

Розглянута узагальнена структурна схема моделі СТС АТС ПР може використовуватися з визначеними обмеженнями як базова під час дослідження характеристик її елементів і алгоритмів їхньої взаємодії в процесі функціонування і надання "вихідної продукції" системи.

Список літератури

1. Харченко В.П. Эффективность радиоэлектронных средств управления воздушным движением. – К.: Знание, 1979. – 24 с.
2. DOC 4444 – RAC/501. Правила аэронавигационного обслуживания. Правила полетов и обслуживание воздушного движения. – Монреаль: ИКАО, 1996. – 275 с.
3. Мелкумян В.Г. Технологічні системи обслуговуючого типу. – К.: НАУ, 2002. – 171 с.

Стаття надійшла до редакції 14.11.02.

052 - 082.022.1 + 052 - 015

УДК 629.735.015:681.3

уваження ЛА, деяке утворення
характеристика динамічна
полет ЛА

О.П. Кривоносенко, канд. техн. наук, доц.
(Національний авіаційний університет)
О.М. Савінов, канд. техн. наук, доц.
(Національний авіаційний університет)
О.А. Сущенко, канд. техн. наук, доц.
(Національний авіаційний університет)

МЕТОДОЛОГІЯ ТА РЕЗУЛЬТАТИ ВИЗНАЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КУТОВОГО ЗБУРЕНОГО РУХУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Визначено методологію отримання динамічних характеристик кутОВОГО збуреного руху літального апарата в умовах реальної експлуатації. Наведено результати первинної обробки результатів льотного експерименту у вигляді графічних залежностей. Здійснено аналітичну апроксимацію та отримано моделі спектральних та взаємно-спектральних щільностей навігаційних сигналів.

На сучасному етапі розвитку авіаційного обладнання вимоги до точності вимірювання параметрів руху літальних апаратів значно зростають. Для розв'язання цієї проблеми потрібно створювати математичні моделі навігаційних сигналів, тобто визначати їхні динамічні характеристики, наприклад, у вигляді спектральних та взаємно-спектральних щільностей. Використання отриманих моделей дозволяє значно підвищити ефективність розв'язання задач комплексування, оптимальної фільтрації та структурної ідентифікації. Наявність динамічних характеристик реального кутОВОГО збуреного руху літального апарата гарантує розв'язання задачі синтезу багатовимірних систем управління, в тому числі систем стабілізації стійких стохастичних коливань літального апарата відносно центра мас, на найвищому рівні [1]. Отже, оцінювання спектральних та взаємно-спектральних щільностей є необхідною складовою досягнення високої якості проектування сучасних систем управління складними багатовимірними динамічними об'єктами.

Навігаційні сигнали, які характеризують кутове положення літального апарата в турбулентній атмосфері, є випадковими в загальному випадку і стаціонарними у стійких режимах польоту. Тому їх визначення може здійснюватися лише за умови статистичної обробки результатів вимірювань та достатньо тривалих у часі режимів польоту. Недотримання цих вимог може призвести до необхідності повторення льотного експерименту, що потребує значних фінансових витрат.

Визначення спектральної щільності є складною, але досить розробленою в цей час задачею. Складність розв'язання зазначеної задачі виникає внаслідок того, що спектральна щільність кутОВОГО руху літального апарата під час багаторазових випробувань визначається не тільки як певна осереднена в часі характеристика випадкового процесу, але й як осереднена функція частоти ω . Остання функція випадково змінюється біля свого математичного сподівання, тобто дисперсія в цьому випадку не є нульовою. Звідси виникає необхідність осереднення випадкового процесу, який аналізується, за множиною реалізацій.

Прямі методи осереднення застосовувати в цьому випадку практично неможливо. Тому для вирішення цієї задачі були розроблені різні варіанти опосередкованих методів.

Найбільш поширеними є два підходи. Перший підхід характеризується тим, що замість оцінки спектральної щільності в точці визначають деяку осереднену в діапазоні частот спектральну щільність. При цьому, чим більший частотний інтервал осереднення за умови $T = \text{const}$, тим менша дисперсія оцінки спектральної щільності. Але в розглянутому випадку зазвичай відбувається зміщення оцінки, яке збільшується зі збільшенням діапазону частот осереднення. Для такого згладжування використовується парна вагова функція частоти ω , яка називається функцією спектрального вікна $W(\omega)$. Другий підхід до отримання оцінки спектральної щільності полягає в розділенні інтервалу T на n інтервалів T_0 , у кожному з яких обчислюється оцінка спектральної щільності і потім формується середнє значення оцінки.

У межах першого підходу відомі два способи обчислення спектральних характеристик часових реалізацій випадкових сигналів. Перший спосіб передбачає використання швидкого перетворення Фур'є і згладжування за допомогою спектрального вікна. Але в процесі числових обчислень таке згладжування зручніше здійснювати не в частотному, а в часовому просторі множенням реалізації, що аналізується, на часове "вагове вікно" $W(t)$. Другий спосіб полягає у часовому згладжуванні автокореляційних і взаємно-кореляційних функцій і подальшому застосуванні до них перетворення Фур'є. Для розв'язання задачі оцінювання динамічних характеристик кутового руху літального апарата останній спосіб є найбільш прийнятним. Переваги цього метода, насамперед, визначаються можливістю контролю правильності вибору довжини вибірки часової реалізації, інтервалу та частоти квантування. До того ж використання автокореляційної функції дозволяє визначити ступінь корельованості сигналів, що особливо важливо, якщо експеримент проводиться вперше.

Дискретна вибіркова оцінка кореляційної функції випадкового процесу, яка відповідає адекватній безперервній оцінці, дорівнює [2]

$$R_{xx}(\tau) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{n-\tau} (x_i - \bar{x})(x_{i+\tau} - \bar{x}),$$

де $\tau = 0, 1, \dots, N-1$ – кількість зрушень; N – кількість точок часової реалізації; \bar{x} – вибіркоче середнє значення ряду x_i :

$$\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^n x_i.$$

Вираз для спектральної щільності можна подати у вигляді суми дійсної та уявної частин:

$$S_{xy}(j\omega) = C_{xy}(\omega) + jQ_{xy}(\omega),$$

де $C_{xy}(\omega)$ – функція автоспектральної щільності, $Q_{xy}(\omega)$ – щільність квадратурного спектра.

Для різних частот значення цих функцій знаходять за формулами, відомими із роботи [3]:

$$C_{xy}(\omega) = \int_0^{\infty} [\tilde{R}_{xy}(\tau) + \tilde{R}_{xy}(-\tau)] \cos(2\pi\omega\tau) d\tau;$$

$$Q_{xy}(\omega) = \int_0^{\infty} [\tilde{R}_{xy}(\tau) - \tilde{R}_{xy}(-\tau)] \sin(2\pi\omega\tau) d\tau,$$

де $\tilde{R}_{xy}(\tau)$ – згладжена оцінка кореляційної функції.

Для згладжування оцінки кореляційної функції обрано часове вікно Тьюкі [3] вигляду

$$W(i) = 0.5 \left(1 + \cos \frac{\pi i}{M}\right) \quad \text{при } |i| \leq M;$$

$$W(i) = 0 \quad \text{при } |i| > M,$$

де M – ширина кореляційного вікна.

Згладжену оцінку кореляційної функції знаходять як добуток ординат обраного часового вікна на незгладжену оцінку кореляційної функції

$$\tilde{R}(j) = W(j)R(j).$$

Визначення спектральної щільності для різних частот здійснюється за допомогою інтегрування за методом трапецій. Абсолютне значення спектральної щільності і фазу взаємно-спектральної щільності знаходять за формулами:

$$|\tilde{S}_{xy}(\omega)| = \sqrt{\tilde{C}_{xy}^2(\omega) + \tilde{Q}_{xy}^2(\omega)};$$

$$\varphi(\omega) = \arctg \left[\frac{\tilde{Q}_{xy}(\omega)}{\tilde{C}_{xy}(\omega)} \right].$$

Під час обчислення взаємно-спектральної щільності одного і того ж часового ряду уявна частина дорівнює нулю, а результат обчислень, тобто дійсна частина, являє собою автоспектральну щільність.

Для отримання динамічних характеристик збуреного руху літального апарата відносно центра мас в умовах реальної експлуатації запропоновано методологію. Крім того, за даними льотного експерименту одержано реальні спектральні характеристики збуреного польоту транспортного літака.

Отже, процес знаходження математичних моделей навігаційних сигналів за результатами льотного експерименту складається з трьох етапів.

1. В обраному режимі польоту літального апарата за допомогою засобів реєстрації здійснюють запис потрібних сигналів, наприклад, тангажа, крену і курсу. Під час запису необхідно забезпечувати синхронність даних, які реєструються за різними каналами. При цьому велике значення має обґрунтований вибір тривалості, інтервалу і масштабу запису. Для отримання достовірної інформації і виключення можливості її втрати під час запису потрібно знімати чотири-вісім точок протягом найбільш високочастотного періоду сигналу, що реєструється. Тривалість інтервалу запису визначається флуктуаційними складовими, які повільно змінюються, і має містити не менш ніж десять періодів таких складових. Масштаб запису визначається точністю бортових вимірювачів (наприклад, для гіроскопічних приладів він складає десяти долі градуса на 1 мм) і має забезпечувати можливість обробки даних. Для застосування запропонованої методики необхідно також мати дані про статичну калібровку вимірювальних каналів.

2. Первинну обробку записів і складання числових масивів даних за кожним із параметрів, що реєструється, здійснюють для подальшої обробки на ПЕОМ. Запропонована методика призначена для визначення динамічних характеристик за умови стаціонарних або близьких до стаціонарних режимів польоту. Тому будь-яка ордината сигналу, що досліджується, має знаходитися в межах постійного допуску, тобто дисперсія сигналу має бути постійною. До стаціонарних можна також звести процеси з повільною зміною математичного сподівання сигналу, що реєструється, відносно флуктуаційної складової. У цьому випадку, а також, якщо тривалість інтервалу запису становить менше ніж десять періодів самої низькочастотної флуктуаційної складової, що має розглядатися як умовне математичне сподівання, з реєстрованого сигналу потрібно виділяти середнє значення. Числовий масив, призначений для обробки на ПЕОМ, має включати дані, які характеризують лише флуктуаційні складові процесу.

3. Статистичну обробку даних і розрахунки на ПЕОМ виконують для отримання динамічних характеристик у вигляді числових масивів. Далі результати первинної обробки даних подаються у вигляді графічних залежностей і апроксимуються аналітичними виразами, тобто визначаються моделі навігаційних сигналів.

Для визначення динамічних характеристик кутового руху літального апарата згідно з поданою методикою необхідні достатньо прості у використанні методи і алгоритми оцінювання стану динамічного об'єкта, а також комплекс спеціальних бортових систем вимірювання і реєстрації.

Для отримання конкретних моделей кутового збуреного руху літального апарата були використані результати льотного експерименту у вигляді осцилограм кінематичних параметрів, які були записані під час польоту важкого транспортного літака в режимі заходу на посадку. Записи здійснювалися за штатними методиками натурних випробувань бортовими осцилографами. До уваги також бралися дані про статичну калібровку вимірювальних каналів. Дані про динамічні характеристики бортових вимірювачів та їх перешкоди були відсутні, отже вимірювання вважалися ідеальними. Оцінювання вектора вихідних реакцій літального апарата відбувалося за даними збуреного відносно заданої програмної траєкторії польоту руху. Тому була виконана перевірка гіпотези стаціонарності за спеціальною методикою, яка показала, що сигнали кутів тангажа і крену можна вважати стаціонарними процесами.

Оцінці підлягав вектор вихідних реакцій літального апарата $x = (\vartheta, \gamma)^T$. Випадкові сигнали тангажа ϑ і крену γ зчитувалися з кроком у часі 0,5 с. Це дозволило отримати вихідну інформацію у вигляді масивів чисел. На основі цієї інформації за допомогою програм первинної обробки польотної інформації були визначені спектральні і взаємно-спектральні щільності вихідних сигналів.

Для апроксимації спектральних і взаємно-спектральних щільностей був використаний модифікований метод логарифмічних амплітудно-частотних і фазово-частотних характеристик [4]. За відомими частотними характеристиками матрицю спектральних щільностей шуканих сигналів $S_{xx}(\omega)$ можна знайти за допомогою теореми Вінера-Хінчина. Графічні зображення логарифмічних амплітудних та фазових характеристик вимірюваних навігаційних сигналів показано на рис. 1, 2.

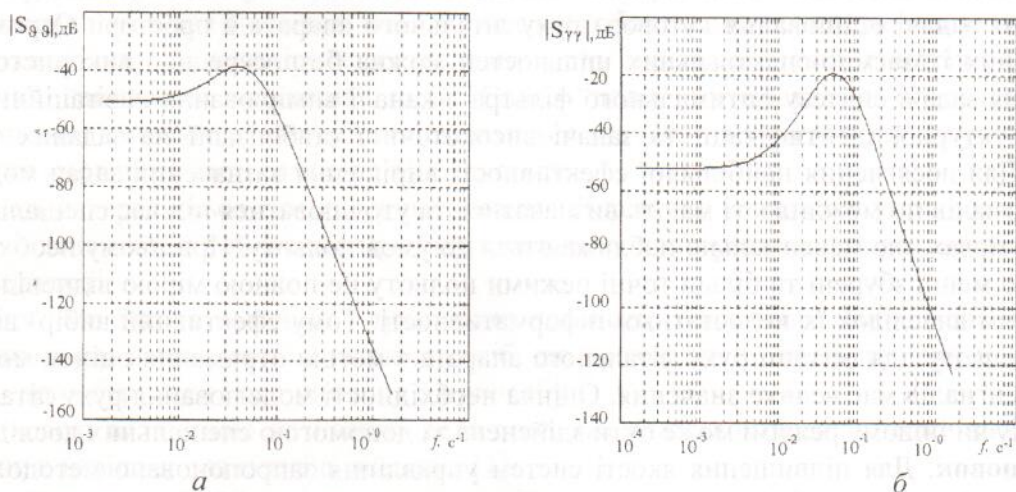


Рис. 1. Логарифмічні амплітудні характеристики спектральної щільності:
а – $|S_{\vartheta\vartheta}|$; б – $|S_{\gamma\gamma}|$

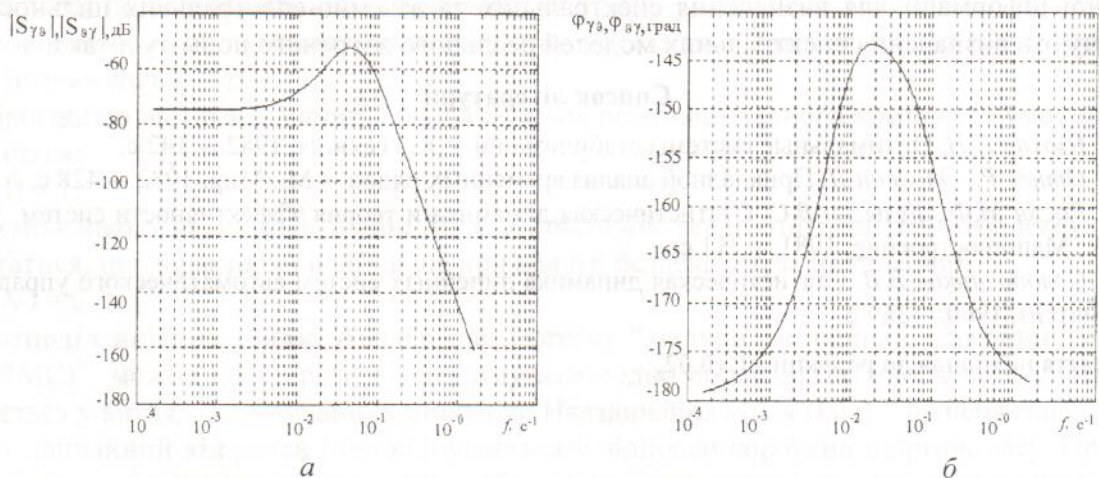


Рис. 2. Логарифмічні амплітудна та фазова характеристики взаємно-спектральної щільності:
а – $|S_{\vartheta\gamma}|$, $|S_{\gamma\vartheta}|$; б – $\Phi_{\vartheta\gamma}$, $\Phi_{\gamma\vartheta}$

У режимі автоматичного заходу на посадку важкого транспортного літака матриця спектральних щільностей $S_{xx}(\omega)$ після деякої редукції в області відносно високих частот набуває вигляду:

$$S_{xx}(s) = \begin{bmatrix} S_{yy}(s) & S_{yy}(s) \\ S_{yy}(s) & S_{yy}(s) \end{bmatrix},$$

$$\text{де } S_{yy}(s) = \frac{2.862 \cdot 10^{-3} |(8.38s+1)(1.87s+1)|^2}{|(3.83^2 s^2 + 2 \cdot 0.65 \cdot 3.83s+1)(1.87^2 s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 1.87s+1)|^2};$$

$$S_{yy}(s) = \frac{-1.847 \cdot 10^{-4} (-22.7s+1)(8.38s+1)(-3.83s+1)(1.87s+1)}{|(3.83^2 s^2 + 2 \cdot 0.65 \cdot 3.83s+1)(1.87^2 s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 1.87s+1)|^2};$$

$$S_{yy}(s) = \frac{-1.847 \cdot 10^{-4} (22.7s+1)(-8.38s+1)(3.83s+1)(-1.87s+1)}{|(3.83^2 s^2 + 2 \cdot 0.65 \cdot 3.83s+1)(1.87^2 s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 1.87s+1)|^2};$$

$$S_{yy}(s) = \frac{2.462 \cdot 10^{-3} |(22.7s+1)(3.83s+1)|^2}{|(3.83^2 s^2 + 2 \cdot 0.65 \cdot 3.83s+1)(1.87^2 s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 1.87s+1)|^2}.$$

Наявність моделей навігаційних сигналів дозволяє суттєво підвищити точність розв'язання задачі оцінювання кутового руху літального апарата в просторі. Отримані вирази спектральних і взаємно-спектральних щільностей можна безпосередньо використовувати для розв'язання задачі синтезу оптимального фільтра в каналі вимірювання навігаційних сигналів, задачі структурної ідентифікації та задачі високоточної стабілізації на заданих траєкторіях польоту. Для досягнення найбільшої ефективності вирішення зазначених задач моделі навігаційних сигналів по можливості мають визначатися та уточнюватися під час спеціальних випробувань в умовах, що максимально наближаються до умов польоту. При цьому необхідно враховувати, що менш збурені та більш точні режими польоту не повною мірою відповідають зазначеним цілям внаслідок їх недостатньої інформативності. Тому ефективний вибір відповідного режиму польоту для імітації руху літального апарата з метою отримання оцінок моделей навігаційних сигналів має велике значення. Оцінка необхідності моделювання руху літального апарата в тому чи іншому режимі може бути здійснена за допомогою спеціальних досліджень.

Висновок. Для підвищення якості систем управління запропоновано методологію отримання динамічних характеристик кутового збуреного руху літака. З метою досягнення найвищої ефективності льотного експерименту запропоновано умови і основні правила отримання первинної інформації для визначення спектральних та взаємно-спектральних щільностей, які забезпечують визначення спектральних моделей реального збуреного польоту літака.

Список літератури

1. Блохин Л.Н. Оптимальные системы стабилизации. – К.: Техніка, 1982. – 142 с.
2. Отнес Р., Энксон Л. Прикладной анализ временных рядов. – М.: Мир, 1982. – 428 с.
3. Росин М.Ф., Булыгин В.С. Статистическая динамика и теория эффективности систем управления. – М.: Машиностроение, 1981. – 311 с.
4. Солодовников В.В. Статистическая динамика линейных систем автоматического управления. – М.: Физматгиз, 1960. – 369 с.

Стаття надійшла до редакції 21.10.02.