

УДК 629.735.45(045)

В.Г. Вовк, к. т. н., доц.
П.О. Хлюст, студ.,
М.Д. Романовський, студ.

МЕТОДИКА ОЦІНЮВАННЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЬОТА З ПІДВІСКОЮ У РЕЖИМІ ВИСІННЯ

Запропоновано новий метод оцінювання стохастичних параметрів складного, рухомого об'єкта (вертольота з вантажною підвіскою) для задач структурної ідентифікації самого об'єкта та синтезу оптимальної за структурою системи стабілізації об'єкта.

The new estimating method of stochastic parameters of the complex moving object (helicopter with cargo suspension) is suggested for the structured problem identification of the object and optimal stabilizing system synthesis as well.

амплітуда, вертоліт із зовнішньою вантажною підвіскою, «вертоліт – пілот – вантаж – середовище», випадковий, висіння, відхилення, “вхід–вихід”, детермінований, збурення, кермовий гвинт, кінотеодоліт, кореляційний сигнал, навігація, підвіс, режим, синтез, стабілізація, стохастичний, центр мас, щільність

Вступ

Систематичне зростання конкуренції серед основних виробників авіаційної техніки змушує постійно шукати нові методи і технології процесів досягнення оптимальності показників якості літальних апаратів (ЛА).

Рішення таких проблемних питань для процесів навігації та управління польотом потребує значних фінансових і людських ресурсів. Очевидно, що необхідна модернізація деяких існуючих зразків авіаційної техніки, наприклад, вертольотів із зовнішньою вантажною підвіскою.

Складність задач навігації та управління вертольотом з вантажною підвіскою пов'язують як з динамічними особливостями самого об'єкта управління, так і з властивостями різних стохастичних збурювальних факторів у польоті.

Режим висіння вертольота з вантажною підвіскою – один зі складних, недостатньо вивчених і важливих режимів польоту.

Створення системи жорсткої стабілізації вертольота, особливо з вантажною підвіскою, становить особливий інтерес. Вертольоти – принципово нестійкі багатовимірні динамічні об'єкти [1; 2]. Моделі динаміки такого об'єкта стабілізації і впливів на нього, які використовують на практиці, не дають можливості досягати високого ступеня їх стабілізації на специфічних, важливих режимах польоту. Задача стабілізації вертольота з вантажною підвіскою ще складніша. Доцільність досліджень у цій сфері обумовлено широким використанням вертольотів майже у всіх сферах життєдіяльності людини:

- видобуток корисних копалин;
- сільське господарство;

- будівництво;
- перевезення вантажів;
- перевезення пасажирів;
- дослідження корисних копалин.

Задачу жорсткої автоматичної стабілізації вертольота з вантажною підвіскою у режимі висіння доцільно розбити на окремі етапи:

- експериментальне оцінювання отриманих у процесі спеціальних натурних випробувань динамічних характеристик стохастичних пілотажно-навігаційних параметрів вертольота, що характеризують “вхід–вихід” вертольота з вантажною підвіскою як об'єкт стабілізації;
- структурна ідентифікація моделей динаміки вертольота як об'єкта стабілізації і діючих на нього неконтрольованих стохастичних збурень у режимі його висіння;
- синтез оптимальних структур і параметрів систем стабілізації вертольота з вантажною підвіскою в режимі висіння.

Постановка завдання

Приклади розв'язування задач стабілізації вертольота зазвичай не враховують реальної стохастичної природи збурень, які діють на нього в різних режимах польотів, а також факту нестійкості об'єкта [1; 2]. Одним зі способів розв'язання задачі може стати синтез оптимальних структур систем стабілізації досліджуваних об'єктів на основі відомих із натурних досліджень моделей динаміки самого об'єкта і стохастичних збурень, які діють на нього в реальному польоті.

Методи управління ЛА не завжди досить повно враховують весь спектр впливів, що діють на ЛА у штатних режимах польоту [1; 2].

Розглянемо ситуацію управління вертольотом з вантажною підвіскою у режимі висіння, коли виникають додаткові сили і моменти від руху зовнішньої вантажної підвіски, що спричиняють додаткову нестійкість вертольота.

Характер такої нестійкості вертольота у штатних режимах польоту з зовнішньою вантажною підвіскою і без неї, невідомий.

Отже, проблематично встановити можливості високоточної стабілізації вертольота у штатних режимах польоту з вантажною підвіскою.

Однією з причин нестійкості вертольота з вантажною підвіскою є планерні особливості вертольота (немає симетрії, кермовий гвинт).

Свою роль у нестійкості відіграють зовнішні збурення як від вантажної підвіски, так і від збурень навколишнього середовища, що мають стохастичний характер.

Мета роботи – розглянути перший етап вирішення проблеми жорсткої стабілізації, оцінити отримані у процесі спеціальних натурних випробувань динамічні характеристики стохастичних пілотажно-навігаційних параметрів вертольота, що характеризують “вхід-вихід” вертольота з вантажною підвіскою як об’єкт стабілізації.

Вирішення завдання

На рис. 1, б, де зображено структурну схему об’єкта системи «вертоліт-пілот-вантаж-середовище» (ВПВС) позначено:

u – m -вимірний вектор керувальних стохастичних впливів (впливу пілота, автопілота);

ξ – n -вимірний вектор контрольованих стохастичних збурень, викликаних переміщенням вантажу;

ψ – n -вимірний вектор неконтрольованих зовнішніх стохастичних збурень, які діють на вертоліт з вантажем у режимі висіння, наприклад, турбулентного вітру;

X – n -вимірний вектор реакції вертольота на контрольовані ξ , неконтрольовані ψ збурення і керівні впливи пілота u .

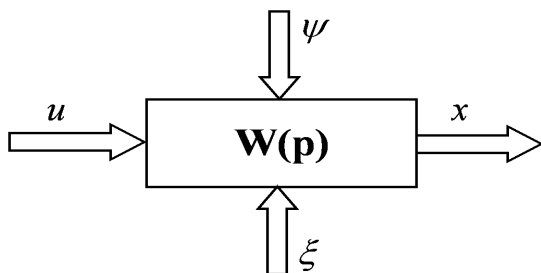


Рис. 1. Структурна схема вертольота з вантажною підвіскою як об’єкта стабілізації

У досліджуваному випадку рух вертольота запишемо перетвореною за Лапласом або за Фур’є системою звичайних диференціальних рівнянь вигляду

$$Px = Mu + \xi + \psi, \quad (1)$$

де

P, M – матриці розмірностей відповідно $n \times n$ і $n \times m$, елементи яких є поліномами аргументів від $p = d/dt$ (Лапласа) або $s = j\omega$ (Фур’є).

Система рівнянь (1) повною мірою описує систему ВПВС як об’єкт стабілізації.

У досліджуваному випадку невідомі матриці P, M , а також моделі динаміки векторів u, x, ξ, ψ . Вектори сигналів можна зафіксувати у процесі натурального експерименту.

Аналізуючи систему ВПВС можна визначити структури векторів керівних впливів (дій пілота або автопілота) u , контрольованих збурень, викликаних випадковими коливаннями вантажу ξ і реакціями вертольота на впливи і збурення x . Ці елементи можна визначити з таких виразів:

$$u' = [\delta_\psi \quad \delta_\gamma \quad \delta_\phi \quad \delta_g]; \quad (2)$$

$$\xi' = [\vartheta_g \quad \gamma_g]; \quad (3)$$

$$x' = [x \quad y \quad z \quad \vartheta \quad \gamma \quad \phi], \quad (4)$$

де

δ_ψ – поздовжнє відхилення ручки управління;

δ_γ – поперечне відхилення ручки управління;

δ_ϕ – кут відхилення педалей;

δ_g – відхилення шагу газу;

ϑ_g – кут тангажних коливань вантажу;

γ_g – кут кренових коливань вантажу;

x – лінійне відхилення вертольота у поздовжній площині;

y – лінійне відхилення вертольота у поперечній площині;

z – лінійне відхилення вертольота по висоті;

ϑ – кут тангажу вертольота;

γ – кут крену вертольота;

ϕ – кут рискання вертольота.

Стадії успішного рішення завдання оцінювання динамічних характеристик векторів стохастичних сигналів системи ВПВС визначимо у такий спосіб:

– виділимо з масивів сигналів детерміновані нестационарні і випадкові стаціонарні ергодичні складові сигналів, отриманих під час спеціального натурального випробування;

- з урахуванням відомих положень теорії випадкових ергодичних процесів визначимо кореляційні і взаємні кореляційні функції центрованих випадкових складових досліджуваних сигналів;
- використовуючи перетворення Фур'є кореляційних і взаємних кореляційних функцій, визначимо спектральні і взаємні спектральні щільності досліджуваних сигналів системи;
- графічно подамо розраховані на ПЕОМ спектральні і взаємні спектральні щільності досліджуваних сигналів за допомогою спеціального програмного продукту, розробленого на кафедрі систем управління ЛА Національного авіаційного університету;
- на базі узагальненого методу логарифмічних характеристик апроксимуємо графічні залежності спектральних і взаємних спектральних щільностей математичними скороченими виразами;
- визначимо структури векторів досліджуваних сигналів u, x, ξ ;
- використовуючи теорему Вінера–Хінчина, визначимо структуру матриць спектральних і взаємних спектральних щільностей векторів досліджуваних випадкових сигналів;
- заповнимо математичними елементами матриці спектральних і взаємних спектральних щільностей, елементами яких є спектральні і взаємні спектральні щільності досліджуваних сигналів системи.

Спеціальні натурні випробування проводять за такою методикою:

- вибирають місця і готують вимірювальну площадку вертольота (установлення кінотеодолітів, розмічають центр площадки, центр мас вертольота);
- установлення на вертоліт спеціального устаткування для вимірювання відхилень вантажної підвіски;
- підбирають вантажну підвіску кулястої форми (типовий вантаж з параметрами маси близько 10–15 % від маси вертольота).

За цією методикою роблять спеціальну вимірювальну площадку, у центрі якої розмічене коло для орієнтування пілота під час управління вертольотом у режимі висіння (рис. 2). Площадку обладнано двома кінотеодолітами, розміщеними у взаємно перпендикулярних площинах, призначені для вимірювання по спеціальних мітках на вертольоті поступальних і кутових відхилень від заданих положень у просторі й орієнтації. Можна змінювати розміри каліброваних зовнішніх вантажів, а також вимірювати силу натягу троса підвіски у кожен момент часу.

Висота висіння об'єкта над землею має становити близько 30 м.

Для реєстрації польотної інформації вертоліт має бути обладнаний спеціальною штатною апаратурою.

За допомогою штатних датчиків знімають інформацію про положення органів управління (поздовжнє і поперечне відхилення рулів управління, відхилення педалей і ручки шагу газу). Кутові переміщення вертольота вимірюють гіроскопічними датчиками кутів.

Апаратуру реєстрації кінотеодолітів вмикають синхронно за командою бортінженера про початок режиму висіння.

Тривалість реєстрації вимірюваних параметрів має становити близько 2 хв.

На рис. 2 наведено такі позначення: $kt1, kt2$ – кінотеодоліти; $O\xi\eta\zeta$ – нормальна система координат, зв'язана з центром мас вертольота; $Oxyz$ – зв'язана система координат (точка O – у центрі мас вертольота); $O_1x_1y_1z_1$ – система координат, зв'язана з точкою підвішування вантажу на вертольоті; G – вектор сили ваги вертольота, прикладений у центрі мас вертольота; G_g – сила ваги вантажу (його вага); P – вектор сил тяги; R – сумарний вектор аеродинамічних сил.

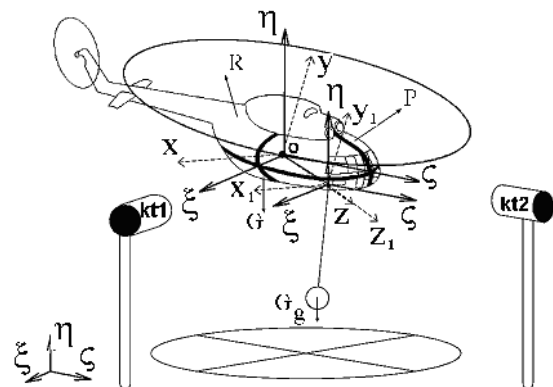


Рис. 2. Схема постановки експерименту

Описана методика проведення спеціальних натурних випробувань була випробована та використана з допомогою вертольота Мі-8 МТВ з вантажною підвіскою в режимі висіння. Запропоновану методику можна використовувати для дослідження будь-якого іншого вертольота з вантажною підвіскою для режиму висіння. Вона допомагає разовим замірюванням отримати всю потрібну вхідну інформацію, яка характеризує стохастичний стан системи ВПВС.

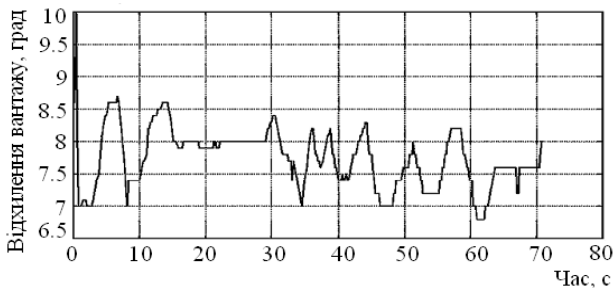


Рис. 3. Осцилограма рухів кута тангажа вантажу ϑ_g , град

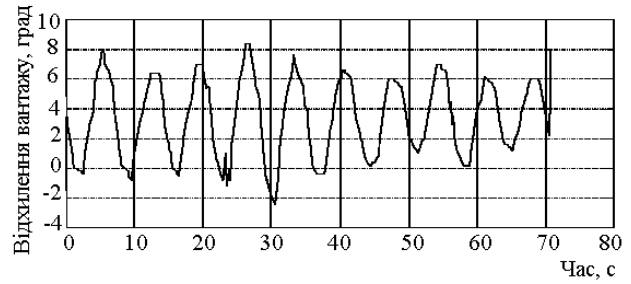


Рис. 4. Осцилограма рухів кута крену вантажу γ_g , град

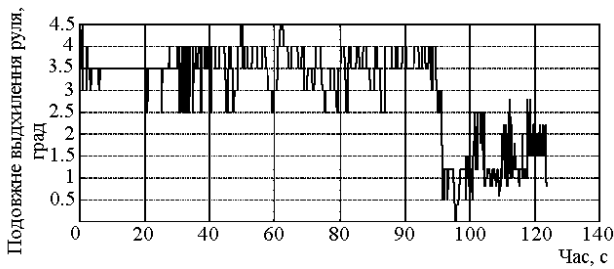


Рис. 5. Осцилограма поздовжнього відхилення руля δ_θ , град

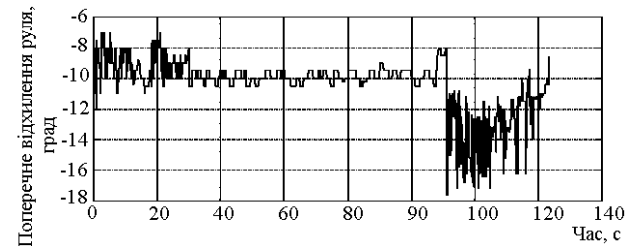


Рис. 6. Осцилограма поперечного відхилення руля δ_γ , град

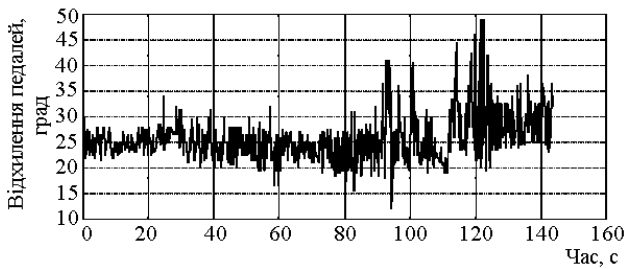


Рис. 7. Осцилограма відхилення педалей δ_ϕ , град

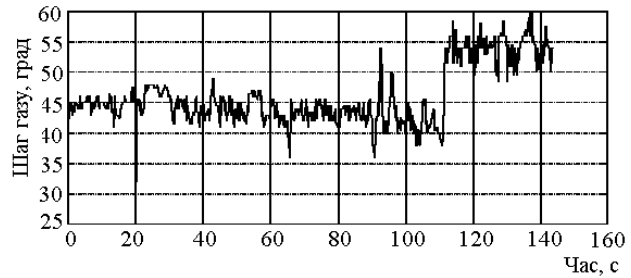


Рис. 8. Осцилограма шагу газу δ_g , град

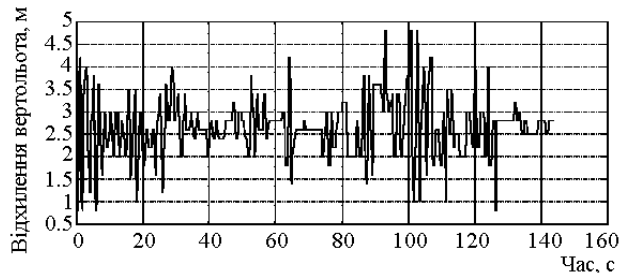


Рис. 9. Осцилограма поздовжнього відхилення вертольота x , м

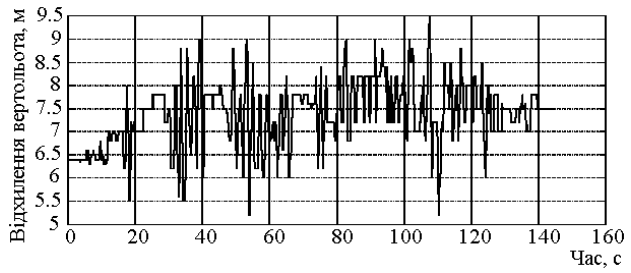


Рис. 10. Осцилограма поперечного відхилення вертольота y , м

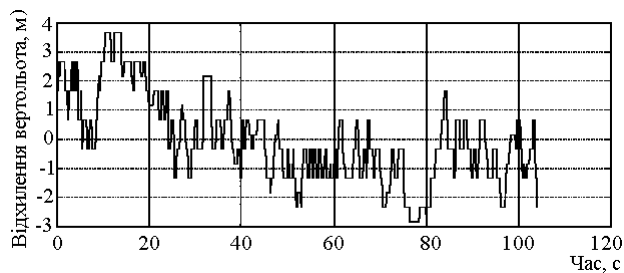


Рис. 11. Осцилограма відхилення вертольота по висоті z , м

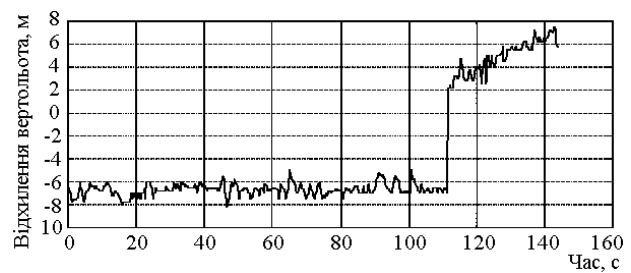


Рис. 12. Осцилограма кута тангажу вертольота ϑ , град

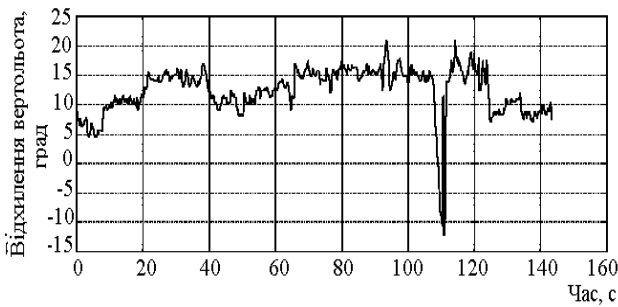


Рис. 13. Осцилограма кута рискання вертольота γ , град

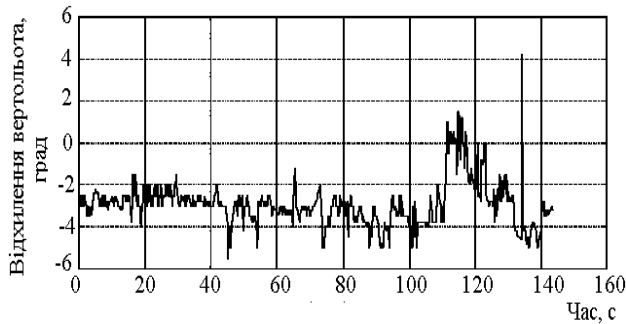


Рис. 14. Осцилограма кута крену вертольота φ , град

Під час натурного випробування було отримано компоненти векторів стохастичних сигналів, що визначають «вхід-вихід» вертольота як об'єкта стабілізації.

Сигнали, що надходили з важелів управління, датчиків відхилення вантажною підвіскою і датчиків кутових відхилень вертольота, реєстрували як аналогові, а потім записували на передбаченому для цього устаткуванні в цифрові масиви.

Лінійні та кутові відхилення вертольота записували на плівки кінотеодолітів, а потім перетворювали в числові масиви з частотою кадрів 5 кадрів за секунду (рис. 3–14). Знімання всіх інших параметрів проводили з такою ж частотою.

Усі зареєстровані сигнали мають стохастичний характер (детерміновану і випадкову складові).

Отже, вирази (2) – (4) можна записати так:

$$u = u_0 + u^0 = \begin{bmatrix} \delta_\vartheta \\ \delta_\gamma \\ \delta_\varphi \\ \delta_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta_{0\vartheta} \\ \delta_{0\gamma} \\ \delta_{0\varphi} \\ \delta_{0g} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta^0_\vartheta \\ \delta^0_\gamma \\ \delta^0_\varphi \\ \delta^0_g \end{bmatrix};$$

$$\xi = \xi^0 + \xi_s = \begin{bmatrix} \vartheta_g \\ \gamma_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vartheta^0_g \\ \gamma^0_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \vartheta_{0g} \\ \gamma_{0g} \end{bmatrix};$$

$$x = x^0 + x_0 = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \vartheta \\ \gamma \\ \varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ \vartheta_0 \\ \gamma_0 \\ \varphi_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x^0 \\ y^0 \\ z^0 \\ \vartheta^0 \\ \gamma^0 \\ \varphi^0 \end{bmatrix}.$$

Використовуючи відомі методи поділу сигналу на детерміновану та випадкову складові [3, 4], потрібно зробити первинну обробку всіх зареєстрованих сигналів.

Використовуючи надалі тільки випадкову складову, визначають невідповідні характеристики випадкових сигналів, такі, як спектральних та взаємних спектральних щільностей досліджуваних сигналів.

Використовуючи вирази (2) – (4) і теорему Вінера-Хінчина, складемо матрицю спектральних і взаємних спектральних щільностей досліджуваних векторів:

$$S = \begin{bmatrix} S_{\delta_\vartheta\delta_\vartheta} & S_{\delta_\vartheta\delta_\gamma} & S_{\delta_\vartheta\delta_\varphi} & S_{\delta_\vartheta\delta_g} & S_{\delta_\vartheta\delta_\gamma} & S_{\delta_\vartheta\delta_\varphi} & S_{\delta_\vartheta\delta_g} & S_{\delta_\gamma\delta_\vartheta} & S_{\delta_\gamma\delta_\gamma} & S_{\delta_\gamma\delta_\varphi} & S_{\delta_\gamma\delta_g} & S_{\delta_\varphi\delta_\vartheta} & S_{\delta_\varphi\delta_\gamma} & S_{\delta_\varphi\delta_\varphi} & S_{\delta_\varphi\delta_g} & S_{\delta_g\delta_\vartheta} & S_{\delta_g\delta_\gamma} & S_{\delta_g\delta_\varphi} & S_{\delta_g\delta_g} \end{bmatrix}$$

Отже, завдання оцінювання динамічних характеристик стохастичних керівних впливів, контрольованих збурень від вантажною підвіски, а також реакцій на них вертольота зведено до створення аналітичних моделей, які визначають матрицю й елементи матриці спектральних і взаємних спектральних щільностей [3 – 5].

В основу оцінок спектральних і взаємних спектральних щільностей сигналів покладено визначення кореляційних і взаємних кореляційних функцій випадкових процесів з подальшим їх перетворенням за Фур'є.

Для прикладу надаємо спектральні щільності відхилень вантажною підвіски (рис. 15–17).

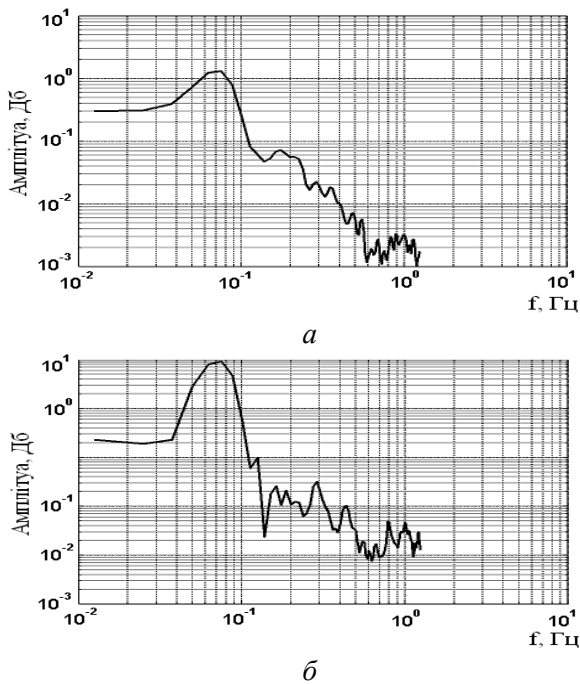


Рис. 15. Спектральна щільність кута тангажа $S_{\vartheta_g \vartheta_g}$ (а) та крену вантажу $S_{\gamma_g \gamma_g}$ (б)

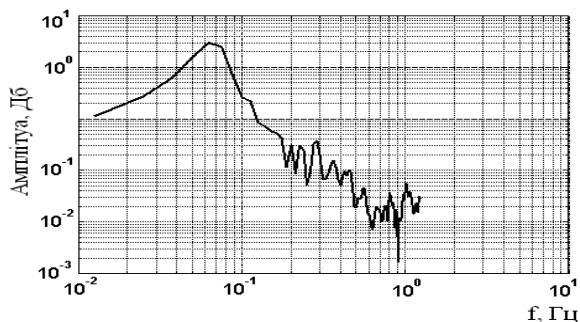


Рис. 16. Амплітудна характеристика взаємної спектральної щільності тангажа $S_{\vartheta_g \vartheta_g}$ та крену вантажу $S_{\gamma_g \gamma_g}$

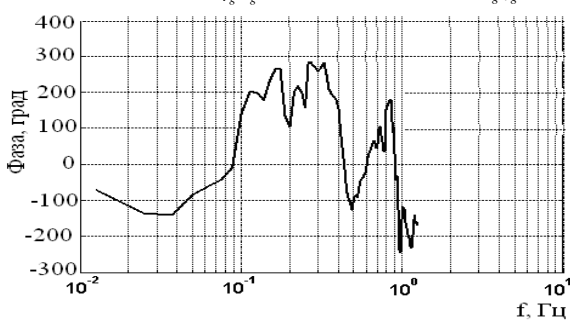


Рис. 17. Фазова складова взаємної спектральної щільності тангажа і крену вантажу $S_{\vartheta_g \gamma_g}$

Використовуючи метод узагальнених логарифмічних частотних характеристик, можна скласти аналітичні моделі усіх елементів наведених матриць. Для прикладу подамо відхилення вантажної підвіски:

$$S_{y_g y_g} = 2,6 \left| \frac{(0,87796s^2 + 1,3118s + 1)}{(7,043716s^2 + 0,30768s + 1)(0,158404s^2 + 0,398s + 1)} \right|^2;$$

$$S_{\vartheta_g \vartheta_g} = 0,35 \left| \frac{(1,855044s^2 + 0,07956s + 1)}{(7,043716s^2 + 1,282s + 1)(0,885s + 1)} \right|^2;$$

$$S_{\vartheta_g y_g} = 0,15 \left(\frac{(3,865156s^2 - 0,17388s + 1)(0,478864s^2 + 0,4152s + 1)}{|7,043716s^2 + 0,20512s + 1|^2 (-0,395s + 1)} \right);$$

$$S_{y_g \vartheta_g} = 0,15 \left(\frac{(3,865156s^2 + 0,17388s + 1)(0,478864s^2 - 0,4152s + 1)}{|7,043716s^2 + 0,20512s + 1|^2 (0,395s + 1)} \right).$$

Висновки

Отже, запропонована методика оцінювання динамічних характеристик, дає змогу якісно повному розглядати задачі жорсткої стабілізації рухомих об'єктів, визначивши реальні стохастичні збурювальні впливи, що діють на вертоліт з вантажним підвісом у режимі висіння. Використовуючи отримані спектральні та взаємні спектральні щільності, можливо в майбутньому отримати оптимальні за структурою системи стабілізації вертольота з вантажним підвісом у режимі висіння, провівши процедури ідентифікації об'єкта управління та синтезу системи стабілізації.

Література

1. Берестов Л.М. Моделирование динамики вертолета в полете / Л.М. Берестов. – М.: Машиностроение, 1978. – 158 с.
2. Брамвелл А.Р. Динамика вертолетов / А.Р. Брамвелл / пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1982. – 368 с.
3. Бендат Дж. Измерение и анализ случайных процессов / Дж. Бендат, А. Пирсол / пер. с англ. – М.: Мир, 1974. – 464 с.
4. Бендат Дж. Применение корреляционного и спектрального анализа / Дж. Бендат, А. Пирсол / пер. с англ. – М.: Мир, 1983. – 312 с.
5. Блохин Л.Н. Оптимальные системы стабилизации / Л.Н. Блохин. – К.: Техніка, 1982. – 144 с.