



УКРАЇНА

(19) **UA**

(11) **98659**

(13) **U**

(51) МПК

G05D 1/08 (2006.01)

B64C 13/18 (2006.01)

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(21) Номер заявки: **u 2014 08711**

(22) Дата подання заявки: **01.08.2014**

(24) Дата, з якої є чинними
права на корисну
модель: **12.05.2015**

(46) Публікація відомостей
про видачу патенту: **12.05.2015, Бюл.№ 9**

(72) Винахідник(и):

**Симонов Володимир Федорович (UA),
Карпова Тетяна Володимирівна (UA)**

(73) Власник(и):

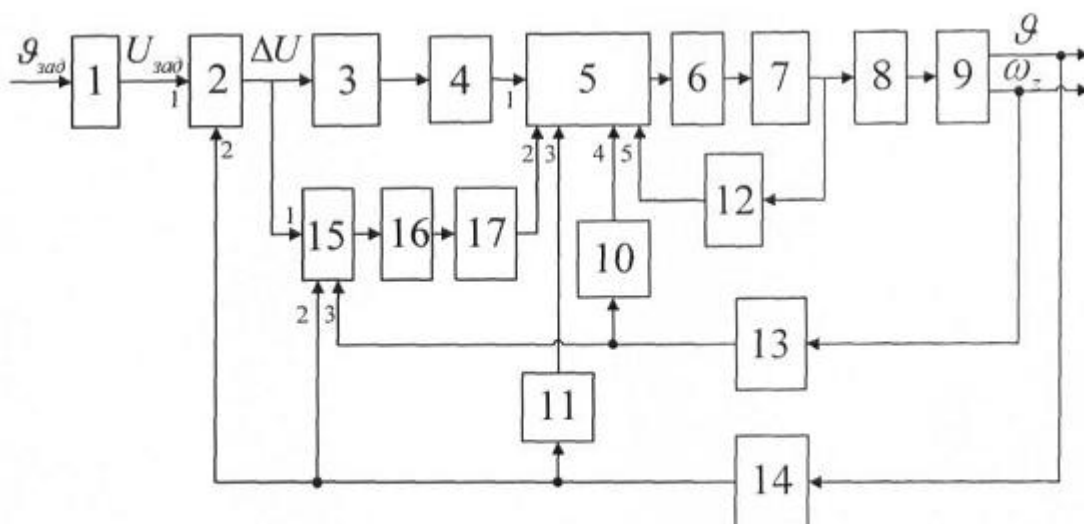
**НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ
УНІВЕРСИТЕТ ІМ. М.С. ЖУКОВСЬКОГО
"ХАРКІВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ",
вул. Чкалова, 17, м. Харків, 61070 (UA)**

(54) СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ КУТОМ ТАНГАЖА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

(57) Реферат:

Система управління кутом тангажа літального апарата містить послідовно з'єднані блок задатчика сигналу тангажа, блок порівняння, інтегратор, перший блок підсилювача, суматор, підсилювач рульової машини, рульову машину, руль висоти, літальний апарат, а також містить другий та третій блоки підсилювачів, зворотний зв'язок, датчик кутової швидкості, датчик кутового положення, при цьому другий вхід блока порівняння з'єднаний з виходом датчика кутового положення, вихід датчика кутового положення через третій блок підсилювача з'єднаний з третім входом суматора, четвертий вхід суматора через другий блок підсилювача з'єднаний з виходом датчика кутової швидкості, вихід рульової машини через зворотний зв'язок підключений до п'ятого входу суматора, вхід датчика кутової швидкості з'єднаний з виходом літального апарата, вхід датчика кутового положення з'єднаний з виходом літального апарата. В неї введено послідовно з'єднані блоки виявлення відмов, діагностики і прийняття та виконання рішення, перший вхід блока виявлення відмов з'єднаний з виходом блока порівняння, другий вхід блока виявлення відмов з'єднаний з виходом датчика кутового положення, третій вхід блока виявлення відмов з'єднаний з виходом датчика кутової швидкості, а вихід блока прийняття та виконання рішення з'єднаний з другим входом суматора.

UA 98659 U



Фиг.

Корисна модель належить до бортових систем автоматичного управління літальними апаратами (ЛА).

Відома система управління кутом тангажа літального апарата, що містить послідовно з'єднані блок задатчика сигналу тангажа, блок порівняння, інтегратор, перший блок підсилювача, суматор, підсилювач рульової машини, рульову машину, руль висоти, літальний апарат, а також містить другий та третій блоки підсилювачів, зворотний зв'язок, датчик кутової швидкості, датчик кутового положення, при цьому другий вхід блока порівняння з'єднаний з виходом датчика кутового положення, четвертий вхід суматора через другий блок підсилювача з'єднаний з виходом датчика кутової швидкості, вихід рульової машини через зворотний зв'язок підключений до п'ятого входу суматора, вхід датчика кутової швидкості з'єднаний з виходом літального апарата, вхід датчика кутового положення з'єднаний з виходом літального апарата (І.А. Михалев и др. "Системы автоматического управления самолетом". - М.: Машиностроение, 1987 г. с.174).

Недоліком даної системи управління є велике перерегулювання в перехідних процесах та низька надійність у випадку відмови датчика кутового положення або датчика кутової швидкості.

Найбільш близьким до даного винаходу, прийнятим за прототип, є система управління кутом тангажа літального апарата, яка містить послідовно з'єднані блок задатчика сигналу тангажа, блок порівняння, інтегратор, перший блок підсилювача, суматор, підсилювач рульової машини, рульову машину, руль висоти, літальний апарат, а також містить другий та третій блоки підсилювачів, зворотний зв'язок, датчик кутової швидкості, датчик кутового положення, при цьому другий вхід блока порівняння з'єднаний з виходом датчика кутового положення, вихід датчика кутового положення через третій блок підсилювача з'єднаний з третім входом суматора, четвертий вхід суматора через другий блок підсилювача з'єднаний з виходом датчика кутової швидкості, вихід рульової машини через зворотний зв'язок підключений до п'ятого входу суматора, вхід датчика кутової швидкості з'єднаний з виходом літального апарата, вхід датчика кутового положення з'єднаний з виходом літального апарата (патент RU 2461041 C1, опубл. 10.09.2012).

Недоліком такої системи є низька надійність у випадку відмови датчика кутового положення або датчика кутової швидкості канапа тангажа. Види відмов: зсув характеристики відносно вісі абсцис або ординат, зменшення коефіцієнту, обрив проводів одного з датчиків.

Задачею корисної моделі є підвищення відмовостійкості системи управління кутом тангажа літального апарата.

Поставлена задача вирішується тим, що в систему управління кутом тангажа літального апарата, що містить послідовно з'єднані блок задатчика сигналу тангажа, блок порівняння, інтегратор, перший блок підсилювача, суматор, підсилювач рульової машини, рульову машину, руль висоти, літальний апарат, а також містить другий та третій блоки підсилювачів, зворотний зв'язок, датчик кутової швидкості, датчик кутового положення, при цьому другий вхід блока порівняння з'єднаний з виходом датчика кутового положення, вихід датчика кутового положення через третій блок підсилювача з'єднаний з третім входом суматора, четвертий вхід суматора через другий блок підсилювача з'єднаний з виходом датчика кутової швидкості, вихід рульової машини через зворотний зв'язок підключений до п'ятого входу суматора, вхід датчика кутової швидкості з'єднаний з виходом літального апарата, вхід датчика кутового положення з'єднаний з виходом літального апарата, згідно до корисної моделі в неї введено послідовно з'єднані блоки виявлення відмов, діагностики і прийняття та виконання рішення, перший вхід блока виявлення відмов з'єднаний з виходом блока порівняння, другий вхід блока виявлення відмов з'єднаний з виходом датчика кутового положення, третій вхід блока виявлення відмов з'єднаний з виходом датчика кутової швидкості, а вихід блока прийняття та виконання рішення з'єднаний з другим входом суматора.

Суть корисної моделі пояснюється кресленням, де показана функціональна схема корисної моделі системи управління кутом тангажа літального апарата.

Запропонована система управління кутом тангажа ЛА містить послідовно з'єднані блок 1 задатчика сигналу тангажа, блок 2 порівняння, інтегратор 3, перший блок 4 підсилювача $K_{\text{інт}}$, суматор 5, підсилювач 6 рульової машини, рульову машину 7, руль висоти 8, літальний апарат 9, а також містить другий 10 та третій 11 блоки підсилювачів K_{ω} і K_{θ} , зворотний зв'язок 12, датчик кутової швидкості 13, датчик кутового положення 14, при цьому другий вхід блока 2 порівняння з'єднаний з виходом датчика кутового положення 14, вихід датчика кутового положення 14 через третій блок 11 підсилювача K_{θ} з'єднаний з третім входом суматора 5, четвертий вхід суматора 5 через другий блок 10 підсилювача K_{ω} з'єднаний з виходом датчика

кутової швидкості 13, вихід рульової машини 7 через зворотний зв'язок 12 підключений до п'ятого входу суматора 5, вхід датчика кутової швидкості 13 з'єднаний з виходом літального апарата 9, вхід датчика кутового положення 14 з'єднаний з виходом літального апарата 9, а також послідовно з'єднані блоки виявлення відмов 15, діагностики 16 і прийняття та виконання

рішення 17, перший вхід блока 15 виявлення відмов з'єднаний з виходом блока 2 порівняння,

другий вхід блока 15 виявлення відмов з'єднаний з виходом датчика кутового положення 14, третій вхід блока 15 виявлення відмов з'єднаний з виходом датчика кутової швидкості 13, а вихід блока 12 прийняття та виконання рішення з'єднаний з другим входом суматора 5.

Система управління кутом тангажа ЛА працює таким чином.

З датчика 1 сигнал тангажа ($U_{\text{зад}}$) надходить на перший вхід блока 2 порівняння. На виході блока 2 порівняння формується сигнал неузгодженості по тангажу (ΔU), який надходить через інтегратор 3 і перший блок 4 підсилювача $K_{\text{інт}}$ на перший вхід суматора 5. На виході суматора 5 формується керуючий сигнал:

$$\delta_{\text{в}} = K_{\omega} \omega_z + K_{\vartheta} \vartheta + K_{\text{інт}} \int \Delta \vartheta dt \cdot (1)$$

У суматорі 5 формується сигнал неузгодженості між керуючим сигналом і сигналом з виходу зворотного зв'язку 12, який через підсилювач 6 рульової машини надходить на вхід рульової машини 7. Рульова машина 7 відхиляє руль висоти 8, в результаті відбувається зміна кутового положення літального апарата 9.

Сигнал кутової швидкості (ω_z), виміряний датчиком кутової швидкості 13, надходить через другий блок 10 підсилювача K_{ω} на четвертий вхід суматора 5. Початкове значення кута тангажа ϑ , виміряний датчиком кутового положення 14, надходить на другий вхід блока 2 порівняння і через третій блок 11 підсилювача K_{ϑ} надходить на третій вхід суматора 5.

Сигнал неузгодженості по тангажу (ΔU), сигнали з датчика кутової швидкості (U_z) і датчика кутового положення (U_{ϑ}) надходять на вхід блока 15 виявлення відмов. Сигнал з блока 15 виявлення відмов надходить на вхід блока 16 діагностики, де відбувається діагностика отриманих даних. Сигнал з блока 16 діагностики надходить на вхід блока 17 прийняття та виконання рішення. Якщо відбулася відмова хоча б одного з датчиків, то блок 17 прийняття та виконання рішення приймає рішення про метод парировання відмов. У разі обриву проводів датчика кутового положення 14 сигнал з датчика кутової швидкості (U_z) інтегрується, а у разі обриву датчика кутової швидкості 13 сигнал з датчика кутового положення (U_{ϑ}) диференціюється. Якщо відбувся зсув характеристики відносно осі абсцис або ординат, чи відбулося зменшення коефіцієнта одного з датчиків, блок 17 прийняття та виконання рішення приймає рішення та виконує відновлення статичної характеристики датчика. Сигнал з блока 17 прийняття та виконання рішення поступає на другий вхід суматора 5.

Передавальна функція заявленої системи управління кутом тангажа при ідеальному автопілоті, незмінному векторі швидкості (що припустимо для високошвидкісних ЛА при високих вимогах до швидкодії системи управління) і постійному нульовому куті крену має наступний вигляд:

$$W_{\vartheta/\vartheta_{\text{зад}}}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\vartheta_{\text{зад}}(s)} = - \frac{\bar{M}_z^{\delta} K_{\text{інт}}}{s^3 - \left(\bar{M}_z^{\delta} K_{\omega} + \bar{M}_z^{\omega z} \right) s^2 - \left(\bar{M}_z^{\delta} K_{\vartheta} + \bar{M}_z^{\alpha} \right) s - \bar{M}_z^{\delta} K_{\text{інт}}} \quad (2)$$

де \bar{M}_z^{α} , \bar{M}_z^{δ} , $\bar{M}_z^{\omega z}$ - приведені до моменту інерції ЛА щодо поперечної осі Z похідні аеродинамічних моментів навколо цієї осі.

Таким чином, поставлена задача підвищення відмовостійкості системи управління кутом тангажа літального апарата повністю вирішується за допомогою наявності в системі блока виявлення відмов, блока діагностики і блока прийняття та виконання рішення, які вирішують задачі парировання відмов датчика кутової швидкості або датчика кутового положення.

ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

Система управління кутом тангажа літального апарата, що містить послідовно з'єднані блок задатчика сигналу тангажа, блок порівняння, інтегратор, перший блок підсилювача, суматор, підсилювач рульової машини, рульову машину, руль висоти, літальний апарат, а також містить другий та третій блоки підсилювачів, зворотний зв'язок, датчик кутової швидкості, датчик

- кутового положення, при цьому другий вхід блока порівняння з'єднаний з виходом датчика кутового положення, вихід датчика кутового положення через третій блок підсилювача з'єднаний з третім входом суматора, четвертий вхід суматора через другий блок підсилювача з'єднаний з виходом датчика кутової швидкості, вихід рульової машини через зворотний зв'язок підключений до п'ятого входу суматора, вхід датчика кутової швидкості з'єднаний з виходом літального апарата, вхід датчика кутового положення з'єднаний з виходом літального апарата, яка **відрізняється** тим, що в неї введено послідовно з'єднані блоки виявлення відмов, діагностики і прийняття та виконання рішення, перший вхід блока виявлення відмов з'єднаний з виходом блока порівняння, другий вхід блока виявлення відмов з'єднаний з виходом датчика кутового положення, третій вхід блока виявлення відмов з'єднаний з виходом датчика кутової швидкості, а вихід блока прийняття та виконання рішення з'єднаний з другим входом суматора.

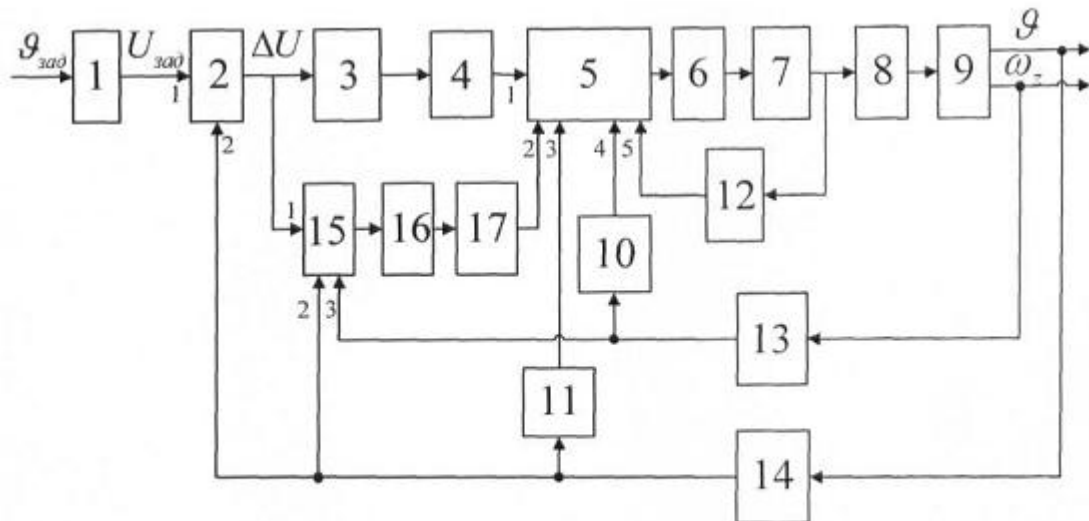


Fig.