

0551.413 - 011.23
 УДК 629.735.03.83(045)

ГТД, ПС-90А, емісійні АГ,
 процесс рабочий АГ
 характеристики эмитсионные АГ.

О.С. Якушенко, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.,
О.І. Чумак, асист.,
В.М. Охмакевич, мол. наук. співроб.,
В.Є. Мільцов, мол. наук. співроб.

ОЦІНКА ВПЛИВУ ВИРОБНИЧО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ І ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ФАКТОРІВ НА ЕМІСІЙНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Розглянуто методи отримання емісійних характеристик авіаційних газотурбінних двигунів. Описано методіку проведення числового експерименту, направлено на отримання емісійних характеристик газотурбінних двигунів, яка спирається на математичну модель робочого процесу двигуна. Методика дозволяє враховувати вплив виробничо-технологічних і експлуатаційних факторів на емісійні характеристики двигуна. Наведено отримані в результаті експерименту емісійні характеристики двигуна ПС-90А.

Найбільш характерною рисою останнього десятиріччя в питаннях забезпечення екологічної безпеки авіаційного транспорту є тенденція до значного обмеження викидів у атмосферу екологічно небезпечних речовин. Розвинені країни світу ввели на своїй території заборону на експлуатацію літаків, емісійні характеристики (ЕХ) яких не відповідають новим вимогам, а за експлуатацію інших повітряних суден з їхніх експлуатантів береться мито відповідно до об'єму викидів, яке у більшості випадків призначається, виходячи з емісійних характеристик середньостатистичного повітряного судна та узагальненого польотного циклу або його частини. Перехід на державному рівні до контролю індивідуальних ЕХ газотурбінних двигунів (ГТД) дозволить отримувати об'єм викидів конкретного повітряного судна при виконанні конкретного польоту.

Усі перераховані зміни обумовлюють необхідність створення нових методів оцінки індивідуальних ЕХ повітряних суден та маси викидів забруднюючих речовин при експлуатації повітряного судна. На етапі проектування повітряного судна і, в першу чергу, його силової установки наявність таких методів дозволить оптимізувати їхні параметри з точки зору зниження витрат за екологічними статтями видатків, на етапі експлуатації – оптимізувати, виходячи з умов експлуатації та індивідуального поточного технічного стану об'єктів контролю, періодичність проведення керуючих впливів, таких як промивання проточної частини двигунів, регулювання агрегатів ГТД, зміна режимів роботи силової установки або профілю польоту.

Маса викидів забруднюючих речовин при роботі ГТД визначається великою кількістю чинників:

- часом роботи двигуна;
- зовнішніми умовами роботи (параметрами потоку на вході ГТД);
- режимом роботи ГТД, що задається положенням важеля керування двигуном;
- роботою системи автоматичного керування двигуна;
- технічним станом елементів проточної частини конкретного ГТД.

При цьому відмінність функціональних характеристик елементів проточної частини та агрегатів системи автоматичного керування конкретного екземпляра двигуна від середньостатистичного може виникнути:

- при виготовленні, складанні та регулюванні двигуна;
- у результаті конструктивно-технологічних доробок ГТД;
- як наслідок зміни технічного стану і функціональних характеристик вузлів двигуна у процесі експлуатації.

Зміна функціональних характеристик вузлів компресора (вентилятора) обумовлена зміною шорсткості поверхні, настроюванням регульованих направляючих апаратів, виникненням забоїн і т.д. Виступи і нерівності на поверхні лопаток, що не перевищують товщини приграничного шару, впливають на приграничний шар і тільки через нього на потік у міжлопаткових каналах.

Нерівності, що виступають за межі цього шару, впливають безпосередньо на течію в ядрі потоку, призводячи до інтенсивного вихороутворення. За деякими даними, збільшення шорсткості призводить до зменшення ступеня підвищення тиску до 30 % при одночасному зменшенні об'ємної витрати повітря на 15–20 % порівняно зі значенням витрати через компресор із гладкими лопатками. Крім того, збільшення шорсткості лопаток призводить до істотного зменшення ККД компресора. У деяких випадках відбувається абразивний виробіток лопаток твердими частками (пилом), що міститься в потоці робочого тіла. При цьому зменшується розмір хорд лопаток, що призводить до зменшення роботи стискання компресора і до зміни обтікання лопаток. Усе це також викликає зниження витрати робочого тіла, напірності каскаду компресора та його ККД.

Деградація характеристик турбіни може йти зі збільшенням або зі зменшенням прохідного перетину вузла. Перший випадок може бути наслідком вигорання, газової ерозії або корозії робочих і соплових лопаток турбіни і найбільш характерний для деталей перших ступенів. Другий вид деградації виникає в результаті нагароутворення на деталях турбіни і зустрічається на останніх ступенях турбіни. В обох випадках відбувається зниження ККД вузла. На функціональні характеристики турбіни істотний вплив мають також схема подачі охолоджуючого повітря, радіальний зазор між бандажною полицею і корпусом, стан поверхні лопаток.

Зміна функціональних характеристик агрегатів системи автоматичного керування може відбуватися через регулювання агрегатів у межах конструктивних допусків, при зміні жорсткості (старінні) пружин, забрудненні жиклерів, зміні функціональних характеристик первинних перетворювачів та ін. Кінцевий вплив всіх цих факторів полягає, в першу чергу, у зміні залежності між положенням важеля керування ГТД і режимом його роботи у заданих умовах експлуатації та у зміні граничних значень параметрів, що мають обмежувачі в системі автоматичного керування.

Для вирішення задачі визначення ЕХ ГТД використовуються два взаємодоповнюючі підходи. Перший підхід передбачає визначення ЕХ двигуна під час проведення визначеного набору натурних та стендових випробувань у різних умовах і на різних режимах роботи. До недоліків такого підходу слід віднести його значну трудоемність, проблеми, що виникають при реалізації екстремальних умов роботи ГТД, а також високу собівартість проведення випробувань. Для реалізації такого підходу необхідно мати спеціально обладнані випробувальні комплекси.

Другий підхід передбачає використання розрахункових методів визначення ЕХ. При цьому використовують методи розрахунку, які дозволяють при наявності досить незначного об'єму експериментальних даних визначити ЕХ будь-якого двигуна даного типу в широкому діапазоні режимів і умов експлуатації. На сьогодні розроблено багато таких методів [1; 2]. При цьому шукана ЕХ може бути зображена як функція трьох векторів:

$$EХ = f(\overline{x_1}, \overline{x_2}, \overline{x_3}), \quad (1)$$

де $\overline{x_1}$ – вектор параметрів, які визначаються конструктивними особливостями середньостатистичного ГТД; $\overline{x_2}$ – вектор параметрів робочого процесу конкретного ГТД на розглянутому режимі; $\overline{x_3}$ – вектор параметрів, які визначаються факторами, що справляють мінімальний вплив на робочий процес двигуна але суттєво змінюють його ЕХ (вміст домішок у паливі, використання «бездимної» камери згорання і т.д.).

При практичній реалізації залежності (1) виникає необхідність у визначенні значень компонентів вектора $\overline{x_2}$ з урахуванням впливу виробничих та експлуатаційних факторів. На рис. 1 наведено схему комплексу математичних моделей, який дозволяє вирішити цю задачу.

Розроблена методика дозволяє проводити чисельні експерименти, протягом яких моделюються умови роботи двигуна з урахуванням впливу багатьох факторів:

- атмосферних умов на маршрутах, що обслуговуються повітряним судном;
- особливостей льотної експлуатації двигуна (профілю польоту, режимів роботи);
- відборів потужності і робочого тіла на потреби літака;
- характеристик палива.

Ця методика дозволяє розраховувати інтегральні ЕХ, такі, як маса викидів забруднених речовин за злітно-посадковий цикл та ін.

Основою методики отримання ЕХ ГТД є комплекс алгоритмів і їх програмного забезпечення, що поєднує математичну модель аеродинаміки повітряного судна та модель розрахунку ЕХ (індексів емісії) силової установки. Остання, у свою чергу, складається з математичної моделі робочого процесу ГТД, моделі його системи автоматичного керування та моделі, що дозволяє за наявними значеннями параметрів робочого процесу проводити розрахунок ЕХ ГТД (рис. 2).

Як приклад практичної реалізації моделі, наведеної на рис. 2, було створено розрахунковий комплекс для отримання ЕХ двигуна ПС-90А (двовальний двоконтурний зі змішанням потоку). Базою цього комплексу є математична модель робочого процесу (ММРП) двигуна, яка дозволяє визначати основні параметри робочого процесу в широкому діапазоні умов експлуатації і режимів роботи двигуна. Ця модель має другий рівень складності, коли математичні моделі вузлів ГТД подано формальним описом їхніх характеристик, що не розкривають процесів, які протікають в окремих елементах. Модель встановлює зв'язок між геометричними характеристиками проточної частини і параметрами робочого процесу двигуна.

Розрахунок параметрів виконується на основі відомих значень зовнішніх і внутрішнього режимних параметрів, а також з урахуванням параметрів стану ММРП. Як параметри стану використано набір із 41-го коефіцієнта, які визначають зміщення функціональних характеристик основних елементів проточної частини відносно відповідних характеристик середньостатистичного двигуна на початку його експлуатації. Одиничні значення параметрів стану відповідають технічному стану середньостатистичного двигуна.

Зовнішніми режимними параметрами обраної ММРП є:

- параметри повітря на вході до ГТД;
- швидкість польоту повітряного судна;
- величини відборів повітря та механічної енергії від двигуна на потреби літака.

Внутрішнім режимним параметром ММРП може виступати будь-який із параметрів функціонування ГТД. Більш докладно використана ММРП описана в роботі [1].

Основним завданням математичної моделі системи автоматичного керування є контроль значень параметрів, що мають обмежувачі. Якщо значення параметра знаходиться поза границями обмеження, то такий параметр використовується як режимний у ММРП, а його значення буде дорівнювати границі обмеження.

Для перерахунку параметрів робочого процесу в ЕХ можна використати залежності, наведені у роботах [2; 3].

Як приклад використання цього підходу було виконано розрахунок залежності відносного індексу емісії EI_{NOx} / EI_{NOx}^B (EI_{NOx} – значення індексу емісії окислів азоту конкретного екземпляра двигуна на заданому режимі, EI_{NOx}^B – значення індексу емісії середньостатистичного двигуна під час роботи на базовому режимі). При цьому була використана залежність [3]:

$$\frac{EI_{NOx}}{EI_{NOx}^B} = \sqrt{\frac{P}{P^B}} \frac{\alpha^B}{\alpha} e^{\left[\frac{T-T^B}{a} \frac{h^B-h}{b} \right]},$$

де P , T – тиск та температура повітря на вході в камеру згорання; α – коефіцієнт надлишку повітря в камері згорання; h – вологість атмосферного повітря; a , b – емпіричні константи (для ПС-90А $a = 288$, $b = 53,9$).

Як базовий обрано режим роботи середньостатистичного ГТД ПС-90А на злітному режимі при стандартних атмосферних умовах. При цьому $T^B = 830K$, $P^B = 30,8 MPa$, $\alpha^B = 2,472$.

При оцінці впливу режиму роботи ГТД на його ЕХ розраховано залежність параметра EI_{NOx} / EI_{NOx}^B від частоти обертання вентилятора. На рис. 3 наведено отриману характеристику середньостатистичного двигуна, який працює у стандартних атмосферних умовах.



Рис. 1. Схема комплексу розрахунку інтегральних ЕХ ГТД

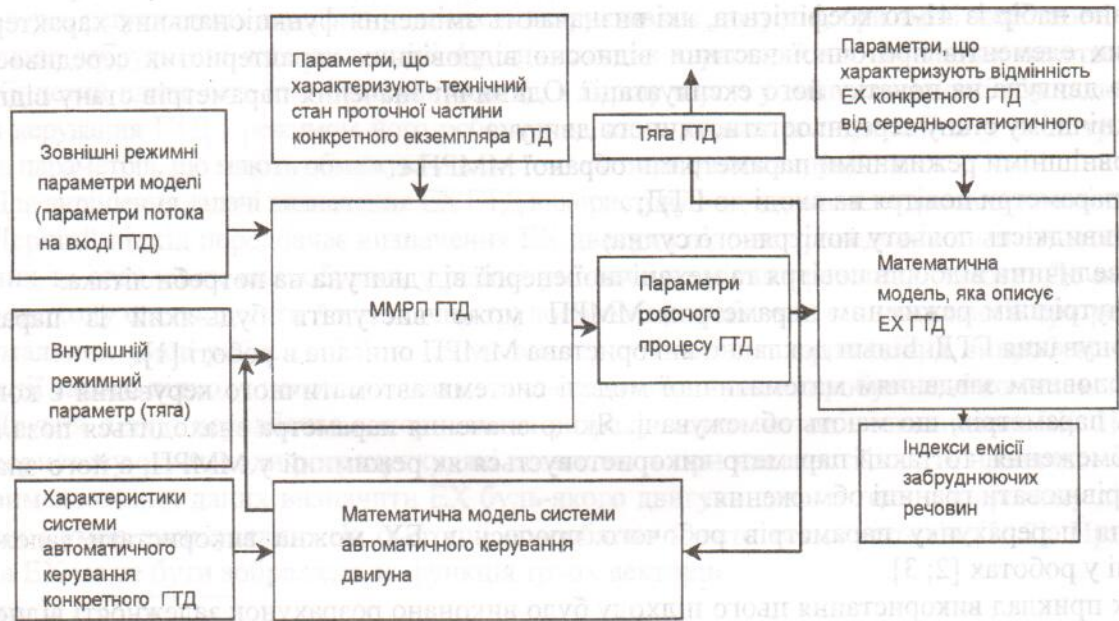


Рис. 2. Схема математичної моделі для розрахунку індексів емісії силової установки



Рис. 3. Залежність параметра EI_{NOx}/EI_{NOx}^B від частоти обертання вентилятора

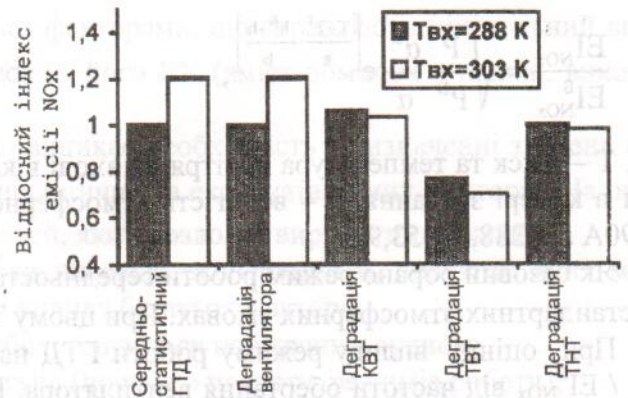


Рис. 4. Емісійна характеристика середньостатистичного ГТД та двигунів з деградацією проточної частини

Крім того, для оцінки впливу технічного стану ГТД було проведено розрахунок ЕХ середньостатистичного двигуна та двигунів з деградацією проточної частини при різній температурі атмосферного повітря $T_{ВХ}$ (рис. 4). Робота двигуна моделювалася на злітному режимі, коли якийсь із параметрів, що мають обмеження у системі автоматичного керування, досягав межового значення. Барометрична висота розташування ГТД та швидкість польоту дорівнювали нулю.

Розрахунок проведено для п'яти варіантів технічного стану проточної частини ГТД: середньостатистичного двигуна; двигунів, що відрізняються від середньостатистичного станом таких елементів проточної частини, як вентилятор, компресор високого тиску (КВТ), турбіна високого (ТВТ) та низького (ТНТ) тиску. В останніх чотирьох випадках моделювалися зміни двовимірних функціональних характеристик розглянутих елементів проточної частини, що відповідають розвитку в процесі експлуатації двигуна таких явищ, як забруднення лопаток вентилятора і КВТ, прогар вихідних крайок соплових апаратів ТВТ та нагароутворення на лопатках ТНТ. Моделювання зміни функціональних характеристик відповідного каскаду здійснювалося введенням до ММРП двигуна таких параметрів стану (масштабних коефіцієнтів): напірності $a_{РВН} = 0,95$ і ККД $a_{ЕВН} = 0,95$ вентилятора, витрати $a_{СКВ} = 0,95$ і ККД $a_{ЕКВ} = 0,95$ КВТ, витрати $a_{АТВ} = 1,05$ і ККД $a_{ЕТВ} = 0,95$ ТВТ, витрати $a_{АТН} = 0,95$ і ККД $a_{ЕТН} = 0,95$ ТНТ.

Список літератури

1. *Игнатович С.Р., Якушенко А.С.* Использование математической модели рабочего процесса ГТД при прогнозировании его остаточного ресурса // Прогресс-технология-качество: Тр. Второго конгресса двигателестроителей Украины. – ИМиС, 1997. – С. 279–281.
2. *Deidewig F., Ledit M.* NOx emissions from Aircraft/Engine Combinations in Flight // Impact of Emissions from Aircraft and Spacecraft Upon the Atmosphere Proceedings of Int. Scientific Colloquium, Cologne. – Germany, 1994. – P. 44–49.
3. *Руководство по расчету факторов неблагоприятного воздействия воздушных судов ГА на окружающую среду.* – М.: МГА, 1986. – 244 с.

Стаття надійшла до редакції 17.06.02.

0530-089.403 - 0116641.0
УДК 629.735.33.015.3.024 + 629.735.33.042

фюзеляж самолета, разгерметизация самолета, аварийное вытекание адiabатического, модель математическая

В.Д. Доник, канд. техн. наук

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВИЗНАЧЕННЯ ВИТРАТ ПОВІТРЯ ДЛЯ ПОЛІТРОПНОГО ПРОЦЕСУ ПРИ РОЗГЕРМЕТИЗАЦІЇ ВІДСІКА ЛІТАКА

Розроблено математичну модель визначення витрат повітря для політропного процесу витікання повітря з об'єму. Досліджено характеристики моделі. Визначено адекватність розробленої моделі реальному процесу.

При дослідженні багатьох практичних задач витікання повітря з відсіку фюзеляжу літака виникає необхідність виконувати розрахунки витрат повітря відповідно до параметрів повітря всередині відсіка і параметрів середовища, куди газ витікає. Широке застосування одержала формула розрахунків витрат повітря при витіканні через повільно звужувальне сопло при адіабатичному процесі витікання [1; 2]. З інженерної точки зору більше переваги отримала формула, запропонована П.В. Тарасовим [3]. Недоліком цих моделей є обмеженість їх використання і необхідність визначення коефіцієнта витрат при вивченні нових фізичних процесів або зміні умов перетікання повітря між відсіками. Для визначення більш переважної моделі розрахунку витрат повітря були проведені дослідження.

Розглянемо течію повітря для елементарного струменя від перерізу 1 до перерізу 2 через поперечний переріз площею F . Тиск P , густина ρ , температура T і швидкість повітря W у цих перерізах відомі. Припустимо, що при русі повітря від перерізу 1 до перерізу 2 здійснюється