



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **114011** (13) **U**
(51) МПК (2016.01)
B60W 20/50 (2016.01)
B64C 13/16 (2006.01)
G05B 15/00
G05D 1/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

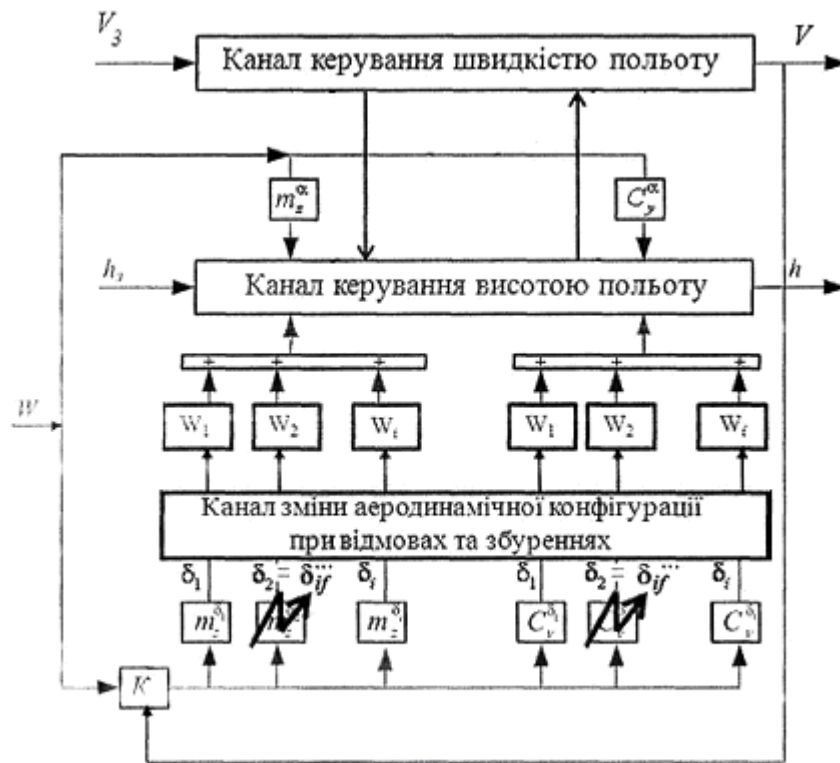
(21) Номер заявки: u 2016 08771	(72) Винахідник(и): Комар Микола Миколайович (UA), Павлов Вадим Володимирович (UA), Павлова Світлана Вадимівна (UA)
(22) Дата подання заявки: 12.08.2016	
(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: 27.02.2017	(73) Власник(и): МІЖНАРОДНИЙ НАУКОВО-НАВЧАЛЬНИЙ ЦЕНТР ІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ ТА СИСТЕМ НАН ТА МОН УКРАЇНИ, просп. Академіка Глушкова, 40, м. Київ-680, 03680 (UA)
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 27.02.2017, Бюл.№ 4	

(54) СПОСІБ ІНВАРІАНТНОЇ КОМПЕНСАЦІЇ ВПЛИВУ ЗОВНІШНІХ ЗБУРЕНЬ ТА ВІДМОВ АЕРОДИНАМІЧНИХ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

(57) Реферат:

Спосіб інваріантної компенсації впливу зовнішніх збурень та відмов аеродинамічних органів керування літального апарата включає вимірювання величини дії зовнішнього збурення, визначення впливу дії зовнішнього збурення на динаміку польоту, формування сигналу компенсації впливу дії зовнішнього збурення зміною конфігурації аеродинамічного профілю літального апарата, формування сигналу керування, що подається на виконуючий механізм кожного аеродинамічного органу керування та подачу його до каналу керування висотою польоту. Додатково визначають параметри відмов аеродинамічних органів керування літального апарата. Визначають вплив відмов на аеродинамічні характеристики літального апарата в процесі польоту. Формують сигнал компенсації дії відмов зміною конфігурації аеродинамічних органів керування літального апарата. Формують сигнал для відпрацювання перерозподілу сигналів керування аеродинамічними органами керування літального апарата, який є найкращим варіантом розподілення аеродинамічних сил та моментів, та подачу його до каналу керування висотою польоту, що в свою чергу взаємопов'язаний з каналом керування швидкістю.

UA 114011 U



Корисна модель належить до галузі авіації, а більш конкретно належить до систем автоматичного керування літального апарата, систем керування положенням, курсом, висотою або орієнтацією у просторі та систем керування для реагування на несправності та збої. Корисна модель поширюється на множину класів комп'ютерних систем, що ґрунтуються на

специфічних математичних моделях, які керовані обчислювальними пристроями і які направлені на реалізацію автоматичних систем управління аеродинамічними органами керування для створення аеродинамічних сил та моментів і може бути використана для підвищення безпеки польотів в авіації.

Відомий спосіб зменшення дії вітрових збурень на крило повітряного судна [Патент США № US 6161801 A, МПК В64С 13/16, 2000], вибраний як аналог, базується на зміні аеродинамічної схеми профілю крила, який змінює розподіл підйомної сили на крилі під час різних фаз польоту. Необхідне регулювання розподілення підйомної сили досягається синхронним відхиленням елеронів вгору та вниз. Спосіб зменшення дії вітрових збурень на політ повітряного судна, який застосовує аеродинамічні властивості зміни профілю крила, приводить до зміни розподілу його підйомної сили в момент дії цих збурень. Регулювання зміни профілю крила виконується в залежності від параметрів польоту, таких як висота, швидкість польоту та вага повітряного судна, інакше кажучи, крило адаптується до виконання миттєвої компенсації дії вітрових збурень в даних умовах польоту. Вітрові збурення мають швидко реєструватися датчиками. Виміряна величина дії вітрових збурень подається в систему автоматичного керування, яка створює сигнал компенсації зміною профілю крила, при цьому досягаються великі швидкості відхилення елерона.

Недоліками представленого способу є те, що він потребує використання складних швидко реагуючих та чутливих датчиків для виміру значення дії вітрових збурень. В результаті система стає більш складною та дорогою, а також призводить до збільшення ваги системи та повітряного судна в цілому.

Найбільш близьким технічним рішенням, вибраним за прототип, є спосіб розподіленої аеродинамічної компенсації дії вітрових збурень на траєкторію польоту повітряного судна [Патент UA № 102654, МПК В64С 13/00, В64С 13/16, 2013]. В основу винаходу поставлена задача розробки способу компенсації дії вітрових збурень на політ повітряного судна, що дозволить покращити якість відпрацювання заданої траєкторії його польоту в збуреній атмосфері та підвищити рівень безпеки польотів. Для вирішення поставленої задачі автоматична система, яка керує безпосередньо підйомною силою крила, відповідно до винаходу, включає додатковий контур розподіленої аеродинамічної адаптивної компенсації дії вітрових збурень. Виміряне значення вітрового збурення з протилежним знаком надходить до бортового комп'ютера, який вираховує кращу комбінацію зміни профілю крила з використанням вагових коефіцієнтів функції підтримки прийняття рішень для кожної окремої частини профілю крила та їх комбінацій. Дані про залежності коефіцієнта підйомної сили, лобового опору та, утвореного їх зміною, моменту тангажу від зміни кута атаки зберігаються в бортовому комп'ютері, котрий в кожен момент часу дії вітрових збурень на траєкторію польоту вираховує можливі варіанти зміни профілю крила. Використання всіх компонентів аеродинамічної схеми крила для прорахунку кращого розподілу сил та моментів для компенсації дії вітрового збурення дозволяє адаптуватися до навколишньої обстановки та підвищити точність відпрацювання заданої траєкторії польоту повітряного судна. Недоліки технічного рішення, вибраного за прототип:

1. Не передбачено можливість дії способу при виникненні відмов аеродинамічних органів керування літального апарата та компенсації наслідків їх впливу.

2. Використання вагових коефіцієнтів функції підтримки прийняття рішень для кожної окремої частини профілю крила та їх комбінацій призводить до зменшення точності і якості дії способу.

3. Розрахунок енергетичних затрат на відпрацювання команд аеродинамічною схемою крила здійснюється без врахування впливу на енергетичний запас літального апарата в цілому.

В основу корисної моделі поставлена задача забезпечення інваріантної компенсації впливу зовнішніх збурень і відмов аеродинамічних органів керування літального апарата для підвищення безпеки польотів в авіації та ефективності використання авіаційної техніки шляхом виключення (усунення) недоліків прототипу.

Поставлена задача вирішується тим, що автоматична система, яка керує безпосередньо підйомною силою та швидкістю літального апарата, відповідно до корисної моделі, додатково включає канал інваріантної компенсації впливу зовнішніх збурень і відмов аеродинамічних органів керування літального апарата, отримує значення зовнішніх збурень від бортового комп'ютера, отримує інформацію про наявність та параметри відмов аеродинамічних органів

керування, враховує характеристики аеродинамічних органів керування (фізичні параметри, швидкість перехідних процесів, динамічні характеристики), визначає вплив наявних зовнішніх збурень та відмов на аеродинамічні характеристики літального апарата в процесі польоту, вираховує та відпрацьовує кращу комбінацію виконання компенсації сигналу дії зовнішнього збурення, визначає конфігурацію аеродинамічних органів керування літального апарата для компенсації наявних відмов, забезпечує відпрацювання перерозподілу сигналів керування аеродинамічними органами керування літального апарата. Крім цього заявлений спосіб враховує вплив змін аеродинамічного профілю літального апарата на швидкість польоту. Використання всіх аеродинамічних органів керування літального апарата при визначенні кращої комбінації компенсації дії зовнішніх збурень та відмов дозволяє зменшити вплив навколишнього середовища та можливих відмов на динаміку і точність витримування траєкторії польоту літального апарата.

Суть корисної моделі полягає у визначенні конфігурації аеродинамічних органів керування літального апарата для компенсації наявних відмов, врахування впливу визначеної конфігурації аеродинамічних органів керування літального апарата на швидкість польоту, врахування відпрацювання зміни конфігурації аеродинамічного профілю на енергетичний запас літального апарата в цілому, що дозволить забезпечити високий рівень безпеки польоту літального апарата в умовах невизначеності при наявності відмов та зовнішніх збурень.

Надалі корисна модель пояснюється описом конкретного прикладу її виконання і кресленням, де зображено схему інваріантної компенсації впливу зовнішніх збурень та відмов аеродинамічних органів керування літального апарата.

Заявлений спосіб реалізується таким чином.

Розглядається модель руху літального апарата по заданій траєкторії польоту в умовах зовнішніх збурень при змінній швидкості польоту, де: h_3 та h - задане та вихідне значення висоти польоту; V_3 та V - задане та вихідне значення швидкості польоту. Для врахування взаємного впливу зміни швидкості польоту та траєкторії руху літального апарата канал керування висотою польоту та канал керування швидкістю польоту об'єднані між собою з урахуванням коефіцієнтів зв'язку. На літальний апарат діє зовнішнє збурення W , величина якого подається в канал керування висотою польоту через прирости коефіцієнта підйомної сили C_y^a

та моменту тангажу m_z^a . Тобто, вектор дії зовнішнього збурення впливає на кут атаки, що призводить до зміни підйомної сили, висоти, моменту тангажу, швидкості літального апарата. Для забезпечення інваріантності зазначених параметрів від впливу зовнішнього збурення вимірюють вертикальну складову зовнішнього збурення і через коефіцієнт пропорційності K подають її до каналу зміни аеродинамічної конфігурації для відпрацювання компенсації аеродинамічними органами керування зі створенням необхідних моментів тангажу і підйомної сили. Крім цього для забезпечення якісного і точного відпрацювання команд аеродинамічними органами керування літального апарата враховуються динамічні характеристики і параметри аеродинамічних поверхонь. Також за допомогою зворотного зв'язку від каналу керування швидкістю польоту визначаються і враховуються енергетичні затрати літального апарата в цілому на відпрацювання команд аеродинамічними поверхнями. На кресленні: $\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_i$ - кути відхилення компонентів аеродинамічних органів керування, C_y^δ - приріст коефіцієнтів підйомної

сили від відхилення компонентів аеродинамічних органів керування, m_z^δ - приріст моменту тангажу від відхилення компонентів аеродинамічних органів керування, W_1 - динамічні характеристики і параметри аеродинамічних поверхонь.

При виникненні відмови одного або декількох аеродинамічних органів керування сигнал відхилення компонентів аеродинамічних органів керування δ_i набуває значення δ_{if} . Даний сигнал подається в канал зміни аеродинамічної конфігурації при відмовах та збуреннях, який включено до бортового комп'ютера, який розраховує комбінацію розподілення аеродинамічних сил та моментів зміни аеродинамічного профілю літального апарата з врахуванням приростів

коефіцієнтів підйомної сили C_y^δ , моменту тангажу m_z^δ та зміни швидкості польоту V . Задача каналу полягає у забезпеченні самоналаштування системи, розподіленні сил і моментів зміни аеродинамічної схеми для компенсації впливу відмов компонентів аеродинамічних органів керування на зміну динаміки польоту літального апарата з високою якістю та швидкістю витримування заданої траєкторії польоту літального апарата. Канал зміни аеродинамічної конфігурації при відмовах також забезпечує ефективне відхилення компонентів аеродинамічних органів керування літального апарата шляхом перерозподілу сигналів керування між окремими

компонентами аеродинамічного профілю літального апарата, які знаходяться в справному стані.

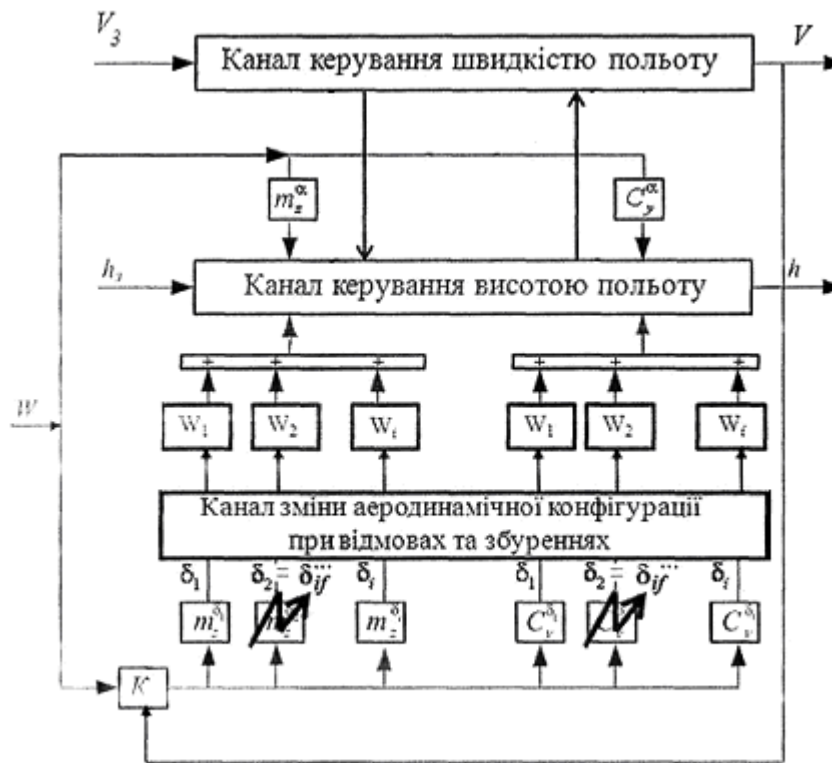
5 При дії зовнішнього збурення W на траєкторію польоту літального апарата вимірний сигнал подається в канал зміни конфігурації при відмовах та збуреннях, який включено до бортового комп'ютера, який розраховує комбінацію розподілення аеродинамічних сил та моментів зміни аеродинамічного профілю літального апарата з врахуванням приростів коефіцієнтів підйомної сили C_y^δ , моменту тангажу m_z^δ та зміни швидкості польоту V . Схема інваріантної компенсації впливу зовнішніх збурень дозволяє здійснити керування зміною аеродинамічної конфігурації літального апарата для зменшення відхилень від заданої траєкторії польоту в умовах дії зовнішніх збурень, а також підвищити якість відпрацювання команд аеродинамічними органами керування.

Спосіб забезпечує компенсацію наслідків дії збурень та відмов в межах наявних аеродинамічних та функціональних можливостей літального апарата.

15 Заявлений спосіб має циклічний характер реалізації та виконується постійно в масштабі реального часу на літальному апараті в процесі його руху, що забезпечує високий рівень безпеки польоту.

ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

20 Спосіб інваріантної компенсації впливу зовнішніх збурень та відмов аеродинамічних органів керування літального апарата, що включає вимірювання величини дії зовнішнього збурення, визначення впливу дії зовнішнього збурення на динаміку польоту, формування сигналу компенсації впливу дії зовнішнього збурення зміною конфігурації аеродинамічного профілю літального апарата, формування сигналу керування, що подається на виконуючий механізм кожного аеродинамічного органу керування та подачу його до каналу керування висотою польоту, який **відрізняється** тим, що додатково визначають параметри відмов аеродинамічних органів керування літального апарата, визначають вплив відмов на аеродинамічні характеристики літального апарата в процесі польоту, формують сигнал компенсації дії відмов зміною конфігурації аеродинамічних органів керування літального апарата, формують сигнал для відпрацювання перерозподілу сигналів керування аеродинамічними органами керування літального апарата, який є найкращим варіантом розподілення аеродинамічних сил та моментів, та подачу його до каналу керування висотою польоту, що в свою чергу взаємопов'язаний з каналом керування швидкістю.



Комп'ютерна верстка Т. Вахричева

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Василя Липківського, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут інтелектуальної власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601