

УДК 629.735.051:681.323(045)

М. К. Філяшкін канд. техн. наук, проф.,
А. А. Закордонець**АЛГОРИТМ РОБОТИ АДАПТИВНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ БІЧНИМ РУХОМ
БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ НА ЕТАПІ ВИХОДУ НА ЗАДАНУ
ЛІНІЮ ШЛЯХУ**

Інститут електроніки і систем керування НАУ, e-mail: filnik@ukr.net

*Розглянуто принципи побудови адаптивних систем керування літаком, розроблений алгоритм адаптивної системи керування бічним рухом безпілотних літальних апаратів на етапі виходу на задану лінію. Запропоновано структурну схему алгоритма.***Ключові слова:** безпілотний літальний апарат, інерціально-супутникова система навігації, лінія заданого шляху, адаптивна система керування, прогнозна модель.

Вступ. Безпілотні літальні апарати (БПЛА) зазвичай застосовують для розв'язання широкого кола завдань, виконання яких пілотованими літальними апаратами з різних причин недоцільно. Такими завданнями є: моніторинг повітряного простору, земної й водної поверхонь, екологічний контроль, керування повітряним рухом, контроль морського судноплавства, розвиток систем зв'язку й ін.

Натепер на більшості сучасних БПЛА основним інформаційним комплексом є інтегрована інерціально-супутникова система навігації (ІССН). Для нормального функціонування ІССН в системі керування БПЛА використовується маршрутний метод керування польотом, оскільки він забезпечує найменші відхилення БПЛА від заданого маршруту, що дає змогу виконувати політ за визначеною траєкторією для спостереження за об'єктами (районами), які вказані в польотному завданні. Але за наявності радіотехнічних завад сигнал від супутника може зникати і навігаційна система БПЛА переходить в автономний інерціальний режим роботи, який характеризується значними похибками визначення координат.

Для відновлення роботи супутникової системи і коригування ІССН необхідно повернути БПЛА на лінію заданого шляху (ЛЗШ). Однак інколи після коригування можуть виникати ситуації, коли відхилення БПЛА від ЛЗШ буде великим. Тоді неможливо буде застосовувати лінійні закони керування. Наприклад, у разі значного бічного відхилення z БПЛА з максимальним кутом крену починає розвертатися в бік ЛЗШ для зменшення бічного відхилення, але не виключено ситуацію, коли z не встигає зменшитись до необхідного значення, щоб система керування могла перевести крен БПЛА в інший бік. Безпілотний літальний апарат продовжує розворот, але вже в бік, протилежний напрямку маршруту. Тоді у кращому випадку БПЛА вийде на ЛЗШ зі значним перерегулюванням, а може статися і випадок його безперервного руху по колу з максимальним кутом крену без виходу на ЛЗШ.

Тому актуальним завданням є розроблення методів виведення БПЛА на ЛЗШ, які реалізують траєкторії, оптимальні щодо мінімуму пройденої відстані або мінімуму часу та витрати палива.

Постановка завдання. Побудова оптимальної траєкторії може бути такою. На першому етапі виконується розворот з розрахунковим для заданої швидкості польоту радіусом розвороту $R_p = V_{ш}^2 (gtg\gamma_p)^{-1}$ на напрямок, перпендикулярний ЛЗШ (рис. 1). Потім необхідно стабілізувати цей напрямок польоту, витримуючи шляховий кут, що перпендикулярний до напрямку ЛЗШ. Щоразу при сході з лінії виходу під дією збурень буде формуватися нова траєкторія найкоротшого

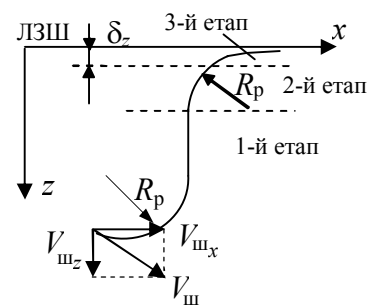


Рис. 1

шляху до ЛЗШ. Таке керування має відбуватися до $|z| = R_p$.

На другому етапі необхідно накресити БПЛА на кут γ і забезпечити його прямування по колу радіусом R_p дотичною до ЛЗШ. І, нарешті, на третьому етапі за деякого малого $|z| = \delta_z$ система керування використовує закон стабілізації БПЛА на ЛЗШ.

На першому етапі виходу БПЛА на ЛЗШ доцільно використовувати програмне керування через формування заданого кута крену

$$\gamma_3 = -K_z V_{ш} \text{sign}(z);$$

тут $\text{sign}(z)$ потрібен для врахування напрямку виходу на ЛЗШ (зліва або справа від ЛЗШ).

За такого керування основна частина розвороту виконується з розрахунковим креном, а з наближенням до напрямку, перпендикулярному до ЛЗШ крен плавно зменшується до нуля, і надалі за рахунок $\gamma_3 \neq 0$ парируються виникаючі збурення.

На другому етапі виходу на ЛЗШ необхідна висока точність керування порівняно з маневрами розвороту і рухом до ЛЗШ, що виконуються на першому етапі. За наявності апріорної інформації про об'єкт керування (БПЛА) не завжди є можливість отримати інформацію про характер діючих на нього збурень, які призводять до сходу БПЛА з траєкторії виходу на ЛЗШ.

Якщо обсяг апріорної інформації про властивості об'єкта і зовнішнього середовища не може забезпечити досягнення сформульованої мети керування, то зазвичай використовуються адаптивні системи керування. Одним із сучасних формалізованих підходів до синтезу адаптивних систем керування, що ґрунтуються на математичних методах оптимізації, є теорія керування динамічними об'єктами з використанням прогнозних моделей – *Model Predictive Control (MPC)*. Тому ставиться завдання розробити алгоритм, що реалізує ідеї *MPC* з контролем траєкторії прямування і коригуванням керування у разі відхилення траєкторії від заданої.

Розв'язання завдання. Суть *MPC*-підходу становить така схема керування динамічними об'єктами за принципом зворотного зв'язку:

1. Розглядається деяка (відносно проста) прогнозна математична модель об'єкта, початковими умовами для якої є його поточний стан. За заданого програмного керування виконується прогноз руху об'єкта на деякому кінцевому відрізку часу (горизонті прогнозу).

2. Виконується оптимізація програмного керування. Критерії оптимізації керувальних сигналів формуються у відхиленнях дійсного стану БПЛА від заданого стану або від стану еталонної моделі на горизонті прогнозу.

3. На кроці обчислень, що складає фіксовану малу частину горизонту прогнозу, реалізується знайдене оптимальне керування.

Прогноз зрушується на крок уперед, і повторюються пункти 1 – 3 цієї послідовності.

Для БПЛА, аеродинамічна конфігурація якого не змінюється на етапі маршрутного польоту, структурна схема адаптивної прогнозної системи керування з еталонною моделлю не містить блоків оцінювання та ідентифікації стану об'єкта керування і має вигляд, показаний на рис. 2. Тут $x_{\text{мод}}(\tau)$ – прогнозований в прискореному часі τ стан БПЛА; $x_{\text{зад}}(\tau)$ – задане положення, яке формується в тому ж прискореному часі еталонною моделлю; $\delta(t)$ – відхилення рульових органів; $x(t)$ – дійсне положення БПЛА.

У загальній постановці математичною моделлю об'єкта керування може бути система звичайних нелінійних диференціальних рівнянь вигляду

$$\dot{x}(t) = f(t, x(t), \delta(t)), \quad x(0) = x_0, \quad (1)$$

де $x \in E^n$ – вектор стану; $\delta \in E^m$ – вектор керування, $t \in [0, \infty]$.

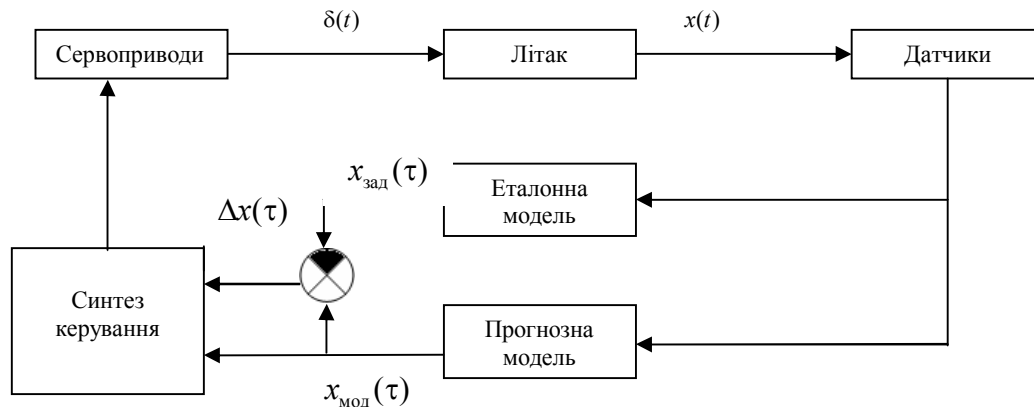


Рис. 2

Поряд з математичною моделлю (1) об'єкта керування як прогновної математичної моделі розглядаються системи диференціальних рівнянь вигляду

$$\dot{\bar{x}}(\tau) = \bar{f}(\tau, \bar{x}(\tau), \bar{\delta}(\tau)), \quad \bar{x}|_{\tau=t} = x(t), \quad (2)$$

де $\bar{x} \in E^n$ – вектор стану; $\bar{\delta} \in E^m$ – вектор керування; $\tau \in [t, \infty]$. Вважається, що функція $\bar{f}$ має такі самі якості, що й функція f , а вектори $\bar{x}$ та $\bar{\delta}$ набувають значення їх допустимих сукупностей X и Δ відповідно.

Доцільність розглядати прогнозну модель визначається такими обставинами, що будь-яка фіксована математична модель вигляду (1) лише приблизно являє собою реальний об'єкт. Це зумовлено наявністю деяких неврахованих при її виведенні факторів, які роблять рух реального об'єкта іншим, ніж визначено розв'язанням системи (1). Це невраховані нелінійності, зовнішній вплив, варіації параметрів, неврахована додаткова динаміка і т. ін. Будемо вважати, що модель (1) деякою мірою відображає всі ці фактори, однак у процесі функціонування вона може змінюватися, причому ці зміни апіорі не задані. Водночас фіксована модель вигляду (2), яка ініціалізується в момент часу $\tau = t$, поточний стан реального об'єкта через певну близькість до нього за будь-яких варіацій неврахованих факторів дозволяє приблизно спрогнозувати його поведінку. Це можна зробити, якщо знайти частковий розв'язок системи (2) за заданого керування на деякому відрізку часу $\tau \in [t, t+T]$, причому прогноз будемо тим точнішим, чим менша величина $T > 0$.

Для прогнозування можна використати і спрощені моделі. Це значно зменшує громіздкість алгоритмів керування. Але застосування спрощених моделей має бути виправдано.

Якщо за прогнозну модель на етапі виходу БПЛА на ЛЗШ за простішої постановки обрати модель у вигляді

$$\dot{z}_{тр} = V_{ш_z} \sin \varphi + V_{ш_x} \cos \varphi \operatorname{sign}(z),$$

де φ – кут розвороту поточної точки заданого кола (рис. 3), який для кожного моменту часу визначається як

$$\varphi = \arcsin \frac{R_p - |z|}{R_p}.$$

Як еталон керування візьмемо

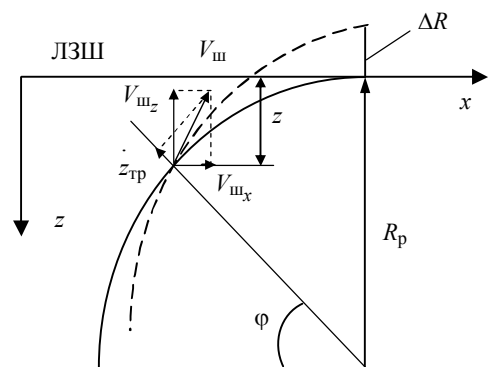


Рис. 3

$$\gamma_z = \gamma_p \operatorname{sign}(z)$$

Можливі два варіанти законів керування з використанням швидкісної похибки $\dot{z}_{\text{тр}}$.

Перший варіант передбачає формування основного сигналу заданого крену γ_p і додаткового сигналу, що парирує випадкові відхилення вектора швидкості ($\dot{z}_{\text{тр}}$) від розрахункової траєкторії розвороту. Закон формування заданого кута крену в цьому випадку буде мати вигляд:

$$\gamma_z = \gamma_p \operatorname{sign} Z - K_z \dot{z}_{\text{тр}}.$$

У другому варіанті з метою уніфікації законів керування першого та другого етапів розрахунковий крен розвороту в закон керування не входить, а використовується тільки сигнал швидкісної похибки керування, тобто

$$\gamma_z = -K_z \dot{z}_{\text{тр}}.$$

За такого закону керування виникає статична похибка $\Delta \dot{z}_{\text{тр}}$, яка залежить від розрахункового крену $\pm \gamma_p$, тобто

$$\Delta \dot{z}_{\text{тр}} = \frac{\pm \gamma_p}{K_z}.$$

Під впливом цієї похибки БПЛА буде безперервно віддалятися від розрахункового кола зі швидкістю збільшення радіуса $\dot{R}_p = |\Delta \dot{z}_{\text{тр}}|$. До моменту виходу на ЛЗШ похибка буде мати значення

$$\Delta R = \dot{R}_p t_p, \quad (3)$$

де t_p – час розвороту на 90° , значення якого можна приблизно оцінити за формулою

$$t_p \approx \frac{2\pi R_p}{V_{\text{ш}}}. \quad (4)$$

Для усунення похибки виходу на ЛЗШ $z = \Delta R$ можна, не змінюючи вигляду закону керування, посунути вздовж осі z центр розрахункового кола на величину ΔR , яка обчислюється відповідно до рівнянь (3), (4) за формулою

$$\Delta R = \frac{2\pi R_p \gamma_p}{V_{\text{ш}} K_z}. \quad (5)$$

У законі керування це відобразиться тільки на обчисленні кута φ , який буде відповідати новій заданій траєкторії:

$$\varphi' = \arcsin \frac{R_p - |z| + \Delta R}{R_p}. \quad (6)$$

На практиці обчислення значень ΔR , лінійного випередження розвороту (ЛВР) виконують заздалегідь для типових умов польоту і використовують в алгоритмах у вигляді постійного значення, наприклад, $\Delta R = 1$ км.

Досвід розв'язання задач керування динамічними об'єктами показує, що в більшості випадків вимоги до якості перехідного процесу можуть бути зведені до квадратичної форми функції $Q(x, t)$:

$$Q_{\text{як}}(x, t) = \frac{1}{2}(x - x_{\text{зад}})' \beta(t)(x - x_{\text{зад}}), \quad (7)$$

де $\beta(t)$ – додатково визначена матриця нестационарних коефіцієнтів.

Для розв'язання пілотажних задач підінтегральну функцію якості процесу керування $Q_{\text{як}}$ у рівнянні (3) можна назначати у вигляді квадратичної форми компонент вектора стану:

$$\begin{aligned} Q_{\text{як}} = & \frac{1}{2} \beta_{V_x} (V_x - V_{x_{\text{зад}}})^2 + \frac{1}{2} \beta_{V_y} (V_y - V_{y_{\text{зад}}})^2 + \frac{1}{2} \beta_{V_z} (V_z - V_{z_{\text{зад}}})^2 + \\ & + \frac{1}{2} \beta_{\omega_x} (\omega_x - \omega_{x_{\text{зад}}})^2 + \frac{1}{2} \beta_{\omega_y} (\omega_y - \omega_{y_{\text{зад}}})^2 + \frac{1}{2} \beta_{\omega_z} (\omega_z - \omega_{z_{\text{зад}}})^2 + \\ & + \frac{1}{2} \beta_{\varepsilon_x} (\varepsilon_{x_y} - \varepsilon_{y_{x_{\text{зад}}}})^2 + \frac{1}{2} \beta_{\varepsilon_y} (\varepsilon_{y_y} - \varepsilon_{y_{y_{\text{зад}}}})^2 + \frac{1}{2} \beta_{\varepsilon_z} (\varepsilon_{y_z} - \varepsilon_{y_{z_{\text{зад}}}})^2 + \\ & + \frac{1}{2} \beta_{n_x} (n_x - n_{x_{\text{зад}}})^2 + \frac{1}{2} \beta_{n_y} (n_y - n_{y_{\text{зад}}})^2 + \frac{1}{2} \beta_{n_z} (n_z - n_{z_{\text{зад}}})^2 \end{aligned} \quad (8)$$

Тут $\beta_{(\cdot)}$ – невід'ємні вагові коефіцієнти, індекс «зад» означає задані значення відповідних величин, які надходять зі старшого рівня ієрархії або формуються на виході еталонної моделі.

За прогнозу модель для БПЛА на етапі виходу на лінію заданого шляху можна використати спрощену модель вигляду

$$\gamma_z = -K_z \cdot \dot{z}_{\text{тр}}, \quad \text{де } \dot{z}_{\text{тр}} = V_{\text{ш}_z} \sin \varphi + V_{\text{ш}_x} \cos \varphi \text{sign}(z),$$

а еталонна модель матиме вигляд

$$\gamma_z = \gamma_p \text{sign}(z).$$

Розроблена структура адаптивної прогнозуальної системи керування БПЛА реалізується в обчислювачі САК (рис. 4).

Розроблені алгоритми досліджувалися в середовищі MATLAB за допомогою пакета *Simulink*. Результати досліджень наведено нижче.

Дослідження алгоритмів виходу БПЛА на ЛЗШ за великих початкових відхилень.

За відсутності граничної функції, тобто без обмеження кута крену деяким граничним значенням, графік перехідних процесів має вигляд, показаний на рис. 5.

Вихід на ЛЗШ з введенням граничної функції (за розробленим алгоритмом) показано на рис. 6.

Як видно з графіків, у випадку використання функції обмеження у разі дії вітрового збурення БПЛА виходить на ЛЗШ з перерегулюванням у першому випадку та збивається з маршруту через дію постійних збурень. Адаптивна оптимальна система з прогнозуванням дозволяє парирувати будь-які випадкові вітрові збурення і забезпечує безпомилковий вихід на задану траєкторію, що доводить її ефективність і забезпечує вирішення поставленого завдання пілотування.

Таким чином, було усунено недолік заздалегідь розробленого алгоритму і доведено, що система з прогнозуванням є більш точною за нестабільних зовнішніх умов польоту.

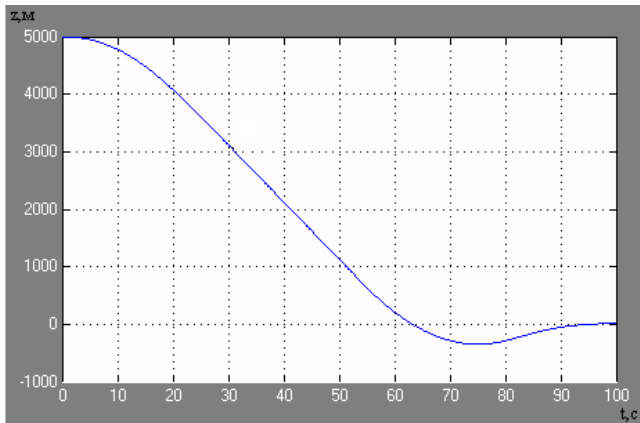


Рис. 5

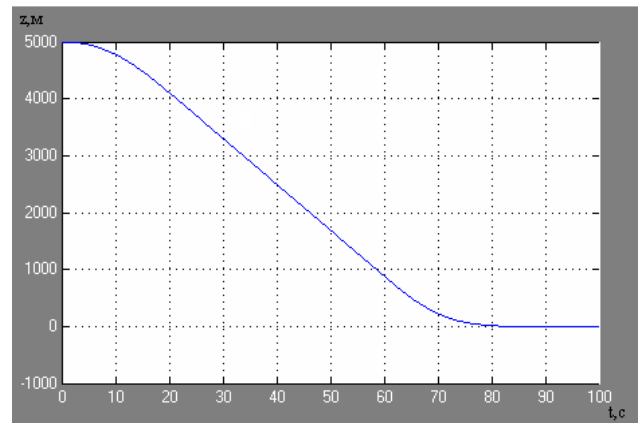


Рис. 6

Висновки. Запропонований алгоритм роботи адаптивної системи керування бічним рухом БПЛА на етапі виходу на задану лінію шляху реагує на будь-які випадкові вітрові збурення і забезпечує безпомилковий вихід на задану траєкторію, що доводить її ефективність і забезпечує вирішення поставленого завдання пілотування. Розглянуто принципи побудови адаптивних систем керування літаком, розроблено алгоритм адаптивної системи керування бічним рухом БПЛА на етапі виходу на задану лінію.

Список літератури

1. Красовский А. А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. – М.: Наука, 1973. 598 с.
2. Синеглазов В. М. Автоматизовані системи керування повітряних суден / В. М. Синеглазов, М. К. Філяшкін – К.: Вид-во НАУ, 2004. – 502 с.

Н. К. Філяшкін, А. А. Закордонец

Алгоритм работы адаптивной системы управления боковым движением беспилотных летающих аппаратов на этапе выхода на заданную линию пути

Рассмотрены принципы построения адаптивных систем управления самолетом, разработан алгоритм адаптивной системы управления боковым движением БПЛА на этапе выхода на заданную линию. Предложена структурная схема алгоритма.

N. K. Filyashkin, A. A. Zakordonets

Algorithm of adaptive control system for UAV's lateral motion control at exit stage on specified way line

Considered adaptive control systems construction principles, developed the algorithm for adaptive control system of UAVs lateral motion movement at a exit stage on the specified way line. Was proposed structure scheme of the algorithm.