

Рис. 2. Вплив відхилення закритків на характерні значення аеродинамічних характеристик:

$$a - c_{y \max} = f(\delta_3), b - \alpha_{кр} = f(\delta_3); v - K_{\max} = f(\delta_3), z - c_x = f(\delta_3);$$

+ – модель 1; ◆ – модель 2; ● – модель 3; ▲ – модель 4

користуються при визначенні льотно-технічних характеристик та розробці документації, що регламентує льотну експлуатацію і спрямована на забезпечення безпеки польотів. Результати продувок є основою для розробки математичних моделей НЛА, призначених для дослідження динаміки керованого руху в очікуваних умовах експлуатації, у тому числі з урахуванням впливу зовнішнього середовища.

Стаття надійшла до редакції 10.04.01.

УДК 629.736.072.8; 681.3

05к 05р-48 + P 124,526-03

В.В. Кабанячий

## ІМІТАЦІЯ АКСЕЛЕРАЦІЙНИХ ДІЯНЬ НА АВІАЦІЙНИХ ТРЕНАЖЕРАХ

*Розглянуто задачу імітації акселераційних діянь на авіаційних тренажерах літальних апаратів. Викладено обґрунтування і математичну постановку задачі та показано складові її розв'язання.*

Сучасні авіаційні тренажери складаються з декількох взаємозв'язаних і взаємодіючих систем, серед яких однією з найважливіших є імітатор акселераційних діянь (АД). Його призначенням є імітація АД, які виникають під час руху літального апарата (ЛА) та забезпечують пілота неінструментальною інформацією про зміни положення ЛА та функціонування його систем.

У методичному відношенні імітація АД на авіаційних тренажерах являє собою дуже складну проблему. Це обумовлене тим, що точне відтворення АД, які виникають у реальному польоті, можливе лише при точному відтворенні просторового руху ЛА. Але через конструктивні та економічні обмеження динамічний стенд (ДС) авіаційного тренажера має певні обмеження порівняно з ЛА і здатен імітувати АД тільки в цих межах [1; 2].

Перше обмеження обумовлене кількістю степенів вільності ДС. Вартість і тривалість розробки та виготовлення сучасного ДС дуже великі. З кожним додатковим ступенем вільності складність конструкції та вартість ДС суттєво зростають. Вартість шестиступеневого ДС опорного типу з довжиною гідропідшипників 1,5 м становить 2 млн. доларів США. З огляду на відсутність норм і універсальних критеріїв оцінки імітаторів АД завищення вимог до кількості степенів вільності ДС призводить до непродуктивних витрат та різкого зростання вартос-

ті авіаційного тренажера. З метою зменшення витрат створюють ДС з різною кількістю степенів вільності, а оптимальну кількість степенів вільності визначають за значенням для пілотування АД за тими чи іншими степенями вільності. Визначення мінімальних вимог до кількості степенів вільності ДС, що забезпечують достатню якість навчання, залежить від тих задач пілотування, які будуть відпрацьовуватися на даному авіаційному тренажері. Для визначення степенів вільності ДС, потрібних для імітації АД, використовують степінь кореляції параметрів виконання польотних завдань на авіаційних тренажерах та ЛА.

Проведені дослідження різних маневрів ЛА [3] дозволили отримати експертні оцінки пілотів значимості різних джерел інформації, а також значимості АД за різними степенями вільності під час виконання маневрів. Аналіз отриманих результатів показав, що для пілотування найважливішими є АД за тангажем, креном та вертикальним ступенем вільності, а найменш суттєвими є АД за поздовжнім ступенем вільності. Вони важливі лише під час руху ЛА по землі для імітації режимів розгону та гальмування. Таким чином, для авіаційних тренажерів, призначених для наближеного розв'язання різних задач пілотування, можна обмежитися ДС з трьома степенями вільності (тангажем, креном і вертикальним ступенем вільності). Для повнішого і точнішого розв'язання задач на авіаційних тренажерах потрібен ДС уже з п'ятьма степенями вільності (тангажем, креном, ристанням, вертикальним і поперечним степенями вільності), а для повної імітації просторового руху ЛА – з шестиступеневим ДС.

Друге обмеження викликане суттєвими обмеженнями конструктивних або призначених робочих діапазонів переміщень платформи динамічного стенда (ПДС) за лінійними степенями вільності. Внаслідок обмежень за лінійними степенями вільності з'являються обмеження робочих діапазонів переміщень ПДС за кутовими степенями вільності. На авіаційних тренажерах імітуються як низькочастотні (маневровий рух), так і високочастотні (трясіння та поштовхи) складові руху ЛА. Ці складові руху сприймаються різними рецепторами вестибулярного аналізатора людини (гранична частота 0,3 Гц) і імітуються окремо. Для імітації високочастотних складових руху ЛА ПДС повинна здійснювати невеликі переміщення. Наявні робочі діапазони переміщень ПДС дозволяють імітувати їх з високою достовірністю. Для імітації ж низькочастотних складових руху ЛА ПДС повинна здійснювати значні переміщення. Для досягнення заданого кутового прискорення (градієнта лінійного прискорення) ПДС потрібно розігнати, а для нейтралізації кутового прискорення (градієнта лінійного прискорення) – загальмувати. Переміщення ПДС необхідні частково для розгону ПДС і, головне, для її гальмування. Тому вони залежать від максимального створюваного кутового прискорення (градієнта лінійного прискорення) ПДС, а не від проміжку часу, протягом якого це кутове прискорення (градієнта лінійного прискорення) витримується [2].

Як показують деякі розрахунки [1], для імітації АД, вірогідність виникнення яких у польоті для пасажирських ЛА більша за 5%, при використанні традиційних способів імітації АД потрібні переміщення ПДС до 10 м. На шляху реалізації таких переміщень ПДС виникають значні технічні проблеми, які, враховуючи масу кабін ЛА, для комплексних авіаційних тренажерів практично неможливо розв'язати. Тому в комплексних авіаційних тренажерах не використовують ДС з довжинами гідроциліндрів понад 2 – 2,2 м. І лише у дослідницьких пілотажних стендах використовують ДС (консольного або ліфтового типу) зі значно більшими довжинами гідроциліндрів.

Третє обмеження обумовлено смугою частот ДС. Через існуючі обмеження точне (один до одного) моделювання АД на авіаційних тренажерах неможливе і якість імітації АД навіть при використанні сучасних шестиступеневих ДС та швидкодійних обчислювальних машин не може бути абсолютною. З іншого боку, рух, що сприймається пілотом, важливіший для нього, ніж рух, що сприймається акселерометрами ЛА й авіаційними тренажерами. При імітації АД на авіаційних тренажерах суттєвим є не те, як саме рухається ПДС, а які при цьому виникають АД і наскільки вони відповідають АД, що виникають у реальному польоті при тих самих керуючих діях. Для досягнення якісної імітації АД не обов'язково, щоб коре-

лювали між собою кінематичні параметри руху ЛА й авіаційних тренажерів, а достатньо щоб корелювали між собою АД, що сприймаються на ЛА й авіаційних тренажерах. Іншими словами, метою імітації АД на авіаційних тренажерах є створення у пілота відчуття руху, близького до того, що виникає під час реального польоту, а якість імітації АД визначається не вхідними сигналами рецепторів людини, а вихідними.

Як показали дослідження [1; 4], отримати високу якість імітації АД можна лише при старанному погодженні інформації про рух ЛА із закономірностями функціонування, обмеженнями та динамікою фізіологічних систем, якими пілот відчуває, сприймає та інтерпретує рух. При цьому слід зважати на те, що, по-перше, сприйняття руху в умовах реального польоту ЛА формується у процесі безперервно змінюваного поля сил, а рух ПДС створює відчуття руху з розривами у фазах гальмування і повернення, а, по-друге, механізм сприйняття пілотом руху не визначається суто фізіологічними процесами, далекими від задач пілотування, а пов'язаний ще й з психологічним сприйняттям усієї інформації про рух (візуальної, пропріоцепторної). Труднощі розв'язання цієї задачі зумовлені відсутністю повних математичних моделей функціонування організму людини як біологічної системи в польоті і, зокрема, повної математичної моделі вестибулярної системи, а також слабкою формалізацією діяльності пілота та обмеженнями ДС, що обмежують величину й тривалість створюваних кутових прискорень (градієнтів лінійних прискорень). Очевидно, що для найефективнішого використання наявних ресурсів ДС при імітації АД необхідно мати чітке уявлення про сприйняття пілотом АД і досвід імітації АД на авіаційних тренажерах.

Таким чином, імітація АД являє собою замкнений процес [2], що полягає не у відтворенні руху реального ЛА [4], а у використанні спеціальних законів керування ДС. Ці закони керування поєднують рухи ПДС вище і нижче порога сприйняття та допускають деякі похибки і недоліки. У них на підґрунті вхідної інформації про рух ЛА й інженерних компромісів у реальному часі обчислюються керуючі сигнали гідроприводів ДС, що реалізують рух ПДС, сприйняття якого пілотом у певних межах близьке до сприйняття руху реального ЛА [1].

Відчуття руху може розглядатися як набір сприйманих пілотом за допомогою органів відчуттів стимулів, тісно пов'язаних з властивостями пілотованого ЛА. Сприйняття руху – це психічний процес вищого рівня, тобто процес відбиття руху в цілому. Сприйняття руху, що виникає на основі відчуттів, не є механічною сумою цих відчуттів. У цьому процесі складні умови польоту сприймаються однаково складними та взаємодіючими системами реакцій пілота. Для формування цілісного сприйняття руху мозок пілота отримує сигнали від різних аналізаторів (див. таблицю і рис. 1), оцінює ці різноманітні частини інформації та синергетично об'єднує їх за допомогою різних процесів сприйняття, які частково природжені і частково придбані.

Для керування ЛА пілот усвідомлено чи неусвідомлено користується інформацією від усіх фізіологічних систем, що задіяні у сприйнятті руху. Але основний потік інформації, який діє на нервову систему, використовується цілком неусвідомлено. Для ефективного використання ця інформація повинна відображати дійсні умови. Установлення та підтримання такого відображення є серйозною і важливою функцією нервової системи. Неможливість впоратись із цим призводить до виникнення ілюзій на рівні свідомості та неузгоджених і безрезультатних реакцій на рівні поведінки. За досвідом сприйняття сполучень сигналів від різних аналізаторів людина навчається визначати різні види руху. При цьому, якщо вестибулярна система є специфічною відповідно акселераційної інформації, то інші беруть участь у сприйнятті цієї інформації "по сумісництву".

Тісний взаємозв'язок існує між акселераційною та візуальною інформацією. Це обумовлено тим, що у мозку людини візуальна інформація доповнюється акселераційною. Характерною рисою цієї взаємодії є те, що при високих частотах руху (початкових відчуттях) домінантою є акселераційна інформація, тоді як при низьких частотах руху (установленому русі) спостерігається тенденція до домінування візуальної інформації.



- визначальні чинники АД (характер, час виникнення, напрям, інтенсивність, тривалість) повинні імітуватися;
- характер і напрям АД мають відповідати реальним;
- розбіжність у часі між виникненням АД на ЛА та авіаційних тренажерах повинна бути щонайменшою і знаходитися у межах, які залежать від вимог, що висувуються до якості імітації АД на авіаційних тренажерах;
- інтенсивність і тривалість імітованих АД повинні бути пропорційні інтенсивності і тривалості АД, що виникають у реальному польоті;
- необхідно імітувати ті АД, що сприймаються пілотом для ефективного використання робочого діапазону переміщень ПДС.

Таким чином, досягти на авіаційних тренажерах імітації АД, близьких до АД, що виникають у реальному польоті, можна лише при використанні спеціального закону керування. Враховуючи наявність у вестибулярного апарата порога сприйняття, нижче якого пілот не відчуває, що рухається, закон керування повинен поєднувати рух ПДС вище і нижче порога сприйняття. Для цього належним переміщенням ПДС стимулюють вестибулярний апарат пілота на початковому етапі руху ЛА, коли зміна візуальної обстановки мала. Враховуючи величину латентного часу, що характеризує появу відчуття руху при діянні акселераційного стимулу, ПДС переводиться у прискорений рух. Для зменшення переміщень ПДС малі кутові прискорення (градієнти лінійних прискорень) замінюють на більші значення при меншій тривалості діяння. Ця фаза руху ПДС називається розгоном. Коли основну інформацію про рух ЛА пілот отримує по візуальному каналу, то, враховуючи величину часу адаптації, що характеризує тривалість відчуття руху після припинення діяння акселераційного стимулу, кутове прискорення (градієнта лінійного прискорення) ПДС поступово зменшують до нуля так, щоб швидкість його зміни була нижча порога сприйняття пілота. Ця фаза руху ПДС називається гальмуванням. Потім рух ПДС реверсують для повернення ПДС у вихідне положення, не даючи пілоту усвідомити це. Такий процес називається нейтралізацією прискорення (градієнта лінійного прискорення), а фаза руху – поверненням.

Через фізіологічні та психологічні особливості сприйняття пілотом руху зв'язок між акселераційним стимулом та параметрами сприйняття руху є суттєво нелінійним. Його відображає модель сприйняття руху [5], що діє як нелінійний фільтр:

$$\ddot{\Omega} = a_0 \times s - a_1 \times \dot{\Omega} - a_2 \times \Omega,$$

де  $\ddot{\Omega}$  – друга похідна функції сприйняття руху (ФСР);  $a_0, a_1, a_2$  – коефіцієнти математичної моделі сприйняття руху, які відображають динаміку сприйняття руху;  $s$  – акселераційний стимул прискорення ЛА або авіаційних тренажерів,  $\dot{\Omega}, \Omega$  – відповідно ФСР за лінійними та кутовими степенями вільності (ознакою АД, що сприймається, є перевищення ФСР порога сприйняття).

Як видно з рис. 2, для збігу часів сприйняття АД на ЛА та авіаційних тренажерах (час  $t_2$ ) ПДС повинна почати рух раніше (час  $t_1$ ), ніж пілот сприйме рух ЛА (час  $t_2$ ). На час прогнозу  $\Delta t = t_2 - t_1$ , по закінченні якого пілот сприйме АД на авіаційних тренажерах. Для своєчасного початку руху ПДС розраховується прогнозна ФСР ЛА:

$$\bar{\Omega}_{oA} = \Omega_{oA} + \Delta t \times \dot{\Omega}_{oA} + \frac{\Delta t^2}{2} \ddot{\Omega}_{oA},$$

де  $\bar{\Omega}_{oA}, \Omega_{oA}, \dot{\Omega}_{oA}, \ddot{\Omega}_{oA}$  – відповідно прогнозна ФСР ЛА, ФСР ЛА та її перша й друга похідні.

Інтенсивність АД оцінюється похідною прогновної ФСР  $\dot{\bar{\Omega}}_{oA}$ :

$$\dot{\bar{\Omega}}_{oA} = \dot{\Omega}_{oA} + \Delta t \times \ddot{\Omega}_{oA}.$$

Напрям АД визначається знаком прогнозованої ФСР ЛА  $\text{sign} \overline{\Omega}_{oA}$ . Знаки ФСР ЛА та авіаційних тренажерів збігаються у фазі розгону, якщо модулі ФСР ЛА та авіаційних тренажерів нижчі порога сприйняття, але модуль прогнозованої ФСР ЛА досяг або перевищив поріг сприйняття, та у частині фаз розгону й гальмування, якщо модулі ФСР ЛА та авіаційних тренажерів більші порога сприйняття, і не збігаються у фазі гальмування та фазі повернення, якщо модулі ФСР та прогнозованої ФСР ЛА більші порога сприйняття, а модуль ФСР авіаційних тренажерів нижчий від порога сприйняття:

$$\text{sign} \Omega_{AT} = \begin{cases} \text{sign} \Omega_{ЛА} & \left| \overline{\Omega}_{ЛА} \right| \geq \Omega_n, \left| \Omega_{ЛА} \right| < \Omega_n, \left| \Omega_{AT} \right| < \Omega_n; \\ \text{sign} \Omega_{ЛА} & \left| \overline{\Omega}_{ЛА} \right| \geq \Omega_n, \left| \Omega_{ЛА} \right| \geq \Omega_n, \left| \Omega_{AT} \right| \geq \Omega_n; \\ -\text{sign} \Omega_{ЛА} & \left| \overline{\Omega}_{ЛА} \right| \geq \Omega_n, \left| \Omega_{ЛА} \right| \geq \Omega_n, \left| \Omega_{AT} \right| < \Omega_n, \end{cases}$$

де  $\Omega_{AT}$  – ФСР авіаційних тренажерів;  $\Omega_n$  – поріг сприйняття руху.

Для оцінки імітації АД, що сприймаються пілотом як критерій, природно використовувати функціонал, що оцінює помилку збігу ФСР ЛА та авіаційних тренажерів:

$$J = \int_0^T \left[ \Omega_{ЛА}(t) - \Omega_{ATp}(t) \right]^2 dt \quad \left| \Omega_{ЛА}(t) \right| > \Omega_n.$$

Тоді задача імітації АД зводиться до синтезу керування, що мінімізує цей функціонал:

$$J^*(u) = \min \Rightarrow u^*(t)$$

$$s \in S^*$$

$$q \in \Omega_q$$

$$\text{sign} \Omega_{ATp} = \begin{cases} \text{sign} \Omega_{oA} & \left| \overline{\Omega}_{oA} \right| \geq \Omega_n, \left| \Omega_{oA} \right| < \Omega_n, \left| \Omega_{ATp} \right| < \Omega_n; \\ \text{sign} \Omega_{oA} & \left| \overline{\Omega}_{oA} \right| \geq \Omega_n, \left| \Omega_{oA} \right| \geq \Omega_n, \left| \Omega_{ATp} \right| \geq \Omega_n; \\ -\text{sign} \Omega_{oA} & \left| \overline{\Omega}_{oA} \right| \geq \Omega_n, \left| \Omega_{oA} \right| \geq \Omega_n, \left| \Omega_{ATp} \right| < \Omega_n. \end{cases}$$

де  $u$  – керуюче діяння;  $s$  – переміщення ПДС;  $S^*$  – робочий діапазон переміщень ПДС;  $q$  – вектор характеристик ДС;  $\Omega_q$  – допустима область визначення характеристик ДС, тобто область, у межах якої забезпечується нормована якість руху ПДС.

З математичної постановки задачі імітації АД на авіаційних тренажерах випливає, що її розв'язанням є дослідження характеристик ДС з метою визначення сукупності характеристик  $q$ , що дозволяють оцінити придатність ДС до імітації АД, та їх нормування, тобто визначення допустимої області визначення характеристик ДС  $\Omega_q$ ; оптимізація керування ДС для розширення робочих діапазонів переміщень ПДС та підвищення якості імітації АД; установлення зв'язків між параметрами руху ЛА та ДС, розробка ефективних способів імітації АД, що збільшують ступінь відповідності АД на ЛА й авіаційних тренажерах, та за рахунок цього підвищення якості імітації АД.

Математична постановка задачі імітації АД на авіаційних тренажерах дозволяє встановити загальні критеріальні залежності, а також кількісні співвідношення, які потрібні для оптимізації способів імітації АД та керування ДС, нормування характеристик і проектування ДС.

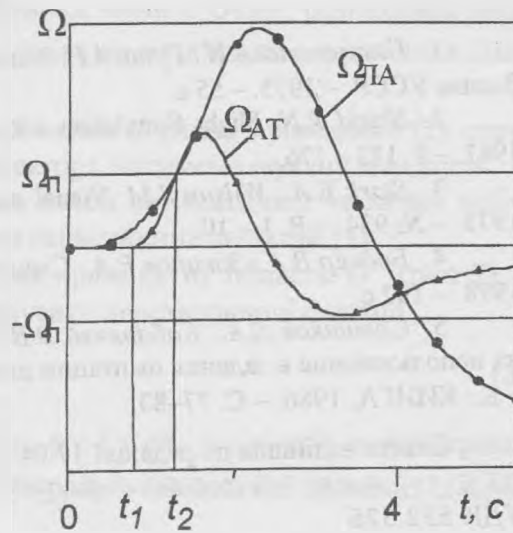


Рис. 2. Сприйняття АД на ЛА й авіаційних тренажерах

## Список літератури

1. *Базилевский А.Н., Гузий А.Н.* Моделирование поля информации в авиационных тренажерах. – К.: Знание УССР. – 1975. – 55 с.
2. *Shield R.N.* Flight Simulation with Wide Excursion Systems// World Aerospace Profile. – London, 1987. – P. 173 – 176.
3. *Stark E.A., Wilson J.M.* Visual and Motion Simulation in Energy Maneuvering// AIAA Paper. – 1973. – № 934. – P. 1 – 10.
4. *Боднер В.А., Закиров Р.А., Смирнова И.И.* Авиационные тренажеры. – М.: Машиностроение, 1978. – 192 с.
5. *Сотников Д.А., Кабанячий В.В.* Модели восприятия движения маневрирования самолета и их использование в задачах имитации движения на авиационных тренажерах// Безопасность полетов. – К.: КИИГА, 1986. – С. 77–83.

Стаття надійшла до редакції 17.04.01.

ББК В 253.230.561 6642.31 + 0530 - 042 - 011.248.642.31  
УДК 532.526

В.І. Мамчук

### ВИКОРИСТАННЯ ГАРМОНІЧНИХ ФУНКЦІЙ ПРИ ЧИСЛОВІЙ ПОБУДОВІ КРИВОЛІНІЙНИХ КООРДИНАТ ДЛЯ РОЗРАХУНКУ ОБТІКАННЯ ПРОФІЛІВ

*Наведено методику розрахунку поля швидкості на криловому профілі при обтіканні його плоским нестисливим потоком за допомогою автоматичної числової побудови системи криволінійних координат, зв'язаної з профілем, з використанням гармонічних функцій як складових загального відображення двозв'язної області на параметричний прямокутник.*

Одним з основних чинників під час розв'язування практичних задач гідроаеромеханіки є розрахунок поля швидкостей на тілі, що обтікається, а також в певних областях, які прилягають до нього. Тому під час розв'язування таких задач головним є вміння з достатньою точністю розраховувати вектор фактичної швидкості в кожній точці течії методом автоматичної числової побудови загальної системи криволінійних координат, зв'язаної з тілом, з використанням гармонічних функцій.

Розглянемо обтікання крила літака потоком, всі частинки якого, що знаходяться на одному й тому ж перпендикулярі певної нерухомої площини, мають однаковий рух, паралельний цій площині, тобто плоский (двовимірний). Такий рух можливий лише тоді, коли тіла, що знаходяться в потоці, є нескінченно довгі циліндри, осі яких перпендикулярні до даної площини. У випадку достатньо довгих циліндричних тіл, як крило літака, ці умови наближено виконуються хоча б в областях тіла, що не дуже близькі від його кінців. Саме тіло визначається профілем свого нормального перерізу. Надалі будемо говорити про обтікання профілю. Вважатимемо, що потік нестисливий,  $\rho = \text{const}$ , тобто  $\text{div } \mathbf{V} = V_{1x} + V_{2y} = 0$ , де  $V_1, V_2$  – координати вектора швидкості. За умов невихрового руху функція течії  $\psi$  задовольняє рівняння Лапласа

$$\psi_{xx} + \psi_{yy} = \Delta\psi = 0, \quad (1)$$

при цьому

$$V_1 = \psi_y, \quad V_2 = -\psi_x. \quad (2)$$