

doi: 10.32620/oikit.2023.99.06

УДК 629.735.33.018:681.513.675

Ю. О. Немшилов, С. М. Пасичнік

## Практичне визначення передавальних функцій лабораторного стенду літака за кутом рискання

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ»*

Найскладнішим при пілотуванні літального апарату (ЛА) є режим посадки за умов впливу вітрових збурень. Важливу роль у забезпеченні керованого польоту відіграє система стабілізації кутового положення, призначена для відпрацювання регулярних керуючих впливів і парирування випадкових збурень у каналах курсу і крену. Контури кутової стабілізації будуються з використанням принципу управління за відхиленням. Відхилення формуються за рахунок зміння сигналів у зворотних зв'язках, що визначаються параметрами власного обертального руху літального апарату. Стабілізація кутового положення ЛА шляхом відхилення рульових поверхонь не завжди дозволяє досягти бажаного результату, у зв'язку з чим існують інші варіанти вирішення цього завдання. Один з таких варіантів полягає у тому, щоб реалізувати нетрадиційні методи кутової стабілізації ЛА при виконанні посадки. Сутність проблеми зводиться до використання управління тягою двигунів для усунення впливу бічного вітру. Метою роботи є використання комп'ютерної системи стабілізації ЛА у бічному русі для усунення вітрових збурень за рахунок зміни тяги двигунів. Завданнями роботи є: розробка комп'ютерної системи стабілізації руху ЛА за кутом рискання з урахуванням вітрових збурень; створення і перевірка алгоритмів стабілізації на лабораторному стенді з використанням контролера ARDUINO; дослідження функціональних можливостей контурів кутової стабілізації. Для створення системи стабілізації використовувались методи аналізу динамічних характеристик обраного об'єкту та вибору структури контуру кутової стабілізації. При виконанні роботи було обрано закон управління, що використовує зворотні зв'язки за кутом і кутовою швидкістю. Робота має прикладний характер. Розроблено та досліджено комп'ютерну систему стабілізації ЛА за кутом рискання з урахуванням вітрових збурень, якими є боковий вітер. Запропоновано варіант стабілізації ЛА при використанні управління тягою двигунів. Обрано і випробувано закон управління комп'ютерною системою стабілізації, яка реалізована на контролері ARDUINO.

**Ключові слова:** стабілізація кутового положення за рисканням, вітрові збурення, передавальні функції, комп'ютерна системи стабілізації руху ЛА за кутом рискання, лабораторний зразок.

### Вступ

У ході проведення курсового та дипломного проектування важливим завданням є натурні та напівнатурні дослідження розроблюваної системи автоматичного управління. Якщо у ході роботи виготовляється стенд або лабораторний зразок об'єкта управління, актуальним є визначення його математичної моделі у вигляді передавальних функцій з використанням експериментальних динамічних характеристик. Ця стаття відображає досвід розв'язання такої задачі.

### 1. Аналіз динамічних властивостей об'єкта управління за кутом рискання

Відомо, що замкнена система рівнянь просторового руху літака являє собою систему нелінійних нестационарних рівнянь з урахуванням основних трьох сил, а саме сили ваги  $G$ , сили тяги двигунів  $P$  і аеродинамічної сили  $Ra$ , що діють на ЛА, а також збурювальних впливів [1,2].

З шести ступенів свободи до бічного руху (БР) літака належать:

- поступальний рух уздовж бічної осі;
- обертальні рухи щодо нормальної та поздовжньої осей.

Для багатьох режимів польоту як при ручному, так і при автоматичному управлінні бічний і поздовжній рухи можна розглядати окремо, тобто розглядати автономні моделі цих двох рухів.

Фізичними, реально діючими, умовами виділення з рівнянь просторового руху літака рівнянь бічного руху є:

- наявність площини симетрії літака, що забезпечує певну, при малих значеннях параметрів, незалежність аеродинамічних коефіцієнтів бічного руху від коефіцієнтів руху в площині симетрії;

- несуттєвість кінематичних ( $\alpha$  мале) і інерційних ( $\omega$  мале) зв'язків у бічному русі літака.

З повної системи рівнянь просторового руху літака рівняння БР виділяються за допомогою таких математичних умов:

$$\mathbf{V} = \text{const}, \mathbf{H} = \text{const}, \alpha = \alpha_{\text{балан}}, \omega_z = 0, \theta = 0, \Delta\varphi = 0.$$

Таким чином отримуємо систему нелінійних нестационарних рівнянь БР літака:

$$\begin{aligned} mV_0\Delta\Psi - Z_\alpha^\beta\Delta\beta - G\Delta\gamma &= 0; \\ I_x\dot{\omega}_x - M_x^{\omega_x}\Delta\omega_x - M_x^{\omega_y}\Delta\omega_y - M_x^\beta\Delta\beta &= M_x^{\delta_e}\Delta\delta_e + M_x^{\delta_H}\Delta\delta_H; \\ I_y\dot{\omega}_y - M_y^{\omega_x}\Delta\omega_x - M_y^{\omega_y}\Delta\omega_y - M_y^\beta\Delta\beta &= M_y^{\delta_e}\Delta\delta_e + M_y^{\delta_H}\Delta\delta_H; \\ \dot{\gamma} &= \Delta\omega_x; \quad \dot{\Psi} = \Delta\omega_y. \end{aligned}$$

Для отримання лінеаризованих рівнянь математичної моделі ЛА у бічному русі застосуємо таку методику лінеаризації:

- а) вибір опорного (незбуреного) руху літака;
- б) розкладання рівняння збуреного руху в околиці опорного у ряд Тейлора;
- в) вибір при розкладанні тільки лінійних членів;
- г) віднімання зі збуреного розкладеного сигналу опорного, тобто отримання моделі у малих відхиленнях.

У результаті отримуємо таку систему рівнянь:

$$\begin{aligned} \Delta\dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x}\Delta\omega_x + a_{m_x}^{\omega_y}\Delta\omega_y + a_{m_x}^\beta\Delta\beta &= -a_{m_x}^{\delta_e}\Delta\delta_e - a_{m_x}^{\delta_H}\Delta\delta_H + m_{xв}; \\ \Delta\dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_x}\Delta\omega_x + a_{m_y}^{\omega_y}\Delta\omega_y + a_{m_y}^\beta\Delta\beta &= -a_{m_y}^{\delta_e}\Delta\delta_e - a_{m_y}^{\delta_H}\Delta\delta_H + m_{yв}; \\ \Delta\dot{\beta} - \Delta\omega_y + a_z^\beta\Delta\beta - a_z^\gamma\Delta\gamma &= -a_z^{\delta_H}\Delta\delta_H + f_{zв}; \\ \Delta\dot{\gamma} &= \Delta\omega_x; \quad \Delta\dot{\Psi} = \Delta\omega_y; \quad \Delta\dot{Z} = -V_0\Delta\Psi_a; \\ \Delta\Psi_a &= \Delta\Psi - \Delta\beta; \\ \mathbf{n}_z &= -\mathbf{n}_z^\beta\Delta\beta; \quad \mathbf{n}_z^\beta = \frac{V_0}{g}\mathbf{a}_z^\beta, \end{aligned}$$

де  $\Delta\omega_x = \omega_x - \omega_{x_0}$  рад/с;  $\Delta\omega_y = \omega_y - \omega_{y_0}$  рад/с;  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_0$  рад;

$\Delta\Psi = \Psi - \Psi_0$  рад;  $\Delta\beta = \beta - \beta_0$  рад;  $\Delta\delta_e = \delta_e - \delta_{e_0}$  рад;

$\Delta\delta_H = \delta_H - \delta_{H_0}$  рад – малі відхилення поточних значень параметрів руху

літака від значень, що відповідають початковому незбуреному режиму

польоту;  $m_{xв}$ ,  $m_{yв}$  – зовнішні моментні збурення, які приведено до

еквівалентних відхилень елеронів і руля напрямку відповідно

$m_{xв} \equiv \delta_{ef}$ ,  $m_{yв} \equiv \delta_{Hf}$ .

Математичні умови виділення плоского розвороту з рівнянь БР такі:

$$\delta_e = 0, \gamma = 0, \omega_x = 0.$$

З урахуванням припущень рівняння плоского розвороту у зображеннях по Лапласу матимуть такий вигляд:

$$\begin{aligned} (s + a_{m_y}^{\omega_y}) \Delta\omega_y(s) + a_{m_y}^{\beta} \Delta\beta(s) &= a_{m_y}^{\delta_H} \Delta\delta_H(s); \\ -\Delta\omega_y(s) + (s + a_z^{\beta}) \Delta\beta(s) &= 0; \\ s \Delta\Psi(s) &= \Delta\omega_y(s); \\ \Delta n_z(s) &= -\frac{V_0}{g} a_z^{\beta} \Delta\beta(s). \end{aligned}$$

Використавши рівняння плоского розвороту у зображеннях, отримуємо структурну схему бічного руху за рисканням, подану на рис.1.

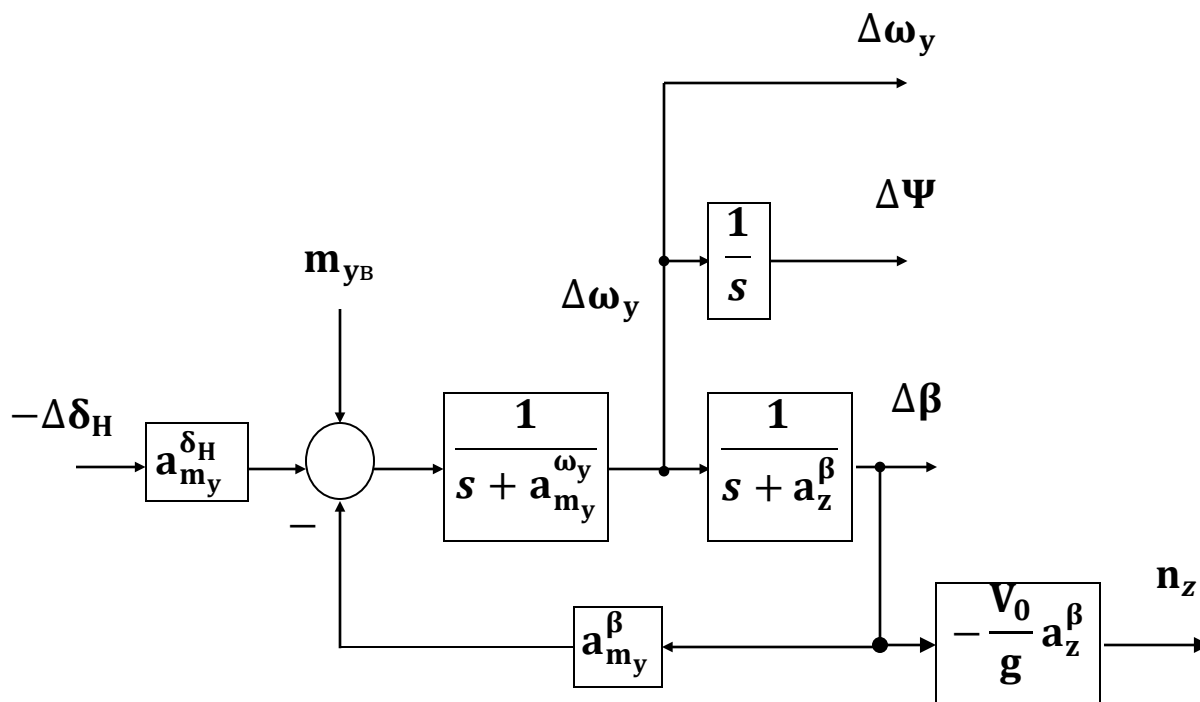


Рис.1. Структурна схема ізольованого руху за рисканням

Відмітимо, що значення  $a_{m_y}^{\omega_y}$ ,  $a_{m_y}^{\beta}$ ,  $a_{m_y}^{\delta_H}$ ,  $a_z^{\beta}$  аеродинамічних коефіцієнтів визначаються залежно від режиму польоту та типу літака.

Оберемо коефіцієнти математичної моделі бічного руху за рисканням:

$$a_{m_y}^{\delta_H} = -1.05 \text{ с}^{-2}, \quad a_{m_y}^{\omega_y} = 0.43 \text{ с}^{-1}, \quad a_{m_y}^{\beta} = 3.23 \text{ с}^{-2}, \quad a_z^{\beta} = 0.15 \text{ с}^{-1}.$$

Для цього випадку модель ЛА у середовищі Simulink матиме такий вигляд (рис. 2).

Отримаємо графіки перехідних характеристик ЛА за кутовою швидкістю  $\Delta\omega_y$  та кутом рискання  $\Delta\Psi$ .

У ході дослідження отримано графіки перехідних характеристик ЛА за кутовою швидкістю  $\Delta\omega_y$  та кутом рискання  $\Delta\Psi$ , що наведено на рис. 3.

Вид перехідних характеристик свідчить про коливальний характер руху ЛА за рисканням, що необхідно враховувати в подальшому.

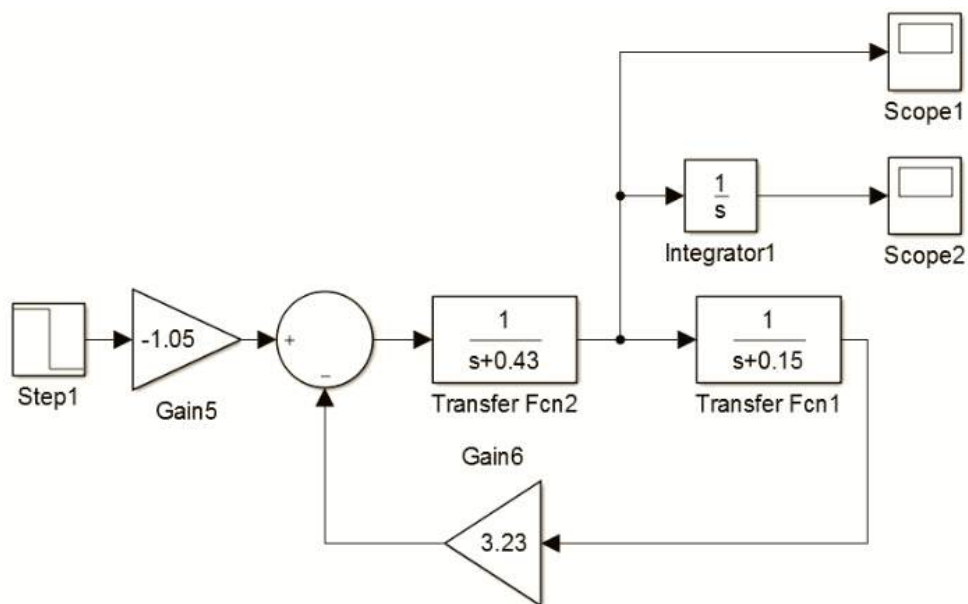


Рис. 2. Модель руху за ризканням ЛА у середовищі Simulink

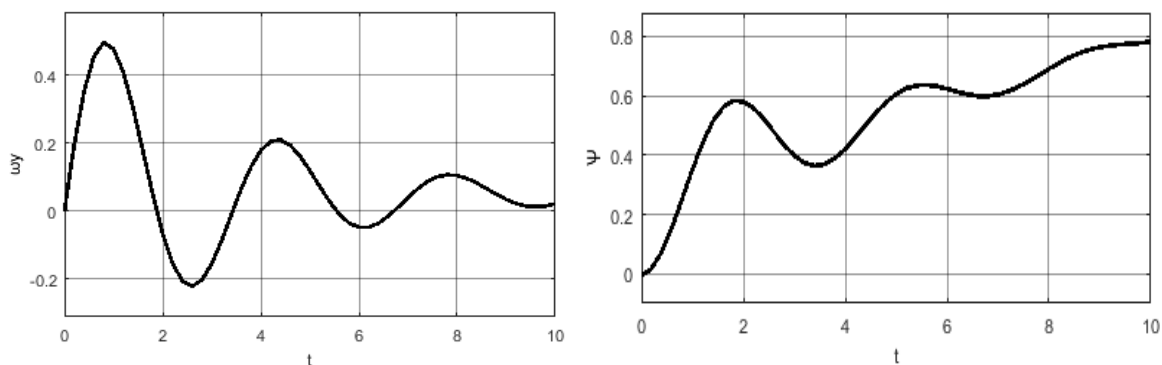


Рис. 3. Перехідні характеристики ЛА за кутовою швидкістю  $\Delta\omega_y$  та кутом ризкання  $\Delta\Psi$

Для усунення явища коливальності використовуються контури кутової стабілізації. Вони будуються з використанням принципу управління за відхиленням. Відхилення, у свою чергу, визначаються параметрами власного обертального руху літального апарату.

Залежно від виду сигналів зворотних зв'язків розрізняють закони управління:

- за кутом і першою похідною кута;
- за кутом, першою та другою похідними кута;
- за кутом, першою похідною і інтегралом від кута.

Параметри ланцюгів зворотних зв'язків контурів кутової стабілізації для фіксованих параметрів об'єкта управління обираються, виходячи з необхідної якості перехідного і усталеного процесів руху.

У зв'язку з тим, що найчастіше використовуються контури стабілізації за кутом і першою похідною кута, обираємо для подальшого розгляду такий тип закону управління. Крім того, пропонується варіант стабілізації ЛА при використанні управління тягою двигунів.

## 2. Опис лабораторної установки

Експериментальна установка надає можливість відобразити кутовий рух ЛА за кутом ристання і містить модель літака, встановлену на обертовій платформі з приводом, мікроконтролерний модуль Arduino Uno, перемикачі режимів, потенціометри, драйвери управління електродвигунами, що забезпечують відхилення моделі літака за курсом. Загальний вигляд установки показано на рис. 4.



Рис. 4. Загальний вигляд експериментальної установки

Склад та призначення елементів установки наведено на рис. 5.



Рис. 5. Склад та призначення елементів експериментальної установки

Виходячи з поставленої задачі та особливостей функціонування контролера й вимірювальних пристроїв сформовано алгоритм роботи контролера для реалізації роботи системи автоматичної стабілізації. Він надає

можливість використовувати різноманітні моделі літаків та режимів польоту. Створений алгоритм подано на рис. 6.



Рис. 6. Алгоритм роботи контролера

З метою реалізації роботи системи стабілізації на основі мікроконтролерного модулю Arduino Uno та вимірювальних пристроїв створено програмний код, що реалізує алгоритм роботи контролера, а саме, визначає задавальне значення кута рискання, поточне значення кута рискання корпусу ЛА, реалізує алгоритм коригуючого пристрою та передає розраховане значення керуючого сигналу на виконавчий пристрій. Крім того, він дає можливість

використовувати вітрове збурення різної інтенсивності. Додатково у середовищі Qt розроблено блок для візуального відображення перехідних процесів та зберігання масивів отриманих даних для подальшої обробки.

### 3. Експериментальні дослідження та визначення передавальних функцій

Зняття та обробка експериментальних даних складається з таких етапів:

1) визначення параметрів розімкнутої та замкнутої схеми управління за кутом рискання. Передбачає використання коригуючого пристрою у замкнутій системі стабілізації;

2) визначення параметрів розімкнутої та замкнутої системи управління за кутовою швидкістю рискання. Передбачає використання коригуючого пристрою у замкнутій системі стабілізації;

3) визначення параметрів розімкнутої та замкнутої системи управління з використанням вітрового збурення. Передбачає використання коригуючого пристрою у замкнутій системі стабілізації.

Для отримання структури і параметрів передавальних функцій використовуємо додаток Matlab System Identification Toolbox (ident) у середовищі Simulink

#### 3.1. Визначення параметрів для розімкнутої та замкнутої системи стабілізації за кутом рискання.

Умови експерименту. Задаємо постійну швидкість обертання одного з двигунів ЛА. Обмежуємо час зняття даних тому, що макет переходить у режим постійних обертів. Проводимо дослідження розімкнутої та замкнутої системи стабілізації.

Діаграми зміни швидкості обертів двигуна та кута рискання зображені на рис. 7.

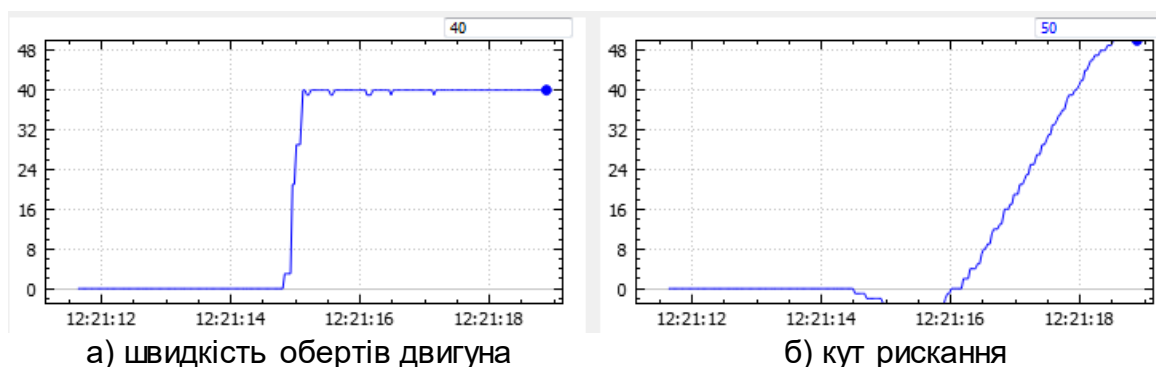
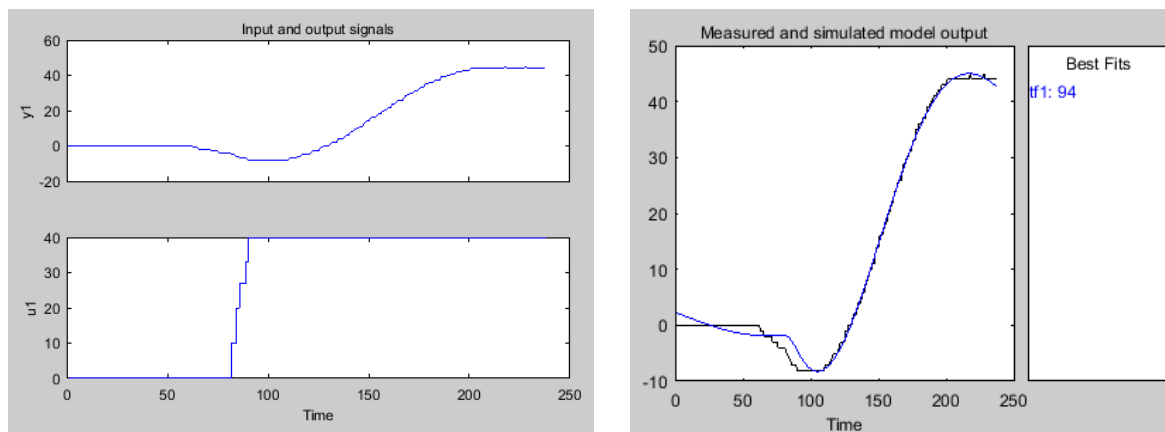


Рис. 7. Зміна швидкості обертів двигуна та кута рискання

Відображення вихідних даних у додатку ident та результат ідентифікації наведено на рис. 8.



а) вихідні данні

б) результат ідентифікації

Рис. 8. Вихідні данні у додатку ident та результат ідентифікації

Отримана з точністю 94 % передавальна функція має такий вигляд:

$$W(s) = \frac{\psi(s)}{Vm(s)} = \frac{-0.001808s + 0.00006348}{s^2 + 0.01625s + 0.0008545}$$

Графік зміни кута рискання для вказаних умов за отриману передавальную функцією у середовищі Simulink показано на рис. 9.

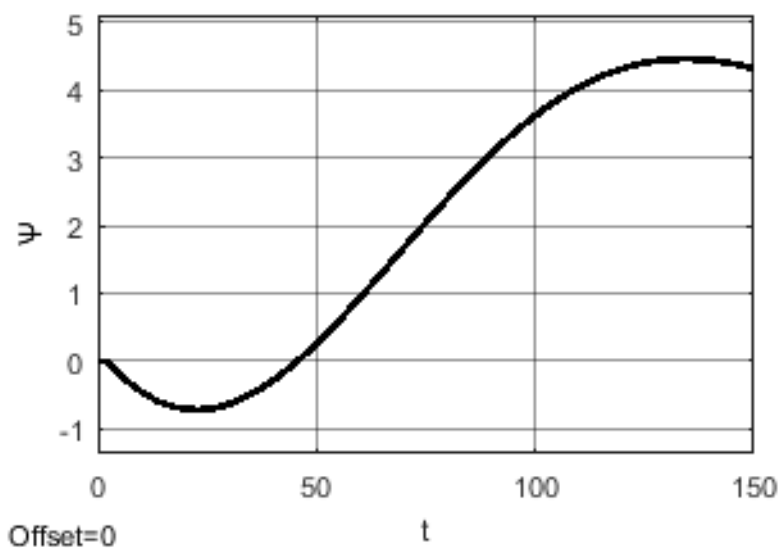


Рис. 9. Графік зміни кута рискання

Додаємо управління. Друга частина цього експерименту полягає у використанні коригуючого пристрою на основі пропорційно-диференціальної ланки. Це дає можливість перейти до експериментального дослідження замкнутої системи та отримати результати для стійкої системи.

Обираємо отриману передавальну функцію

$$W(s) = \frac{\psi(s)}{Vm(s)} = \frac{-0.001808s + 0.00006348}{s^2 + 0.01625s + 0.0008545}$$

яку доповнюємо коригуючим пристроєм.

Схему моделювання замкнутої стійкої системи стабілізації кутового положення ЛА з коригуючим елементом наведено на рис. 10.



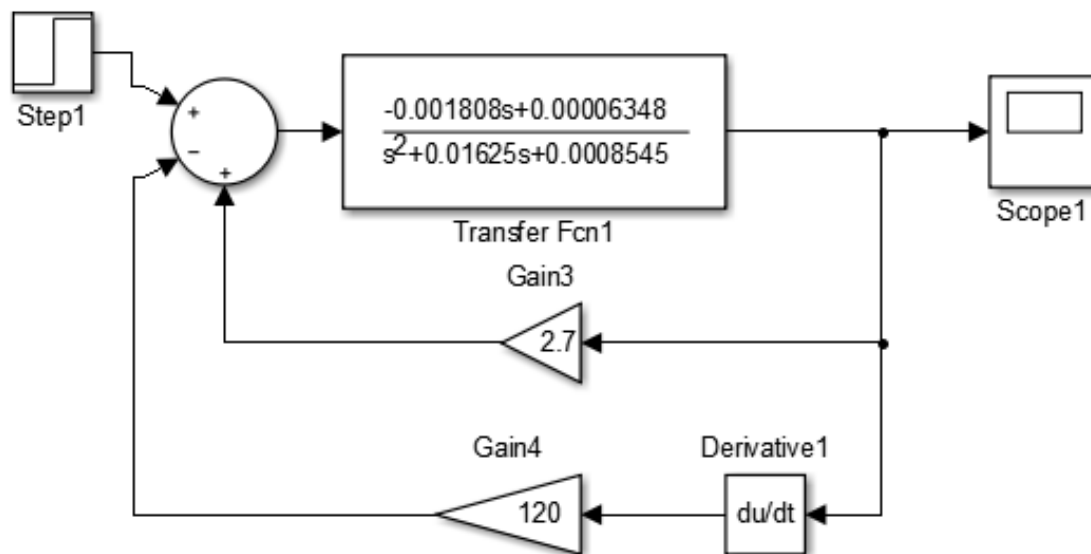


Рис. 10. Схема моделювання замкнутої системи стабілізації кутового положення ЛА

Графік перехідного процесу за кутом ристання наведено на рис. 11.

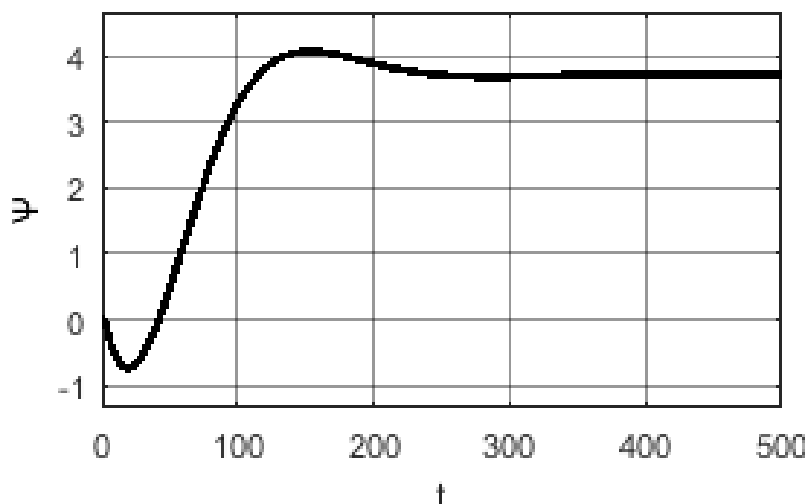


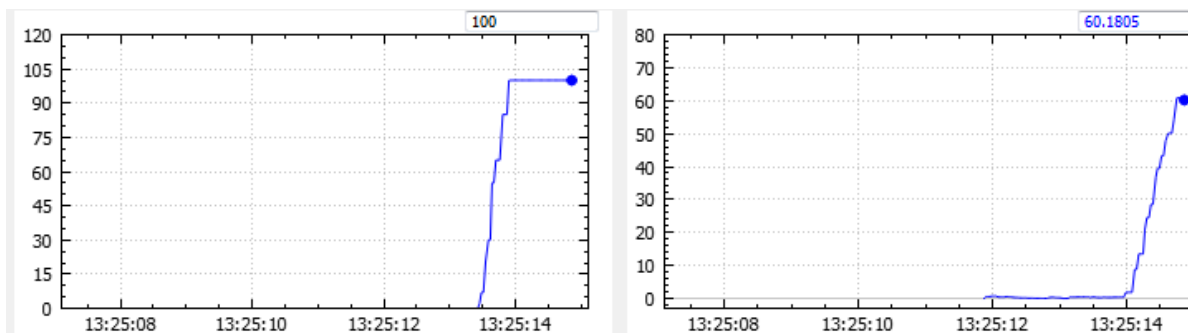
Рис. 11. Графік перехідного процесу за кутом ристання.

Отриманий результат для скоригованої системи повністю співпадає з результатами руху експериментальної установки.

### 3.2. Визначення параметрів для розімкнутої та замкнутої системи стабілізації за кутвою швидкістю ристання

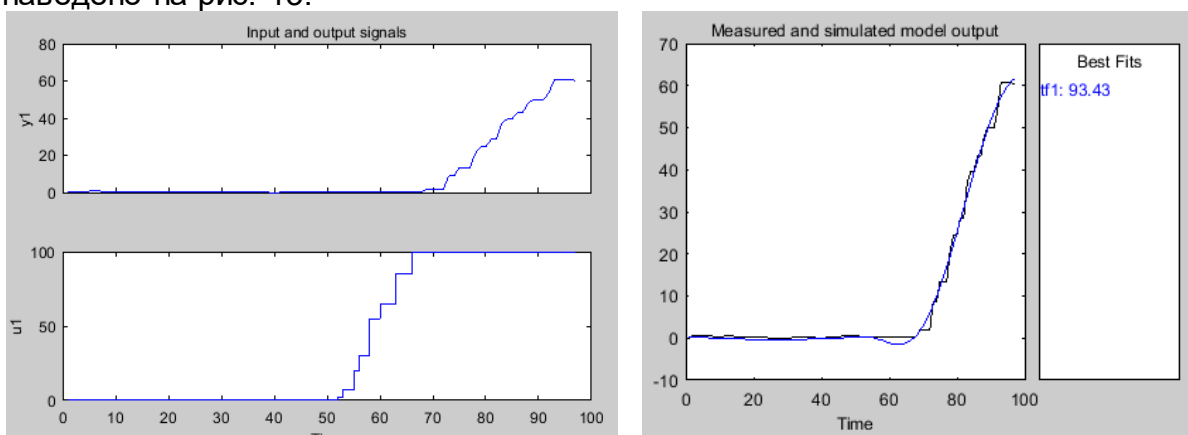
Умови експерименту співпадають з описаними вище. Різниця у тому, що вихідним параметром є кутова швидкість. Задаємо постійну швидкість обертів одного з двигунів. Проводимо дослідження розімкнутої та замкнутої системи стабілізації.

Діаграми зміни швидкості обертів двигуна та кутвої швидкості ЛА за ристанням подано на рис. 12.



а) швидкість обертів двигуна      б) кутова швидкість за рисканням  
 Рис. 12. Зміна швидкості обертів двигуна та кутової швидкості ЛА за рисканням

Відображення вихідних даних у додатку ident та результат ідентифікації наведено на рис. 13.



а) вихідні данні      б) результат ідентифікації  
 Рис. 13. Вихідні данні у додатку ident та результат ідентифікації

Отримана з точністю 93.43 % передавальна функція має такий вигляд:

$$W(s) = \frac{\omega_y(s)}{V_m(s)} = \frac{-0.001369s + 0.0002496}{s^2 + 0.0000000003s + 0.008121}$$

Графік зміни кутової швидкості рискання для вказаних умов за отриманою передавальною функцією у середовищі Simulink показано на рис. 14.

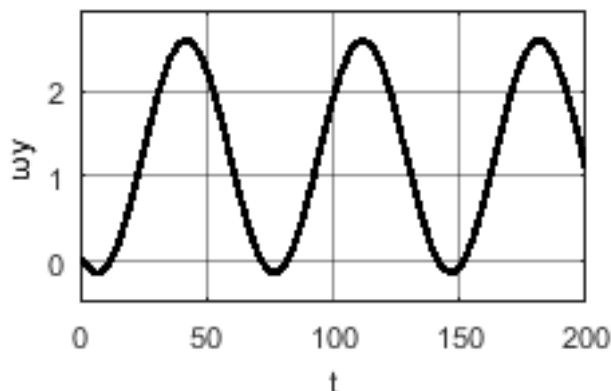


Рис. 14. Графік зміни кута рискання

Додаємо управління. Друга частина цього експерименту, як і раніше, полягає у використанні коригуючого пристрою на основі пропорційно-диференціальної ланки. Це дає можливість перейти до замкнутої системи та отримати результати для стійкої системи.

Обираємо отриману передавальну функцію:

$$W(s) = \frac{\omega y(s)}{V m(s)} = \frac{-0.001369s + 0.0002496}{s^2 + 0.0000000003s + 0.008121}$$

яку доповнюємо коригуючим пристроєм.

Схему моделювання замкнутої стійкої системи стабілізації кутової швидкості ЛА за рисканням з коригуючим елементом наведено на рис. 15.

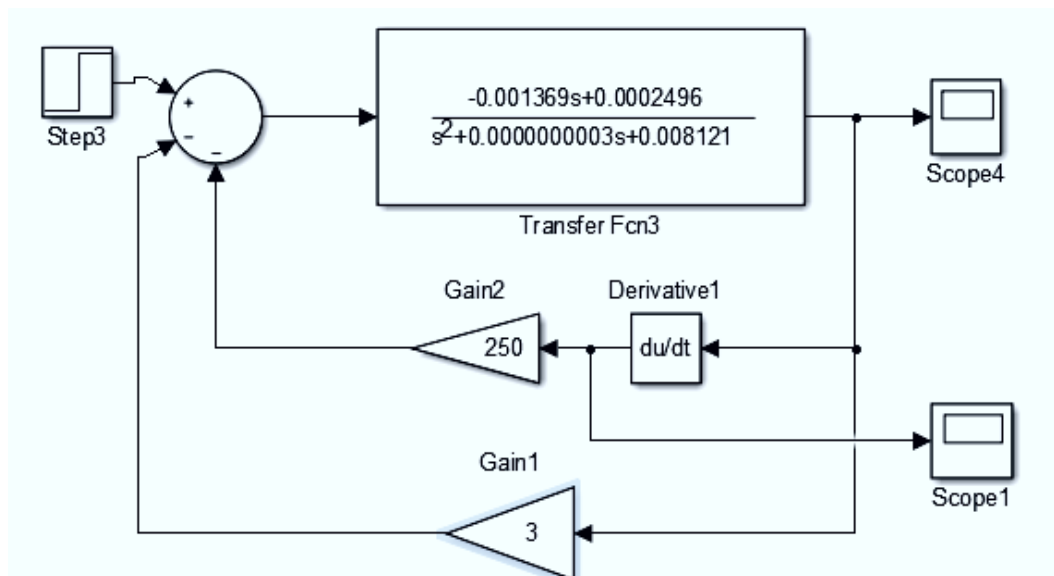
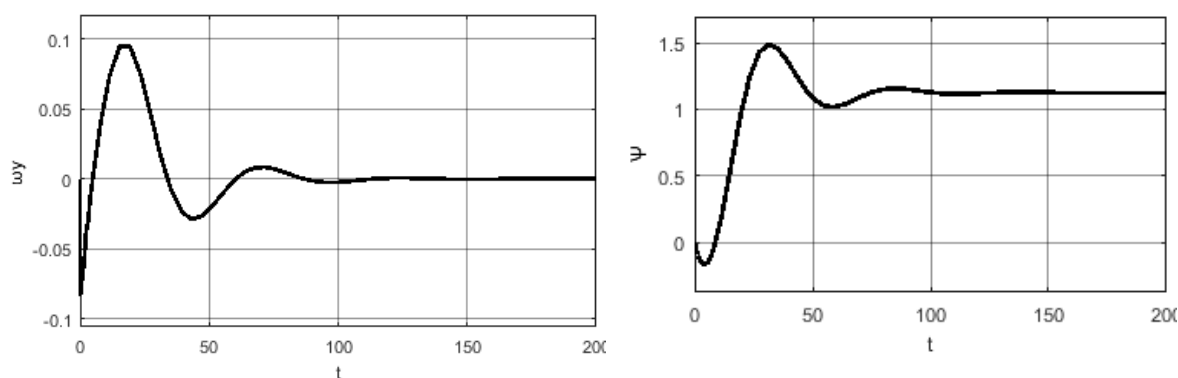


Рис. 15. Схема моделювання замкнутої системи стабілізації кутової швидкості ЛА за рисканням

Графік перехідного процесу за кутовою швидкістю та кутом рискання наведено на рис. 16.



а) кутова швидкість

б) кут рискання

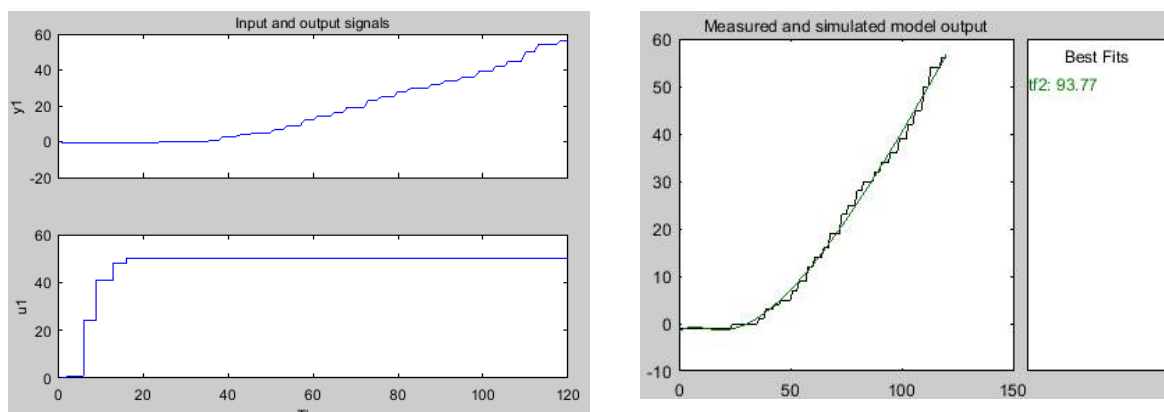
Рис. 16. Графік перехідного процесу за кутовою швидкістю та кутом рискання

Отриманий результат для скоригованої системи повністю співпадає з результатами руху експериментальної установки.

### 3.3. Визначення параметрів для розімкнутої та замкнутої системи стабілізації при вітровому збуренні

Умови експерименту. Система стабілізації розімкнута, без коригуючого елемента. Задаємо постійну швидкість обертів двох двигунів. Задаємо постійне вітрове збурення. Обмежуємо час зняття даних тому, щр макет переходить у режим постійних обертів.

Діаграми швидкості обертів двигунів та зміни кута рискання зображені на рис. 17.



а) вихідні данні (вітрове збурення та кут рискання)

б) результат ідентифікації

Рис. 17. Вітрове збурення та зміна кута рискання у додатку ident та результат ідентифікації

Отримана з точністю 93,77 % передавальна функція має такий вигляд:

$$W(s) = \frac{\psi(s)}{Vv(s)} = \frac{-0.008094s + 0.0004405}{s^2 + 0.02393s}$$

Графік зміни кута рискання для вказаних умов за отриманою передавальною функцією у середовищі Simulink зображено на рис. 18.

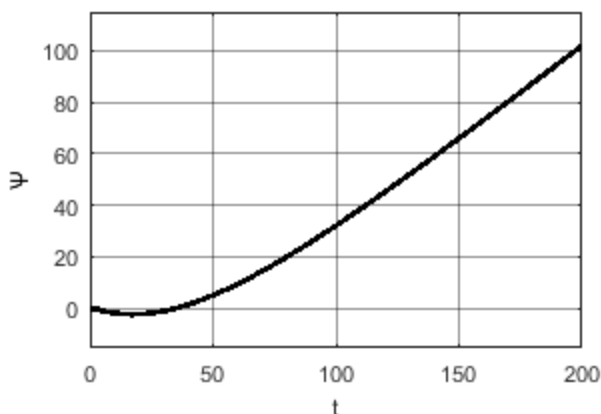


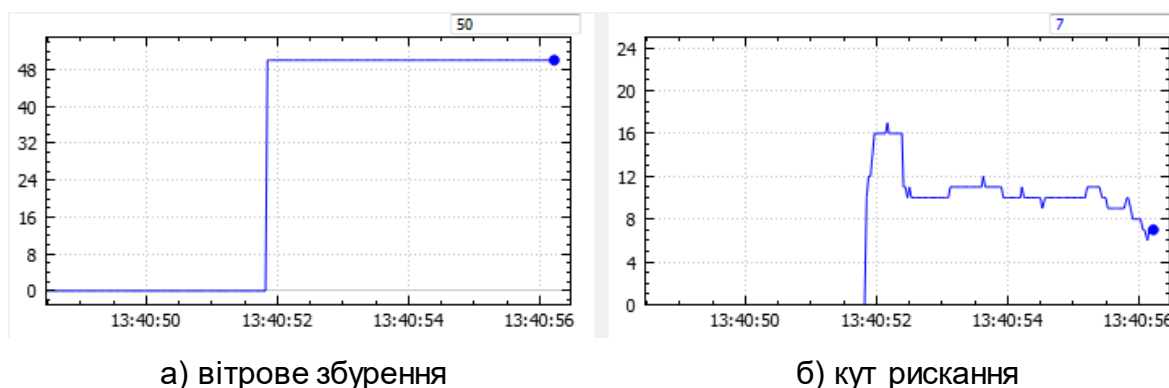
Рис. 18. Графік зміни кута рискання під впливом вітрового збурення

Друга частина цього експерименту полягає у використанні коригуючого пристрою на основі пропорційно-диференціальної ланки. Це дає можливість перейти до експериментального дослідження замкнутої системи.

Проводимо включення системи стабілізації. Задаємо швидкість обертів

двох двигунів ЛА залежно з законом управління. Задаємо постійне вітрове збурення.

Діаграми зміни вітрового збурення та кута рискання показано на рис. 19.

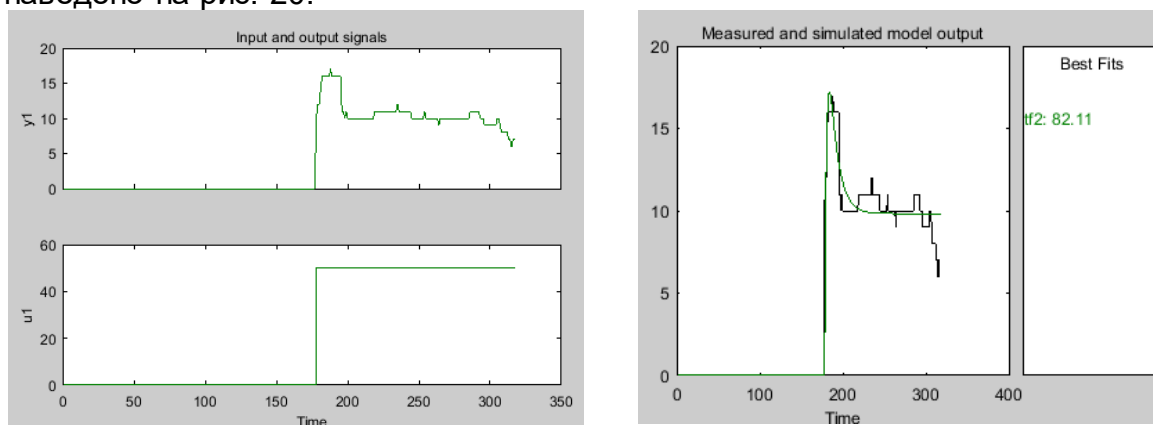


а) вітрове збурення

б) кут рискання

Рис. 19. Реакція замкненої системи на вітрове збурення

Відображення вихідних даних у додатку ident та результат ідентифікації наведено на рис. 20.



а) вихідні данні

б) результат ідентифікації

Рис. 20. Вихідні данні у додатку ident та результат ідентифікації

Отримана з точністю 82,11 % передавальна функція має такий вигляд:

$$W(s) = \frac{\psi(s)}{Vv(s)} = \frac{0.1936s + 0.008289}{s^2 + 0.5174s + 0.04217}$$

Використовуючи отриману передавальну функцію замкнутої системи стабілізації ЛА проведемо перевірку адекватності отриманої математичної моделі у середовищі Simulink. Умови: вітрове збурення та включення системи управління.

Схема моделювання замкненої системи стабілізації з урахуванням вітрового збурювального впливу наведено на рис. 21.

Ця модель передбачає використання схеми замкнутого пристрою дослідження до якого надається вітрове збурення від імітатора повітря. Підкреслимо, що рівень збурення може бути заданий різної потужності.

Графік перехідного процесу за кутом рискання показано на рис. 22.

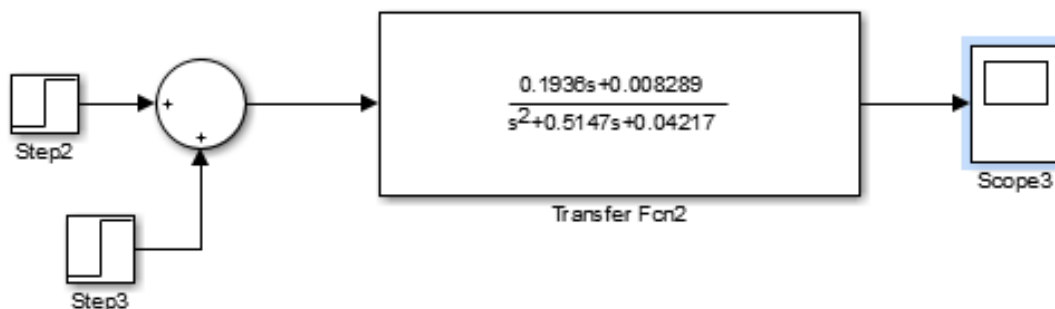


Рис. 21. Схема моделювання замкненої системи стабілізації

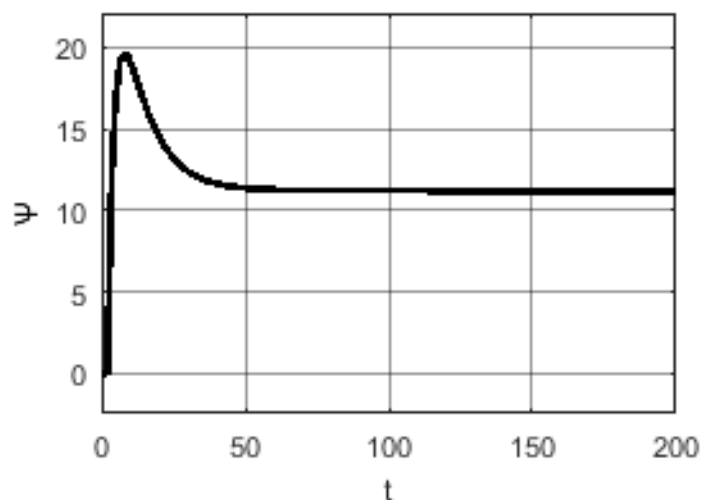


Рис. 22. Графік перехідного процесу за кутом рискання

Результат моделювання замкненої системи стабілізації з урахуванням вітрового збурення, повністю співпадає з результатами експериментального дослідження.

### Список літератури

1. Немшилов, Ю. О. Моделі систем управління літальними апаратами та методи експериментальних досліджень [Текст] : навч. посіб. / Ю. О. Немшилов. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "ХАІ", 2019. – 160 с.
2. Синеглазов, В. М. Автоматизовані системи управління повітряних суден [Текст] : підручник / В. М. Синеглазов, М. К. Філяшкін. – К. : НАУ, 2013. – 502 с.

### References

1. Nemshylov, Yu. O. Modeli system upravlinnia litalnymy aparatamy ta metody eksperymentalnykh doslidzhen [Tekst] : navch. posib. / Yu. O. Nemshylov. – Kharkiv : Nats. aerokosm. un-t im. M. Ye. Zhukovskoho "KhAI", 2019. – 160 s.
2. Syniehlazov, V. M. Avtomatyzovani systemy upravlinnia povitrianykh suden [Tekst] : pidruchnyk / V. M. Syniehlazov, M. K. Filiashkin. – K. : NAU, 2013. – 502 s.

Надійшла до редакції 22.12.2023, розглянута на редколегії 25.12.2023

## Practical determination of the transfer functions of the aircraft laboratory stand by yaw angle

The most difficult thing when piloting an aircraft (LA) is the landing mode under the influence of wind disturbances. An important role in ensuring controlled flight is played by the angular position stabilization system, which is designed to work out regular control influences and counter random disturbances in the course and roll channels. Contours of angular stabilization are built using the principle of deviation control. Deviations are formed due to changes in feedback signals determined by the parameters of the aircraft's own rotational motion. Stabilizing the angular position of the aircraft by deflecting the steering surfaces does not always allow to achieve the desired result, therefore there are other options for solving this problem. One of these options is to implement non-traditional methods of angular stabilization of the aircraft during landing. The essence of the problem boils down to the use of engine thrust control to eliminate the effect of crosswind. The purpose of the work is to use a computer system for stabilizing an aircraft in lateral movement to eliminate wind disturbances by changing the engine thrust. The tasks of the work are: development of a computer system for stabilizing the movement of an aircraft by the yaw angle, taking into account wind disturbances; creation and verification of stabilization algorithms on a laboratory bench using an ARDUINO controller; study of functional capabilities of angular stabilization circuits. The object of the study: a computer control system of an aircraft that performs the task of yaw angle stabilization. The subject of research: processes of stabilization of the angular position of the aircraft in lateral movement. To create a stabilization system, the methods of analyzing the dynamic characteristics of the selected object and choosing the structure of the angular stabilization contour were used. When performing the work, a control law using angular and angular velocity feedback was chosen. The work has an applied nature. A computer system for stabilizing an aircraft by the yaw angle, taking into account wind disturbances such as crosswind, was developed and studied. A variant of aircraft stabilization when using engine thrust control is proposed. The control law of the computer stabilization system, which is implemented on the ARDUINO controller, was selected and tested. The applied value of the work is the further use of the obtained results in modern models of aircraft-type aircraft.

**Key words:** stabilization of the angular position by yaw, wind disturbances, transfer functions, computer systems for stabilizing the motion of the aircraft by the yaw angle, laboratory sample.

### Відомості про авторів

**Немшилов Юрій Олександрович** – доц., к.т.н., доцент кафедри «Системи управління літальних апаратів», Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», м. Харків, Україна. ORCID: 0000-0001-6610-461X, [y.nemshilov@khai.edu](mailto:y.nemshilov@khai.edu).

**Пасичнік Сергій Миколайович** – к.т.н., доцент кафедри «Системи управління літальних апаратів», Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», м. Харків, Україна. ORCID: 0000-0001-7016-8835, [snpasichnik@gmail.com](mailto:snpasichnik@gmail.com)

### **About the authors**

**Nemshylov Yuriy Oleksandrovych** – Ph.D, Associate professor of Department Aircraft Management Systems, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine. ORCID: 0000-0001-6610-461X, y.nemshilov@khai.edu.

**Pasichnyk Serhiy Mykolayovych** – Ph.D, Associate professor of Department Aircraft Management Systems, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine. ORCID: 0000-0001-7016-8835, snpasichnik@gmail.com.