

УДК 629.736

В.В. Пахненко, канд. техн. наук

## ОСНОВНІ ПРОБЛЕМИ ІДЕНТИФІКАЦІЇ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ЛІТАКА НА КРИТИЧНИХ РЕЖИМАХ

*Розглянуто основні особливості критичних режимів літака та сформульовано задачі для розробки математичних моделей літака на цих режимах.*

Значне розширення експлуатаційних галузей польоту сучасних маневрених літаків стимулює подальший розвиток методів дослідження критичних режимів польоту літаків.

Під критичними режимами польоту літака розуміються небезпечні форми руху, що виникають при перевищенні встановлених льотних обмежень і які потребують від льотчика незвичайних прийомів пілотування. Прикладами таких режимів є звалювання, штопор, аероінерційне обертання, мимовільне кабрірування, реверс органів управління, затягування в пікірування.

Відповідно до вимог щодо норм льотної придатності весь діапазон режимів польоту літаків  $X(V, H, n_y, \alpha, \beta, \omega_x \dots)$  поділяється на три галузі:

– експлуатаційну галузь  $X_e(V_e, H_e, n_{ур}, \alpha_{доп}, \beta_{доп}, \omega_{хдоп} \dots)$ , обумовлену значеннями швидкості  $V_e$ , висоти польоту  $H_e$ , перевантаження  $n_{ур}$ , кутів атаки  $\alpha_{доп}$  і ковзання  $\beta_{доп}$ , кутової швидкості крену  $\omega_{хдоп}$  й інших параметрів стану літака, допустимих в експлуатації;

– основну галузь  $X_o(V_o, H_o, n_{yo}, \alpha_o, \beta_o, \omega_o \dots)$ , розташовану всередині експлуатаційної й обумовлену значеннями швидкості, висоти польоту, перевантаження, кутів атаки і ковзання й інших параметрів стану літака, необхідними для виконання основних задач літака цільового призначення, включаючи зліт і посадку;

– граничну галузь  $X_{пр}(V_{пред}, H_{пред}, n_{упред}, \alpha_{пред}, \beta_{пред}, \omega_{хпред} \dots)$ , розташовану за експлуатаційною галуззю й обумовлену значеннями  $V, H, n_y, \alpha, \beta, \omega_x \dots$ , вихід за які є неприпустимим за умовами безпеки польоту.

На практиці можливий збіг меж експлуатаційної й основної галузей за деякими параметрами, наприклад, за швидкістю, висотою, перевантаженням. Між межами граничної й експлуатаційної галузей повинен бути обов'язково забезпечений «коридор безпеки», достатній для своєчасного втручання льотчика в управління і запобігання та розвитку небезпечних форм руху.

Знання критичних режимів, їхньої фізичної сутності необхідно, насамперед, для обґрунтування визначення льотних обмежень літака, для визначення галузі безпечного польоту в масовій експлуатації. Оскільки на сьогоднішній день загальної теорії критичних режимів не існує усі льотні обмеження встановлені з завищеними запасами за перевантаженням, куту атаки, швидкості і т.п. Але тим самим ці обмеження значно знижують льотні можливості літака, і все одно, немає повної гарантії безпеки.

Але вивчення критичних режимів необхідно не тільки для визначення меж граничних режимів, воно дозволяє визначити причини цих обмежень, знайти раціональне аеродинамічне конструювання або систему автоматичного керування, що забезпечують максимально можливі значення параметрів стану літака.

Вихід літака за граничну область може бути також ненавмисним, наприклад, у випадках помилок у техніці пілотування, влучення в значні пориви вітру або при відмові різних систем. Тому вихід літака на критичні режими в реальному польоті пов'язаний зі значним ризиком. Тому вивчення цієї області, незважаючи на всі складності є сучасною актуальною проблемою, без рішення якої неможливе реальне забезпечення безпеки польоту.

Очевидно, що критичні режими є не експлуатаційними. Критичні режими мають ряд особливостей. Їх умовно можна розділити на дві великі групи: особливості самих режимів і процесів, які їх визначають; особливості спостережень таких режимів і одержання вихідної інформації про неї.

Особливості першої групи у кінцевому рахунку є особливостями математичної моделі літака. Математична модель літака зазвичай включає алгоритми, правила і процедури, які на основі знання стану літака на вході при  $t_0, \overline{x}_i(t_0)$ , при заданому управлінні  $V_i(t_0, t)$  і інших зовнішніх впливах  $W(t)$  дозволяють однозначно визначити стан літака на виході в будь-який момент часу  $t$ .

Математична модель літака зазвичай включає систему диференціальних рівнянь, що описують рух твердого тіла, яке не деформується в щільних шарах атмосфери,

$$\overline{\dot{X}}_i = f(\overline{x}_i, \overline{c}_j) \quad (1)$$

і систему рівнянь, що описують залежність аеродинамічних і інших сил і моментів, що діють на літак, від параметрів стану літака:

$$\overline{c}_j(\overline{c}_x, \overline{c}_y, \overline{c}_z, \overline{m}_x, \overline{m}_y, \overline{m}_z) = f(\overline{x}_i, \overline{\dot{x}}_i). \quad (2)$$

Особливості на критичних режимах можуть спостерігатися в обох системах рівнянь.

В експлуатаційній галузі режимів математична модель літака звичайно обмежується системою лінійних диференціальних рівнянь (1) з постійними коефіцієнтами і системою лінійних алгебричних рівнянь (2). З огляду на малі значення змінних станів і їхні малі варіації системи (1) і (2) кожна розпадається на дві системи, що описують відповідно ізольовані подовжній і бічний рух літака.

Наприклад, звичайна математична модель, що описує малий короткоперіодичний рух літака, має вигляд:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z + \frac{q}{V}(n_y - 1); \\ \Delta\alpha + 2n_\alpha\Delta\dot{\alpha} + \Omega_\alpha^2\Delta\alpha = \overline{M}_{z_0} + \overline{M}_z^\Phi\Delta\varphi; \\ m_z = m_{z_0} + m_z^\alpha\alpha + m_z^\Phi\varphi + m_z^{\overline{\alpha}}\overline{\alpha} + m_z^{\overline{\omega}}\overline{\omega}_z; \\ c_y = c_{y_0} + c_y^\alpha\alpha + c_y^\Phi\varphi; \\ n_y = \frac{c_y}{c_{y_{III}}}. \end{cases}$$

Вивченню поведінки таких математичних моделей літаків присвячено багато досліджень, у тому числі й у галузі нормування і сертифікації літаків.

Подібні підходи на критичних режимах, очевидно, не придатні. По-перше, це стосується системи диференціальних рівнянь (1). Будь-які спрощення в цій системі на критичних режимах потребують уважного і суворого аналізу й обґрунтування. Очевидно, що для опису поведінки літака на критичних режимах потрібна нелінійна система диференціальних рівнянь. Проте рішення цієї частини проблеми звичайно не викликає особливих утруднень при наявності сучасної обчислювальної техніки. Що ж стосується застосування на критичних режимах системи (2), то сучасна наука не має адекватних математичних моделей, які описують аеродинамічні сили і моменти на великих кутах атаки і ковзання. Спостереження в аеродинамічних трубах при кругових продуваннях показують, що залежності аеродинамічних характеристик від параметрів руху істотно нелінійні, причому форма залежностей невідома.

Крім того, експериментальні дослідження на великих кутах атаки показують, що аеродинамічні характеристики літака істотно залежать від передісторії руху, тобто час стає істотним фактором в описі цих аеродинамічних характеристик літака.

Отже, основна особливість математичних моделей літака на критичних режимах полягає в тому, що невідома їхня структура.

Друга група особливостей критичних режимів пов'язана з методами їхнього вивчення.

Для дослідження критичних режимів літака застосовується різноманітність сучасних методів динаміки й аеродинаміки: теоретичні, чисельні й експериментальні.

Експериментальні методи включають методи фізичного моделювання в аеродинамічних і гідродинамічних трубах, льотних випробуваннях на вільно літаючих динамічно подібних моделях і льотних випробуваннях натурних літаків.

Дослідження звичайно включають рішення трьох взаємозалежних задач:

- дослідження аеродинамічних спектрів літального апарата;
- визначення його аеродинамічних характеристик (наприклад, кругові продування);
- дослідження динаміки літака в широкому діапазоні змінних.

Найбільш достовірні математичні моделі літака на критичних режимах, очевидно, можна отримати обробкою льотних випробувань натурних об'єктів. Значення аеродинамічних характеристик враховують вплив усіх факторів реального польоту. Це підтверджується результатами моделювання режимів звалювання літака з використанням результатів обробки льотних випробувань [1–5]. В усіх випадках експериментальних досліджень критичних режимів виникають значні складності їхніх спостережень.

Особливості спостережень критичних режимів у льотних випробуваннях, що мають важливе значення для ідентифікації їхніх моделей, такі:

- спостереження можливе тільки у вигляді непередбачених обурених рухів, звичайно з різкою зміною змінних руху в широкому діапазоні і щодо довільним законом управління, систематизувати їх або одержати у вигляді будь-яких заданих маневрів практично неможливо;
- спостереження критичних режимів звичайно обмежується за обсягом, часом і кількістю, найчастіше це можуть бути одиночні унікальні записи;
- спостереження критичних режимів звичайно зашумлені значними погрішностями.

Похибки вимірів на великих кутах атаки таких змінних, як кути атаки і ковзання, барометрична висота і швидкість, можуть бути настільки значними, що можна рахувати ці змінні за допомогою прямих вимірювань, тобто відповідних датчиків. Ці систематичні похибки неможливо оцінити нормалізованими методами оптимального оцінювання, розробленими для випадкового білого шуму. Для їхнього визначення і виключення потрібні особливі прийоми і методи, засновані на аналізі динаміки літака і вимірювальної системи. Розроблені методи дозволяють зменшити похибки параметрів, що фіксуються при випробуваннях літака на критичних режимах, і отримати аеродинамічні характеристики в широкому діапазоні зміни змінних руху. Спостереження багатьох змінних стану літака корельовані. Кореляція змінних обумовлена серіальною кореляцією і динамічними властивостями літака.

Кореляція факторів породжує складну проблему мультиколінеарності при ідентифікації математичних моделей літаків за даними льотних випробувань. Системи нормальних рівнянь із цієї причини погано обумовлені, параметри математичної моделі неадекватні.

Перераховані особливості критичних режимів літаків значною мірою визначають основні задачі розробки математичних моделей літаків на цих режимах.

Отже, одна з основних проблем ідентифікації математичної моделі літака на критичних режимах складається у визначенні її структури. У загальному вигляді для рішення цієї задачі необхідно вивчити структуру повітряного потоку на літаку при різних кутах атаки в стаціонарних і нестационарних умовах.

Вихрова пелена, яка утворюється на літаку, має складну структуру і динаміку. Очевидно, що вихрова пелена значно впливає на аеродинамічні коефіцієнти літака. Необхідні принципово нові підходи при розробці структури математичної моделі літака при відривному обтіканні, що враховують динаміку вихрової пелени. Можливо, що для опису динаміки вихрової пелени можуть знадобитися і диференціальні рівняння більш високого порядку.

Проте важливо, що динаміка вихрової пелени, відривного потоку, гістерезисні явища піддаються опису, але тільки не в рамках гіпотези гармонійності, тобто не алгебричними рівнян-

нями, а диференціальними рівняннями в яких час і передісторія стану стають важливими факторами, що визначають діючі на літак аеродинамічні сили і моменти.

У цьому, очевидно, складається ключ до пошуку структур математичних моделей літаків на критичних режимах. Як-от система (2), що визначає значення аеродинамічних сил і моментів, повинна, принаймні, бути системою диференціальних рівнянь, що враховує нестационарність процесів, які виникають на великих кутах атаки.

Розглянуті особливості критичних режимів літака дозволяють сформулювати основні задачі і шляхи для розробки математичної моделі літака на цих режимах. Насамперед, аналіз показує, що різні критичні режими мають різну фізичну природу і спостерігаються при різних значеннях змінних стану літака: одні режими – звалювання, штопор, спостерігаються на великих кутах атаки на щодо малих швидкостях літака, другі режими – на щодо малих кутах атаки, але на великих швидкостях і числах  $M$ , наприклад, затягування в пікірування, реверс елеронів, треті режими – при великих кутових швидкостях крену.

На сьогодні немає єдиної теорії критичних режимів, як і не існує єдиної математичної моделі літака, придатної до всіх критичних режимів. Отже, математична модель літака повинна будуватися для визначеного виду критичних режимів. В одних випадках ця модель має враховувати особливості відривних течій і їхньої динаміки, в інших – деформації конструкції, у третіх – утворення і динаміку стрибків ущільнення.

Отже, в одних випадках система (2) може бути складена на основі гіпотези гармонійності і зображати алгебраїчні рівняння, в інших необхідно враховувати динаміку вихрової пелени і зображати систему диференціальних рівнянь  $n$ -го порядку.

Найбільш достовірною інформацією про критичні режими може бути отримана в льотних випробуваннях натурних літаків. Проте, внаслідок обмеженості і небезпеки випробувань інформація, отримана в польоті, недостатня для однозначного одержання адекватних математичних моделей.

Очевидно, необхідно в льотному випробуванні отримати всю можливу інформацію про досліджуваний критичний режим методами фізичного моделювання в аеродинамічних і гідродинамічних трубах. Ретельне вивчення аеродинамічних спектрів дозволить зрозуміти фізичну природу критичних режимів і обґрунтувати структуру математичної моделі.

І, нарешті, широке використання ітераційних процедур оцінювання адекватності різних математичних моделей дозволить визначити локально оптимальні моделі як за структурою, так і за параметрами. Чисельні методи обробки, у свою чергу, висувають ряд специфічних задач, обумовлених особливостями одержуваної інформації. Це обмежений обсяг, неповнота інформації, специфічні методи і прийоми для виключення систематичних і випадкових погрешностей, проблем мультіколінеарності, невизначеність структури математичної моделі.

Отже, раціональна схема побудови математичної моделі літака на критичних режимах може бути подана в такий спосіб:

- вибір критичного режиму, для якого будується математична модель;
- добір основної вихідної інформації, на основі якої будується математична модель;
- льотні випробування натурального літака;
- вивчення відомих джерел, що описують теорію й особливості даного режиму, оцінювання можливих причин його виникнення;
- добір або організація фізичного математичного моделювання;
- обґрунтування структури математичної моделі літака на критичних режимах;
- попередні обробки результатів льотних випробувань;
- усунення всіх можливих погрешностей спостережень;
- побудова локально-оптимальної математичної моделі літака за даними льотних випробувань ітераційними методами оптимального оцінювання;
- оцінка адекватності математичної моделі;
- моделювання контрольних режимів;

– дослідження особливостей практичної аеродинаміки літака на критичному режимі, раціональної техніки пілотування;

– визначення шляхів підвищення безпеки польоту.

Подана схема є загальною і залежно від конкретних умов і обставин може змінюватися. Проте це може призвести до більш швидкого успіху під час розробки не формалізованої, а логічно обґрунтованої математичної моделі літака на критичному режимі, що не тільки дозволяє відтворювати цей режим чисельними методами, але і розкривати внутрішні причинні зв'язки його, що породжують, і в такий спосіб визначати реальні шляхи удосконалювання літака.

### Список літератури

1. Васильченко К.К., Пахненко В.Л. Особенности идентификации критических режимов полета самолета по материалам летных испытаний // Материалы II НТК ЛИИ. – 1983. – 7. – Жуковский. – С. 42.
2. Белоцерковский С.М. О создании математической модели летного аппарата и экспериментальной проверки ее достоверности // Проблемы механики и теплообмена в космической техники. – М.: Машиностроение, 1982. – С. 144.
3. Васильченко К.К., Пахненко В.Л. Оценивание структуры динамических моделей аэродинамики по данным летных испытаний // Материалы III НТК ЛИИ. – 1986. – 7. – Жуковский. – С. 75.
4. Гоман М.Г., Столяров Г.И. Описание продольных аэродинамических характеристик самолета на больших углах атаки с учетом динамических эффектов отрывного обтекания. – М., 1990. (Препринт ЦАГИ, №9). – 56 с.
5. Касьянов В.А., Ударцев Е.П. Определение характеристик воздушных судов методами идентификации. – М.: Машиностроение, 1988. – 169 с.

Стаття надійшла до редакції 30.03.02.

УДК 629.736.072.8; 681.3

**В.В. Кабанячий**, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.,  
**Д.О. Сотніков**, д-р техн. наук, голов. наук. співроб.

### ІМІТАЦІЯ ТРЯСІНЬ ТА ВІБРАЦІЙ НА АВІАЦІЙНИХ ТРЕНАЖЕРАХ

*Наведено способи імітації на авіаційних тренажерах найважливіших трясінь та вібрацій літальних апаратів під час руху на критичних кутах атаки, по землі, відхиленні інтерцепторів від носового стояка шасі та двигунів.*

**Вступ.** Трясіння і вібрація надають пілотові дуже важливу попереджувальну акселераційну інформацію про рух та функціонування систем літального апарата (ЛА). Імітація трясінь і вібрації на авіаційних тренажерах (АТ) має велике значення для формування правильної техніки пілотування.

При імітації трясінь і вібрації, по-перше, імітатор динаміки польоту АТ обчислює лише кінематичні параметри руху центра мас ЛА без високочастотних складових рухів елементів конструкції. По-друге, наявні математичні моделі описують ЛА лише як тверде тіло і не враховують жорсткість його конструкції та відсутні математичні моделі, які адекватно описують аеродинамічні трясіння, вібрації двигунів, гвинтів тощо. Тому для імітації трясінь і вібрації на АТ використовують імітаційний підхід. Він полягає у синтезі керування, яке залежно від тих чи інших чинників формує рух кабіни АТ з такою ж формою коливальності, з тими ж частотами й амплітудами, як і кабіни ЛА при тих самих умовах. Найважливішими трясіннями і вібраціями, що виникають у польоті, є трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки, по землі, відхиленні інтерцепторів, від носового стояка шасі та двигунів.

**Імітація трясінь під час руху ЛА на критичних кутах атаки.** При досягненні ЛА близьких до допустимого кутів атаки на поверхні крил виникають місцеві відриви повітряного потоку. Це призводить до появи трясіння ЛА. Зі збільшенням кута атаки збільшуються як об-