

В настоящее время в целях повышения безопасности полетов в состав автоматизированных систем управления воздушным движением (АС УВД) включаются интеллектуальные модули – системы поддержки принятия решения (СППР), в которых реализована информационная поддержка авиационного оператора [4]. Они содействуют оперативному принятию решения экипажем ВС.

Список літератури

1. Михалик Н. Ф., Джафарзаде Р. М., Малишевский А. В. Проблема эксплуатации воздушных судов в экстремальных условиях. Постановка задачи. *Труды общества исследователей авиационных происшествий*. Вып. 16. М.: Полиграф. 2004. 416 с.
2. Швец В. А., Алексеев О.Н. Анализ состояния аварийности гражданских воздушных судов Украины за период 1998–2007 гг. Госавиаадминистрация. 2008. 83 с.
3. Лебедев С.Б. Основы теоретической подготовки диспетчеров по обеспечению полетов. 2-е изд., перер. и доп. Авиакомпания «Международные Авиалинии Украины». Киев. 2005. 796 с.
4. Харченко В. П. Майбутнє аерокосмічних інформаційних систем і керування транспортом. *Вісник КМУЦА*. К.: КМУЦА, 1999. Вип. 2. С. 166–179.

УДК 629.452

Пономаренко А. В., викладач

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

ЩОДО ВИКОРИСТАННЯ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ПРИ ОПИСІ РОБОЧИХ ПРОЦЕСІВ АВІАЦІЙНИХ ГТД

Термогазодинамічні процеси, що протікають в авіаційному газотурбінному двигуні (ГТД), істотно залежать від зовнішніх впливів (числа Маха, висоти польоту тощо) і змінюються в часі. Параметри цих процесів залежать як від виду впливу, так і від швидкості зміни цього впливу. Наприклад, зміна параметрів двигуна при зміні частоти обертання з n_1 до n_2 при $\Delta\tau = \infty$ є псевдосталим режимом або дросельною характеристикою. У кожній точці цієї характеристики виконуються основні умови спільної роботи ГТД на сталих режимах. При зміні частоти обертання з прискоренням $dn/dt \neq 0$ під впливом збурюючих або керуючих факторів порушуються квазістаціонарні умови спільної роботи основних вузлів ГТД, що відповідає перехідним (несталим) режимам роботи авіаційного ГТД [1].

Необхідна адекватність математичної моделі термогазодинамічних процесів в авіаційних ГТД різних схем дозволяє забезпечити необхідні динамічні характеристики, оптимізувати параметри робочого процесу і скоротити час проектування і доведення двигуна [2].

Сучасний авіаційний ГТД – це складна, багатовимірна динамічна система, для якої основними особливостями є висока напруженість робочого процесу, багаторежимний і широкий діапазон зміни параметрів зовнішнього середовища, керуючих та інших впливів. Відповідно до термогазодинамічної і механічної основою робочих процесів в ГТД при його моделюванні основними є фундаментальні рівняння збереження маси, руху і енергії. Залежно від етапу проектування і доведення їх доцільно використовувати в трьох-, двох, одно- і нульвимірній постановці. Для моделювання нестационарних процесів в рівняннях повинні враховуватися процеси накопичення (витрати) речовини і енергії (механічної, внутрішньої, виробленої газом роботи) в елементах двигуна (в проточній частині, в роторі тощо), Динаміка фізико-хімічних процесів (випаровування, змішання, займання, згоряння палива в камері згоряння).

Структура і точність математичної моделі визначаються характером задачі, для розв'язання якої вона призначена. Існуючі математичні моделі ГТД можуть бути розділені на наступні групи [3–5]:

1. Поелементна імітаційна математична модель будується за принципом досить точного опису процесів в основних вузлах і агрегатах двигуна, дозволяє розв'язувати широке коло задач, таких як:

- розрахунок параметрів на сталих режимах роботи (дросельні і висото-швидкісні характеристики);
- відтворення перехідних процесів при запуску, дії зовнішніх і внутрішніх збурень тощо;
- прогнозування характеристик в нештатних ситуаціях;
- перевірка впливу різних способів управління на експлуатаційні властивості двигуна;
- супроводжувальне моделювання натурних випробувань.

2. Багаторежимна спрощена математична модель будується на основі динамічної і дросельних характеристик двигуна. За допомогою таких моделей апроксимують результати, отримані за поелементними імітаційними моделями або експериментальними характеристиками. Вона дозволяє:

- моделювати роботу двигуна в широкому діапазоні режимів і умов польоту;
- розрахунки перехідних процесів виконувати в реальному масштабі часу;
- моделювати роботу в складі тренажера в інтегральних САУ;
- проводити сполучення моделі двигуна з реальною апаратурою.

3. Лінійна математична модель, що відтворює нестационарні процеси в двигуні в деякій околиці розрахункового режиму, будується шляхом лінеаризації різними методами рівнянь вихідної нелінійної поелементної моделі, або шляхом лінеаризації багаторежимної спрощеної моделі, або апроксимацією експериментальних динамічних характеристик (перехідних функцій або частотних характеристик).

4. Регресивні математичні моделі будуються у вигляді регресійних залежностей між вхідними та вихідними параметрами двигуна, коефіцієнти яких визначаються на основі досить великої кількості розрахункової або

експериментальної інформації. Моделі призначені для розв'язання частинних задач, що виникають при дослідженні САУ двигунів.

5. Нестационарна динамічна модель, що відтворює випадкові процеси в проточній частині двигуна (шуми). Модель призначена для дослідження роботи САУ двигуна при дії випадкових перешкод.

Розвиток уявлень про двигуни як об'єкт управління можна простежити за тим, як розвивалася математична модель ГТД [6]. На початковому етапі розвитку авіадвигунобудування при проектуванні системи управління ГТД широко використовувалася лінійна математична модель, що відтворює динамічні процеси, пов'язані зі зміною параметрів робочого процесу в околиці розрахункового режиму. Ідентифікація моделі здійснювалася на основі обробки експериментальних характеристик: перехідних процесів або частотних характеристик. Ці моделі являли собою інерційну ланку першого порядку, що враховує інерційність маси турбокомпресора і його здатність до самовирівнювання. Подальший розвиток моделей призвело до створення динамічної характеристики ГТД, що являє собою багаторежимну спрощену нелінійну модель двигуна, що відображатиме його роботу в широкому діапазоні зміни частоти обертання турбокомпресора і умов польоту.

Методи використання інформаційних технологій в істотній мірі визначають можливість створення авіаційних двигунів, особливо це стосується двигунів нових поколінь. Будь-яка складна технічна система в своєму розвитку неминуче досягає етапу, коли ефективна організація її життєвого циклу в цілому (в рамках концепції CALS) і, перш за все, на стадії розробки вимагає використання системного підходу, динамічного формування багаторівневої багатоаспектною імітаційної моделі для умовної структурної та параметричної оптимізації на всіх етапах проектування і доведення [7].

Таким чином, різноманіття невстановлених режимів роботи ГТД і складність їх робочих процесів зумовлюють певні труднощі математичного опису термогазодинамічних процесів, пов'язані як зі складністю фізико-хімічних процесів, так і з організацією обчислювальних процесів і розв'язання систем диференціальних рівнянь, що описують динаміку двигуна.

Список літератури

1. Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неустановившиеся режимы работы авиационных двигателей. М. : Машиностроение, 1975. 216 с.
2. Августиневич В. Г. Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей. М. : Машиностроение, 1984. 200 с.
3. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей : учебник для вузов / под ред. проф. А. М. Ахмедзянова. М. : Машиностроение, 2000. 454 с.
4. Добрянский Г. В., Мартянова Т. С. Динамика авиационных ГТД. М. : Машиностроение, 1989. 240 с.
5. Чуян Р. К. Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1988. 288 с.
6. Проблемы проектирования и развития систем автоматического управления и контроля ГТД / Кусимов С. Т., Ильясов Б. Г., Васильев В. И. и др. М. : Машиностроение, 1999. С. 609.

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.