

УДК 533.65

DOI [https://doi.org/10.15589/znп2025.2\(500\).32](https://doi.org/10.15589/znп2025.2(500).32)**DEVELOPMENT OF AN AUTOMATIC CONTROL SYSTEM
FOR A “FLYING WING” UNMANNED AERIAL VEHICLE****РОЗРОБКА СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИМ
АПАРАТОМ ТИПУ «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО»****Serhii V. Rahulin**

rahulin_s@ukr.net

ORCID: 0000-0001-8955-0380

С. В. Рагулін,

канд. техн. наук, доцент

*Kherson State Agrarian and Economic University, Kherson**Херсонський державний аграрно-економічний університет, м. Херсон*

Abstract. Every year, more and more industries are opened new ways of using unmanned aerial vehicles. Unmanned aerial vehicles are widely used in various fields. In particular, the use of unmanned aerial vehicles in specific areas requires special external forms.

One of the common circuits that provides small and uniform inductive speeds, which reduces the intensity of the final vortices, is the scheme of unmanned flying apparatus of the “Flying Wing”. With high aerodynamic qualities, this scheme has significant disadvantages to ensure dynamic characteristics, that is, stability and controllability, especially road management.

The relevance of the topic is explained by the fact that this scheme is considered one of the most difficult in aerodynamics, as flight safety requires sufficient stock on stability and controllability. The management of the road management channel is critical. Therefore, this work is aimed at solving one of the most important issues in the system of governing UAV type “Flying Wing”.

The main purpose of the study is to develop a control system based on the implementation of the PID-regulator automatic control, and the use of plate interceptors as steering surfaces. Determine whether the wing has its own stability and what dynamic characteristics it can provide in flight.

The main tasks of the study are to identify dynamic characteristics using mathematical modeling. It is also necessary to carry out a comparative analysis of the dynamic characteristics of the aircraft of a normal scheme with a “flying wing”. The object of the study is the system of path management of the UAV type “Flying Wing”. Comparison of characteristics of control systems.

The subject of the study is the characteristics of the UAV control type “flying wing” using plate interceptors and a PID regulator.

The work used such research methods as comparative analysis, generalization, systematization and synthesis, mathematical and computer modeling using a MATLAB application package.

Key words: flying wing; MATLAB; dynamic characteristics; mathematical and computer modeling.

Анотація. З кожним роком все більше і більше галузей відкривають нові шляхи використання безпілотних літальних апаратів. Безпілотні літальні апарати знаходять широке застосування в різних сферах. Зокрема, застосування безпілотних літальних апаратів в специфічних сферах вимагає особливих зовнішніх форм.

Однією з поширених схем, що забезпечує невеликі і рівномірні індуктивні швидкості, що зменшує інтенсивність кінцевих вихорів, є схема безпілотного літаючого апарату типу «літаюче крило». При високих аеродинамічних якостях дана схема має суттєві недоліки щодо забезпечення динамічних характеристик, тобто стійкості і керованості, особливо шляхового керування.

Актуальність теми пояснюється тим, що дана схема вважається однією з найскладніших в аеродинаміці, так як безпека польотів вимагає достатнього запасу по стійкості і керованості. Управління каналу шляхового керування є критичним. Тому, дана робота спрямована на вирішення одного з найважливіших питань в системі шляхового керування БПЛА типу «літаюче крило».

Основною метою дослідження є розробка системи управління, на базі впровадження в систему автоматичного управління PID-регулятора, і застосування в якості рульових поверхонь пластинчастих інтерцепторів.

Визначити чи володіє крило власною стійкістю і які динамічні характеристики воно здатне забезпечити в польоті.

Основними завданнями дослідження є визначення динамічних характеристик за допомогою математичного моделювання. Також, потрібно провести порівняльний аналіз динамічних характеристик літальних апаратів нормальної схеми з «літаючим крилом».

Об'єктом дослідження є системи шляхового керування БПЛА типу «літаюче крило». Порівняння характеристик систем управління.

Предметом дослідження є характеристики шляхового керування БПЛА типу «літаюче крило» з використанням пластинчастих інтерцепторів і PID-регулятора.

В роботі використовувалися такі методи дослідження як порівняльний аналіз, узагальнення, систематизація та синтез, математичне та комп'ютерне моделювання з використанням пакета прикладних програм MATLAB.

Ключові слова: літаюче крило; MATLAB; динамічні характеристики; математичне та комп'ютерне моделювання.

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО КРИЛО

Крило – одна з основних частин літака, призначена для створення аеродинамічної підйомної сили. Рух повітря, що виникає навколо крила і визначає його аеродинамічні характеристики, являє собою тривимірний потік, ступінь відхилення якого від плоскопаралельного руху залежить від форми і розмірів крила. Крила сучасних літаків дуже різні за своїм геометричним характеристикам.

Експериментальні дані, а також дані практики польотів показали, що підвищити критичне число M , віддалити аеродинамічний несприятливий вплив стисливості повітря, що виявляється у виникненні явищ хвильової кризи, зменшити хвильовий опір і тим самим поліпшити аеродинамічні властивості крила можна застосуванням стріловидних крил.

Стріловидним називається крило, у якого лінія фокуса, розташована приблизно на відстані однієї чверті хорди від передньої кромки, становить з площиною, ортогональної центральної хорди крила, кут χ , що називається кутом стрілоподібності (див. рисунок 1.1).

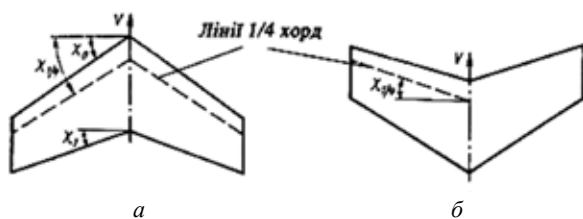


Рис. 1. Стрілоподібні крила:
а – пряма стрілоподібність; б – зворотня стрілоподібність

Іноді при розрахунках кут стрілоподібності вимірюється не по лінії фокусів (1/4 хорд), а з якоїсь іншої лінії, наприклад, по передній або задній кромці крила. Для випадку зі змінюваною стрілоподібністю в польоті кут стрілоподібності крила визначається по передній кромці центроплану і, крім того, по передній кромці консолю крила.

Стрілоподібність крила, як правило, буває прямою (рисунок 1, а) і дуже рідко – зворотною (рисунок 1, б).

При зворотній стрілоподібності кінці крила винесені вперед у напрямку польоту. Якщо кромки крила мають злами або є криволінійними, то кут стрілоподібності змінюється уздовж розмаху крила.

ОСОБЛИВОСТІ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СХЕМИ «ЛІТАЮЧЕ КРИЛО»

Аеродинамічна схема «літаюче крило» є доволі перспективною для виконання авіаційно-хімічних робіт. Переваги, які вона має, позитивно впливають на якість робіт, які виконуються. Одним з основних негативних чинників при виконанні авіахімічних робіт є супутний слід і кінцеві вихори, які піднімають зрошувальну рідину на кілька метрів. Дифузорний ефект фюзеляжу створює великий супутний слід, який так само негативно впливає на виконання робіт, завихрюючи рідину. За цей час рідина встигає випаруватися, таким чином хімічний розчин, в значній мірі, необхідно розбавляти з водою, що призводить до збільшення потрібної злітної маси або скорочує розміри обробленої площі. Хвостове оперення також має негативний вплив на параметри бічного руху літального апарату. При ковзанні літака на вертикальному оперенні виникає бічна сила. Коли аеродинамічний фокус вертикального оперення розташований на значній відстані від поздовжньої осі літака, то від цієї сили може виникнути значний момент крену. На малих висотах при щільному повітрі, цей момент досить великий. Що в свою чергу вимагає додаткових відхилень рулевих поверхонь для балансування. Це призводить до збільшення балансування опору. Для компенсації балансування опору і опору хвостового оперення витрачається 10 % тяги і 20 % витрати палива. Через відсутність вертикального оперення і керма напряду відбувається утруднення каналу шляхового керування, так як саме по собі «літаюче крило» не має балансування колійного моменту.

При розробці літаків схеми «безхвостка» неважко надати крилам пряму стрілоподібність і встановити керма висоти на закінцівках, де вони, маючи більше плече відносно центру мас, будуть володіти більшою ефективністю. Так як на закінцівках крила

зазвичай розташовуються і елерони (для створення максимального моменту щодо поздовжньої осі літака), доцільно об'єднати функції елерона і керма висоти в єдиній поверхні управління, яка отримала назву «елевонів». Розташовані на протилежних закінцівках крила поверхні управління при відхиленні в одному напрямку працюють як кермо висоти, а при відхиленні в різні боки – як елерони. При необхідності здійснюється комбіноване відхилення цих поверхонь управління.

Для забезпечення, встановленого польоту тенденція до виникнення кабруючого моменту літака схеми «безхвостка» парирується шляхом відхилення закінцівок крила з метою зменшення кута атаки; по суті справи, в цьому випадку закінцівки крила використовуються як кермо висоти, постійно відхилені вгору, замість відхилення керма висоти або елевонів.

Такий підхід має, в свою чергу, істотний недолік, який авіаційні конструктори перших років авіації, ймовірно, не до кінця розуміли. Зменшення кута атаки кінцевих частин крила призводить до значного зниження підйомної сили на цих ділянках, тоді як їх аеродинамічний опір значно збільшується – а саме для виключення цих явищ і передбачалося виключити з конструкції традиційного оперення хвостову частину фюзеляжу на літаках схеми «безхвостка».

В якості керма напрямку для даної схеми моделюється інтерцептори, які відхиляються від консолей крила на необхідні кути для забезпечення балансування моменту по куту ристання. Також, за допомогою цих рульових поверхонь літальний апарат може виконувати координований розворот, що, в свою чергу, забезпечує керованість в бічному русі. Також, в систему управління входить демпфуючий пристрій, який скорочує час перехідного процесу на 80% [1–5].

ВИЗНАЧЕННЯ ЗАГАЛЬНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

MATLAB – пакет прикладних програм для вирішення задач технічних обчислень. Представляє велику кількість функцій для аналізу даних, що покриває практично всі області математики, зокрема: матриці, лінійну алгебру, многочлени і інтерполяцію, математичну статистику і аналіз даних, обробка даних, диференціальні рівняння і т.д. [7]. У даній роботі за допомогою MATLAB розраховуються параметри динаміки бічного руху літального апарату і побудова графіків перехідних процесів.

За допомогою пакета прикладних програм для вирішення технічних завдань MATLAB, визначимо, в першому наближенні, аеродинамічні характеристики БПЛА використовуючи математичне моделювання:

1) визначаємо залежність підйомної сили Y від кута атаки α , $m_{\text{ал}} = 150$ кг. На графіку (див. рисунок 2) представлено, що необхідний кут атаки $\alpha = 4^\circ$, при $V_{\text{кр}} = 150$ км/год;

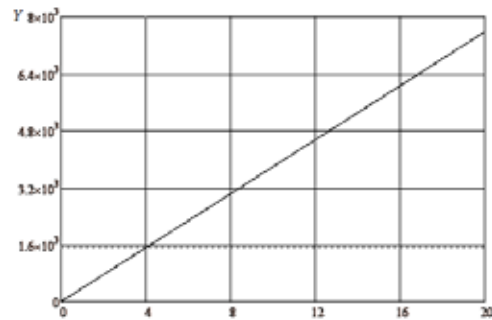


Рис. 2. Графік залежності $Y = f(\alpha)$

2) наступною задачею є визначення опору і його залежність від швидкості: $X = f(V)$ (див. рисунок 3). На графіку видно, що при швидкості $V_{\text{кр}} = 150$ км/год опір складає $X = 330$ Нм;

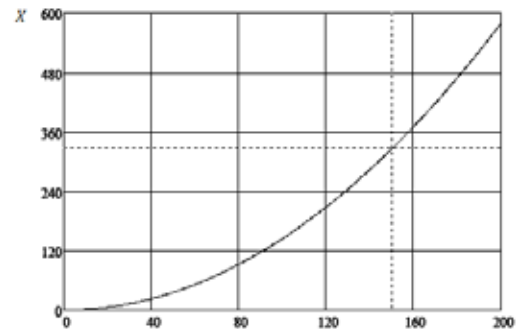


Рис. 3. Графік залежності $X = f(V)$

3) отримавши опір на даному куті атаки, ми визначаємо опір зі стрілоподібністю $\chi = 20^\circ$ (див. рисунок 4). Можна помітити, що при стрілоподібності в 20° опір дорівнює 287.63 Нм;

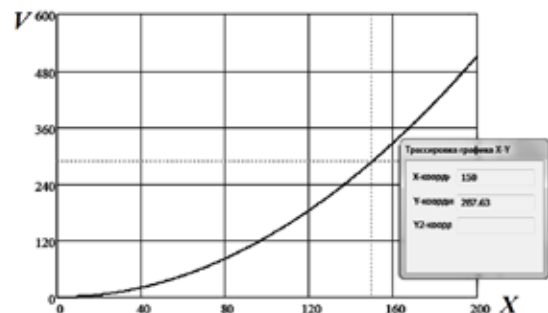
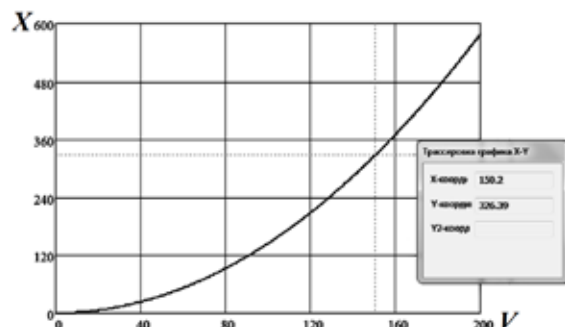
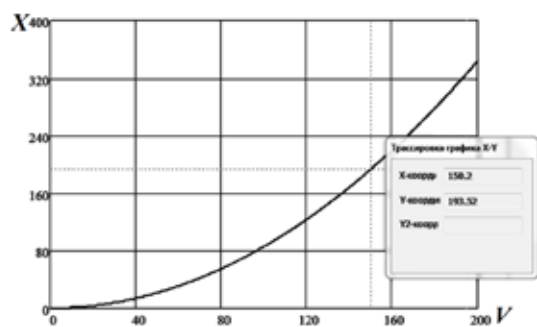
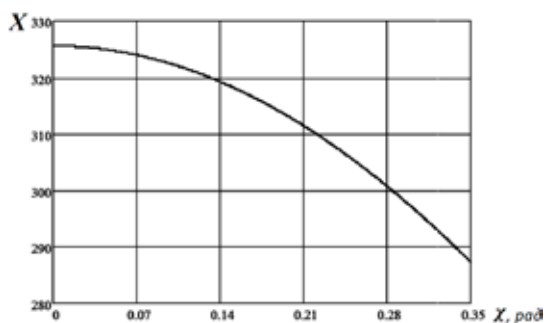


Рис. 4. Графік залежності $X = f(V)$ при $\chi = 20^\circ$

4) наступна залежність $X = f(V)$ при рівному крилі, тобто $\chi = 0^\circ$, представлена на рисунку 5. Зауважимо, що на рівному крилі при стрілоподібності $\chi = 0^\circ$ опір дорівнює 326 Нм, що перевищує показання стрілоподібного крила;

5) наступна залежність $X = f(V)$ при стрілоподібності $\chi = 40^\circ$ показана на рисунку 6. Видно, що при стрілоподібності $\chi = 40^\circ$ опір дорівнює 193 Нм;

6) тепер, коли у нас є кілька залежностей параметрів $X = f(V)$ при різних кутах стрілоподібності, створюємо залежність опору від стрілоподібності $X = f(\chi)$ (див. рисунок 7).


 Рис. 5. Графік залежності $X = f(V)$ при $\chi = 0^\circ$

 Рис. 6. Графік залежності $X = f(V)$ при $\chi = 40^\circ$

 Рис. 7. Графік залежності $X = f(V)$

Можна помітити, що при збільшенні стрілоподібності опір зменшується, як і стверджувалося раніше. Це підтверджує надійність дослідження, а значить всі вихідні параметри відповідають реальним.

СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

1. Визначення динаміки літального апарату нормальної схеми з хвостовим оперенням. Для початку необхідно ввести в програму структурну схему каналу шляхового керування нормального літака (див. рисунок 8).

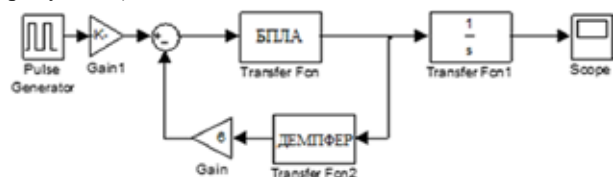
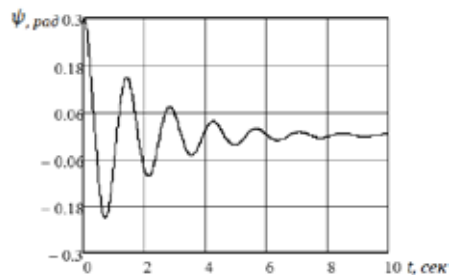


Рис. 8. Структурна схема системи автоматичного управління БПЛА нормальної схеми з хвостовим оперенням

$$A\ddot{\psi}(t) + A_1\dot{\psi}(t) + A_2\psi(t) = \delta(t), \quad (3.1)$$

де A – момент інерції літального апарату; A_1 – момент інерції демпфірування; A_2 – момент інерції хвостового оперення.

Таким чином, отримаємо графік перехідного процесу літального апарату нормальної схеми з хвостовим оперенням по каналу шляхового керування при заданому коефіцієнті ристання в 20° (див. рисунок 8).


 Рис. 9. Графік перехідного процесу ЛА з хвостовим оперенням при $\psi = 20^\circ$

З даного графіка можна помітити, що після короткочасного впливу по каналу ристання, літальний апарат, маючи власний стабілізуючий (флюгерний) момент, повертає літак в початкове положення через 8 секунд. Це є стандартною вимогою до стійкості по каналу ристання.

Стабілізуючі коефіцієнти бічного руху літака:

$$M_y^\omega = YL = C_y^\omega \frac{\omega L}{V} \frac{\rho V^2}{2} SL \quad (3.2)$$

$$M_y^\delta = YL = C_y^\delta \delta \frac{\rho V^2}{2} SL$$

2. Визначення динаміки літального апарату типу «літаюче крило» за схемою «безхвостка».

Аналогічним методом, підставляємо структурну схему ЛА типу «літаюче крило» виконане за схемою «безхвостка» в програму математичного моделювання (див. рисунок 10).

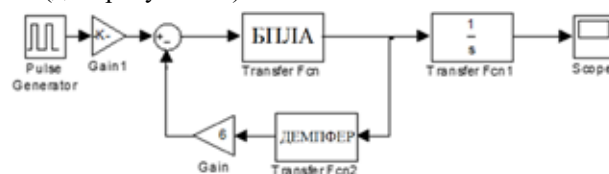


Рис. 10. Структурна схема системи автоматичного управління БПЛА типу «літаюче крило» за схемою «безхвостка»

Отримаємо наступний графік перехідного процесу по каналу ристання, в рівних умовах з попередньою моделлю, тобто $\psi = 20^\circ$ (див. рисунок 11).

За даним графіком перехідного процесу можна визначити, що «літаюче крило» не має власного стабілізуючого моменту по каналу ристання, отже, шляхова стійкість дуже мала. Час перехідного процесу значно перевищує норму і з цим доводиться боротися.

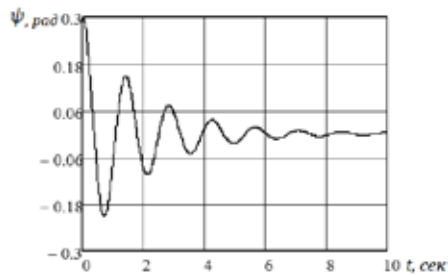


Рис. 11. Графік перехідного процесу БПЛА типу «літаюче крило» за схемою «безхвостка» при $\psi = 20^\circ$

3. Визначення динаміки літального апарату типу «літаюче крило» за схемою «безхвостка» з використанням PID-контролера.

PID-контролер є блок обчислювальних машин і датчиків, які обчислюють кутову швидкість і видають команду, у вигляді сигналу, на систему управління, яка своєчасно виконує цю команду і призводить кермові поверхні в положення необхідне для створення компенсуючого моменту. Як тільки літальний апарат повертається у вихідне положення, створюється ще один сигнал, який компенсує повторні коливання, таким чином змінюючи характер перехідного процесу на аперіодичний, що в свою чергу є критерієм швидкодії, тобто відновлення вихідного положення за найкоротший час (див. рисунок 12 та 13).

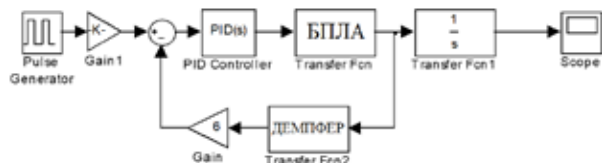


Рис. 12. Структурна схема системи автоматичного управління з PID ланкою

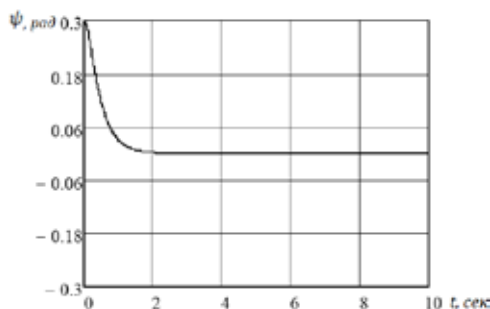


Рис. 13. Графік перехідного процесу БПЛА типу «літаюче крило» за схемою «безхвостка» з використанням PID-контролера

Проаналізувавши дані динамічні моделі БПЛА можна зробити висновок, що наявність ланок PID-регулятора в системі автоматичного управління «літаючого крила», є необхідною умовою для забезпечення прийнятних динамічних параметрів бокового руху.

Було виконано порівняння динамічних характеристик нормальної схеми і схеми «літаюче крило». В ході порівняння було визначено, що «літаюче

крило» без PID-регулятора має незадовільні показники перехідних процесів. Але із застосуванням PID-регулятора характеристики відповідають нормам і стандартам [9].

Після авто-тюнінгу PID-регулятора, автоматично будуть визначатися всі потрібні кути відхилення керма управління при різних збуреннях. Дана система управління є зручною в експлуатації.

Наявність даної системи автоматичного управління змінює параметри перехідних процесів з коливальних на аперіодичні. Тому політ, з точки зору динаміки, є стійким.

Реакція на зовнішні збурення задовольняє вимоги по нормам і стандартам експлуатації. Тривалість перехідного процесу зменшилася з 60 секунд і більше до 2–3 секунд.

Дана система управління здатна забезпечити керуваність практично будь-якими поверхнями управління, в тому числі і пластинчастими інтерцепторами, якими, як зазначалось вище, пропонується обладнати БПЛА типу «літаюче крило» для виконання авіахімічних робіт.

ВИСНОВКИ

У даній роботі вдалося досягти необхідного результату. Основним завданням була розробка системи шляхового керування і забезпечення шляхової стійкості і керованості безпілотного літального апарату типу «літаюче крило» виконане за схемою «безхвостка».

В роботі були розглянуті геометричні та аеродинамічні характеристики «літаючого крила», стріловидне крило і його порівняння з прямим. Викладено переваги даної схеми в передбачуваних умовах експлуатації.

За допомогою математичного моделювання та пакета прикладних програм для вирішення технічних завдань були визначені динамічні параметри бічного руху літальних апаратів нормальної схеми і схеми «літаюче крило». Частиною дослідження є застосування демпфуючого пристрою, виконаного у вигляді пропорційно-інтегрально-диференціального регулятора і динамічні характеристики БПЛА з його застосуванням. MATLAB дозволив отримати характер перехідних процесів із застосуванням демпфуючого пристрою. Саме даний пристрій дозволяє застосовувати подібні види аеродинамічного компонування літальних апаратів, зокрема «літаюче крило» виконане за схемою «безхвостка».

При застосуванні даної системи управління рекомендується звернути особливу увагу при визначенні силової установки. Так як в режимі зовнішніх збурень і залученні механізації якості крила значно зменшується, що в свою чергу призводить до перевитрати палива, а при нестачі швидкості може привести до звалювання.

Так як авіаційно-хімічні роботи в основному виконуються в простих метеорологічних умовах даний літальний апарат повністю задовольняє потрібні характеристики по запасу стійкості і керованості.

Отримані результати дозволяють сформува-ти обсяг вимог до вигляду сучасного безпілотного

літального апарату, що має використовуватись для спеціальних цілей, зокрема в сільськогосподарському варіанті. Дана модель дозволяє визначити його льотно-технічні та експлуатаційні обмеження, а також визначити динаміку, допустимі межі застосування, включаючи висоту польоту, з внесенням даних вимог до керівництва з льотної експлуатації.

REFERENCES

- [1] Wang, L. (2020). PID control system design and automatic tuning using MATLAB. Wiley-IEEE Press.
- [2] Åström, K. J., & Hägglund, T. (1995). PID controllers. International Society for Measurement and Control.
- [3] Horowitz, I. M. (1963): *Synthesis of Feedback Systems*. Academic Press, New York.
- [4] Isermann, R. (1980): "Practical aspects of process identification." *Automatica*, 16, pp. 575–587.
- [5] King, P. J. and E. H. Mamdani (1977): "The application of fuzzy control systems to industrial processes." *Automatica*, 13, pp. 235–242.
- [6] Chong, A. (2016). *Flying Wings & Radical Things: Northrop's Secret Aerospace Projects & Concepts 1939–1994*. Specialty Press.
- [7] Matlab. MathWorks. (n.d.). <https://www.mathworks.com/products/matlab.html>
- [8] McRuer, D. T., Ashkenas, I. L., & Graham, D. (1990). *Aircraft Dynamics and automatic control*. Princeton University Press.
- [9] Sadraey, M. H. (2020). *Automatic Flight Control Systems*. Morgan & Claypool.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

- [1] Wang, L. (2020). PID control system design and automatic tuning using MATLAB. Wiley-IEEE Press.
- [2] Åström, K. J., & Hägglund, T. (1995). PID controllers. International Society for Measurement and Control.
- [3] Horowitz, I. M. (1963): *Synthesis of Feedback Systems*. Academic Press, New York.
- [4] Isermann, R. (1980): "Practical aspects of process identification." *Automatica*, 16, pp. 575–587.
- [5] King, P. J. and E. H. Mamdani (1977): "The application of fuzzy control systems to industrial processes." *Automatica*, 13, pp. 235–242.
- [6] Chong, A. (2016). *Flying Wings & Radical Things: Northrop's Secret Aerospace Projects & Concepts 1939–1994*. Specialty Press.
- [7] Matlab. MathWorks. (n.d.). <https://www.mathworks.com/products/matlab.html>
- [8] McRuer, D. T., Ashkenas, I. L., & Graham, D. (1990). *Aircraft Dynamics and automatic control*. Princeton University Press.
- [9] Sadraey, M. H. (2020). *Automatic Flight Control Systems*. Morgan & Claypool.

© Рагулін С. В.

Дата надходження статті до редакції: 20.04.2025

Дата затвердження статті до друку: 06.05.2025