



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **36519** (13) **U**
(51) МПК (2006)
B64C 13/00
G05D 1/03

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

видається під
відповідальність
власника
патенту

(54) СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

1

(21) u200807530

(22) 02.06.2008

(24) 27.10.2008

(46) 27.10.2008, Бюл.№ 20, 2008 р.

(72) СИМОНОВ ВОЛОДИМИР ФЕДОРОВИЧ, UA,
БАНДУРА ІВАН МИКОЛАЙОВИЧ, UA, ПОЛТОРА-
ЦЬКА МАРГАРИТА МИКОЛАЇВНА, UA(73) НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ УНІВЕР-
СИТЕТ ІМ. М.Є.ЖУКОВСЬКОГО "ХАРКІВСЬКИЙ
АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ", UA

(57) Система керування літальним апаратом, що містить важіль керування, завантажувальну пружину, датчик кутового положення важеля керування, обчислювач, сервопривід керма висоти, кермо висоти, датчик кута тангажа, датчик кутової швидкості та датчик кутового прискорення літального апарата, перший диференціюючий пристрій, другий диференціюючий пристрій, яка **відрізняється** тим, що до її складу введені перший аналого-цифровий перетворювач, вхід якого з'єднаний з виходом датчика кутового положення важеля ке-

2

рування, а вихід - з першим входом мультиплексо-
ра та з входом першого диференціюючого при-
строю, мультиплексор, другий вхід якого з'єднаний
з виходом другого аналого-цифрового перетворю-
вача, третій - з виходом третього аналого-
цифрового перетворювача, четвертий - з виходом
четвертого аналого-цифрового перетворювача,
п'ятий - з виходом першого диференціюючого при-
строю, шостий - з виходом другого диференціюю-
чого пристрою, а вихід - з входом обчислювача,
перший нормуючий підсилювач, вхід якого з'єдна-
ний з виходом датчика кута тангажа, а вихід - з
входом другого аналого-цифрового перетворюва-
ча, другий нормуючий підсилювач, вхід якого з'єд-
наний з виходом датчика кутової швидкості, а ви-
хід - з входом третього аналого-цифрового
перетворювача, третій нормуючий підсилювач,
вхід якого з'єднаний з виходом датчика кутового
прискорення літального апарата, а вихід - з вхо-
дом четвертого аналого-цифрового перетворюва-
ча.

Корисна модель належить до систем керуван-
ня літальними апаратами.

Відома система керування літаком, яка містить
важіль керування, зв'язаний механічною провод-
кою з золотниковою тягою кермового пристрою,
обчислювач, сервопривід, паралельно підключе-
ний до золотникової тяги і електрично зв'язаний з
датчиком кута, вбудованими в проводку керуван-
ня, резервну завантажувальну пружину, пружин-
ний пристрій негативної жорсткості, що складаєть-
ся з попередньо стиснутої пружини і качалки, вісь
якої збігається з віссю пружини при нейтральному
положенні важеля керування, датчик кутової
швидкості, датчик кутового прискорення важеля
керування [див.: Патент України №63672, МПК
B64C13/00, опублікований 15.01.2004. Бюл. №1].

Недоліком цієї системи є те, що недостатньо
забезпечується працездатність та якість перехід-
них процесів системи управління під час польоту
та виконання маневрів, особливо точність, низька
перешкодозахищеність системи.

Відома система управління літальним апар-
атом, яка містить важіль управління, завантажув-
альну пружину, датчик кутового положення важеля
управління, обчислювач, сервопривід керма висо-
ти, кермо висоти, датчик кута тангажа, датчик ку-
тової швидкості та датчик кутового прискорення
літального апарата, перший диференціюючий
пристрій, другий диференціюючий пристрій [див.:
Патент України № 63736, МПК B64C13/00, опублі-
кований 15.01.2004. Бюл. №1], яка вибрана в якос-
ті прототипу.

Недоліком цієї системи є те, що недостатня
якість перехідних процесів, швидкодія системи та
точність управління під час польоту та виконання
маневрів. Крім того, не забезпечується працездат-
ність системи управління при наявності перешкод.

Задачею корисної моделі є забезпечення пра-
цездатності системи управління, більш високої
точності управління та якості перехідних процесів
та високої перешкодозахищеності системи управ-

(13) **U**(11) **36519**(19) **UA**

ліній під час польоту та виконання літальним апаратом маневрів.

Рішення поставленої задачі досягається тим, що в систему керування літальним апаратом, що містить важіль управління, завантажувальну пружину, датчик кутового положення важеля управління, обчислювач, сервопривід керма висоти, кермо висоти, датчик кута тангажа, датчик кутової швидкості та датчик кутового прискорення літального апарата, перший диференціюючий пристрій, другий диференціюючий пристрій згідно з корисною моделлю введені перший аналого-цифровий перетворювач, вхід якого з'єднаний з виходом датчика кутового положення важеля управління, а вихід - з першим входом мультиплексора та з входом першого диференціюючого пристрою, мультиплексор, другий вхід якого з'єднаний з виходом другого аналого-цифрового перетворювача, третій - з виходом третього аналого-цифрового перетворювача, четвертий - з виходом четвертого аналого-цифрового перетворювача, п'ятий - з виходом першого диференціюючого пристрою, шостий - з виходом другого диференціюючого пристрою, а вихід - з входом обчислювача, перший нормуючий підсилювач, вхід якого з'єднаний з виходом датчика кута тангажа, а вихід - з входом другого аналого-цифрового перетворювача, другий нормуючий підсилювач, вхід якого з'єднаний з виходом датчика кутової швидкості, а вихід - з входом третього аналого-цифрового перетворювача, третій нормуючий підсилювач, вхід якого з'єднаний з виходом датчика кутового прискорення літального апарата, а вихід - з входом четвертого аналого-цифрового перетворювача.

Сутність корисної моделі пояснюється кресленнями, де на Фіг.1 зображена блок-схема запропонованої системи управління літальним апаратом, на Фіг.2 - блок-схема аналізу запропонованої цифрової системи управління, на Фіг.3 - перехідний процес за кутом тангажа системи управління, взятої за прототип (аналогової), на Фіг.4 - перехідний процес за кутом тангажа запропонованої системи управління.

Система управління літальним апаратом містить: важіль управління 1, який має механічний зв'язок з завантажувальною пружиною 2 і з датчиком кутового положення 3 важеля управління, вихід якого електрично з'єднаний з входом першого аналого-цифрового перетворювача 12, вихід якого електрично з'єднаний з першим входом мультиплексора 13, вихід якого з'єднаний з входом обчислювача 4, вихід якого з'єднаний з входом цифро-аналогового перетворювача 14, вихід якого з'єднаний з сервоприводом керма висоти 5, який поспідовно з'єднаний з кермом висоти 6, датчик кута тангажа 7, вихід якого з'єднаний з входом другого аналого-цифрового перетворювача 15, вихід якого з'єднаний з входом першого нормуючого підсилювача 18, вихід якого з'єднаний з другим входом мультиплексора 13, датчик кутової швидкості 8

літального апарата, вихід якого з'єднаний з входом третього аналого-цифрового перетворювача 16, вихід якого з'єднаний з входом другого нормуючого підсилювача 19, вихід якого з'єднаний з третім входом мультиплексора 13, датчик кутового прискорення 9 літального апарата, вихід якого з'єднаний з входом четвертого аналого-цифрового перетворювача 17, вихід якого з'єднаний з входом третього нормуючого підсилювача 20, вихід якого з'єднаний з четвертим входом мультиплексора 13, перший диференціюючий пристрій 10, вхід якого з'єднаний з виходом першого аналого-цифрового перетворювача 12, а вихід - з'єднаний з п'ятим входом мультиплексора 13, другий диференціюючий пристрій 11, вхід якого електрично з'єднаний з виходом першого диференціюючого пристрою 10, а вихід - з шостим входом мультиплексора 13.

Система керування літальним апаратом працює таким чином: в нейтральному положенні важеля управління 1 зусилля завантажувальної пружини 2 і вихідний сигнал датчика кутового положення 3 важеля управління дорівнюють нулю. Сигнали на виходах диференціюючих пристроїв 10 і 11 також дорівнюють нулю. Потрібна керуюча дія, яка поступає на кермо висоти 6 забезпечується сервоприводом 5 за рахунок сигналів від датчиків кута тангажа 7, кутової швидкості 8 та кутового прискорення 9. Система стабілізує літальний апарат за кутом тангажа в горизонтальному польоті.

За необхідністю здійснення маневрів літального апарату по висоті пілот зміщує важіль управління 1 від нейтрального положення і задає тим самим задане значення кута тангажа $\vartheta_{\text{Зад}}(t)$ літального апарата, кутової швидкості $\dot{\vartheta}_{\text{Зад}}(t)$,

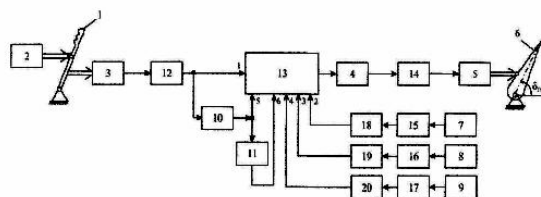
кутового прискорення $\ddot{\vartheta}_{\text{Зад}}(t)$. При цьому на другий, третій, четвертий входи мультиплексора 13 поступають сигнали з датчиків кута тангажа 7, датчика кутової швидкості 8 і кутового прискорення 9 літального апарата, які пропускаються відповідно через другий, третій та четвертий аналого-цифрові перетворювачі 15, 16 та 17 для отримання замість аналогового сигналу у вигляді цифрового машинного коду. Отримані цифрові сигнали з датчиків кута тангажа 7, датчика кутової швидкості 8 і кутового прискорення 9 літального апарата поступають відповідно на перший, другий, третій нормуючі підсилювачі 18, 19, 20 для підсилення сигналів та попередження перерегулювання. На перший, п'ятий, шостий входи мультиплексора 13 відповідно подаються сигнали від датчика кутового положення 3 важеля управління, який пропускається через перший аналого-цифровий перетворювач 12 для отримання замість аналогового сигналу у вигляді цифрового машинного коду, першого 10 і другого 11 диференціюючих пристроїв. Після мультиплексора 13 отриманий сигнал поступає на обчислювач 4, який виробляє вихідний сигнал відповідно до закону управління:

$$\delta_B(t) = K_g(\vartheta(t) - \vartheta_{\text{Зад}}(t)) + K_{\dot{g}}(\dot{\vartheta}(t) - \dot{\vartheta}_{\text{Зад}}(t)) + K_{\ddot{g}}(\ddot{\vartheta}(t) - \ddot{\vartheta}_{\text{Зад}}(t)),$$

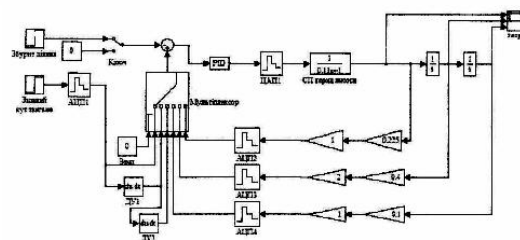
який додатково використовує інформацію про швидкість та прискорення кутового переміщення важеля управління 1. Сигнал з виходу обчислювача 4 поступає на цифро-аналоговий перетворювач 14, де сигнал перетворюється з цифрового на аналоговий, а далі подається на сервопривід 5, який відхиляє кермо висоти 6. Система виводить літальний апарат на новий кут тангажа $\vartheta_{\text{Зад}}(t)$ і стабілізує літальний апарат згідно з цим новим значенням.

Таким чином, введення до складу системи першого, другого, третього, четвертого аналого-цифрових перетворювачів, мультиплексора, циф-

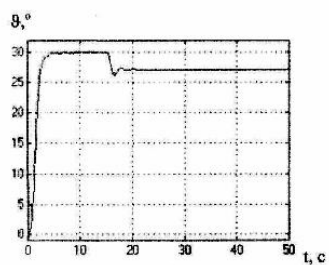
ро-аналогового перетворювача, першого, другого, третього нормуючого підсилювача дозволяє забезпечити працездатність та нормальне функціонування системи управління безпілотним літальним апаратом за наявності перешкод, більш високу точність управління та якість перехідних процесів та високу перешкодо-захисності системи управління під час польоту та виконання літальним апаратом маневрів. Але при цьому наявність аналого-цифрових перетворювачів вносить у систему управління незначну часову затримку, тобто зменшується швидкодія системи.



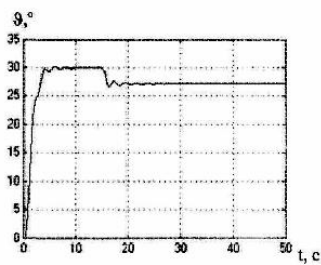
Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4