

УДК 621.337.1

О.П. Басанець, В. О. Апостолюк

Дослідження похибок нечіткої системи керування літаком

Вступ

Останнім часом одним з найбільш важливих напрямків у теорії автоматичного керування став розв'язок проблеми ефективного керування складними динамічними об'єктами (зокрема, літальними апаратами в умовах впливу навколишнього середовища) [1],[2]. З підвищенням вимог по точності й швидкодії систем керування літальних апаратів усе більше проявляється необхідність пошуку нових алгоритмів керування, тому що сучасні лінійні закони керування літальних апаратів забезпечують стабілізацію і якість перехідних процесів тільки для фіксованих значень параметрів об'єкта керування в реальних умовах.

Апарат нечіткої логіки призначений для синтезу систем керування об'єктами при невизначеності або неповноті вхідної інформації. На основі нечіткої логіки розробляються різні типи систем керування – від слідкуючих систем [3] до систем керування безпілотними літальними апаратами [4– 6].

Постановка задачі

Основною метою роботи було дослідження стійкості роботи синтезованої системи керування на основі нечіткої логіки до зміни параметрів об'єкта керування (таких як максимальна сила тяги двигунів, маса ЛА, зсув центра мас ЛА) та визначення параметрів функцій належності, які мінімізують похибку стабілізації по висоті і час перехідного процесу при переході ЛА на другий ешелон.

Моделювання руху літака

Схема чисельного моделювання нечіткої системи керування рухом літака показана на рис. 1.

Моделювання системи проводилось в середовищі Simulink пакету Matlab з використанням блоків бібліотеки Aerospace Blockset. Схема моделювання складається з блоку формування динаміки літального апарату, блоку вимірювань і формування похибки по висоті та швидкості, нечіткого регулятора.

Динаміка літака при його русі описується наступними нелінійними диференціальними рівняннями (відносно зв'язаної системи координат):

$$\begin{aligned}\ddot{X} &= -\omega_y \dot{Z} + \omega_z \dot{Y} - g \sin \vartheta + \frac{P + F'_x}{m}; \\ \ddot{Y} &= -\omega_z \dot{X} + \omega_x \dot{Z} - g \cos \vartheta \cos \lambda + \frac{F'_y}{m};\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \ddot{Z} &= -\omega_x \dot{Y} + \omega_y \dot{X} + g \cos \vartheta \sin \gamma + \frac{F'_Z}{m}; \\
 J_x \dot{\omega}_x + (J_{zx} - J_{yz}) \omega_z \omega_y &= M_x; \\
 J_y \dot{\omega}_y + (J_{xy} - J_{zx}) \omega_x \omega_z &= M_y; \\
 J_z \dot{\omega}_z + (J_{yz} - J_{xy}) \omega_y \omega_x &= M_z,
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

де x, y, z – координати центра мас ЛА в нерухомій системі координат; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції вектора кутової швидкості обертання літака на осі зв'язаної системи координат; F'_X, F'_Y, F'_Z – проекції суми всіх аеродинамічних сил на відповідні осі зв'язаної системи координат; M_x, M_y, M_z – сумарні моменти всіх зовнішніх сил навколо відповідних осей; I_x, I_y, I_z – осьові моменти інерції ЛА; I_{xy}, I_{yz}, I_{zx} – відцентрові моменти інерції ЛА; $P = P(H, M)$ – тяга двигуна, розрахована як функція висоти польоту і числа Маха.

Для визначення коефіцієнтів аеродинамічних сил використовуються формули (2) [7]:

$$\begin{aligned}
 f[drag] &= Cx0 + Cx1 \cdot \cos(2\alpha) + Cx2 \cdot \cos(2\beta) + Cx3 \cdot \cos(4\alpha) + Cx4 \cdot \cos(4\beta); \\
 f[slip] &= Cy0 + Cy1 \cdot \sin(2\beta) + Cy2 \cdot \sin(4\beta); \\
 f[lift] &= Cz0 + Cz1 \cdot \sin(2\alpha) + Cz2 \cdot \sin(4\alpha).
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

Тут $f[drag]$ – функція формування коефіцієнту сили лобового опору, $f[slip]$ – бокової сили, $f[lift]$ – підйомної сили.

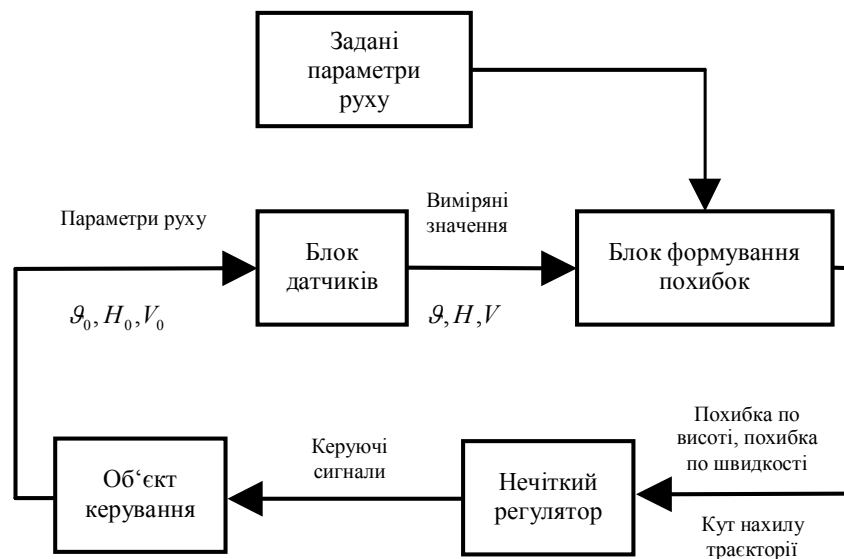


Рис. 1. Загальний вигляд схеми моделювання

Синтез нечіткого регулятора

При управлінні повздовжнім рухом літака нечіткий регулятор (НР) здійснює стабілізацію висоти і швидкості польоту за необхідними заданими величинами. З метою мінімізації продукційних правил пропонується використовувати в якості входів НР наступні величини у безрозмірному вигляді: похибку по висоті, похибку по швидкості (задану в числах Маха), а також кут нахилу траєкторії літака. На основі продукційних правил НР виробляє два нормованих керуючих сигнали – кут відхилення руля висоти (від -1 до 1) і величину тяги двигуна (від 0 до 1). Продукційні правила нечіткого висновку за методом Мамдані приведені в таблиці 1. В продукційних правилах Phi – кут нахилу траєкторії.

Продукційні правила нечіткого регулятора

Таблиця 1.

01	if	VelocityError is Zero	and	Phi is Zero	then	Throttle is Norm
02	if	VelocityError is Neg	and	Phi is Neg	then	Throttle is Norm
03	if	VelocityError is Neg	and	Phi is Pos	then	Throttle is High
04	if	VelocityError is Pos	and	Phi is Pos	then	Throttle is Norm
05	if	VelocityError is Pos	and	Phi is Neg	then	Throttle is Low
06	if	AltitudeError is Zero	and	Phi is Zero	then	FinCtrl is Zero
07	if	AltitudeError is Neg	and	Phi is Neg	then	FinCtrl is Neg
08	if	AltitudeError is Neg	and	Phi is Pos	then	FinCtrl is Zero
09	if	AltitudeError is Pos	and	Phi is Neg	then	FinCtrl is Zero
10	if	AltitudeError is Pos	and	Phi is Pos	then	FinCtrl is Pos
11	if	AltitudeError is Neg	and	Phi is Zero	then	FinCtrl is Neg
12	if	AltitudeError is Pos	and	Phi is Zero	then	FinCtrl is Pos
13	if	VelocityError is Neg	and	Phi is Zero	then	Throttle is High
14	if	VelocityError is Pos	and	Phi is Zero	then	Throttle is Low
15	if	AltitudeError is Zero	and	Phi is Neg	then	FinCtrl is Neg
16	if	AltitudeError is Zero	and	Phi is Pos	then	FinCtrl is Pos

Функції належності нечітких змінних, які відповідають вхідним величинам, мають вигляд, приведений на рис. 2. А нечіткі змінні вихідних керуючих впливів приведені на рис. 3.

Моделювання роботи системи

Чисельне моделювання роботи системи було проведено для заданої висоти польоту в 1000 м і швидкості 0.5 Маха, 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.

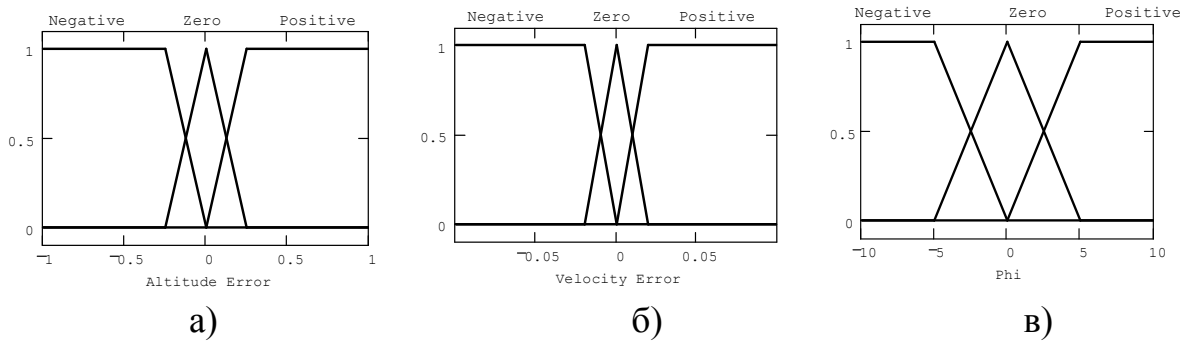


Рис. 2. Нечіткі змінні вхідних величин нечіткого регулятора: а) похибка по висоті; б) похибка по швидкості; в) кут нахилу траєкторії.

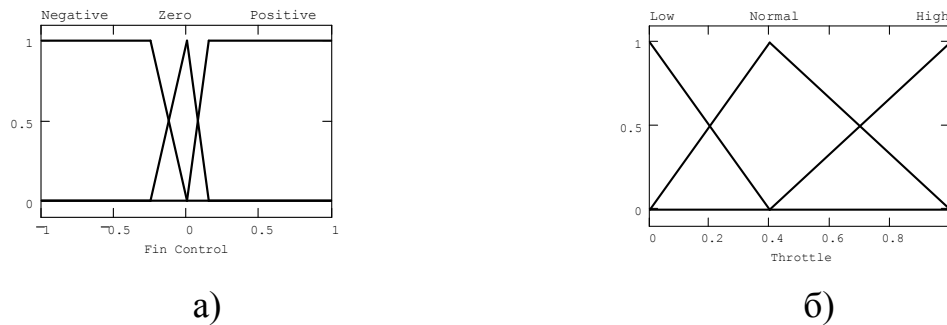


Рис. 3. Нечіткі змінні вихідних величин нечіткого регулятора: а) відхилення рулів висоти; б) управління тягою.

Результати моделювання для постійної висоти польоту приведені на рис. 4, 5.

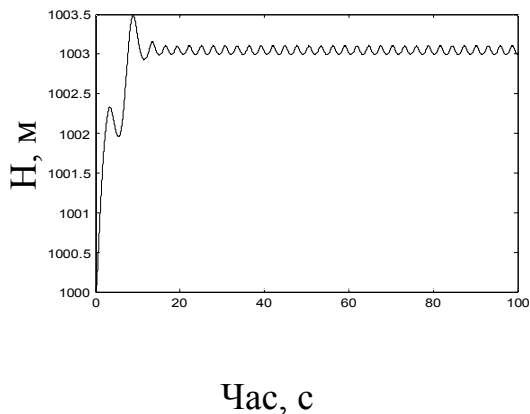


Рис. 4. Постійна висота польоту

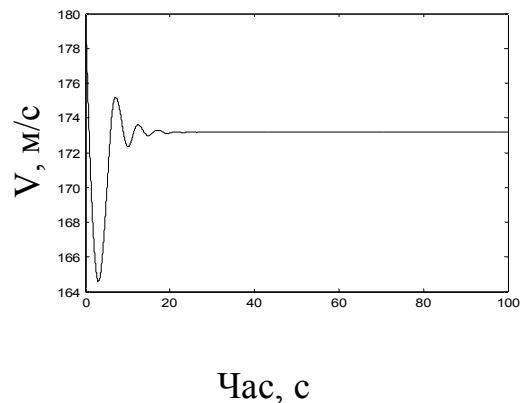


Рис. 5. Швидкість польоту

Для випадку ступінчастої зміни висоти в процесі польоту (підйом на 300м на 30 секунд і спуск на 300 м на 100 секунд) отримані результати показані на рис. 6, 7.

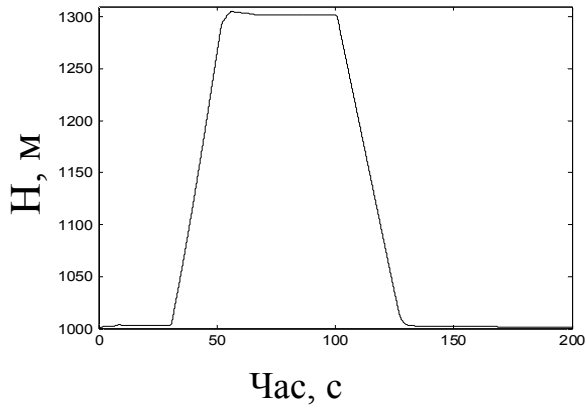


Рис. 6. Зміна висоти польоту

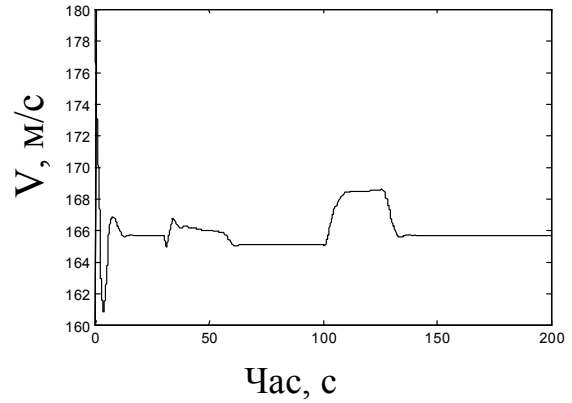
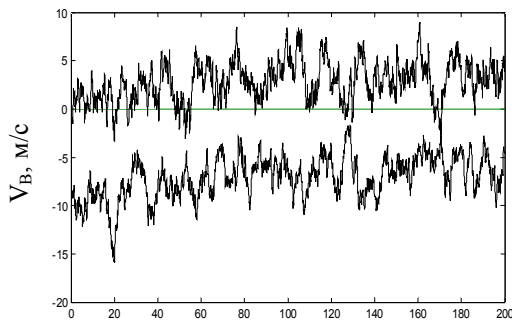
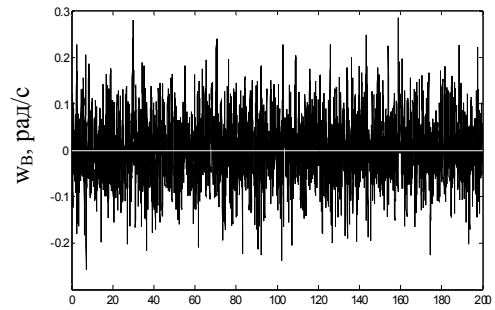


Рис. 7. Стабілізація швидкості польоту

В якості моделі вітру використовувалась модель Драйдена, величина і характер вітрових збурень (лінійних і кутових) показані на рис. 8. Робота системи при дії вітрових збурень для випадків постійної висоти польоту і переходу на інший ешелон показана на рис. 9-12.

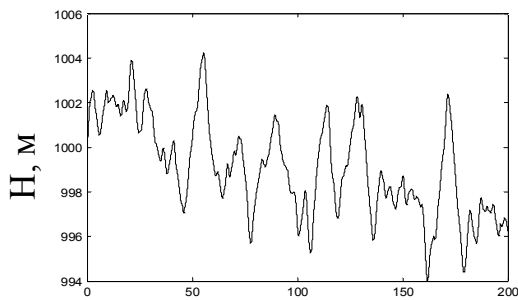


Час, с
а)

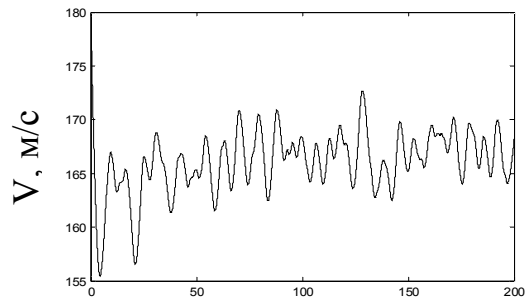


Час, с
б)

Рис. 8. Величина вітрових збурень: а) лінійних; б) кутових



Час, с
Рис. 9. Стабілізація висоти польоту



Час, с
Рис. 10. Швидкість польоту

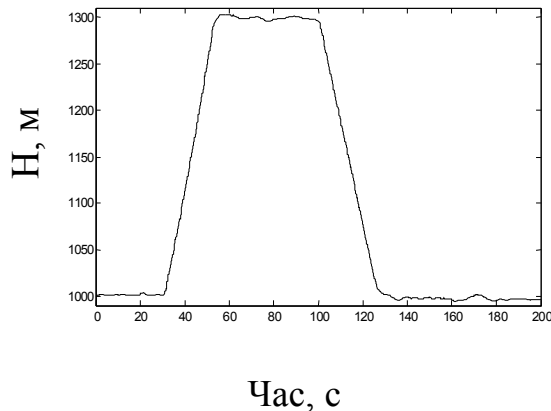


Рис. 11. Зміна висоти польоту

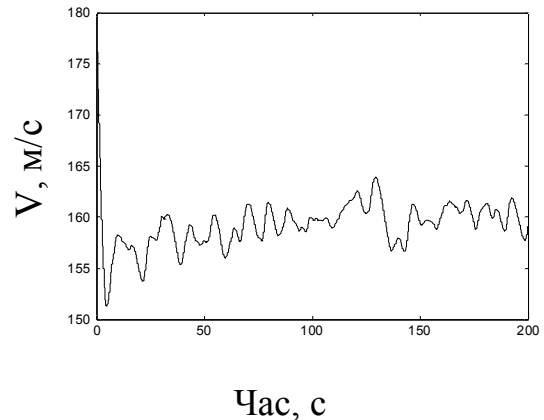


Рис. 12. Стабілізація швидкості польоту

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, максимальна сила тяги двигунів і зсув центру мас ЛА вздовж повздожньої вісі ЛА.

Результати моделювання для постійної висоти польоту при зміні параметрів об'єкту керування показані на рис. 13.

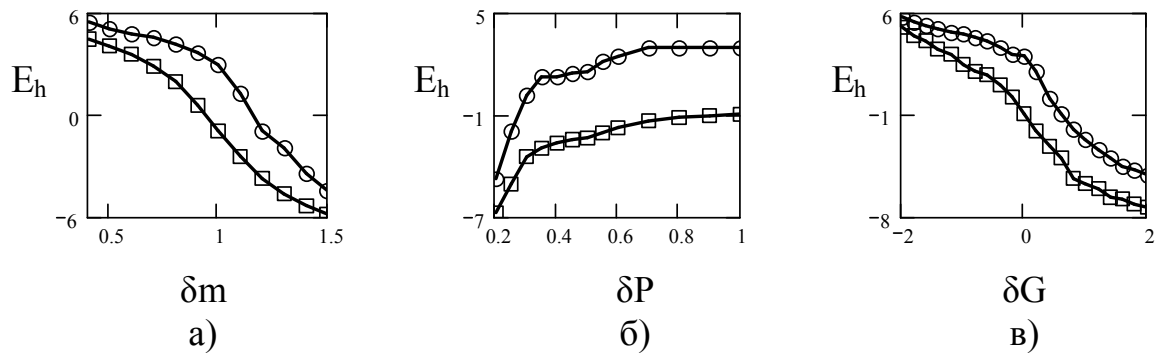
Для ступінчастої зміни висоти польоту залежність часу перехідного процесу і точності переходу на інший ешелон від змінних параметрів показані на рис. 14 (моделювання без врахування та з врахуванням збурюючих впливів). Похибка стабілізації заданої висоти як функція змінних параметрів показана на рис. 15.

Оптимальні функції належності нечіткого регулятора

Для визначення оптимальних параметрів функції належності нечітких змінних, які відповідають вхідним величинам, необхідно знайти умови мінімумів похибки стабілізації висоти і часу перехідного процесу. Для цього проводимо моделювання при різних значеннях функцій належності і будуємо графіки залежності похибки стабілізації висоти та часу перехідного процесу від параметрів вхідних функцій належності: похибки по висоті і куту нахилу траєкторії (рис. 16, 18а відповідно); похибки по швидкості і куту нахилу траєкторії (рис. 17, 18б). На рис. 16-18 V_{error} - половина ширини трикутної функції належності для похибки по швидкості, angle – куту нахилу траєкторії, H_{error} – похибки по висоті.

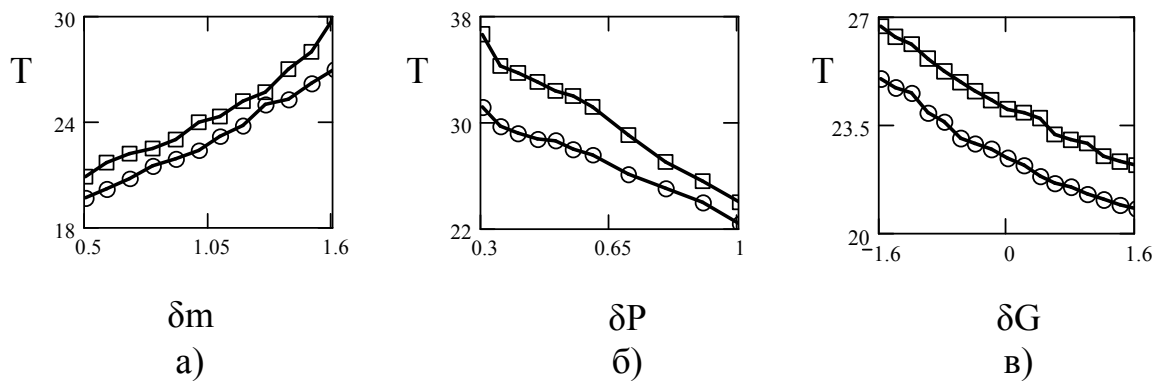
З графіка, приведенного на рис. 16 (а) визначаємо, що для сталого значення $V_{\text{error}} = 0,02$ мінімум похибки (-0,4 м) досягається при значеннях $\text{angle} = 5...20$, $H_{\text{error}} = 0,25$. Для сталого значення $H_{\text{error}} = 0,25$ найменша (нульова) похибка стабілізації висоти досягається на множині значень - відповідні значення angle та V_{error} визначаємо з рис. 17. З рис. 16, 17

визначаємо діапазон значень функцій вхідних величин, для яких похибка по висоті буде найменшою (для сталого значення функції належності V_{error} визначаємо множину значень angle , H_{error} ; для сталого значення функції H_{error} визначаємо множину значень angle , V_{error} і знаходимо перетин двох множин).



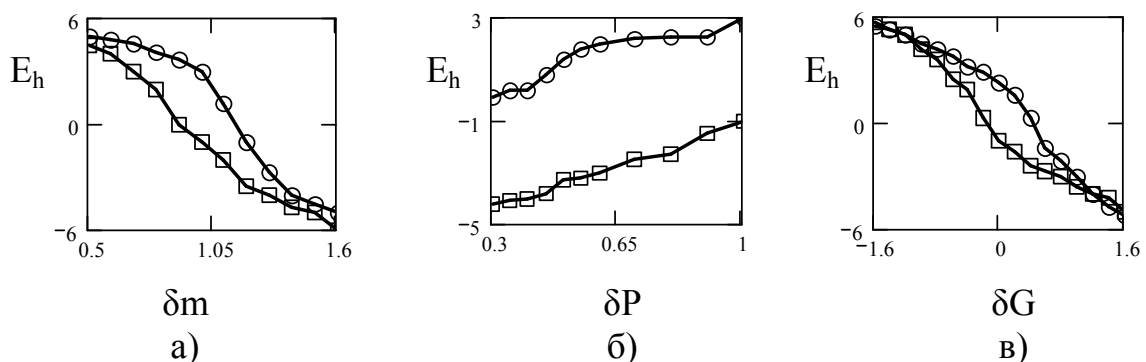
○—○ - моделювання без вітру; □—□ - моделювання з вітром.

Рис. 13. Залежність похибки стабілізації висоти від: а) зміни маси; б) зміни сили тяги; в) зсуву центру мас



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

Рис. 14. Зміна часу перехідного процесу при переході на інший ешелон залежності від: а) зміни маси; б) зміни сили тяги; в) зсуву центру мас



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

Рис.15. Залежність похибки стабілізації висоти при переході на інший ешелон від: а) зміни маси; б) зміни сили тяги; в) зсуву центру мас

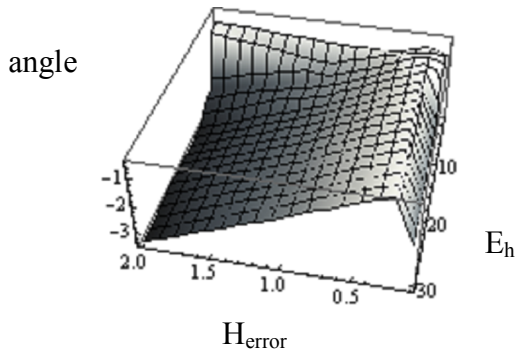


Рис. 16. Похибка стабілізації висоти

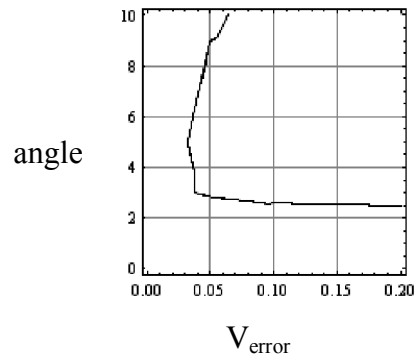
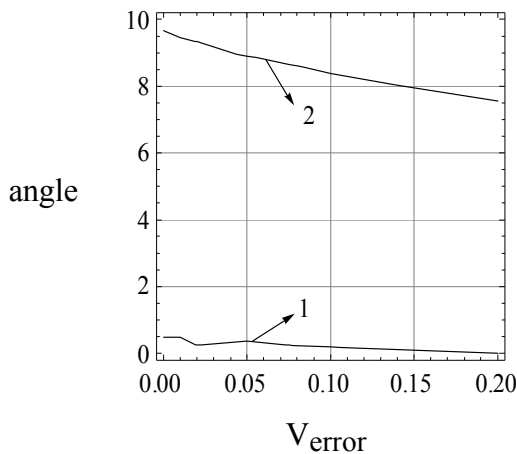
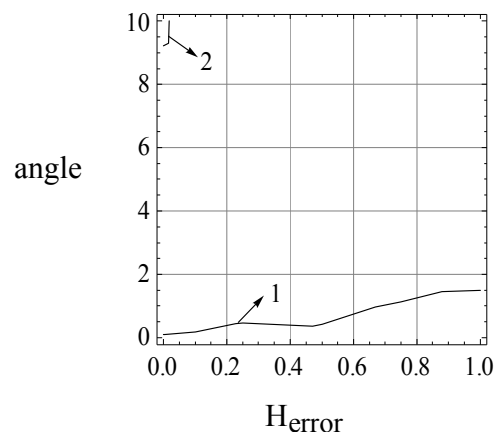


Рис. 17. Нульова похибка стабілізації висоти

На рис. 18 а, б показаний час перехідного процесу при переході літака на інший ешелон в залежності від значень функцій належності нечіткого регулятора. Лінія 1 відповідає максимальному значенню часу – 56 с, лінія 2 – мінімальному 17 с.



а)



б)

Рис. 18. Час перехідного процесу

Об'єднуючи отримані умови оптимальності керування літальним апаратом, отримуємо такі значення параметрів функцій належності: $V_{\text{error}} = 0,05$, $H_{\text{error}} = 0,25$, $\text{angle} = 9$. Результати моделювання для отриманих оптимальних значень параметрів функцій належності показані на рис. 19, 20.

Висновки

Синтезована система керування на основі нечіткої логіки дає високі показники точності і характеристик перехідного процесу для завдань стабілізації висоти, швидкості й відпрацьовування ступінчастої зміни висоти в задані моменти часу.

Отримана абсолютна похибка стабілізації по висоті не перевищує 3 м. Нечіткий регулятор виявився практично нечутливим до дії вітрових збурень при постійних параметрах об'єкта керування.

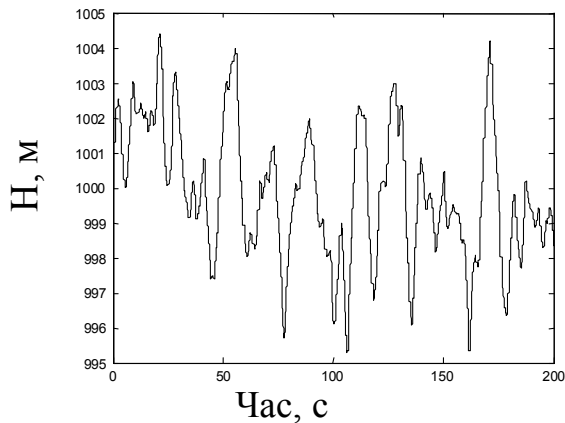


Рис. 19. Стабілізація висоти польоту

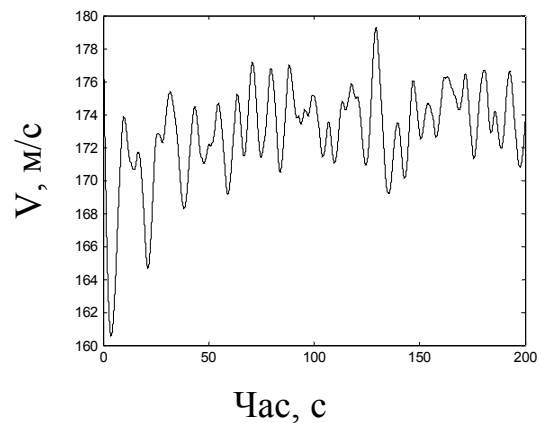


Рис. 20. Стабілізація швидкості польоту

Результати дослідження впливу зміни параметрів об'єкта керування на якість роботи системи показують, що при зменшенні маси ЛА у два рази й при її збільшенні в півтора рази максимальна помилка стабілізації по висоті становила до 6 метрів, як при дії збурюючих впливів, так і без. Падіння максимальної сили тяги двигунів (до 25% від первісної) значно впливає тільки на час перехідного процесу при переході ЛА на інший ешелон.

Дослідження впливу зсуву центра мас показує, що при зсуві $\pm 1,6$ метра система залишається стійкою на всіх режимах польоту із задовільними показниками точності і якості перехідного процесу.

Визначено оптимальні значення параметрів функцій належності нечіткого регулятора, які мінімізують похибку стабілізації висоти і час переходу літака на інший ешелон: $V_{\text{error}} = 0,05$, $\text{angle} = 9$, $H_{\text{error}} = 0,25$. Отримані показники якості керування: похибка стабілізації висоти 0,12 м, час перехідного процесу – 20 с.

Список літератури

1. Гостев В. І. Синтез нечетких регуляторов систем автоматического управления, Киев:- Радиоаматор, 2003 г. – 512 с.
2. Сироджа И. Б., Соколов А. Ю., Калинин В.В. Иерархические интеллектуальные системы управления с нечеткой логикой // Системный анализ, управление и информационные технологии. Вестник Харьковского государственного политехнического института. Сборник научных трудов. Вып. 70. Харьков: ХГПУ, 1999 г. – с. 187-193.

3. *Межонов С. В.* Нечеткие следящие системы летательных аппаратов. Автореферат диссертации к.т.н., Государственный электротехнический университет «ЛЭТИ», С. – Петербург, 2004 г.
4. *B. A. White, A. L. Blumel, E. J. Hughes,* A Robust Fuzzy Autopilot Design Using Multi-Criteria Optimization // *International Journal of Fuzzy Systems*, Vol. 2, no.2, pp.129-138, 2000.
5. *I. K. Nikolos, L. Doitsidis, V. N. Christopoulos, N. C. Tsourveloudis,* Roll Control of Unmanned Aerial Vehicles using Fuzzy Logic, *WSEAS Transactions on System*, pp.1039-1047, Issue 2, vol. 4, 2003.
6. *Апостолюк В.А., Басанец О.П., Кривенко Е.И.,* Исследование системы управления продольным движением самолета на основе нечеткой логики // VI Международная научно-техническая конференция «Гиротехнологии, навигация, управления движением и конструирование авиационно-космической техники», Киев, 2007, ч. 2, с. 111-117.
7. *V. Apostolyuk,* Harmonic Representation of Aerodynamic Lift and Drag Coefficients // *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 4, July-August 2007, pp. 1402-1404.