

Спостереження обтічності місць кріплення вертикальних та горизонтальних несучих елементів біплана за допомогою шовкових ниток виявили що в цих місцях збільшена турбулізація течій повітря У випадку практичного використання тягового модуля біпланового типу потрібно удосконалити місця з'єднання вертикальних та горизонтальних несучих крил шляхом відпрацювання геометрії хвостових обтічних елементів з метою зменшення шкідливого опору

а даними проведеного дослідження похідна $C_{x\beta}$ не змінюється а $C_{y\beta}$ яка віднесена до площини біплана також мало відрізняється в діапазоні робочих кутів атаки $\beta = 20^\circ - 20^\circ$ Динамічні похідні $C_{x\dot{\beta}}$, $C_{y\dot{\beta}}$, $C_{z\dot{\beta}}$ можуть бути більш сприятливі в біплановій схемі порівняно з монопланом Горизонтальні перемички збільшують ефективно подовження зменшуючи скіс потоку що сприятливо позначиться на згаданих похідних

Наведені результати статичних досліджень можна використовувати для оцінки енергетики коліс які швидко обертаються в діапазоні кутів $\beta = 25^\circ - 25^\circ$ Дані для інших кутів β необхідні для інженерних розрахунків міцності вітроенергетичної установки (перекидально го моменту)

Одержані дані дозволяють розрахувати аеродинамічні характеристики ортогонального біпланового вітроколеса з урахуванням моделювальних компонент профільного індуктивно ітеративного опору що не охоплюється в аналітичному моделюванні

Висновки
 1. У процесі дослідження встановлено, що в місцях кріплення крил до стовпа біплана спостерігаються турбулентні течії повітря, що призводить до збільшення опору. Для зменшення цього опору необхідно оптимізувати геометрію місць з'єднання крил.
 2. Динамічні похідні коефіцієнтів опору біпланової схеми порівняно з монопланом є більш сприятливими.
 3. Горизонтальні перемички збільшують ефективну довжину крила, що зменшує скіс потоку і позитивно впливає на динамічні похідні.
 4. Результати статичних досліджень можна використовувати для оцінки енергетики швидко обертаючихся коліс у діапазоні кутів атаки $\beta = 25^\circ - 25^\circ$.
 5. Для інженерних розрахунків міцності вітроенергетичної установки (перекидально го моменту) необхідні дані для інших кутів β .
 6. Отримані дані дозволяють розрахувати аеродинамічні характеристики ортогонального біпланового вітроколеса з урахуванням моделювальних компонент профільного індуктивно ітеративного опору, який не охоплюється аналітичним моделюванням.

кожного типу ПК, які, однак, уніфіковані за вхідними і вихідними параметрами. Для моделювання ІО створюються модулі, що дозволяють розрахувати прирости до аеродинамічних коефіцієнтів, викликані зміною зовнішніх форм і поверхонь ПК, технічного стану планера, двигунів та функціональних систем.

Структурну схему моделювального комплексу створеного з описаними принципами і призначеного для розв'язання задач дослідження ІО, показано на рисунку.

Призначення основних модулів, що виконують моделювання компонент системи "пілот – повітряний корабель – зовнішнє середовище", представлено безпосередньо на структурній схемі.

Модуль формування завдання на політ призначений для формування сценарію (плану) моделі польоту, спрямованого на розв'язання поставленої задачі. Сценарій польоту служить для введення і одержання необхідної множини вхідних і вихідних даних, побудови логічних зв'язків між модулями, вибору способів і форм завдання. Існує також можливість створення бази даних (бібліотеки) типових сценаріїв польоту, що забезпечує уніфікацію елементів сценарію для всіх типів ПК, етапів польоту і розглянутих задач. Така уніфікація дозволяє:

- виконувати оперативне моделювання будь-якого етапу польоту сторонніми користувачами (інспекторами з безпеки польотів, інженерами – фахівцями з льотних випробувань, студентам і т.ін.);

- здійснювати прив'язку сценаріїв безпосередньо до пунктів настанови з льотної експлуатації конкретного типу ПК (наприклад, з метою розслідування авіаційної події, навчання льотного складу особливостям пілотування при наявності у ПК ІО).

Модуль обчислення геометричних характеристик, центрування, моментів інерції ПК призначений для корекції геометричних характеристик ПК при зміні його зовнішніх форм, стану поверхні і т.ін. Виходячи з розташування пасажирів і вантажу за їхніми масами виконується розрахунок конкретного значення центрування ПК, що корегується в процесі витрати палива. При зміні маси ПК здійснюється також перерахунок моментів інерції.

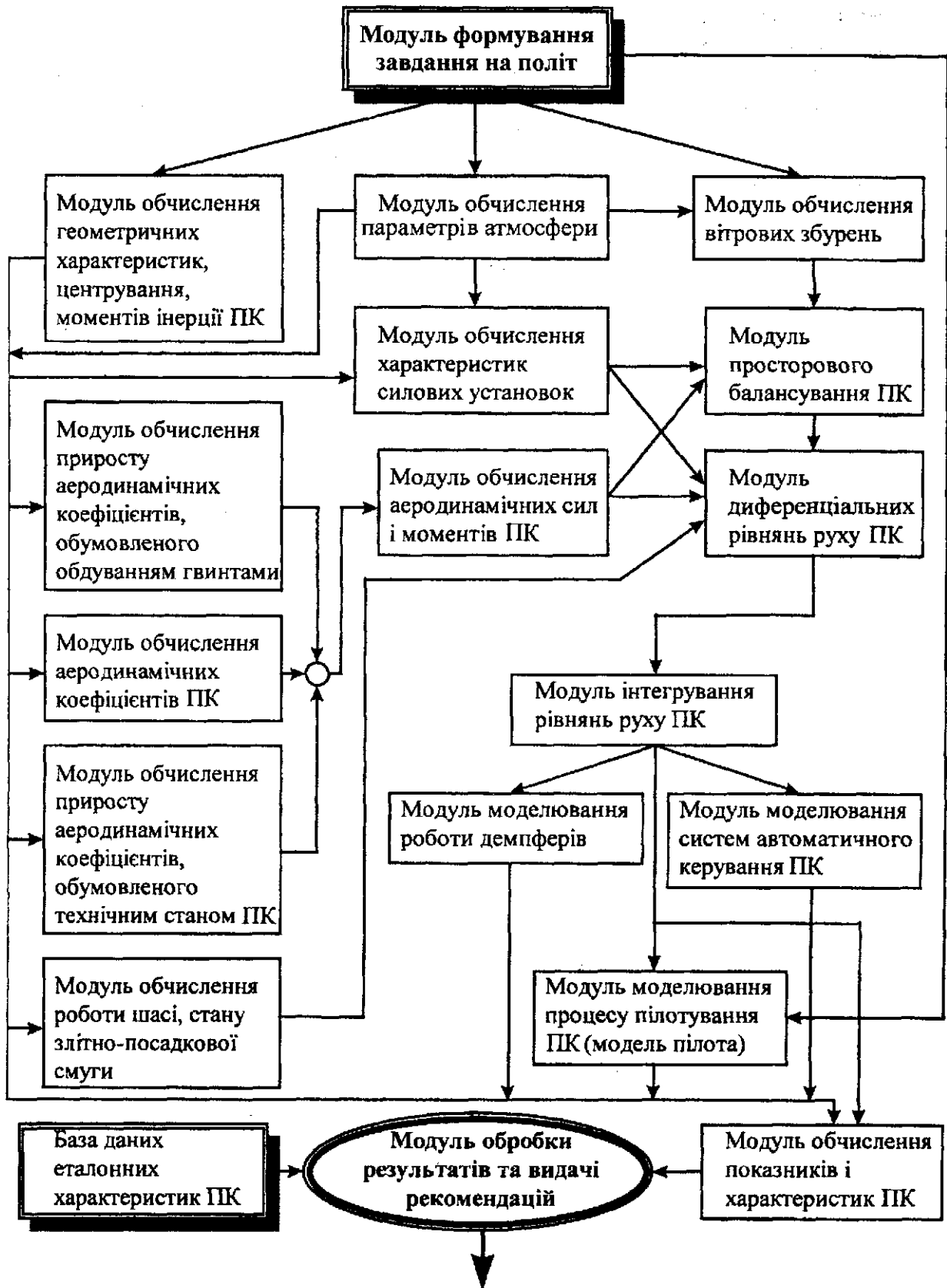
Модуль обчислення параметрів атмосфери призначений для обчислення для заданої висоти польоту параметрів атмосфери: температури, щільності повітря, швидкості звуку, коефіцієнтів динамічної і кінематичної в'язкості повітря. У разі відмінності температури зовнішнього повітря від стандартної виконується корекція параметрів атмосфери на задані умови.

Модуль обчислення вітрових збурень призначений для генерації складових просторового профілю вітру залежно від поставленої задачі.

Модуль обчислення характеристик силових установок призначений для обчислення тяги і питомої витрати палива двигуна залежно від висоти, швидкості польоту, температури зовнішнього повітря, положення важеля керування двигуном. При цьому додатково передбачена можливість корекції отриманих характеристик двигуна на коефіцієнти втрат тяги і збільшення витрати палива, викликані як технічним станом двигунів, так і установленням двигуна на планер.

Вихідною формою подання аеродинамічних характеристик конкретного ПК є графіки і таблиці. Вони представляють функціональні залежності відповідного аеродинамічного коефіцієнта від одного, двох і більше аргументів і, як правило, є нелінійними та немонотонними. Тому найбільш універсальними їх в модулі є таблиці, побудовані з фіксованим кроком по аргументах. Набір таких таблиць складає базу даних аеродинамічних характеристик конкретного типу ПК. Розрахунок значень характеристик для конкретних умов виконується за допомогою стандартних підпрограм одновимірної (багатовимірної) інтерполяції. Таблиці характеристик задаються для основних конфігурацій ПК (крейсерської, злітної та посадкової).

Модуль обчислення приросту аеродинамічних коефіцієнтів, обумовленого обдуванням гвинтами, призначений для обчислення значення приросту аеродинамічних коефіцієнтів, викликаних обдуванням планера струменями від гвинтів працюючих двигунів.



Структурна схема моделювального комплексу

Модуль обчислення приросту аеродинамічних коефіцієнтів, обумовленого технічним станом ПК, призначений для обчислення приросту аеродинамічних коефіцієнтів, обумовленого зміною стану поверхні планера ПК у процесі його експлуатації (шорсткість, хвилястість, наявність виступаючих елементів, порушення герметичності ущільнень дверей, локів, і т. ін.), необхідністю компенсації асиметричних моментів, викликаних відхиленням від номінального положення крила, органів керування, двигунів, а також різницею тяг двигунів. Модуль обчислює також коефіцієнти втрат тяги та збільшення витрати палива двигунів, пов'язані з їхнім напрацюванням.

Модуль обчислення роботи шасі, стану злітно-посадкової смуги описує взаємодію шасі ПК із злітно-посадковою смугою (зусилля в амортизаторах шасі, бічні сили реакції поверхні злітно-посадкової смуги на пневматики) при різних її станах. Алгоритми, що описують дані явища, були розроблені у Ризькому інституті цивільної авіації [5].

Модуль диференціальних рівнянь руху ПК. При побудові модуля обчислення поступального й обертального рухів ПК використане таке спрощення: *вважається*, що ПК являє собою абсолютно тверде тіло, вплив пружності конструкції враховується тільки квазістатично, для поточного значення швидкісного напору. Отже, збільшення числа степенів вільності, обумовлене пружністю конструкції, не враховується.

Таким чином, при даному припущенні система рівнянь руху ПК може бути представлена у такому вигляді:

$$\left. \begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} + V_y \omega_z - V_z \omega_y \right) &= F_x; \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + V_z \omega_x - V_x \omega_z \right) &= F_y; \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + V_x \omega_y - V_y \omega_x \right) &= F_z; \\ J_x \frac{d\omega_x}{dt} - J_{xy} \left(\frac{d\omega_y}{dt} - \omega_x \omega_z \right) + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z &= M_x; \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} - J_{xy} \left(\frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z \right) + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y + J_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) &= M_z, \end{aligned} \right\} (1)$$

де V_x, V_y, V_z – проекції вектора швидкості; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції вектора кутової швидкості; F_x, F_y, F_z – проекції головного вектора зовнішніх сил; J_x, J_y, J_z – моменти інерції ПК щодо відповідних осей прийнятої системи координат; M_x, M_y, M_z – проекції головного вектора моментів зовнішніх сил; J_{xy} – відцентровий момент інерції ПК.

Система рівнянь (1) замикається рівняннями кінематичних зв'язків:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \frac{d\gamma}{dt} + \frac{d\phi}{dt} \sin\upsilon; \\ \omega_y &= \frac{d\phi}{dt} \cos\upsilon \cos\gamma + \frac{d\upsilon}{dt} \sin\gamma; \\ \omega_z &= \frac{d\upsilon}{dt} \cos\gamma - \frac{d\phi}{dt} \cos\upsilon \sin\gamma; \\ V_x &= V \cos\beta \cos\alpha; \quad V_y = -V \cos\beta \sin\alpha; \quad V_z = V \sin\beta, \end{aligned}$$

де γ, υ, ϕ – поточні значення кутів крену, тангажу та ристання; α, β – поточні значення кутів атаки та ковзання; V_x, V_y, V_z – компоненти вектора швидкості центра мас ПК відносно Землі.

У такий спосіб формується замкнена система рівнянь руху, інтегруючи всі необхідні параметри руху, що визначають закон руху центра мас (траєкторію) і положення ПК у просторі.

Модуль обчислення аеродинамічних сил і моментів ПК. У рівняннях системи (1) правими частинами є відповідні компоненти повної сили і моменту. Вони складають суму проєкцій на осі системи координат аеродинамічних сил і моментів, сил і моментів від тяги двигунів і сили ваги ПК. Ці сили можуть бути задані в різних системах координат: аеродинамічна сила – у швидкісній системі координат, тяга – у зв'язаній, сила ваги – в нормальній земній, і т.д.

Для моделювання динаміки як нормальних, так і відмовних режимів польоту зручніше приймати систему зв'язаних осей, оскільки її осі збігаються з головними осями ПК. Тоді праві частини системи (1) набувають вигляду:

$$F_x = P_x - X_e \cos(\alpha - \varphi_{кр}) + Y_e \sin(\alpha - \varphi_{кр}) - G \sin \nu + R_x^{BO3};$$

$$F_y = P_y + X_e \sin(\alpha - \varphi_{кр}) + Y_e \cos(\alpha - \varphi_{кр}) - G \cos \nu \cos \gamma + R_y^{BO3};$$

$$F_z = Z_e + G \cos \nu \sin \gamma + R_z^{BO3};$$

$$M_x = (m_{x_e} \cos \alpha + m_{y_e} \sin \alpha) q l S + M_{P_x} + M_x^{BO3};$$

$$M_y = (m_{y_e} \cos \alpha - m_{x_e} \sin \alpha) q l S + M_{P_y} + M_y^{BO3};$$

$$M_z = m_{z_e} q b_A S + M_{P_z} + M_z^{BO3};$$

$$P_x = - \sum_{i=1}^n P_i \cos \varphi_i \cos \psi_i;$$

$$P_y = \sum_{i=1}^n P_i \sin \varphi_i \cos \psi_i;$$

$$M_{P_x} = \sum_{i=1}^2 P_i (\cos \varphi_i \sin \psi_i x_i - \sin \varphi_i \cos \psi_i z_i);$$

$$M_{P_y} = \sum_{i=1}^2 P_i (\cos \psi_i \cos \varphi_i z_i + \sin \psi_i \cos \varphi_i x_i);$$

$$M_{P_z} = \sum_{i=1}^2 P_i (\cos \psi_i \cos \varphi_i x_i + \cos \psi_i \sin \varphi_i y_i);$$

де $R_x^{BO3}, R_y^{BO3}, R_z^{BO3}$ – складові повного вектора збурюючої сили у зв'язаній системі координат; q – швидкісний напір; $M_x^{BO3}, M_y^{BO3}, M_z^{BO3}$ – складові повного вектора збурюючого моменту у зв'язаній системі координат; P_i – тяга i -го двигуна; b_A, l, S – середня аеродинамічна хорда, розмах і площа крила ПК; φ_i, ψ_i – кути встановлення i -го двигуна у вертикальній і горизонтальній площинах ПК відповідно; x_i, y_i, z_i – координати відповідних двигунів по осях координат.

Модулі моделювання роботи демпферів та систем автоматичного керування ПК. Математична модель стабілізації та системи автоматичного керування ПК будується на базі даних, приведених у настанові з технічної експлуатації конкретного типу ПК.

Модуль просторового балансування ПК призначений для пошуку необхідної тяги і відхилень кермових поверхонь для балансування ПК у заданих умовах польоту з урахуванням асиметричних моментів, викликаних ІО.

Модуль інтегрування рівнянь руху ПК. Вибір методу розв'язання задачі Коші для звичайних диференціальних рівнянь пов'язаний насамперед зі швидкодією застосовуваного методу інтегрування й заданою точністю розв'язання поставленої задачі. Для розв'язання цього завдання використана стандартна підпрограма, заснована на формулах Рунге-Кутта четвертого порядку з автоматичним вибором кроку інтегрування [6].

Модуль моделювання процесу пілотування ПК (модель пілота). Моделювання керуючої діяльності пілота є найбільш трудними. Це пов'язано насамперед із формалізацією опису поведінки людини-оператора в контурі керування. Тому на першому етапі дослідження розглядалися такі функції керування:

- стабілізація заданого режиму;
- перехідні режими (керування пов'язане зі зміною режиму польоту або етапу);
- разове керування (відхилення закрилків, випуск шасі, вимикання двигуна, відхилення інтерцепторів і т.ін.).

Для знаходження поточних відхилень органів керування кожний етап польоту розбивався на підетапи, які характеризуються незмінною функцією пілотування, тобто будувався сценарій етапу. Отримане керування не повинно виводити ПК за експлуатаційні обмеження, що задаються в настанові з льотної експлуатації ПК.

База даних еталонних характеристик ПК побудована з основних експлуатаційних обмежень конкретного типу ПК, основних льотних характеристик, наведених у нормативно-технічній документації, і основних характеристик функціональних систем ПК. Дані характеристики і склали образ еталонного ПК, відносно якого оцінювалася зміна основних характеристик ПК під дією розглянутого фактора.

Модуль обчислення показників і характеристик ПК виконує за результатами моделювання обчислення оцінок показників і характеристик ПК, необхідних для порівняння з еталонними. Номенклатура цих оцінок цілком визначається номенклатурою параметрів, що знаходяться в базі даних еталонних характеристик ПК.

Модуль обробки результатів та видачі рекомендацій дозволяє виконувати статистичну обробку результатів моделювання, необхідних для побудови і прийняття тих або інших гіпотез і рекомендацій з льотної експлуатації ПК, що має Ю.

Таким чином, запропонована структура моделювального комплексу для вивчення поведінки ПК, що мають Ю, моделювальний комплекс, побудований з урахуванням уніфікації вхідних та вихідних параметрів і структур моделей систем, створення єдиних баз вхідних і вихідних даних, дозволяють оперативно розв'язувати поставлені задачі.

Список літератури

1. *Лопаткин В.И* Проблемы надежности длительно эксплуатируемых самолетов // Проблемы безопасности полетов. – М.: ВИНТИ, 1990. – Вып. 8. – С.3–19.
2. *Ищенко С.А.* Оценка влияния индивидуальных особенностей воздушных судов на характеристики расхода топлива // Прикладная аэродинамика. – К.:КМУГА, 1997. – С. 118–131.
3. *Шеннон Р.* Имитационное моделирование систем – искусство и наука. – М.:Мир, 1978. – 418 с.
4. *Бусленко Н.П.* Моделирование сложных систем. – М.:Наука, 1986. – 335 с.
5. *Разработать и внедрить в практику летных исследований обобщенную математическую модель полета самолетов ГА в ожидаемых условиях эксплуатации; Отчет / Риж. Краснознаменный ин-т гражд. авиации (РКИИГА); Л.Г Тотиашвили.* – № 80026611. – Рига, 1980. – 151 с.
6. *Потемкин В.Г.* Система MATLAB: Справочное пособие. – М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 1998, – С. 350.

Стаття надійшла до редакції 03.10.01.

УДК 681.514: 629.735.051-52

О.П. Кривоносенко, канд. техн. наук, доц.,
 О.А. Сущенко, канд. техн. наук, доц.,
 О.М. Юрченко

РЕЗУЛЬТАТИ АНАЛІТИЧНОГО КОНСТРУЮВАННЯ АВТОПІЛОТА ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА У КРЕЙСЕРНОМУ РЕЖИМІ ПОЛЬОТУ

Виконано динамічне конструювання каналу стабілізації тангажа важкого транспортного літака в горизонтальному польоті з урахуванням випадкових збурюючих факторів і перешкод вимірників. Досліджено зміну показника якості і параметрів оптимальної системи стабілізації залежно від експлуатаційної ситуації здійснюваного польоту.

До стабілізації літальних апаратів на траєкторії польоту в тривалих стохастичних збурених режимах польоту пред'являються високі вимоги до їх точності. Досягнути граничних значень точності польотів на заданих траєкторіях для сучасних літальних апаратів можливо при наявності оптимальних бортових систем їх стабілізації. Створення таких систем можна здійснити на базі робіт, що отримали назву динамічного конструювання [1]. Як початкову інформацію для динамічного конструювання використовують оцінки динамічних моделей літальних апаратів як об'єкта стабілізації, збурень та перешкод вимірювань, що присутні в контурі стабілізації.

Оцінимо ефективність і основні етапи динамічного конструювання на прикладі розробки технічної пропозиції щодо створення оптимальної системи стабілізації руху важкого літака. Як результат оцінки визначимо оптимальну структуру системи стабілізації, показник її якості, а також їх зміну залежно від ряду експлуатаційних факторів.

Нехай рух стійкого об'єкта стабілізації (скалярної моделі динаміки літака) описується диференціальним рівнянням з постійними коефіцієнтами

$$P_1(s)x(s) = M_1(s)u(s) + \psi_1(s), \quad (1)$$

де $P_1(s)$ і $M_1(s)$ – поліноми аргументу $s = j\omega$, причому поліном $P_1(s)$ задовольняє умову Гурвіца; $x(s)$ – Фур'є-образ вихідної реакції об'єкта; $u(s)$ – Фур'є-образ керуючого сигналу; $\psi_1(s)$ – Фур'є-образ збурень, що являє собою центрований випадковий процес з відомою спектральною щільністю $S_{\psi_1\psi_1}(s)$.

Вихідна реакція об'єкта (рис. 1) вимірюється пристроєм з передавальною функцією K , а вимірювання супроводжуються перешкодою φ , яка являє собою центрований випадковий стаціонарний процес з відомою спектральною щільністю $S_{\varphi\varphi}(s)$. Взаємна спектральна щільність $S_{\psi_1\varphi} = S_{\varphi\psi_1} = 0$, $W(s)$ – шукана передавальна функція регулятора (стабілізуючого пристрою).

Нехай якість системи визначається виразом [1]

$$e = \langle x^2 \rangle + \lambda \langle u^2 \rangle = \frac{1}{j} \int_{-j\infty}^{j\infty} [S_{x,x_1}(s) + S_{uu}(s)] ds, \quad (2)$$

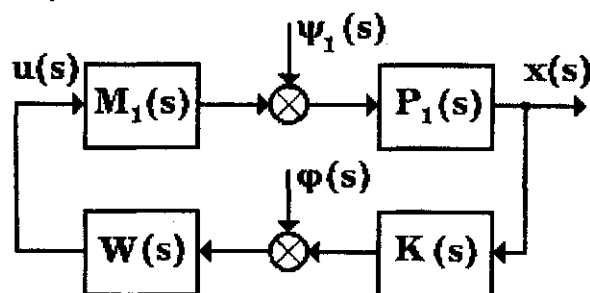


Рис. 1. Структурна схема системи стабілізації рухомого об'єкта

де $\langle \rangle$ – символ математичного сподівання; λ – позитивний значимий множник; $S_{x,x_1}(s)$; $S_{uu}(s)$ – спектральна щільність сигналів виходу і керування.

Задача полягає в тому, щоб вибрати структуру регулятора $W(s)$, розташованого у зворотному зв'язку до об'єкта, таку, яка доставить мінімум показника якості (2) й одночасно забезпечить стійкість замкненої системи.

З урахуванням введених позначень сигнал керування в системі має вигляд

$$u = W(Kx + \varphi).$$

Алгоритм визначення оптимальної структури W [1] запишемо як

$$W = F_u^\psi (F_x^\psi)^{-1}; \quad (3)$$

$$F_x^\psi = P^{-1}(MF_u^\psi + 1);$$

$$F_u^\psi = -\Gamma^{-1}(N_0 + N_+)D^{-1},$$

де Γ – результат факторизації функції:

$$\Gamma \cdot \Gamma = M \cdot P \cdot^{-1} R P^{-1} M + \lambda; \quad (4)$$

D – результат факторизації:

$$D D_* = S_{v\psi} + P S_{\varphi\varphi} P_*^{-1}; \quad (5)$$

$N_0 + N_+$ – результат сепарації виразу:

$$N = N_0 + N_+ + N_- = \Gamma^{-1} M \cdot P \cdot^{-1} R P^{-1} D. \quad (6)$$

Для вибору оптимальної структури регулятора (3) був розроблений пакет прикладних програм для ПЕОМ, близький до описаного в літературі [2].

Як модель динаміки літака вибрана система рівнянь, що описує кутові короткоперіодичні рухи літака [3]:

$$\left. \begin{aligned} (s + n_{22})\alpha + s\vartheta &= -n_{22}v_y; \\ (n_0s + n_{32})\alpha + (s^2 + n_{33})s\vartheta &= -(n_0s + n_{32})v_y + n_B\delta_B, \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

де α і ϑ – кути атаки і тангажа; v_y – вертикальна складова швидкості вітру; $n_0, n_B, n_{ij}, n_{22}, n_{32}, n_{33}$ – коефіцієнти, пов'язані з основними аеродинамічними параметрами системи. Для транспортного літака Ан-74 цими коефіцієнтами є [2]:

$$n_{22} = 2,66; \quad n_{33} = 1,7; \quad n_{32} = 10,6; \quad n_0 = 0,6; \quad n_B = 24,5.$$

Вилучивши із системи (7) кут α , рівняння вигляду (1) запишемо як

$$P_1(s) = s(6,6129 \cdot 10^{-2} s^2 + 3,3279 \cdot 10^{-1} s + 1);$$

$$M_1(s) = -1,62(3,759 \cdot 10^{-2} s + 1);$$

$$x_1(s) = \vartheta(s); \quad u(s) = \delta(s); \quad \psi_1(s) = A(s)v(s);$$

$$A(s) = 0,7(5,66 \cdot 10^{-3} s + 1),$$

а спектральну щільність сигналів v і перешкоди φ у вигляді [3]:

$$S_{v_y v_y} = \frac{\sigma_{v_y}^2}{|T_{v_y} s + 1|^2}; \quad T_{v_y} = 2c; \quad \sigma_{v_y} = 1 \text{ м/с};$$

$$S_{\varphi\varphi} = \frac{\sigma_{\varphi}^2}{|T_{\varphi}s + 1|^2}; \quad T_{\varphi} = \beta T_{v_y}; \quad \sigma_{\varphi} = \gamma \sigma_{v_y},$$

де β і γ – варійовані параметри, передавальна функція вимірника $K = 1$ В/град.

Вихідними даними при використанні пакета прикладних програм є позитивні значимі множники λ , β , γ , поліноми $P_1(s)$, $M_1(s)$, $A(s)$, $K(s)$, а також поліноми чисельників і знаменників дробово-раціональних функцій $S_{\varphi\varphi}(s)$ і $S_{\psi_1\psi_1}(s)$. В основу структури керуючої програми розрахунку на ПЕОМ покладена послідовність обчислень для визначення оптимальної структури регулятора за алгоритмом (3). У керуючій програмі відбувається звернення до підпрограм, що здійснюють операції факторизації (4) і (5), сепарації (6) дробово-раціональних функцій, а також до операцій складання і перемноження поліномів.

Результатом обчислень за допомогою пакета прикладних програм є передавальні функції регулятора $W(s)$ і всієї замкненої системи стабілізації F_x^{ψ} , F_u^{ψ} , F_x^{φ} , F_u^{φ} , а також мінімальні значення показника якості [2].

Зробимо дослідження синтезованої оптимальної системи стабілізації при зміні ряду варійованих параметрів (експлуатаційних ситуацій) в областях їх визначення. Як такі параметри прийняті γ і λ , а $\beta = 5 \cdot 10^{-2}$. Результати досліджень зведені в таблицю.

Залежність характеристик синтезованої оптимальної системи від експлуатаційних параметрів

Параметр $\gamma = \sigma_{\varphi} / \sigma_{\psi}$	Параметр λ , град ² /В ²	Дисперсія помилки стабілізації σ_e^2 , град ²	Дисперсія сигналу керування σ_u^2 , В ²	Коефіцієнт передачі регулювальника $W(s) K_{\text{рег}}$
10^{-3}	10^{-7}	$5,2 \times 10^{-6}$	1,6	$1,6 \times 10^{-3}$
	10^{-5}	$6,4 \times 10^{-6}$	$1,1 \times 10^{-1}$	689,3
	10^{-3}	$1,2 \times 10^{-3}$	$4,6 \times 10^{-2}$	328,4
	100	$1,4 \times 10^{-2}$	$3,9 \times 10^{-2}$	4,3
10^{-2}	10^{-7}	4×10^{-4}	5,5	79,3
	10^{-5}	$4,3 \times 10^{-4}$	2,1	65,6
	10^{-3}	$5,7 \times 10^{-4}$	$1,4 \times 10^{-1}$	29,3
	100	$4,4 \times 10^{-3}$	$4,4 \times 10^{-2}$	3,3
10^{-1}	10^{-7}	$1,8 \times 10^{-2}$	$8,1 \times 10^{+2}$	5,26
	10^{-5}	$1,8 \times 10^{-2}$	$2,7 \times 10$	5
	10^{-3}	2×10^{-2}	1	2,7
	100	$3,9 \times 10^{-2}$	$5,7 \times 10^{-2}$	1,56

З таблиці видно, що із зменшенням коефіцієнта λ значення мінімальної дисперсії помилки σ_e^2 різко зменшується, а значення мінімальної дисперсії сигналу керування σ_u^2 зростає.

Очевидно, що від умов експлуатації можуть істотно залежати і оптимальні параметри регулятора. В області визначення варійованих параметрів коефіцієнт передачі меншає із зменшенням інтенсивності перешкоди і витрат на керування. Поверхня залежності коефіцієнта передачі оптимального регулятора $K_{\text{рег}}$ від експлуатаційних параметрів γ та множника Лагранжа λ зображена на рис.2.

Для прийнятого оптимального регулятора $W(s)$ буде дорівнювати :

$$W(s) = \frac{80(4 \cdot 10^{-2} s^2 + 2,27 \cdot 10^{-1} s + 1)(2,44s + 1)(0,1s + 1)}{(6,33 \cdot 10^{-5} s^2 + 1,57 \cdot 10^{-2} s + 1)(2s + 1)(0,376s + 1)},$$

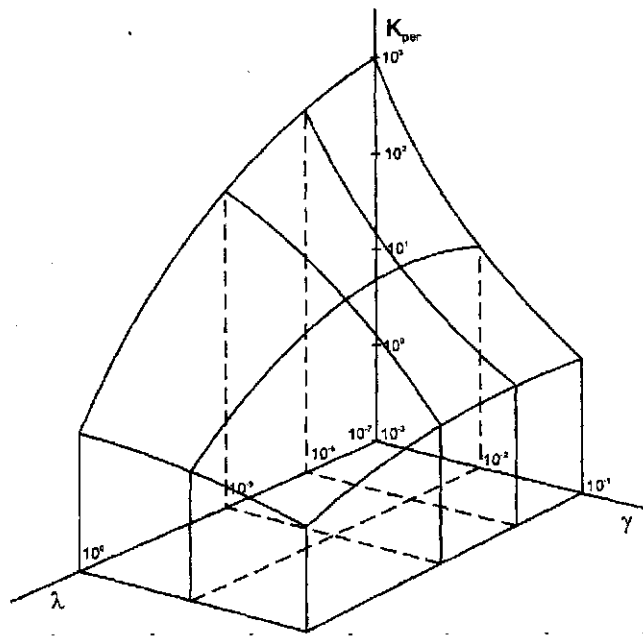


Рис.2. Поверхня коефіцієнтів передачі оптимального регулятора

дисперсія помилки стабілізації $\sigma_{\epsilon}^2 = 4 \cdot 10^{-4}$ град.². Для тих же експлуатаційних умов польоту дисперсія помилки стабілізації з існуючим неоптимальним регулятором $\sigma_{\epsilon}^2|_{\text{н.опт.}} = 2 \cdot 10^{-2}$ град.²[3].

Таким чином, точність стабілізації підвищується на порядок. Крім того, як показали дослідження, при роботі з неоптимальним регулятором дисперсія сигналу керування прагне до нескінченності. Важливим результатом динамічного конструювання також є отримана інформація (рис. 2) про зміну оптимальних параметрів системи залежно від експлуатаційної ситуації здійснюваного польоту. Це дозволяє створювати оптимальні адаптивні системи стабілізації.

Список літератури

1. Блохин Л.Н. Оптимальные системы стабилизации. – К.: Техніка, 1982 – 144 с.
2. Туник А.А., Блохин Л.Н., Кривоносенко А.П. Алгоритмы и программы решения на ЭВМ задач автоматического управления полетом. – К.: КИИГА, 1988. – 87 с.
3. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1973 – 503 с.

Стаття надійшла до редакції 04.10.01.

УДК 629.736.072.8;681.3

В.В. Кабанячий, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ДИНАМІЧНИХ СТЕНДІВ АВІАЦІЙНИХ ТРЕНАЖЕРІВ

Наведено методику визначення динамічних характеристик, які дозволяють оцінити придатність динамічних стендів до імітації акселераційних діянь на авіаційних тренажерах.

Для отримання високої якості імітації акселераційних діянь на авіаційних тренажерах динамічний стенд (ДС) повинен досить точно відтворювати рухи, що задаються законом керування. Функціонування ДС можна розглядати як реакцію на вхідні керуючі діяння і початкові умови. Характер реакції ДС визначається кінцевою швидкістю протікання процесів, тобто динамічними властивостями. Оскільки ДС призначений для точного відтворення закону керування, то динамічні властивості відіграють негативну роль. Реакція реального ДС складається з корисних сигналів – сигналів, перетворення яких є його призначенням, – і за-

вад – сигналів, які заважають ДС виконувати свої функції і є відхиленням вихідного сигналу реального ДС від вихідного сигналу ідеального ДС. Під ідеальним розуміється такий ДС, який абсолютно точно здійснює потрібне перетворення корисного керуючого діяння. Визначення завад дозволяє оцінити якість ДС.

Як показали проведені дослідження, поняття якості ДС є багатограним і містить сукупність показників якості, що визначають здатність ДС імітувати акселераційні діяння (це можливо лише у випадку, якщо характеристики ДС відомі із заданою точністю і відповідають нормам) і характеризують узагальнений стан ДС, а характерною особливістю оцінки якості ДС є необхідність урахування різних характеристик ДС, що визначають успішність його функціонування за певних умов. Так, пілот дуже чутливий до порушень безперервності або поштовхів. Тому одним з головних недоліків і однією з найгостріших проблем, з якою зустрічаються в ДС авіаційних тренажерів, є недостатня плавність його переміщення, зумовлена такими чинниками, як люфти, тертя в підшипниках та ущільненнях гідроприводів, пороги чутливості у золотниках, момент інерції, ступінь демпфірування коливань, жорсткість та резонансні частоти коливань, властиві конкретному гідроприводу та конструкції ДС, запирання гідроциліндра у випадку, якщо керуючий сигнал дорівнює нулю (стисливість властива гідравлічній рідині, запертії у циліндрі, діє аналогічно пружині з незатухаючими коливаннями) тощо. Оскільки ДС діє як нелінійний фільтр, іншими важливими характеристиками є ослаблення амплітуди і фазовий зсув.

Оцінка сукупності показників якості характеризує технічний стан ДС тільки на вибраному фіксованому режимі контролю, що відображає певний діапазон умов його роботи. Проблема вибору режиму контролю є однією з найважливіших. Стосовно ДС очевидно, що найбільші переваги має вибір найвірогіднішого режиму роботи. Передусім це стосується ширини смуги частот – діапазону частотних характеристик, на які реагує ДС. Людина, як і ДС, має обмежену ширину смуги частот. Як показали дослідження Knotts і Vaily [1], при виконанні завдань ручного керування ширина смуги частот пілота становить 2 Гц. Вважається, що реакція ДС буде відповідати вимогам отримання високої якості відповідності акселераційних діянь на літальному апараті і авіаційному тренажері, якщо вона перевищуватиме це значення. Ранні шестистепеневі ДС опорного типу були якраз приблизно такими і результати були незадовільними, особливо при використанні у складі авіаційних тренажерів літаків-винищувачів. Якщо ширина смуги частот ДС нижча від 2 Гц, то акселераційні діяння імітуються із запізненням та ще й спотворюються. Для уникнення цього ширина смуги частот ДС повинна бути достатньо широкою для пропускання всіх низькочастотних сигналів до 2 Гц без зміни відносних амплітуд і фазових співвідношень. Задоволення цих вимог вимагає, щоб динаміка ДС мала стійкий приріст і затримка сигналів на всіх частотах була однаковою (до 2 Гц). Для цього ширина смуги частот ДС повинна бути настільки широкою, наскільки це можливо. Сучасні ДС розробляються із шириною смуги частот 10 Гц. З цієї шириною смуги частот ДС частоти до 2 Гц проходять без викривлень із часовою затримкою, меншою ніж 20 мс.

Дуже важливим чинником у розробці ДС є власна частота стенда з встановленою на платформі кабіною. Динамічний стенд буде резонувати близько власної частоти, що визначається його жорсткістю. Для зменшення викривлень і забезпечення потрібної реакції з мінімальним фазовим зсувом або часовим запізненням власна частота ДС повинна бути вищою від ширини смуги частот. Для цього власна або резонансна частота ДС повинна бути настільки високою, наскільки це можливо. При збільшенні довжини циліндрів (для збільшення тривалості імітації акселераційних діянь) власна частота ДС буде зменшуватися. Для компенсації цього жорсткість циліндрів повинна збільшуватися. Цього можна досягти збільшеннями механічної жорсткості циліндра, діаметра циліндра (збільшенням стовпа масла), гідравлічного тиску, об'ємного модуля пружності рідини.

Для визначення динамічних характеристик ДС формується синусоїдальний керуючий сигнал заданої амплітуди і частоти:

$$u_{ji} = \begin{cases} 0 & \left| \begin{array}{l} 0 \leq t_i \leq t_0; \\ t_i > t_0 + 4T_u; \end{array} \right. \\ A_u \sin(2\pi \times f_u \times t_i) & \left| \begin{array}{l} t_0 \leq t_i \leq t_0 + 4T_u; \\ j = \overline{1,6}; i = \overline{1,m_i} \end{array} \right. \end{cases}$$

де u_{ji} – керуючий сигнал за j -м ступенем вільності у i -й момент часу; j – індекс ступеня вільності: $j = 1$ – поздовжній, $j = 2$ – вертикальний, $j = 3$ – поперечний ступені вільності, $j = 4$ – крен, $j = 5$ – ристання, $j = 6$ – тангаж; i – індекс кроку керування; A_u , f_u , T_u – відповідно амплітуда, частота і період керуючого сигналу ($T_u = 1/f_u$); $t_i = h_i(i-1)$, $i = \overline{1,m_i}$ – поточний час; h_i – крок обчислень; m_i – кількість кроків керування; t_0 – інтервал часу, в межах якого керуючий сигнал дорівнює нулю.

Нормованими є характеристики ДС при керуючих сигналах, які відповідають керуючим сигналам, що використовуються для імітації акселераційних діянь, обумовлених маневровим рухом літального апарата – частота керуючого сигналу 0,2 Гц та амплітуда переміщення ДС за лінійними ступенями вільності 0,4 м і за кутовими – 4 град. Динамічний стенд установлюється у вихідне положення, на вхід агрегатів керування подається керуючий сигнал, реєструються сигнали датчиків лінійних прискорень $\{s_{\Delta ji}, j = \overline{1,3}, i = \overline{1,m_u}\}$ та кутових швидкостей $\{s_{\Delta ji}, j = \overline{4,6}, i = \overline{1,m_u}\}$ третього періоду руху платформи динамічного стенду (ПДС) (для уникнення впливу на характеристики перехідних режимів). Розраховуються лінійні прискорення і кутові швидкості:

$$\ddot{s}_{ji} = \frac{\ddot{s}_{\Delta ji} - \ddot{s}_{\Delta 0j}}{k_{aj}}, j = \overline{1,3}; \quad \dot{s}_{ji} = \frac{\dot{s}_{\Delta ji} - \dot{s}_{\Delta 0j}}{k_{aj}}, j = \overline{4,6}; \quad i = \overline{1,m_u},$$

де $s_{ji}, s_{ji}, s_{\Delta ji}, s_{\Delta ji}$ – відповідно лінійне прискорення і кутова швидкість ПДС, сигнали датчиків лінійного прискорення і кутової швидкості ПДС за j -м ступенем вільності в i -й момент часу; $s_{\Delta 0j}, s_{\Delta 0j}, k_{aj}$ – відповідно середні значення сигналів датчиків лінійного прискорення і кутової швидкості ПДС при нульовому керуючому сигналі та коефіцієнт градування датчика за j -м ступенем вільності; $m_u = T_u / h_i$ – кількість кроків керування одного періоду.

Параметри руху ПДС за вертикальним ступенем вільності й тангажем показані на рис. 1.

При керуванні ДС гармонічним керуючим сигналом параметри руху описуються полігармонічним процесом, тобто такою функцією часу, яка точно повторює свої значення через однакові інтервали. Тому параметри руху за керуванням ступенем вільності можуть бути представлені рядом Фур'є

$$\ddot{s}_{ji} = a_{0j} + \sum_{q=1}^{m_u/2} a_{qi} \cos \frac{2\pi \times q \times i}{m_u} + \sum_{q=1}^{m_u/2} b_{qi} \sin \frac{2\pi \times q \times i}{m_u}; j = \overline{1,3}; i = \overline{1,m_u};$$

$$\dot{s}_{ji} = a_{0j} + \sum_{q=1}^{m_u/2} a_{qi} \cos \frac{2\pi \times q \times i}{m_u} + \sum_{q=1}^{m_u/2} b_{qi} \sin \frac{2\pi \times q \times i}{m_u}; j = \overline{4,6}; i = \overline{1,m_u},$$

де q – номер гармоніки; a_{0j}, a_{qj}, b_{qj} – коефіцієнти Фур'є:

$$a_{0j} = \frac{1}{m_u} \sum_{i=1}^{m_u} s_{\Delta ji}, j = \overline{1,3}; \quad a_{0j} = \frac{1}{m_u} \sum_{i=1}^{m_u} s_{\Delta ji}, j = \overline{4,6};$$

$$a_{qj} = \frac{2}{m_u} \sum_{i=1}^{m_u} s_{\Delta ji} \cos \frac{2\pi \times q \times i}{m_u}; q = \overline{1, m_u/2 - 1}, j = \overline{1,3};$$

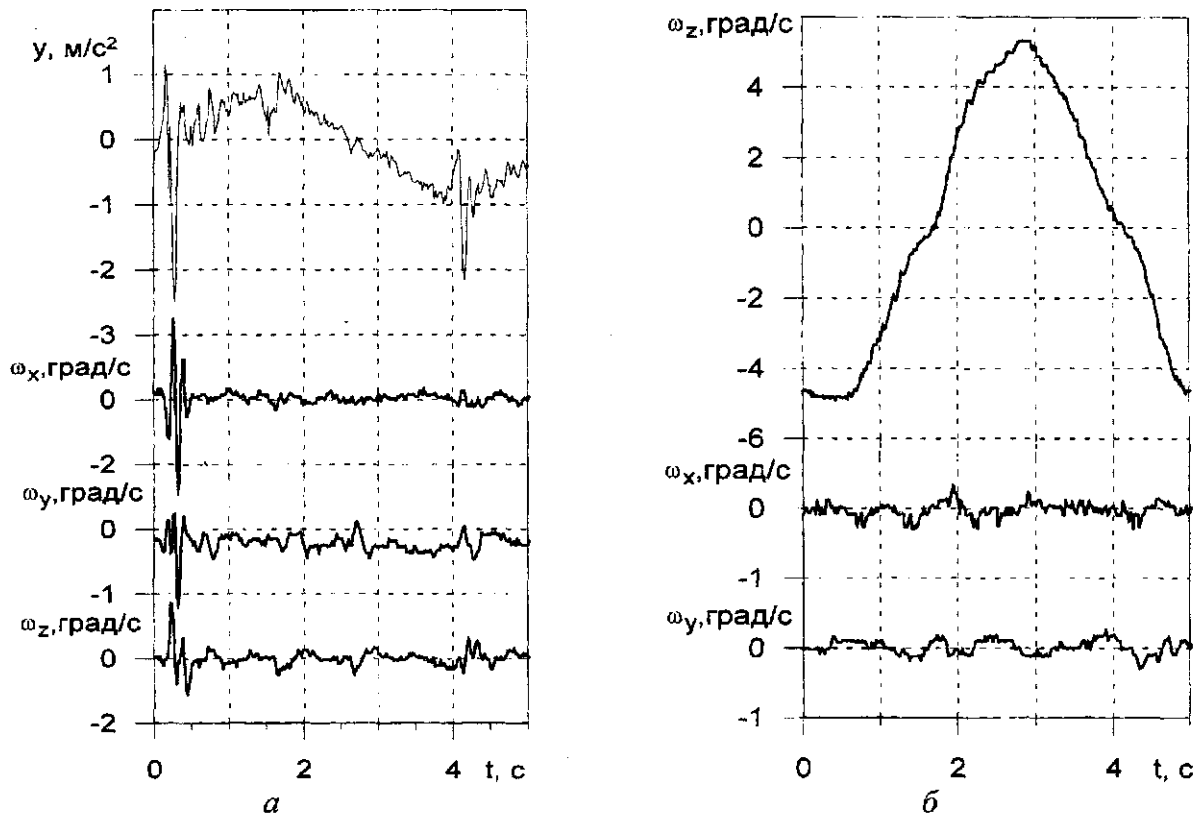


Рис.1. Параметри ПДС при русі за вертикальним ступенем вільності (а), за тангажем (б)

$$a_{qj} = \frac{2}{m_u} \sum_{i=1}^{m_u} s_{\pi,j,i} \cos \frac{2\pi \times q \times i}{m_u}, q = \overline{1, m_u/2-1}, j = \overline{4, 6};$$

$$b_{qj} = \frac{2}{m_u} \sum_{i=1}^{m_u} s_{\pi,j,i} \sin \frac{2\pi \times q \times i}{m_u}, q = \overline{1, m_u/2-1}, j = \overline{1, 3};$$

$$b_{qj} = \frac{2}{m_u} \sum_{i=1}^{m_u} s_{\pi,j,i} \sin \frac{2\pi \times q \times i}{m_u}, q = \overline{1, m_u/2-1}, j = \overline{4, 6}.$$

Амплітуда q -ї гармоніки ряду визначається за формулою:

$$A_{qj} = \sqrt{a_{qj}^2 + b_{qj}^2},$$

де A_{qj} – амплітуда q -ї гармоніки за j -м ступенем вільності.

Фазовий зсув

$$\varphi_{зсj} = \operatorname{arctg} \frac{a_{1j}}{b_{1j}} \times 57,3, j = \overline{1, 3}; \quad \varphi_{зсj} = \operatorname{arctg} \frac{-b_{1j}}{a_{1j}} \times 57,3, j = \overline{4, 6},$$

коефіцієнт послаблення амплітуди

$$k_{посj} = \frac{A_{1j}}{A_u (2\pi \times f_u)^2}, j = \overline{1, 3}; \quad k_{посj} = \frac{A_{1j}}{A_u \times 2\pi \times f_u}, j = \overline{4, 6},$$

де $\varphi_{зсj}$, $k_{посj}$ – відповідно фазовий зсув і коефіцієнт послаблення амплітуди лінійного прискорення (кутової швидкості) за j -м ступенем вільності.

Амплітудно-частотна та фазочастотна характеристики будуть дійсними, якщо функція періодична [2; 3]. Інтервал аналізу містить цілу кількість періодів, функція має обмежений спектр з верхньою граничною частотою f_c , а частота дискретизації задовольняє теорему Котельнікова $f_c \leq 0,5 / h_t$.

Амплітудно-частотні та фазочастотні характеристики динамічного стенда ДС6-1,5 наведені у табл. 1. Для забезпечення високої якості імітації акселераційних діянь коефіцієнт послаблення амплітуди прискорення (швидкості) повинен бути не меншим ніж 0,85, а модуль фазового зсуву – не перевищувати 45 градус.

Таблиця 1

Амплітудно-частотні та фазочастотні характеристики ДС6-1,5

Степінь вільності	Характеристика	Частота				
		0,1	0,2	0,3	0,4	0,5
Поздовжня	Коефіцієнт послаблення амплітуди прискорення	0,87	0,92	---	---	---
	Фазовий зсув, град	-2,7	-15,7	---	---	---
Вертикальна	Коефіцієнт послаблення амплітуди прискорення	1,02	1,04	---	---	---
	Фазовий зсув, град	-7,6	-21,7	---	---	---
Поперечна	Коефіцієнт послаблення амплітуди прискорення	0,97	0,98	---	---	---
	Фазовий зсув, град	-17,3	-21,9	---	---	---
Крен	Коефіцієнт послаблення амплітуди швидкості	1,01	0,99	0,96	0,92	0,88
	Фазовий зсув, град	-15,0	-23,4	-32,3	-40,2	-45,5
Рискання	Коефіцієнт послаблення амплітуди швидкості	0,99	0,97	0,94	0,89	0,84
	Фазовий зсув, град	-16,6	-25,3	-34,3	-41,9	-47,3
Тангаж	Коефіцієнт послаблення амплітуди швидкості	1,00	0,98	0,94	0,90	0,86
	Фазовий зсув, град	-15,7	-24,4	-33,5	-41,1	-46,4

Якість руху ДС оцінюється значенням середньоквадратичного відхилення лінійного прискорення і кутової швидкості ПДС від корисного значення за керованим ступенем вільності

$$\sigma_j = \sqrt{\frac{1}{m_u} \sum_{i=1}^{m_u} [\ddot{s}_{ji} - \ddot{s}_{1j}]^2}, j = \overline{1,3}; \quad \sigma_j = \sqrt{\frac{1}{m_u} \sum_{i=1}^{m_u} [\dot{s}_{ji} - \dot{s}_{1j}]^2}, j = \overline{4,6},$$

де σ_j – середньоквадратичне відхилення лінійного прискорення і кутової швидкості ПДС від корисного значення за керованим j -м ступенем вільності; \ddot{s}_{1j} , \dot{s}_{1j} – відповідно корисні складові лінійного прискорення і кутової швидкості ПДС за j -м ступенем вільності, описано першою гармонікою ряду Фур'є, а також середньоквадратичними відхиленнями кутових швидкостей ПДС за некерованими ступенями вільності

$$\sigma_{js} = \sqrt{\frac{1}{m_u} \sum_{i=1}^{m_u} [\dot{s}_{ji}]^2}, j = \overline{1,6}, s = \overline{4,6},$$

де σ_{js} – середньоквадратичне відхилення кутової швидкості ПДС за s -м ступенем вільності при переміщенні за j -м ступенем вільності; s – індекс некерованого кутового ступеня вільності.

За значеннями середньоквадратичних відхилень σ_j і σ_{js} можна оцінити придатність ДС до імітації маневрового руху літального апарата: чим нижче значення середньоквадратичних відхилень, тим вища якість руху ДС. Як показали дослідження, середньоквадратичні відхилення лінійного прискорення та кутової швидкості від основної гармоніки повинні бути не більшими від $0,25 \text{ м/с}^2$ і $0,25 \text{ град/с}$ відповідно. Лінійні прискорення і кутові

швидкості ПДС без основної гармоніки показані на рис. 2 і 3. Середньоквадратичні відхилення при вертикальному русі й русі тангажу ПДС наведені в табл. 2 і 3.

Для аналізу паразитних прискорень (швидкостей) ПДС за керованим ступенем вільності розраховується спектральний склад прискорень (швидкостей) ПДС (рис. 4). Амплітуда першої гармоніки показує амплітуду корисного прискорення (швидкості), а амплітуда інших гармонік, кратних частоті керуючого сигналу, показують паразитні прискорення (швидкості). Паразитні прискорення (швидкості) не повинні перевищувати ті, що визначаються порогами сприйняття людини. У діапазоні частот від 0,2 до 10 Гц при рухах ДС за лінійними степенями вільності амплітуди паразитних прискорень не повинні перевищувати $0,1 \text{ м/с}^2$, а при рухах ДС за кутовими степенями вільності амплітуди кутових швидкостей – 1 град/с .

Значення визначених характеристик дозволяють (на підґрунті порівняння значень характеристик з допусками на них) прийняти рішення про придатність або непридатність конкретного ДС до імітації акселераційних діянь на авіаційних тренажерах. У випадку прийняття рішення про непридатність ДС виникає задача діагностики несправностей – визначення місця і чинників несправностей. Результати діагностики є підґрунтям прийняття рішення про необхідність регулювання або ремонту ДС.

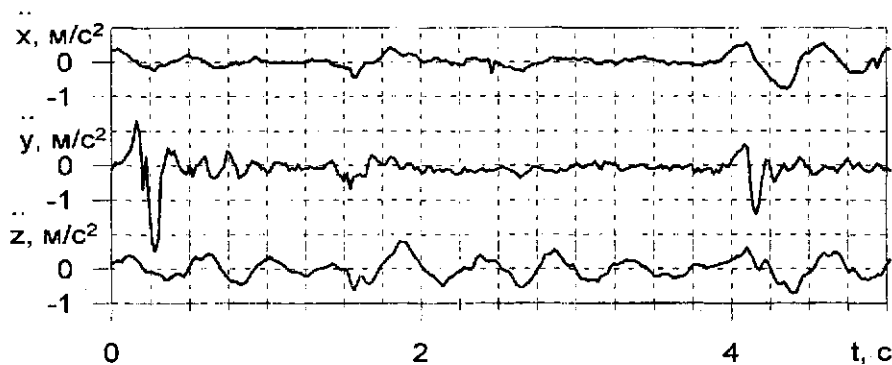


Рис.2. Лінійні прискорення ПДС без основної гармоніки

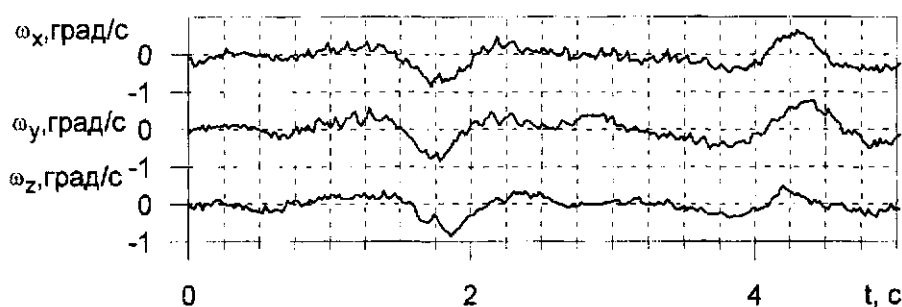


Рис.3. Кутові швидкості ПДС без основної гармоніки

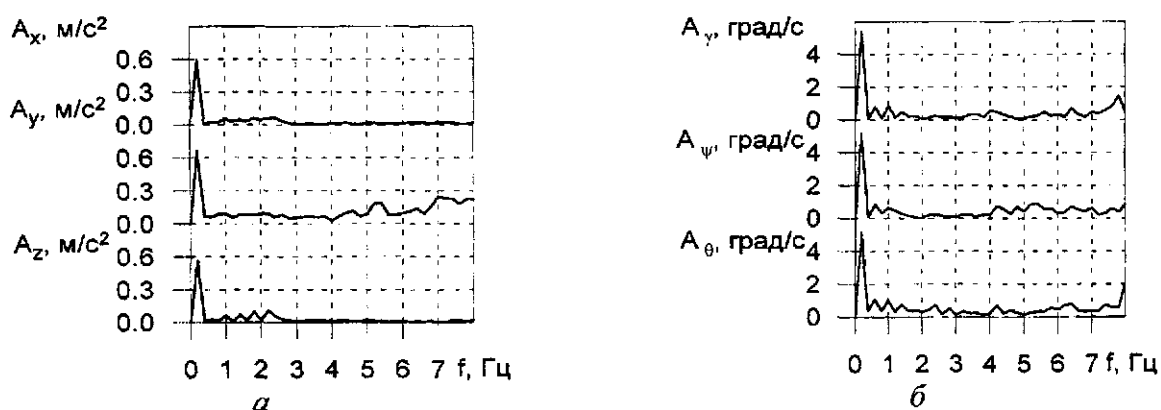


Рис. 4. Спектральний склад лінійних (а) і кутових (б) прискорень ПДС

Таблиця 2

Середньоквадратичні відхилення при русі ПДС за вертикальним ступенем вільності

Частота, Гц	Характеристики паразитного руху			
	за вертикальним ступенем вільності, м/с ²	за креном, град/с	за ристанням, град/с	за тангажем, град/с
0,1	0,0945	0,1355	0,5503	0,1490
0,2	0,3639	0,3797	0,2611	0,2781

Таблиця 3

Середньоквадратичні відхилення при русі ПДС за тангажем

Частота, Гц	Характеристики паразитного руху, град/с		
	за тангажем	за креном	за ристанням
0,1	0,1396	0,0770	0,0956
0,2	0,3088	0,1052	0,1036
0,3	0,4395	0,1261	0,1129
0,4	0,5935	0,1648	0,1439
0,5	0,6652	0,2313	0,1487

Аналіз наведених характеристик ДС показує задовільні амплітудно-частотні й фазочастотні характеристики. З іншого боку, середньоквадратичні відхилення і амплітуди паразитних прискорень при русі ПДС за вертикальним ступенем вільності й тангажем перевищують допуск. Це саме підтверджують часові залежності параметрів руху ПДС за вертикальним ступенем вільності – вертикального прискорення (інтервали часу 0,1 – 0,4 с і 4 – 4,25 с), швидкостей крену, ристання і тангажу (інтервали часу 0,1 – 0,4 с) – та за тангажем – швидкість крену (інтервали часу 1,5 – 2,5 с і 4 – 4,5 с). Динамічний стенд з такими характеристиками не придатний до імітації маневрового руху літаків: пілот сприймає високочастотні трясіння, нехарактерні для руху реального літака. Для визначення місця і чинників несправностей ДС та прийняття необхідних рішень потрібно проаналізувати й інші характеристики (динамічні й статичні характеристики, характеристики якості регулювання гідроприводів).

Список літератури

1. *Knotts Louis H. and Baily Randall E.* Ground Simulator Requirements Based On In-Flight Simulation Calspan Advanced Technology Center–Buffalo NY. – 1988.
2. *Рабинер Л., Гоулд Б.* Теория и применение цифровой обработки сигналов. – М.: Мир, 1978. – 848 с.
3. *Введение в цифровую фильтрацию* /Под. ред. Р.Богнера, А. Констандинидиса. – М.: Мир, 1976. – 216 с.

Стаття надійшла до редакції 08.10.01.