

УДК 629

DOI <https://doi.org/10.32838/2663-5941/2021.2-1/08>**Колісниченко С.Ф.**

Льотна академія

Національного авіаційного університету

Рагулін С.В.

Льотна академія

Національного авіаційного університету

Шарабайко О.М.

Льотна академія

Національного авіаційного університету

СИНТЕЗ СИСТЕМИ АКТИВНОГО БІЧНОГО УПРАВЛІННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

У роботі розглядається задача підвищення маневреності бічного руху безпілотного літального апарата (БПЛА) за рахунок безпосереднього управління бічною силою. Актуальність цього питання пов'язана з підвищенням вимог щодо бокового управління як по швидкодії, так і по точності, а також виключення побічних явищ, таких як кутові обертання і втрата висоти. Це важливо для безпілотних літальних апаратів, які виконують польоти на малій висоті або ведуть спостереження і фотографування земної поверхні. Вирішення і формалізація опису кінематичних параметрів заснована на диференціальних рівняннях бічного руху літального апарата та математичному моделюванні в системі *Mathlab-Simulink*.

Безпілотні літальні апарати літакового типу мають низку переваг у частині швидкісних, висотних, вагових, технологічних характеристик, однак програють у характеристиках маневреності та керованості.

Підвищення маневрених характеристик безпілотного літального апарата є актуальним завданням для виконання низки спеціальних авіаційних робіт, пов'язаних із точним позиціонуванням і стабілізацією куткового положення літального апарата.

З цією метою в роботі ставиться завдання поліпшити бічну маневреність літального апарата шляхом аналізу можливих засобів керування та відповідних динамічних характеристик та синтезу оптимального управління щодо швидкодії та мінімізації траєкторних помилок. Задля вирішення цієї проблеми використані окремі елементи активного управління літального апарата, в яку входять безпосередньо управління силами, що діють на літальний апарат, адаптація керуючих і аеродинамічних поверхонь та інші.

Ключові слова: управління, бічний рух, безпілотний літальний апарат, математичне моделювання, маневрування.

Аналіз бічного маневрування БПЛА

Характер руху літального апарату та його динамічні характеристики визначаються системою диференціальних рівнянь [1–3]. Рішення рівнянь такого виду пов'язано з труднощами, які включають нелінійність та багатозв'язаність. Цих труднощів можна уникнути за рахунок таких спрощень [4]: розділення руху на поздовжній і бічний; лінеаризація цих рівнянь, що переводить їх у розряд алгебраїчних з усіма спрощеннями для аналізу руху та його моделювання.

Рівняння бічного руху передбачає незалежне управління в каналі крену і в каналі ристання, визначення поступального руху уздовж попе-

речної осі і обертальний рух щодо нормальної і поздовжніх осей.

Рівняння бокового руху (1.1) пов'язують моменти, що діють навколо осі Z і навколо осі Y , а також кутові і лінійні параметри – це кутові швидкості і лінійне переміщення. Керуючими сигналами зазвичай виступають кути відхилення керма напряду δ_r і відхилення елеронів δ_a . Якщо як незбурений рух прийняти прямолінійний горизонтальний політ із малим кутом атаки і кутом тангажу $V_y = 0$, $V_x = 0$, $V_z = V\beta$, $\Delta V_z = V\Delta\beta$ тоді $\cos\gamma = 1$, $\cos\vartheta = 1$ $\sin\vartheta = 0$, і $\Delta\omega_x = \Delta\dot{\gamma}$, $\Delta\omega_y = \Delta\dot{\psi}$ і рівняння бокового руху набувають вигляду:

$$\begin{aligned} \Delta\dot{\beta} + \Delta\dot{\psi} + a_z^\beta \Delta\beta + a_z^\gamma \Delta\gamma &= 0; \\ \Delta\ddot{\psi} + a_{m_y}^{\omega_y} \Delta\dot{\psi} + a_{m_y}^{\omega_x} \Delta\dot{\gamma} + a_{m_y}^\beta \Delta\beta &= a_{m_y}^{\delta_r} \Delta\delta_r; \quad (1.1) \\ \Delta\ddot{\gamma} + a_{m_x}^{\omega_y} \Delta\dot{\psi} + a_{m_x}^{\omega_x} \Delta\dot{\gamma} + a_{m_x}^\beta \Delta\beta &= a_{m_x}^{\delta_a} \Delta\delta_a; \end{aligned}$$

де

$$\begin{aligned} a_z^\beta &= -\frac{1}{mV} \left(\frac{\partial Z}{\partial \beta} \right), \quad a_z^\gamma = -\frac{g}{V}, \quad a_{m_y}^{\omega_y} = -\frac{1}{I_y} \left(\frac{\partial M_y}{\partial \omega_y} \right); \\ a_{m_y}^{\omega_x} &= -\frac{1}{I_y} \left(\frac{\partial M_y}{\partial \omega_x} \right); \quad a_{m_y}^\beta = -\frac{1}{I_x} \left(\frac{\partial M_y}{\partial \beta} \right); \quad a_{m_y}^{\delta_r} = -\frac{1}{I_y} \left(\frac{\partial M_y}{\partial \delta_r} \right); \\ a_{m_x}^{\omega_x} &= -\frac{1}{I_x} \left(\frac{\partial M_x}{\partial \omega_x} \right); \quad a_{m_x}^{\omega_y} = -\frac{1}{I_x} \left(\frac{\partial M_x}{\partial \omega_y} \right); \\ a_{m_y}^\beta &= -\frac{1}{I_y} \left(\frac{\partial M_x}{\partial \beta} \right); \quad a_{m_x}^{\delta_a} = -\frac{1}{I_x} \left(\frac{\partial M_y}{\partial \delta_a} \right) \square \end{aligned}$$

Задача бокового маневрування може бути вирішена кількома способами:

- чисте управління по крену (в цьому випадку спостерігається ефективно бічне переміщення літального апарату), однак це відбувається з втратою висоти (крива 1);

- управління за допомогою керма напрямку (крива 2), в цьому випадку переміщення в напрямі осі Z відбувається за рахунок відхилення за курсом, в цьому випадку не відбувається втрати висоти, але управління ускладнюється наявністю бокової стійкості, пов'язаної з відновлюючим моментом щодо осі Y;

- маневр щодо лінійного переміщення в напрямі осі Z здійснюється звичайним способом для пілотування літальними апаратами в режимі усталеного віражу (крива 4); в цьому випадку бокове переміщення може відбуватися без втрати, але в цьому разі потрібно застосувати комплексне управління, як бічне по крену, так і поздовжнє для збільшення кута атаки, що запобігає втраті висоти;

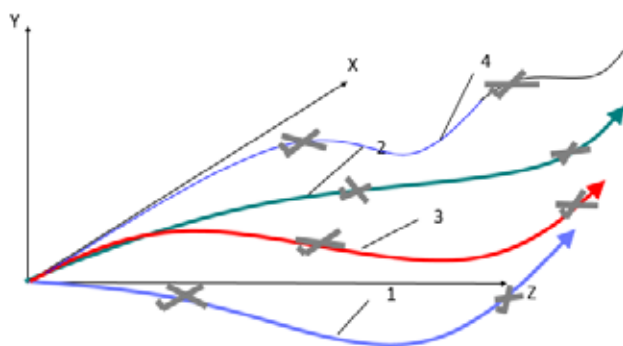


Рис. 1. Загальна схема бокового маневрування БПЛА

- найбільш ефективним і простим методом є метод безпосереднього управління бічною силою; в цьому разі в нас спостерігається високоефективне маневрування за лінійним переміщенням у напрямі осі Z і не спостерігається втрата висоти (крива 3).

Пропонований метод бокового управління (без втрати висоти і без кутового зміщення) є важливим для таких типів безпілотних літальних апаратів, якими є апарати, які виконують авіаційні хімічні роботи, де політ відбувається на висоті 2–5 м і будь-яке управління по крену буде пов'язане з втратою висоти співмірною з висотою польоту величиною, а також літальними апаратами, які виконують спостереження або фотозйомку, для яких кутові зміщення по крену є неприйнятними, а точність по боковому ухиленню потрібна висока.

Загальний вид безпілотного літального апарату з безпосереднім управлінням бічною силою (УБС) представлений на рис. 2, де показані загальний вид і кінематичні параметри руху.

Характерною особливістю конструкції є наявність двох вертикальних стабілізаторів, які дають змогу створити бічну силу Z. При цьому вона не має створювати момент щодо осі Y, тобто без наявності ристання.

Слід врахувати, що ця конструкція має певні особливості:

- для забезпечення шляхової стійкості в нормальному польоті задній стабілізатор повинен мати більші розміри порівняно з нормальною схемою, це пов'язано з погіршенням шляхової стійкості через наявність переднього вертикального стабілізатора;

- для уникнення дестабілізуючого моменту ΔM_y управління бічною силою має здійснюватися цільноповоротним переднім стабілізатором і кермом напрямку заднього стабілізатора;

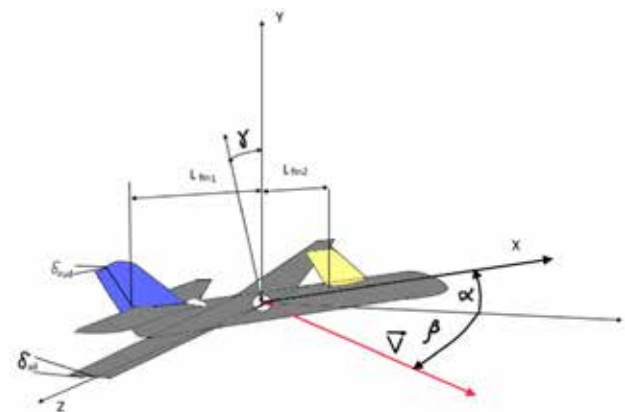


Рис. 2. Загальний вигляд БПЛА безпосереднім УБС

Допустимі такі припущення:

– у разі бічного переміщення з’являється поперечний відновлює момент ΔM_x від сили Z , що діє на вертикальні стабілізатори (для оцінки його величини необхідно провести розрахунки й оцінити ступінь його впливу на ω_x і γ);

– шляхова стійкість пропонованої конструкції (без переднього стабілізатора) буде зменшена на величину дисбалансу переднього стабілізатора, в цьому разі задній стабілізатор має бути збільшений у розмірах або передній стабілізатор – працювати у флюгерному режимі за відсутності управління боковою силою.

Спрощені моделі бічного руху

На багатьох режимах у разі невеликих відхилень управління по крену і напрямку можна розглядати окремо. Тоді рівняння бічного руху за відсутності ковзання $\Delta\beta = 0$ можуть бути представлені у вигляді

$$\Delta\dot{\gamma} + a_{m_x}^{\omega_x} \Delta\dot{\gamma} = a_{m_x}^a \Delta\delta_a; \quad (1.2)$$

в другому випадку за відсутності крену $\Delta\gamma = 0$ (в режимі плоского розвороту) рівняння бічного руху можуть бути представлені у вигляді

$$\begin{cases} \Delta\dot{\beta} + \Delta\dot{\psi} + a_z^{\beta} \Delta\beta = 0; \\ \Delta\dot{\psi} + a_{m_y}^{\omega_y} \Delta\dot{\psi} + a_{m_y}^{\beta} \Delta\beta = a_{m_y}^{\delta_r} \Delta\delta_r; \end{cases} \quad (1.3)$$

Розглянемо спрощену модель координованого розвороту для усунення бокового ухилення. У цьому випадку координований розворот характеризується зміною напрямку руху без втрати висоти. Слід врахувати, що в цьому випадку в пілотованому польоті втрата висоти компенсується управлінням кермом висоти в поздовжньому каналі.

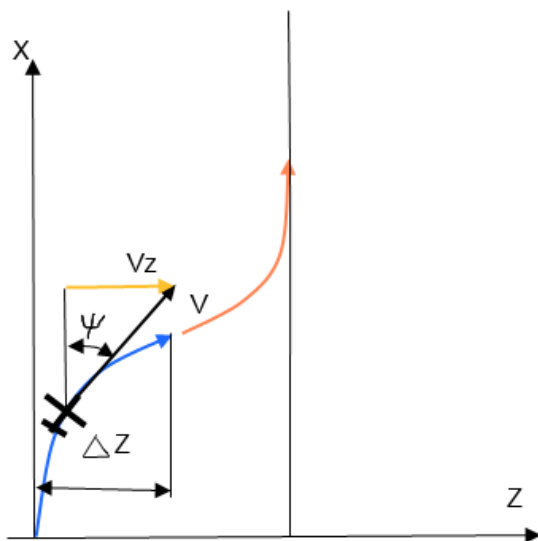


Рис. 3. Схема бокового маневру із застосуванням координованого розвороту

Бічне переміщення в разі координованого розвороту (рис. 3) буде визначатися за формулою

$$\Delta Z = \int_0^t V \operatorname{tg} \psi dt, \quad (1.4)$$

де ψ – кут рискання, V – швидкість польоту.

У разі використання крену і ковзання для бокового переміщення рівняння руху у вертикальній і горизонтальній площині будуть виглядати таким чином

$$\Delta H = \Delta Y = \int_0^t V_y dt \quad (1.5)$$

$$V_y = \int_0^t -g(1 - \cos \gamma) dt \quad (1.6)$$

$$\Delta Z = \iint_t g \sin \gamma dt \quad (1.7)$$

У режимі плоского розвороту (рис. 5) бічне переміщення можна визначити за формулою

$$\Delta Z = \int_0^t V \operatorname{tg} \psi dt, \quad (1.8)$$

Синтез систем управління бічним переміщенням літального апарата

Розробка моделі БПЛА та визначення її аеродинамічних характеристик

Для порівняльного аналізу ефективності систем бічного управління як приклад розглянемо безпілотний літальний апарат масою $m=100$ кг і швидкістю польоту $V=25$ м/сек. Геометричні характеристики та загальний вигляд літального апарату представлені на рис. 6.

$L = 9\text{m}; b = 0.75\text{m}; L_1 = 2,8\text{m}; L_2 = 2,2\text{m}; b_1 = 1,5\text{m}; b_2 = 1\text{m}$

Площа крила, його профіль були вибрані з умов польоту з максимальною якістю на швидко-

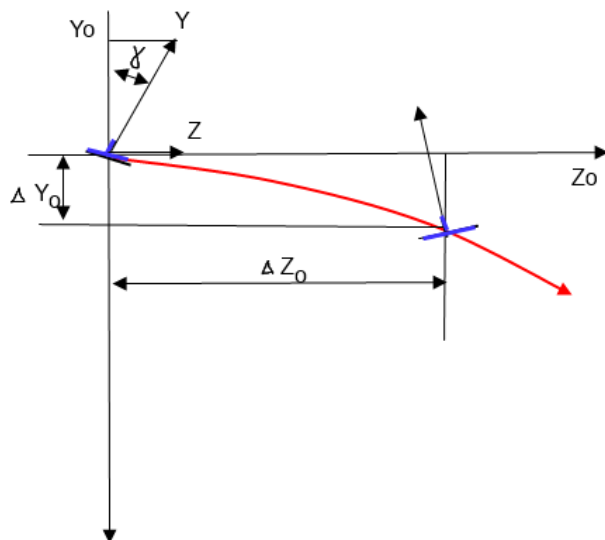


Рис. 4. Схема втрати висоти при бічному русі з використанням ковзання

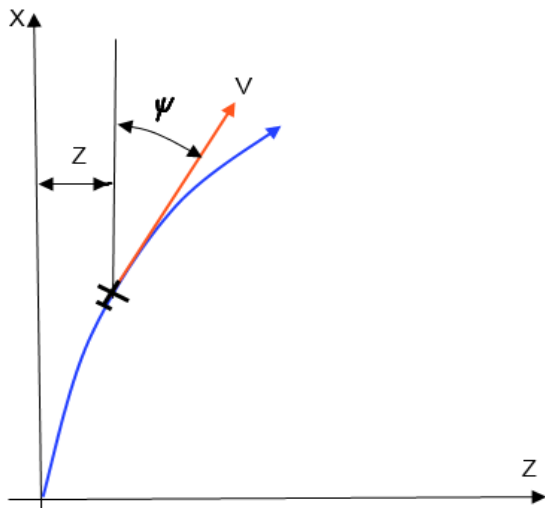


Рис. 5. Схема бічного руху з використанням керма напряду в режимі плоского розвороту

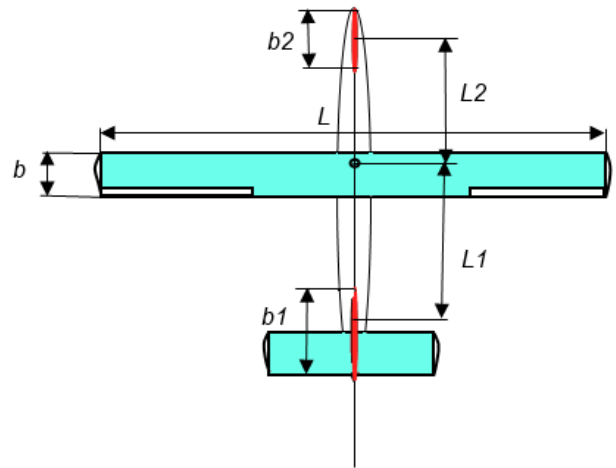


Рис. 6. Загальний вид безпілотного літального апарата і його геометричні характеристики

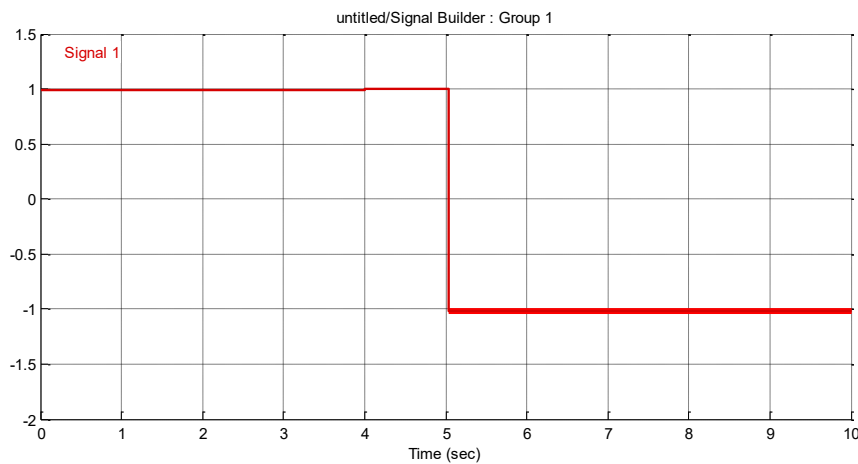


Рис. 7. Схема вхідного сигналу управління, яка забезпечує максимальну швидкодію

сті $V=25$ м/с. Як профіль крила був вибраний профіль Мупк-12. На крейсерському режимі

$$\alpha = 5^{\circ}; C_y = 0,4; K = 20$$

Для вертикальних стабілізаторів був вибраний симетричний профіль NASA-0015.

Розглянемо бічне управління з використанням різних способів, а саме:

- бічне управління в режимі координованого розвороту;
- бічне ковзання з використанням крену;
- режим плоского розвороту;
- режим безпосереднього управління бічною силою.

Слід зазначити, що будь-яке маневрування оптимізується з позиції мінімуму часу і в цьому випадку буде використовуватися принцип максимуму управління. Час маневру обмежений

10 секундами. За цих умов цільова функція полягає в максимальному значенні бокового зміщення ΔZ_{\max} . Максимальний крен – 150. Максимальне відхилення керівних поверхонь – 200.

Для моделювання управління була застосована система Matlab [5; 6].

Як керуючі сигнали забезпечують максимальну швидкодію використовуємо вхідні сигнали релейного типу (рис. 7).

Моделювання бічного руху з використанням комбінованих розворотів

Для моделювання ми використовуємо рівняння руху відповідно до формули (1.4), бічне переміщення буде залежати від кута ривання і в разі постійної швидкості вона буде визначається за формулою.

Як видно з графіка, при координованому розвороті і відхиленні елеронів для створення крену

150 через 10 секунд літальний апарат зміщується на $\Delta Z = 62$ м без втрати висоти.

Моделювання бічного руху літального апарата при ковзанні з креном $\gamma = 15^\circ$

У цьому разі створюються крен $\gamma = 15^\circ$, кут рихання залишається незмінним $\Delta\psi = 0$. Через 5 секунд крен змінюється на зворотний, в результаті чого літак відхиляється в бічному напрямі на величину $\Delta Z = 62$ м та втрачає висоту $\Delta H = 20$ м (рис. 9, 10).

Моделювання бічного руху літального апарату при плоскому розвороті.

У цьому випадку бічний рух здійснюється за рахунок зміни напрямку шляхом відхилення керма напрямку. Крен при цьому дорівнює нулю $\Delta\gamma = 0$.

Цей рух виконується під впливом керуючого сигналу $\Delta\delta_r$ та протидіючого відновлюваного моменту, який забезпечує шляхову стабільність. Траєкторія при цьому має невизначений характер (рис. 11) у разі осереднення параметрів $\Delta Z \approx 50$ м

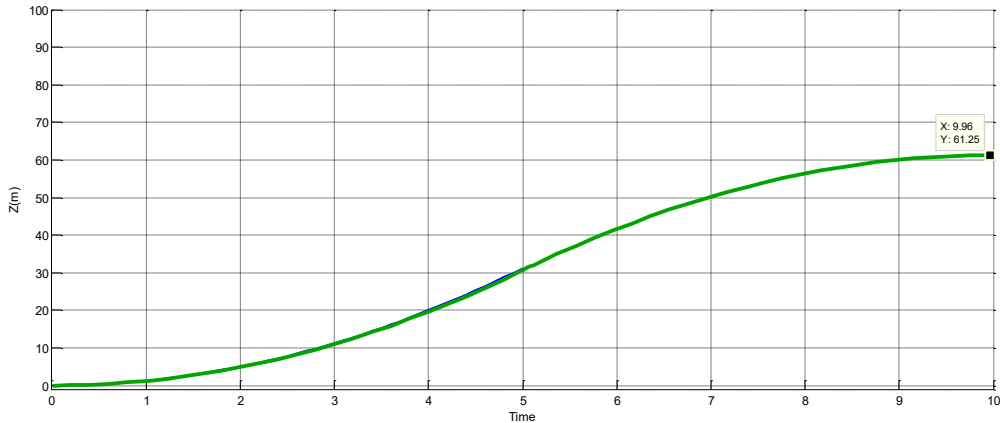


Рис. 8. Графік бічного ухилення при використанні координованого розвороту

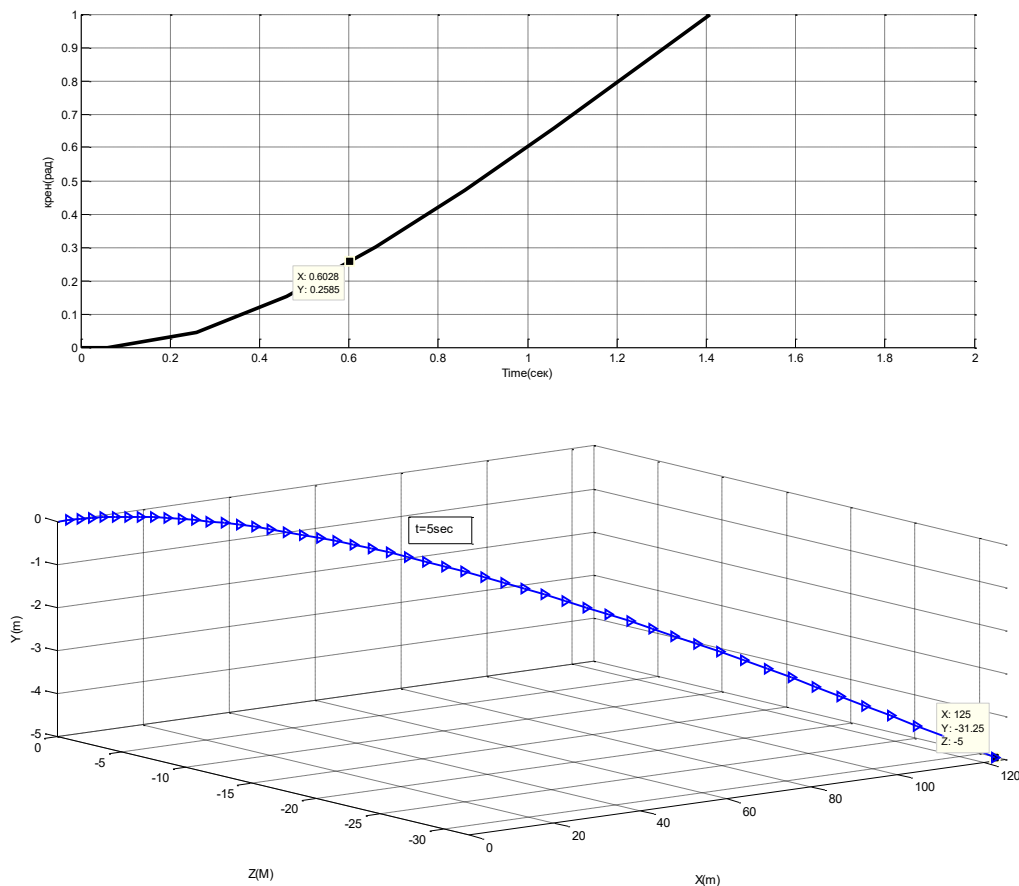


Рис. 9. Графік бічного руху і втрати висоти в разі ковзання протягом $t=5$ секунд

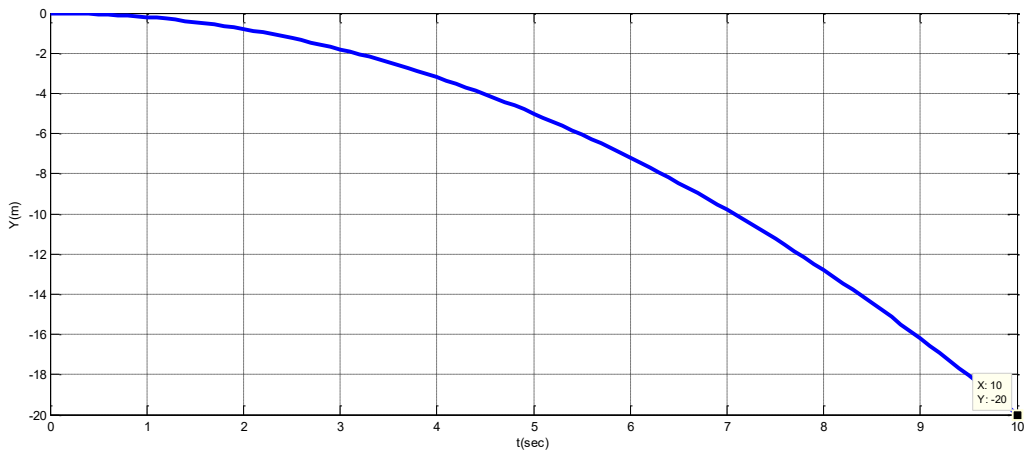


Рис. 10. Графік втрати висоти ΔH при ковзанні з креном 15 градусів протягом 10 секунд

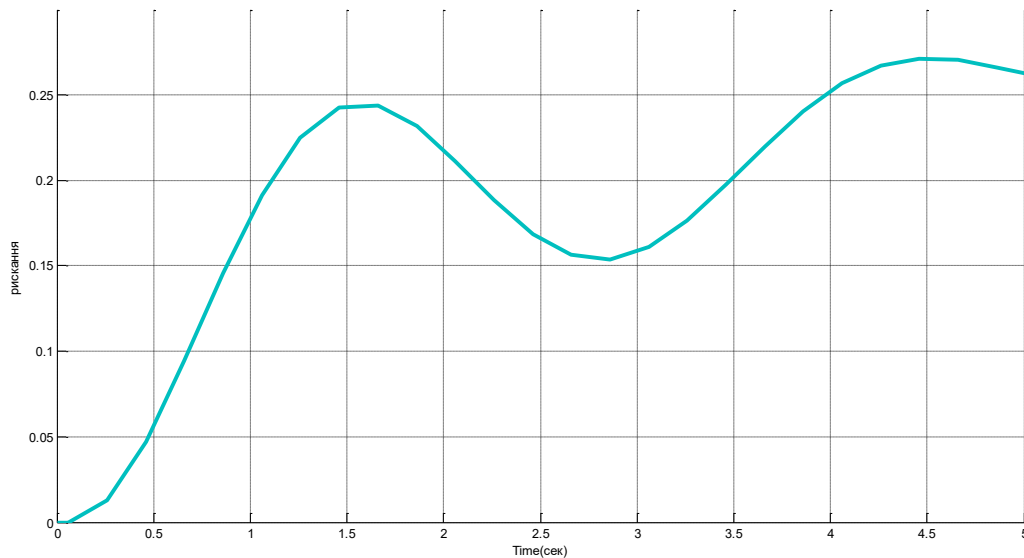


Рис. 11. Зміна кута ристання ψ при плоскому розвороті

Моделювання бічного руху літального апарата в умовах безпосереднього керування боковою силою.

У цьому випадку ми моделюємо бічне лінійне переміщення в напрямі осі Z із використанням переднього і заднього стабілізаторів шляхом відхилення керма на пряму і цільноповоротного переднього стабілізатора. Для моделювання розраховуємо силу $Fz = 250N$, яка дорівнює бічній силі літака при крені 15 градусів.

У цьому разі ми досягаємо бокового ухилення $\Delta Z = 60$ м через $t=10$ секунд, що характерне для літака з маневром в режимі координованого розвороту. При цьому значно спрощується управління, воно здійснюється тільки по одному лінійному каналу та відсутні втрати висоти і обертання літака навколо будь-яких осей (рис. 12).

де

$$\omega^2 = a_{m_y}^\beta + \frac{1}{T_\beta T_\psi};$$

$$a_{m_y}^\beta = -\frac{1}{I_y} \left(\frac{\partial M_y}{\partial \beta} \right); \quad \Delta M_y = C_{yst}^\beta \frac{\rho V^2}{2} S_{st} \Delta \beta$$

Для визначення площі керуючих поверхонь переднього і заднього вертикальних стабілізаторів $S_{st1,2}$ використовуємо значення необхідних керуючих сил $F_{st1,2}$, тоді при $F_{st1}=110N$; $F_{st2}=140N$; необхідна площа поверхонь дорівнює $S_{st1}=0.57m^2$ $S_{st2}=0.36m^2$.

Висновки. Для підвищення маневреності безпілотних літальних апаратів при підвищених вимогах щодо якості траєкторного керування необхідні вдосконалені системи та елементи управління польотом.

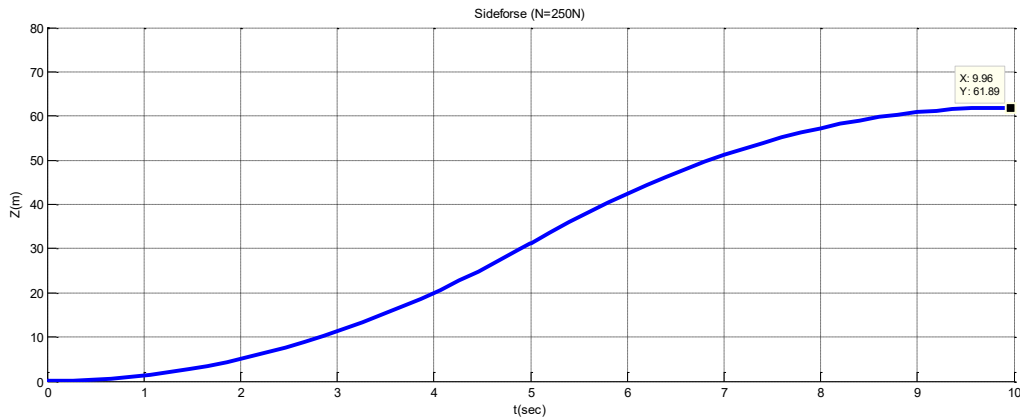


Рис. 12. Графік бокового маневру БПЛА з використанням безпосереднього управління бічною силою F_z

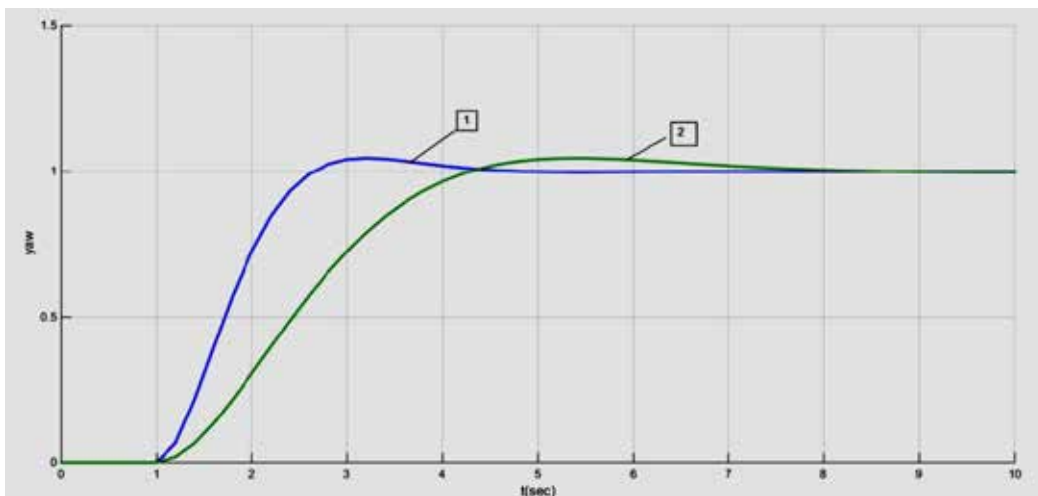


Рис. 13. Графік бокового маневру БПЛА з різними стабілізуючими характеристиками:
 1 – $\omega = 2; \zeta = 0.7$; 2 – $\omega = 1; \zeta = 0.7$;

У роботі проведено аналіз різних методів бічного маневрування з оцінкою кінематичних і геометричних параметрів, а саме:

- управління за допомогою координованого розвороту;
- управління за допомогою ковзання;
- управління в режимі плоского розвороту;
- управління за допомогою безпосередньо діючої бічної сили.

Для оцінки динамічних характеристик різних методів керування процесів використане моделювання БПЛА з $m_{зл} = 100$ кг.

На практичному прикладі виконаний розрахунок аеродинамічних та керуючих елементів.

Отримані характеристики перехідних процесів дають змогу зробити висновок про перевагу активного управління за допомогою бічної сили в частині безпеки польотів на малій висоті, швидкодії, стабілізації кутового положення, що

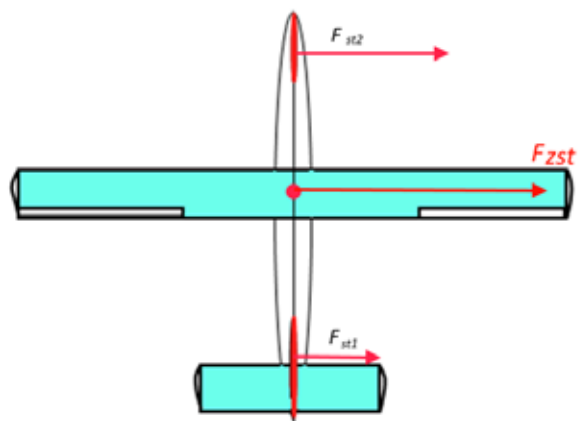


Рис. 14. Схема дії керуючих сил при боковому маневру БПЛА з використанням безпосереднього управління F_z

є важливими та необхідними якостями в процесі виконання загальних та спеціальних авіаційних завдань.

Список літератури:

1. Летов А.М. Динамика полета и управление Москва : Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1969. 360 с.
2. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика: динамика продольного и бокового движения. Москва, «Машиностроение», 1979. 352 с.
3. Пашковский И.М. Устойчивость и управляемость самолета. Москва: «Машиностроение», 1975. 328 с.
4. Красовский А.А., Вавилов Ю.А., Сучков А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. Типография ВВИА имени Н.Е. Жуковского, 1986. 472 с.
5. Тунік А.А., Абрамович О.О. Основи сучасної теорії управління. Київ : НАУ, 2010. 260 с.
6. MatLab. URL: <https://www.mathworks.com/products/matlab.html>

Kolesnychenko S.F., Rahulin S.V., Sharabaiko A.N. SYNTHESIS OF AN ACTIVE SIDE CONTROL SYSTEM FOR AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

The article examines the problem of increasing the maneuverability of the lateral motion of the unmanned aerial vehicle (UAV) due to direct control of lateral force. The relevance of this issue is associated with an increase in the requirements for side management, both on the speed and precision, as well as the exclusion of side effects such as angular rotation and loss of height. This is important for unmanned aerial vehicles that perform flights in small height or leading observation and photographing the earth's surface. The solution and formalization of the description of the kinematic parameters is based on differential equations of the side movement of the aircraft and mathematical modeling in the Matlab-Simulink system.

Unmanned aerial vehicles of an aircraft type have a number of advantages in the part of high-speed, high-rise, weight, technological characteristics, but lose in characteristics of maneuverability and controllability.

Increasing the maneuverable characteristics of a unmanned aerial vehicle is an urgent task for a number of special aviation works associated with the exact positioning and stabilization of the angular position of the aircraft.

To this end, the task of improving the lateral maneuverability of the aircraft by analyzing possible controls and relevant dynamic characteristics and the synthesis of optimal control over the performance and minimization of trajectory errors. In order to solve this problem, separate elements of active aircraft control are used, which includes direct control of the forces operating on the aircraft, adaptation of managers and aerodynamic surfaces and more.

Key words: control, side movement, unmanned aerial vehicle, mathematical modeling, maneuvering.