

Винахід відноситься до систем управління літальними апаратами.

Відома двоканальна система управління літальними апаратами, яка містить важіль управління, електродистанційний канал управління, який містить обчислювач, сервопривід і давач зусилля, установлений між важелем та проводкою управління, і механічний канал управління, який містить проводку управління, резервну завантажувальну пружину, привід керма та пружний пристрій негативної жорсткості (див.: Патент України 13078, МПК⁶64013/00, опублікований 28.02.97. Бюл. №1).

Недоліком цієї системи є необхідність безперервного управління важелем управління з боку пілота для забезпечення стабілізації кутового положення літака.

Відома система автоматичного управління кутом тангажа літального апарата, яка містить важіль управління, датчик кутового положення важеля управління, завантажувальну пружину, обчислювач, сервопривід керма висоти, датчик кута тангажа, датчик кутової швидкості літального апарата і датчик кутового прискорення літального апарата, (див. Синяков А.Н., Шаймар-дамнов Ф.А. Системы автоматического управления ЛА и их силовыми установками. - М.: Машиностроение, 1991 - (стр.181, рис. 7.10)), яка вибрана в якості прототипу і яка реалізує закон управління виду

$$\dot{\delta}_B(t) = K_u(u(t) - u_{\text{зад}}(t)) + K_{\dot{u}}\dot{u}(t) + K_{\ddot{u}}\ddot{u}(t) \quad (1)$$

де δ_B - кут відхилення керма висоти;

u - кут тангажа літака;

$u_{\text{зад}}$ - задане значення кута тангажа літака, пропорційне куту відхилення важеля управління;

K_u , $K_{\dot{u}}$, $K_{\ddot{u}}$ - коефіцієнти передачі системи по куту тангажа, кутової швидкості та кутовому прискоренню літака відповідно.

Недоліком цієї системи є наявність великого запізнення реакції літального апарата на переміщення важеля управління, що значно погіршує маневреність літального апарата.

Задача, на вирішення якої направлений винахід, складається в підвищенні якості перехідних процесів, підвищенні швидкодії управління, поліпшенні керованості та маневреності літального апарата.

Поставлена задача досягається тим, що в системі управління літальним апаратом, яка містить важіль управління, завантажувальну пружину, датчик кутового положення важеля управління, обчислювач, сервопривід керма висоти, датчик кута тангажа, датчик кутової швидкості та датчик кутового прискорення літального апарата згідно з винаходом до датчика кутового положення важеля управління під'єднано до входу диференціюючий пристрій, вихід якого під'єднано до входу обчислювача і до входу другого диференціюючого пристрою, вихід якого під'єднано до входу обчислювача.

Технічний результат, який може бути здобутий від впровадження винаходу, полягає в покращенні характеристик керованості літального апарата за рахунок реалізації закону управління виду

$$\dot{\delta}(t) = K_u(u(t) - u_{\text{зад}}(t)) + K_{\dot{u}}(\dot{u}(t) + K_{\text{зад}}(t)) + K_{\ddot{u}}(\ddot{u}(t) + \ddot{u}_{\text{зад}}(t)) \quad (2)$$

який додатково до (1) використовує інформацію про швидкість та прискорення кутового переміщення важеля управління.

Сутність винаходу пояснюється рисунком, де на фіг.1 показана блок-схема запропонованої системи, а на фіг.2 - графіки зміни кутового положення літального апарата.

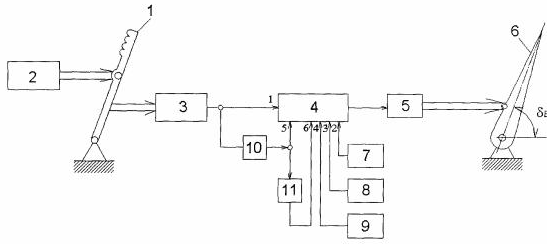
Система автоматичного управління літального апарата містить: важіль управління 1, який має механічний зв'язок з завантажувальною пружиною 2 і з датчиком кутового положення 3 важеля управління, вихід якого електрично з'єднано з першим входом обчислювача 4, сервопривід керма висоти 5, який послідовно підключений до керма висоти 6, датчик кута тангажа 7, вихід якого під'єднано до другого входу обчислювача 4, датчик кутової швидкості 8 літального апарата, вихід якого під'єднано до третього входу обчислювача 4, датчик кутового прискорення 9 літального апарата, вихід якого під'єднано до четвертого входу обчислювача 4, перший диференціюючий пристрій 10, вхід якого електрично з'єднано з виходом датчика кутового положення 3 важеля управління 1, а вихід з'єднано з п'ятим входом обчислювача 4, другий диференціюючий пристрій 11, вхід якого електрично з'єднаний з виходом першого диференціюючого пристрою 10, а його вихід з'єднано з шостим входом обчислювача 4.

Система працює таким чином. В нейтральному положенні важеля управління 1 зусилля завантажувальної пружини 2 і вихідний сигнал датчика кутового положення 3 важеля управління 1 дорівнюють нулю. Сигнали на виходах диференціюючих пристроїв 10 і 11 також дорівнюють нулю. Потрібна управляюча 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.

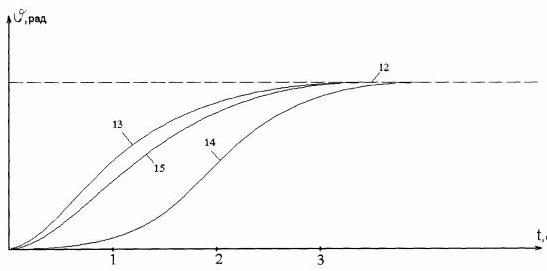
За необхідністю здійснення маневру літального апарата по висоті пілот зміщує важіль управління 1 від нейтрального положення і задає тим самим задане значення кута тангажа $u_{\text{зад}}(t)$ літального апарата, кутової швидкості $\dot{u}_{\text{зад}}(t)$ кутового прискорення $\ddot{u}_{\text{зад}}(t)$. При цьому на входи обчислювача 4 поступають сигнали не тільки з датчиків кута тангажа 7, кутової швидкості 8 і кутового прискорення 9 літального апарата, а і від датчика кутового положення важеля управління 3, першого 10 і другого 11 диференціюючих пристроїв. Обчислювач 4 виробляє сигнал відповідно до закону управління (2). Сигнал з виходу обчислювача 4 поступає на сервопривід 5, який відхиляє кермо висоти 6. Система виводить літальний апарат на новий кут тангажа $u_{\text{зад}}$ і стабілізує літальний апарат згідно з цим новим значенням.

На фіг.2 показані графіки заданого значення кута тангажа 12, зміну кутового положення 13 пілотом важеля управління, зміну кута тангажа 14 літального апарата при наявності системи управління - прототипу і зміну кута тангажа 15 літального апарата з запропонованою системою управління. Як видно з графіків, запропонована

система управління суттєво підвищує швидкодію системи, збільшує маневреність літального апарата та його ступінь керованості.



Фіг.1



Фіг.2