УДК 629.056.6:656.61(045)

О.А. Сущенко, к.т.н., доц.

ПАРАМЕТРИЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ НАВІГАЦІЙНИХ КОНТУРІВ БАГАТОРЕЖИМНОЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТА ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ

Подано математичний опис навігаційних контурів багаторежимної системи стабілізації та визначення курсу. Розглянуто особливості параметричної оптимізації системи досліджуваного типу. Наведено результати моделювання синтезованої системи. Показано переваги запропонованого підходу для оптимального синтезу стохастичних систем.

The mathematical description of navigational loops for the multimode stabilization and course system is represented. Features of the parametric optimization for the system to be studied are considered. Simulation results of the synthesized system are represented. Advantages of the suggested approach for the optimal synthesis of the stochastic systems are shown.

гіроскопічний компас, компасування, параметрична оптимізація, система стабілізації та визначення курсу, точне приведення до горизонту, якість та робастність управління

Постановка проблеми

У процесі створення системи стабілізації та визначення курсу надзвичайно важливими є дослідження навігаційних контурів та оптимізація відповідних законів керування. Розв'язання цієї проблеми потребує параметричної оптимізації, оскільки за умови значних обсягів апріорної інформації про випробування та експлуатацію таких систем структура законів керування вважається цілком визначеною. У цій проблемі можна виділити дві важливі особливості:

– необхідність імітації довготривалих процесів з огляду на використання незбуреної інерціальної вертикалі ;

− формування складних законів керування, спроможних забезпечити очікувані точнісні характеристики.

Дослідження навігаційних контурів системи стабілізації та визначення курсу потребує максимального спрощення моделей окремих складових системи у різних режимах та їх лінеаризації, але при цьому потрібно повною мірою враховувати усі складові законів керування.

Для систем досліджуваного типу слід забезпечувати високу точність та стійкість до дії збурень.

З огляду на це оптимальні закони керування доцільно синтезувати з одночасним урахуванням якості та робастності.

Аналіз останніх досліджень та публікацій

Основні положення синтезу робастних систем подано в роботі [1].

Основні характеристики та порівняльний аналіз підходів до створення робастних систем стабілізації наведено у праці [2].

Алгоритми та обчислювальні процедури параметричного та структурно-параметричного оптимального синтезу робастних систем керування літальними апаратами широкого класу на підставі змішаного H_2 / H_∞ підходу, який одночасно враховує вимоги до якості та робастності синтезованої системи, детально описано у роботах [3; 4].

Розроблення відповідних процедур для платформних систем стабілізації та визначення курсу морського призначення залишається актуальною проблемою.

Підходи до завдання зовнішніх збурень, які потрібно використовувати для організації процедури синтезу стохастичної системи стабілізації та визначення курсу морського призначення, подано у роботах [5; 6].

Особливості параметричної оптимізації системи стабілізації та визначення курсу на прикладі режиму попереднього приведення до горизонту досліджено у роботі [7].

Режим попереднього приведення до горизонту виключається із розгляду навігаційних контурів, досліджуваних у цій роботі, оскільки під час його реалізації керування здійснюється лише за показаннями акселерометрів, але основні підходи до організації процедури робастної оптимізації, розглянуті тут, зберігають свою актуальність.

Математичний опис навігаційних контурів багаторежимної системи стабілізації та визначення курсу

До основних навігаційних режимів системи стабілізації та визначення курсу належать:

− режим точного приведення до горизонту;

− режим гіроскопічного компаса;

− режим приведення до меридіана.

© О.А. Сущенко, 2009

Щодо останнього режиму, слід зазначити, що існують різні способи приведення системи до меридіана, найпоширеніші − компасування [8] та розворот на деякий розрахунковий, заздалегідь визначений кут. Перший спосіб є універсальним, оскільки не потребує визначення кута розвороту та додаткового апаратного та програмного забезпечення.

Математична модель системи визначення курсу у режимі точного приведення до горизонту може бути складена на підставі рівнянь, що описують кутовий рух гіроскопа, який виконує функції гіровертикалі з урахуванням керування за азимутом [9].

Математична модель системи у режимі гіроскопічного компаса має ґрунтуватись на рівняннях, що описують кутовий рух гіроскопа, який виконує функції вимірювача курсу.

Математична модель у режимі приведення до меридіана відрізняється від режиму гіроскопічного компаса кінематичними співвідношеннями.

Просторове положення платформи із встановленими на ній датчиками визначають у системі координат $O\xi_1\eta_1\zeta_1$, розгорнутій відносно географічної системи координат $O\xi\eta\zeta$ на деякий кут азимута A_o.

Положення системи координат $Ox_{\text{п}}y_{\text{п}}z_{\text{п}}$, пов'язаної з платформою, відносно системи координат $O\xi_1\eta_1\zeta_1$ визначають поворотами на малі кути γ, β, α, як це показано на рис. 1.

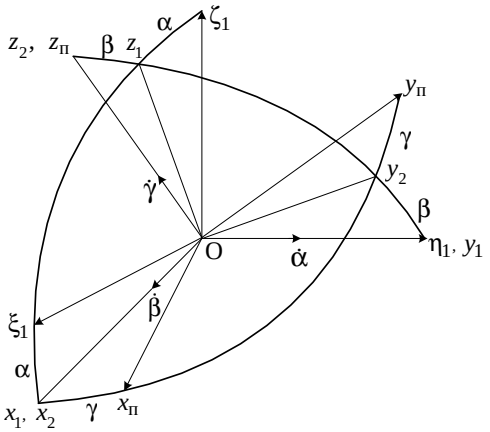

Рис. 1. Взаємне положення систем координат $Ox_{\text{п}}y_{\text{п}}z_{\text{п}}$ та $O\xi_1\eta_1\zeta_1$

З метою спрощення можна вважати, що в початковий момент часу осі платформи збігаються з осями чутливості розташованих на ній акселерометрів.

Точність знаходження платформи у площині горизонту визначають кутами β, α, а відхилення платформи від площини меридіана або початкового азимута платформи – кутом γ.

Матриця напрямних косинусів, що характеризує положення платформи в системі координат $Ox_{\text{п}}y_{\text{п}}z_{\text{п}}$ відносно системи координат $O\xi_1\eta_1\zeta_1$, може бути описана виразами:

$$\begin{aligned}
&\cos(x_{\text{п}},\xi_1)=\cos\alpha\cos\gamma+\sin\alpha\sin\beta\sin\gamma;\\
&\cos(x_{\text{п}},\eta_1)=\cos\beta\sin\gamma;\\
&\cos(x_{\text{п}},\zeta_1)=-\sin\alpha\cos\gamma+\cos\alpha\sin\beta\sin\gamma;\\
&\cos(y_{\text{п}},\xi_1)=-\cos\alpha\sin\gamma+\sin\alpha\sin\beta\cos\gamma;\\
&\cos(y_{\text{п}},\eta_1)=\cos\beta\cos\gamma;\\
&\cos(z_{\text{п}},\zeta_1)=\sin\alpha\sin\gamma+\cos\alpha\sin\beta\cos\gamma;\\
&\cos(z_{\text{п}},\xi_1)=\sin\alpha\cos\beta;\\
&\cos(z_{\text{п}},\eta_1)=-\sin\beta;\\
&\cos(z_{\text{п}},\zeta_1)=\cos\alpha\cos\beta.
\end{aligned}\qquad (1)$$

Проекції кутових швидкостей платформи на її власні осі з урахуванням малості кутів α, β, γ знаходять, виходячи із виразів для напрямних косинусів (1):

$$\begin{aligned}
&\omega_{x\text{п}}=\dot\beta-\dot\gamma\alpha+\omega_{\xi1}\cos\gamma+\omega_{\eta1}\sin\gamma-\omega_{\zeta_1}\alpha;\\
&\omega_{y\text{п}}=\dot\alpha+\dot\gamma\beta-\omega_{\xi1}\sin\gamma+\omega_{\eta1}\cos\gamma-\omega_{\zeta_1}\beta;\\
&\omega_{z\text{п}}=\dot\gamma+\dot\alpha\beta+\omega_{\xi1}\alpha-\omega_{\eta1}\beta+\omega_{\zeta1},
\end{aligned}\qquad (2)$$

де

$\omega_{\xi1},\omega_{\eta1},\omega_{\zeta_1}$ – проекції кутових швидкостей платформи на осі системи координат $O\xi_1\eta_1\zeta_1$. Проекції $\omega_{\xi1},\omega_{\eta1},\omega_{\zeta_1}$ можуть бути визначені на підставі кутових швидкостей платформи в географічній системі координат $O\xi\eta\zeta$:

$$\begin{aligned}
&\omega_{\xi1}=\omega_\xi\cos A_0-\omega_\eta\sin A_0;\\
&\omega_{\eta_1}=\omega_\eta\cos A_0+\omega_\xi\sin A_0;\\
&\omega_{\zeta1}=\omega_\zeta.
\end{aligned}\qquad (3)$$

Після підставляння виразів (3) у співвідношення (2) з урахуванням малості кутів γ,β,α вирази для визначення проекцій кутових швидкостей платформи на її власні осі набувають вигляду

$$\begin{aligned}
&\omega_{x\text{п}}=\dot\beta-\dot\gamma\alpha+\omega_\xi\cos A+\omega_\eta\sin A-\omega_\zeta\alpha;\\
&\omega_{y\text{п}}=\dot\alpha+\dot\gamma\beta-\omega_\xi\sin A+\omega_\eta\cos A-\omega_\zeta\beta;\\
&\omega_{z\text{п}}=\dot\gamma+\dot\alpha\beta+\alpha(\omega_\xi\cos A_0-\omega_\eta\sin A_0)-\\
&-\beta(\omega_\eta\cos A_0+\omega_\xi\sin A_0)+\omega_\zeta.
\end{aligned}$$

Модель навігаційного контура у режимі точного приведення до горизонту за умови знехтування

похибками, зумовленими відходами гіроскопічних пристроїв, є такою:

$$H\omega_{x\text{п}} = -M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y1} - M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y2} - M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y3};$$

$$H\omega_{y\text{п}} = M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x1} + M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x2} + M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x3};$$

$$H\omega_{z\text{п}} = -M^{\text{А}}_{\text{кор}\,x1},$$

де

H – кінетичний момент гіроскопічного пристрою, у правій частині виразів подано коригувальні моменти.

Для забезпечення точнісних вимог, надаваних до системи у режимі точного приведення до горизонту, можна використовувати інтегральну корекцію за сигналами акселерометрів, коригування за сигналами лага та регулювання періоду вільних коливань.

Моменти інтегральної корекції визначають виразами:

$$M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y1} = K_1 \int_0^t (\dot{V}_n + \Delta W_y + W_\zeta \beta - g\beta + \Delta a_y)dt;$$

$$K_1 = \frac{k_{\text{А}} k_{\text{П}} k_{\text{ШІМ}} k_{\text{ДМ}} H_1}{R_1};$$

$$M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x1} = K_2 \int_0^t (\dot{V}_e + \Delta W_x - W_\zeta \alpha - g\alpha + \Delta a_x)dt;$$

$$K_2 = \frac{k_{\text{А}} k_{\text{П}} k_{\text{ШІМ}} k_{\text{ДМ}} H}{R_2},$$

де

$\dot{V}_n$ – північна складова прискорення місця установки системи;

ΔW_y – поправка на переносне та коріолісове прискорення;

$W_\zeta \beta$ – поправка на вертикальну складову прискорення;

Δa_y – похибка акселерометра;

$k_{\text{А}}$ – коефіцієнт передачі акселерометра;

$k_{\text{П}}$ – коефіцієнт передачі попереднього підсилювача;

$k_{\text{ШІМ}}$ – коефіцієнт передачі широтно-імпульсного модулятора;

$k_{\text{ДМ}}$ – коефіцієнт передачі датчика моменту;

R_1 – головний радіус кривизни поверхні земного еліпсоїда у площині, перпендикулярній до площини меридіана;

$\dot{V}_{\text{е}}$ – східна складова прискорення місця установки системи;

ΔW_x – поправка на переносне та коріолісове прискорення та несферичність Землі;

$W_\zeta \alpha$ – поправка на вертикальну складову прискорення;

Δa_x – похибка акселерометра;

R_2 – головний радіус кривизни поверхні земного еліпсоїда у площині меридіана.

Поправки на переносне та коріолісове прискорення, несферичність Землі, а також вертикальна складова прискорення мають вигляд

$$\Delta W_x = \frac{\Omega V_n e^2 \sin\varphi \cos^2\varphi}{1-e^2} - \Omega V_n \sin\varphi \left(1 + \frac{R_1}{R_2}\right) -$$

$$- \frac{V_n V_e}{R_1} t\text{g}\varphi + V_h \Omega \cos\varphi + \frac{V_n V_e}{R_1} -$$

$$- \left(\dot{V}_h - \frac{V_e^2}{R_1} - \frac{V_n^2}{R_2} - R_1\Omega^2 \cos\varphi - 2\Omega V_e \cos\varphi\right)\alpha;$$

$$\Delta W_y = R_1 \Omega^2 \sin\varphi\cos\varphi +$$

$$+ \frac{V_e^2}{R_1} \text{tg}\varphi + 2V_e\Omega\sin\varphi + \frac{V_h V_n}{R_2} +$$

$$+ \left(\dot{V}_h - \frac{V_e^2}{R_1} - \frac{V_n^2}{R_2} - R_1\Omega^2 \cos\varphi - 2\Omega V_e \cos\varphi\right)\beta,$$

де

Ω – кутова швидкість Землі;

e – ексцентриситет земного еліпсоїда;

φ – широта;

V_n, V_e, V_h – північна, східна та нормальна складові швидкості об’єкта.

Поправку на вертикальну складову прискорення знаходять на підставі інформації про вертикальну швидкість системи, яка визначається інтегруванням значень, що надходять від відповідного акселерометра.

Перед інтегруванням потрібно враховувати поправку на переносне, коріолісове прискорення та несферичність Землі. Ця поправка має вигляд

$$\Delta W_z = \left[\dot{V}_e + a_1 - a_2 - \frac{V_n V_e}{R_1} \text{tg}\varphi + a_3 + \frac{V_h V_e}{R_1}\right]\alpha -$$

$$- \left(\dot{V}_n + a_4 + \frac{V_e^2}{R_1} \text{tg}\varphi + 2V_e\Omega\sin\varphi + \frac{V_h V_n}{R_2}\right)\beta -$$

$$- \frac{V_e^2}{R_1} - \frac{V_n^2}{R_2} - R_1\Omega^2 \cos^2\varphi - 2\Omega V_e \cos\varphi;$$

$$a_1 = \frac{\Omega V_n e^2 \sin\varphi \cos^2\varphi}{1-e^2};$$

$$a_2 = \Omega V_n \sin\varphi\left(1+\frac{R_1}{R_2}\right);$$

$$a_3 = V_n \Omega \cos\varphi;$$

$$a_4 = R_1 \Omega^2 \sin\varphi\cos\varphi.$$

Коригувальні моменти за інформацією від лага визначають виразами:

$$M^{\text{г}}_{\text{кор }x2} = k_1 \frac{H_1}{R_2}\int_0^t (V_{лу} - V_y)dt;$$

$$M^{\text{г}}_{\text{кор }y2} = k_2 \frac{H_1}{R_1}\int_0^t (V_{лx} - V_x)dt;$$

$$V_{лу} = V_л \cos(k_0 - A_0);$$

$$V_{лx} = V_л \sin(k_0 - A_0);$$

$$W_n = \dot{V}_n + \Delta W_y + W_\zeta \beta - g\beta + \Delta a_y;$$

$$V_y = \int_0^t W_n dt + k_2(V_{лу} - V_y);$$

$$W_e = \dot{V}_e + \Delta W_x - W_\zeta \alpha - g\alpha + \Delta a_x;$$

$$V_x = \int_0^t W_e dt + k_3(V_{лx} - V_x),$$

де

$V_л$ – інформація від лага;

k_0 – початковий курс.

Для поліпшення динаміки процесу точного приведення до горизонту можна використовувати регулювання періоду вільних коливань.

Відповідні коригувальні моменти мають вигляд

$$M^{\text{г}}_{\text{кор }x3} = k_3 \frac{H_1}{R_2}(V_{лу} - V_y);$$

$$M^{\text{г}}_{\text{кор }y3} = k_4 \frac{H_1}{R_1}(V_{лx} - V_x).$$

Керування азимутальним каналом у режимі точного приведення до горизонту здійснюється за допомогою коригувального моменту:

$$M^{\text{А}}_{\text{кор x1}} = K_3 \int_0^t -\frac{1}{R_1}\left[\int_0^t V_y s\, dt - \frac{k_6}{R_2}\int_0^t (V_{лx} - V_x)dt\right]dt;$$

$$K_3 = -\frac{k_{\text{А}} k_{\text{П}} k_{\text{ШМ}} k_{\text{ДМ}} H}{R_2}.$$

У виразах для коригувальних моментів $k_1, k_2, k_3, k_4, k_5, k_6$ являють собою коефіцієнти законів керування, вибір яких забезпечує потрібні показники якості перехідних процесів системи.

Отже, параметричну оптимізацію треба здійснювати відносно цих змінних.

Модель навігаційного контура у режимі гіроскопічного компаса є такою:

$$H_1\omega_{xп} = -M^{\text{А}}_{\text{кор x1}};$$

$$H_1\omega_{yп} = M^{\text{г}}_{\text{кор }x1} + M^{\text{г}}_{\text{кор }x2} + M^{\text{г}}_{\text{кор }x3} + H\Delta\omega_y.;$$

$$H_1\omega_{xп} = M^{\text{г}}_{\text{кор }y1} + M^{\text{г}}_{\text{кор }y2} + M^{\text{г}}_{\text{кор }y3} + M^{\text{г}}_{\text{кор }y4} + H\Delta\omega_x.$$

У режимі гіроскопічного компаса керування здійснюється за допомогою інтегральної корекції, коригування за інформацією від лага і регулювання періоду вільних коливань.

Моменти коригування збігаються з моментами, що використовуються для режиму точного приведення до горизонту, з урахуванням поправок на обертання Землі. Ці моменти визначають виразами:

$$M^{\text{г}}_{\text{кор }y4} = \Omega\cos\varphi;$$

$$M^{\text{А}}_{\text{кор x1}} = H_1\left(\Omega\sin\varphi + \frac{V_x}{R_1}\operatorname{tg}\varphi\right).$$

Щодо особливостей керування в режимі компасування, то найкращі пропозиції з цього приводу, що й досі не втратили своєї актуальності, наведені у роботі [8]. Але у ній відхилення об'єкта в площині горизонту вважаються малими.

Математична модель системи стабілізації та визначення курсу в режимі компасування в основному відповідає моделі системи в режимі гіроскопічного компаса.

Різниця зумовлена деякими відмінностями у кінематичних співвідношеннях та у виразах визначення кутової швидкості платформи.

Моменти керування системою в цьому режимі відповідають традиційним підходам до керування коректованим гірокомпасом.

Модель системи у режимі компасування у разі довільного розвороту в азимуті характеризується такими особливостями:

1) кінематика моделі визначається кінематикою основного приладу режиму, тобто гіроскопічного вимірювача кутової швидкості;

2) моменти керування відповідають традиційній схемі коректованого гірокомпаса.

У керуванні системою в режимі компасування беруть участь такі моменти;

1) момент, що компенсує удаваний відхід платформи від площини меридіана, що виникає внаслідок відхилення платформи на довільний кут в азимутальній площині;

2) момент, що забезпечує демпфірування коливань платформи, для формування якого використовується послаблений сигнал гіроскопічного вимірювача курсу;
3) момент корекції, пропорційний швидкості географічної системи координат ω_ξ, що діє щодо зовнішнього кільця гіроскопічного пристрою;
4) момент корекції, пропорційний швидкості географічної системи координат ω_ζ, що діє щодо внутрішнього кільця гіроскопічного пристрою;
5) момент інтегральної корекції, що забезпечує інваріантість системи до дії зовнішніх прискорень.

Для отримання кінематичних співвідношень моделі в режимі компасування з довільним розворотом в азимуті як вихідна використовується система координат $O\xi_1\eta_1\zeta_1$, розгорнута щодо географічної системи координат $O\xi\eta\zeta$ на кут A_0. Взаємне положення вихідної системи координат і системи координат, пов'язаної з платформою, показано на рис. 2.

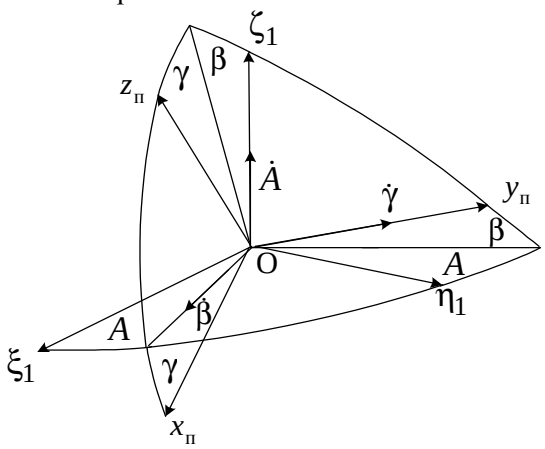

Рис. 2. Взаємне положення вихідної і пов'язаної з платформою систем координат

Відповідно до рис. 2 вирази для напрямних косинусів набувають вигляду:

$$
\begin{aligned}
&\cos(x_\text{п},\xi_1) = \cos A\cos\gamma - \sin A\sin\beta\sin\gamma;\\
&\cos(x_\text{п},\eta_1) = \sin A\cos\gamma + \cos A\sin\beta\sin\gamma;\\
&\cos(x_\text{п},\zeta_1) = \cos A\sin\gamma + \sin A\sin\beta\cos\gamma;\\
&\cos(y_\text{п},\xi_1) = -\sin A\cos\beta;\\
&\cos(y_\text{п},\eta_1) = \cos A\cos\beta;\\
&\cos(y_\text{п},\zeta_1) = \sin\beta;\\
&\cos(z_\text{п},\xi_1) = \cos A\sin\gamma + \sin A\sin\beta\cos\gamma;\\
&\cos(z_\text{п},\eta_1) = \sin A\sin\gamma - \cos A\sin\beta\cos\gamma;\\
&\cos(z_\text{п},\zeta_1) = \cos\gamma\cos\beta.
\end{aligned}
\qquad (4)
$$

На підставі рис. 2 і виразів для напрямних косинусів (4) співвідношення для визначення кутових швидкостей платформи набувають вигляду:

$$
\begin{aligned}
&\omega_{x_\text{п}} = \dot\beta\cos\gamma - \dot A\cos\beta\sin\gamma +\\
&+ (\cos A\cos\gamma - \sin A\sin\beta\sin\gamma)\omega_{\xi_1} +\\
&+ (\sin A\cos\gamma + \cos A\sin\beta\sin\gamma)\omega_{\eta_1} - \cos\beta\sin\gamma\omega_{\zeta_1};\\
&\omega_{y_\text{п}} = \dot\gamma + \dot A\sin\beta - \sin A\cos\beta\omega_{\xi_1} + \cos A\cos\beta\omega_{\eta_1} +\\
&+ \sin\beta\omega_{\zeta_1};\\
&\omega_{z_\text{п}} = \dot A\cos\beta\cos\gamma + \dot\beta\sin\gamma +\\
&+ (\cos A\sin\gamma + \sin A\sin\beta\cos\gamma)\omega_{\xi_1} +\\
&+ (\sin A\sin\gamma - \cos A\sin\beta\cos\gamma)\omega_{\eta_1} + \cos\beta\cos\gamma\omega_{\zeta_1}.
\end{aligned}
$$

Після підставлення виразів (3), що визначають значення кутових швидкостей $\omega_{\xi_1}, \omega_{\eta_1}, \omega_{\zeta_1}$, урахування малості кутів β, γ і відкидання малих членів (наприклад, що включають добуток $\beta\gamma$), вирази для проекцій кутової швидкості платформи на її власні осі стають такими:

$$
\begin{aligned}
&\omega_{x_\text{п}} = \dot\beta - \dot A\gamma + \omega_\xi\cos A_0\cos A + \omega_\xi\sin A_0\sin A -\\
&- \omega_\eta\sin A_0\cos A + \omega_\eta\cos A_0\sin A - \omega_\zeta\gamma;\\
&\omega_{y_\text{п}} = \dot\gamma + \dot A\beta - \omega_\xi\cos A_0\sin A + \omega_\xi\sin A_0\cos A +\\
&+ \omega_\eta\sin A_0\sin A + \omega_\eta\cos A_0\cos A + \omega_\zeta\beta;\\
&\omega_{z_\text{п}} = \dot A + \dot\beta\gamma + \omega_\xi\cos A_0\cos A\gamma +\\
&+ \omega_\xi\cos A_0\sin A\beta - \omega_\eta\sin A_0\cos A\gamma -\\
&- \omega_\eta\sin A_0\sin A\beta +\\
&+ \omega_\eta\cos A_0\sin A\gamma - \omega_\eta\cos A_0\cos A\beta +\\
&+ \omega_\xi\sin A_0\sin A\gamma - \omega_\xi\sin A_0\cos A\beta + \omega_\zeta.
\end{aligned}
$$

Використовуючи основну формулу тригонометрії для суми кутів, можна записати:

$$
\begin{aligned}
&\omega_{x_\text{п}} = \dot\beta - \dot A\gamma + \omega_\xi\cos(A_0 - A) - \omega_\eta\sin(A_0 - A) - \omega_\zeta\gamma;\\
&\omega_{y_\text{п}} = \dot\gamma + \dot A\beta + \omega_\xi\sin(A_0 - A) + \omega_\eta\cos(A_0 - A) +\\
&+ \omega_\zeta\beta;\\
&\omega_{z_\text{п}} = \dot A + \dot\beta\gamma + \omega_\xi\cos A_0\cos A\gamma +\\
&+ \omega_\xi\cos A_0\sin A\beta - \omega_\eta\sin A_0\cos A\gamma -\\
&- \omega_\eta\sin A_0\sin A\beta +\\
&+ \omega_\eta\cos A_0\sin A\gamma - \omega_\eta\cos A_0\cos A\beta +\\
&+ \omega_\xi\sin A_0\sin A\gamma - \omega_\xi\sin A_0\cos A\beta + \omega_\zeta.
\end{aligned}
$$

Тепер математична модель системи стабілізації та визначення курсу в режимі компасування з урахуванням виразів для кутових швидкостей платформи у разі довільного розвороту в азимуті набуває вигляду

$$H_1\omega_{\text{хп}} = M^{\Lambda}_{\text{кор }z1} + M^{\Lambda}_{\text{кор }z2} + M^{\Lambda}_{\text{кор }z3} + H\Delta\omega_x;$$

$$H_1\omega_{\text{уп}} = M^{\Lambda}_{\text{кор }y1} + M^{\Lambda}_{\text{кор }y2} + H\Delta\omega_y;$$

$$H_1\omega_{\text{zп}} = M^{\Lambda}_{\text{кор }x1} + M^{\Lambda}_{\text{кор }x2} + M^{\Lambda}_{\text{кор }x3};$$

$$M^{\Lambda}_{\text{кор }z1} = -k_1\frac{W_y}{g};$$

$$M^{\Lambda}_{\text{кор }z2} = -H_1\omega_\xi = \frac{V_N}{R_2};$$

$$M^{\Lambda}_{\text{кор }z3} = -\frac{k_{\text{А}}k_{\text{П}}k_{\text{ШІМ}}k_{\text{ДМ}}H_1}{R}\int_t^{t+\Delta t} W_y dt;$$

$$M^{\Lambda}_{\text{кор }y1} = -k_2\frac{W_x}{g};$$

$$M^{\Lambda}_{\text{кор }x1} = k_3\frac{W_y}{g};$$

$$M^{\Lambda}_{\text{кор }y1} = -\frac{k_{\text{А}}k_{\text{П}}k_{\text{ШІМ}}k_{\text{ДМ}}H_1}{R}\int_t^{t+\Delta t} W_x dt;$$

$$M^{\Lambda}_{\text{кор }x2} = H_1\left(\Omega\sin\varphi + \frac{V_E}{R_1}\text{tg}\varphi\right).$$

Після підстановки виразів для визначення кутових швидкостей платформи модель системи стабілізації та визначення курсу в режимі компасування набуває вигляду:

$$\dot\beta = \dot A\gamma - \omega_\xi\cos(A_0 - A) + \omega_\eta\sin(A_0 - A) + \omega_\zeta\gamma -$$
$$- k_1\frac{W_y}{gH_1} - \omega_\xi -$$
$$-\frac{k_{\text{А}}k_{\text{П}}k_{\text{ШІМ}}k_{\text{ДМ}}H_1}{R}\int_t^{t+\Delta t} W_y dt + \Delta\omega_x;$$

$$\dot\gamma = -\dot A\beta - \omega_\xi\sin(A_0 - A) - \omega_\eta\cos(A_0 - A) - \omega_\zeta\beta -$$
$$- k_2\frac{W_x}{g} - \frac{k_{\text{А}}k_{\text{П}}k_{\text{ШІМ}}k_{\text{ДМ}}H_1}{R}\int_t^{t+\Delta t} W_x dt + \Delta\omega_y;$$

$$\dot A = -\dot\beta\gamma - \omega_\xi\cos A_0\cos A\gamma - \omega_\xi\cos A_0\sin A\beta +$$
$$+ \omega_\eta\sin A_0\cos A\gamma + \omega_\eta\sin A_0\sin A\beta -$$
$$- \omega_\eta\cos A_0\sin A\gamma + \omega_\eta\cos A_0\cos A\beta -$$
$$- \omega_\xi\sin A_0\sin A\gamma + \omega_\xi\sin A_0\cos A\beta - \omega_\zeta +$$
$$+ k_3\frac{W_y}{gH_1} + \omega_\zeta + \Delta\omega_z.$$

Особливості параметричної оптимізації навігаційних контурів системи стабілізації та визначення курсу

Для створення процедури параметричної оптимізації системи треба враховувати її особливості. Досліджувана система є астатичною.

Отже, для виконання параметричної оптимізації потрібно виконувати мінімальну реалізацію системи.

Аналіз системної матриці моделі системи показує, що її елементи розрізняються між собою приблизно на три порядки.

З огляду на це вважається доцільним проведення збалансованої реалізації моделі.

В основу процедури параметричної оптимізації в режимах точного приведення до горизонту, гіроскопічного компаса та приведення до меридіана покладено лінеаризовані моделі навігаційних контурів, подані у просторі станів. Такий підхід дозволяє використовувати автоматизовані процедури оптимального проектування систем взагалі та робастних систем зокрема.

Синтез стохастичної системи забезпечується завданням зовнішніх збурень за допомогою формувальних фільтрів, створених на підставі виразів для спектральної щільності морських хвиль [8].

Процедура параметричної оптимізації має виконуватись у два етапи.

На першому етапі виконується синтез на підставі моделей у просторі станів із використанням автоматизованих засобів проектування, на другому етапі − перевірка отриманих результатів із допомогою математичної моделі, яка враховує усі нелінійності, притаманні реальним навігаційним контурам.

Слід зазначити, що в режимі компасування можна знехтувати впливом каналу крену, що дозволяє значно спростити модель.

Результати проведення процедури параметричної оптимізації подано на рис. 3.

Обчислювальну схему лінеаризованої моделі навігаційного контору на прикладі режиму компасування показано на рис. 4.

У режимі компасування можна знехтувати впливом каналу крену, що дає змогу значно спростити модель. Відповідно до призначення системи досліджуваного типу найбільш вагомою для цього навігаційного контуру є складова закону керування, яка відповідає за прискорене приведення до меридіана.

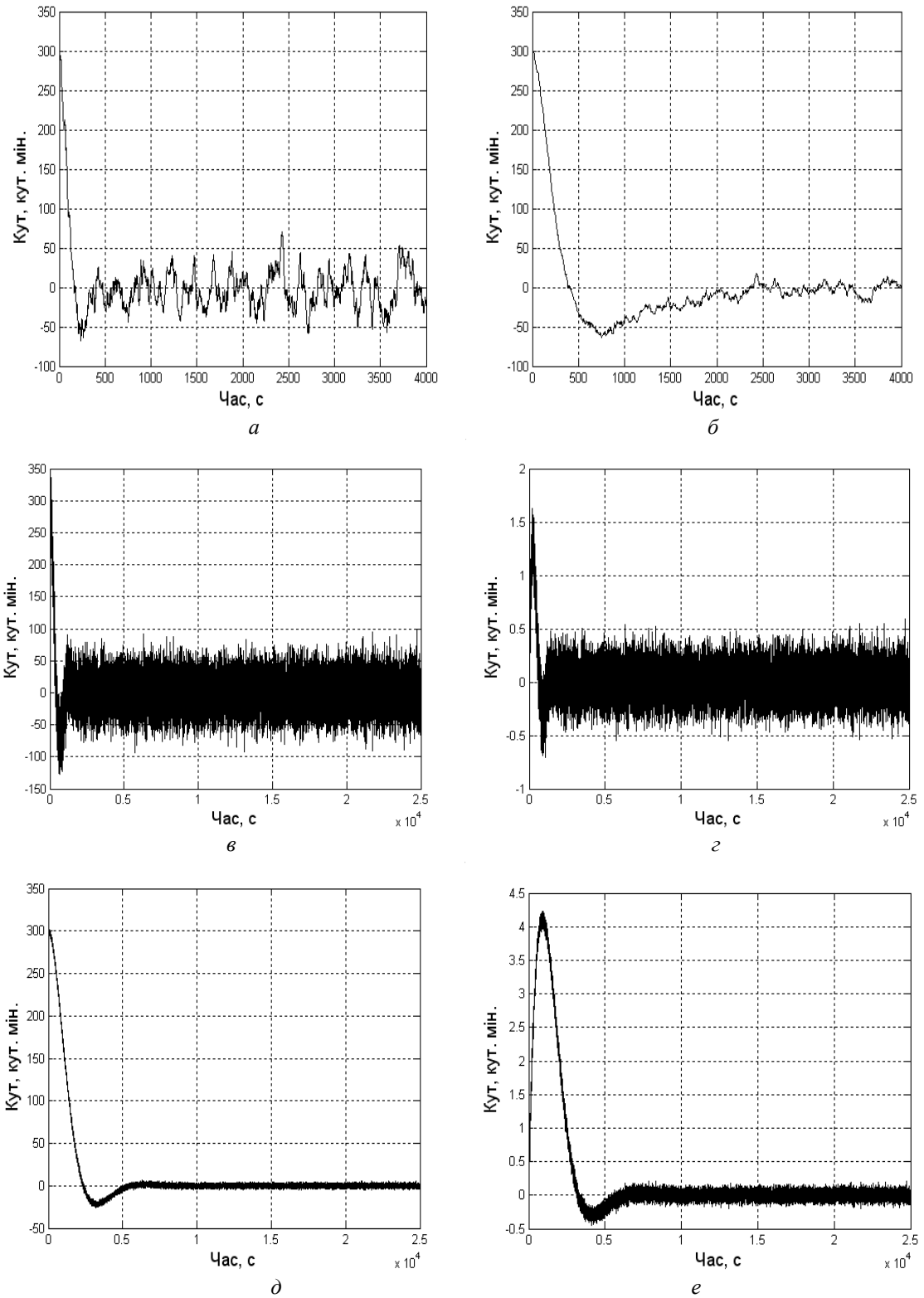

Рис. 3. Перехідний процес за кутом відхилення (*а*, *б*) від площини горизонту β, за кутом азимуту (*в*, *д*), за кутом диференту (*г*, *е*):
а – детермінована оптимізація в режимі точного приведення до горизонту;
б – стохастична оптимізація в режимі точного приведення до горизонту;
в, *г* – збурена неоптимізована система в режимі приведення до меридіану;
д, *е* – збурена оптимізована система в режимі приведення до меридіану

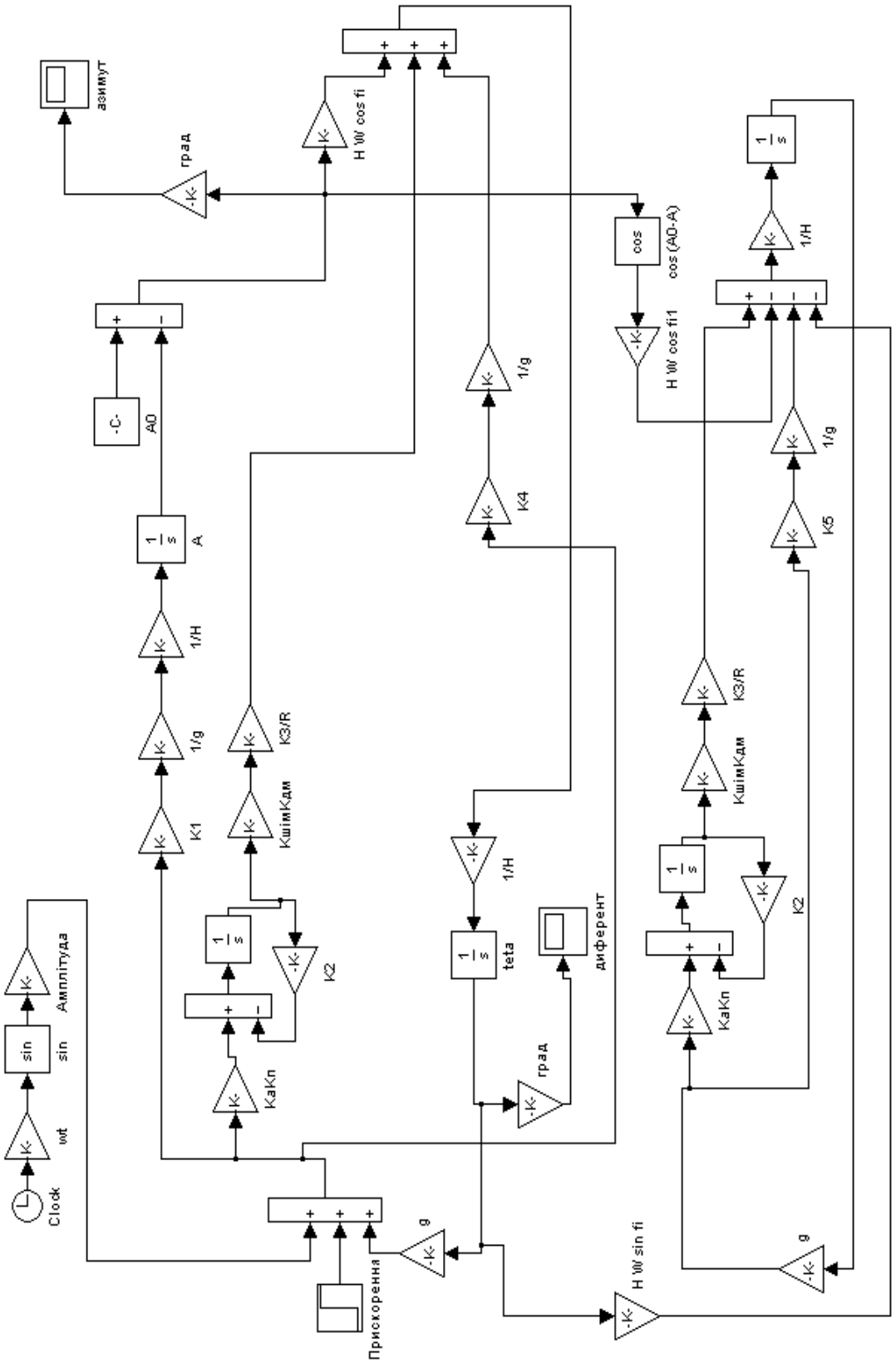

Рис. 4. Лінеаризована модель навігаційного контуру у режимі приведення до меридіана (компасування)

Процедура параметричної оптимізації для навігаційних контурів системи стабілізації та визначення курсу складається з таких основних етапів.
1) створення повної нелінійної моделі навігаційного контура режиму точного приведення до горизонту, передусім з урахуванням тригонометричних функцій та всіх каналів;
2) створення повної нелінійної моделі навігаційного контура гіроскопічного компаса;
3) створення повної нелінійної моделі в режимі приведення до меридіана, а саме компасування;
4) складання математичного опису у просторі станів з отриманням передавальних функцій розімкненого та замкненого контурів;
5) визначення передавальної функції формувального фільтра на підставі виразів для спектральної щільності ординат морського хвилювання заданої інтенсивності;
6) отримання розширених моделей навігаційних контурів у просторі станів із включенням формувальних фільтрів;
7) виконання мінімальної реалізації моделі;
8) масштабування моделі на підставі алгоритму збалансованої реалізації;
9) завдання початкових значень та виконання алгоритму оптимізації Нелдера-Міда, з циклічним виконанням таких кроків:
– обчислення H_2 та H_∞ норм для синтезованої системи;
– обчислення полюсів,
− аналіз розташування полюсів на площині комплексної змінної;
− визначення відповідної штрафної функції;
– обчислення комплексного показника якості із урахуванням штрафної функції;
10) аналіз синтезованої системи з виконанням таких кроків:
– обчислення H_2, H_∞-норм та побудува логарифмічних амплітудно-частотних характеристик системи з визначенням запасів стійкості;
− аналіз показників перехідного процесу з використанням моделі навігаційного контуру з урахуванням усіх притаманних йому нелінійностей;
11) завершення процедури параметричної оптимізації або її продовження з новими початковими умовами чи новими ваговими коефіцієнтами комплексного показника якості.

Висновки

Складено математичний опис системи стабілізації та визначення курсу для основних навігаційних контурів. Проаналізовано особливості процедури параметричної оптимізації та визначено підхід до організації процедури параметричного синтезу стохастичної системи досліджуваного типу. Запропоновано алгоритм параметричної оптимізації навігаційних контурів системи стабілізації та визначення курсу. Виконано моделювання навігаційних контурів системи.

Література

1. *Квакернаак Х.* Линейные оптимальные системы управления / Х. Квакернаак, Р. Сиван. – М.: Мир, 1977. – 464 с.
2. *Егупов И.П.* Методы робастного, нейронечеткого и адаптивного управления / И.П. Егупов. – М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2002. – 744 с.
3. *Parametric* Optimization Procedure for Robust Flight Control System Design / A.A.Tunik, R-Hyu, I.K.Ahn, C.H.Lim. Proc. of the KSAS Fall Annual Meeting 2000. − KSAS Publication, Daejeon, Korea. – P. 293–300.
4. *Tunik Anatol A.* Parametric Optimization Procedure for Robust Flight Control System Design / Anatol A. Tunik, Hyeok Ryu, Hae-Chang Lee. // KSAS International Journal. – Vol. 2, N 2. – November, 2001. – P. 95–107.
5. *Гударян А.Ю.* Автоматизированные системы управления суден / А.Ю. Гударян. – М.: Наука, 1975. – 232 с.
6. *Петров Ю.П.* Оптимизация управляемых систем, испытывающих воздействие ветра морского волнения / Ю.П. Петров. – Л.: Судостроение, 1973. – 214 с.
7.*Сущенко О.А.* Робастна параметрична оптимізація системи стабілізації та визначення курсу. – Електроніка та системи управління / О.А. Сущенко. – 2009. – С.108–115.
8. *Одинцов А.А.* Теория и расчет гироскопических приборов / А.А. Одинцов.– К.: Вища шк., 1985. – 392 с.
9. *Сущенко О.А.* Особливості моделювання контурів керування системи визначення курсу / О.А. Сущенко // Вісник НАУ. – 2006. – №4. – С.55–59.

Стаття надійшла до редакції 23.06.09.