

7. Кривошеев И. А., Ахмедзянов Д. А. Моделирование динамических процессов в сложных системах : монография. Уфа : УГАТУ, 2003. 99 с.

УДК 629.452

Пономаренко А. В., викладач

Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна

ПРОБЛЕМИ МОДЕЛЮВАННЯ ЗАПУСКУ АВІАЦІЙНИХ ГТД

При проектуванні авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД), ідентифікації моделей за результатами експериментів, при діагностиці стану двигуна по динамічним параметрам важливу роль відіграють універсальні системи моделювання, що дозволяють аналізувати перехідні процеси в широкому діапазоні, включаючи процеси запуску і зупинки.

Розгін двигуна характеризують мінімальним часом, потрібним для переходу з режиму малого газу на режим максимальної тяги. Автоматичні регулятори, що визначають програми подачі палива при запуску, розгоні і скиданні газу двигуна, конструктивно виконуються як самостійні агрегати в регуляторах витрати палива основного контуру двигуна. У тому випадку, коли ці регулятори дозують подачу палива в залежності від параметрів робочого процесу, вони утворюють замкнену систему регулювання. У деяких випадках окремі вузли цієї системи використовуються для регулювання подачі палива або для обмеження деяких параметрів на сталих режимах, тобто здійснюється поєднання функцій, що сприяє спрощенню конструкції регуляторів витрати, зниження маси і зменшення габаритів. У разі, коли програма подачі палива на перехідних режимах не залежить від поточних значень параметрів двигуна, регулятори розгону являють собою незамкнуту систему регулювання: наростання і зменшення подачі палива відбувається за часом процесу.

Найбільші проблеми виникають при дослідженні та моделюванні запуску авіаційних ГТД. Задача забезпечення надійного запуску силової установки в широкому діапазоні умов експлуатації є найважливішою проблемою при створенні двигуна. Відмінною рисою запуску ГТД є робота вузлів і елементів двигуна на глибоко нерозрахованих режимах [1, 2]. Забезпечення надійного і швидкого запуску при мінімізації енерговитрат, маси і габаритів пускової системи можливо тільки на основі всебічного вивчення процесів запуску з урахуванням взаємного впливу різних динамічних факторів, що впливають на характер протікання перехідних процесів в двигуні [3].

Запуск – процес переходу двигуна від стану спокою в наземних умовах або режимі авторотації в польоті до мінімально стійкого режиму роботи – режим малого газу (МГ). У процесі запуску для початкової розкрутки ротора двигуна, подачі палива і розпалювання камери згоряння застосовується спеціальна система запуску.

З точки зору ТАУ (теорії автоматичного управління), запуск – вимушений рух динамічної системи – ГТД. Він описується диференціальними рівняннями на основі законів збереження енергії, речовини, кількості руху для фізико-хімічних процесів, що відбуваються в елементах двигуна (вхідний пристрій, компресор і турбіна, камера згоряння).

Основні фактори, які необхідно враховувати при дослідженні та моделюванні запуску:

- необхідність отримання точних значень моментів інерції роторів двигуна як основного значимого динамічного фактору;
- робота двигуна на глибоких нерозрахованих режимах;
- складність отримання характеристик вузлів двигуна в широкому діапазоні режимів роботи: характеристик компресора, турбіни, камери згоряння, вхідного і вихідного пристроїв;
- складність отримання кордонів для займання і стійкого горіння в камері згоряння;
- необхідність отримання характеристик пускових пристроїв (ПП) різних типів;
- необхідність оптимізації моменту, переданого з ПП на ротор двигуна;
- урахування зміни споживаної потужності для розкрутки ротора двигуна і її зміни при різних температурах атмосферного повітря;
- урахування газодинамічної і теплової інерційності робочого тіла в газоповітряному тракті двигуна;
- зміна ККД вузлів в залежності від теплового стану двигуна;
- нерівномірність поля температур і швидкостей в перерізах;
- опис елементів автоматики, що реалізують запуск.

Процес запуску зазвичай ділять на три основних етапи. На першому етапі запуску камера згоряння ще не діє і ротор двигуна розкручується пусковим пристроєм від нерухомого стану до частоти обертання, при якій відбувається розпал камери згоряння.

Оскільки необхідно зробити процес запуску якомога коротше, потрібна велика потужність пускового пристрою. Перший і другий етапи запуску визначають необхідну потужність, масу і габарити пускового пристрою. Значення частоти обертання ротора визначається умовами розпалювання камери згоряння і характеристикою компресора. Для надійного розпалювання камери потрібна певна мінімальна витрата палива, при якій виходить задовільне розпилювання палива форсунками (навіть при низькій температурі палива), при цьому витрата повітря повинна бути досить великою, щоб при обраному дозуванні палива мати допустимі значення коефіцієнта надлишку повітря.

На другому етапі пусковий пристрій разом з турбіною виводять двигун на частоту обертання ротора, при якій відбувається вимикання пускового пристрою. Турбіна, працюючи на гарячому газі, розвиває досить велику потужність і стає основним джерелом потужності в процесі розкрутки ротора. Для скорочення тривалості другого етапу запуску необхідно підтримувати якомога більшу температуру газу перед турбіною. У робочому діапазоні

двигуна можуть бути різні умови, в яких дана дозування палива буде недостатня і призведе до «бідному зависання».

На третьому етапі запуску відбувається розкрутка ротора двигуна до частоти обертання МГ, що здійснюється тільки турбіною. Необхідна тривалість запуску встановлюється в залежності від призначення літального апарату. Скорочення часу запуску пов'язано зі збільшенням потужності ПП і підвищенням температури газу перед турбіною. Збільшення потужності призводить до обваження системи запуску, що працює досить нетривалий час, а в решту часу є «зайвим вантажем».

Розроблена система моделювання роботи авіаційних двигунів в термогазодинамічному аспекті DVIGwr [4] дозволяє моделювати різні несталі режими, в тому числі і запуск. Для моделювання запуску в системі необхідно провести низку доробок (внести зміни в алгоритми модулів регулятора подачі палива, камери згоряння, турбіни, агрегату).

Таким чином, модель пускового пристрою ГТД повинна імітувати вплив на двигун будь-якого з існуючих ПП. Це досягається можливістю регулювати закони зміни потужності, моменту інерції, ККД пускового пристрою.

Список літератури

1. Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неустановившиеся режимы работы авиационных двигателей. М. : Машиностроение, 1975. 216 с.
2. Черкасов Б. А. Автоматика и регулирование ВРД : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 1988. 360 с.
3. Ахмедзянов Д. А., Власова Е. С. Моделирование переходных режимов работы авиационных ГТД в системе DVIGwr. Уфа : УГАТУ, 2004. 43 с.
4. Ахмедзянов Д. А., Кривошеев И. А., Гумеров Х. С. Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVIGw. Уфа : УГАТУ, 2003. 162 с.

УДК 629.735.45.035

Соколов Д. М., курсант

Науковий керівник: Тягній В. Г., к.т.н., с.н.с., викладач-методист

Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна

ХВИЛЬОВА КРИЗА НГ ВЕРТОЛЬОТУ, ПРИЧИНИ ЇЇ ПОЯВИ І ПРОПОЗИЦІЇ ЩОДО ЗМЕНШЕННЯ ЛОБОВОГО ОПОРУ

На сучасному етапі розвитку вертольотобудування можливі досягнення граничних значень швидкостей польоту і високих маневрених характеристик, які обмежені розвитком критичних явищ, що виникають на лопатях НГ, а саме:

– проявом ефекту стисливості повітря на кінцевих ділянках настигаючої лопаті в азимут $\psi = 90^\circ$, який характеризується навколо-звукових обтіканнях кінцевих перерізів лопаті і розвитком хвильової кризи;