АЕРОДИНАМІКА

ДК 629.7.05.001(02)
530-082.022.6-056661

А.О. Краснопольський, А.Г. Шевельов

ЗАСТОСУВАННЯ НЕСТАЦІОНАРНОЇ ТЕОРІЇ ДИНАМІЧНИХ СИСТЕМ ДО АНАЛІЗУ АВТОМАТИЧНО КЕРОВАНОГО ПОЛЬОТУ ЛІТАКА ЗА СИГНАЛАМИ КУРСОГЛІСАДНИХ РАДІОМАЯКІВ

Розглянуто нестаціонарну систему автоматичного керування польотом літака в режимі посадки за сигналами глісадного радіомаяка вперше на основі нестаціонарної теорії систем автоматичного керування. Наведено диференціальні рівняння збуреного руху динаміки польоту літака і системи автоматичного керування із змінними коефіцієнтами. Проведено дослідження стійкості та якості перехідних процесів нестаціонарної системи керування і визначені допустимі межі зміни настроювального передаточного числа системи керування, коли забезпечується стійкість і якість перехідних процесів при захопленні глісади і польоту літака по ній.

Режим заходу на посадку літака складається з декількох етапів, останні два з яких починаються з моменту захоплення літаком глісади і закінчуються на висоті 20 м.

Наземні курсовий і глісадний радіомаяки задають просторову траєкторію польоту.

Бортові курсовий і глісадний радіоприймачі видають в автоматизовану бортову систему керування польотом сигнали пропорційні кутовим відхиленням лінії похилої дальності до початку злітно-посадкової смуги у вертикальній площині і лінії дальності до середньої лінії злітно-посадкової смуги у горизонтальній площині положення літака від рівносигнальних зон глісадного і курсового радіомаяків. По цих сигналах формуються сигнали керування польотом літака по глісаді і курсовій лінії.

При визначеній ідеалізації режиму заходу на посадку керування польотом літака припустимо розглядати незалежно у вертикальній площині по глісаді й у горизонтальній площині по курсовій лінії.

Обмежимося аналізом автоматичної системи керування польотом літака по глісаді.

У режимі заходу на посадку політ літака за сигналами радіотехнічних систем характеризується порівняно малим діапазоном зміни більшості параметрів польоту і, отже, малими змінами аеродинамічних коефіцієнтів у порівнянні з їхнім значенням у вихідному горизонтальному польоті перед початком захоплення глісади. Тому для аналізу як рівняння збуреного руху використовуються лінійні рівняння динаміки польоту з постійними коефіцієнтами.

Елемент нестаціонарності вноситься кутомірною системою виміру відхилення літака від глісади. Тому всю систему автоматичного керування польотом по глісаді варто розглядати як нестаціонарну внаслідок того, що кутомірна система виміру вносить змінні коефіцієнти в диференціальні рівняння – математичну модель усієї системи автоматичного керування польотом.

В аналізі нестаціонарних автоматизованих систем керування польотом використовуються методи теорії стаціонарних систем з недостатнім обґрунтуванням правомірності їхнього застосування до такого класу систем [1].

Автори застосували нестаціонарну теорію динамічних систем до аналізу автоматично керованого польоту літака за сигналами глісадного радіомаяка, динаміка якого описується системою диференціальних рівнянь із змінними коефіцієнтами [2; 3; 4; 5].

Рівняння збуреного руху, що характеризують незбурений стан польоту літака по глісаді, одержані на основі досить обґрунтованої для даного режиму польоту процедури лінеаризації. При наявності автомата тяги політ літака в режимі заходу на посадку відбувається при постійній швидкості, тобто збурений рух по швидкості відсутній: $\Delta V(t) = 0$.

Використовуючи параметричну форму перетворення Лапласа [2], наведемо лінеаризовані рівняння збуреного руху автоматизованого керованого польоту літака по глісаді [6]:

$$Y(t;s) = \int_{\infty}^{t} y(t;-\xi)e^{-s(t-\xi)}d\xi,$$

де $s = \sigma + j\omega$ – комплексна змінна; $Y(t;s)$ – зображення оригіналу $y(t;-\xi)$, що є функцією параметра t і змінних $\xi, -\infty \le \xi \le t,\ \ \xi \le t \le \infty$, які характеризують нестаціонарні динамічні процеси, що описуються лінійними диференціальними рівняннями зі змінними коефіцієнтами.

При цьому згідно з роботою [2]:

$$y(t;-\xi) = 0 \text{ при } t < \xi,$$
$$y(t;-\xi) = y(t;-\xi) \text{ при } t \ge \xi.$$

Рівняння збуреного руху у відхиленнях з урахуванням викладеного в зображеннях згідно з теорією Лапласа мають такий вигляд:

$$\left.\begin{aligned}
&s \circ H(t;s) = 78\big(\vartheta(t;s) - \alpha(t;s)\big),\\
&s \circ \alpha(t;s) = \omega_z(t;s) - 0.711\alpha(t;s),\\
&s \circ \vartheta(t;s) = \omega_z(t;s),\\
&s \circ \omega_z(t;s) = -0.518\omega_z(t;s) - 1.0\alpha(t;s) - 0.565\delta_в(t;s),\\
&\delta_в(t;s) = -\left(\frac{i_\xi}{D_г(t)} \circ H(t,s)\right) + \big(i_\vartheta\omega_z(t,s) + i_\vartheta\vartheta(t,s)\big),
\end{aligned}\right\} \quad (1)$$

де $\circ$ – символ операторного добутку [2].

Система рівнянь (1) у зображеннях одержана для транспортного літака у режимі польоту по глісаді і потребує пояснень.

У рівняннях (1) всі зображення змінних за Лапласом відносяться до оригіналів у відхиленнях: $\Delta H\ (t;-\xi\ )$, $\Delta\vartheta\ (t;-\xi\ )$, $\Delta\alpha\ (t;-\xi\ )$, $\Delta\omega_z\ (t;-\xi\ )$, $\delta_y\ (t;-\xi\ )$: $H\ (t;\ s)$, $\vartheta(t;\ s)$, $\alpha\ (t;s)$, $\omega_z\ (t;\ s)$, $\delta_y(t;\ s)$, де H – висота польоту, ϑ і α – кути тангажа й атаки, ω_z – кутова швидкість навколо осі z літака, δ_y – кут відхилення керма висоти.

Всі кутові відхилення змінних виражені в радіанах; швидкість незбуреного руху літака V_0 = 78 м/с ; вага літака G = 73 000 H; маса m = 7441,4 кг; висота польоту H_0 = 400 м; площа несучих поверхонь S = 201,45 м^2 ; момент інерції J_z = 655 10^3 кг·м·с^2; щільність повітря ρ = 0,119 кг·с^2/м^4; довжина середньої аеродинамічної хорди 5,285 м; балансоване значення тяги двигунів P_o = 13 855,6 кг; балансований кут атаки $\alpha_{про}$= 0,05 радіан.

Останнє рівняння в системі рівнянь (1) описує закон автоматичного керування польотом літака по глісаді.

Вираз $\big(i_\vartheta\omega_z(t;s) + i_\vartheta(t;s)\big)$використовується в законі керування для поліпшення стійкості та якості перехідних процесів.

Розглянемо більш докладно, як формується закон керування польотом літака за сигналами глісадного радіомаяка. На рис. 1 наведено схематичне зображення польоту літака по глісаді.

Висота відхилення центра мас літака від глісади

$$H = D_г \sin\xi = D_г\xi$$

внаслідок малості кута ξ .

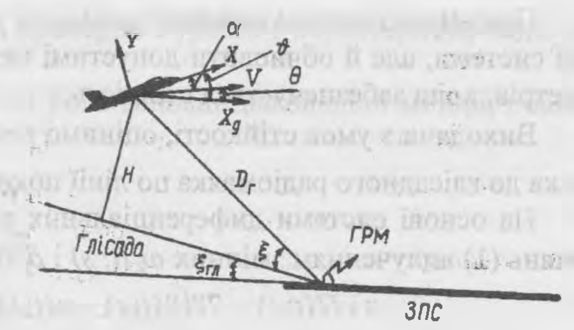

Рис. 1. Схема польоту літака по глісаді:
V – вектор швидкості; θ – кут нахилу траєкторії; x і x_g – осі абсцис зв'язаної і земної систем координат; H – відхилення центра маси літака по висоті від глісади; $D_г$ – довжина похилої дальності; ξ – кут відхилення лінії похилої дальності літака до глісадного радіомаяка від глісади; $\xi_{гл}$ – кут нахилу глісади до горизонту злітно-посадкової смуги; ГРМ – глісадний радіомаяк; ЗПС – злітно-посадкова смуга

Якщо захоплення глісади відбувається на відстані D_0 до глісадного радіомаяка, то при постійній швидкості польоту літака V_0 поточна відстань до глісадного радіомаяка змінюється пропорційно часу t:

$$D_г(t)=D_0-V_0 t.$$

На основі кута ξ відхилення лінії похилої дальності від глісади формується найпростіший закон автоматичного керування польотом літака по глісаді (останнє рівняння в системі (1)):

$$\vartheta_з(t;s) = -(\xi_з(t;s)-\xi(t;s))i_\xi = -\left(\xi_з(t;s)i_\xi - \frac{i_\xi}{D_г(t)} \circ H(t;s)\right) = \frac{i_\xi}{D_г(t)} \circ H(t;s),$$

де $\xi_з$ – задане значення кута нахилу рівносигнальної зони глісадного маяка: $\xi_з = \xi_{з0} = 0$; i_ξ – передаточне число, яке дорівнює відношенню $\vartheta(t;s)$ до $\xi(t;s)$.

Передаточні числа $i_{\dot{\vartheta}}, i_\vartheta, i_\xi$ в останньому рівнянні системи (1) прийнято такими, що дорівнюють: $i_{\dot{\vartheta}} = 1, i_\vartheta = 2, i_\xi = 6{,}5$.

На рис. 2 наведена структурна схема нестаціонарної автоматизованої системи рівняння польотом літака по глісаді, що відповідає системі рівнянь (1) при вилученні з цих рівнянь змінної $\omega_z\ (t;\ s)$.

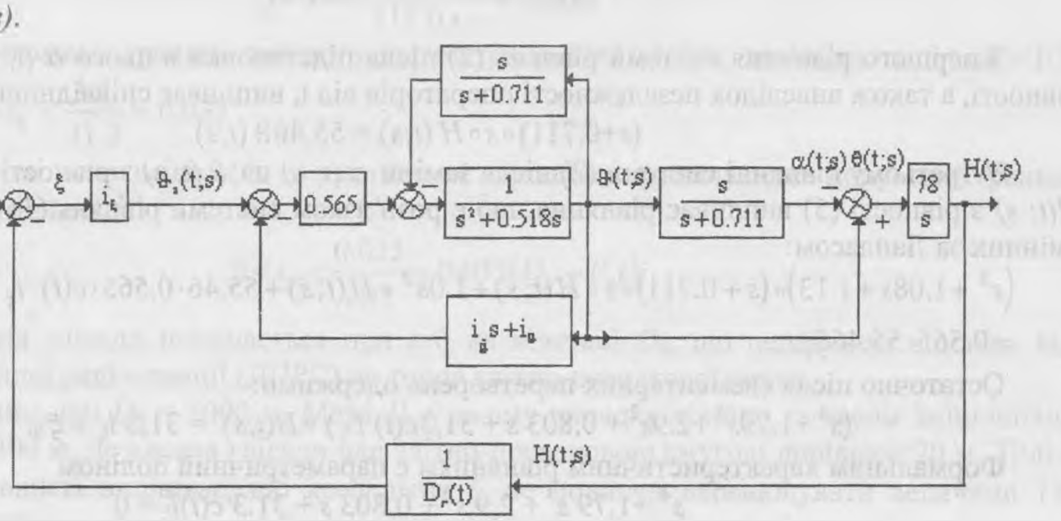

Рис.2. Структурна схема нестаціонарної системи керування польотом літака по глісаді

На структурній схемі легко простежити той елемент нестаціонарності, що вноситься кутомірною системою виміру кута відхилення ξ лінії похилої дальності літака до злітно-посадкової смуги від глісади.

Стійкість системи автоматичного керування польотом літака по глісаді визначається не тільки коефіцієнтами лінійних диференціальних рівнянь динаміки польоту літака, але і величиною параметрів радіотехнічної системи виміру кута відхилення ξ лінії похилої дальності літака до глісадного радіомаяка від глісади.

При аналізі систем важливо не тільки установити факт стійкості чи нестійкості динамічної системи, але й обчислити допустимі межі зміни налагоджуваних чи нестаціонарних параметрів, коли забезпечується стійкість.

Виходячи з умов стійкості, оцінимо допустимі межі зміни коефіцієнта i_ξ і відстані $D_г(t)$ літака до глісадного радіомаяка по лінії похилої дальності.

На основі системи диференціальних рівнянь збуреного руху, що отримана із системи рівнянь (1) вилученням змінних $\omega_z(t;s)$ і $\delta_y(t;s)$, одержимо

$$\left.\begin{aligned} &s\circ H(t;s)=78\big(\vartheta(t;s)-\alpha(t;s)\big);\\ &s\circ\alpha(t;s)=s\circ\vartheta(t;s)-0.711\alpha(t;s);\\ &\left(s^2+1.08s+1.13\right)\circ\vartheta(t;s)=-1.0\alpha(t;s)-0.565c(t)i_\xi\circ H(t;s)+0.565i_\xi\xi_з,\end{aligned}\right\}\qquad(2)$$

де $c(t)=1/D_г(t)=1/(D_0-V_0t)$.

Внаслідок того, що регульованою є величина відхилення висоти центра мас літака від лінії глісади, для визначення формального характеристичного рівняння [7] необхідно розв'язати систему рівнянь (2) відносно $H(t;s)$ у залежності від $\xi_з$.

Наявність некомутативної операції операторного множення вимагає чіткого дотримання правила вилучення всіх змінних крім $H(t;s)$ і $\xi_з$. Метод визначників Крамера у загальному випадку не придатний для розв'язання такого виду алгебричних рівнянь.

Спочатку перепишемо друге рівняння в системі (2) у такому вигляді:

$$(s+0.711)\circ\alpha(t;s)=s\circ\vartheta(t;s).\qquad(3)$$

Визначимо $\alpha(t;s)$ з рівняння (3) відносно $\vartheta(t;s)$. Внаслідок того, що оператори $(s+0.711)$ і s не залежать від параметра t, операторний добуток виявляє себе як звичайний добуток, а зворотний оператор для $(s+0.711)$ визначається як різниця від ділення одиниці на цей оператор. Отже,

$$\alpha(t;s)=\frac{s}{s+0.711}\circ\vartheta(t;s).\qquad(4)$$

З першого рівняння системи рівнянь (2) після підстановки в нього $\alpha(t;s)$ з одержаної рівності, а також внаслідок незалежності операторів від t. випливає співвідношення:

$$(s+0.711)\circ s\circ H(t;s)=55{,}46\vartheta(t;s).\qquad(5)$$

У третьому рівнянні системи (2) після заміни $\alpha(t;s)$ на $\vartheta(t;s)$ з рівності (4) і $\vartheta(t;s)$ на $H(t;s)$ з рівності (5) випливає рівняння, що є розв'язком системи рівнянь (1) у зображеннях змінних за Лапласом:

$$\left(s^2+1.08s+1.13\right)\circ\left(s+0.711\right)\circ s\circ H(t;s)+1.0s^2\circ H(t;s)+55.46\cdot0.565\cdot c(t)\cdot i_\xi\circ H(t;s)=$$
$$=0.565\cdot55.46\xi_з.$$

Остаточно після елементарних перетворень одержимо:

$$(s^4+1.79s^3+2.9s^2+0{,}803\,s+31{,}3c(t)\,i_\xi)\circ H(t;s)=31{,}3\,i_\xi\circ\xi_з.$$

Формальним характеристичним рівнянням є параметричний поліном

$$s^4+1.79\,s^3+2.9\,s^2+0.803\,s+31.3\,c(t)i_\xi=0\qquad(6)$$

зі змінним коефіцієнтом $c(t)=1/(D_0-V_0t)$.

У роботах [3; 7; 8] наведено доказ того, що експонентна стійкість незбуреного несталого стану динамічних систем може бути оцінена за коефіцієнтами рівнянь збуреного руху, а точніше – за коефіцієнтами формального характеристичного рівняння на основі критерію типу Гурвіца.

Однак при аналізі динамічних систем потрібно не просто оцінити стійкість, а оцінити допустимі межі зміни змінних параметрів у всьому діапазоні цих граничних значень, у яких забезпечувалася б експонентна стійкість. Тому оцінимо допустимі межі зміни параметрів *c(t)* і i_ξ з умов експонентної стійкості на основі критерію Гурвіца і характеристичного рівняння (6).

За критерієм Гурвіца визначник Гурвіца і всі його головні діагональні мінори повинні бути строго більше нуля:

$$\Delta_4(t) = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & 0 & 0 \\ a_0 & a_2 & a_4 & 0 \\ 0 & a_1 & a_3 & 0 \\ 0 & a_0 & a_2 & a_4 \end{vmatrix} > 0;$$

$$\Delta_1 = a_1 = 1.79 > 0;$$

$$\Delta_2 = (a_1 a_2 - a_0 a_3) = 1.79 \cdot 2.9 - 0.803 = 4.388 > 0,$$

де $a_0 = 1$, $a_1 = 1.79$, $a_2 = 2.9$, $a_3 = 0.803$, $a_4(t) = 31{,}3\, c(t)\, i\xi$.

Допустимі межі зміни змінних параметрів $c(t)$ та i_ξ визначаємо з умов стійкості: $\Delta_4(t) = a_4(t)$, $\Delta_3(t) > 0$ на всьому інтервалі зміни змінного t, $0 \le t \le \infty$.

На підставі критерію Стодоли коефіцієнт $a_4(t)$ має бути строго більше нуля, $a_4(t) > 0$, а на основі критерію Гурвіца $\Delta_3(t) > 0$.

З умови $a_4(t) = 31{,}3\, c(t) i_\xi > 0$ випливає, що $c(t) i_\xi > 0$.

Головний діагональний мінор Δ_3:

$$\Delta_3 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & 0 \\ a_0 & a_2 & a_4 \\ 0 & a_1 & a_3 \end{vmatrix} = a_1 a_2 a_3 - a_0 a_3^2 - a_1^2 a_4(t) > 0.$$

З останньої нерівності визначимо коефіцієнт $a_4(t)$:

$$a_4(t) < \frac{a_1 a_2 a_3 - a_0 a_3^2}{a_1^2} = \frac{1.79 \cdot 2.9 \cdot 0.803 - 0.803^2}{1.79^2} = 1{,}1.$$

Отже, допустимі границі змінного параметра $a_4(t) = 31{,}3 c(t) i_\xi$ дорівнюють $0 < a_4(t) < 1.1$, звідки $0 < c(t) \cdot i_\xi < \frac{1.1}{31.3} = 0.035$.

Якщо відомі межі зміни $c(t)$, то з останньої нерівності визначаються допустимі границі зміни коефіцієнта i_ξ:

$$0 < i_\xi < \frac{0.035}{c(t)} = 0.035(D_0 - V_0 t).$$

Захоплення глісади починається при $t=0$ на відстані D_0, що перевищує відстань від дальньої привідної радіостанції (ДПРС) до торця злітно-посадкової смуги.

Припустимо, що $D_0 = 5000$ м. Межі $D_г$ у цьому випадку лінійно за часом змінюються від 5000 м до 400 м, де висота глісади над злітно-посадковою смугою дорівнює 20 м. Тоді з останньої нерівності випливає, що коефіцієнт i_ξ не повинен перевищувати величини 14: $0 < i_\xi < 14$. Найбільш оптимальним з умов стійкості слід вибрати $i_\xi = 7$.

Асимптотична експонентна стійкість є найважливішою необхідною властивістю динамічних систем, що функціонують в умовах безупинного впливу збурювань. Однак технічними умовами до динамічних систем висуваються ще інші, додаткові, вимоги, які оцінюються з перехідних або імпульсних перехідних характеристик на основі деяких показників, що одержали назви показників якості перехідних процесів.

Показники якості перехідних процесів задаються технічними вимогами як верхня допустима границя цих показників. Технічні умови вважаються виконаними, якщо значення всіх показників якості системи не перевершують заданого для кожного показника значення.

Процес захоплення глісади відповідно до порадника з льотної експлуатації повітряних суден у цивільній авіації має бути близьким до аперіодичного з одним перерегулюванням, що не перевищує за абсолютним значенням відхилення струму $\Delta I_{гл}$ вихідного сигналу глісадного радіоприймача 125 мкА в бортовій автоматизованій системі керування.

У всіх випадках цей процес повинен закінчуватися до моменту виходу літака на висоту 200 м, причому процес вважається закінченим, якщо вихідний сигнал глісадного радіомаяка увійшов у трубку $\Delta I_{гл} = \pm 55$ мкА і продовжує залишатися в цих межах аж до висоти 30 м – висоти прийняття рішення.

Перехідний процес захоплення рівносигнальних зон курсового і глісадного радіомаяків залежить від точності настроювання параметрів бортової автоматизованої системи керування, динаміки польоту повітряного судна, крутості зон сигналів радіомаяків та інших факторів [6].

Крутість глісадного радіомаяка $S_{гл}$ є відношення струму на виході глісадного радіоприймача $I_{гл}$ до величини кутового відхилення повітряного судна від глісади зниження:

$$S_{гл} = \frac{I_{гл}}{\xi};\ S_{гл} = (200...950)\frac{\text{мкА}}{\text{град}}.$$

Для аналізу якості перехідного процесу захоплення глісади слід трансформувати зазначені вимоги до якості в стандартні, прийняти в теорії автоматичного рівняння показники якості: $t_р$ – час регулювання, ε – статичну помилку, Δ – відносну статичну помилку, σ – перерегулювання, μ – коливання.

Якщо прийняти за максимальне кутове відхилення лінії похилої дальності положення літака від рівносигнальної зони глісадного радіомаяка $\xi_{max} = 2{,}4°$, а крутість глісадного радіомаяка $S_{гл}$ = 500 мкА/град, то струм на виході глісадного радіоприймача $I_{гл\,max} = 500 \times 2{,}4 =$ = 1200 мкА. Для досліджуваного повітряного судна прийнято: час регулювання $t_р$ = 32 с; статична помилка ε = ± 55 мкА. Визначимо відносну статичну помилку Δ:

$$\Delta = \frac{\varepsilon}{I_{гл\,max}} = \frac{55}{1200} = 0.045\ \text{, тобто}\ \Delta = 4{,}5\%.$$

Перерегулювання σ, для якого задано відхилення $\Delta I_{гл}$, дорівнює:

$$\sigma = \frac{\Delta I_{гл}}{I_{гл\,max}} = \frac{125}{1200} = 0{,}1\ \text{, тобто}\ \sigma = 10\%.$$

Коливальність μ визначається як кількість періодів коливань за час перехідного процесу, також задано: μ = 0,5.

У такий спосіб верхня допустима границя показників якості дорівнює: $t_р$ = 32 с, ε = ± 55 мкА, Δ = 4,5%, σ = 10%, μ = 0,5.

Оцінимо методом зміщеного нестаціонарного параметричного характеристичного рівняння час регулювання $t_р$ і відносну статичну помилку Δ [4; 5]. Визначимо допустимі межі параметра i_ξ з умови, що $t_р \le 32$ с, а $\Delta \le 4{,}5\%$. Для цього спочатку обчислимо параметр мажоранти η – ступінь стійкості:

$$\eta \le \frac{\ln\frac{1}{\Delta}}{t_р} = \frac{\ln\frac{1}{0{,}045}}{32} = \frac{\ln 22{,}3}{32} = 0{,}1.$$

З формального характеристичного рівняння (6) визначимо зміщене формальне параметричне нестаціонарне характеристичне рівняння. Для цього підставимо в рівняння (6) замість s значення (s – η)=(s – 0,1) піднесене до відповідного степеня:

$$(s-0{,}1)^4 + 1{,}79\,(s-0{,}1)^3 + 2{,}9\,(s-0{,}1)^2 + 0{,}803\,(s-0{,}1) + 31{,}3\,c(t)i_\xi = 0.$$

Після піднесення (*s*–0,1) до відповідного степеня й групування членів при однаковому степені s одержимо зміщене формальне параметричне характеристичне рівняння в такому вигляді:

$$s^4 + 1{,}39\, s^3 + 2{,}42\, s^2 + 0{,}268\, s - 0{,}0527 + 31{,}3\, c(t)\, i_\xi = 0.$$

Визначимо з умов стійкості зміщеного параметричного характеристичного рівняння верхні границі допустимих значень змінних параметрів $c(t)$ i_ξ , такі, щоб забезпечувалася якість перехідних процесів: $t_p \leq 32$ с, $\Delta \leq 4{,}5\%$. Для цього необхідно і достатньо, щоб визначник Гурвіца, складений з коефіцієнтів зміщеного параметричного характеристичного рівняння та всі його головні діагональні мінори були строго більше нуля.

Так, $\Delta_1 = a_1 = 1{,}39 > 0; \Delta_2 = (a_1 a_2 - a_0 a_3) = 1{,}39 \cdot 2{,}42 - 0{,}268 = 3{,}09 > 0.$

Значення ж змінних параметрів $c(t)$ і i_ξ визначимо з визначника Гурвіца $\Delta_4(t) = a_4(t)\Delta_3 > 0$. Оскільки з критерію Стодоли випливає, що $\Delta_4(t) > 0$, то й $\Delta_3 > 0$.

З умови $a_4(t) = 31{,}3c(t)i_\xi - 0{,}0527 > 0$ випливає, що $i_\xi > 0{,}673$ при $c(t) = \dfrac{1}{D_{\min}} = \dfrac{1}{400}$.

Верхня границя для змінних параметрів $c(t)$ і i_ξ визначається з нерівності $\Delta_3 > 0$:

$$a_4(t) < \frac{a_1 a_2 a_3 - a_0 a_3^2}{a_1^2} = \frac{1{,}39 \cdot 2{,}42 \cdot 0{,}268 - 0{,}268^2}{1{,}39^2} = 0{,}429.$$

При $c(t) = 1/400$ з останньої нерівності визначимо верхню допустиму границю параметра i_ξ :

$$a_4 = 31{,}3c(t)i_\xi - 0{,}0527 < 0{,}429,$$

$$i_\xi < \frac{0{,}0527 + 0{,}429}{31{,}3} \cdot 400 = 6{,}16.$$

З викладеного випливає, що параметр i_ξ в границях

$$0{,}673 < i_\xi < 6{,}16$$

забезпечує задану якість перехідних процесів системи автоматичного керування польотом літака по глісаді: $\Delta \leq 4{,}5\%$, $t_p \leq 32$ с.

Список літератури

1. *Боднер В. А., Ковалев М. С.* Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. – М.: Оборонгиз, 1961. – 508 с.

2. *Шевелев А. Г.* Применение преобразования Лапласа для решения линейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами //Укр. мат. журн. –1969. – Т. 21. – № 5. – С. 640 – 652.

3. *Шевелев А. Г.* Критерий устойчивости типа Гурвица для линейных нестационарных динамических систем //Кибернетика и вычислительная техника. –1986. – Вып. 69. – С. 20 – 27.

4. *Шевелев А. Г.* К оценке качества переходного процесса динамических систем с переменными параметрами // Кибернетика и вычислительная техника. –1973. – Вып. 19. – С. 15 – 20.

5. *Шевелев А. Г., Фаль А. М.* Исследование качества переходного процесса систем автоматического регулирования с переменными параметрами методом смещенного характеристического уравнения // Кибернетика и вычислительная техника. –1973. – Вып. 19. – С. 21 – 26.

6. *Белогородский С. Л.* Автоматизация управления посадкой самолета. –М.: Транспорт,1972. –351 с.

7. *Шевелев А. Г.* Оценка экспоненциальной устойчивости линейных нестационарных динамических систем; критерии устойчивости // Кибернетика и вычислительная техника. –2000. – Вып. 126. – С. 3 – 18.

8. *Шевелев А. Г.* Устойчивость линейных нестационарных систем автоматического управления при постоянно действующих возмущениях // Кибернетика и вычислительная техника. –1999. – Вып. 124. – С. 56 – 65.

Стаття надійшла до редакції 06.07.01.