

Довгань О.І.,
Апостолюк В.О., канд. техн. наук

АДАПТИВНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ПОВЗДОВЖНІМ РУХОМ ЛІТАКА НА ОСНОВІ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ

Національний технічний університет України «КПІ»

Запропоновано концепцію та алгоритм функціонування адаптивної системи керування повздовжнім рухом літака на основі нейронних мереж. Приведені результати числового моделювання роботи системи при ступінчатій зміні висоті польоту та при зміні параметрів об'єкту керування. Отримані результати свідчать про високі адаптивні властивості нейронних мереж

Вступ

На сьогоднішній день проблема проектування систем автоматичного керування складними динамічними об'єктами (зокрема, літальними апаратами в умовах впливу навколишнього середовища), характеризується переходом від парадигми адаптивного керування до парадигми інтелектуального керування [1, 2]. Це спричинено як неперервним ускладненням об'єктів керування та умов їх функціонування, появою нових класів обчислювальних засобів (зокрема, розподілених обчислювальних систем), так і підвищенням вимог по точності й швидкодії систем керування в умовах невизначеності або неповноті вхідної інформації.

Апарат нейромережевих технологій керування дозволяє в значній мірі зняти математичні проблеми аналітичного синтезу та аналізу властивостей системи яка проектується [3].

Постановка задачі

Розробити принципи функціонування адаптивної системи керування повздовжнім рухом літака на основі нейронних мереж та дослідити адаптивні властивості синтезованої системи.

Моделювання руху літака

Узагальнену схему функціонування адаптивної системи керування наведено на рис. 1.

Моделювання системи проводилось за допомогою програмного забезпечення *NN_GA*, яке написано мовою програмування *Delphi*. Програмне забезпечення

складається з блоку формування нелінійної динаміки повздовжнього руху літального апарату, блоку моделі атмосфери (стандарт *ISA*), блоку моделі вітрових збурень, блоків, які реалізують нейроконтролер та нейроемулятор, та модулю генетичного алгоритму.

Динаміка повздовжнього руху літака описується наступними нелінійними диференціальними рівняннями (відносно зв'язаної системи координат):

$$\begin{aligned}\ddot{X} &= -\omega_y \dot{Z} - g \sin \vartheta + \frac{P + F'_x}{m}; \\ \ddot{Z} &= \omega_y \dot{X} + g \cos \vartheta + \frac{F'_z}{m}; \\ J_y \dot{\omega}_y &= M_y,\end{aligned}\quad (1)$$

де x, z – координати центра мас ЛА в нерухомій системі координат; ω_y – проекція вектора кутової швидкості обертання літака на вісь Y зв'язаної системи координат; F'_x, F'_z проекції суми всіх аеродинамічних сил на відповідні осі зв'язаної системи координат; M_y – сумарний момент всіх зовнішніх сил навколо вісі Y ; I_y – осьовий момент інерції ЛА; $P = P(H, V)$ – тяга двигуна, розрахована як функція висоти польоту і повітряної швидкості.

Алгоритм роботи системи

Пропонується наступна концепція функціонування адаптивної системи керування повздовжнім рухом літака на основі нейронних мереж. Система складається з двох каналів: канал прямого керу-

вання та віртуальний канал – коротко-строковий предиктор. В прямому каналі, при управлінні повздовжнім рухом літака

нейроконтролер НМ1 здійснює стабілізацію висоти і швидкості польоту за необхідними заданими величинами.

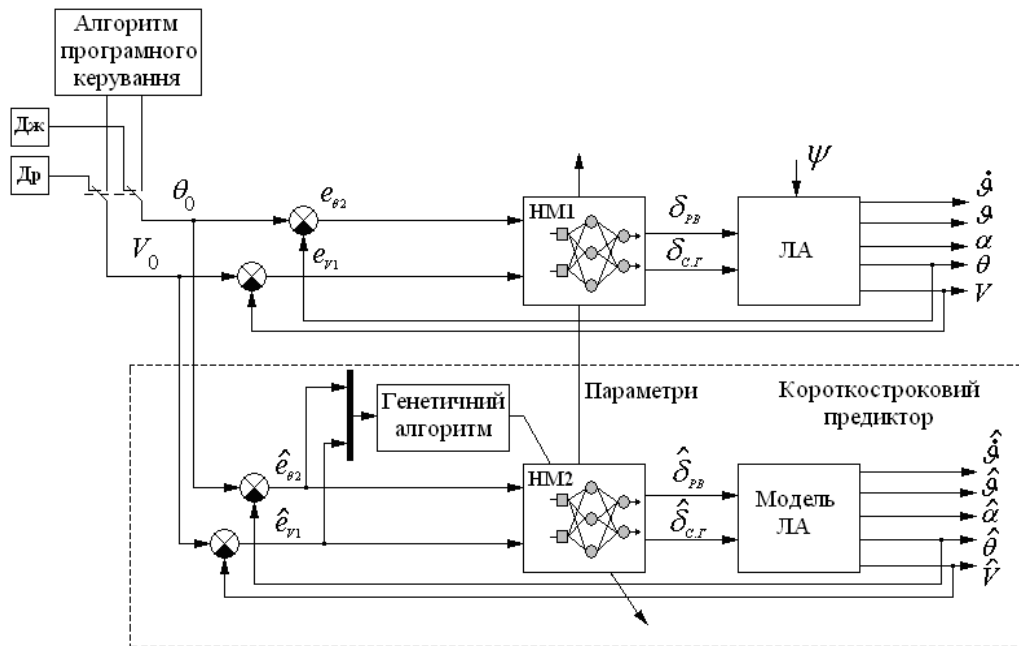


Рис. 1. Загальний вигляд системи на основі нейронних мереж

В каналі короткострокового предиктора проводиться передбачення поведінки об'єкта керування на визначеному інтервалі часу, яке відштовхується від власного прогнозу попереднього шагу. На тактичному рівні керування (пілот або алгоритм програмного керування) задаються параметри руху літака. В даному випадку заданими виступають значення повітряної швидкості та висота польоту. Керування на виконавчому рівні здійснюється шляхом стабілізації заданої швидкості польоту та куту нахилу траєкторії, значення якого залежить від заданої висоти польоту:

$$\theta_{зад} = (H_{зад} - H) \cdot K_{\theta} \quad (2)$$

На першому етапі роботи алгоритму відбувається ініціалізація вихідної популяції хромосом, яка генерується випадковим чином. Кожний із параметрів мережі (синаптичні ваги та порогові зміщення) кодується 32 бітами. При цьому діапазон зміни кожного з параметрів прийнятний від 0 до +1.

Після ініціалізації початкових умов, обчислюються похибки по швидко-

сті та куту нахилу траєкторії, які подаються на вхід нейроемулатора НМ2. На виході нейронної мережі формуються два нормованих керуючих сигнали – кут відхилення руля висоти (від -1 до 1) і величина тяги двигуна (від 0 до 1).

Наступний крок – моделювання динаміки літака на визначеному інтервалі часу, тобто розв'язок системи диференціальних рівнянь (1), який обчислюється методом Рунге – Кутта четвертого порядку. Інтегрування системи здійснюється із постійним шагом, який дорівнює 0.01 с.

Далі обчислюється критерій якості керування на визначеному інтервалі часу, який виступає функцією пристосованості у генетичному алгоритмі:

$$J = \int_0^T [e_{\theta 2}^2(t) + e_{v 2}^2(t)] dt, \quad (3)$$

де $e_{\theta 2} = \theta_0 - \hat{\theta}$, $e_{v 2} = V_0 - \hat{V}$.

Проводиться оцінка пристосованості, тобто розрахунок функції пристосованості для кожної хромосоми в популяції. У випадку, якщо критерій закінчення еволюції не виконаний, шляхом селекції хро-

мосом та застосування генетичних операторів, створюється нове покоління.

В якості критеріїв закінчення еволюції в даній роботі виступають такі факти: виконання алгоритму не сприяє поліпшенню вже досягнутого значення мінімуму або виконання заданої кількості епох. Розв'язком задачі оптимізації обирається хромосома із найкращим значенням функції пристосованості.

На наступному етапі відбувається копіювання параметрів оптимізації – синтактичних ваг та значень порогових зміщень до нейроконтролера НМ1, який здійснює стабілізацію висоти і швидкості польоту за необхідними заданими величинами в прямому каналі керування (рис. 1). Для побудови моделі нейроконтролерів НМ1 та НМ2 була обрана багаточарова нейронна мережа прямої передачі сигналів, що має вхідний, вихідний і два схованих шари. Структура мережі ідентична для кожного з каналів: 2 входи, 15 нейронів в першому схованому шарі, 15 нейронів у другому схованому шарі і 2 вихідних нейрона.

У якості активаційної функції кожного з нейронів каналу руля висоти обрана сигмоподібна функція виду:

$$h(s) = \frac{2}{1 + e^{-x}} - 1. \quad (4)$$

У каналі керування тягою для кожного з нейронів активаційною функцією обрана сигмоподібна функція виду:

$$h(s) = \frac{1}{1 + e^{-x}}. \quad (5)$$

Алгоритм роботи системи наведений на рис. 2.

Моделювання роботи системи

Чисельне моделювання роботи системи було проведено для заданої висоти польоту в 1000 м і швидкості 120 м/с, а також при ступінчастій зміні заданої висоти на 300 м (перехід на інший ешелон). В якості параметрів моделі літака були використані характеристики реактивного винищувача ВПС США F-15.

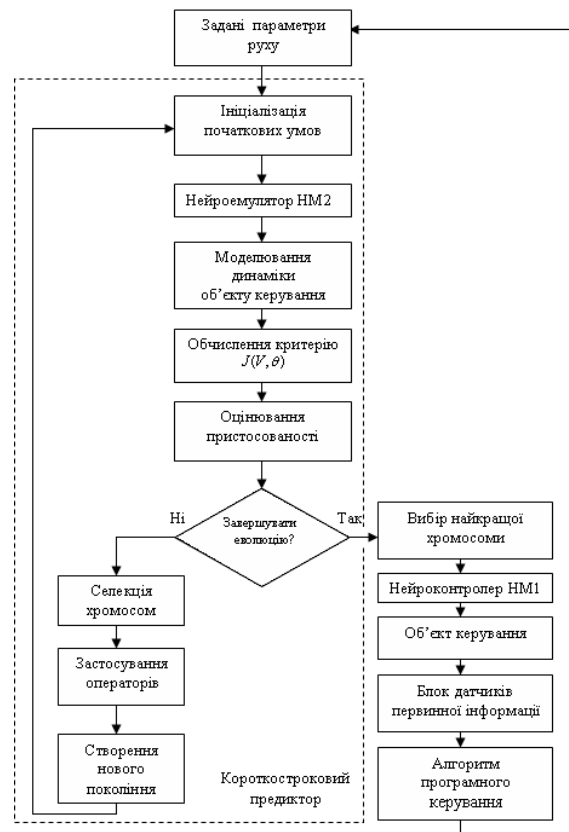


Рис. 2. Алгоритм роботи адаптивної системи

Результати моделювання для постійної висоти польоту приведені на рис. 3, 4.

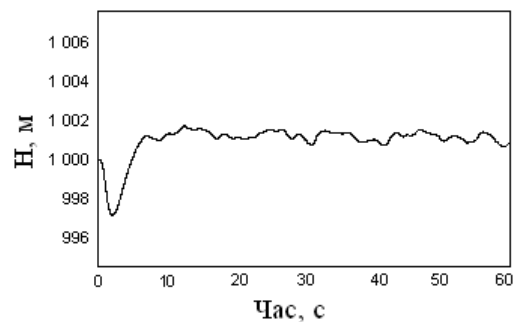


Рис. 3. Постійна висота польоту

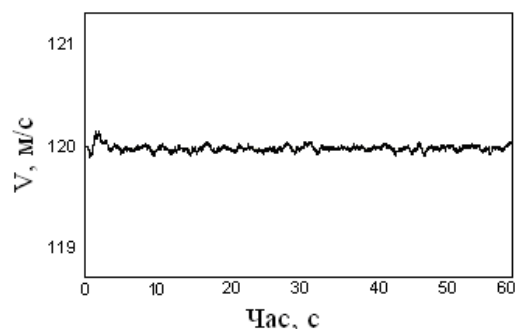


Рис. 4. Швидкість польоту

Для випадку ступінчастої зміни висоти в процесі польоту (підйом на 300 м на 18 секунд і спуск на 300 м на 38 секунд) отримані результати показані на рис. 5, 6.

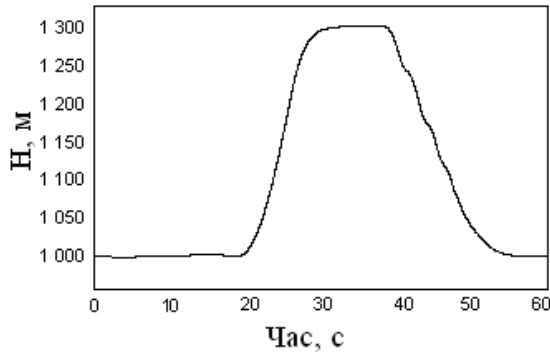


Рис. 5. Зміна висоти польоту

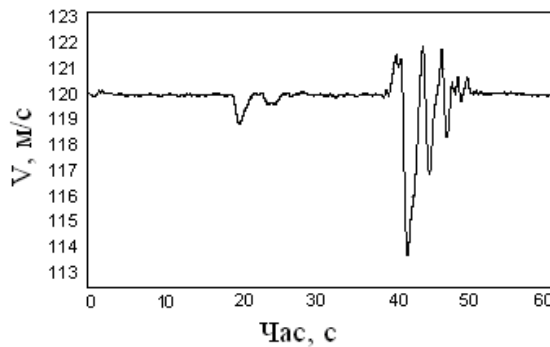


Рис. 6. Стабілізація швидкості польоту

В якості моделі вітру використовувалась модель Драйдена. Робота системи при дії вітрових збурень для випадків постійної висоти польоту і переходу на інший ешелон показана на рис.7 – 12.

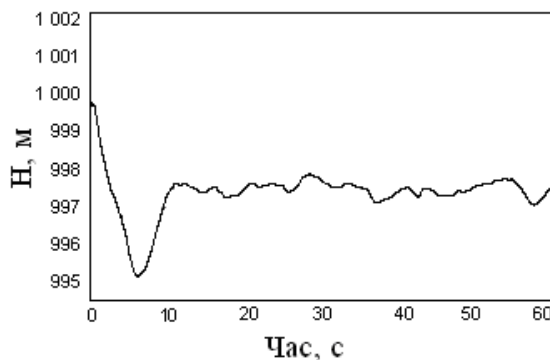


Рис. 7. Стабілізація висоти польоту

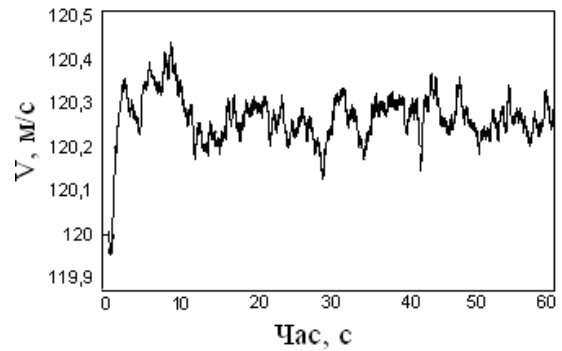


Рис. 8. Швидкість польоту

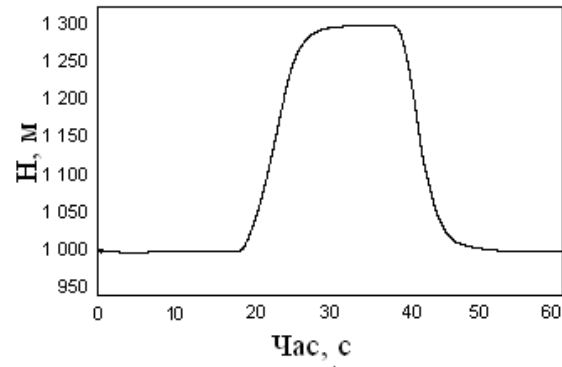


Рис. 9. Зміна висоти польоту

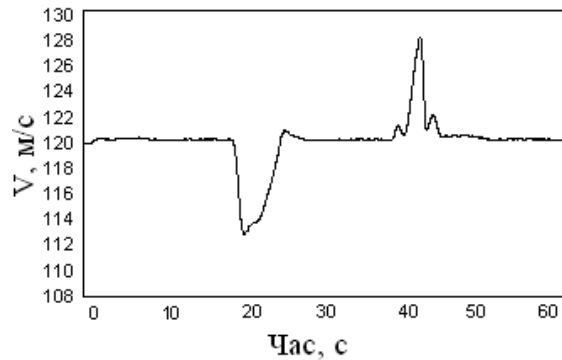


Рис. 10. Стабілізація швидкості польоту

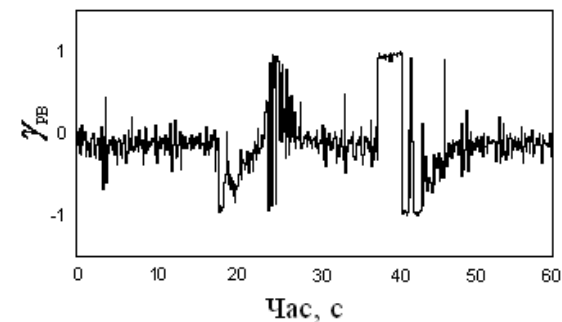


Рис. 11. Керуючий сигнал по куту відхилення руля висоти

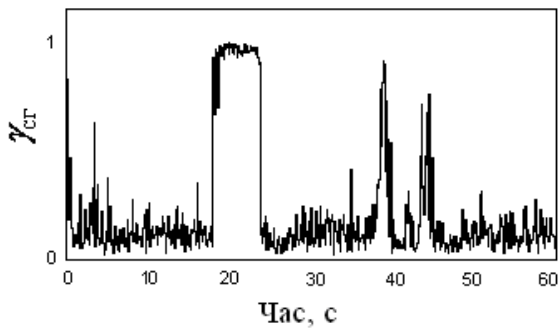
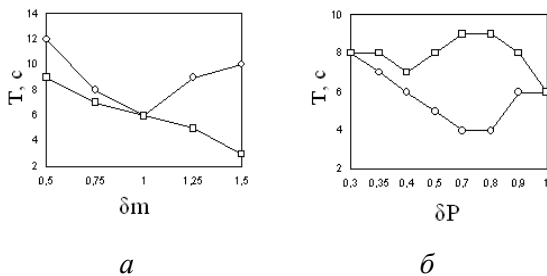


Рис. 12. Керуючий сигнал по величині тяги двигуна

Робота системи при зміні параметрів об'єкту керування

Дослідження роботи системи при зміні параметрів об'єкту керування проводилось в усіх наведених вище режимах. Змінні параметри – інерційно-масові характеристики та максимальна сила тяги двигунів.

Для ступінчастої зміни кута нахилу траєкторії залежність часу перехідного процесу від змінних параметрів показані на рис. 13 (моделювання без врахування та з врахуванням збурюючих впливів).



○—○ — моделювання без вітру;
 □—□ — моделювання з вітром.

Рис. 13. Зміна часу перехідного процесу по куту нахилу траєкторії в залежності від:
 а) зміни маси; б) зміни сили тяги

Висновки

Проведене числове моделювання роботи адаптивної системи керування по вздовжнім рухом літака на основі нейронних мереж показало, що така система досить успішно справляється із задачею стабілізації польоту на заданій висоті. При цьому абсолютна похибка по висоті не перевищує 3 метрів. В роботі було проведено дослідження характеристик

перехідного процесу при ступінчатій зміні необхідної висоти горизонтального польоту літака. У випадку ступінчатої зміни заданої висоти польоту на 300 метрів, час перехідного процесу дорівнює 11 с., а похибка стабілізації висоти польоту залишилась у межах 3 метрів. По результатам досліджень, які були проведені у даній роботі, можна зробити висновок про те, що нейронні мережі, які застосовуються для керування літальними апаратами, досить успішно об'єднують у собі простоту синтезу та високі характеристики стійкості до змін параметрів об'єкту керування. Такі адаптивні властивості роблять їх достатньо перспективним напрямком для подальшого вивчення та розвитку.

Список літератури

1. Magni J.F. Robust Flight Control Design Challenge – London, Ltd. – 1997. – P. 649.
2. Antani J., Paden B.E. Award – winning Control Applications – IEEE Control Systems Magazine. –vol. 22. – №6. – 2002. – P. 28.
3. Терехов В.А., Ефимов Д.В., Тюкин И.Ю. Нейросетевые системы управления: Учеб. пособие для вузов. – М.: Высш. шк., 2002. – 183 с.
4. D.McLean. Automatic Flight Control Systems. Prentice Hall Inc., Englewood Cliffs, 1990. – P. 593.

Подано до редакції 14.04.10