



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **103636** (13) **U**
(51) МПК (2015.01)
B64C 13/00
B64C 13/18 (2006.01)
G05D 1/00
G05D 13/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

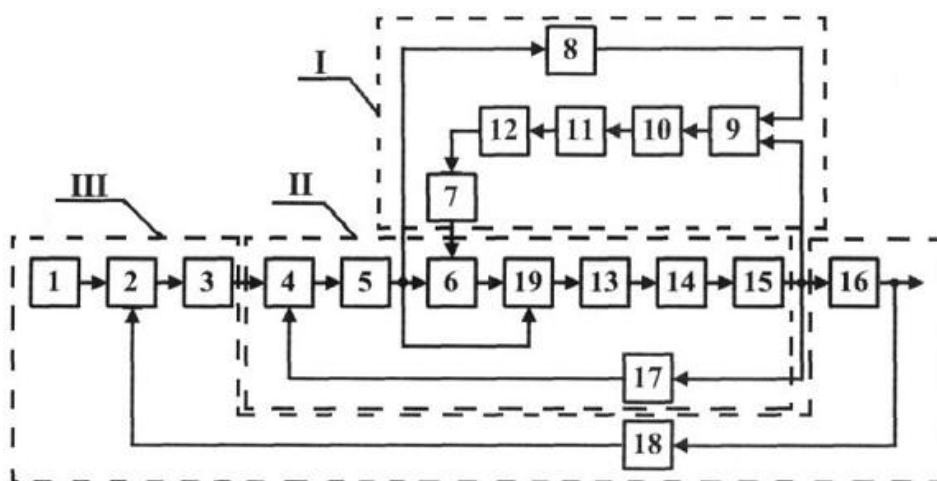
(21) Номер заявки: u 2015 05900	(72) Винахідник(и): Куліш Марія Валентинівна (UA), Субота Анатолій Максимович (UA), Симонов Володимир Федорович (UA)
(22) Дата подання заявки: 15.06.2015	
(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: 25.12.2015	(73) Власник(и): НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМ. М.Є. ЖУКОВСЬКОГО "ХАРКІВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ", вул. Чкалова, 17, м. Харків, 61070 (UA)
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 25.12.2015, Бюл.№ 24	

(54) СИСТЕМА СТАБІЛІЗАЦІЇ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

(57) Реферат:

Система стабілізації літального апарата, яка містить контур самоналагоджування, до складу якого входять еталонна модель, вихід якої з'єднаний з першим входом першого суматора, другий вхід якого з'єднаний з виходом ланки літального апарата, квадратор, вихід якого з'єднаний з входом першого інтегратора, обмежувач, вихід якого з'єднаний з другим входом помножувача контуру управління кутовою швидкістю, до складу якого входять третій суматор, помножувач, сервопривід, вихід якого з'єднаний з входом ланки літального апарата, вихід якої з'єднаний через датчик кутової швидкості з другим входом третього суматора; контур управління кутовим положенням, до складу якого входять задавач, вихід якого з'єднаний з першим входом четвертого суматора, другий вхід якого з'єднаний з виходом датчика кута, а його вихід з'єднаний з входом другого підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом третього суматора, при цьому вхід датчика кута з'єднаний з виходом другого інтегратора, вхід якого з'єднаний з виходом ланки літального апарата. Вихід першого суматора з'єднаний з входом першого підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом квадратора, а вихід першого інтегратора з'єднаний з входом першого обмежувача контуру управління кутовою швидкістю, перший вхід помножувача з'єднаний з другим входом другого суматора, а вихід з'єднаний з першим входом другого суматора, вихід якого через другий підсилювач з'єднаний з входом сервопривода, окрім цього перший вхід помножувача з'єднаний з виходом другого обмежувача, вхід якого з'єднаний з виходом третього суматора, а також його вихід з'єднаний з входом еталонної моделі.

UA 103636 U



Фиг.

Корисна модель належить до систем управління літальними апаратами і може бути використана в авіаційній техніці при розробці систем кутової стабілізації, наприклад автопілотів.

Відома двоканальна система управління літальним апаратом, яка містить у своєму складі послідовно з'єднані обчислювач, підсилювач, рульову машину, орган управління, датчик кута та датчик кутової швидкості літального апарата (ЛА) (Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами [Текст] / В.А. Боднер. - М. Машиностроение, 1973. - 506 с. - ст. 81, рис. 2.22).

Недоліком цієї системи є відсутність контуру самоналагоджування.

Найбільш близькою до запропонованої системи стабілізації літального апарата є система стабілізації літального апарата, що містить контур самоналагоджування, до складу якого входять еталонна модель, вихід якої з'єднаний з першим входом першого суматора, другий вхід якого з'єднаний з виходом ланки літального апарата, а вихід через послідовно з'єднаний квадратор і перший інтегратор з'єднаний з першим входом другого суматора, до другого входу якого підключений блок опорної напруги, а вихід з'єднаний з входом обмежувача, вихід якого з'єднаний з другим входом помножувача контуру управління кутовою швидкістю, до складу якого входять третій суматор, вихід якого з'єднаний з першим входом помножувача, вихід якого з'єднаний з входом сервопривода, вихід якого з'єднаний з входом ланки літального апарата, вихід якої з'єднаний через датчик кутової швидкості з другим входом третього суматора; контур управління кутовим положенням, до складу якого входять задавач, вихід якого з'єднаний з першим входом четвертого суматора, другий вхід якого з'єднаний з входом підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом еталонної моделі і першим входом третього суматора, при цьому вхід датчика кута з'єднаний з виходом другого інтегратора, вхід якого з'єднаний з виходом ланки літального апарата (Руководство к лабораторным работам по автоматическим системам управления полетом летательных аппаратов [Текст] / Ю.И. Кириленко, Ю.Н. Смирнов, Г.И. Федоренко, В.В. Павлов, О.А. Бабич. - М.: Издание ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1962. - 176 с. - ст. 60, рис. 5.2).

Недоліками цієї системи стабілізації ЛА є низька надійність функціонування, особливо при відмовах функціонування будь-якого елемента, що входить до контуру самоналагоджування, а також схема не може функціонувати при відсутності блока опорної напруги.

В основу даної корисної моделі поставлена задача підвищення надійності функціонування системи стабілізації літального апарата навіть при умовах відмови функціонування будь-якого елемента, що входить до контуру самоналагоджування, а також при відсутності блока опорної напруги.

Поставлена задача вирішується завдяки тому, що система стабілізації літального апарата, яка містить контур самоналагоджування, до складу якого входять еталонна модель, вихід якої з'єднаний з першим входом першого суматора, другий вхід якого з'єднаний з виходом ланки літального апарата, а вихід через послідовно з'єднаний квадратор і перший інтегратор з'єднаний з першим входом другого суматора, до другого входу якого підключений блок опорної напруги, а вихід з'єднаний з входом обмежувача, вихід якого з'єднаний з другим входом помножувача контуру управління кутовою швидкістю, до складу якого входять третій суматор, вихід якого з'єднаний з першим входом помножувача, вихід якого з'єднаний з входом сервопривода, вихід якого з'єднаний з входом ланки літального апарата, вихід якої з'єднаний через датчик кутової швидкості з другим входом третього суматора; контур управління кутовим положенням, до складу якого входять задавач, вихід якого з'єднаний з першим входом четвертого суматора, другий вхід якого з'єднаний з входом підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом еталонної моделі і першим входом третього суматора, при цьому вхід датчика кута з'єднаний з виходом другого інтегратора, вхід якого з'єднаний з виходом ланки літального апарата згідно з корисною моделлю вихід першого суматора з'єднаний з входом першого підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом квадратора, а вихід першого інтегратора з'єднаний з входом першого обмежувача контуру управління кутовою швидкістю, перший вхід помножувача з'єднаний з другим входом другого суматора, а вихід з'єднаний з першим входом другого суматора, вихід якого через другий підсилювач з'єднаний з входом сервопривода, окрім цього перший вхід помножувача з'єднаний з виходом другого обмежувача, вхід якого з'єднаний з виходом третього суматора, а також його вихід з'єднаний з входом еталонної моделі.

Таким чином, введення додаткового зв'язку між першим входом помножувача і практично його виходом забезпечує працездатність системи стабілізації навіть при наявності відмов будь-якого функціонального елемента, що входить до контуру самоналагоджування.

Окрім цього, відпадає необхідність в наявності блока опорної напруги, який забезпечував наявність сигналу на другому вході помножувача, що необхідно для запуску схеми в роботу.

Перераховані заходи безумовно підвищують надійність запропонованої системи стабілізації ЛА.

Суть корисної моделі пояснюється кресленням, де зображена загальна функціональна схема системи стабілізації літального апарата.

5 На кресл. позначено: I - контур самоналагоджування, II - контур управління кутовою швидкістю, III - контур управління кутовим положенням.

До складу контуру I входять наступні блоки: 7 - перший обмежувач, 8 - еталонна модель, 9 - перший суматор, 10 - перший підсилювач, 11 - квадратор, 12 - перший інтегратор.

10 До складу контуру II входять наступні блоки: 4 - третій суматор, 5 - другий обмежувач, 6 - помножувач, 13 - третій підсилювач, 14 - сервопривід, 15 - ланка літального апарата, 19 - другий суматор, 17 - датчик кутової швидкості.

До складу контуру III входять наступні блоки: 1 - задатчик, 2 - четвертий суматор, 3 - другий підсилювач, 16 - другий інтегратор, 18 - датчик кута.

Система стабілізації літального апарата працює наступним чином.

15 Запропонована система стабілізації відноситься до систем (автопілотів), що реалізують пропорційно-диференціальний закон управління виду (відносно, наприклад, до режиму стабілізації по тангажу):

$$\delta_{\text{рп}} = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z}\omega_z = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z}\dot{\vartheta}, \quad (1)$$

де $\delta_{\text{рп}}$ - кут відхилення рульової поверхні (рулів висоти);

20 ϑ - кут тангажа літака;

ϑ_3 - задане значення кута тангажа літака (задається програмою польоту і реалізується згідно зі схемою за допомогою задавача 1);

$\omega_z = \dot{\vartheta}$ - кутова швидкість тангажа;

25 K_{ϑ} , K_{ω_z} - коефіцієнти передачі системи за кутом тангажа та кутової швидкості тангажа відповідно.

Як видно із схеми, реалізація закону стабілізації (1) здійснюється за допомогою датчиків кута 18 і кутової швидкості 17, задавача 1, четвертого суматора 2, третього суматора 4 і другого підсилювача 3. Сформований таким чином сигнал управління проходить другий обмежувач 5 і надходить як на перший вхід помножувача 6, так і на другий вхід другого суматора 19. Далі сигнал управління через третій підсилювач 13 надходить на вхід сервопривода 14. Сервопривід 14 відхиляє рулі висоти літального апарата і літальний апарат займає задане положення відносно осі OZ. На схемі літальний апарат сумісно з його органами управління представлено як ланку літального апарата 15.

30 Після розробки схеми і її випробуваннях здійснюється налаштування різноманітних параметрів, що необхідно для забезпечення вимог технічного завдання відносно показників якості (часу перехідного процесу - $t_{\text{пп}}$, перегулювання - σ , запасів стійкості по амплітуді A_3 та фазі φ_3 і т.і.).

В процесі експлуатації внаслідок старіння окремі параметри функціональних елементів змінюються, наприклад, змінюється загальний коефіцієнт передачі контуру управління кутовою швидкістю II. В цьому випадку виробляється на виході першого суматора 9 різницевого сигналу між вихідними сигналами еталонної моделі 8 і виходом ланки літального апарата 15. У подальшому цей сигнал підсилюється у першому підсилювачі 10, возводиться в квадрат за допомогою квадратора 11, інтегрується першим інтегратором 12, тобто виробляється сигнал, пропорційний інтегральній середньоквадратичній похибці, який після обмеження по амплітуді першим обмежувачем 7 подається на другий вхід помножувача 6. Таким чином, на виході помножувача 6 виробляється сигнал управління з урахуванням зміни коефіцієнта передачі в контурі управління кутовою швидкістю II.

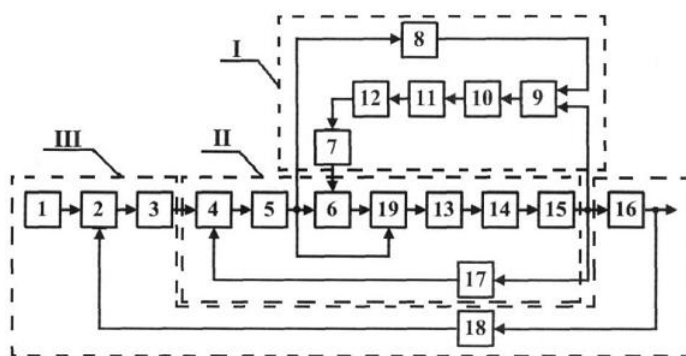
45 Як показали дослідження, при зміні коефіцієнта передачі в контурі управління кутовою швидкістю II в 10 раз, показники якості $t_{\text{пп}}$, σ , A_3 , φ_3 залишаються в допустимих межах згідно з технічним завданням.

Отже, запропонована схема відповідає тим вимогам, що були поставлені.

ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

55 Система стабілізації літального апарата, яка містить контур самоналагоджування, до складу якого входять еталонна модель, вихід якої з'єднаний з першим входом першого суматора, другий вхід якого з'єднаний з виходом ланки літального апарата, квадратор, вихід якого

з'єднаний з входом першого інтегратора, обмежувач, вихід якого з'єднаний з другим входом помножувача контуру управління кутовою швидкістю, до складу якого входять третій суматор, помножувач, сервопривід, вихід якого з'єднаний з входом ланки літального апарата, вихід якої з'єднаний через датчик кутової швидкості з другим входом третього суматора; контур управління кутовим положенням, до складу якого входять задавач, вихід якого з'єднаний з першим входом четвертого суматора, другий вхід якого з'єднаний з виходом датчика кута, а його вихід з'єднаний з входом другого підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом третього суматора, при цьому вхід датчика кута з'єднаний з виходом другого інтегратора, вхід якого з'єднаний з виходом ланки літального апарата, який **відрізняється** тим, що вихід першого суматора з'єднаний з входом першого підсилювача, вихід якого з'єднаний з входом квадратора, а вихід першого інтегратора з'єднаний з входом першого обмежувача контуру управління кутовою швидкістю, перший вхід помножувача з'єднаний з другим входом другого суматора, а вихід з'єднаний з першим входом другого суматора, вихід якого через другий підсилювач з'єднаний з входом сервопривода, окрім цього перший вхід помножувача з'єднаний з виходом другого обмежувача, вхід якого з'єднаний з виходом третього суматора, а також його вихід з'єднаний з входом еталонної моделі.



Комп'ютерна верстка Л. Бурлак

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