

*О.М. Глазок, канд. техн. наук (Національний авіаційний університет, м.Київ)*

## **БЛОК ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ У СКЛАДІ БОРТОВОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ**

*Розглядаються вимоги до системи керування сучасним літальним апаратом. Для підвищення якості керування запропоновано включити в склад авіаційного комплексу модуль чисельного моделювання аеродинамічних процесів та пов'язаний з ним модуль ідентифікації.*

Створення сучасних літальних апаратів (ЛА) є процесом, який концептуально розуміється як створення авіаційних комплексів. Зокрема, для безпілотних ЛА створюються системи, що отримали назву безпілотних авіаційних комплексів (БАК). Такі системи включають в себе, поряд з бортовими компонентами, і цілий ряд елементів наземного базування – програмне та апаратне забезпечення, інфраструктуру, відповідні людські ресурси та інше.

У звуженому сенсі цього слова, під задачею синтезом закону керування можемо розуміти завдання вибору і розрахунку характеристик керуючих і коригуючих пристроїв (регулятора, управляючої частини системи), які б забезпечили задані статичні і динамічні властивості системи управління.

При цьому передбачається, що основні функціональні елементи (датчики, вимірювальні пристрої, виконавчі механізми і так далі) вже вибрані для конкретного об'єкту управління з урахуванням вимог технічного завдання і утворюють задану (незмінну) частину системи. Традиційно задачі синтезу прийнято вважати більш складними і менш вивченими в порівнянні із завданнями аналізу. Причини такого становища викликані цілим рядом обставин; перш за все, вибір бажаних статичних і динамічних характеристик БСАУ є неоднозначним і пов'язаний з певним ступенем свободи.

В технічному завданні завжди наводиться конкретний набір вимог до характеристик системи, що має бути синтезована. Так, системи управління ЛА повинні бути стійкими у всьому діапазоні зміни умов польоту і забезпечувати ефективне управління кутовими рухами ЛА, рухом центру мас, наведення на меті. Ці системи повинні задовольняти достатньо жорстким вимогам відносно точності стабілізації кутових координат. Зазвичай потрібна підтримка кутових координат ЛА (кутів крену  $\gamma$ , ривання  $\psi$  і тангажа  $\theta$ ) з похибкою не більш  $\pm 0,3^\circ$ , висоти польоту  $h$  – з похибкою менше  $\pm 15$  м, швидкості польоту  $V$  – з похибкою  $\pm (1 - 2) \%$  і т. д.

Системи управління ЛА, крім того, повинні мати високу швидкодію при відпрацюванні зовнішніх збурень, пов'язаних з перенастроюванням регулятора ("режим управління"), або зміною стану навколишнього середовища, діями з боку інших підсистем ("режим стабілізації"). Час встановлення перехідних процесів по основних керуваних координатах, як правило, не повинен перевищувати 3–4 с для швидких (короткоперіодичних) рухів ЛА і 30–40 с для його повільних (довгоперіодичних) рухів, пов'язаних з переміщенням

центру мас. Можливі "викиди" керованих координат повинні бути короткочасними і не перевищувати 2,5–5,0 % від їх поточних значень.

Аналогічні, досить жорсткі вимоги пред'являються і до інших керуючих підсистем ЛА, наприклад до систем управління їх силовими установками, які також часто є багатозв'язними і багатоконтурними.

Залежно від цільового призначення літального апарата та умов його експлуатації, функції системи керування можуть в тій чи іншій пропорції розділятися між бортовими та наземними апаратними обчислювальними ресурсами. Перевагою обчислень на борту є локалізація функції обчислень в тому ж місці, де вони будуть виконуватись, і, таким чином, відсутність проблем, пов'язаних з якістю каналів зв'язку, перервами зв'язку, викривленням інформації, що передається через такі канали, і т.ін. Однак обчислювальні можливості, які можуть бути виконані на борту в режимі реального часу, обмежені, в той час як наземні обчислювальні системи можуть надати обчислювальні ресурси, більші на кілька порядків порівнянно з бортовими. Постає складна імовірнісна оптимізаційна задача, цільова функція якої (можливо, векторна) описує узагальнену якість руху літального апарата, а варійованими величинами є корисне навантаження літака, обчислювальні можливості, які можна розмістити на борту, кількість та розміщення наземних обчислювальних ресурсів, параметри локальної мережі або інших каналів зв'язку, що поєднують наземні ресурси, параметри каналів зв'язку, що організуються між наземними компонентами та літальним апаратом. На додачу до технічних параметрів необхідно враховувати і вартісні параметри по кожній з названих категорій.

Поруч із забезпеченням стійкості, важливим аспектом проектування літальних апаратів та їх систем керування є забезпечення якості руху літального апарату. Якість керування літальним апаратом є одним з важливих факторів безпеки польотів, ефективності застосування та конкуренто-спроможності ЛА. Для пілотованих літаків якість керування визначається нормами льотної придатності; для безпілотних літальних апаратів такі норми ще не були розроблені. Особливості пілотування безпілотних ЛА, такі, як віддаленість оператора, наявність затримок у лінії зв'язку, імовірність тимчасових порушень зв'язку, природно приводять до необхідності посилення вимог до якості керованих процесів руху і забезпечення повного використання ресурсу керованості.

Необхідною умовою оптимальності керування сучасним літальним апаратом є те, щоб згадані алгоритми керування були нелінійними. За умов малих відхилень синтез законів керування може бути виконано з використанням добре розроблених методів лінійної теорії автоматичного керування. Проте на багатьох етапах польоту сучасних літальних апаратів, особливо маневрених, відхилення є значними. Рух об'єкта в умовах великих відхилень, за яких не виконуються умови можливості лінеаризації рівнянь динаміки руху, вимагає врахування нелінійностей динаміки керованого об'єкта. Врахування нелінійних складових керованих процесів за таких умов може призвести до розширення маневрених можливостей літального апарата.

Важливим аспектом якісної системи керування є врахування у моделі літального апарата та у відповідних законах керування нестационарних режимів руху ЛА. У зв'язку з великими розмірностями фазових векторів, що опи-

сують ці режими, не виглядає можливим мати в пам'яті як бортової, так і наземної обчислювальної машини опис (хоча б табличний, з передбаченою можливістю інтерполяції) всіх таких можливих режимів. Тому в структуру системи керування літальним апаратом необхідно включати блок чисельного моделювання аеродинамічних процесів та блок ідентифікації, який дозволить за спостереженнями датчиків отримати вхідні дані для аеродинамічного моделювання. Датчики, як джерела вхідної інформації, фізично знаходяться на борту літального апарата, а значний обсяг обчислень змушує передбачити можливість передачі частини обчислювальної роботи на землю. Таким чином, виникає питання про розподіл функцій між бортовою і наземною частиною авіаційного комплексу; з урахуванням стохастичного характеру роботи каналів зв'язку потребує дослідження також імовірнісний аспект роботи такої системи.

Значний вплив на розв'язання названих задач має обраний метод (методи) ідентифікації аеродинамічних коефіцієнтів, що великою мірою визначає обсяг необхідних обчислень.

Починаючи з середини минулого століття, проблеми ідентифікації детально досліджували Н.С. Райбман і В.М. Чадеєв, І.І. Перельман, П. Ейкхофф [1], Л. Льюнг [2] та ін. [3]. Проте динамічність інформаційних процесів і випадковість їх розвитку створюють значні труднощі у розв'язанні задач ідентифікації через проблему «запасеної енергії» системи, що вперше відзначив І.І.Перельман. Крім того, обмежений інтервал спостереження і вимога фізичної реалізованості розв'язків довгий час не дозволяли дослідникам отримати адекватні розв'язки і аналітичні оцінки їх точності. Однією з перших монографій, де було запропоновано розв'язок цієї задачі, є книга [4].

За півстолітню історію розвитку і вдосконалення методи ідентифікації пройшли ряд важливих етапів з переходом від активного експерименту до використання даних нормального функціонування діючих керованих об'єктів.

Проведення ідентифікації динамічних властивостей об'єкту за даними нормального функціонування можливе на основі рівняння згортки і вивчення статистичних властивостей сигналів. Проте невирішеною залишається проблема визначення параметрів вагової функції, що забезпечують незміщеність оцінки, принаймні, для лінійного наближення.

В процесі ідентифікації разом з управлінням часто використовують випробувальний сигнал (додатковий вплив, призначений для ідентифікації об'єкту), параметри якого узгоджують з режимом нормальної експлуатації об'єкта і допустимими втратами якості управління. В цьому випадку говорять про активну ідентифікацію. При пасивній ідентифікації випробувальний сигнал відсутній, а вимірюваним входом об'єкту є керуючий вплив, який не пов'язаний із задачею ідентифікації, а визначається метою управління. При такому вхідному сигналі ідентифікація об'єкту не завжди можлива, оскільки для успішного розв'язання задачі вхідний сигнал повинен мати достатньо багатий спектр.

Підходи, засновані на методі найменших квадратів і стохастичній апроксимації, припускають перешкоди і збурення випадковими процесами з відомими статистичними характеристиками. Разом з ними розробляється ряд методів ідентифікації лінійних стаціонарних об'єктів при невідомих обмежених збуреннях. Так, скінченно-частотний метод А.Г.Александрова [5] дозволяє

ідентифікувати об'єкти при майже довільних, невідомих обмежених зовнішніх збуреннях і перешкодах вимірювання. Для цього він використовує випробувальний сигнал у вигляді суми гармонік (кількість яких не перевищує порядку об'єкту). У методі передбачене автоматичне настроювання частот такого сигналу, що скорочує час ідентифікації, і його амплітуд, здійснюване для забезпечення вимог до допустимих меж входу і виходу об'єкту, які сформульовані і виконуються для випадку, коли випробувальний сигнал відсутній). Рандомізовані алгоритми розв'язують аналогічні задачі, але вони припускають, що випробувальний сигнал – випадковий процес з відомими статистичними характеристиками. При такому сигналі важко гарантувати задані допуски на виходи об'єкту. Метод скінченно-частотної ідентифікації може бути застосований в основному для одновимірних об'єктів за умови відомого порядку їх диференціальних рівнянь.

### Висновки

1. Складність розв'язання задачі синтезу керування для літального апарата полягає в тому, що вимоги нормативних документів задають лише деяку область допустимих характеристик системи автоматичного керування і не вказують сам механізм призначення параметрів системи, незалежно від того, який спосіб її опису був вибраний – рівняння стану, рівняння «вхід-вихід» або ж операторні рівняння в частотній області.

2. Для підвищення якості роботи системи керування літальним апаратом необхідно включати в склад авіаційного комплексу модуль аеродинамічного моделювання та модуль ідентифікації.

3. При цьому необхідно розв'язати багатокomпонентну оптимізаційну задачу, пов'язану з розподілом обчислювального навантаження між бортовими та наземними частинами авіаційного комплексу. Обраний метод ідентифікації аеродинамічних коефіцієнтів має значний вплив на розв'язання названих задач.

### Список літератури

1. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления / П. Эйкхофф. – М.: Мир, 1975. – 680 с.
2. Льюнг Л. Идентификация систем / Л. Льюнг. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит. – 1991. – 432 с.
3. Прангишвили И.В. Идентификация систем и задачи управления: на пути к современным системным методологиям / И.В.Прангишвили, В.А.Лотоцкий, К.С.Гинсберг, В.В.Смолянинов. // Проблемы Управления. – 2004. – № 4. – С. 1-17.
4. Красовский А.А. Теория корреляционно-экстремальных навигационных систем / А.А.Красовский, И.И.Белоглазов, Г.П.Чигин. – М.: Наука, 1977. – 271 с.
5. Александров А.Г. Метод частотных параметров / А.Г.Александров. // Автоматика и телемеханика. – 1989. – Т. 50. – № 12. – С. 3-15.