



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **122877** (13) **C2**

(51) МПК (2021.01)

G05D 1/08 (2006.01)

G05D 1/00

G05B 15/00

G05B 17/00

G08G 5/00

НАЦІОНАЛЬНИЙ ОРГАН
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
"УКРАЇНСЬКИЙ ІНСТИТУТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ"

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

- (21) Номер заявки: **а 2018 05392**
(22) Дата подання заявки: **15.05.2018**
(24) Дата, з якої є чинними права інтелектуальної власності: **14.01.2021**
(41) Публікація відомостей про заявку: **25.09.2018, Бюл.№ 18**
(46) Публікація відомостей про державну реєстрацію: **13.01.2021, Бюл.№ 2**

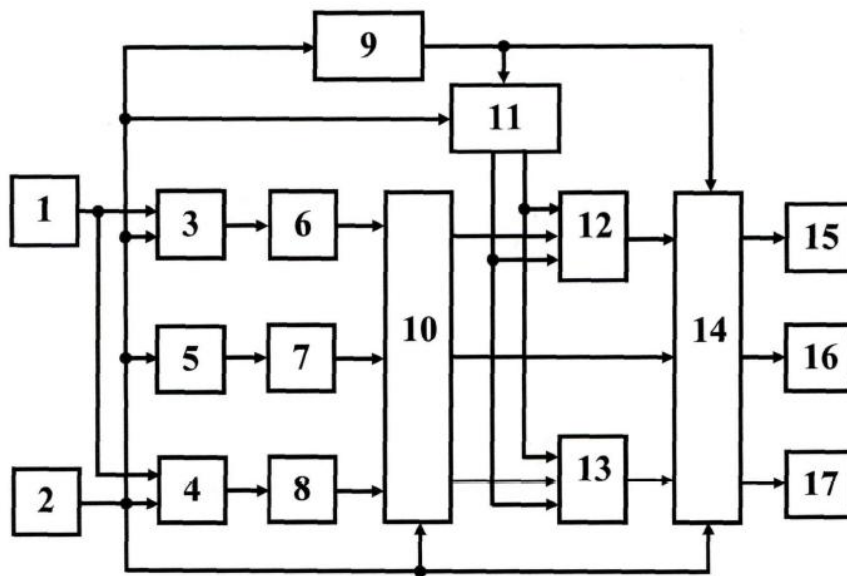
- (72) Винахідник(и):
**Гриценко Володимир Ілліч (UA),
Богачук Юрій Петрович (UA),
Шепетука Юрій Михайлович (UA),
Волков Олександр Євгенович (UA),
Комар Микола Миколайович (UA)**
(73) Володілець (володільці):
**МІЖНАРОДНИЙ НАУКОВО-НАВЧАЛЬНИЙ
ЦЕНТР ІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ ТА
СИСТЕМ НАН ТА МОН УКРАЇНИ,
просп. Академіка Глушкова, 40, м. Київ-680,
03680 (UA)**
(56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою:
**US 2012209455 A1, 16.08.2012
RU 2502050 C1, 20.12.2013
US 9513130 B1, 06.12.2016
RU 2234725 C1, 20.08.2004
RU 2460113 C1, 27.08.2012
RU 2541903 C1, 20.02.2015
RU 2569580 C2, 27.11.2015
US 9146557 B1, 29.09.2015
CN 107065902 A, 18.08.2017
CN 107368089 A, 21.11.2017**

(54) ІНТЕГРАЛЬНО-АДАПТИВНИЙ АВТОПІЛОТ ДЛЯ ПРОСТОРОВОГО МАНЕВРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

(57) Реферат:

Винахід належить до авіоніки, автоматики та обчислювальної техніки. Інтегрально-адаптивний автопілот для просторового маневрування безпілотної літальної апарату містить генератор заданих параметрів керування, блок формування похибки крену та блок формування похибки тангажа, сенсорний блок та блок обчислення координованого розвороту, блоки формування динаміки віртуального керування креном, ривками та тангажем, блок регулювання кута відхилення елеронів, блок регулювання кута відхилення руля напрямку та блок регулювання кута відхилення руля висоти. В автопілот також введені блок зберігання та апроксимації аеродинамічних даних, лінійний обчислювальний блок, блок обчислення рівнів обмеження, блоки регульованих обмежень та нелінійний обчислювальний блок. Технічним результатом є підвищення надійності реалізації складних просторових траєкторій із глибоким маневруванням у вертикальній і горизонтальній площинах із криволінійними ділянками, а також компенсування взаємного впливу між каналами керування.

UA 122877 C2



Винахід належить до галузі авіоніки, автоматики та обчислювальної техніки, зокрема стосується систем автоматичного керування польотом безпілотних літальних апаратів (БпЛА), і може бути застосований при створенні нових та модернізації існуючих автопілотів для БпЛА.

У багатьох випадках траєкторії польоту БпЛА є складними просторовими кривими з великими змінами висоти та швидкості, які включають істотно криволінійні ділянки маневрування у вертикальній і горизонтальній площинах. Під час руху за такими траєкторіями їх автопілот повинен забезпечувати високу динамічну точність реалізації цих траєкторій, що обумовлює необхідність синтезу систем керування БпЛА на основі істотно нелінійних динамічних систем рівнянь з великою кількістю параметрів і складними перехресними зв'язками. З цих причин спрощення або лінеаризація нелінійних динамічних систем рівнянь є неприпустимою, особливо при вирішенні складних завдань з глибоким маневруванням БпЛА. Окрім того, сучасний шлях розвитку бортових систем керування БпЛА передбачає імплементацію керуючих систем на базі апаратно-програмних модулів, які реалізовані в комп'ютерно-комунікаційному середовищі на базі мікропроцесорів з обчислювальною потужністю, достатньою для реалізації цих бортових систем керування БпЛА у вигляді апаратно-програмних комплексів інтегрованої авіоніки.

Висока продуктивність сучасних комплексів інтегрованої авіоніки дає змогу виконувати в реальному масштабі часу безпосередньо на борту БпЛА як динамічне налаштування коефіцієнтів, так і реконфігурацію структури системи керування, тим самим підвищуючи якість і стійкість процесу керування для широкого спектру польотних завдань.

Відомий модульно-адаптивний автопілот (див. патент США WO2017078823A2), який містить блок ініціалізації набору можливих регульованих параметрів, вихід якого підключений до входу блока вибору поточних регульованих параметрів, вихід якого підключений до першого входу блока визначення поточного та бажаного станів, другий вихід якого підключений до виходу обчислювального блока, вихід блока визначення поточного та бажаного станів підключений до входу блока формування похибки, який другим входом підключений до виходу сенсорного блока, блок формування заданої динаміки, блок реалізації команд керування.

Недоліком цього автопілота є те, що управління за всіма каналами здійснюється за одним принципом, без урахування перехресного зв'язку між ними, до того ж потребуючи високої точності вихідних даних сенсорного блока, що знижує якість і стійкість управління та унеможливорює використання такого автопілота для реалізації складних просторових траєкторій з великими змінами висоти та швидкості польоту.

Найбільш близьким за технічною сутністю до винаходу, що заявляється, є автопілот з адаптивним демпфуванням (див. патент США US2012209455A1), який містить генератор заданих параметрів керування, вихід якого підключений до перших входів блока формування похибки крену та блока формування похибки тангажа, які другими входами підключені до виходу сенсорного блока та до входу блока обчислення координованого розвороту, виходи блока формування похибки крену, блока обчислення координованого розвороту та блока формування похибки тангажа підключені відповідно до входів блока формування динаміки віртуального керування креном, блока формування динаміки віртуального керування ролем та блока формування динаміки віртуального керування тангажем, блок регулювання кута відхилення елеронів, блок регулювання кута відхилення руля напрямку та блок регулювання кута відхилення руля висоти.

Недоліками цього автопілота є відсутність механізмів компенсації перехресного зв'язку та взаємного впливу поміж каналами керування, що приводить до неможливості досягнення належної якості та стійкості процесу керування за всіма каналами, особливо при реалізації складних просторових траєкторій з великими змінами висоти та швидкості польоту, а також за наявності істотно криволінійних ділянок маневрування у вертикальній і горизонтальній площинах.

Задачею винаходу, що заявляється, є розробка інтегрально-адаптивного автопілота, який дозволить компенсувати перехресні зв'язки та взаємний вплив поміж каналами керування, забезпечити генерацію інтегрально-адаптивних команд керування за всіма каналами, досягнути підвищення якості та стійкості керування при реалізації складних просторових траєкторій польоту з великими змінами висоти та швидкості, а також за наявності істотно криволінійних ділянок маневрування у вертикальній і горизонтальній площинах.

Поставлена задача вирішується тим, що в інтегрально-адаптивний автопілот для просторового маневрування безпілотного літального апарата введені блок зберігання та апроксимації аеродинамічних даних, лінійний обчислювальний блок, блок обчислення рівнів обмеження, перший та другий блоки регульованих обмежень та нелінійний обчислювальний блок, виходи сенсорного блока підключені до входу блока зберігання та апроксимації

аеродинамічних даних та до першого входу блока обчислення рівнів обмеження, виходи блока формування динаміки віртуального керування креном, блока формування динаміки віртуального керування ристанням та блока формування динаміки віртуального керування тангажем підключені відповідно до першого, другого та третього входів лінійного обчислювального блока, четвертий вхід якого підключений до виходу сенсорного блока, перший вихід лінійного обчислювального блока підключений до першого входу першого блока регульованих обмежень, другий та третій входи якого підключені відповідно до другого та першого виходів блока обчислення рівнів обмеження, вихід першого блока регульованих обмежень підключений до першого входу нелінійного обчислювального блока, другий вхід якого підключений до другого виходу лінійного обчислювального блока, третій вихід якого підключений до першого входу другого блока регульованих обмежень, другий та третій входи якого підключені відповідно до другого та першого виходів блока обчислення рівнів обмеження, вихід другого блока регульованих обмежень підключений до третього входу нелінійного обчислювального блока, четвертий вхід якого підключений до виходу блока зберігання та апроксимації аеродинамічних даних та до другого входу блока обчислення рівнів обмеження, п'ятий вхід нелінійного обчислювального блока підключений до четвертого входу лінійного обчислювального блока, перший, другий та третій виходи нелінійного обчислювального блока підключені до входів відповідно блока регулювання кута відхилення елеронів, блока регулювання кута відхилення руля напрямку та блока регулювання кута відхилення руля висоти.

Надалі заявлений інтегрально-адаптивний автопілот додатково пояснюється кресленням, на якому показано його структурну схему.

Структурна схема заявленого інтегрально-адаптивного автопілота (див. кресл.) містить генератор заданих параметрів керування 1, вихід якого підключений до перших входів блока формування похибки крену 3 та блока формування похибки тангажа 4, які другими входами підключені до виходу сенсорного блока 2 та до входу блока обчислення координованого розвороту 5, виходи блока формування похибки крену 3, блока обчислення координованого розвороту 5 та блока формування похибки тангажа 4 підключені відповідно до входів блока формування динаміки віртуального керування креном 6, блока формування динаміки віртуального керування ристанням 7 та блока формування динаміки віртуального керування тангажем 8, блок зберігання та апроксимації аеродинамічних даних 9, лінійний обчислювальний блок 10, блок обчислення рівнів обмеження 11, перший блок регульованих обмежень 12, другий блок регульованих обмежень 13, нелінійний обчислювальний блок 14, блок регулювання кута відхилення елеронів 15, блок регулювання кута відхилення руля напрямку 16 та блок регулювання кута відхилення руля висоти 17, виходи сенсорного блока 2 підключені до входу блока зберігання та апроксимації аеродинамічних даних 9 та до першого входу блока обчислення рівнів обмеження 11, виходи блока формування динаміки віртуального керування креном 6, блока формування динаміки віртуального керування ристанням 7 та блока формування динаміки віртуального керування тангажем 8 підключені відповідно до першого, другого та третього входів лінійного обчислювального блока 10, четвертий вхід якого підключений до виходу сенсорного блока 2, перший вихід лінійного обчислювального блока 10 підключений до першого входу першого блока регульованих обмежень 12, другий та третій входи якого підключені відповідно до другого та першого виходів блока обчислення рівнів обмеження 11, вихід першого блока регульованих обмежень 12 підключений до першого входу нелінійного обчислювального блока 14, другий вхід якого підключений до другого виходу лінійного обчислювального блока 10, третій вихід якого підключений до першого входу другого блока регульованих обмежень 13, другий та третій входи якого підключені відповідно до другого та першого виходів блока обчислення рівнів обмеження 11, вихід другого блока регульованих обмежень 13 підключений до третього входу нелінійного обчислювального блока 14, четвертий вхід якого підключений до виходу блока зберігання та апроксимації аеродинамічних даних 9 та до другого входу блока обчислення рівнів обмеження 11, п'ятий вхід нелінійного обчислювального блока 14 підключений до четвертого входу лінійного обчислювального блока 10, перший, другий та третій виходи нелінійного обчислювального блока 14 підключені до входів відповідно блока регулювання кута відхилення елеронів 15, блока регулювання кута відхилення руля напрямку 16 та блока регулювання кута відхилення руля висоти 17.

Інтегрально-адаптивний автопілот для просторового маневруванням БПЛА працює наступним чином.

Генератор заданих параметрів керування 1 циклічно генерує часову послідовність командних сигналів крену γ_{cmd} та тангажа δ_{cmd} для забезпечення цільового просторового маневрування у горизонтальній та вертикальній площинах відповідно.

На виході сенсорного блока 2 формуються сигнали поточного стану БПЛА, такі як сигнали датчиків кутів крену γ , рискання ψ і тангажа θ , сигнал датчика температури повітря T , сигнал датчика барометричного тиску B , сигнал датчика повітряної швидкості V , сигнали датчиків перевантажень n_x, n_y, n_z і сигнали кутових швидкостей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ у зв'язаній системі

- 5 координат БПЛА OXYZ, початок координат якої розташований в центрі мас БПЛА, вісь OX лежить в площині симетрії і спрямована до носової частини БПЛА, вісь OY лежить в площині симетрії БПЛА і спрямована догори (при горизонтальному польоті), а вісь OZ доповнює систему до правої.

- 10 Сигнал командного крену γ_{cmd} з виходу генератора заданих параметрів керування 1 надходить на перший вхід блока формування похибки крену 3, на другий вхід якого надходить сигнал поточного кута крену γ з виходу сенсорного блока 2. Блок формування похибки крену 3 обчислює помилку керування креном $\Delta\gamma = \gamma_{cmd} - \gamma$, яка надходить на вхід блока формування динаміки віртуального керування креном 6.

- 15 Сигнал командного тангажа θ_{cmd} з виходу генератора заданих параметрів керування 1 надходить на перший вхід блока формування похибки тангажа 4, на другий вхід якого надходить сигнал поточного кута тангажа θ з виходу сенсорного блока 2. Блок формування похибки тангажа 4 обчислює помилку керування тангажем $\Delta\theta = \theta_{cmd} - \theta$, яка надходить на вхід блока формування динаміки віртуального керування тангажем 8.

- 20 Сигнали кута крену γ , датчик повітряної швидкості V , бічного перевантаження n_z та сигнал кутової швидкості ω_y навколо осі OY з виходу сенсорного блока 2 надходять на вхід блока обчислення координованого розвороту 5, який, для забезпечення координованого віражу БПЛА без ковзання, формує сигнал помилки кутової швидкості координованого розвороту $\Delta\omega_y$ та сигнал помилки бокового перевантаження Δn_z за такими алгоритмами:

$$\Delta\omega_y = K_{RY} \frac{g}{V} \sin \gamma - \omega_y;$$

25
$$\Delta n_z = K_n n_z,$$

де g - прискорення вільного падіння; K_{RY} - передаточне число координованого розвороту; n_z - поточне значення бічного перевантаження; K_n - передаточне число бічного перевантаження. Сигнали помилки кутової швидкості координованого розвороту $\Delta\omega_y$ та помилки бокового перевантаження Δn_z з виходу блока обчислення координованого розвороту

- 30 5 надходять на вхід блока формування динаміки віртуального керування рисканням 7.

- Блок формування динаміки віртуального керування креном 6, блок формування динаміки віртуального керування рисканням 7 та блок формування динаміки віртуального керування тангажем 8 сукупно складають перший рівень віртуального керування для просторового маневрування БПЛА. Блоки 6, 7, 8 задають представлення багатовимірної системи керування у вигляді сукупності незалежних одновимірних автономних систем керування креном p_γ ,
35 рисканням p_ψ та тангажем p_θ

$$\ddot{\gamma} = p_\gamma;$$

$$\ddot{\psi} = p_\psi;$$

$$\ddot{\theta} = p_\theta;$$

де $p_\gamma, p_\psi, p_\theta$ - командні сигнали віртуального керування креном, рисканням та тангажем на

виходах блоків 6, 7, 8 відповідно. При такому представленні системи (1) для цих автономних співвідношень можуть застосовуватися усі методи проектування, що розроблені для одновимірних систем, такі як, наприклад, методи побудови пропорційно-інтегрально-диференціальних регуляторів (ПІД-регулятори), методи побудови оптимальних за швидкістю регуляторів та інші.

- 40 Надалі, для ілюстрації запропонованого підходу, будуть застосовуватися ПІД-регулятори для керування креном, рисканням та тангажем БПЛА.

- 45 У цьому випадку блок формування динаміки віртуального керування креном 6, блок формування динаміки віртуального керування рисканням 7 та блок формування динаміки

віртуального керування тангажем 8 обчислюють командні сигнали віртуального керування креном p_γ , рисканням p_ψ та тангажем p_ϑ за наступними співвідношеннями:

$$p_\gamma = (K_\gamma + 1/pT_i\gamma + pTd_\gamma)\Delta\gamma;$$

$$p_\vartheta = (K_\vartheta + 1/pT_i\vartheta + pTd_\vartheta)\Delta\vartheta;$$

$$p_\psi = (K_{\omega_y} + 1/pT_i\omega_y + pTd_{\omega_y})\Delta\omega_y + (K_{n_z} + 1/pT_in_z + pTd_{n_z})\Delta n_z,$$

де $p = \frac{d}{dt}$ - оператор диференціювання за часом; K_γ , Td_γ , $T_i\gamma$ - передаточні числа

відповідно пропорційної ланки, демпфера та інтегратора ПІД-регулятора в каналі крену; K_ϑ , Td_ϑ , $T_i\vartheta$ - передаточні числа відповідно пропорційної ланки, демпфера та інтегратора ПІД-регулятора в каналі тангажа; K_{ω_y} , Td_{ω_y} , $T_i\omega_y$ - передаточні числа відповідно пропорційної

ланки, демпфера та інтегратора ПІД-регулятора в каналі рискання для помилки кутової швидкості координованого розвороту $\Delta\omega_y$; K_{n_z} , Td_{n_z} , T_in_z - передаточні числа відповідно пропорційної ланки, демпфера та інтегратора ПІД-регулятора в каналі рискання для помилки бокового перевантаження Δn_z .

Сигнали віртуального керування креном p_γ , рисканням p_ψ та тангажем p_ϑ з виходів блоків 6, 7, 8 надходять відповідно на перший, другий та третій входи лінійного обчислювального блока 10, на четвертий вхід якого надходять сигнали поточного стану БПЛА з виходу сенсорного блока 2.

Кінематичні співвідношення (у припущенні нехтування впливом зміни орієнтації місцевої вертикалі та горизонтальної площини за час переміщення БПЛА відносно сферичної Землі), які пов'язують похідні кутів $\dot{\psi}$, $\dot{\vartheta}$, $\dot{\gamma}$ з кутовими швидкостями обертання ω_x , ω_y , ω_z БПЛА мають

наступний вигляд:

$$\dot{\psi} = (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \vartheta;$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma;$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sin \vartheta / \cos \vartheta.$$

(2)

Система співвідношень першого рівня віртуального керування для просторового маневрування БПЛА (1) та система кінематичних рівнянь (2) дозволяє сформувати систему з трьох лінійних рівнянь з трьома невідомими командними сигналами віртуального керування другого рівня ω_x , ω_y , ω_z , які дорівнюють командним значенням похідних від проекцій вектору кутової швидкості БПЛА, наступним чином:

$$K_{1x}\omega_x + K_{1y}\omega_y + K_{1z}\omega_z = K_1;$$

$$K_{2x}\omega_x + K_{2y}\omega_y + K_{2z}\omega_z = K_2;$$

$$K_{3x}\omega_x + K_{3y}\omega_y + K_{3z}\omega_z = K_3.$$

(3)

Коефіцієнти K_{1x} , K_{1y} , K_{1z} , K_{2x} , K_{2y} , K_{2z} , K_{3x} , K_{3y} , K_{3z} , K_1 , K_2 , K_3 у системі рівнянь (3), що обчислюються за допомогою диференціювання співвідношень в (2), мають наступні значення:

$$K_{1x} = 0, K_{1y} = \cos \gamma / \cos \vartheta, K_{1z} = -\sin \gamma / \cos \vartheta;$$

$$K_{3x} = 1, K_{3y} = \sin \gamma \sin \vartheta / \cos \vartheta;$$

$$K_{2x} = 0, K_{2y} = \sin \gamma, K_{2z} = \cos \gamma;$$

$$K_1 = p_\psi + \omega_y \left[(\sin \gamma / \cos \vartheta) - (\cos \gamma \sin \vartheta / \cos^2 \vartheta) \right] + \omega_z \left[(\cos \gamma / \cos \vartheta) - (\sin \gamma \sin \vartheta / \cos^2 \vartheta) \right];$$

(4)

$$K_2 = p_\vartheta - \omega_y \cos \gamma + \omega_z \sin \gamma;$$

$$K_3 = p_\gamma - \omega_y \left[(\cos \gamma / \cos^2 \vartheta) - (\sin \gamma \sin \vartheta / \cos \vartheta) \right] + \omega_z \left[(\cos \gamma \sin \vartheta / \cos \vartheta) + (\sin \gamma / \cos^2 \vartheta) \right].$$

За вхідними сигналами віртуального керування креном p_γ , рисканням p_ψ та тангажем p_ϑ лінійний обчислювальний блок 10 на основі вирішення лінійних рівнянь (3) з урахуванням співвідношень (4) та сигналів поточного стану БПЛА формує відповідно на першому, другому та третьому виходах командні сигнали віртуального керування другого рівня

$$\begin{aligned} w_x &= \dot{\omega}_{xC}; \\ w_y &= \dot{\omega}_{yC}; \\ w_z &= \dot{\omega}_{zC}, \end{aligned} \quad (5)$$

які призначені для формування в подальшому реальних команд керування кутами відхилення елеронів, руля висоти та руля напрямку.

Для вирішення системи рівнянь (3) лінійний обчислювальний блок 10 може використовувати будь-який із відомих методів обчислення системи лінійних рівнянь, наприклад, метод послідовного виключення невідомих (метод Гаусса).

Сигнал віртуального керування другого рівня w_z з першого виходу лінійного обчислювального блока 10 через перший вхід першого блока регульованих обмежень 12 надходить на перший вхід нелінійного обчислювального блока 14, на третій вхід якого через перший вхід другого блока регульованих обмежень 13 надходить сигнал віртуального керування другого рівня w_x з третього виходу лінійного обчислювального блока 10. Сигнал віртуального керування другого рівня w_y з другого виходу лінійного обчислювального блока 10 надходить на другий вхід нелінійного обчислювального блока 14, на п'ятий вхід якого надходять сигнали поточного стану БПЛА з виходу сенсорного блока 2.

Систему рівнянь руху БПЛА відносно центра мас у зв'язаній системі координат БПЛА із урахуванням наявності у цього БПЛА площини симетрії (тобто $I_{xz} = I_{yz} = 0$) можна записати,

наприклад, у наступній формі:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x I_x &= m_x q S I + I_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) - (I_z - I_y) \omega_y \omega_z; \\ \dot{\omega}_y I_y &= m_y q S I + I_{xy} (\dot{\omega}_x - \omega_x \omega_z) - (I_x - I_z) \omega_x \omega_z; \\ \dot{\omega}_z I_z &= m_z q S b_A + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y, \end{aligned} \quad (6)$$

де I_x, I_y, I_z - моменти інерції БПЛА відносно осей OX, OY, OZ ; I_{xy}, I_{xz}, I_{yz} - відцентрові моменти інерції БПЛА відносно відповідних пар осей; m_x, m_y, m_z - безрозмірні коефіцієнти аеродинамічних моментів; q - динамічний швидкісний напір; S - площа крила; l - розмах крила; b_A - довжина середньої аеродинамічної хорди.

Система рівнянь другого рівня віртуального керування для просторового маневрування БПЛА (5) та система динамічних співвідношень (6) дозволяють сформувати наступну систему з трьох нелінійних рівнянь з трьома невідомими реальними командами керування кутами відхилення елеронів, руля напрямку та руля висоти у наступному вигляді:

$$\begin{aligned} w_x I_x &= m_x q S I + I_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) - (I_z - I_y) \omega_y \omega_z; \\ w_y I_y &= m_y q S I + I_{xy} (\dot{\omega}_x - \omega_x \omega_z) - (I_x - I_z) \omega_x \omega_z; \\ w_z I_z &= m_z q S b_A + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y. \end{aligned} \quad (7)$$

При використанні системи рівнянь (7) слід врахувати, що коефіцієнти аеродинамічних сил і моментів залежать від режиму польоту БПЛА та параметрів його руху за заданою траєкторією. Цю систему рівнянь можна записати, наприклад, у формі наступних функціональних співвідношень:

$$\begin{aligned} m_x &= m_x^\beta(\alpha, M) \beta + m_x^{\delta_n} \delta_n + m_x^{\omega_x}(M, \alpha) \frac{l \omega_x}{2V} + m_x^{\omega_y}(M, \alpha) \frac{l \omega_y}{2V} + m_x^{\delta_a}(\alpha, M) \delta_a; \\ m_y &= m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_n} \delta_n + m_y^{\delta_a}(\alpha, M) \delta_a + m_y^{\omega_x}(M, \alpha) \frac{l \omega_x}{2V} + m_y^{\omega_y}(M, \alpha) \frac{l \omega_y}{2V}; \\ m_z &= m_{z_0} + c_y(x_T - x_F) + m_z^{\omega_z}(M) \frac{b_a \omega_z}{V} + m_z^{M c_y}(M, c_y) \delta_b; \\ c_x &= c_x^{MH}(M, H) + c_x^{c_y}(c_y); \quad c_y = c_y^{\alpha M}(\alpha, M) + c_y^{\delta_a}(M) + c_y^{\delta_b} \delta_b; \quad c_z = c_z^\beta \beta + c_z^{\delta_n} \delta_n; \\ q &= 0.5 \rho V^2; \quad \rho = T S A(B, T); \quad \alpha = n_y / n_{y_{бал}}^\alpha(q); \quad \beta = -n_z / n_{z_{бал}}^\alpha(q); \quad a = 20.046 \sqrt{T}, \end{aligned} \quad (8)$$

де M - число Маха (відношення швидкості польоту V до швидкості звуку a); m_x з різними індексами - залежність моменту крену від кута ковзання, відхилення, поверхонь керування, кутових швидкостей навколо осей координат, кута атаки та числа Маха; m_y з різними індексами

- залежність моменту рискання від кута ковзання, відхилення поверхонь керування, кутової швидкості навколо осей координат, кута атаки та числа Маха; m^z з різними індексами - залежність коефіцієнта моменту тангажа від відносного положення центра ваги та аеродинамічного фокусу, підйомної сили, числа Маха, відхилення поверхонь керування та кутової швидкості навколо осей координат; C^x з різними індексами - залежність сили лобового опору від числа Маха, висоти польоту та підйомної сили; C^y з різними індексами - залежність підйомної сили від кута атаки, числа Маха, та відхилення поверхонь керування; C^z з різними індексами - залежність бічної сили від кута ковзання та відхилення поверхонь керування; X^T , X^F - відносні положення відповідно центра ваги БПЛА та його аеродинамічного фокусу; ρ - щільність повітря; $n_{убал}^\alpha$ - балансувальне значення нормального перевантаження n_y від кута атаки; $TSA(B,T)$ - таблиця стандартної атмосфери для залежності щільності повітря від барометричного тиску та температури повітря; δ_v , δ_e , δ_n - кути відхилення відповідно руля висоти, елеронів та руля напрямку.

Слід зазначити, що наведені вище співвідношення є лише одним із можливих варіантів запису системи нелінійних диференційних рівнянь, що характеризують параметри руху заданого безпілотного літального апарата з деякою точністю. Чим точніше застосовані співвідношення описують реальні параметри руху безпілотного літального апарата, тим більш ефективним буде процес інтегральної адаптації автопілота до реальних умов маневрування.

Потрібні для розрахунків коефіцієнти аеродинамічних сил і моментів розташовані у блоці зберігання та апроксимації аеродинамічних даних 9 у вигляді таблиць даних з коефіцієнтами аеродинамічних сил і моментів, що були побудовані на основі аеродинамічних досліджень відповідного БПЛА.

На вхід блока зберігання та апроксимації аеродинамічних даних 9 надходять сигнали поточного стану БПЛА з виходу сенсорного блока 2. За цими сигналами блок зберігання та апроксимації аеродинамічних даних 9 формує апроксимовані поточні значення коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів для функціональних співвідношень (8), які надходять на четвертий вхід нелінійного обчислювального блока 14.

Для вирішення системи рівнянь (7), (8) нелінійний обчислювальний блок 14 може використовувати будь-який із відомих методів обчислення системи нелінійних рівнянь, наприклад, методи Ньютона-Рафсона, Зейделя, Бroyдена та ін.

За вхідними сигналами віртуального керування другого рівня w_x , w_y , w_z , що надходять з виходів відповідно блоків 12, 10 та 13, нелінійний обчислювальний блок 14 на основі вирішення лінійних рівнянь (7) з урахуванням сигналів коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів (8), що надходять з виходу блока зберігання та апроксимації аеродинамічних даних 9, та сигналів поточного стану БПЛА, що надходять з сенсорного блока 2, формує відповідно на першому, другому та третьому виходах реальні команди керування кутами відхилення елеронів δ_e , руля висоти δ_v та руля напрямку δ_n .

Побудова автопілота на основі інтеграції адаптивних лінійних рівнянь руху та повних нелінійних аеродинамічних моделей безпілотних літальних апаратів дозволяє підвищити якість та сталість керування в критичних умовах та нештатних ситуаціях, при різних варіантах структурної організації бортових систем і можливості виходу їх суттєвих параметрів за допустимі межі. Інтегрально-адаптивний автопілот контролює поточні параметри руху та здійснює формування команд дворівневого віртуального керування, що надає можливість адаптації до значних змін висоти та швидкості польоту безпілотного літального апарата, підвищує надійність реалізації складних просторових траєкторій із глибоким маневруванням у вертикальній і горизонтальній площинах із істотно криволінійними ділянками, а також компенсує взаємний вплив між каналами керування.

З першого, другого та третього виходів нелінійного обчислювального блока 14 команди керування кутами відхилення елеронів δ_e , руля висоти δ_v , та руля напрямку δ_n надходять на входи відповідно блока регулювання кута відхилення елеронів 15, блока регулювання кута відхилення руля напрямку 16 та блок регулювання кута відхилення руля висоти 17.

Сигнали кута крену γ та сигнал нормального перевантаження n_y з виходу сенсорного блока 2 надходять на перший вхід блока обчислення рівнів обмеження 11, на другий вхід якого надходять з виходу блока зберігання та апроксимації аеродинамічних даних 9 сигнали допустимого діапазону параметрів руху, а саме максимально допустимого нормального

перевантаження $n_{y\max}$, мінімально допустимо нормального перевантаження $n_{y\min}$, максимально допустимого кута крену γ_{\max} та мінімально допустимого кута крену γ_{\min}

Блок обчислення рівнів обмеження 11 формує на першому виході командні сигнали лімітованого крену $\gamma_{\lim x}$ та лімітованого нормального перевантаження n_{\lim} у формі наступних

5 функціональних співвідношень:

$$\gamma_{\lim} = (K_{\gamma} + 1/pT_{i\gamma} + pT_{d\gamma})(0 - \gamma).$$

$$n_{y\lim} = (Kn_y + 1/pT_{i n_y} + pT_{d n_y})(1 - n_y),$$

де $p = \frac{d}{dt}$ - оператор диференціювання за часом; K_{γ} , $T_{d\gamma}$, $T_{i\gamma}$ - передаточні числа відповідно пропорційної ланки, демпфера та інтегратора ПІД-регулятора в каналі крену; Kn_y , $T_{d n_y}$, $T_{i n_y}$ - передаточні числа відповідно пропорційної ланки, демпфера та інтегратора ПІД-

регулятора в каналі нормального перевантаження.

Під час руху БпЛА блок обчислення рівнів обмеження 11 контролює допустимі межі зміни кута крену γ та нормального перевантаження n_y .

Якщо з деякої причини, наприклад за рахунок вітрових збурень, сигнал кута крену γ виходить за допустимий діапазон від γ_{\min} до γ_{\max} , на другому виході блока обчислення рівнів обмеження 11 формується командний сигнал обмеження крену, який надходить на другий вхід першого блока регульованих обмежень 12 та комутує його таким чином, що на перший вхід нелінійного обчислювального блока 14 через третій вхід першого блока регульованих обмежень 12 надходить сигнал лімітованого крену $\gamma_{\lim x}$ з першого виходу блока обчислення рівнів обмеження 11. Відпрацювання сигналу лімітованого крену $\gamma_{\lim x}$ повертає сигнал кута крену у допустимого діапазону від γ_{\min} до γ_{\max} , тоді блок обчислення рівнів обмеження 11 деактивує на другому виході командний сигнал обмеження крену і перший блок регульованих обмежень 12 повертається до основного режиму роботи, коли сигнал з першого виходу лінійного обчислювального блока 10 через перший вхід першого блока регульованих обмежень 12 надходить на перший вхід нелінійного обчислювального блока 14.

У випадку, коли сигнал нормального перевантаження n_y виходить за допустимий діапазон від n_{\min} до n_{\max} , на другому виході блока обчислення рівнів обмеження 11 формується командний сигнал обмеження нормального перевантаження, який надходить на другий вхід другого блока регульованих обмежень 13 та комутує його таким чином, що на третій вхід нелінійного обчислювального блока 14 через третій вхід другого блока регульованих обмежень 13 надходить сигнал лімітованого нормального перевантаження n_{\lim} з першого виходу блока обчислення рівнів обмеження 11. Відпрацювання сигналу лімітованого нормального перевантаження n_{\lim} повертає сигнал нормального перевантаження n_y до допустимого діапазону від n_{\min} до n_{\max} , тоді блок обчислення рівнів обмеження 11 деактивує на другому виході командний сигнал обмеження нормального перевантаження і другий блок регульованих обмежень 13 повертається до основного режиму роботи, коли сигнал з третього виходу лінійного обчислювального блока 10 через перший вхід другого блока регульованих обмежень 13 надходить на третій вхід нелінійного обчислювального блока 14.

Технічний результат досягається за рахунок створення інтегрально-адаптивного автопілота для просторового маневрування безпілотного літального апарата. Такий автопілот має наступні суттєві переваги:

- надається можливість взаємоузгодженого використання різних каналів керування безпілотним літальним апаратом;

- за рахунок інтегральної адаптації дворівневих команд віртуального керування відпрацьовуються перехресні зв'язки та компенсується взаємний вплив між каналами керування;

- покращується точність та підвищується надійність реалізації складних просторових траєкторій польоту;

- надається можливість швидкої адаптації до значних змін висоти та швидкості польоту безпілотного літального апарата;

- створюються умови для здійснення маневрування у вертикальній і горизонтальній площинах із істотно криволінійними ділянками;

- збільшується кількість та підвищується ефективність альтернативних варіантів планування руху безпілотних літальних апаратів.

Технічний результат, що досягається, може бути реалізований тільки взаємопов'язаною сукупністю всіх істотних ознак винаходу, що заявляється, відображених у її формулі.

- 5 Усе вищезазначене показує, що використання винаходу, що заявляється, дозволяє створювати автопілоти для реалізації складного просторового маневрування безпілотного літального апарата на основі інтеграції адаптивних лінійних рівнянь руху та повних нелінійних аеродинамічних моделей без спрощень та лінеаризації. При цьому забезпечуються умови для ефективного використання альтернативних варіантів структурної організації бортових систем з
- 10 урахуванням можливості виходу їх суттєвих параметрів за допустимі межі, а також підвищується якість і сталість керування.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

- 15 Інтегрально-адаптивний автопілот для просторового маневрування безпілотного літального апарата, який містить генератор заданих параметрів керування, вихід якого підключений до перших входів блока формування похибки крену та блока формування похибки тангажа, які
- 20 другими входами підключені до виходу сенсорного блока та до входу блока обчислення координованого розвороту, виходи блока формування похибки крену, блока обчислення координованого розвороту та блока формування похибки тангажа підключені відповідно до входів блока формування динаміки віртуального керування креном, блока формування динаміки віртуального керування тангажем та блока формування динаміки віртуального керування тангажем, блок регулювання кута відхилення елеронів, блок регулювання кута відхилення руля
- 25 **відрізняється** тим, що в нього введені блок зберігання та апроксимації аеродинамічних даних, лінійний обчислювальний блок, блок обчислення рівнів обмеження, перший та другий блоки регульованих обмежень та нелінійний обчислювальний блок, виходи сенсорного блока підключені до входу блока зберігання та апроксимації аеродинамічних даних та до першого входу блока обчислення рівнів обмеження, виходи блока формування динаміки віртуального керування креном, блока формування динаміки віртуального керування тангажем та блока формування динаміки віртуального керування тангажем підключені відповідно до першого, другого та третього входів лінійного обчислювального блока, четвертий вхід якого підключений до виходу сенсорного блока, перший вихід лінійного обчислювального блока підключений до першого входу першого блока регульованих обмежень, другий та третій входи якого підключені
- 35 відповідно до другого та першого виходів блока обчислення рівнів обмеження, вихід першого блока регульованих обмежень підключений до першого входу нелінійного обчислювального блока, другий вхід якого підключений до другого виходу лінійного обчислювального блока, третій вихід якого підключений до першого входу другого блока регульованих обмежень, другий та третій входи якого підключені відповідно до другого та першого виходів блока обчислення рівнів обмеження, вихід другого блока регульованих обмежень підключений до третього входу нелінійного обчислювального блока, четвертий вхід якого підключений до виходу блока зберігання та апроксимації аеродинамічних даних та до другого входу блока обчислення рівнів обмеження, п'ятий вхід нелінійного обчислювального блока підключений до четвертого входу лінійного обчислювального блока, перший, другий та третій виходи нелінійного
- 40 обчислювального блока підключені до входів відповідно блока регулювання кута відхилення елеронів, блока регулювання кута відхилення руля напрямку та блока регулювання кута відхилення руля висоти.
- 45

