

## СТРУКТУРА ОБЧИСЛЮВАЛЬНИХ ЗАСОБІВ У БОРТОВОМУ РАДІОДАЛЬНОМІРНОМУ УСТАТКУВАННІ БАГАТОПОЗИЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ПОСАДКИ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

*На основі аналізу відносних просторових співвідношень вимірюваних відстаней між бортовим далекомірним радіоустаткуванням і трьома наземними радіомаяками-відповідачами розроблені структури систем керування автоматичною посадкою легких літальних апаратів за бічним відхиленням і висотою, що показують можливість її практичної реалізації програмно-апаратними засобами.*

**Постановка проблеми.** Використання принципів далекометрії й багатопозиційного мобільного наземного устаткування в забезпеченні автоматичної посадки легких літальних апаратів (ЛЛА) на неоснащені стаціонарними системами аеродроми й посадкові площадки останнім часом привертає значну увагу для практичного вирішення цих завдань у зв'язку з актуальністю такої проблеми для застосування безпілотних літальних апаратів (БПЛА), наприклад [1]-[3].

**Огляд останніх досліджень і публікацій.** Проблемі забезпечення функціональної стійкості систем присвячено цілу низку наукових праць. Основними напрямками досліджень, викладених у [1–5], є проектування та побудова безпілотних авіаційних систем. Робота [3] присвячена вирішенню проблем побудови функціонально стійкого комплексу керування дистанційно пілотованими ЛА із застосуванням псевдосупутникових технологій та дистанційного керування. У роботі [4] показано, що система, яка складається з трьох наземних мобільних радіомаяків-відповідачів і модернізованого бортового радіодалекомірного устаткування з форматом сигналу DME, може забезпечити захід на посадку й посадку БПЛА за I категорією Міжнародного комітету цивільної авіації (ICAO).

**Формулювання завдання дослідження.** Статтю присвячено пошуку шляхів створення структурних схем керування як за курсом, так і за глісадою у бортовому устаткуванні радіодалекомірної трипозиційної системи автоматичного заходу на посадку й посадки БПЛА.

**Виклад основного матеріалу.** Типова траєкторія автоматичної посадки БПЛА у вигляді заданої глісади (ЗГ)  $A_0Y_0$  показана на рис. 1. Вона простягається від початкової точки керування автоматичною посадкою  $A_0$  з координатами  $[X_0, Y_0 = h_{30}, Z_0 = 0]$ , коли в момент  $t_0$  БПЛА повинен перетнути площину  $P$ . Кінцевою точкою автоматичної посадки (у момент  $t_k$ ) вважається точка  $B_0$  (площина  $Q$ ) з координатами  $[X_k, Y_k = h_{3k}, Z_k = 0]$ . При типових відстанях  $X_{0-xk} = 4-5$  км,  $0-xk = 800$  м і висотах  $h_{30} = 250$  м,  $h_{3k} = 60$  м задана глісада має нахил  $\varepsilon = 3^\circ$ . У точці  $B_0$  ЛА переходить на візуальне керування аж до приземлення на ЗПС.

Фактична глісада (ФГ)  $AB$  також розташована між площинами  $P$ ,  $Q$ . За початкову береться точка  $A$  у момент  $t_0$ , коли БПЛА увійшов у площину  $P$  і його вимірня координата

$$X(t_0) \equiv X_0 = 4,8 \div 5,8 \text{ км.} \quad (1)$$

У цей момент вимірюються інші координати фактичного місця положення (МП) ЛА ( $Y(t_0) = h_0$  й  $Z(t_0) = Z_0$ ) і фіксуються початкові помилки системи керування автоматичною посадкою за висотою й бічним відхиленням:

$$\varepsilon_{h0} = h_0 - h_{30} = h(t_0) - h_{30}; \quad \varepsilon_{z0} = z_0 = z(t_0) - (z_{30} = 0). \quad (2)$$

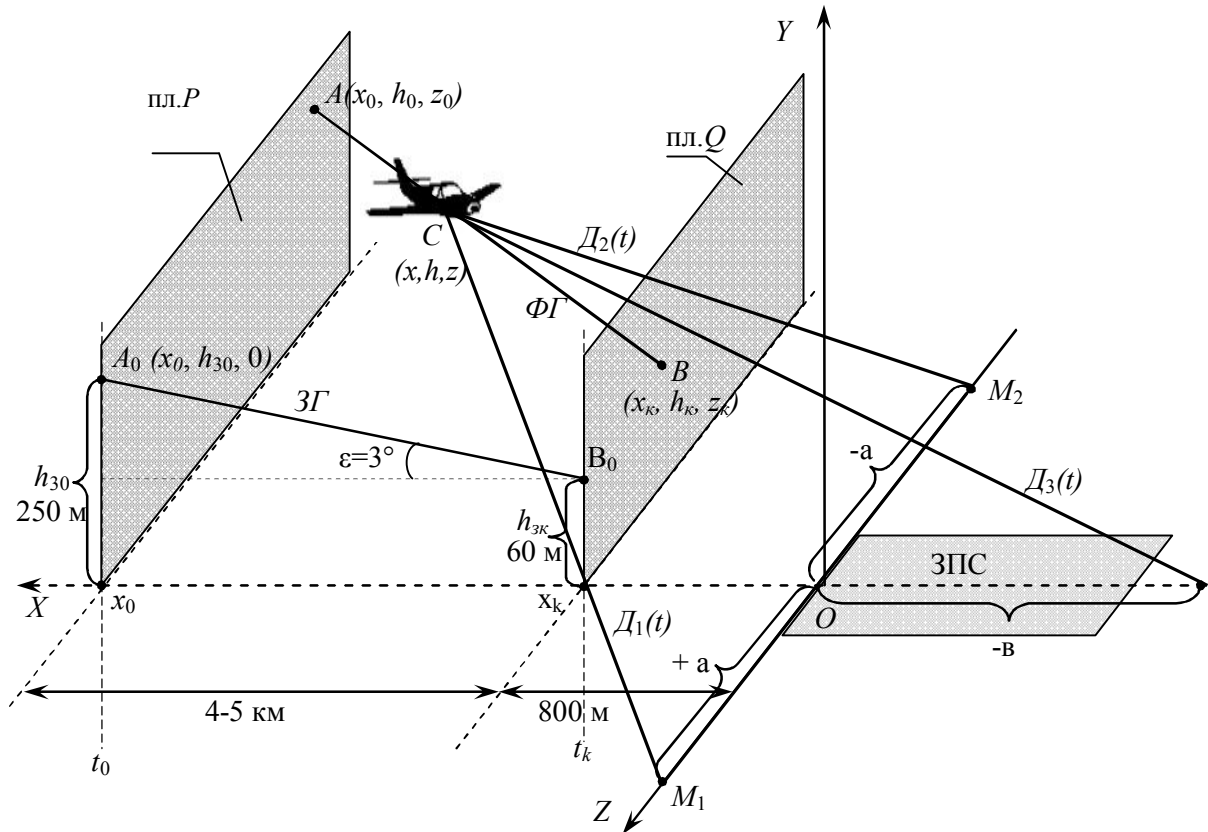


Рис. 1. Типова траєкторія автоматичної посадки БПЛА

Надалі включається двомірний слідкувальна система керування посадкою за висотою й бічним відхиленням, що прагне мінімізувати помилки відхилення між  $\Phi\Gamma$  і  $3\Gamma$ .

Оскільки час польоту за  $3\Gamma$  і  $\Phi\Gamma$  (через неточне знання швидкостей БПЛА) відрізняється, доцільно керування вести за такою концепцією:

- виміряється (див. нижче) поточне МП ЛА на  $\Phi\Gamma$  у точці  $C$   $[\hat{x}(t), \hat{h}(t), \hat{z}(t)]$ ;
- координаті  $\hat{x}(t) = \hat{x}(t)$  ставляться у відповідність величини  $\hat{h}(t) = \hat{h}[\hat{x}(t)] = \hat{h}(\hat{x})$  й  $\hat{z}(t) = \hat{z}[\hat{x}(t)] = \hat{z}(\hat{x})$ ;
- обчислюються поточні помилки системи керування:

$$\hat{\varepsilon}_h(\hat{x}) = \hat{h}(\hat{x}) - h_{зад}(\hat{x}); \quad \hat{\varepsilon}_z(\hat{x}) = \hat{z}(\hat{x}) - [z_{зад}(\hat{x}) = 0], \quad (3)$$

де величина  $h_{зад}(\hat{x})$  обчислюється з рівняння  $3\Gamma$ .

Ефективність системи керування автоматичною посадкою обчислюється за кінцевими помилками виходу в точку  $B_0$ :

$$\hat{\varepsilon}_{hk}(\hat{x}) = \hat{\varepsilon}_h(\hat{x} = x_k); \quad \hat{\varepsilon}_{zk}(\hat{x}) = \hat{\varepsilon}_z(\hat{x} = x_k), \quad (4)$$

коли величина  $\hat{x}$  досягне заданого значення  $x_k = 800$  м.

Звідси випливає, що для мінімізації кінцевих помилок керування (4) треба мати високоточні вимірники МП БПЛА  $x(t), y(t), z(t)$  на ФГ.

Структура систем керування посадкою формується з врахуванням обліку аеродинаміки БПЛА на траєкторії посадки.

**Структура системи керування автоматичною посадкою БПЛА.** При керуванні посадкою літака зазвичай вводяться [5] такі системи координат (рис. 2):

а) нерухома система  $OX_0Y_0Z_0$ , початок якої збігається із центром мас БПЛА, вісь  $OY_0$  спрямована по вертикалі, а осі  $OX_0, OZ_0$  – горизонтальні;

б) зв'язана система  $OX_1Y_1Z_1$  з початком у центрі мас БПЛА, осі якої спрямовані по головних осях інерції апарата:  $OX_1$  по поздовжній осі,  $OY_1$  – у площині симетрії ЛА (площина  $R$ ),  $OZ_1$  – перпендикулярно до площини симетрії  $Y_1OX_1$ ;

в) швидкісна система  $OXYZ$  з початком у центрі мас ЛА, вісь  $OX$  – уздовж вектора повітряної швидкості  $\vec{V}$ ,  $OY$  – у площині симетрії  $Y_1OX_1$  (площина  $R$ ), вісь  $OZ$  перпендикулярна до площини симетрії.

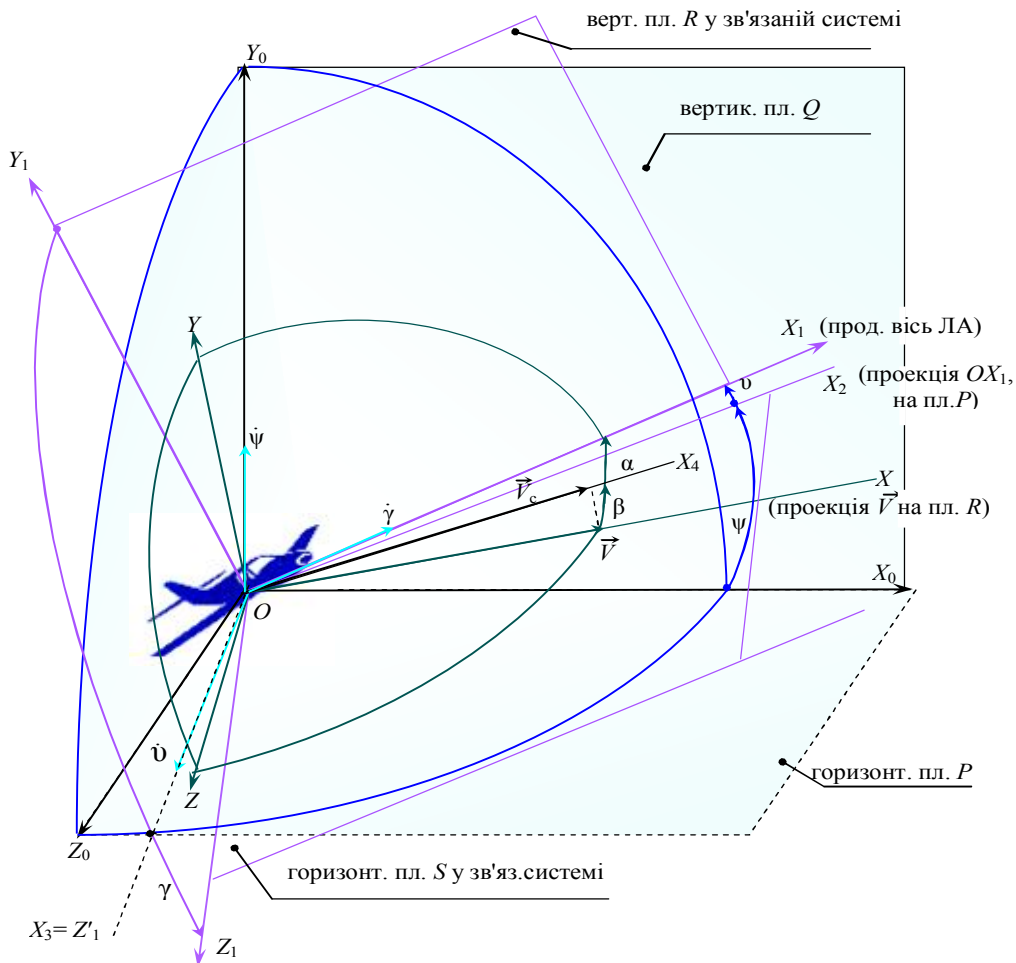


Рис. 2. Система координат при керуванні посадкою БПЛА

Відносно положення систем координат  $OX_0Y_0Z_0$  й  $OX_1Y_1Z_1$  характеризується кутами Ейлера  $\gamma, \psi, \nu$ . Кут крену  $\gamma$  утвориться при повороті ЛА навколо поздовжньої осі  $OX_1$  щодо положення, при якому поперечна вісь  $OZ_1' = X_3$  (горизонтальна). Кут рискання  $\psi$  утвориться між проекцією  $OX_2$  поздовжньої осі  $OX_1$  на горизонтальну площину  $Z_0OX_0$  (площина  $P$ ) і віссю  $OX_0$ , що характеризує кутовий поворот ЛА в горизонтальній площині. Кут тангажа  $\nu$  утвориться між поздовжньою віссю  $OX_1$  і тією ж її проекцією  $OX_2$  на горизонтальну площину  $Z_0OX_0$ . Він характеризує кутовий поворот ЛА у вертикальній площині  $Y_0OX_0$ .

Положення вектора швидкості  $\vec{V}$  у системі координат  $OXYZ$  щодо зв'язаної системи координат  $OX_1Y_1Z_1$  характеризується двома кутами: кутом атаки  $\alpha$ , утвореним між поздовжньою віссю  $OX_1$  і проекцією  $\vec{V}_c$  вектора  $\vec{V}$  на площину симетрії (площина  $R$ ), і кутом ковзання  $\beta$ , утвореним між вектором  $\vec{V}$  і площиною симетрії, тобто між векторами  $\vec{V}$  й  $\vec{V}_c$ .

Загальний рух ЛА розділяється на поздовжній і бічний. Поздовжнім називається рух, який характеризується обертанням навколо поперечної осі  $OZ_1$  і поступальним рухом уздовж осей  $OY_1, OX_1$ . Бічний рух характеризується обертаннями навколо осей  $OY_1, OX_1$  і поступальним переміщенням у напрямку  $OZ_1$ .

Інструментами, що здійснюють керування рухом БПЛА, є рулі висоти ( $\delta_h$ ), рулі напрямку ( $\delta_n$ ), елерони ( $\delta_e$ ), стабілізатор ( $\delta_{cm}$ ), дросель у двигуні ( $\delta_d$ ) та ін.

Зазвичай з урахуванням динаміки руху БПЛА в повітряному середовищі складаються лінеаризовані системи диференціальних рівнянь, а також структурні схеми контурів керування за висотою, бічним відхиленням і за швидкістю.

Для БПЛА застосовується керування за висотою й бічним відхиленням при постійному модулі  $V=|\vec{V}|$  вектора повітряної швидкості [2]. Шляхом кутових відхилень руля висоти ( $\delta_h$ ) й елеронів ( $\delta_e$ ) при синхронній компенсації ковзання за рахунок руля напрямку ( $\delta_n$ ) змінюються лише горизонтальна  $V_r$  і вертикальна  $V_e$  складові вектора швидкості  $\vec{V}$  (рис. 3), які й викликають керування висотою  $h(t)$  і бічним відхиленням  $z(t)$  на  $\Phi\Gamma$  при посадці.

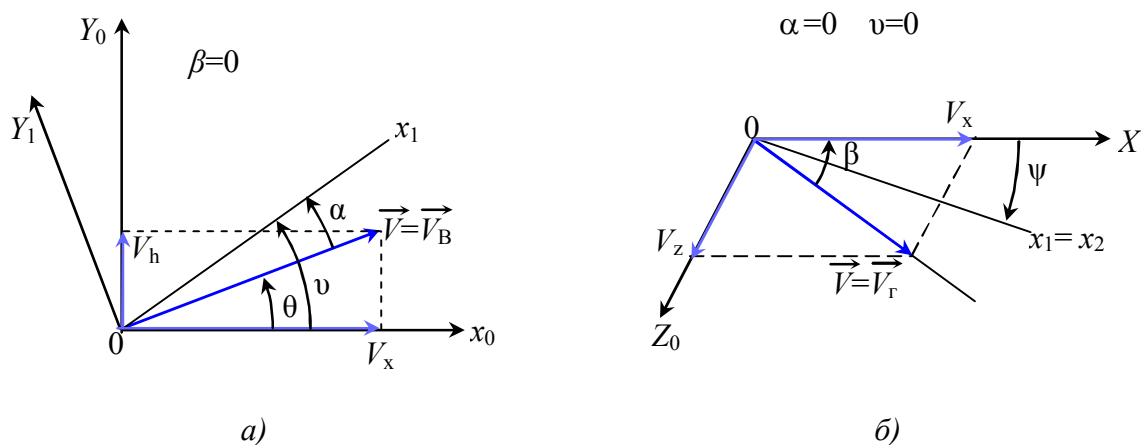


Рис. 3. Векторні складові в системі керування за бічним відхиленням і висотою при посадці літального апарата

На рис. 3 (а) показано співвідношення під час руху БПЛА у вертикальній площині  $Y_0OX_0$ , коли поздовжня вісь  $OX_1$  і вектор швидкості  $\vec{V}=|\vec{V}|$  лежать у вертикальній площині. Тут  $\theta$  – кут нахилу траєкторії,  $\upsilon$  – кут тангажа,  $\alpha$  – кут атаки. З рисунка випливає, що

$$\begin{aligned} V_x &= |\vec{V}| \cos \theta = \cos(\upsilon - \alpha), \\ V_z &= |\vec{V}| \sin \theta = \sin(\upsilon - \alpha). \end{aligned} \tag{5}$$

Таким чином, шляхом зміни кутів і можна керувати обома складовими вектора швидкості  $\vec{V}_e$  у вертикальній площині.

На рис. 3 (б) розглянуто рух БПЛА в горизонтальній площині ( $\alpha=\upsilon=0$ ), коли поздовжня вісь БПЛА  $OX_1$  збігається зі своєю проекцією  $OX_2$ , а вектор швидкості  $\vec{V}=\vec{V}_c$  лежить у горизонтальній площині. З рисунка випливає, що

$$V_x = V \cos \beta; \quad V_r = V \sin \beta. \tag{6}$$

Оскільки вектор швидкості збігається з напрямком поздовжньої осі, кут  $\beta \approx \psi$  і бічне керування здійснюється за рахунок кута ристання шляхом керування креном літального апарата, тобто

$$V_z = V \sin \psi(\gamma). \tag{7}$$

Розглянемо структури систем керування автоматичною посадкою БПЛА за висотою й бічним відхиленням [5].

**Система керування за висотою**

Узагальнена структурна схема системи керування висотою  $h$  (СКВ) показана на рис. 4.

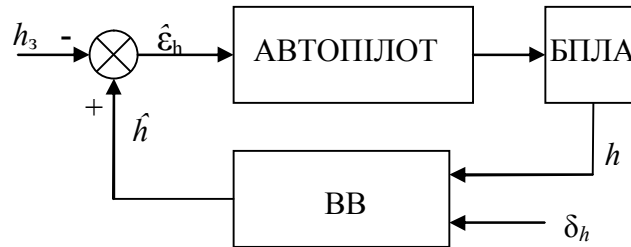


Рис. 4. Узагальнена структурна схема СКВ

Заданою вхідною величиною є висота ЗГ –  $h_3$ . Вихідною «відслідкованою» величиною є висота ФГ –  $h$ . У вимірнику висоти (ВВ) оцінюється фактична висота  $h$  й за сигналом помилки здійснюється керування літаком за висотою через автопілот:

$$\varepsilon_h = \hat{h} - h_3. \tag{8}$$

Збурюючими факторами у системі керування є вітрові навантаження  $v_h$ , що діють на літак і помилки вимірювань  $\delta_h$  у ВВ. За рахунок цього виникають випадкові помилки в оцінюванні (8) наприкінці роботи системи автоматичної посадки.

На рис. 5. зображено структурну схему контуру керування СКВ у лінеаризованому припущенні при певних спрощуючих положеннях [5]. Єдиним керуючим сигналом тут є кутове відхилення руля висоти  $\varepsilon_e$ , яке виробляється системою керування, що складається з дискримінатора з лінійною дискримінаційною характеристикою  $DX_h = K_h$  й інерційного приводу кермової машинки  $KM_h$ . Для цього проводиться порівняння оцінки висоти

фактичної глісади  $\hat{h}$  і заданої  $h_3$ . За сигналом помилки (8) виробляється керуюча напруга  $U_h$ , що, пускаючи в хід  $PM_h$ , формує вертикальну складову вектора швидкості  $V_h = V \sin(\nu - \alpha)$ , яка змінюється за рахунок керування кутами й управляє висотою  $\PhiГ h$ . У системі керування (рис. 5) враховані зворотні зв'язки за параметрами  $\dot{\nu}$ ,  $\nu$ ,  $\dot{h}$ , а також за кутом атаки  $\alpha$ . Взято до уваги також вітрове збурення у вертикальній площині  $v_h$ .

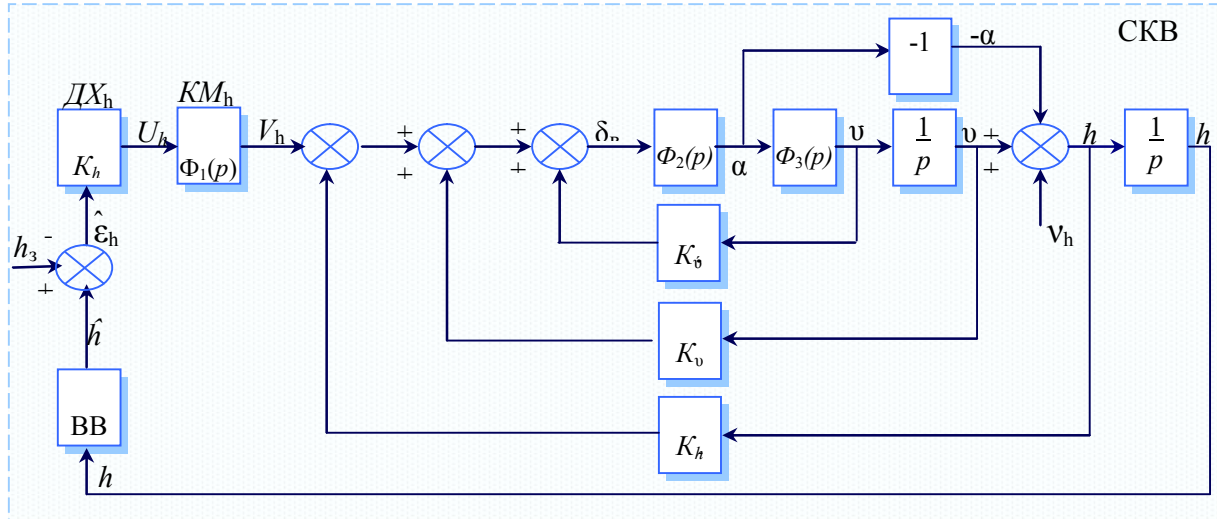


Рис. 5. Спрощена структурна схема контуру керування

Передавальна функція  $KM_h$  зазвичай апроксимується інерційною ланкою

$$\Phi_1(p) = \frac{n_1}{1 + p\tau_1}, \quad (9)$$

а ланки  $\Phi_2(p)$ ,  $\Phi_3(p)$  описуються передавальними функціями:

$$\Phi_2(p) = \frac{n_2}{p^2 + A_B \Omega_p + \Omega_B^2}; \Phi_3(p) = p + n_3. \quad (10)$$

Відповідно до схеми на рис. 5, за відсутності ВВ ( $\hat{h} = h$ ) і при  $\Phi_1(p) = 1$  можна скласти операторне рівняння для зображення  $h(p)$  за заданими зображеннями  $h_3(p)$  і  $v_h(p)$ :

$$h(p) = \Phi_h(p) \cdot h_3(p) + \Phi_{vh}(p) \cdot v_h(p). \quad (11)$$

Тут передавальна функція СКВ за збуренням  $h_3(p)$  відповідає ланці четвертого порядку:

$$\Phi_h(p) = \frac{\Omega_h^4}{p^4 + A_1 \Omega_h p^3 + A_2 \Omega_h^2 p^2 + A_3 \Omega_h^3 p + \Omega_h^4}, \quad (12)$$

а за збуренням  $v_h$  – більш складній ланці з передавальною функцією:

$$\Phi_{vh}(p) = \frac{n_3 [p^2 + (n_4 + n_2 K_v) p + n_2 K_v]}{p^4 + A_1 \Omega_h p^3 + A_2 \Omega_h^2 p^2 + A_3 \Omega_h^3 p + \Omega_h^4}. \quad (13)$$

Через параметри ( $A_1 \div A_3$ ),  $n_1 \div n_3$ ,  $\Omega_h$  ланок (12), (13) описуються коефіцієнти:

$$K_v = \frac{1}{n_1} (A_2 \Omega_h^2 - c_2 + c_1 n_3 - A_1 \Omega_h n_3), \quad (14)$$

де  $c_1, c_2$  – постійні числа.

Усі зазначені параметри вибираються під задану перехідну реакцію СКВ, на одиничний поштовх збурення  $h_3(t) = \sigma(t)$ . Вигляд типового перехідного процесу  $h(t)$ , котрий забезпечується передавальною функцією (12), зображено на рис. 6 [3]. Крива 1 відповідає випадку без перерегулювання, крива 3 – випадку з більшим перерегулюванням, а крива 2 – із середнім перерегулюванням. Зазвичай коефіцієнти (14) не перевищують одиниці, а  $K_h \approx 2-3$ .

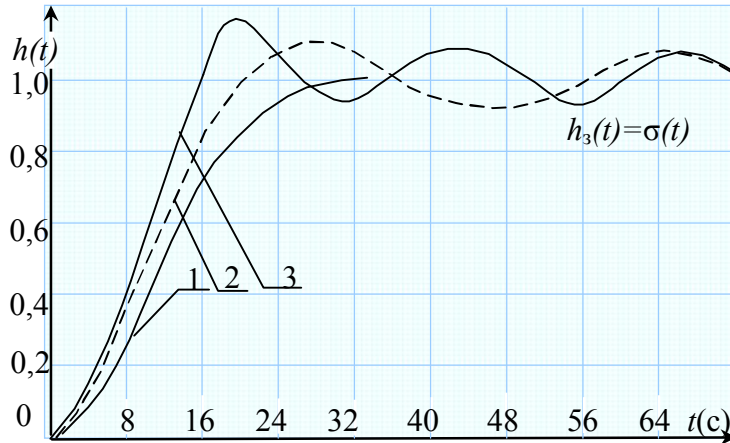


Рис. 6. Вид типового перехідного процесу

За допомогою завдання спектральної щільності вітрових збурень, наприклад, у формі [3]

$$S_v(\omega) = \frac{2\alpha_v \sigma_v^2}{\alpha_v^2 + \omega^2}, \tag{15}$$

можна обчислити дисперсію помилки  $\sigma_h^2$  за рахунок вітрового навантаження:

$$\sigma_h^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty |\Phi_{vh}(j\omega)|^2 S_v(\omega) d\omega, \tag{16}$$

де  $\Phi_{vh}(j\omega) = \Phi_{vh}(p)|_{p=j\omega}$  – комплексна частотна характеристика.

**Система керування за бічним відхиленням**

У цьому разі контур керування набуває вигляду, зображеного на рис. 7, і є більше простим.

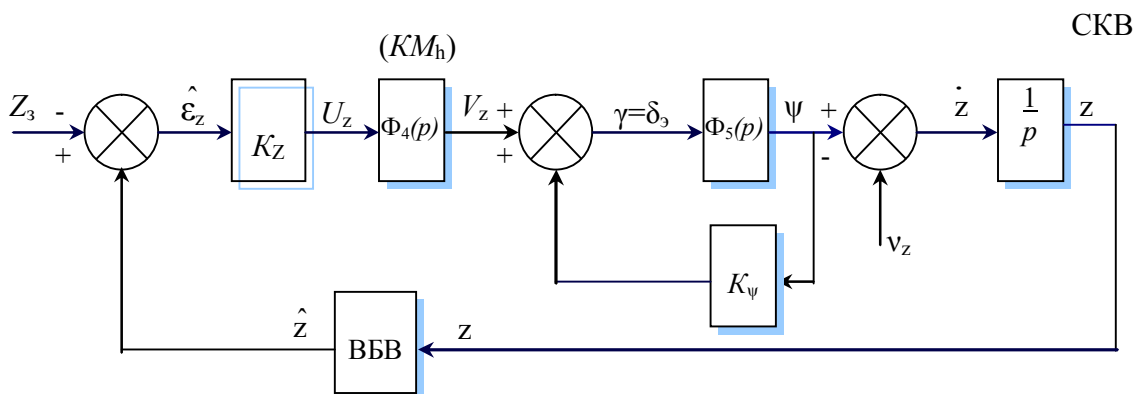


Рис. 7. Контур керування за бічним відхиленням

За сигналом помилки

$$\hat{\varepsilon}_z = \hat{z} - z_3, \quad (17)$$

сформованим шляхом порівняння заданого  $z_3 = 0$  (рис. 1) і визначеного у вимірнику бічного відхилення (ВБВ)  $\hat{z}$ , за допомогою  $DX_z$  (коефіцієнта передачі  $K_z$ ) і кермової машинки  $KM_z$  формується бічна складова вектора швидкості  $V_z = V \sin \beta \approx V \sin \psi(\gamma)$ . З урахуванням зворотного зв'язку ( $K$ ) утвориться кут крену  $\gamma$ , що збігається з кутом повороту елеронів ( $\delta_e$ ), а потім за допомогою ланки з передавальною функцією

$$\Phi_5(p) = n_5 / p \quad (18)$$

утвориться шукана реакція  $z$  на вихід системи керування бічним відхиленням (СКБВ).

Зі схеми (рис. 7) за відсутності ВБВ ( $\hat{z} = z$ ) і  $\Phi_4(p) = 1$  впливає операторне рівняння:

$$z(p) = \Phi_z(p)Z_3(p) + \Phi_{vz}(p)v_z(p), \quad (19)$$

де

$$\Phi_z(p) = \frac{\Omega_z^2}{p^2 + A_4\Omega_z p + \Omega_z^2}; \quad \Phi_{vz}(p) = \frac{p + A_4\Omega_z}{p^2 + A_4\Omega_z p + \Omega_z^2}. \quad (20)$$

Через параметри  $A_4, \Omega_z, n_5$  виражаються коефіцієнти

$$K_z = \Omega_z^4 / (-n_5); \quad K_\psi = \frac{A_4\Omega_z}{(-n_5)}. \quad (21)$$

Перехідна функція  $z(t)$  на одиничний поштовх  $z_3(t) = \sigma(t)$  має вигляд кривої 1 на рис. 6.

Кермову машинку  $KM_z$   $\Phi_4(p)$  також можна апроксимувати інерційною ланкою з передавальною функцією (9).

При бажанні, задавши спектральну щільність вітрового навантаження  $S_{vz}(\omega)$  у вигляді (15), можна обчислити дисперсію:

$$\sigma_z^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty |\Phi_{vz}(j\omega)|^2 S_{vz}'(\omega) d\omega = \frac{(8\Omega_z + 3\alpha_v)\sigma_v^2}{2\Omega_z(\Omega_z + \alpha_v)^2}. \quad (22)$$

Розрахунки за формулою (22) показують [2], що  $\sigma_z$  за рахунок вітру може досягати величини в кілька десятків метрів.

**Висновки.** Викладене вище з урахуванням оцінки параметрів точності розглянутої мобільної багатопозиційної радіодалекомірної системи [4] показує інформаційно-технічну можливість її реалізації для автоматичної посадки безпілотних літальних апаратів.

### СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Кононов А. Проблематика реализации совместного применения перспективных беспилотных авиационных комплексов / А. Кононов, О. Машков, И. Самборский // Научно-виробничий журнал: Арсенал XXI. – 2008. – № 1–2. – С. 36–41.
2. Ростопчин В. В. Беспилотные авиационные системы / В. В. Ростопчин, С. С. Румянцев // Вестник воздушного флота. – М. – 2001. – № 2. – С. 80-85.
3. Машков О. А. Проблемы построения функционально устойчивого комплекса управления дистанционно пилотируемыми летательными аппаратами с применением

псевдоспутниковых технологий / О. А. Машков, И. И. Самборский // Научно-виробничий журнал: Арсенал XXI. – 2007. – № 2. – С. 28–36.

4. Кондрашов Я. В. Пути использования информации высотомерно-угломерно-дальномерных бортовых датчиков и вычислительных средств в системе с радиомаяками-ответчиками для целей посадки, ближней и межсамолетной навигации / Я. В. Кондрашов // Тезисы докладов III Международной научно-технической конференции ["Методы управления системной эффективностью функционирования электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов, Авионика 95"], (Киев, 17-19 мая 1995 г.) / Киевский международный университет гражданской авиации. – К. : КМУГА, 1995. – С. 125.

5. Теорія автоматичного керування / [Л. М. Артюшин, О. А. Машков, Б. В. Дурняк, М. С. Сівов]. – Львів : УАД, 2004. – 272 с.

Подано 06.08.08

**О. А. Машков, Л. М. Усаченко**

**СТРУКТУРА ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ В БОРТОВОМ РАДИОДАЛЬНОМЕРНОМ ОБОРУДОВАНИИ МНОГОПОЗИЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*На основании анализа относительных пространственных соотношений измеряемых расстояний между бортовым дальномерным радиооборудованием и тремя наземными радиомаяками-ответчиками разработаны структуры систем управления автоматической посадкой легких летательных аппаратов по боковому отклонению и высоте, показывающие возможность ее практической реализации программно-аппаратными средствами.*

**O. A. Mashkov, L. M. Usachenko**

**STRUCTURE OF THE CALCULATE UNITS OF ON-BOARD RANGE FINDER RADIO-EQUIPMENT OF THE PLURAL POSITION LANDING SYSTEM OF PILOTLESS FLYING MACHINES**

*On the grounds of analysis of the relative spatial correlations of the measured distances between on-board range finder radio-equipment and three overland radio-beacons-defendant are designed structures managerial system by automatic boarding the light flying machines on lateral deflection and on height, showing possibility its practical realization fire ware facility.*