

Національний технічний університет  
України  
**«Київський політехнічний інститут»**



Система керування  
гелікоптером на  
основі нечіткої логіки

Виконав:  
Копил Андрій Миколайович

**Київ 2009**

## Анотація

В цій роботі розроблена система автоматичного керування мініатюрним вертольотом А-Х-Cell 60 SE, яка працює на основі нечіткої логіки. Застосування саме такого методу керування в цій роботі є найбільш оправданим оскільки такий метод дає можливість моделювати людський опит та навик, простий в використанні, не вимагає особливих знань в програмуванні.

Моделювання системи керування здійснюється за допомогою середовища Matlab. В проекті була розроблена та промодельована математична модель вертольота, розроблений та промодельований блок датчиків, а також система керування на основі нечіткої логіки.

Система керування вирішує задачу польоту по наперед заданій траєкторії на основі даних, що поступають з датчиків. Застосування нечіткого алгоритму дозволило використовувати цю систему керування не лише на вибраному вертольоті, а і на іншому вертольоті подібного класу.

					ВЛ31.401341.005 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		5

## Annotation

Helicopter aviation is a difficult task that requires simultaneous manipulation of several controls in order to achieve a desired movement. Development of knowledge and skills are required for a person to be able to safely and efficiently navigate a helicopter. Therefore, the question was raised on whether there is a possibility to develop a system of management that will act as an intermediate between the user and the helicopter.

Fuzzy Logic control is found suitable for this application, as it provides possibility to model human experience and skills. The helicopter fuzzy logic controller that was developed is capable to control the vertical displacement and orientation of a developed mathematical helicopter model.

The whole system, mathematical helicopter model, fuzzy logic controller and GUI were developed using MatLab and its tools (Simulink, Fuzzy Logic Toolbox, and GUI Toolbox).

The performance of the controller was found satisfactory as both the desired altitude and the heading are achieved and maintained. This first step has set the basis for further study and development of a fully autonomous aerial vehicle.

					<i>ВЛ31.401341.005 ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		6

## Зміст

Вступ.....	8
1. Система моделювання повздовжнього руху вертольота .....	10
1.1 Математична модель вертольота.....	12
1.2 Модель вертольота в середовищі Matlab.....	25
2. Синтез нечіткого регулятора.....	38
2.1 Історія виникнення та поширення апарату нечіткої логіки.....	38
2.2 Переваги нечітких систем .....	40
2.3 Застосування нечітких систем.....	41
2.4 Нечітка логіка в Matlab.....	42
3. Моделювання руху вертольота.....	60
Висновки.....	71
Список літератури .....	73

					ВЛ31.401341.005 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		7

## Вступ

Роботи по створенню безпілотних літальних апаратів розпочалися ще в період Першої світової війни. В 30-ті роки появилися перші дистанційно-пілотовані повітряні мішені, в кінці 50-х безпілотні розвідники, 70-ті датуються початком науково-дослідницькими розробками в області бойових безпілотних літальних апаратів з великою висотою та тривалістю польоту, призначених для довгого спостереження і використанні в складі розвідницьких комплексів.

Проектування та виробництво безпілотних апаратів являється одним із найбільш перспективних напрямків розвитку сучасної авіації. Широкий діапазон застосування в поєднанні з відносно невисокою собівартістю також роблять їхню розробку достатньо привабливою в економічному плані.

Безпілотні апарати можуть бути використані для рішення наступних задач:

- виявлення малогабаритних об'єктів: повітряних, наземних, надводних;
- аерофотозйомка і контроль земної поверхні: аерофотозйомка (картографія), контроль гідро – метеорологічної ситуації, контроль активно вивчаючих об'єктів;
- контроль екологічної ситуації, радіаційний контроль, газохімічний контроль, контроль газу та нафтопроводів;
- здійснення геологорозвідки: визначення характеристик ґрунту, розвідка корисних копалин, під поверхневе (до 100м) зондування землі;
- океанологія: стеження за хвилюванням моря, пошук косяків риб;
- охорона важливих об'єктів;
- виявлення осередків пожерів.

Переваги безпілотних літальних апаратів: в середньому на порядок дешевші пілотованих апаратів, які необхідно забезпечувати системами життєзабезпечення, захисту. Відсутність екіпажу на борту суттєво знижує

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		8

затрати на виконання того чи іншого завдання. Вони багатофункціональні та мобільні: їх легко зберігати, транспортувати і експлуатувати, непотрібні аеродроми.

Безпілотний літальний апарат повинен виконувати задачі в умовах автономного польоту, а значить мати повну функціональну замкнуту систему керування. Крім того, малі розміри і маса приведуть до збільшення кількості і діапазону зовнішніх впливів на дані об'єкти в порівнянні з пілотованими апаратами, і, відповідно, збільшаться вимоги до системи керування. Виходячи з цього системи керування можуть вирішувати наступні задачі:

- виконання польоту по наперед заданій траєкторії;
- розрахунок оптимальної траєкторії;
- стабілізація параметрів руху об'єкта;
- виконання обчислювальних операцій в масштабі реального часу для реалізації алгоритмів управління.

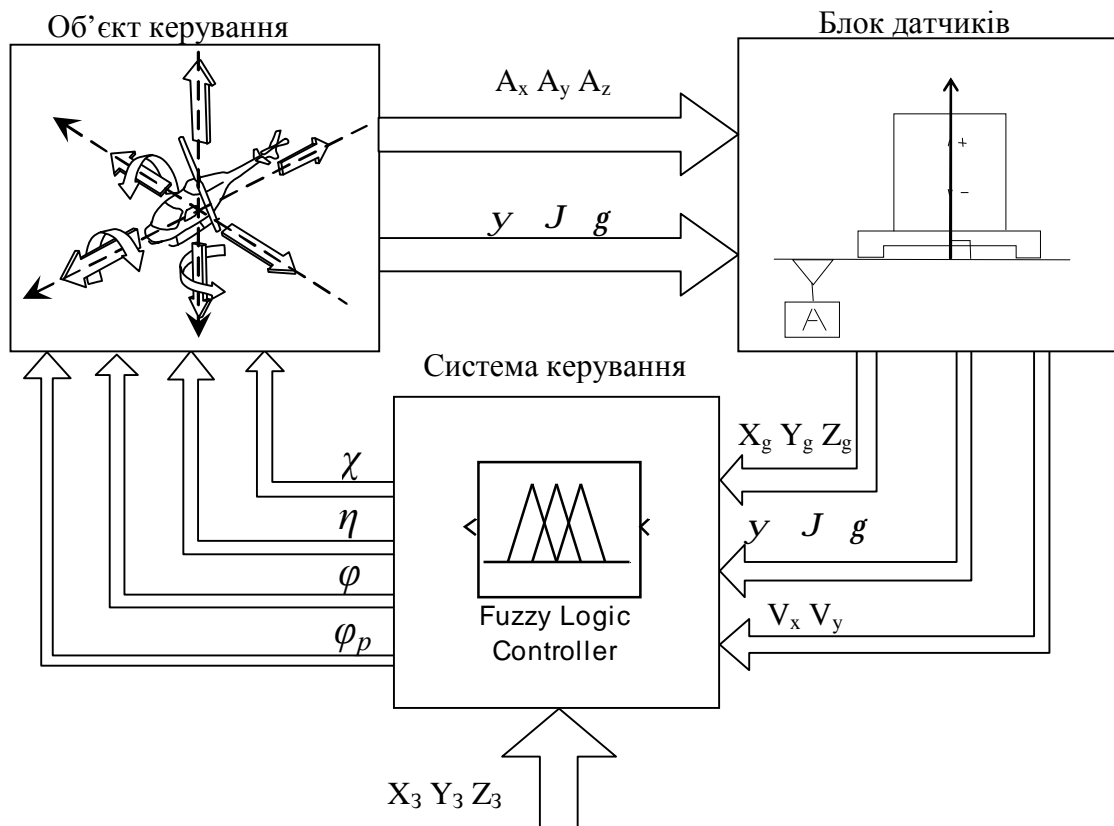
Основними задачами системи управління, являється управління рухом центра мас та кутовими рухами літального апарата відносно центра мас. В даній роботі буде вирішуватися задача виконання польоту по наперед заданій траєкторії. В якості безпілотного літального апарату буде виступати вертоліт А-Х-Cell 60 SE злітна маса якого 7,7 кг, час польоту 25-30 хвилин. Він буде оснащений система керування на основі нечіткої логіки та блоком датчиків первісної інформації, які будуть надавати інформацію про фізичні параметри руху в масштабі реального часу.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		9

# 1. Система моделювання повздовжнього руху вертольота

Розглянемо схему керування вертольотом.

Процес керування вертольотом відбувається по замкнутій схемі (див. рис. 1.1). В якій задані координати об'єкта  $X_3, Y_3, Z_3$  подаються на систему керування, яка порівнює їх з дійсними координатами  $X_g, Y_g, Z_g$  та формує коефіцієнти керування  $\chi, \eta, \varphi, \varphi_p$  (де  $\chi$  і  $\eta$  — наклони кільця автомату перекоосу відповідно в повздовжній і поперечній площині,  $\varphi$  — циклічний шаг лопаті тягового гвинта,  $\varphi_p$  — циклічний шаг лопаті рульового гвинта). Об'єкт керування в свою чергу реагує на задані команди керування і подає на вихід системи фізичні властивості літального апарата. В блоці датчиків проводиться вимірювання фізичних параметрів, перехід від зв'язаної системи координат до нормальної, обчислення кута тангажа, швидкості та переміщення вертольота.

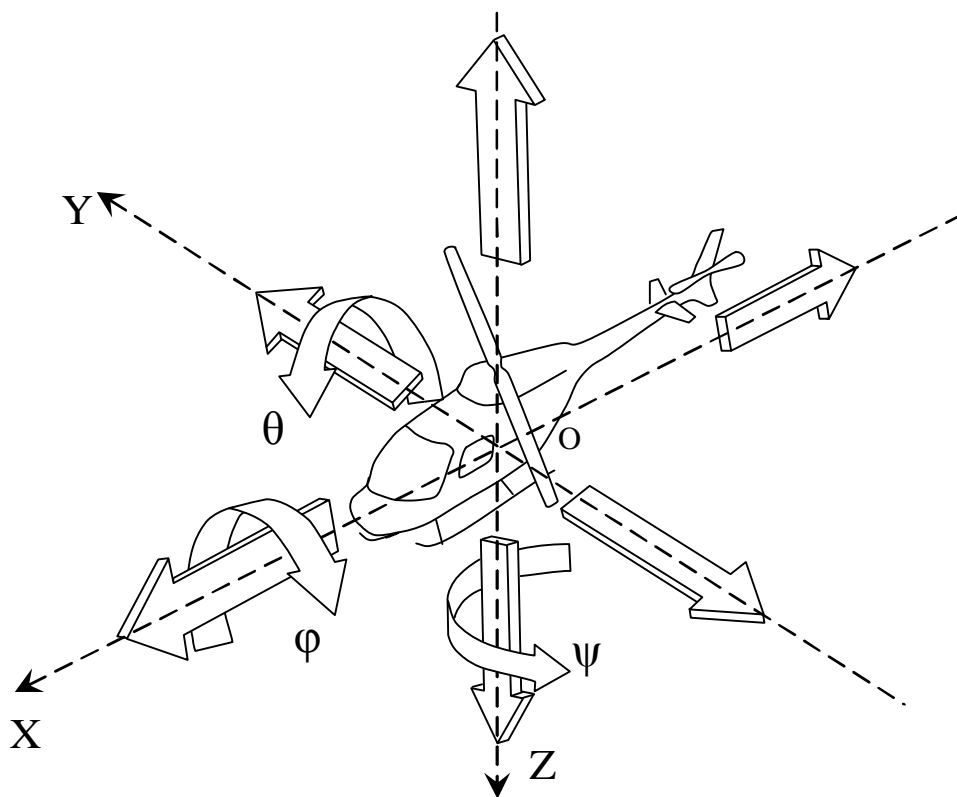


**Рис. 1.1** Функціональна схема керуванням вертольотом.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		10

Рух вертольота в просторі відносний, отже для підрахунку переміщень, швидкостей і т. п. необхідно задати систему координат. Вибір системи координат визначається конкретною задачею. Ціллю вибору — забезпечити найменшу складність та трудомісткість дослідження математичної моделі вертольота, в якості якої виступають диференційні рівняння його руху. На практиці застосовуються три основні типи систем: зв'язана з землею (нормальна), зв'язана з літальним апаратом (зв'язана), зв'язана з вектором швидкості літального апарату (швидкісна), а також їх модифікації. В даній роботі математична модель вертольота побудована в зв'язаній системі координат, так–як вона найбільше підходить для виконання поставленої задачі. Керування вертольотом буде здійснюватися в нормальній системі координат.

Процес керування дуже складний адже вертоліт має шість ступенів вільності (див. рис. 1.2).



**Рис. 1.2** Ступені вільності вертольота.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		11

А саме: прямолінійний рух вгору та вниз вздовж осі Z, рух вперед назад вздовж осі X, бічні рухи вздовж осі Y, обертальний рух навколо осі Z ( $\psi$  кут ролування), обертальний рух навколо осі X ( $\phi$  кут крену), обертальний рух навколо осі Y ( $\theta$  кут тангажа).

## 1.1 Математична модель вертольота

Для розробки системи керування вертольотом, необхідно в першу чергу створити математичну модель вертольота та середовища, в якому буде проводитися дослідження та створення системи керування. В основному принцип формування сил та моментів, що діють на вертоліт в процесі польоту, залежить від типу вертольоту та його тягового гвинта. В цій роботі за основу я взяв мініатюрний вертоліт A-X-Cell 60 SE. Отже давайте розглянемо основні особливості цього вертольота.

### Способи формування управляючих зусиль

Конструктори перших вертольотів зіткнулися з двома основними складностями в області їх стійкості та керованості: по-перше, з недостатньою стійкістю вертольотів внаслідок слабкого демпфування тягового гвинта з шарнірними лопатями; по-друге, з складностями забезпечення керованості із-за великих зусиль на важелі керування, сильно зростаючими із збільшенням маси вертольота.

Потяг подолати ці складності визвало до життя наступну схему тягового гвинта, що використовує гіроскопічні пристрої. Гіроскопічні пристрої дозволяють значно збільшити демпфування тягового гвинта і збільшити тим самим стійкість вертольота. Такий метод побудови тягового гвинта знайшов широке застосування в моделях вертольотів, в тому числі і A-X-Cell 60 SE.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		12



осьових шарнірів дві серволопаті, формуючі стабілізуючий стержень чи серворотор. Серволопаті являють собою аеродинамічні поверхні, закріплені на кінцях стержнів.

Центр універсального шарніра автомата перекоосу нерухомий відносно фюзеляжу вертольота. До обертаючого ся кільця 4 автомата перекоосу кріплять два важеля шліц–шарнірів 5, верхні кінці яких за допомогою сферичних шарнірів зв'язані з повідками стержнів серволопатей.

Кути установки основних лопатей безпосередньо не зв'язані з нахилом автомата перекоосу. Але завдяки перевищенню центра універсального шарніра втулки над лопатями циклічний шаг лопатей зв'язаний з кутом змаху серволопаті, а саме — при змаху якоїсь серволопаті вверх збільшується кут установки наступної за нею основної лопаті. При змаху основної лопаті вверх збільшується кут установки попередньої серволопаті.

Нехай в результаті керуючого діяння, кільце автомату перекоосу нахилилося назад. При цьому кут установки серволопаті, розташованої на азимуті  $270^\circ$ , стає максимальним, а серволопаті, розташованої на азимуті  $90^\circ$ , — мінімальним. В результаті перша серволопоть починає змахувати вверх, а друга — вниз. В результаті інерції перша серволопоть буде мати максимальний кут змаху на азимуті  $0^\circ$ , друга — відповідно мінімум на азимуті  $180^\circ$ . Змах першої серволопаті на азимуті  $0^\circ$  приведе до збільшення кута установки лопаті, розміщеної в цей момент на азимуті  $270^\circ$ . Внаслідок інерції лопать досягає свого максимального змаху на азимуті  $0^\circ$ , тобто площина кінців лопатей нахилиться вперед, що відповідає моменту на пікірування. При виникненні кутової швидкості кабрування (Поворот летящего самолета вокруг поперечной оси, при котором поднимается нос самолета) стержень з серволопателями, володіючи інерцією, буде намагатися, як гіроскоп, зберегти площину свого обертання. В результаті кут змаху серволопаті відносно валу буде максимальним на азимуті  $0^\circ$ , що, як показано раніше, відповідає веденню

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		14

додаткового циклічного шагу, обумовленого відхилення рівнодіючої протилежно обертанню фюзеляжу. Таким чином, в цій схемі тяговий гвинт створює збільшене демпфування.

### Рівняння руху вертольота одно гвинтової схеми

На вертоліт в польоті діють аеродинамічні сили і сили ваги. Схема сил показана на (рис. 1.4). Конструкцію фюзеляжу вертольота не вдається зробити симетричною, тому центробіжні моменти інерції вертольота відносно зв'язаних осей не рівні нулю. Це приводить до необхідності враховувати додаткові складові в рівняннях кутового руху.

Прирівнюючи фюзеляж за жорстке тіло, складемо рівняння руху вертольота в скалярній формі:

$$\begin{aligned}
 m(\dot{W}_x + w_y W_z - w_z W_y) &= T_x + R_x - mg \sin J \cos g; \\
 m(\dot{W}_y + w_z W_x - w_x W_z) &= T_y + R_y - mg \cos J \cos g; \\
 m(\dot{W}_z + w_x W_y - w_y W_x) &= T_z + T_{pz} + R_z + mg \cos J \sin g; \\
 I_x \dot{w}_x + (I_z - I_y) w_y w_z - I_{xy} (w_y - w_x w_z) - I_{xz} (w_x + w_x w_y) + I_{yz} (w_y^2 - w_z^2) &= \\
 = T_z h_{x6} - T_{x6} h_{x6} + M_x^a; & \\
 I_y \dot{w}_y + (I_x - I_z) w_x w_z - I_{xy} (w_x + w_y w_z) - I_{yz} (w_x - w_x w_y) + I_{xz} (w_x^2 - w_z^2) &= \\
 = M_{y6} - T_{x6} (b_{x6} - \Delta x) - T_z \Delta x + M_y^a; & \\
 I_z \dot{w}_z + (I_y - I_x) w_y w_x - I_{xy} (w_x - w_y w_z) - I_{yz} (w_y - w_x w_z) + I_{xy} (w_y^2 - w_x^2) &= \\
 = M_{z6} - T_x h_{z6} + T_y \Delta x + M_z^a; &
 \end{aligned} \tag{1.1}$$

де:

$I_x, I_y, I_z$  — осьові моменти інерції вертольота;

$I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}$  — центробіжні моменти інерції;

$w_x, w_y, w_z$  — кутові швидкості фюзеляжу;

$T_x, T_y, T_z$  — складові вектора тяги несного гвинта;

$T_{pz}$  — тяга рульового гвинта;

					ВЛ31.401341.005 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		15



Аеродинамічні сили, діючі на фюзеляж, визначаються в швидкісній системі координат. Їх проекції на зв'язані осі:

$$\begin{aligned} R_x &= X_\phi \cos b \cos a - Y_\phi \sin a - Z_\phi \sin b \cos a \\ R_y &= Y_\phi \cos a - X_\phi \cos b \sin a - Z_\phi \sin b \sin a + Y_{cm} \\ R_z &= Z_\phi \cos b + X_\phi \sin b \end{aligned} \quad (1.2)$$

де:  $a$  і  $b$  — кути атаки та ковзання вертольота;

$X_\phi, Y_\phi, Z_\phi$  — аеродинамічні сили фюзеляжу вертольота.

В рівняннях (1.1) присутні центробіжні моменти інерції

$$I_{xy} = \int XYdm, \quad I_{yz} = \int YZdm, \quad I_{xz} = \int XZdm \quad (1.3)$$

Значення  $X_\phi$  можна порахувати за допомогою наступної формули:

$$X_\phi = \frac{1}{2} rV^2 S_e \quad (1.4)$$

де  $S_e$  — площа еквівалентної шкідливої пластинки фюзеляжу. Лобовий опір фюзеляжу приймається рівним лобовому опору плоскої пластинки, поставленої перпендикулярно потоку.

Величиною  $Y_\phi$ , якщо вертоліт немає крила, можна знехтувати.

Величину повздовжнього моменту фюзеляжу можна порахувати за формулою:

$$M_z = rV^2 K_\phi U_\phi (a - a_{\phi 0}) \quad (1.5)$$

Тут  $U_\phi$  — об'єм еквівалентного тіла обертання,  $K_\phi$  поправочний коефіцієнт, який залежить від довжини фюзеляжу  $l/D$  ( $l$  — довжина,  $D$  — найбільший діаметр еквівалентного тіла обертання). Залежність  $K_\phi$  від  $l/D$  представлена на (рис. 1.5) Величина  $a_{\phi 0}$  — кут атаки фюзеляжу, відповідний  $M_{z\phi} = 0$ .

Величина  $Y_{CT}$  визначається по формулі:

					ВЛ31.401341.005 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		17

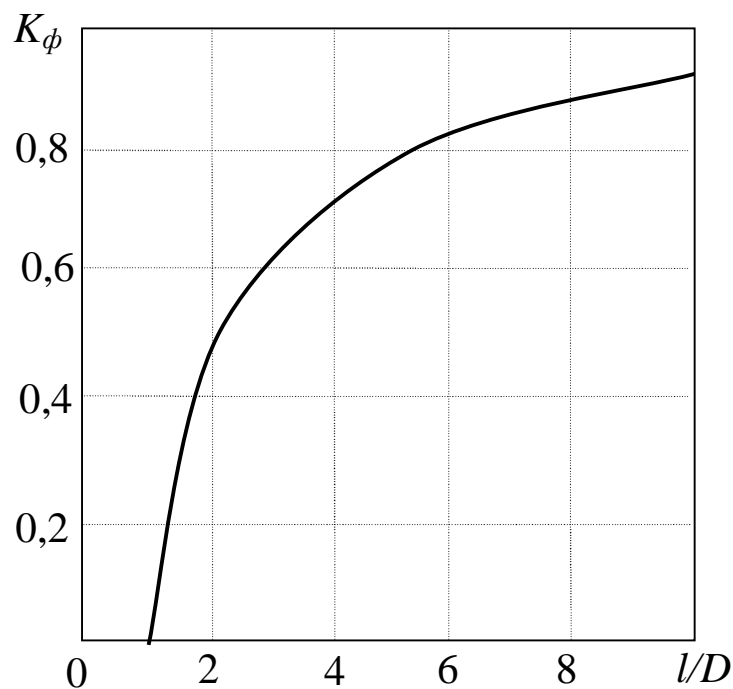
$$Y_{cm} = \frac{1}{2} r V^2 S_{cm} a_{cm} \quad (1.6)$$

де  $S_{cm}$  — площа стабілізатора;

$a_{cm}$  — знаходиться із виразу:

$$a_{cm} = \frac{p l_{cm}}{1 + \sqrt{1 + \frac{1}{4} I_{cm}^2}} \quad (1.7)$$

де  $I_{cm} = \frac{l_{cm}^2}{S_{cm}}$  у здовження стабілізатора;  $l_{cm}$  — розмах стабілізатора.



**Рис. 1.5** Графік для визначення коефіцієнта моменту фюзеляжу.

Сила опору фюзеляжу при боковому польоті:

$$Z_{\phi} = \frac{1}{2} r S_e (V \cdot \cos b)^2$$

Сили та моменти, що формуються на втулці тягового гвинта та рульового гвинта розглянемо окремо.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		18

## Тяговий гвинт

Розглянемо спрощену модель тягового гвинта (тяговий гвинт, несний гвинт) в якій тяговий гвинт замінюється своєю рівнодіючою, і надалі вертоліт розглядається просто як тверде тіло, а рівнодіюча сил на тяговому гвинті — як одна із зовнішніх сил, що діє на вертоліт.

### Сили та моменти на тяговому гвинті

Розглянемо тяговий гвинт в зв'язаній з його валом правій системі координат (рис. 1.6). Нехай вісь  $O_y$  співпадає з віссю вала, а вісь  $O_x$  — з напрямком польоту. На фюзеляж із сторони тягового гвинта передаються в загальному випадку три складові сили і моменту. Це сила тяги  $T$ , поздовжня сила  $H$  і бокова сила  $S$ . Крутячий момент  $M_K$ , передаючий на фюзеляж вертольота, напрямлений протилежно обертанню тягового гвинта. Моменти  $M_x$  і  $M_z$  не рівні нулю, якщо осі горизонтального шарніра мають рознос, тобто не співпадають з віссю вала тягового гвинта.

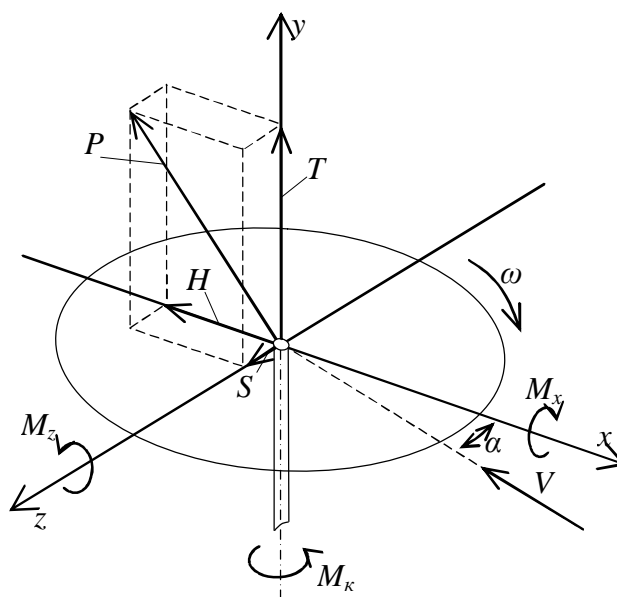


Рис. 1.6 Схема дії сил і моментів на тяговому гвинті

					ВЛ31.401341.005 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		19

Повітряний потік зі швидкістю  $V$  набігає на тяговий гвинт під кутом атаки  $\alpha$ . Кут атаки відраховується від конструктивної площини обертання гвинта, тобто від площини перпендикулярній валу.

Імпульсна теорія тягового гвинта зв'язує силу тяги тягового гвинта з індуктивною швидкістю в площині обертання наступною залежністю:

$$T = 2r(pR^2)V'u \quad (1.8)$$

де  $V' = \sqrt{(V \cos \alpha)^2 + u^2}$ , а  $u$  — індуктивна швидкість в площині обертання тягового гвинта.

Для сил і крутячого моменту запишемо вирази:

$$T = \frac{1}{2} C_T r(pR^2)(wR)^2 \quad (1.9)$$

$$H = \frac{1}{2} C_H r(pR^2)(wR)^2 \quad (1.10)$$

$$S = \frac{1}{2} C_S r(pR^2)(wR)^2 \quad (1.11)$$

$$M_K = \frac{1}{2} m_K r(pR^2)(wR)^2 R \quad (1.12)$$

де величини  $C_T$ ,  $C_H$ ,  $C_S$  і  $m_K$  називаються коефіцієнтами відповідних сил та моментів.

Режим роботи тягового гвинта визначається характеристикою режиму  $m = \frac{V \cos \alpha}{wR}$  і коефіцієнтом протікання  $l = \frac{V \sin \alpha - u}{wR}$

### Динаміка руху вертольота

Основою для виводу та використання спрощених рівнянь руху вертольота являється припущення щодо заміни тягового гвинта з його складною динамікою — рівнодіючою силою. При цьому вважається, що маховий рух лопаті змінюється миттєво при зміні параметрів руху вертольота і кутів

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		20

загального і циклічного шага лопатей. Як правило, при такому розгляданні не враховуються зв'язки між поздовжнім та боковим рухом і ці рухи розглядаються окремо.

Такий спрощений підхід, хоч і не дасть точного описання динаміки вертольоту, але дозволяє бачити основні її риси і тому широко використовується повсюдно.

### Співвідношення для сил та моментів на тяговому гвинті

Залежність сил та моментів на тяговому гвинті від параметрів руху можна описати за допомогою імпульсної теорії.

В імпульсній теорії розглядається тяговий гвинт з постійними кутами установки лопатей по азимуту. В той же час для зрівноваження сил та моментів, діючих на вертоліт, необхідне введення циклічного шагу, залежного від режиму польоту. Для того щоб отримати можливість приміняти висновки імпульсної теорії до гвинта з перемінним циклічним шагом вводиться поняття еквівалентного тягового гвинта.

Представлення махового руху лопатей першими трьома коефіцієнтами ряду Фур'є рівнозначно припущенню, про те, що рівнодіюча сил на тяговий гвинт співпадає з віссю конуса лопатей. Тоді можна рахувати, що:

$$H = a_1 T \quad (1.13)$$

$$S = b_1 T \quad (1.14)$$

Коефіцієнти  $a_1$ ,  $b_1$  змінюються не тільки при відхиленні керування чи впливі кутових швидкостей, але і в залежності від режиму польоту.

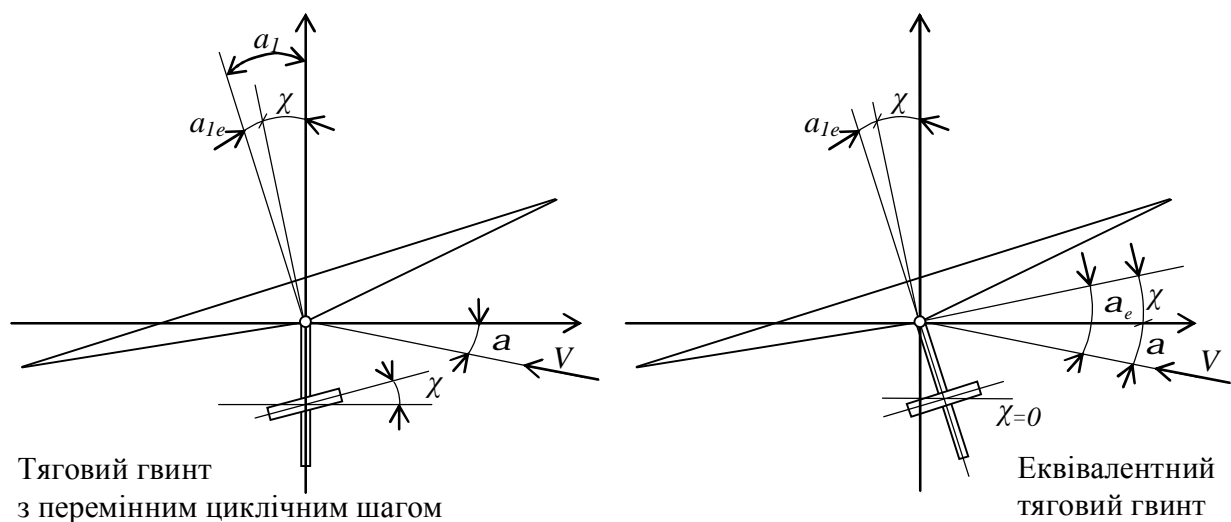
Нехай є тяговий гвинт, у якого внаслідок відхилення керування ( $c \neq 0$ ,  $h \neq 0$ ) циклічний шаг змінюється по закону  $j = j_0 - q_1 \sin \gamma - q_2 \cos \gamma$ .

					ВЛЗ1.401341.005 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		21

При цьому коефіцієнти махового руху будуть  $a_0, a_1, b_1$ . Еквівалентний цьому тяговому гвинту буде називатися такий тяговий гвинт, у якого положення конуса лопатей в просторі таке ж, як у першого, а циклічний шаг лопатей постійний по азимуту ( $j = j_0$ ). Можна показати, що напрямок осі валу еквівалентного тягового гвинта буде співпадати з напрямком осі вала з перемінним циклічним шагом кути  $q_1, q_2$ , так що:

$$a_1 = a_{1e} - q_1 \quad (1.15)$$

$$b_1 = b_{1e} + q_2 \quad (1.16)$$



**Рис. 1.7** Еквівалентний тяговий гвинт

Відповідно кути атаки цих гвинтів будуть відрізнятися на величину  $q_1$ :  $a_e = a - q_1$ . Коефіцієнт протікання для еквівалентного тягового гвинта  $l_e = l - m q_1$ .

При однакових значеннях загального шагу  $j_e$  та  $\mu$  тяговий гвинт з перемінним циклічним шагом і еквівалентний будуть мати однакові коефіцієнти  $a_0, C_T, m_k$ .

Коефіцієнти  $a_0, a_{1e}, b_{1e}, C_T$  та  $m_k$  можна визначити із виразів:

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		22

$$a_0 = g \left[ \frac{1}{3} I_e + \frac{1}{4} j_e (1 + m^2) \right] \quad (1.17)$$

$$a_{1e} = \frac{2m}{1 - \frac{1}{2} m^2} \left( I_e + \frac{4}{3} j_e \right) \quad (1.18)$$

$$b_{1e} = \frac{4}{3} a_0 \frac{m}{1 + \frac{1}{2} m^2} \quad (1.19)$$

$$C_T = aS \left[ \frac{1}{3} j_e \left( 1 + \frac{3}{2} m^2 \right) + \frac{1}{2} I_e \right] \quad (1.20)$$

$$m_k = aS \left( \left( \frac{C_T}{aS} \right) + I \right) \quad (1.21)$$

При виконанні умови незалежності поздовжнього та поперечного керування  $\frac{\partial a_1}{\partial h} = \frac{\partial b_1}{\partial c} = 0$   $\left( tgj_0 = -\frac{1}{k} \right)$ , коефіцієнти  $a_1$  та  $b_1$  можна визначити із наступних виразів:

$$a_1 = \frac{a_{1e} + kb_{1e}}{1 + k^2} + \frac{c}{\sqrt{1 + k^2}} \quad (1.22)$$

$$b_1 = \frac{b_{1e} - ka_{1e}}{1 + k^2} + \frac{h}{\sqrt{1 + k^2}} \quad (1.23)$$

При обертанні вертольота з кутовими швидкостями  $\omega_z, \omega_x$  коефіцієнти  $a_1$  і  $b_1$  получать додатковий приріст, який при умові правильного фазування демпфувального моменту  $\frac{\partial a_1}{\partial w_x} = \frac{\partial b_1}{\partial w_z} = 0$   $\left( k = \frac{g}{8} \right)$  рівні:

$$\Delta a_1 = -\frac{8}{gw} w_z \quad (1.24)$$

$$\Delta b_1 = -\frac{8}{gw} w_x \quad (1.25)$$

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		23

## Рульовий гвинт

Приведені формули для визначення характеристик тягового гвинта можна застосувати для розрахунку рульового гвинта вертольота. В цьому випадку кут атаки рульового гвинта визначається по формулі:

$$a_{p.g.} = b + \frac{L_{p.g.}}{V} w_y \quad (1.26)$$

де  $\beta$  — кут ковзання вертольота;  $L_{p.g.}$  — відстань від центру рульового гвинта до центра мас вертольота;

## Параметри вертольота

Математична модель була розроблена для вертольота А-Х-Cell 60 SE, його основні фізичні параметри приведені в таблиці 2.1. Цю модель можна застосувати також для будь-якого іншого вертольота, лише необхідно задати параметри бажаного вертольота в середовище моделювання.

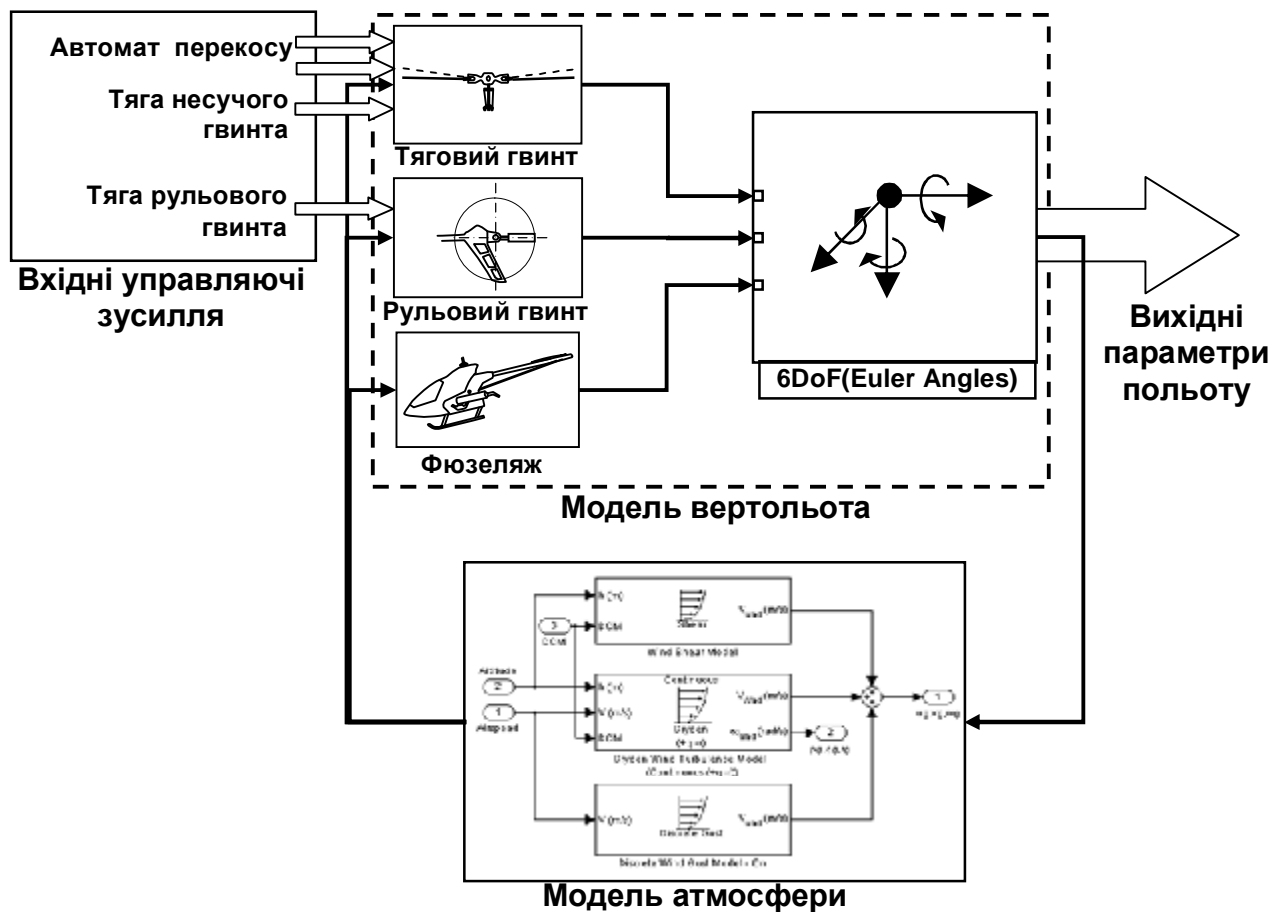
**Таблиця 1.1** Параметри вертольота А-Х-Cell 60 SE.

Параметр	Опис
$m=7.7 \text{ кг}$	Маса вертольота
$I_x=0.18 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$	Момент інерції відносно осі X
$I_y=0.34 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$	Момент інерції відносно осі Y
$I_z=0.28 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$	Момент інерції відносно осі Z
$R_{mr}=0.75 \text{ м}$	Радіус несучого гвинта (довжина лопаті)
$c_{mr}=0.06 \text{ м}$	Ширина лопаті
$R_{tr}=0.13 \text{ м}$	Радіус рульового гвинта
$c_{tr}=0.029 \text{ м}$	Ширина лопаті рульового гвинта

					ВЛ31.401341.005 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		24



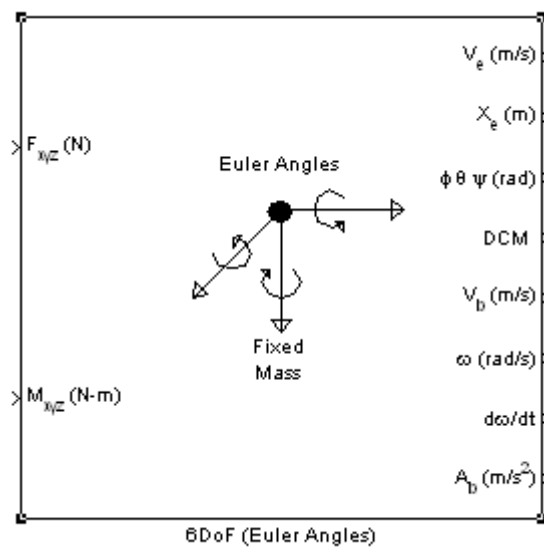
систему керування на основі нечіткої логіки та провести моделювання. В системі Simulink використовується підхід об'єктна орієнтованого програмування, що дає змогу створити математичну модель вертольота простою для візуального сприйняття. На рис 1.9 приведена функціональна схема математичної моделі вертольота.



**Рис. 1.9** Функціональна схема вертольота та навколишнього середовища.

Розглянемо принцип побудови математичної моделі вертольота в середовищі Matlab Simulink (див. рис. 1.12). Описати рух вертольота в просторі можна за допомогою диференціальних рівнянь приведених в формулі (1.1).

Розв'язати ці рівняння можна за допомогою стандартного блоку 6DoF (Euler Angles) див. рис. 1.10



**Рис. 1.10** Блок 6DoF (Euler Angles).

Блок дозволяє промоделювати динаміку польоту вертольота в нормальній системі координат. На вхід до блоку подається два сигнали: перший — проекції сил, що діють на вертоліт в зв'язаній системі координат та прикладених до центра мас, другий — моменти які діють на вертоліт в процесі польоту. На виході блоку будуть:

1. проекції вектора швидкості польоту на осі нормальної системи координат, в метрах за секунду;
2. положення вертольота відносно заданої точки в нормальній системі координат, в метрах;
3. положення вертольота в зв'язаній системі координат відносно нормальної, що визначається трьома кутами Ейлера: крену, тангажу, ролання, в радіанах;
4. матриця передаточних косинусів, що дає змогу перейти від нормальної системи координат до зв'язаної;

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		27

5. проекції вектора швидкості польоту на осі зв'язаної системи координат, в метрах за секунду;
6. кутова швидкість обертання відносно осей зв'язаної системи координат, в радіанах за секунду;
7. кутове прискорення обертання вертольота відносно осей зв'язаної системи координат;
8. проекції вектора прискорення польоту на осі зв'язаної системи координат.

В блоці задаються початкові параметри моделювання вертольота, які наведені в таблиці 1.2.

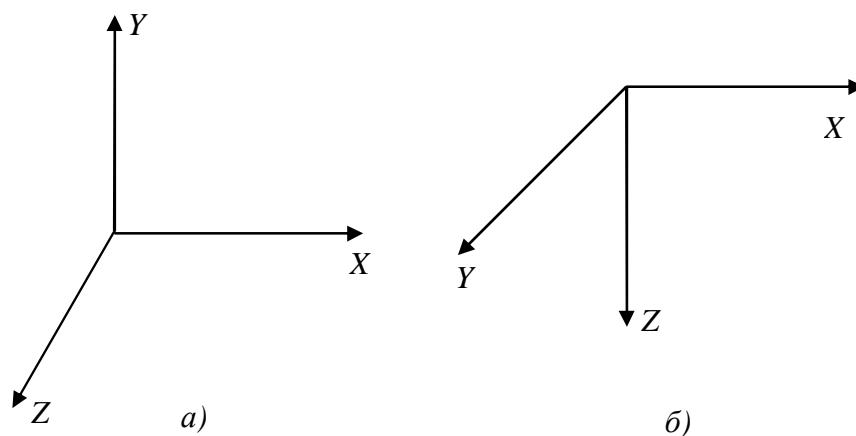
**Таблиця 1.2** Параметри блоку (3DoF Body Axes).

Назва пункту	Пояснення
Initial position	Задається початкове положення вертольота в нормальній системі координат
Initial velocity	Задається початкова швидкість вертольота в зв'язаній системі координат
Initial Euler rotation	Задається початкові кути Ейлера
Initial body rotation rates	Задається початкова швидкість обертання
Initial Mass	Задається маса вертольота
Inertia	Задаються моменти інерції

Також необхідно відмітити наступні допущення та обмеження.

1. Вертолiт розглядається як жорстке тiло, що виключає необхідність розглядати сили, що виникають між окремими елементами конструкції.

2. Всі сили, що діють на вертоліт в процесі польоту прикладені до центра мас.
3. Маса вертольота не змінюється в процесі польоту.
4. Моделювання проводиться в системі координат, що відрізняється від нормальної (OXYZ) рис 1.11а, а саме назвою осей (OXZY) рис 2.3б та напрямком осі Z, що на відмінно від нормальної системи напрямлена вниз.



**Рис 1.11** Система координат в середовищі Matlab Simulink

Для спрощення математичної моделі вертольота я розділив основні його складові на три частини. Тобто окремо розглядав сили та моменти, що формуються на тяговому гвинті, сили та моменти, що формуються на рульовому гвинті та сили і моменти що формуються на фюзеляжі вертольота. Такий підхід дав змогу спростити для сприйняття та розробки математичну модель вертольота.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		29



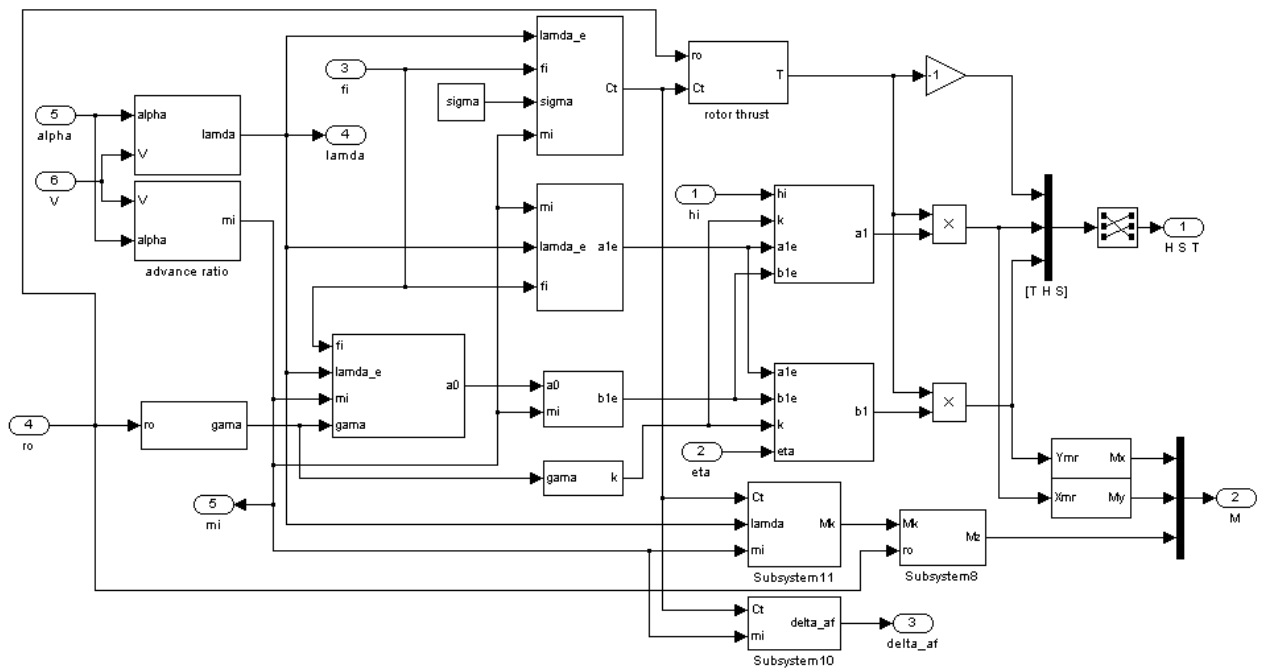


Рис 1.13 Структурна схема тягового гвинта

Фактично в боці проводиться підрахунок сил та моментів, що виникають на лопатях тягового гвинта. Математична модель тягового гвинта була розглянута вище, а дана в даній схемі просто реалізовано всі математичні формули за допомогою яких і можна описати тяговий гвинт.

### Блок рульового гвинта (tail rotor)

В даному блоці реалізована математична модель рульового гвинта, та проведене обчислення його тяги та моментів, які створюються ним. На вхід до блоку подається управляюче зусилля, що регулює кут атаки лопатей гвинта, завдяки чому можна регулювати тягу гвинта.

					ВЛ31.401341.005 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		31



підраховуються по формулах (1.4), якщо в вертольота немає крила тоді підйомною силою, що виникає в наслідок несиметричності корпусу можна знехтувати і розглядати лише сили опору

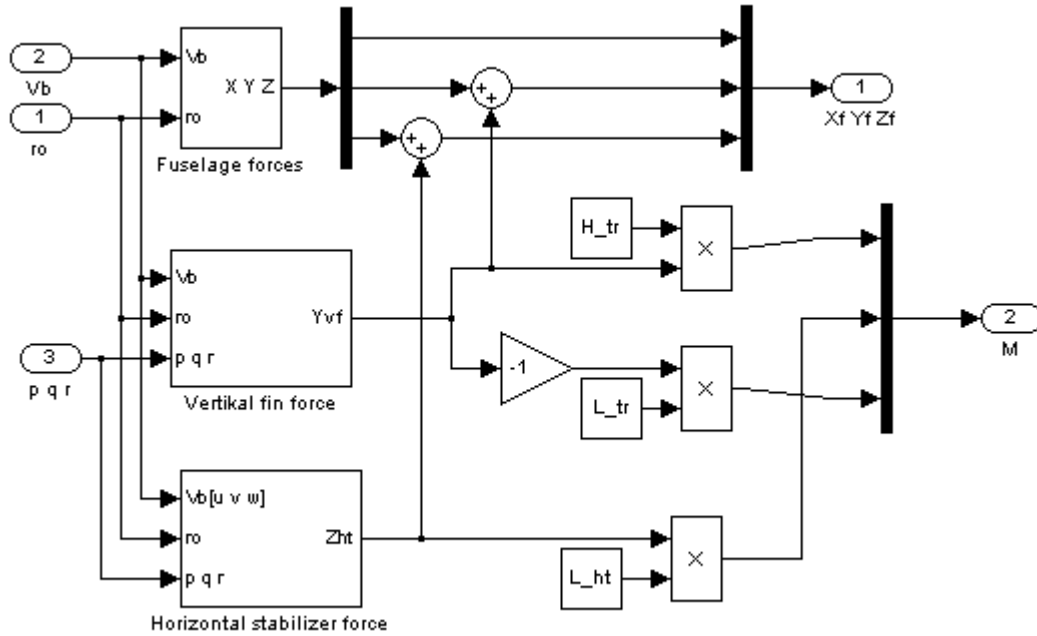


Рис 1.15 Структурна схема блоку фюзеляжу

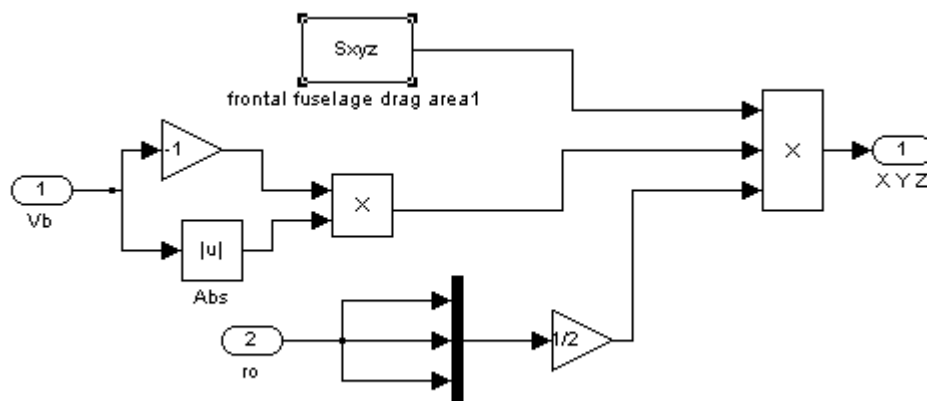


Рис 1.16 Структурна схема блоку, що обчислює аеродинамічні сили опору

## Блок вертикального стабилизатора (Vertikal fin force)

На рис 1.17 приведена структурная схема блока вертикального стабилизатора. При великой швидкості польоту аеродинамічна сила, що виникає на стабілізаторі створює момент навколо центра мас вертольота, який буде протилежно напрямлений моменту який виникає на тяговому гвинту в наслідок його обертання. Таким чином стабілізатор дозволяє розгрузити рульовий гвинт в процесі польоту.

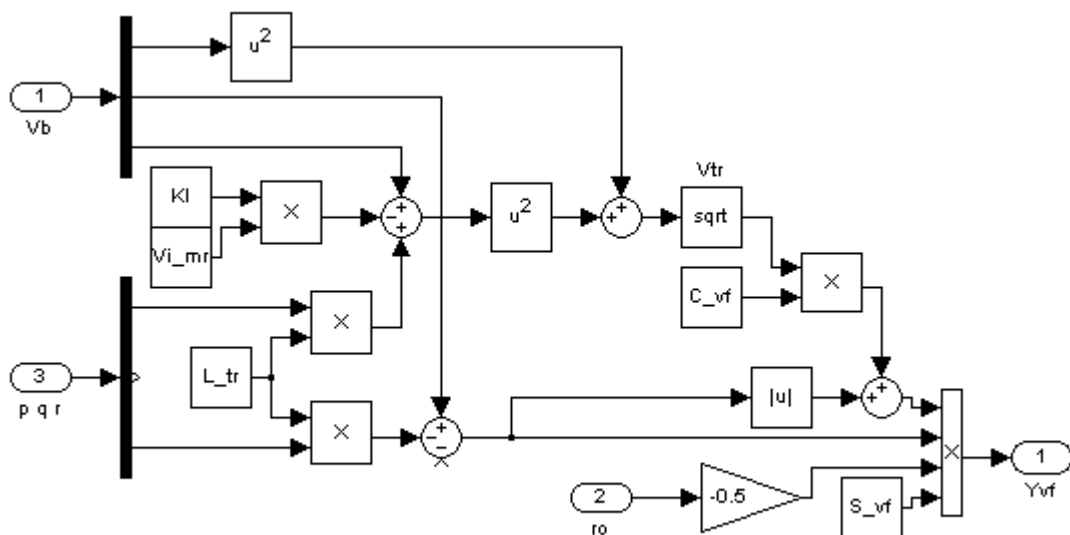


Рис 1.17 Структурна схема блоку вертикального стабилизатора

## Блок горизонтального стабилизатора (Horizontal stabilizer force)

На рис 1.18 приведена структурная схема блока вертикального стабилизатора. Він застосовується для того щоб в процесі польоту вертольота з заданою швидкістю привести систему в стан рівноваги тобто забезпечити політ з заданим кутом тангажу, та погасити випадкові відхилення внаслідок пориву вітру чи других випадкових факторів.

					ВЛ31.401341.005 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		34



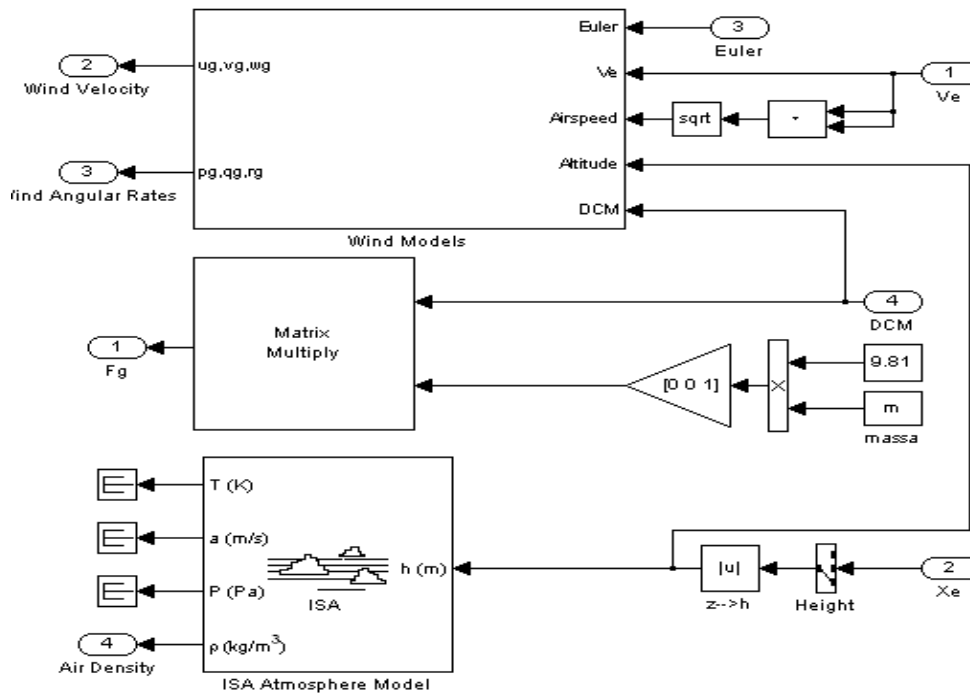


Рис 1.19 Структурна схема блоку блока атмосфери

### Блок моделювання атмосфери (ISA Atmosphere Model)

Даний блок (див. рис. 1.20) здійснює математичне моделювання параметрів атмосфери для температури навколишнього середовища, тиску, густини повітря, і швидкості звуку в залежності від висоти польоту літального апарату над рівнем моря.

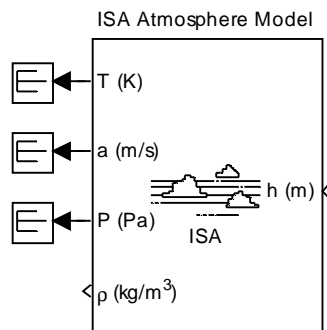


Рис. 1.20 Блок моделювання атмосфери.

На вхід даного блоку подається дійсна висота польоту вертольота, а на виході будуть основні параметри атмосфери: температура, швидкості звуку на даній висоті, тиск та густина повітря.

### Блок вітру (Wind models)

При моделюванні повітряних потоків використовувалися стандартні блоки з бібліотеки Simulink (Wind Shear Model, Dryden Wind Turbulence Model, Discrete Wind Gust Model). На вхід яких подається висота польоту, швидкість польоту та матриця напрямних косинусів. В результаті підрахунку на виході блоку буде вектор швидкості вітру, який далі сумується з вектором швидкості польоту, в результаті ми отримуємо реальні умови польоту.

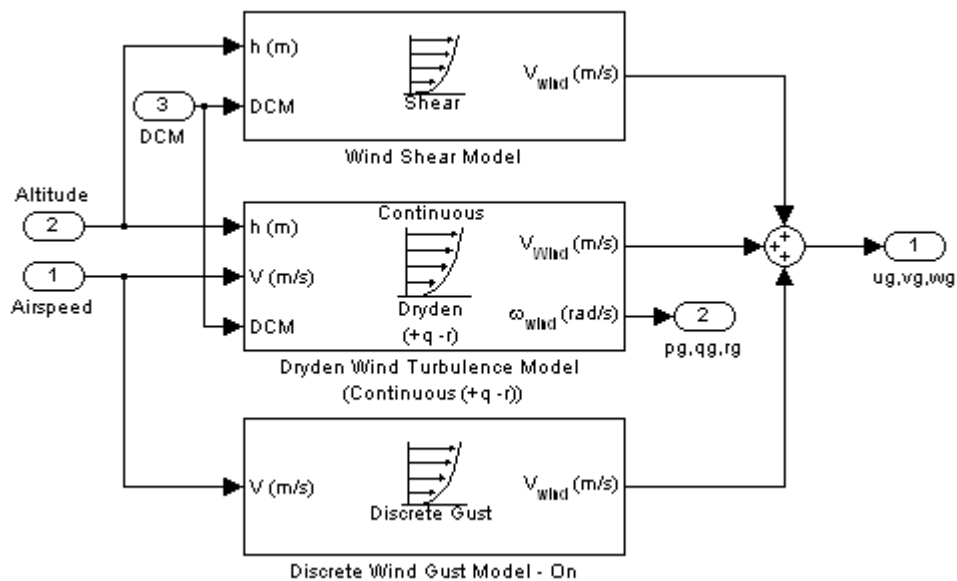


Рис 1.21 Структурна схема блоку вітру

## 2. Синтез нечіткого регулятора

### 2.1 Історія виникнення та поширення апарату нечіткої логіки.

Мабуть, найбільш вражаючою властивістю людського інтелекту є здатність приймати правильні рішення в умовах неповної і нечіткої інформації. Побудова моделей наближених роздумів людини і використання їх у комп'ютерних системах представляє сьогодні одну з найважливіших проблем науки.

Основи нечіткої логіки були закладені наприкінці 60-х років у працях відомого американського математика Латфі Заде. Соціальне замовлення на дослідження подібного роду було викликано зростаючим незадоволенням експертними системами. Хвалений "штучний інтелект", що легко справлявся із задачами керування складними технічними комплексами, був безпорадним при найпростіших висловленнях повсякденного життя, типу "Якщо машиною перед тобою керує недосвідчений водій - тримайся від неї подалі". Для створення дійсно інтелектуальних систем, здатних адекватно взаємодіяти з людиною, необхідний був новий математичний апарат, що переводить невиразні і неоднозначні життєві твердження в мову чітких і формальних математичних формул.

Першим серйозним кроком у цьому напрямку з'явилася теорія нечітких множин, розроблена Заде. Його робота "Fuzzy Sets", що з'явилася в 1965 році в журналі "Information and Control", заклала основи моделювання інтелектуальної діяльності людини і з'явилася початковим поштовхом до розвитку нової математичної теорії. Він же дав і назву для нової області науки - "fuzzy logic" (fuzzy - нечіткий, розмитий, м'який).

Щоб стати класиком, треба небагато випередити свій час. Існує легенда про те, яким чином була створена теорія "нечітких множин". Один раз Заде мав

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		38

довгу дискусію зі своїм другом відносно того, чия з дружин є більш привабливою. Термін "приваблива" є дуже невизначеним і в результаті дискусії вони не змогли прийти до задовільного підсумку. Це змусило Заде сформулювати концепцію, що виражає нечіткі поняття типу "приваблива" у числовій формі.

Подальші роботи професора Л.Заде і його послідовників заклали міцний фундамент нової теорії і створили передумови для впровадження методів нечіткого управління в інженерну практику.

Апарат теорії нечітких множин, продемонструвавши ряд багатообіцяючих можливостей застосування - від систем керування літальними апаратами до прогнозування підсумків виборів, виявився разом з тим надмірно складним для втілення, враховуючи наявний на той час рівень технології - і на багато років нечітка логіка зайняла своє місце в ряді інших спеціальних наукових дисциплін - десь посередині між експертними системами і нейронними мережами...

Своє друге народження теорія нечіткої логіки пережила на початку вісімдесятих років, коли відразу кілька груп дослідників (в-основному в США і Японії) всерйоз зайнялися створенням електронних систем різного застосування, що використовують нечіткі керуючі алгоритми. Теоретичні основи для цих спроб були закладені в ранніх працях Коско й інших учених.

Третій період почався з кінця 80-х років і дотепер. Цей період характеризується бумом практичного застосування теорії нечіткої логіки в різних сферах науки і техніки. До 90-го року з'явилося близько 40 патентів, що відносяться до нечіткої логіки (30 - японських). Сорок вісім японських компаній утворили спільну лабораторію LIFE (Laboratory for International Fuzzy Engineering), японський уряд фінансував 5-річну програму по нечіткій логіці, що включає 19 різних проектів - від систем оцінки глобального забруднення атмосфери і передбачення землетрусів до АСУ заводських цехів і складів.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		39

Результатом виконання цієї програми з'явилася поява цілого ряду нових масових мікрочіпів, заснованих на нечіткій логіці. Сьогодні їх можна знайти в пральних машинах і відеокамерах, цехах заводів і моторних відсіків автомобілів, у системах керування складськими роботами і бойовими вертольотами.

У США розвиток нечіткої логіки йде по шляху створення систем, що потрібні великому бізнесу і військовим. Нечітка логіка застосовується при аналізі нових ринків, біржовій грі, оцінці політичних рейтингів, виборі оптимальної цінової стратегії і т.п. З'явилися і комерційні системи масового застосування.

Зсув центра досліджень нечітких систем вбік практичних застосувань привело до постановки цілого ряду проблем, зокрема:

- нові архітектури комп'ютерів для нечітких обчислень;
- елементна база нечітких комп'ютерів і контролерів;
- інструментальні засоби розробки;
- інженерні методи розрахунку і розробки нечітких систем керування, тощо.

## 2.2 Переваги нечітких систем

Коротко перелічимо відмітні переваги fuzzy-систем у порівнянні з іншими:

- можливість оперувати вхідними даними, заданими нечітко: наприклад, що безупинно змінюються в часі значення (динамічні задачі), значення, що неможливо задати однозначно (результати статистичних опитувань, рекламні компанії і т.д.);
- можливість нечіткої формалізації критеріїв оцінки і порівняння: оперування критеріями "більшість", "можливе", "переважно" і т.д.;

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		40

- можливість проведення якісних оцінок як вхідних даних, так і виведених результатів: ви оперуєте не тільки власне значеннями даних, але їхнім ступенем вірогідності (не плутати з імовірністю!) і її розподілом;
- можливість проведення швидкого моделювання складних динамічних систем і їхній порівняльний аналіз із заданим ступенем точності: оперуючи принципами поведінки системи, описаними fuzzy-методами, ви по-перше, не витрачаєте багато часу на з'ясування точних значень змінних і складання рівнянь, що їх описують, по-друге, можете оцінити різні варіанти вихідних значень.

### 2.3 Застосування нечітких систем

Сьогодні елементи нечіткої логіки можна знайти в десятках промислових виробів - від систем керування електропоїздами і бойовими вертольотами до пилососів і пральних машин. Рекламні кампанії багатьох фірм (переважно японських) підносять успіхи у використанні нечіткої логіки як особливу конкурентну перевагу. Без застосування нечіткої логіки немислимі сучасні ситуаційні центри керівників західних країн, у яких приймаються ключові політичні рішення і моделюються всілякі кризові ситуації. Одним із вражаючих прикладів масштабного застосування нечіткої логіки стало комплексне моделювання системи охорони здоров'я і соціального забезпечення Великобританії (National Health Service - NHS), що вперше дозволило точно оцінити й оптимізувати витрати на соціальні нестатки .

Не обійшли засоби нечіткої логіки і програмні системи, що обслуговують великий бізнес. Першими, зрозуміло, були фінансисти, задачі яких вимагають щоденного прийняття правильних рішень у складних умовах непередбаченого

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		41

ринку. Перший рік використання системи Fuji Bank приносив банку в середньому \$770000 на місяць (і це тільки офіційно оголошений прибуток!).

Слідом за фінансистами, стурбовані успіхами японців і втратою стратегічної ініціативи, когнітивними нечіткими схемами зацікавилися промислові гіганти США. Motorola, General Electric, Otis Elevator, Pacific Gas & Electric, Ford і інші на початку 90-х почали інвестувати в розробку виробів, що використовують нечітку логіку. Маючи солідну фінансову "підтримку", фірми, що спеціалізуються на нечіткій логіці, одержали можливість адаптувати свої розробки для широкого кола застосувань. "Зброя еліти" вийшла на масовий ринок.

## 2.4 Нечітка логіка в Matlab

Fuzzy logic toolbox - вбудована в Matlab сукупність функцій, що містить набір засобів, які дозволяють:

- створювати і редагувати нечіткі системи всередині середовища Matlab;
- вбудовувати нечітку підсистему в SimuLink (поставляється з Matlab) при моделюванні загальної системи;
- побудувати нечітку систему в Matlab у вигляді процедури, що викликається з програми, яка написана на мові Сі.

Даний набір інструментів забезпечує три категорії інструментальних засобів програмування нечітких систем:

- функції командного рядка (command line functions);
- графічний інтерактивний інтерфейс;
- використання вбудованих блоків SimuLink.

Перша категорія - готові функції, які можна викликати відразу з командного рядка Matlab. Практично усі вони являють собою м-файли, що містять послідовність виразів, що виконують спеціалізований нечіткий

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		42

алгоритм. Для перегляду вихідного коду функцій необхідно набрати в командному рядку:

```
type ім'я_функції
```

Крім того, Matlab дозволяє їх модифікувати шляхом копіювання і перейменування відповідного файлу та наступного його редагування. Таким чином, нечіткий набір інструментів є розширеним власними функціями.

Друга категорія дозволяє отримати доступ до тих самих функцій через графічний користувальницький інтерфейс, за допомогою якого набагато зручніше конструювати й аналізувати нечіткі системи.

Третя категорія - моделювання в середовищі SimuLink. Тут підсистеми представляються у виді блоків - можна з'єднати будь-яким чином і відразу отримати результати.

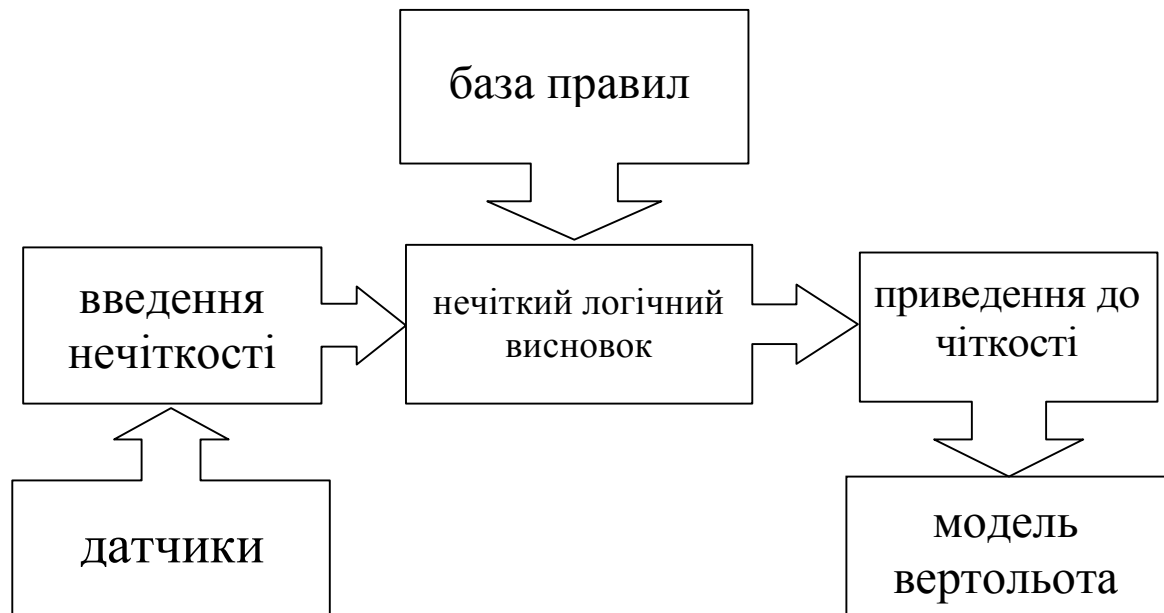
Усі дії над нечіткими числами задаються мінімальним набором функцій і відбуваються всередині програми. Таким чином, користувачу необов'язково вивчати усі тонкощі теорії нечітких множин, достатньо лише визначити усі вхідні і вихідні змінні і задати таблицю правил, а решту роботи робить Matlab. Дефазифікація виконується в один з п'ятих методів, зазначених програмістом. Крім того, можна вивести на екран відповідно до введених правил результуючі поверхні керування в залежності від комбінації входів, схему отриманої нечіткої програми, і це лише мала частина всіх можливостей даного набору інструментів.

### **Розглянемо на прикладі застосування нечіткої системи.**

Роботу регулятора на основі нечіткої логіки можна описати наступним чином (див. рис. 2.1). Із датчиків на блок регулятора поступає інформація, яка приводиться до нечіткого вигляду за допомогою функцій приналежності. Після чого робиться нечіткий висновок на основі бази правил, який і приводиться до

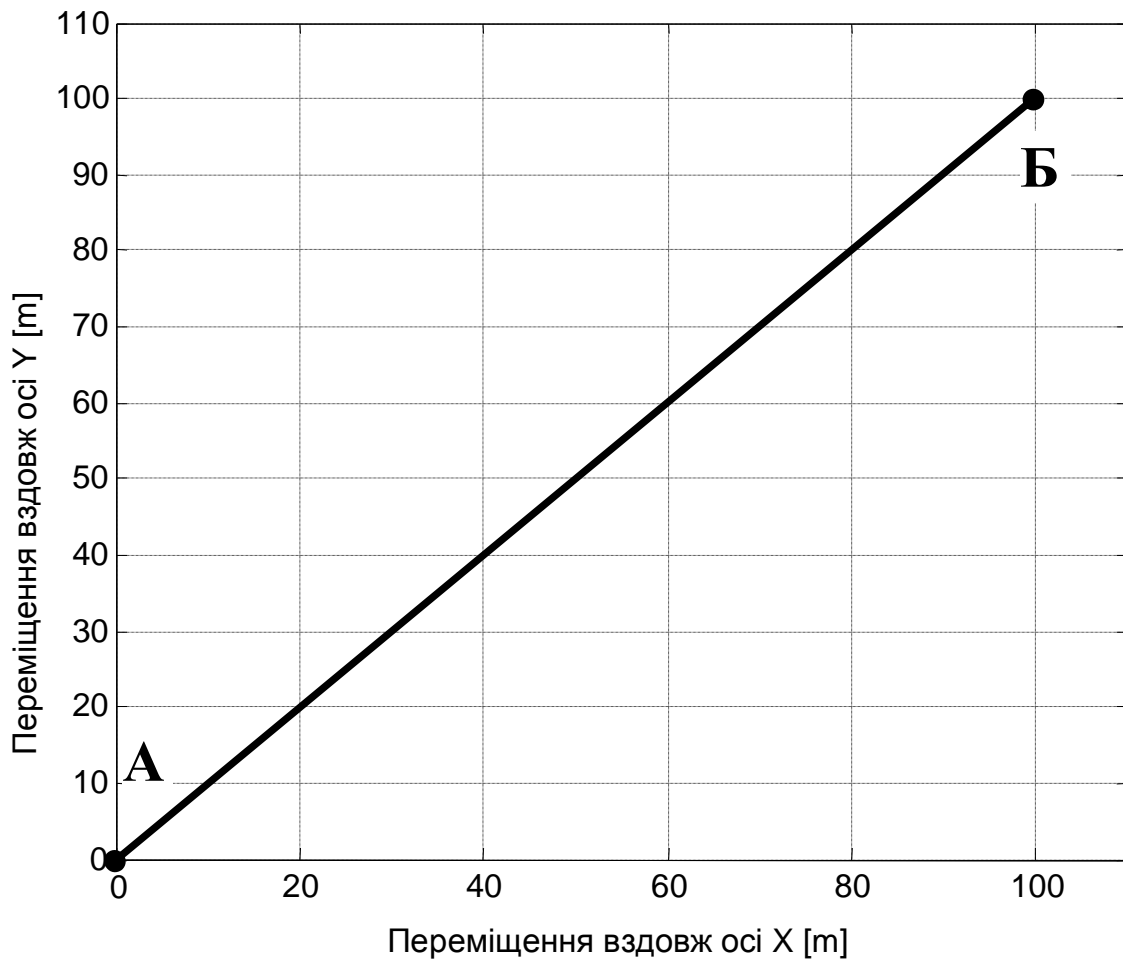
					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		43

чіткості за допомогою функцій приналежності лінгвістичної змінної вихідного сигналу.



**Рис. 2.1** Схема роботи регулятора на основі нечіткої логіки

Завдання цієї роботи полягає в розробці системи керування гелікоптером на основі нечіткої логіки, яка забезпечить автоматичний політ вертольота по заданій траєкторії. Для простоти моделювання розглянемо політ вертольота з точки А в точку Б. Точка А — це початкове положення вертольоту, в якому вертоліт знаходиться в стані спокою тобто він знаходиться на поверхні землі і його швидкість рівна 0м/с. Далі йому необхідно набрати задану висоту польоту та прилетіти в точку Б по найкоротшому шляху та приземлитися в точці Б. Причому максимальна вертикальна швидкість приземлення повинна перевищувати 1 м/с, а похибка повинна перевищувати 2м. Координати точки Б задаються вручну див рис 2.2.



**Рис 2.2** Задана траєкторія польоту гелікоптера.

Для забезпечення автоматичного польоту вертольота по заданій траєкторії, необхідно розглянути динамічні властивості вертольота, як об'єкта управління. Необхідно зауважити, між всіма каналами керування вертольотом існують сильні перехресні зв'язки і керуюче зусилля в одному каналі може діяти в іншому як шкідливе зусилля, що ускладнює пілотування. Таким чином неможна розглядати управління в кожному каналі окрему необхідно розглядати систему в комплексі.

Весь комплекс системи автоматичного керування складається з систем автоматичного управління кутовим рухом вертольота та систем автоматичного керування траєкторним рухом вертольота. В настояний час знайшли

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		45

застосування і широко використовуються наступні режими автоматичного траєкторного керування:

- стабілізація заданої висоти польоту (барометричної, істинної чи геометричної);
- стабілізація заданої швидкості польоту;
- стабілізація заданого шляхового кута;
- стабілізація центра мас відносно лінії заданого шляху в боковій площині.

При виконанні польотного завдання перелічені режими можуть використовуватися в різних комбінаціях. Так, наприклад, при виконанні польотного завдання, в якому назначений пункт маршруту і обмеженні умови прибуття до місця призначення в заданий час з заданого напрямку і на заданій висоті, можна застосувати режим стабілізації заданого шляхового кута, режим стабілізації виступу польоту, режим стабілізації швидкості польоту.

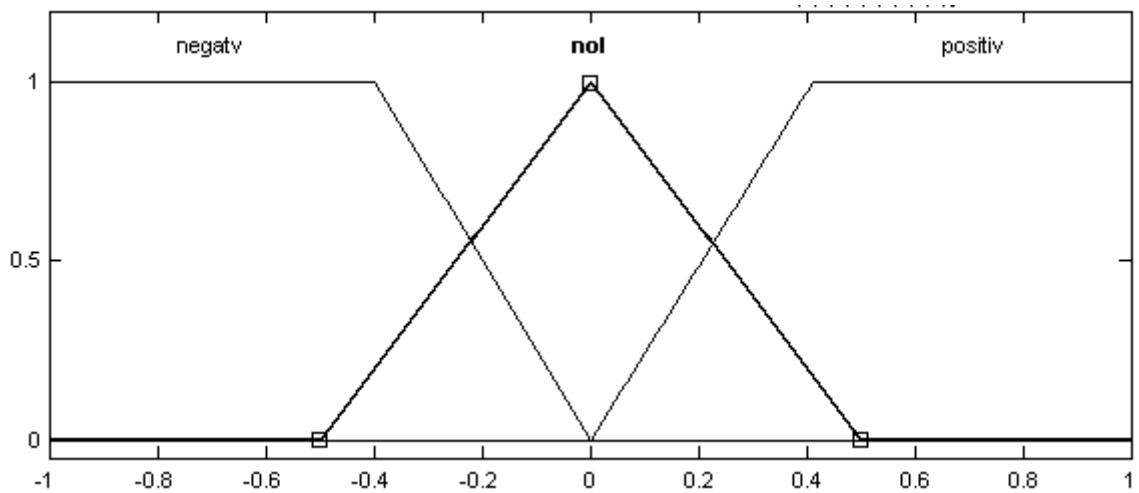
Таким чином застосування декількох режимів польоту значно полегшує процес розробки і експлуатації системи керування вертольотом. На рис 2.3 приведена структурна схема керування вертольотом. Вона складається з наступних елементів:

- система стабілізації заданого шляхового кута (кута ковзання);
- система стабілізації кута крену;
- система стабілізації кута тангажу;
- система стабілізації заданої висоти польоту;
- стабілізація центра мас відносно лінії заданого шляху в боковій площині;
- система стабілізації заданої швидкості польоту;
- система автоматичного польоту по заданим координатам.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		46

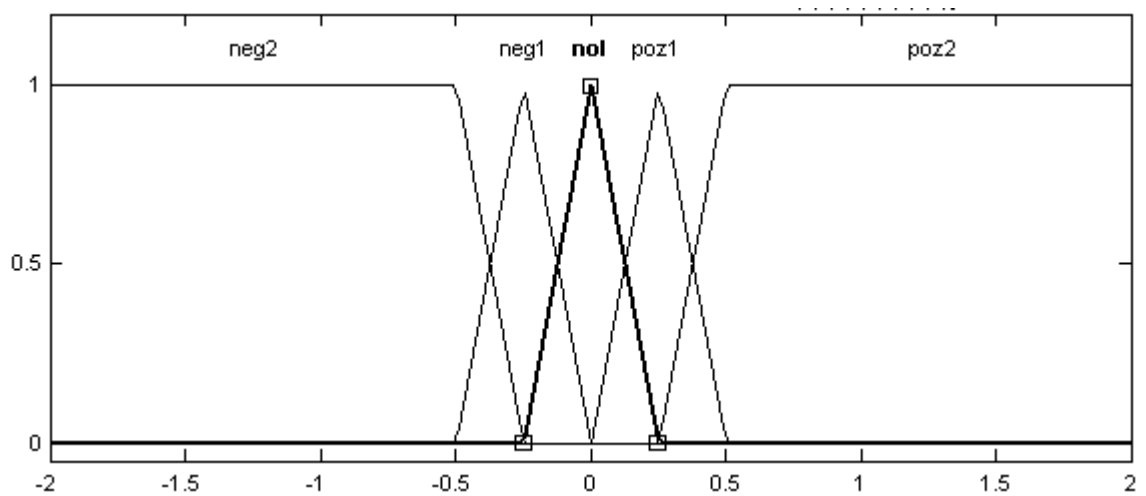






**Рис. 2.6** Функції належності кутової швидкості ( $r$ )

На рисунку 2.7 зображені функції належності вихідного сигналу, вихідною величиною буде відхилення органів керування рульовим гвинтом .



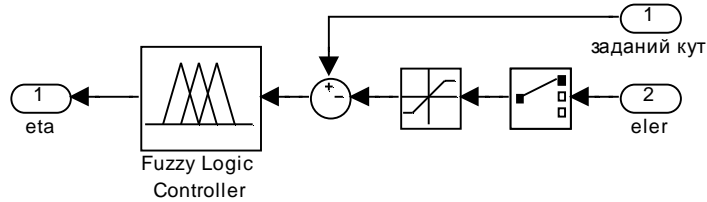
**Рис. 2.7** Функції належності вихідного сигналу ( $f_{i\_tr}$ )

Тепер розглянемо набір правил для системи нечіткого висновку (див. табл. 2.1)

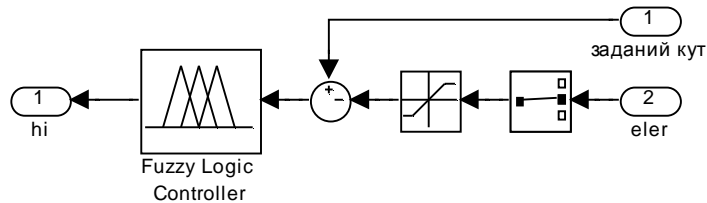
**Таблиця 2.1** Набір правил для системи нечіткого висновку

№	Правило
1	If (euler is negativ2) then (fi_tr is poz2)
2	If (euler is positiv2) then (fi_tr is neg2)
3	If (euler is nol) then (Vz is nol)
4	If (euler is neg1) and (r is poz) then (fi_tr is poz1)
5	If (euler is poz1) and (r is neg) then (fi_tr is neg1)

Система стабілізації кута крену та система стабілізації кута тангажу (див рис 2.8 та 2.9) по своїм задачам і структурі ідентичні відрізняються вони лише вхідними сигналами, що подаються для обчислення. На виході будемо мати вихідний управляючий сигнал який забезпечує кутове положення вертольота в просторі.



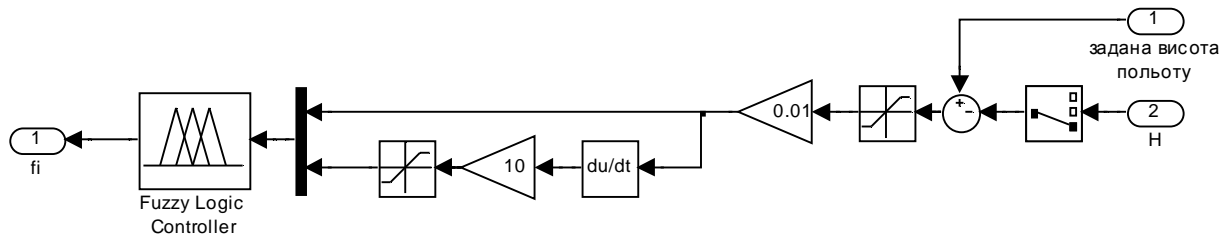
**Рис. 2.8** Система стабілізації кута крену



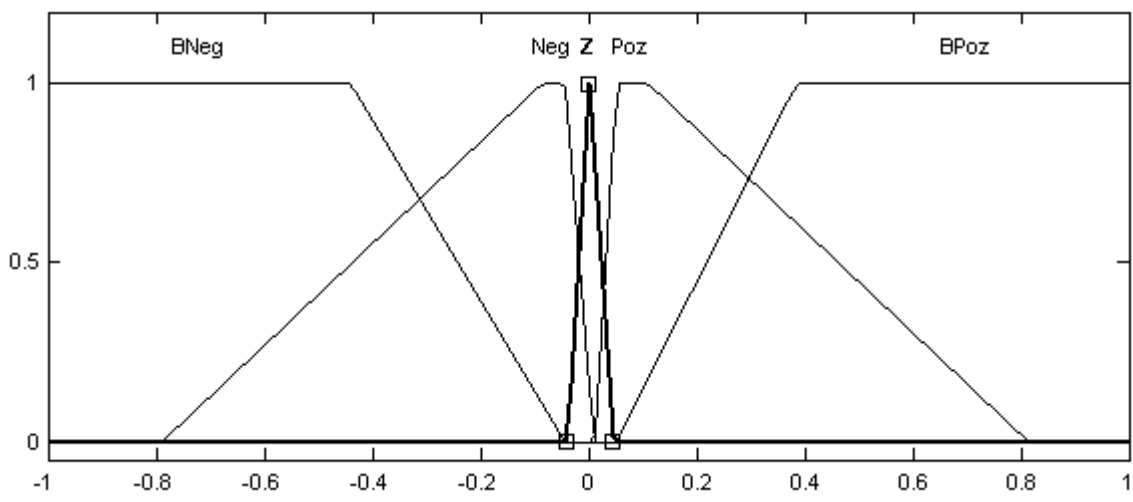
**Рис. 2.9** Система стабілізації кута тангажу



Система стабілізації заданої висоти польоту призначена для забезпечення польоту вертольота на заданій висоті, а також виконує функції системи автоматичної посадки. Тобто якщо вертоліт знаходиться на висоті 100 м і на вхід системи подати 0 м — система подасть управляюче зусилля на тяговий гвинт, щоб посадити гелікоптер. Структурна схема ситами наведена на рис 2.11



**Рис. 2.11** Система стабілізації заданої висоти польоту

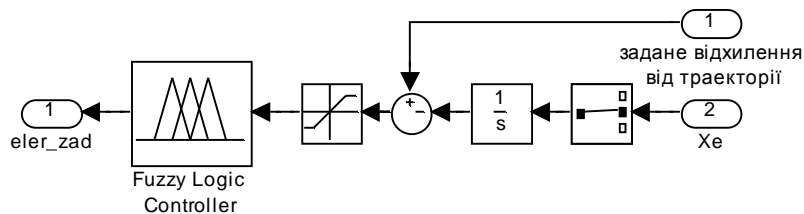


**Рис. 2.12** Функції належності вхідного сигналу (height)

Таким чином система дозволяє керувати вертольотом як при наборі заданої висоти польоту так і при посадці, використання додаткових функцій належності вертикальної швидкості польоту дозволяє точно забезпечити вертикальну швидкість посадки меншу чим 0. м/с.

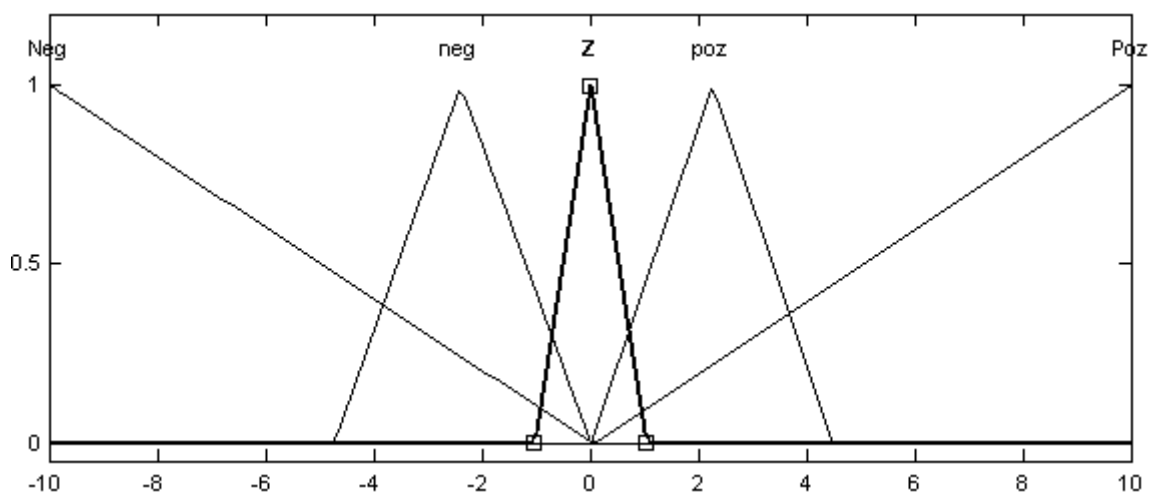


Система стабілізації центра мас відносно лінії заданого шляху в боковій площині, використовується для забезпечення польоту вертольота в заданому коридорі по заданій траєкторії.

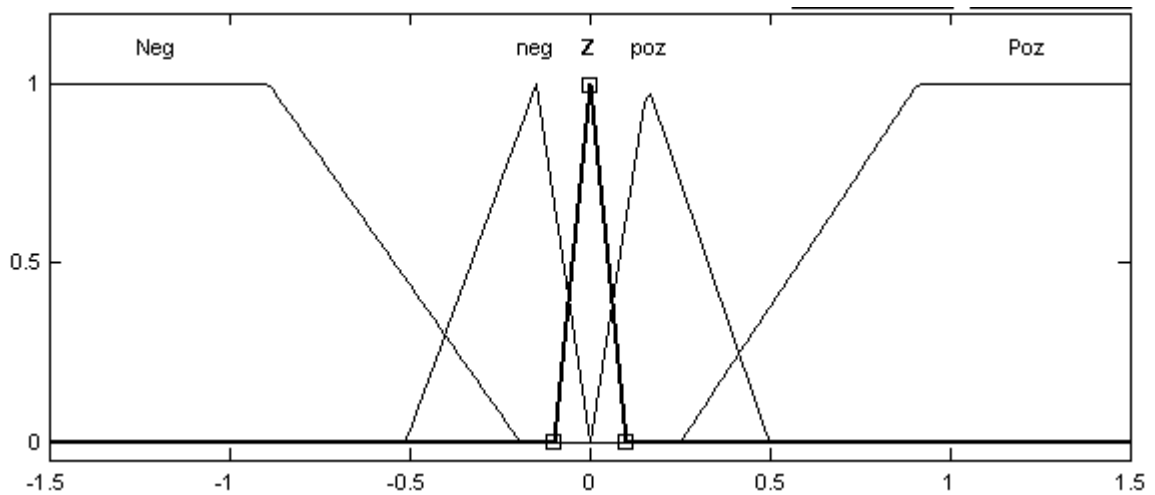


**Рис. 2.14** Стабілізація центра мас відносно лінії заданого шляху в боковій площині

Таким чином відхилення вертольота від лінії заданого шляху в боковій площині можна задати вручну, що дозволяє проводити маневри обходу перешкод, не змінюючи при цьому шляхового кута. Причому система дозволяє забезпечити точність виконання режиму в діапазоні 2м (див. результати), що збільшує область застосування системи.



**Рис. 2.15** Функції належності вхідного сигналу ( $Y_b$ )

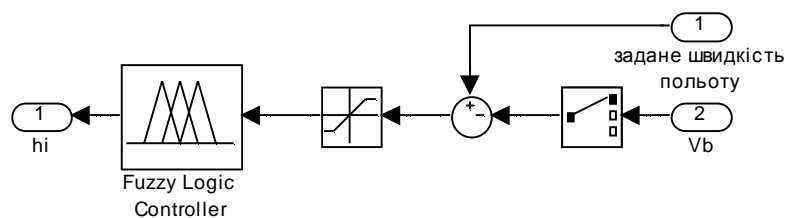


**Рис. 2.16** Функції належності вихідного сигналу (fuzzy)

**Таблиця 2.4** Набір правил для системи нечіткого висновку

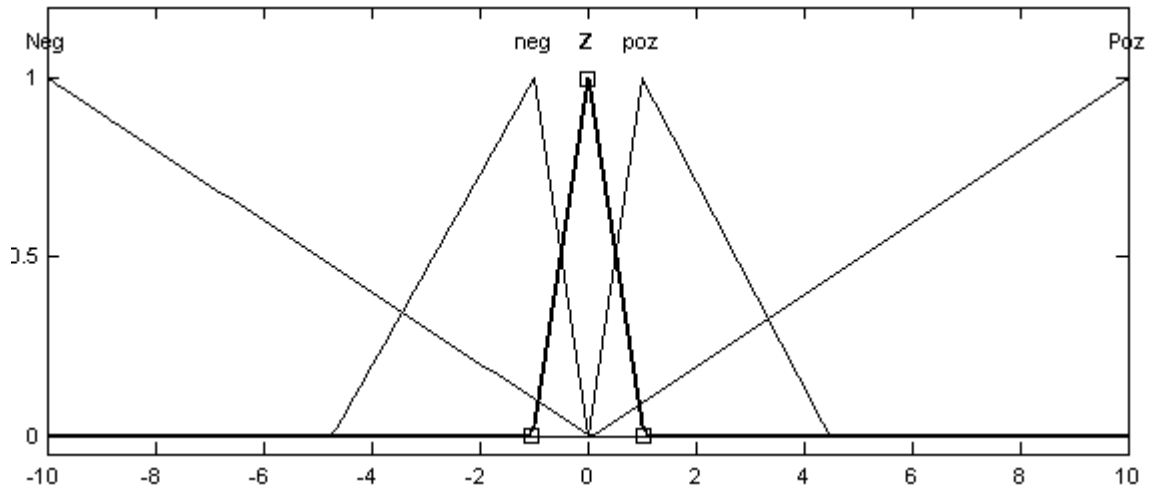
№	Правило
1	If (Yb is Neg) then (fuzzy is Poz)
2	If (Yb is Poz) then (fuzzy is Neg)
3	If (Yb is Z) then (fuzzy is Z)
4	If (Yb is neg) then (fuzzy is poz)
5	If (Yb is poz) then (fuzzy is neg)

На рис. 2.17 приведена система стабілізації заданої швидкості польоту.



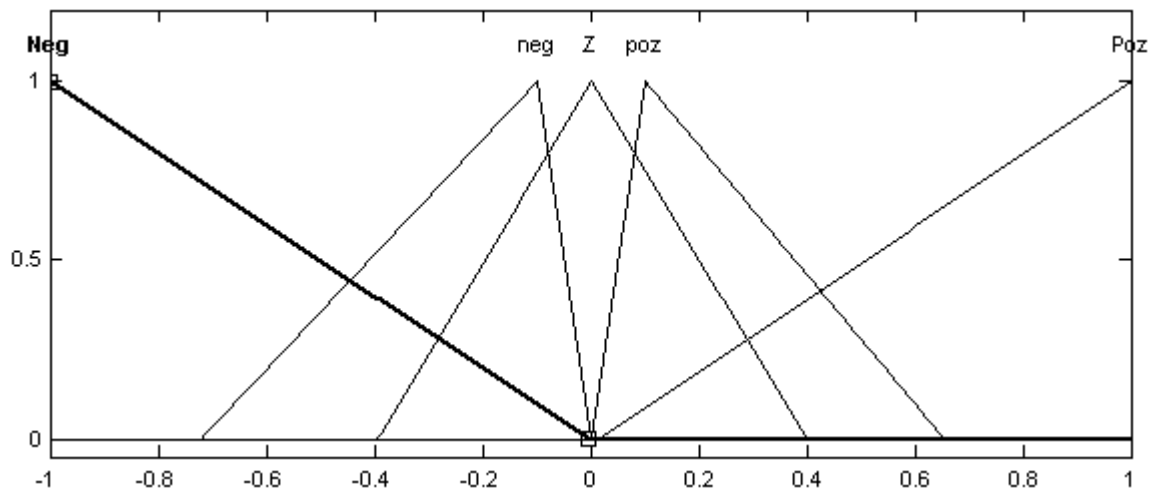
**Рис. 2.17** Система стабілізації заданої швидкості польоту

Ця система використовується для забезпечення польоту вертольота з постійною швидкістю, що не буде змінюватися в залежності від впливу навколишнього середовища, чи будь — яких інших факторів, що можуть вплинути на швидкість польоту.



**Рис. 2.15** Функції належності вхідного сигналу (error\_V)

На рис. 2.16 представлені функції належності вихідного сигналу, що забезпечують високу точність виконання режиму польоту.

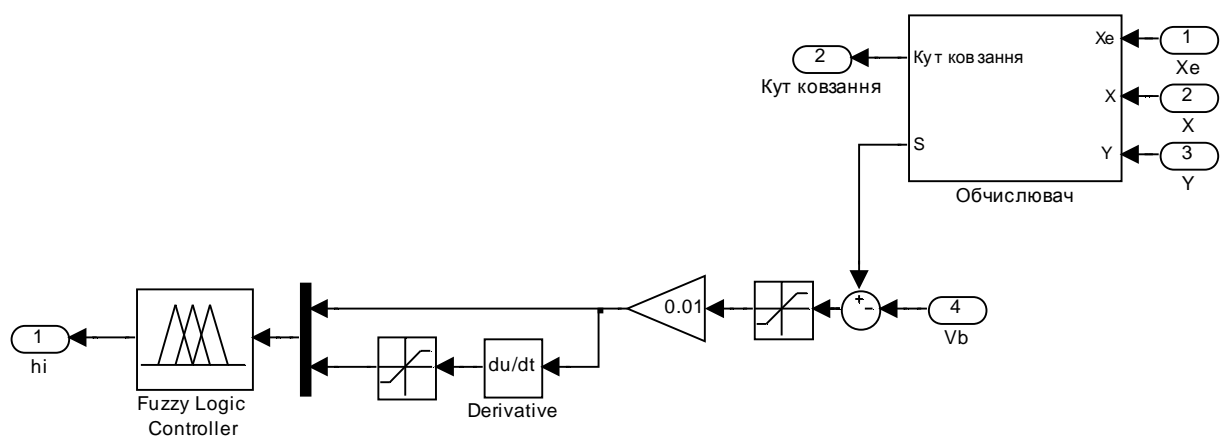


**Рис. 2.16** Функції належності вихідного сигналу (hi)

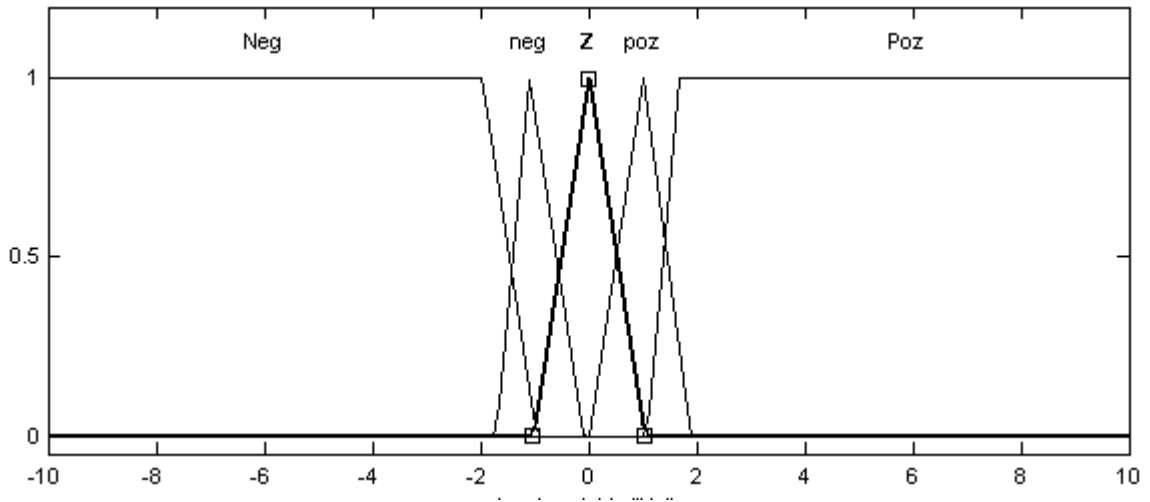
**Таблиця 2.5** Набір правил для системи нечіткого висновку

№	Правило
1	If (error_V is Neg) then (hi is Poz)
2	If (error_V is Poz) then (hi is Neg)
3	If (error_V is Z) then (hi is Z)
4	If (error_V is neg) then (hi is poz)
5	If (error_V is poz) then (hi is neg)

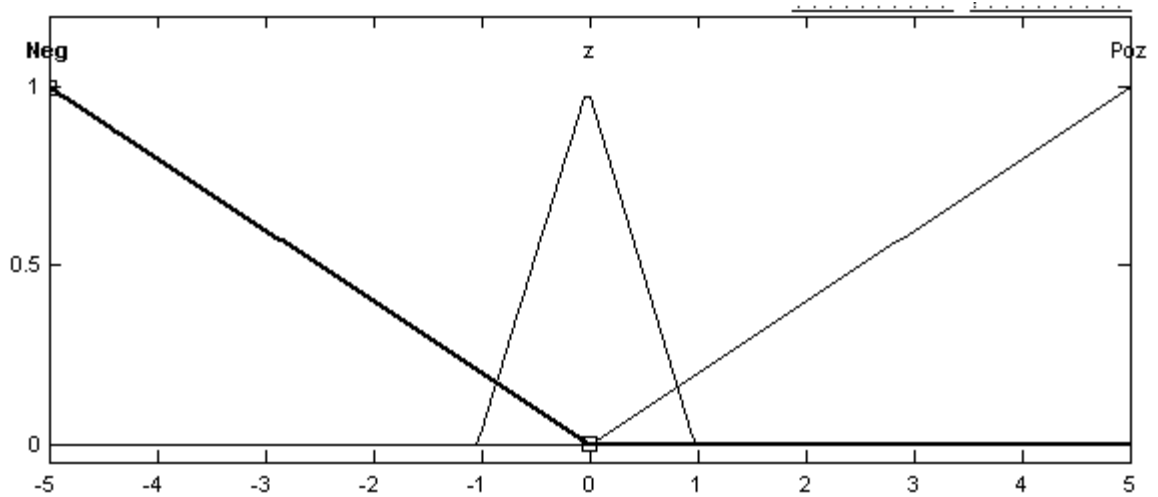
Система автоматичного польоту по заданим координатам складається з блоку обчислювача та системи нечіткого регулятора. Блок обчислювач призначений для того, щоб перевести задані координати точки Б дві величини: відстань  $S$  між точкою А та Б, шляховий кут ковзання. Таким чином вихідний сигнал кута ковзання подається на систему стабілізації шляхового кута і необхідно лише забезпечити щоб вертоліт пролетів дистанцію  $S$ , і в точці Б його швидкість була рівна 0 м/с. Вихідним керуючим сигналом буде відхилення руля тангажу, це і реалізовано в нечіткому регуляторі. На рис. 2.17 приведена структурна схема описана вище.



**Рис. 2.17** Система автоматичного польоту по заданим координатам



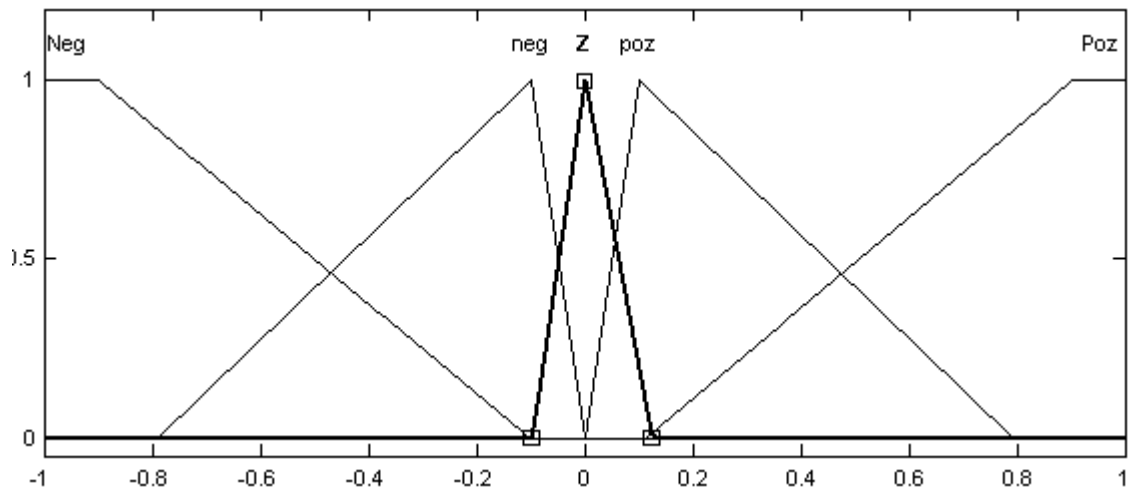
**Рис. 2.18** Функції належності похибки координати (error\_S)



**Рис. 2.19** Функції належності швидкості зміни похибки координати (V\_S)

**Таблиця 2.6** Набір правил для системи нечіткого висновку

№	Правило
1	If (error_S is Neg) then (fuzzy is Poz)
2	If (error_S is Poz) then (fuzzy is Neg)
3	If (error_S is Z) then (fuzzy is Z)
4	If (error_S is neg) and (V_S is Neg) then (fuzzy is poz)
5	If (error_S is poz) and (V_S is Poz) then (fuzzy is neg)



**Рис. 2.20** Функції належності вихідного керуючого сигналу (fuzzy)

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		59

### 3. Моделювання руху вертольота

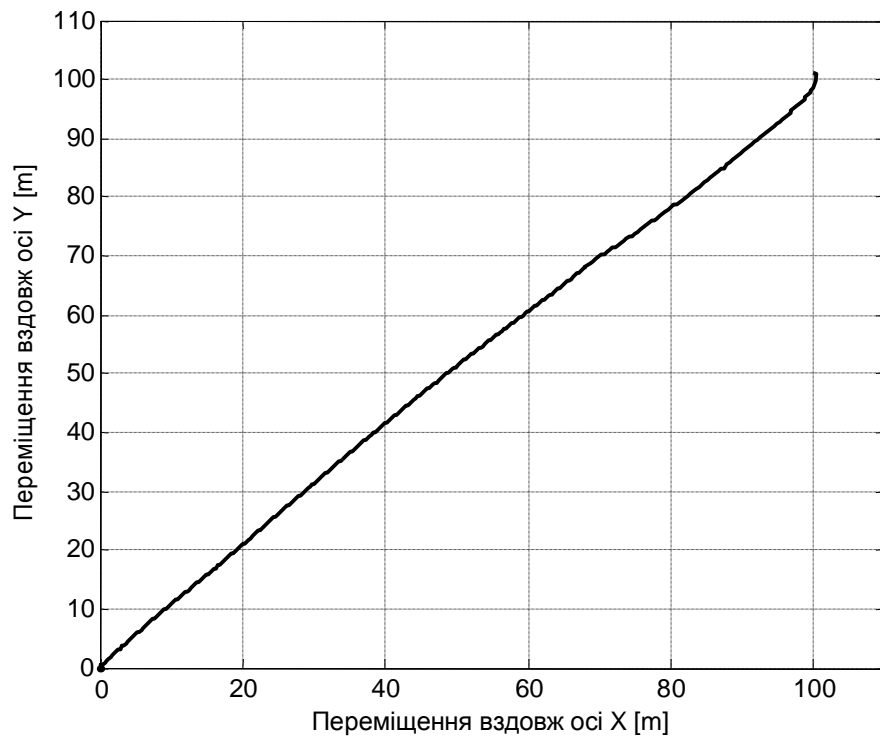
Моделювання системи керування рухом вертольота здійснюється в середовищі Matlab. За умовою задачі, необхідно забезпечити рух вертольота по траєкторії відрізка А Б на висоті 100м, довжиною траєкторії 100м. При цьому швидкість приземлення не повинна перевищувати 1м/с, а похибка режиму 2м. Для введення чіткості звернемо увагу на умови при яких здійснюється моделювання.

Вважаємо, що виміри основних величин на основі яких відбувається моделювання, здійснюються абсолютно точно. А отже ми зможемо знехтувати неточністю вимірювання приладів.

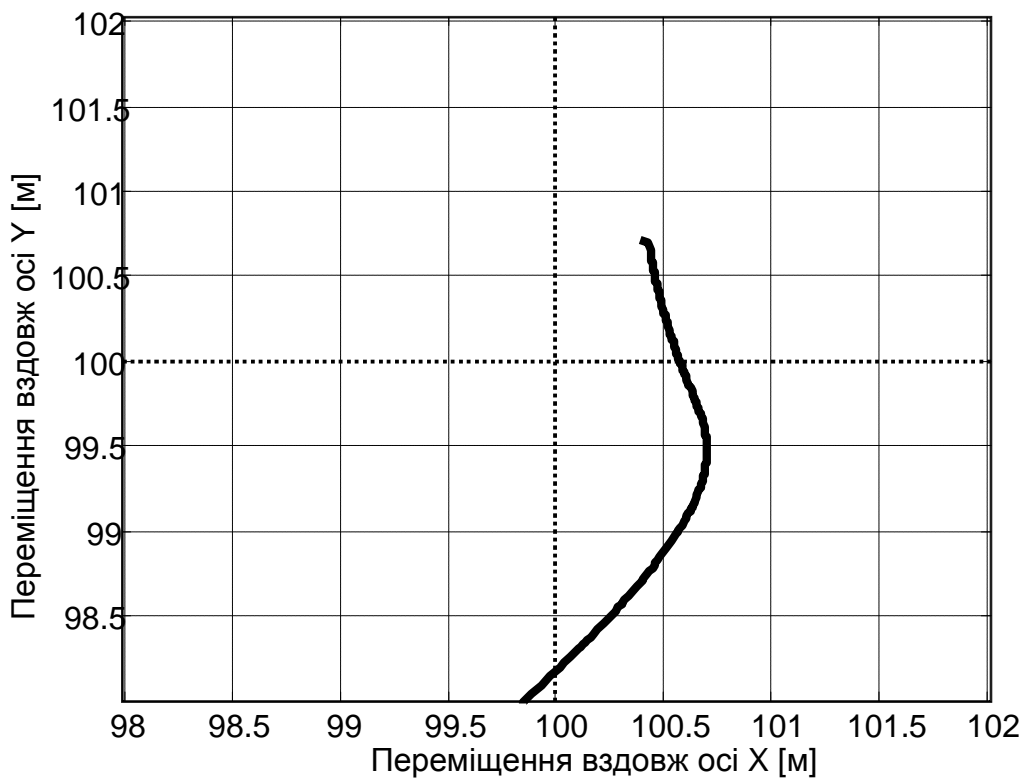
Політ вертольота здійснюється в умовах нестійкого зовнішнього середовища, тобто присутнє переміщення повітряних мас, температура стала, гравітаційна стала не змінюється протягом всієї траєкторії  $g=9.81 \text{ м/с}^2$ .

Моделювання проводиться протягом 40 секунд за які вертоліт пролітає всі етапи траєкторії і приземляється в точці Б. Розглянемо результати моделювання.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		60

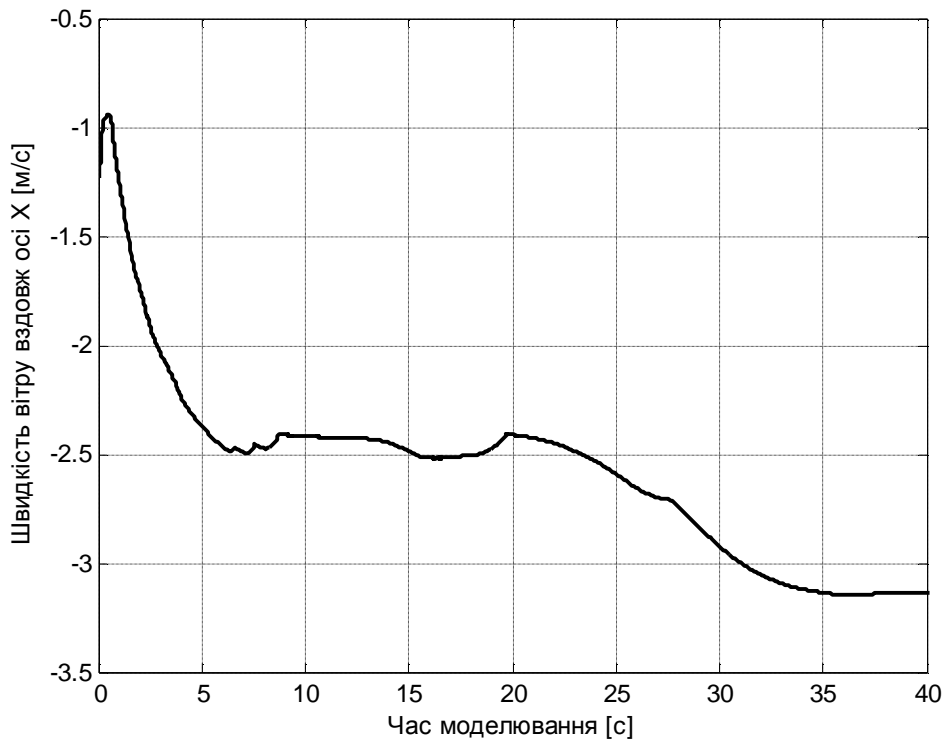


**Рис 3.1** Траекторія польоту вертольота

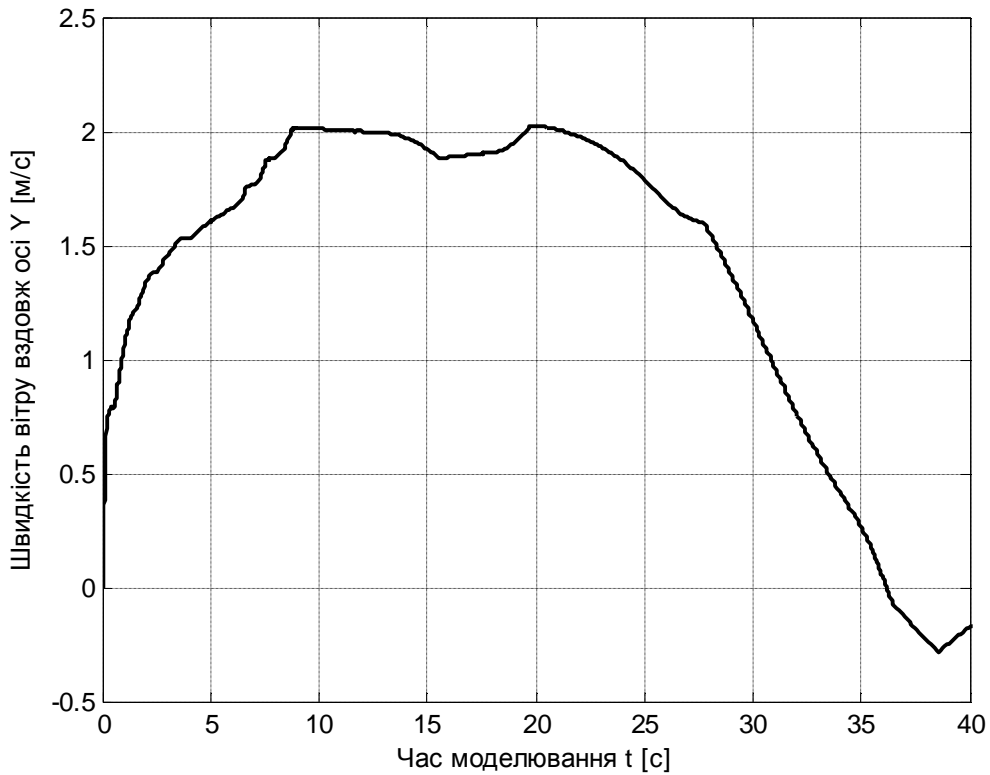


**Рис 3.2** Траекторія посадки вертольота

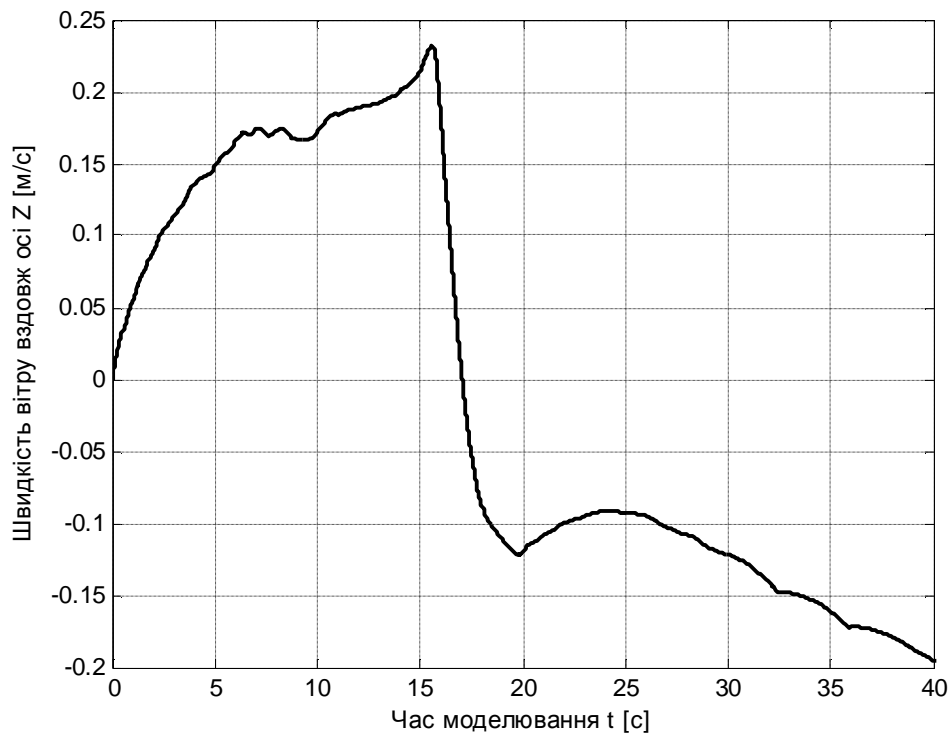
					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		61



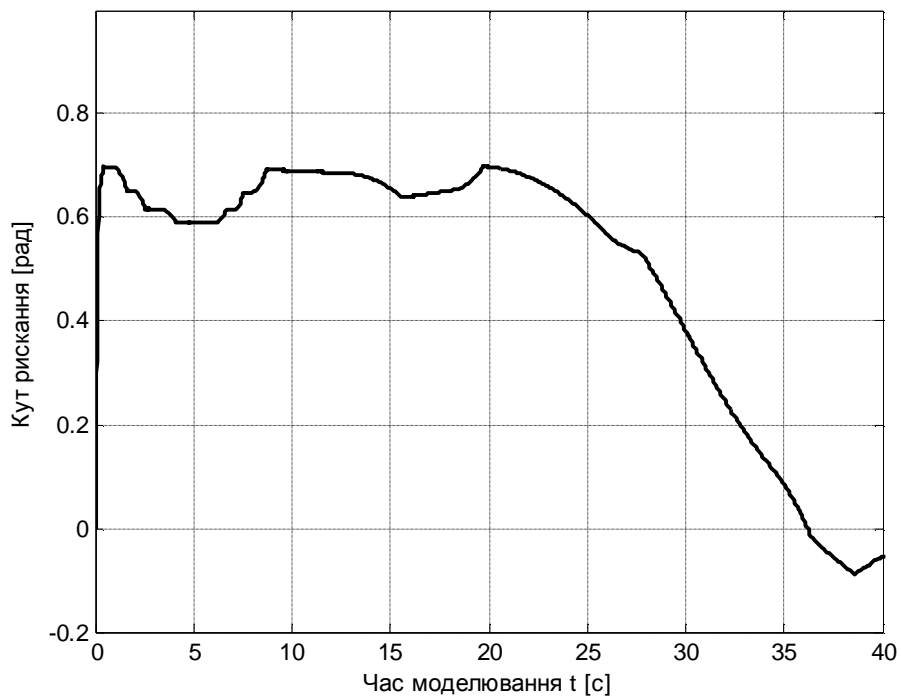
**Рис. 3.3** Швидкість вітру вздовж осі X в зв'язаній системі координат



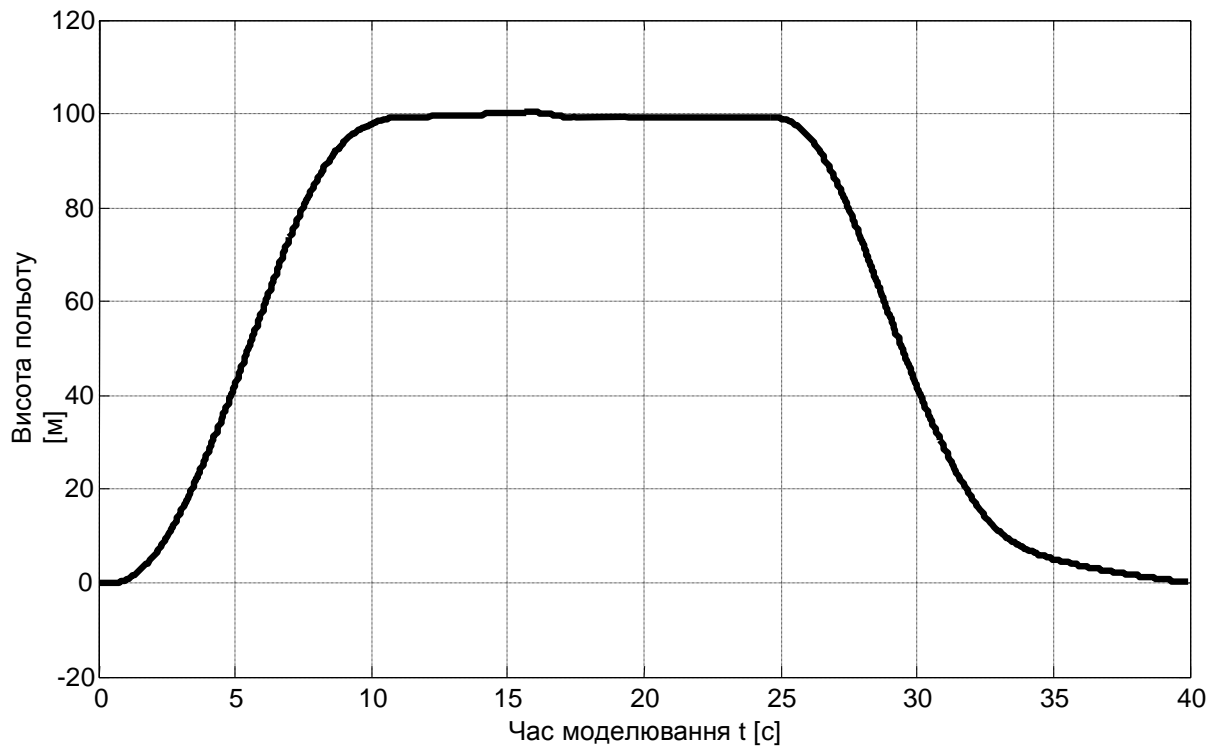
**Рис 3.4** Швидкість вітру вздовж осі Y в зв'язаній системі координат



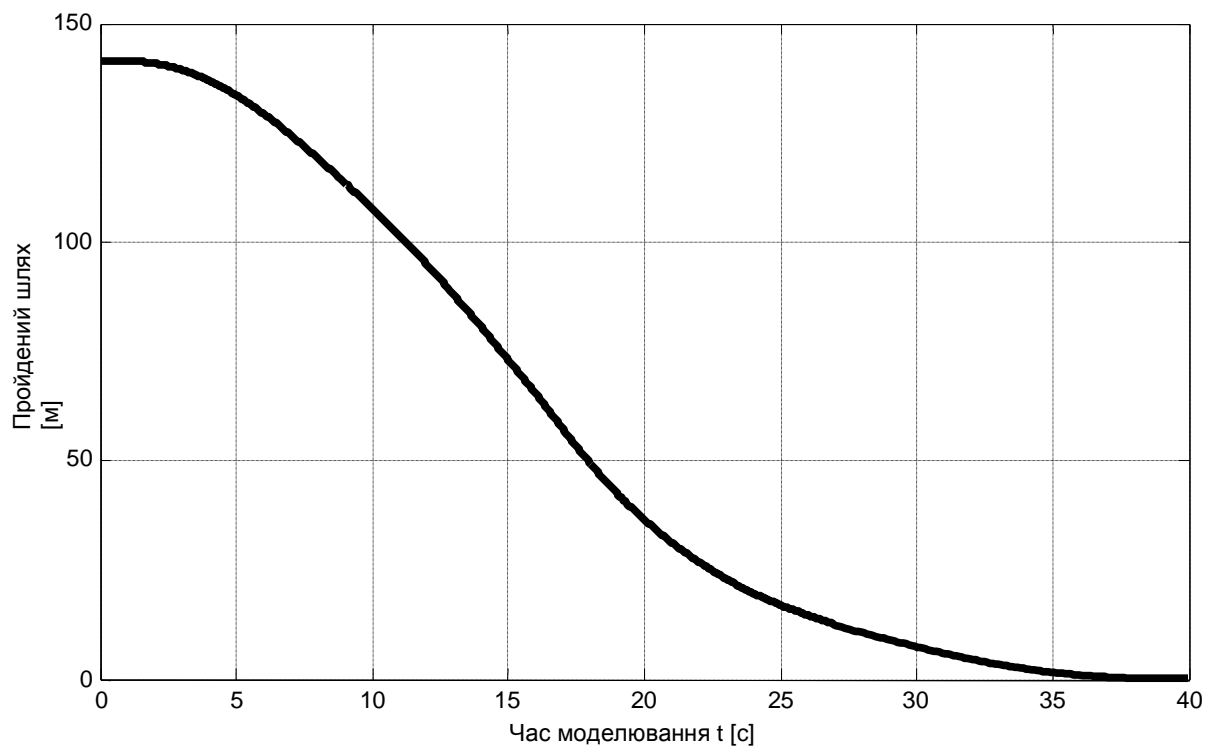
**Рис 3.5** Швидкість вітру вздовж осі  $Z$  в зв'язаній системі координат



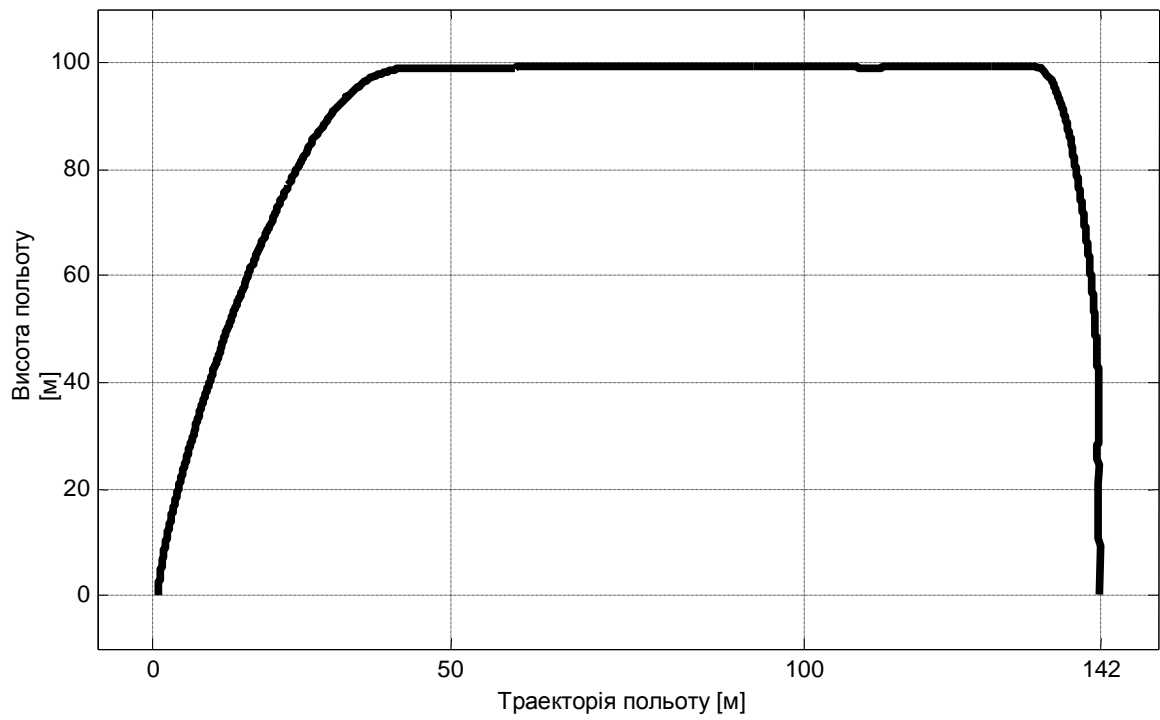
**Рис 3.6** Зміна кута ковзання в процесі моделювання польоту



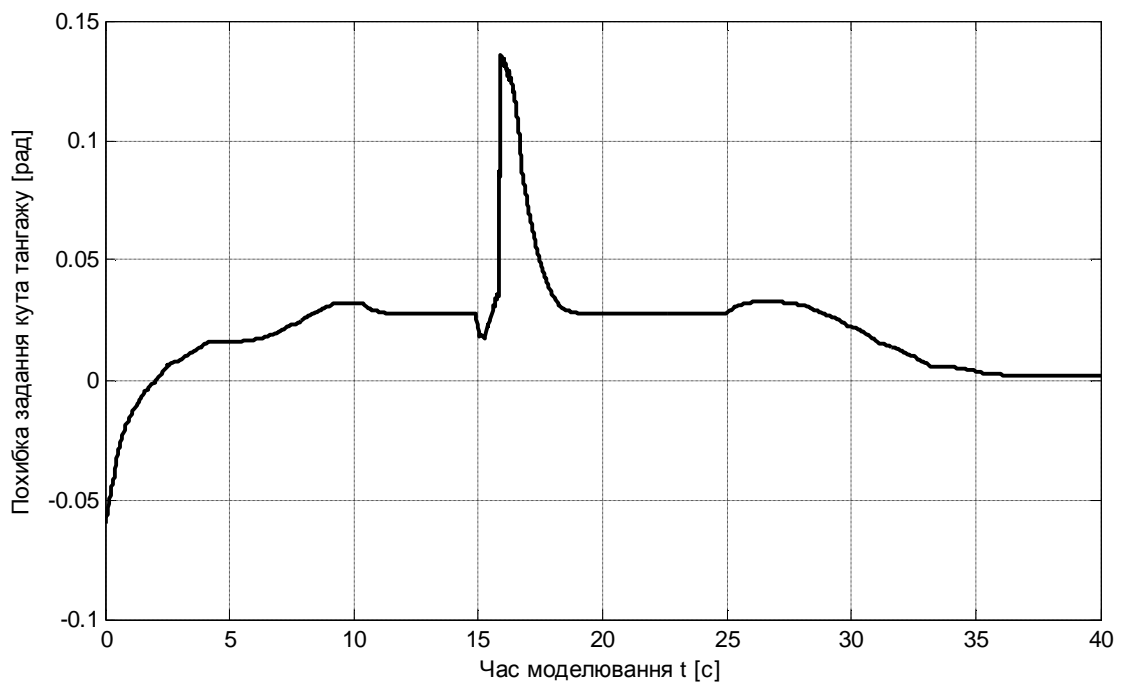
**Рис. 3.7** Графік зміни висоти польоту протягом польоту



**Рис. 3.8** Графік зміни пройденого шляху в процесі польоту



**Рис. 3.9** Графік залежності висоти польоту від пройденого шляху



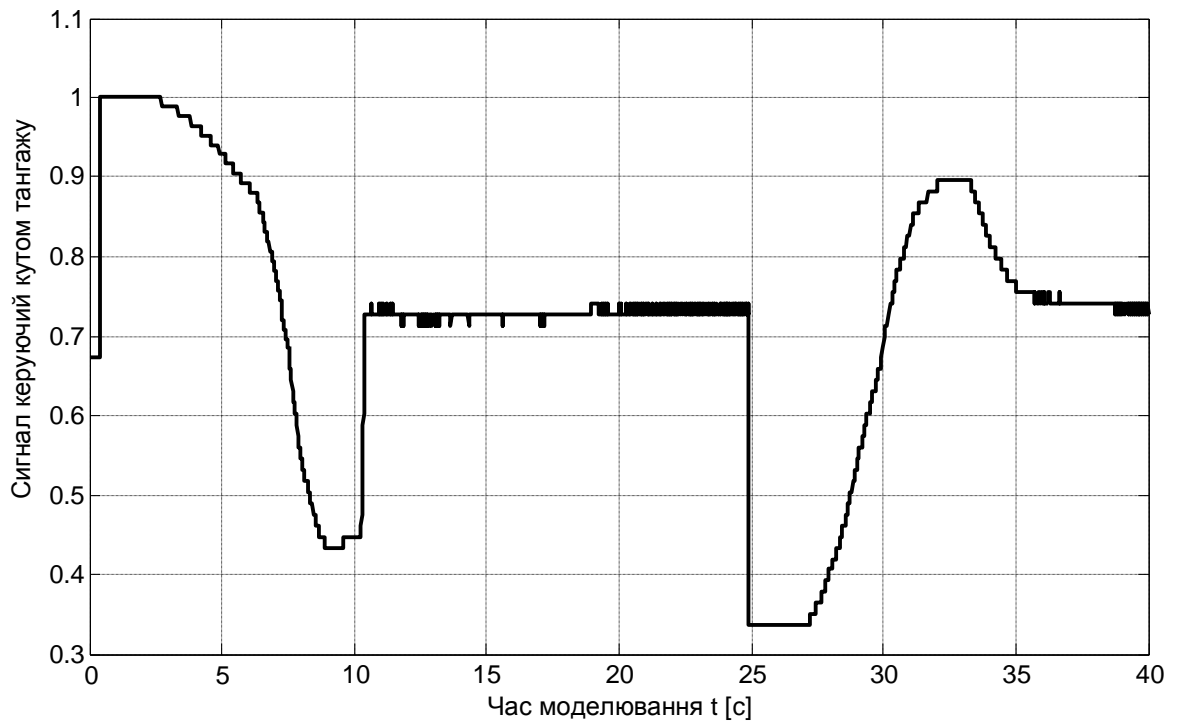
**Рис. 3.10** Похибка задання кута тангажу в процесі моделювання

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

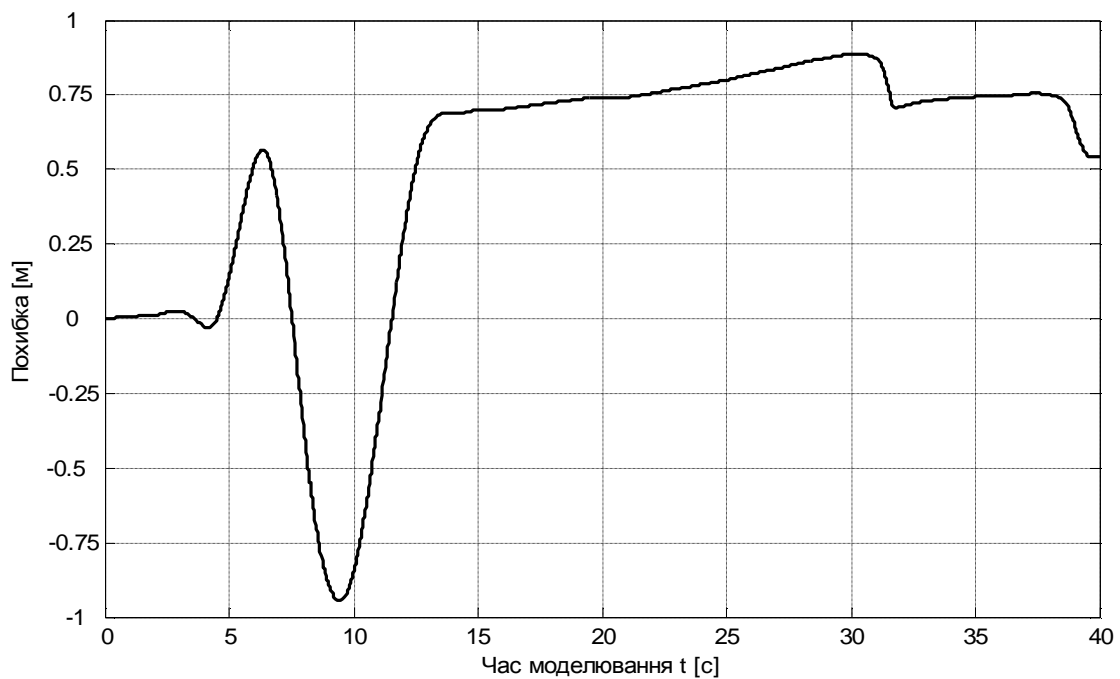
ВЛ31.401341.005 ПЗ

Арк.

65

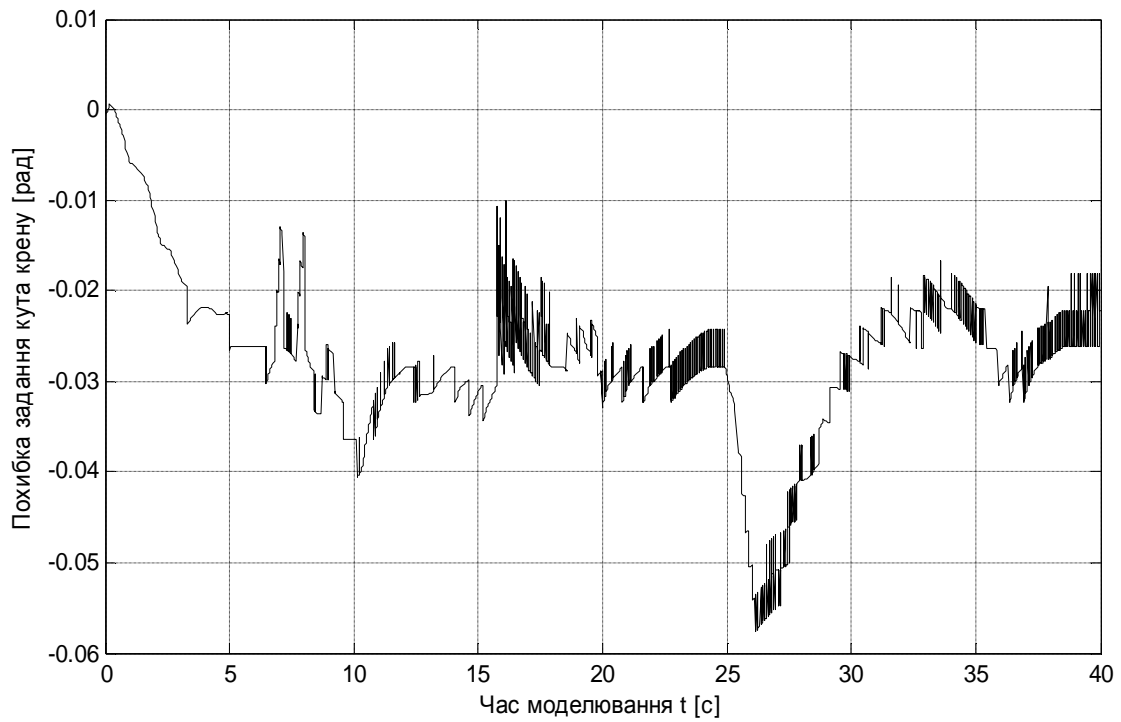


**Рис. 3.11** Графік вихідного керуючого сигналу кутум тангажу

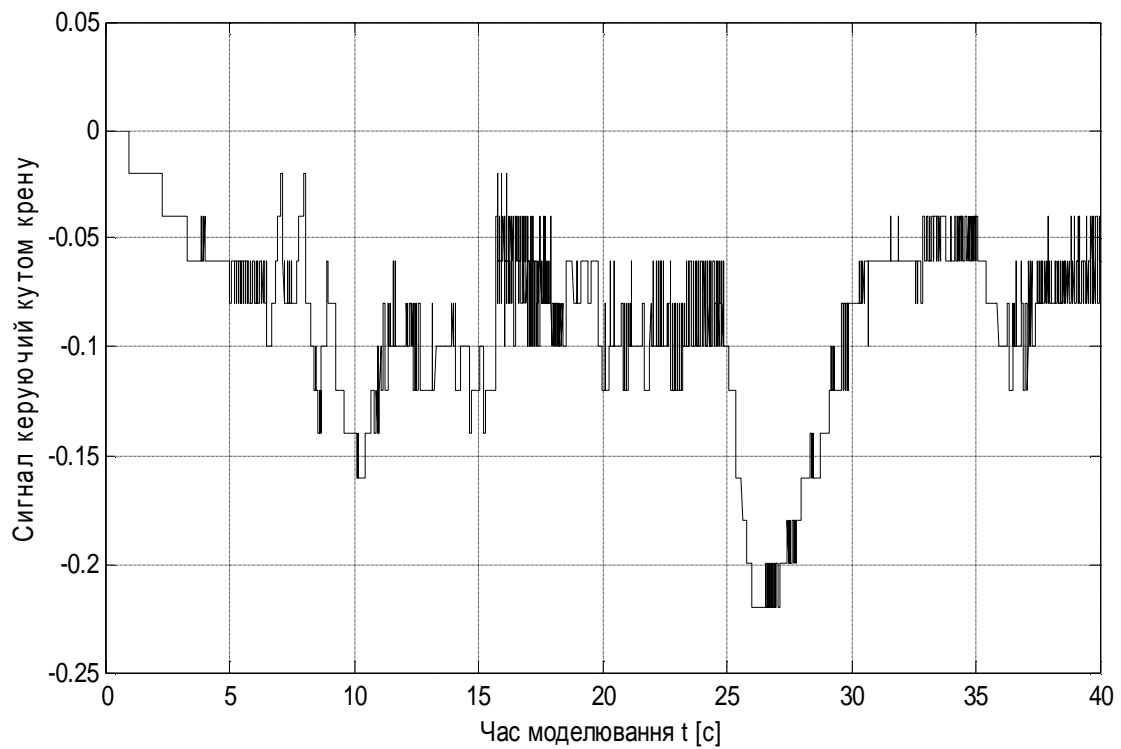


**Рис. 3.12** Похибка польоту відносно лінії заданого шляху в боковій площині

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		66

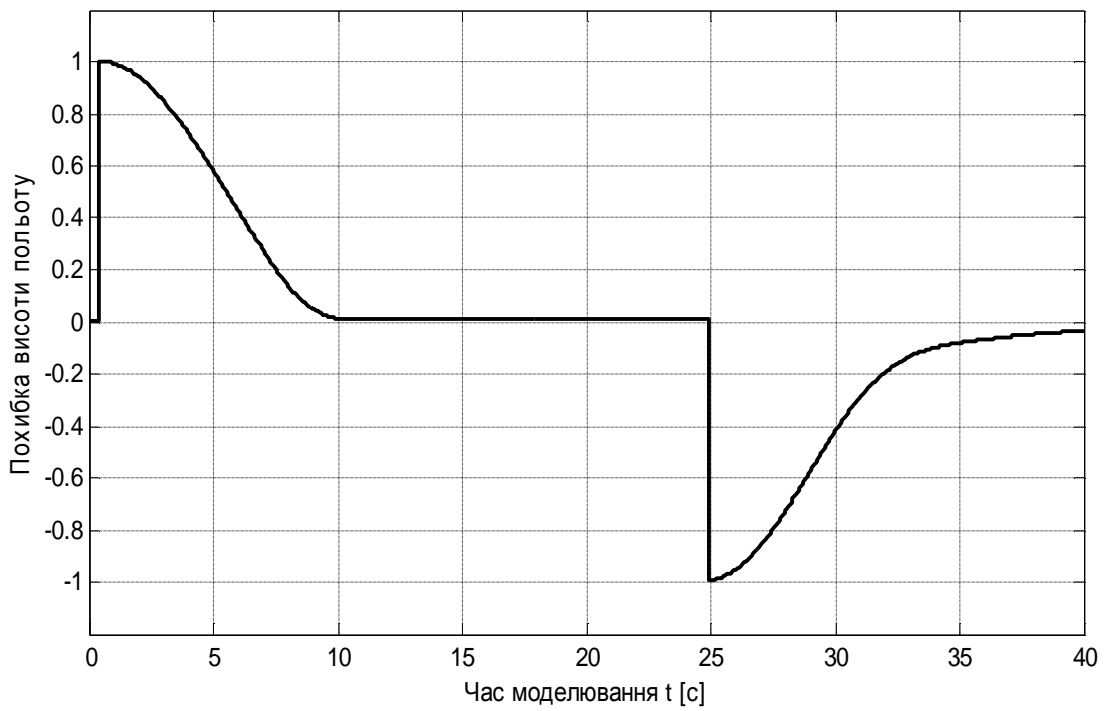


**Рис. 3.13** Графік похибки задання кута крену

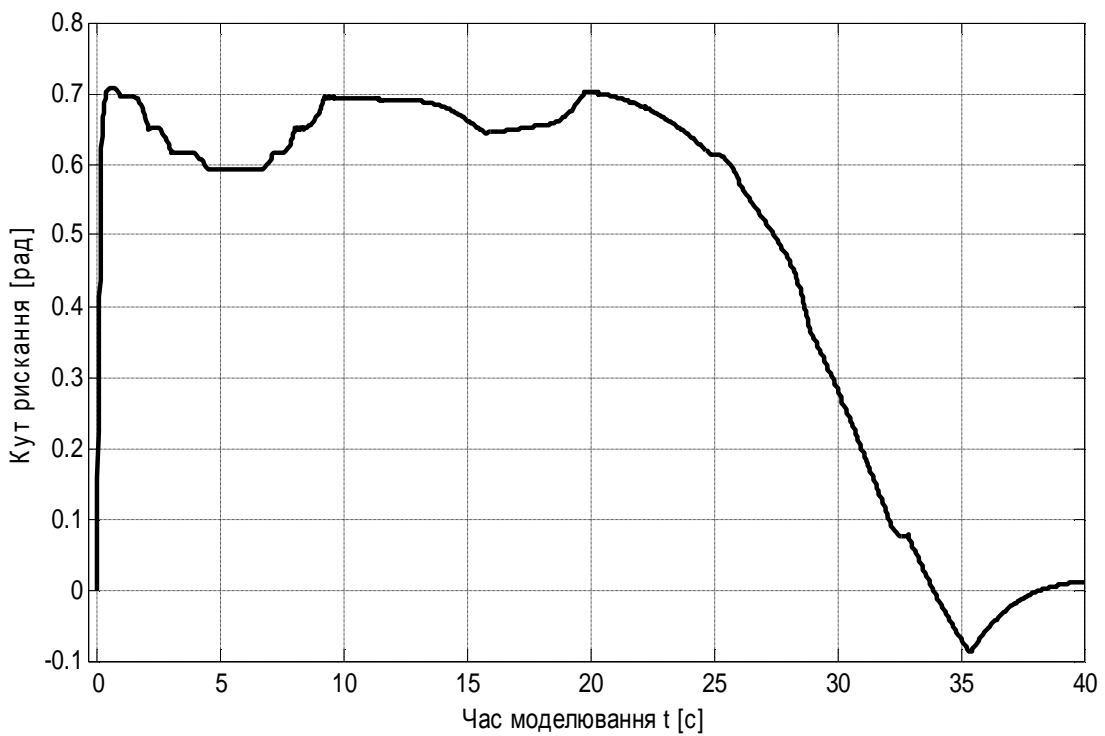


**Рис. 3.14** Графік вихідного сигналу керуючого кутом крену

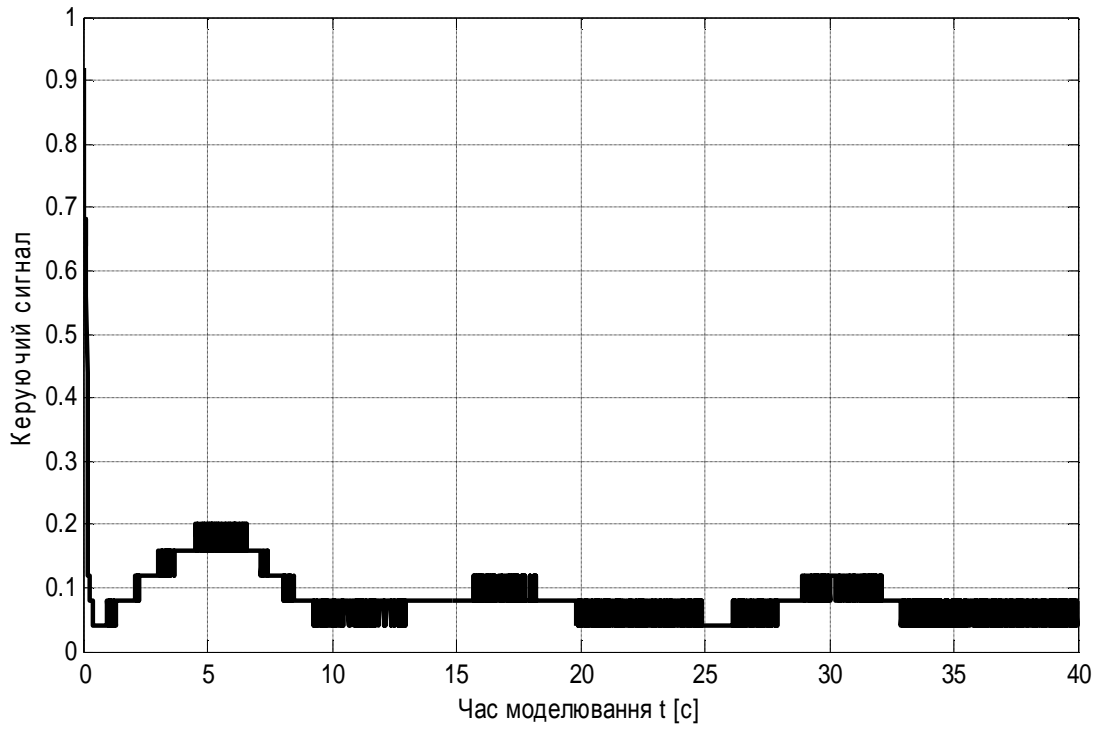
					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		67



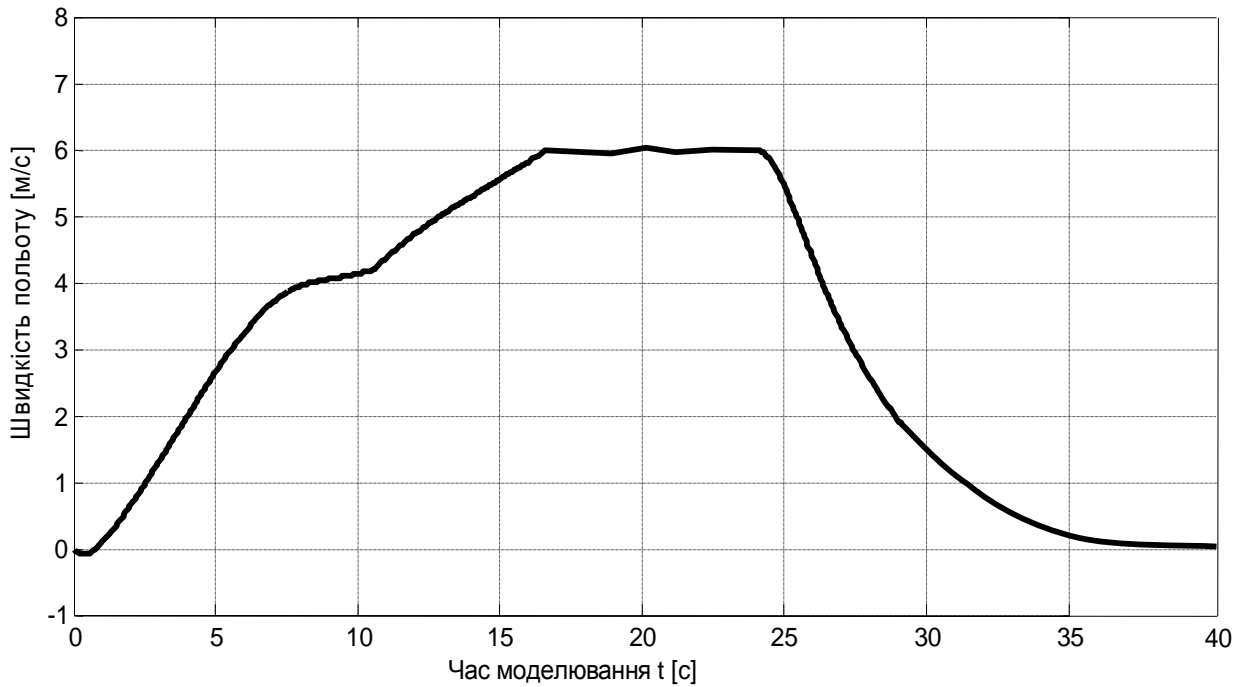
**Рис 3.15** Графік похибки задання висоти польоту



**Рис. 3.16** Графік залежності кута ковзання від часу моделювання

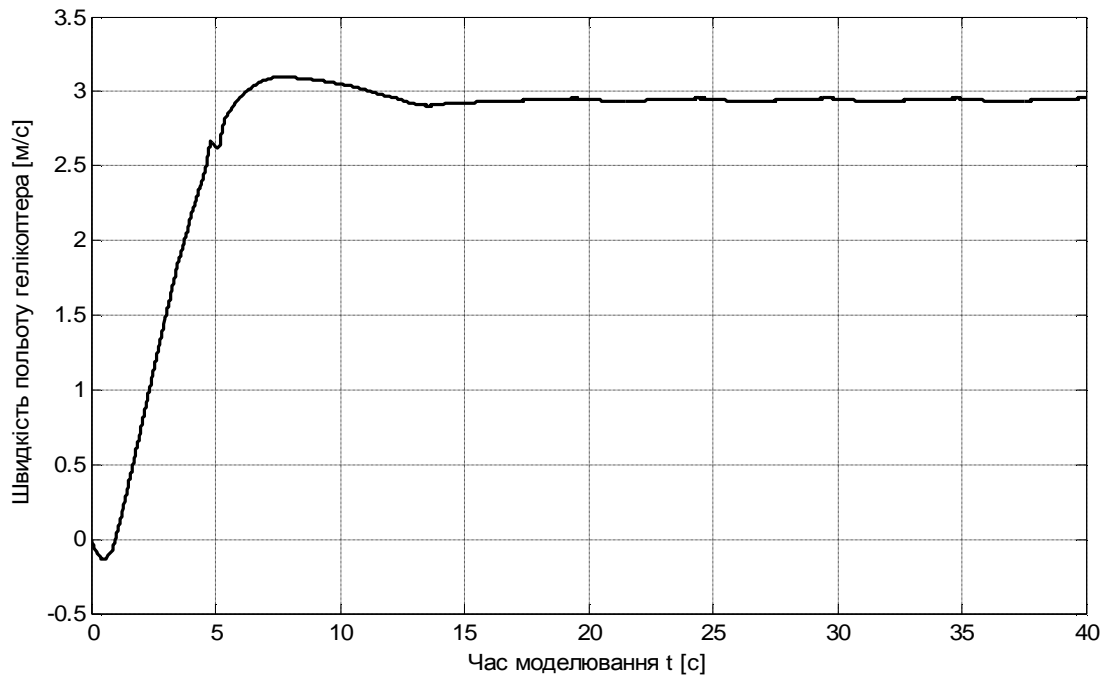


**Рис. 3.17** Графік сигналу керуючого шагом тягового гвинта



**Рис. 3.18** Графік швидкості польоту вертольота в зв'язаній системі координат

На рис. 3.19 зображено графік швидкості польоту вертольота при включеній системі стабілізації швидкості польоту, та системі стабілізації кута ковзання.



**Рис. 3.19** Графік швидкості польоту вертольота

Проаналізувавши результати моделювання автоматичного польоту вертольота можна зробити висновок. Що система розроблена на основі нечіткої логіки дозволяє керувати вертольотом з заданою точністю. Але необхідно зауважити, що результати роботи на реальному вертольоті будуть гіршими так як моделювання проводилося за умови наявності ідеально точних датчиків навігації вертольота. В реальних умовах до похибки регуляторів додаються також похибки, що зумовлені неточністю датчиків первісної інформації.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		70

## Висновки

В даній дипломній роботі розглядалась система керування побудована за допомогою регулятора на основі нечіткої логіки. Для цього була розроблена та промодельована модель вертольота в Matlab Simulink, за допомогою стандартних бібліотек.

В проєкті був здійснений дещо неоднозначний підхід щодо вирішення поставленої задачі, було застосовано декілька регуляторів, що виконували окрему під задачу. А саме для вирішення задачі керування вертольотом було розроблені наступні системи:

- система стабілізації заданого шляхового кута (кута ковзання);
- система стабілізації кута крену;
- система стабілізації кута тангажу;
- система стабілізації заданої висоти польоту;
- стабілізація центра мас відносно лінії заданого шляху в боковій площині;
- система стабілізації заданої швидкості польоту;
- система автоматичного польоту по заданим координатам.

Такий підхід значно спростив методику керування і покращив характеристики польоту. Що дало змогу виконати політ по заданій траєкторії з більшою точністю чим було обумовлено в завданні проєкту.

Необхідно зауважити, що не дивлячись на хороші результати моделювання, система має значні недоліки. А саме керуючий вихідний сигнал досить неоднозначний і подекуди може за короткий проміжок часу декілька раз поміняти своє значення на абсолютно протилежне. Це приведе до змінних перевантажень в момент коли вертолїт зависне чи летїтиме по прямолїнійній траєкторїї. А також траєкторїя полоту задаєтьсѧ як функцїя від часу, що вимагає попередньої обробки даних. Вертолїт не лїтає при своїх максимально

					ВЛ31.401341.005 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		71

допустимих параметрах, що в свою чергу уповільнює процес керування. Блок датчиків дає неточні дані, що не уможлиблює керування на основі цих даних. Щоб вирішити цю проблему необхідно підібрати датчики з характеристиками більшої точності.

Ця робота — є лише перший шаг для подальшої розробки повноцінної автономної системи керування вертольотом. В майбутньому є перспективи розробки системи, що автоматично буде не тільки вирішувати задачу польоту по траєкторії, але також будувати необхідну траєкторію польоту.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		72

## Список літератури

- [1] Трошин И.С. “Динамика полета вертолета”, Издательство МАИ, 1990, с. 7 – 192.
- [2] Gavrilets V., Mettler B., Feron E. “Dynamic Model for a Miniature Aerobatic Helicopter”, 2004, 31 p.
- [3] Ariën J. "Fuzzy Control for Helicopter Aviation", 2002, 78 p.
- [4] Колоколов С.Н., Коновалов А.П., Куратов А.В. “Динамика управляемого движения вертольота”,— М,: Машиностроение, 1987, – 144 с.
- [5] Браверман А.С., Вайнтруб А.П. “Динамика вертолета. Предельные режимы полета”, Издательство Машиностроение, 1988, 280 с.
- [6] Володко А. М. “Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов”. М —,: Транспорт, 1988, – 342 с.
- [7] Боднер В.А., “Авиационные приборы”, “Машиностроение”, М, 1969, 470 с.
- [8] Браславський Д.А., “Приборы и датчики летательных аппаратов”, “Машиностроение”, М, 1970, 392 с.
- [9] Острославский И.В., Стражева И.В., “Динамика полета”, “Машиностроение”, М, 1969, 500 с.
- [10] Алтунин А.Е., Семухин М.В., “Модели и алгоритмы принятия решений в нечетких условиях”, Тюмень, 2000. 352 с.
- [11] “Нечітка логіка”,  
<http://www.victoria.lviv.ua/html/oio/html/theme11.htm>
- [12] Кондратенко Н.Р., Куземко С.М. “Нечіткі логічні системи з використанням нечітких множин вищих типів // Тези доповідей сьомої міжнародної науково-технічної конференції „Системний аналіз та інформаційні технології”. К.: НТУУ „КПІ”, 2005. – С. 43.

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		73

- [13] Власенко А. “Интегральные гироскопы iMEMS – датчики угловой скорости фирмы Analog Devices ”, 2005. 7 с.
- [14] Формулы по аэродинамике: V. Apostolyuk "Harmonic Representation of Aerodynamic Lift and Drag Coefficients", AIAA Journal of Aircraft, vol. 44 (2007), issue 4.
- [15] Нечеткое управление самолетами: В.А. Апостолук, О.П. Басанец, Е.И. Кривенко, "Исследование системы управления продольным движением самолета на основе нечеткой логики", Сборник докладов VI Международной научно-технической конференции "Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники", Киев, 2007, с. 111-117. Нечеткая логика:
- [16] Апостолук В.А., Апостолук В.О. "Інтелектуальні системи керування", Коспект лекцій, "Політехніка", Київ, 2007, 96 с.
- [17] Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л. "Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы". "Горячая линия - Телеком", 2004, 452с.
- [18] Уськов А.А., Кузьмин А.В. "Интеллектуальные технологии управления: искусственные нейронные сети и нечеткая логика". Москва, "Горячая линия - Телеком", 2004, 143с.
- [19] B. Mettler, M.B. Tischler, and T. Kanade. System identification modeling of a small-scale unmanned rotorcraft for control design. Journal of the American Helicopter Society, 47(1):50–63, 2002.
- [20] V. Gravilets - B. Mettler – E. Feron, “Nonlinear Model for a Small-Size Acrobatic Helicopter”, AIAA 2001-4333, 2001 <http://gewurtz.mit.edu/papers/GMF01.pdf>
- [21] The MathWorks Inc, «Fuzzy Logic Toolbox For Use with MatLab», The MathWorks, Version 5, January 2006

					<b>ВЛ31.401341.005 ПЗ</b>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		74