



УКРАЇНА

(19) UA (11) 55407 (13) U  
(51) МПК (2009)  
G01C 13/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ

## ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під  
відповідальність  
власника  
патенту

### (54) ПРИСТРІЙ ДЛЯ АВТОМАТИЧНОГО ПАРИРУВАННЯ КРЕНУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

1

2

(21) u201007640

(22) 18.06.2010

(24) 10.12.2010

(46) 10.12.2010, Бюл. № 23, 2010 р.

(72) СИМОНОВ ВОЛОДИМИР ФЕДОРОВИЧ, МАХІТКО ВОЛОДИМИР ПАВЛОВИЧ, КОПІСОВ ОЛЕГ ЕДУАРДОВИЧ

(73) НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМ. М.Є.ЖУКОВСЬКОГО "ХАРКІВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ"

(57) Пристрій для автоматичного парирування крену літального апарата, який містить блок порівняння режимів роботи двигунів, перший і другий рульові приводи, перший та другий важелі керування двигунами, який **відрізняється** тим, що містить два датчики відхилень, до входів яких під'єднані перший та другий важелі керування двигунами відповідно, виходи датчиків відхилень під'єднані до першого та другого входів обчислю-

вального пристрою, перший та другий виходи обчислювального пристрою з'єднані з входами двох підсилювачів потужності відповідно, виходи підсилювачів потужності з'єднані з входами двох рульових приводів, виходи рульових приводів з'єднані з двома елеронами, виходи елеронів з'єднані з входами двох датчиків кутових відхилень, виходи яких під'єднані до першого та другого входів аналого-цифрового перетворювача, вісім датчиків перепаду тиску, виходи яких з'єднані з входами восьми нормуючих перетворювачів, виходи нормуючих перетворювачів з'єднані з третім, четвертим, п'ятим, шостим, сьомим, восьмим, дев'ятим та десятим входами аналого-цифрового перетворювача, вихід якого з'єднаний з обчислювальним пристроєм, перший і другий виходи блока порівняння режимів роботи двигунів, з'єднані з третім і четвертим входами обчислювального пристрою.

Корисна модель відноситься до області авіаційної техніки, систем керування і керуючих пристроїв літаків.

Відомий пристрій вимірювання повітряно-швидкісних параметрів траєкторії польоту, який містить групи датчиків перепаду тиску, групи функціональних перетворювачів, підсилювачів, групи показників, перша пара датчиків перепаду тиску встановлена в рівновіддалених точках на поверхні крила, виходи яких зв'язані з входами першого перетворювача з першої пари групи перетворювачів, другий вихід другого датчика першої пари перетворювачів та вихід першого перетворювача зв'язані з входами другого перетворювача першої пари перетворювачів, виходи першої пари перетворювачів через функціональні підсилювачі зв'язані з входами першої пари показників, при цьому вихід другого показника із згаданої пари з'єднаний з входом відповідного функціонального перетворювача із групи перетворювачів, друга пара датчиків перепаду тиску встановлена на горизонтальному оперенні - рулі висоти, виходи яких зв'язані з першими входами другої пари функціональних перетворювачів, другі входи яких з'єднані з пер-

шим перетворювачем першої пари перетворювачів, при цьому вихід першого датчика тиску другої пари датчиків тиску і вихід із другого датчика тиску другої пари датчиків тиску зв'язані ще з одним із входів відповідно другого і першого перетворювачів другої пари перетворювачів, виходи яких з'єднані з другою парою показників, три наступних датчики перепаду тиску із групи датчиків тиску встановлені в точках перерізу крила, виходи яких зв'язані з входами відповідного перетворювача із групи перетворювачів, вихід якого підключений до входу відповідного показника, третя пара датчиків перепаду тиску встановлена на поверхні вертикального оперення, виходи яких зв'язані з входами відповідного перетворювача, вихід якого з'єднаний зі входом відповідного показника (патент Росії на винахід №2336533 М. кл<sup>7</sup> G01P5/14, D64C13/16, Аэромеханический способ измерения воздушно-скоростных параметров траектории полета и устройство для его осуществления, 2008р.).

Недоліком даного пристрою є неможливість ідентифікації відхилень від заданих параметрів польоту та їх парирування при відмовах двигунів.

(13) U  
(11) 55407  
(19) UA

Відомий найбільш близький та вибраний в як прототип пристрій для автоматичного парирування крену літального апарата при відмовах двигунів (патент СССР на изобретение №1838178 М.кл.<sup>6</sup>. В64С13/16, Устройство для автоматического парирувания крена летательного апарата при от казах двигателей, Бюл. №32, 1993р.), який містить блок порівняння режимів роботи двигунів, перший, другий, третій ключі, послідовно з'єднані логічний елемент «або», перший вхід якого з'єднаний з другим виходом блока порівняння режимів роботи двигунів і керуючим входом першого ключа, а другий вхід з'єднаний з першим виходом блока порівняння режимів роботи двигунів і керуючим входом другого ключа, блок затримки, вихід якого з'єднаний з керуючим входом третього ключа, послідовно з'єднані перший суматор і перший рульовий привід, вихід якого по сигналу зворотнього зв'язку з'єднаний з другим входом першого суматора, послідовно з'єднані другий суматор і другий рульовий привід, вихід якого по сигналу зворотнього зв'язку з'єднаний з другим входом другого суматора, послідовно з'єднані резистор, перший вивід якого з'єднаний з позитивною шиною джерела живлення, та інтегратор, вихід якого з'єднаний через замикаючі контакти першого ключа з першим входом першого суматора, а через замикаючі контакти другого ключа з'єднаний з першим входом другого суматора, вхід інтегратора з'єднаний також з замикаючим контактом третього ключа, перший та другий важелі керування двигунами, четвертий та п'ятий ключі, керуючі входи яких з'єднані відповідно з першим і другим виходами блока порівняння режимів роботи двигунів, перший і другий змінні резистори, перші виводи яких з'єднані з негативною шиною джерела живлення, другі виводи з'єднані зі спільною точкою джерела живлення, а повзуни механічно з'єднані відповідно з першим та другим важелями керування двигунами і електрично з'єднані відповідно через замикаючі контакти четвертого та п'ятого ключів з рухомих контактом третього ключа.

Недоліком даного пристрою є відсутність можливості парирування збурення повітряного потоку, низька якість і точність.

Задачею корисної моделі є збільшення точності і якості управління літальним апаратом та забезпечення можливості реагування на відмову двигуна і збурення повітряного потоку в реальному часі.

Поставлена задача вирішується тим, що в пристрій для автоматичного парирування крену літального апарата який містить блок порівняння режимів роботи двигунів, перший і другий рульові приводи, перший та другий важелі керування двигунами, відповідно до корисної моделі введено два датчики відхилень, до входів яких під'єднані перший та другий важелі керування двигунами відповідно, виходи датчиків під'єднані до першого та другого входів обчислювального пристрою, перший та другий виходи обчислювального пристрою з'єднані з входами двох підсилювачів потужності відповідно, виходи підсилювачів потужності з'єднані з входами двох рульових приводів, виходи рульових приводів з'єднані з двома елеронами,

виходи елеронів з'єднані з входами двох датчиків кутових відхилень, виходи яких під'єднані до першого та другого входів аналого-цифрового перетворювача, вісім датчиків перепаду тиску, виходи яких з'єднані з входами восьми нормуючих перетворювачів, виходи нормуючих перетворювачів з'єднані з третім, четвертим, п'ятим, шостим, сьомим, восьмим, дев'ятим та десятим входами аналого-цифрового перетворювача, вихід якого знаходиться з обчислювальним пристроєм, перший і другий вихід блока порівняння режимів роботи двигунів, з'єднані з третім і четвертим входами обчислювального пристрою.

На Фіг. наведена загальна блок-схема запропонованого пристрою автоматичного парирування крену літального апарата.

Пристрій для автоматичного парирування крену літального апарата, який містить два важелі керування двигунами 1, 2, до яких під'єднані два датчики відхилень рухомих елементів важелів 3, 4. Виходи датчиків відхилення рухомих елементів 3, 4 під'єднані до першого та другого входів обчислювального пристрою 5. Виходи обчислювального пристрою 5 з'єднані з входами підсилювачів потужності 6, 7. Виходи підсилювачів потужності 6, 7 з'єднані з входами рульових приводів 8, 9 відповідно. Виходи рульових приводів 8, 9 з'єднані з елеронами 10, 11 відповідно. Кути відхилення елеронів 10, 11 вимірюються за допомогою датчиків кутових відхилень 12, 13. Виходи датчиків 12, 13, які пропорційні кутам відхилення елеронів, під'єднані до аналого-цифрового перетворювача 14. Виходи восьми датчиків перепаду тиску 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22 з'єднані з нормуючими перетворювачами 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30. Виходи нормуючих перетворювачів 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30 з'єднані з входами аналого-цифрового перетворювача 14. Вихід аналого-цифрового перетворювача 14 з'єднаний з обчислювальним пристроєм 5. Два виходи блока порівняння режимів роботи двигунів 31 з'єднані з обчислювальним пристроєм 5.

Пристрій працює наступним чином.

При дії потоку повітря, із-за якого відбувається перепад тиску, наприклад, під правим крилом літака, зміну тиску реєструють датчики перепаду тиску 15, 16, 17, 18. Аналогові вихідні сигнали з датчиків 15, 16, 17, 18 передаються на нормуючі перетворювачі 23, 24, 25, 26, які перетворюють їх в діапазон напруг для роботи аналого-цифрового перетворювача 14. Цифровий сигнал з аналого-цифрового перетворювача 14 передається до обчислювального пристрою 5, який обробляє отриману інформацію і формує відповідний сигнал управління і передає його на підсилювач потужності 6, з якого підсилений сигнал передається на рульовий привід 8. Рульовий привід 8 відхиляє перший елерон 10, відхилення якого вимірюється датчиком кутового відхилення 12, сигнал з якого через аналого-цифровий перетворювач 14 подається до обчислювального пристрою 5, за допомогою якого мінімізується вплив перепаду тиску.

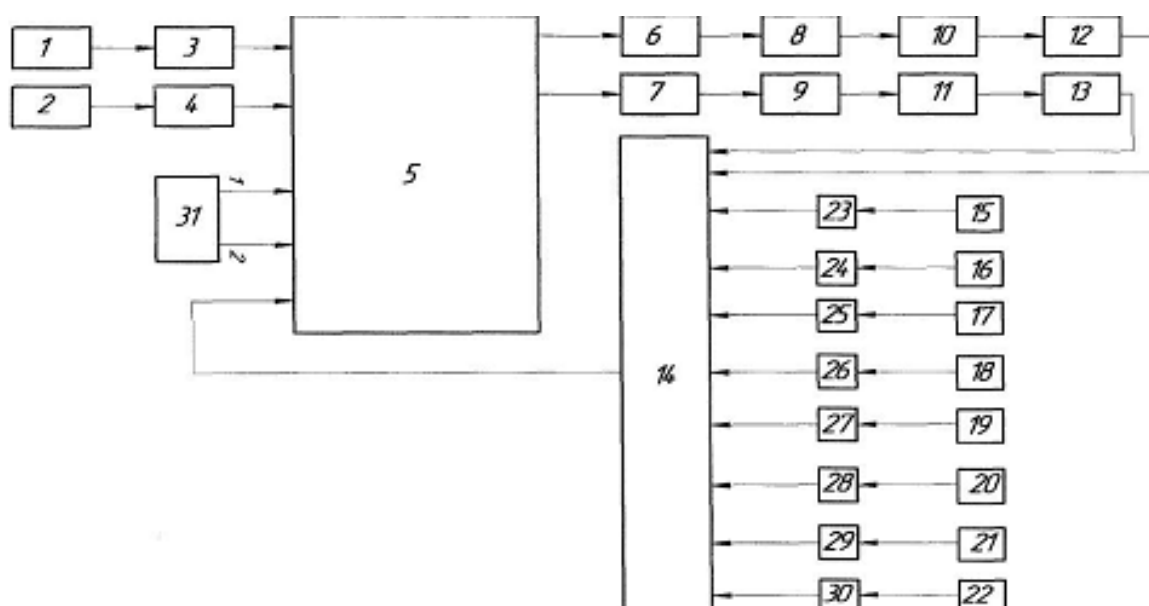
Коли відбувається відмова одного із двигунів, наприклад, лівого, блок порівняння режимів роботи двигунів 31 формує сигнал про відмову лівого

двигуна на обчислювальний пристрій 5. Обчислювальний пристрій 5 визначає потрібний керуючий вплив і передає його на підсилювач потужності 7, підсилений сигнал передається на рульовий привід 9, рульовий привід відхиляє другий елерон 11, відхилення якого вимірюється датчиком кутового відхилення 13. Датчик кутового відхилення 13 елерону 11 передає сигнал на аналого-цифровий перетворювач 14, а перетворений цифровий сигнал з аналого-цифрового перетворювача 14 подається на обчислювальний пристрій 5, який формує алгоритм управління при відмові двигуна.

Наявність двох важелів керування двигунами 1, 2 та двох датчиків відхилень рухомих елементів

важелів 3, 4 дозволяє усунути можливий крен літака в сторону працюючого двигуна та покращити аеродинамічну якість після парирования крену на різних режимах роботи двигунів літака. При цьому підвищується безпека польоту на найбільш складних етапах польоту (зліт та посадка).

Таким чином, пристрій для автоматичного парирования крену літального апарата дозволяє збільшити точність і якість управління літальним апаратом та забезпечити можливість реагування на відмову двигуна і збурення повітряного потоку в реальному часі.



Фіг.