

УДК 681.51

О.В. Коломійцев, С.П. Коваленко, В.С. Кітов, В.В. Кудряшов, К.І. Хударковський,
Р.Ю. Жермельова

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО СУПРОВОДЖЕННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ЗА НАПРЯМКОМ З ВУЗЬКОСМУГОВОЮ ФІЛЬТРАЦІЄЮ

Запропонована динамічна система автоматичного супроводження літального апарату (ЛА) за напрямком (АСН) з використанням вузькосмугової фільтрації і модернізованого частотно-часового методу вимірювання (МЧЧМВ). Представлені результати попередніх розрахунків.

система автоматичного супроводження літальних апаратів за напрямком

Вступ

Постановка проблеми. Системи АСН, які використовують лазерне випромінювання, що знаходяться в експлуатації, не повною мірою задовольняють усе зростаючим до них вимогам. Це є наслідком того, що існуючі системи АСН мають ряд істотних недоліків, основними з яких є недостатня стійкість автосупроводження ЛА. Тому проблема синтезу системи АСН з МЧЧМВ для забезпечення стійкого кутового автосупроводження ЛА є актуальною.

Аналіз останніх публікацій. Аналіз публікацій показує, що недоліками [1] є неоперативність супроводження, а недоліками каналу вимірювання кутових швидкостей літальних апаратів на підставі МЧЧМ вимірювання [2] є неможливість використання, як динамічної системи.

Метою статті є представлення результатів розробки наукових і науково-технічних пропозицій щодо створення динамічної системи АСН з використанням вузькосмугової фільтрації і МЧЧМВ [3].

Виклад основного матеріалу

Кутове відхилення ЛА θ від рівносигнального напрямку (РСН) вимірюється МЧЧМВ, при цьому зсуваються в часі періоди огинаючих пачок імпульсів у формі частот міжмодових биттів (за один повний прохід діаграми спрямованості (ДС) у прямому і зворотному напрямку сканування) щодо аналогічних періодів огинаючих у зустрічному напрямку. Необхідно оцінити точність визначення зсувів зазначених періодів при наявності фонових шумів фотодетектора (ФТД). Без обліку фонових шумів точність таких вимірів буде визначатися помилкою дискретності. Але, оскільки система АСН також пропонується для роботи на дуальностях понад тисячі метрів, коли сигнал лише несуттєво перевищує фоновий шум ФТД, то дисперсія $\sigma_{\Delta T}^2$ помилки зрушення огинаючих ΔT залежить від шумів, від крутизни фронтів огинаючих, тобто від швидкості сканування k , або від відношення сигнал/шум q

$$\sigma_{\Delta T}^2 = \frac{e}{2q} \cdot \left(\frac{2\Delta\theta_x}{k} \right)^2 = 2e \cdot \frac{\Delta\theta_x^2}{q \cdot k^2}, \quad (1)$$

де $\Delta\theta_x$ – ширина ДС.

Тоді середньоквадратична похибка (СКП) кутового відхилення ЛА від РСН

$$\sigma_{\theta}^2 = \frac{e}{8} \cdot \frac{\Delta\theta_x^2}{q}. \quad (2)$$

При наявності шумів для каналу АСН актуальною є задача оптимальної фільтрації. Це одна із складових заходів боротьби з помилками. Слідкування за ЛА без пророкування його майбутнього положення не завжди буде високоточним (через наявність динамічних помилок). Тому надалі, при розгляді стійкості системи АСН нас в основному цікавитимуть зазначені чинники. З формул (1) і (2) можливо побачити, що істотний вплив на стійкість автосупроводження ЛА, особливо на великих дальностях, робить відношення сигнал/шум та ширина ДС. Збільшити відношення сигнал/шум можливо завдяки усуненню шумів ФТД. За рахунок звуження смуги пропускання ФТД та використання статистичних особливостей сигналу. Відомо фільтрація випадкових процесів (сигналів) [4] пропонується на підставі рішення не інтегральних, а диференціальних рівнянь із заданими початковими умовами, тобто на основі методу Калмана-Бьюсі. Це пояснюється тим, що процес помилок у системі АСН має бути експоненційно-корельованим та без систематичних помилок. Запропонована Калманом і Бьюсі рекурентна форма фільтрації, як відомо, зручна з точки зору реалізації адаптації процесу. При цьому, фільтр Калмана-Бьюсі за своїми властивостями оптимізується за критерієм мінімуму дисперсії помилки фільтрації. Однак, у тому вигляді, яким є одномірний фільтр Калмана-Бьюсі для центрованого процесу, використовується лише прогнозоване значення кутової швидкості. Помилка прогнозу може бути неприпустимо великою, особливо на початку будь-якого збурення, що приведе до зриву автосупроводження. При цьому значною може виявитися динамічна помилка, через яку застосування даного одномірного фільтра взагалі неправомірно. Застосування МЧЧМВ дозволяє, використовуючи результати вимірювання кутової швидкості у системі АСН, практично виключити динамічну помилку та підвищить відношення сигнал/шум. У зв'язку з цим одномірний фільтр Калмана-Бьюсі доповнюємо блоком формування результуючої оцінки кутової швидкості А з вхідним зв'язком В - введенням вимірювальної інформації від каналу кутової швидкості, а також С - введенням значення динамічної прогнозуємої помилки.

Запишемо диференційне рівняння для оцінки сигналу модернізованого фільтра

$$\frac{d\hat{\theta}_p(t)}{dt} = a(t)\hat{\theta}(t) + \hat{\theta}_{nu} + b(t)[(y(t) - \delta\hat{\theta}) - \hat{\theta}(t)]. \quad (3)$$

Результуюча усереднена оцінка похідної кутового сигналу $\hat{\theta}_p$:

$$\hat{\theta}_p = \frac{\sigma_{K-B}^{-2}}{\sigma_p^{-2}} \cdot \hat{\theta}_{K-B} + \frac{\sigma_{nu}^{-2}}{\sigma_p^{-2}} \cdot \hat{\theta}_{nu}, \quad (4)$$

де $\sigma_p^{-2} = \sigma_{K-B}^{-2} + \sigma_{nu}^{-2}$ – результуюча точність, зворотна дисперсії помилки; $\hat{\theta}_{K-B}$ – оцінка кутової швидкості фільтра Калмана-Бьюсі; $\hat{\theta}_{nu}$ – оцінка прямих вимірів кутової швидкості ЛА.

Вираз (4) для розрахунку зваженої оцінки кутової швидкості дозволяє відслідковувати динаміку зміни результуючої дисперсії помилки в залежності від сигналу та шуму. Розглянемо вплив руху ЛА на стійкість процесу кутового автосупроводження при використанні МЧЧМВ. Кутове відхилення ЛА від РСН пропорційно різниці півперіодів огинаючих оптичного сигналу. Ця різниця вимірюється з точністю визначення положення двох фронтів огинаючих (1). При цьому положення фронтів залежить не тільки від відхилення ЛА від РСН, але й від шумів ФТД і шумів активних елементів. Наявність загальної сумарної помилки, складеної із сумарної помилки оцінки сигналу і згладжених фонових шумів ФТД, та динамічної помилки

$$\sigma_{\Sigma}^2 = \sigma_p^2 + \sigma_d^2 = \frac{(G_{\theta}')^2}{2(b-a)} \cdot (\sigma_s^2 \cdot a + N_0 \cdot b^2) + \frac{\sigma_{\theta_x}^2}{a^2}, \quad (5)$$

може привести до зриву автосупроводження ЛА за рахунок уникнення сигналу, або за рахунок неоднозначності вимірів, якщо ця помилка перебільшить половину ДС $\Delta\theta_x/2$ лазера в будь-якій з ортогональних площин. При цьому σ_p^2 – сумарна помилка фільтрації сигналу та шуму, тобто сума дисперсій сигналу і згладженого шуму на виході; σ_d^2 – динамічна помилка фільтрації; G_{θ}' – крутість або чутливість вимірника θ МЧЧМВ; N_0 – спектральна щільність шуму на вході фільтра; $\sigma_{\theta_x}^2$ – дисперсія помилки кутової швидкості ЛА. Таким чином, умова стійкості системи АСН записана як умова незриву автосупроводження ЛА

$$\beta_x \sigma_{\Sigma} = \frac{\Delta\theta_x}{2}. \quad (6)$$

Квантіль β_x у каналі X описує довірчий інтервал сумарної помилки системи АСН за інтервал часу $t_0 - t_1$, де процес практично стаціонарний, також і довірчу ймовірність $p_{\text{дов } \tau}(\beta_{x\tau})$ незриву автосупроводження на інтервалі $t_0 - t_1$. Протягом часу стаціонарності процесу (або за час $=\tau_1$) значення довірчого інтервалу процесу $S(t)$ істотно не зміниться. Через час (τ_1) , значення довірчого інтервалу процесу $S(t+\tau)$ може бути іншим. Тому для нього існує своя довірча ймовірність незриву автосупроводження ЛА. Чинниками, що викликають нестійкість автосупроводжен-

ня, можуть бути: невідповідність астатизму системи реальній динаміці ЛА, зміна умов слідкування за ЛА й інше. Сеанс слідкування за ЛА триває звичайно хвилини. Тривалість сеансу Т. Довірча ймовірність $P_{\text{дов } \tau}(\beta_{\text{хт}})$ незриву автосупроводу за час Т або за $n = T/\tau$ моменту часу, якщо зазначені події незалежні й рівнонадійні, дорівнює

$$P_{\text{дов } T} = P_{\text{дов } \tau}^n(\beta_{\text{хт}}) = P_{\text{дов } \tau}^{T/\tau}(\beta_{\text{хт}}). \quad (7)$$

Оскільки постійна часу системи АСН дорівнює $\tau \approx 1/P_{\text{К-Б}}$, де $P_{\text{К-Б}}$ - смуга пропускання фільтра Калмана-Бьюсі, то динамічна помилка за час τ :

$$\delta\theta_d = \dot{\theta} \cdot \tau.$$

На активній ділянці, де велике $q \gg 1$, з фоновими шумами ФГД, а тим більше тепловими і дробовими, можна не рахуватися. Для цієї ділянки траєкторії польоту ЛА справедлива умова (6). Оскільки

$$\frac{\Delta\theta_x}{2} \approx 0,3 \cdot 10^{-2} \text{ (град)}, \text{ то}$$

$$\dot{\theta}_1 \cdot \tau = 0,3 \text{ (град)} \gg 0,3 \cdot 10^{-2} \text{ (град)}.$$

Умова незриву автосупроводження ЛА не зберігається, навіть якщо вважати $\dot{\theta}_1$ максимальною випадковою помилкою автосупроводження по напрямку, а якщо врахувати результати вимірювання кутової швидкості, то $\dot{\theta}_1$ стане відома з більш високою точністю, зумовленою СКП $\sigma_{\dot{\theta}}$. Умова незриву автосупроводження при цьому зберігається. Оскільки $\sigma_{\dot{\theta}}$ визначається відношенням сигнал/шум $q_{\dot{\theta}}$, то варто врахувати зміну рівня сигналу від дальності до ЛА. На будь-якій дальності $R < R_{\text{max}}$ рівень сигналу збільшиться у $\left(\frac{R_{\text{max}}}{R}\right)^4$ разів. У реальних системах така енергетична надмірність дозволяє сигналу істотно придушити флуктуаційні помилки. Тому на перший план виходять апаратні помилки, систематичні та випадкові, зумовлені стабільністю форми ДС лазера, точністю закону сканування променів, синхронізацією сканування, законами нечуттєвості активних електронних приладів, механічними люфтами, точністю юстировки, точністю датчиків кутових положень і таке інше. Однак у розглядаємих реальних системах сумарна СКП $\sigma_{\Sigma\phi}$ за рахунок зазначених чинників може бути на два-три порядки менша ніж ширина ДС лазера у системі АСН

$$\sigma_{\Sigma\phi} \leq 10^{-3} \cdot \omega_{\text{ск}} = 0,6 \cdot 10^{-4} \left(\frac{\text{град}}{\text{с}}\right).$$

Квантіль $\beta_{\theta_x} = 25$ свідчить (при визначених умовах) про високу стійкість автосупроводження системи АСН при використанні інформації про кутову швидкість. Імовірність незриву автосупроводження ЛА за час Т відповідно до (7) можливо визначити

$$P_{\text{дов } T} = (P_{\text{дов } \tau}(\beta_x))^{T/\tau} = (1 - 10^{-k})^{T/\tau},$$

де k – число «дев'яток» після коми.

Таким чином, за час $T=60''$, $T/\tau=60$, тоді

$$P_{\text{дов } T} \approx 1 - 10^{-k+2}$$

та при $k=5$

$$P_{\text{дов } T} \geq 1 - 10^{-3} > 0,999,$$

це означає достатню стійкість автосупроводження ЛА за час Т.

Висновки

Таким чином, запропонована система автоматичного супроводження літальних апаратів за напрямком завдяки використанню вузькосмугової фільтрації та МЧЧМВ (вимірювання кутової швидкості) забезпечить високу стійкість автосупроводження ЛА.

Список літератури

1. Полігонні лазерні та оптико-електронні вимірвальні засоби: Конспект лекцій. Частина II / С.В. Тюрін, І.С. Шостко, В.А. Романюк, В.В. Пономарьов, Р.В. Павлович. – Х.: ХВУ, 1998. – 174 с.
2. Деклараційний патент на винахід 59115 А, Україна, 7МПК G01S17/42, G01S17/66. Канал автоматичного супроводження літальних апаратів за напрямком на підставі модернізованого частотно-часового методу вимірювання / Г.В. Альошин, О.В. Коломійцев, Д.П. Пашков. – № 2003010713; Заяв. 27.01.2003; Опубл. 15.08.2003; Бюл. № 8. – 5 с.
3. Деклараційний патент України на винахід №65099А, Україна, G01 S 17/42, G01 S 17/66. Модернізований частотно-часовий метод вимірювання параметрів руху літальних апаратів / О.В. Коломійцев. – № 2003054908; Заяв. 15.03.2004; Опубл. 15.03.2004; Бюл. № 3 – 4 с.

Надійшла до редколегії 14.03.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.В. Альошин, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.