



УКРАЇНА

(19) UA (11) 55253 (13) A

(51) 7 F42B15/01

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІОПИС  
ДО ДЕКЛАРАЦІЙНОГО ПАТЕНТУ  
НА ВИНАХІДвидається під  
відповідальність  
власника  
патенту

(54) СПОСІБ КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ ТА ЗМІНИ ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНОЇ КОМПОНОВКИ І СИСТЕМА КЕРУВАННЯ

1

2

(21) 2002086712

(22) 13 08 2002

(24) 17 03 2003

(46) 17 03 2003, Бюл. № 3, 2003 р.

(72) Семенов Леонід Антонович, Яковенко Петро Олексійович, Доценко Борис Іванович, Кузьмін В'ячеслав Павлович, Косовенко Євген Вікторович, Сайног Максим Борисович, Егліт Микола Олександрович, Смішко Григорій Павлович, Комендантова Людмила Степанівна

(73) ДЕРЖАВНЕ КИЇВСЬКЕ КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ЛУЧ"

(57) 1 Спосіб керування літальним апаратом та зміни його аеродинамічної компоновки, який полягає у зміні кількості рулів, що беруть участь у процесі керування літальним апаратом, який відрізняється тим, що здійснюють одночасне розкривання двох пар рулів і приведення в дію першої пари рулів для керування по тангажу і (або) рисканню, а другу пару рулів утримують під нульовим кутом, використовуючи їх як стабілізатори, поки виконується співвідношення

$$\frac{\delta_1}{\delta_{\max}} \leq 0,5,$$

де  $\delta_1$  - визначена системою керування амплітуда повороту рулів першої пари, $\delta_{\max}$  - максимальний кут повороту рулів першої пари, а коли це співвідношення не виконується, для керування по тангажу і (або) рисканню додатково приводять в дію другу пару рулів

2 Спосіб за п. 1, який відрізняється тим, що для літальних апаратів, які в польоті можуть обертатись навколо поздовжньої осі, після старту забез-

печують примусове обертання навколо поздовжньої осі з частотою  $f$ , яка визначається співвідношенням

$$1,5f_B < f < 0,9f_r,$$

де  $f_B$  - власна частота коливальності літального апарата навколо поперечних осей, що проходять через його центр мас, $f_r$  - гранична частота функціонування системи керування і рульового приводу, при якій їх фазові запізнення не перевищують  $45^\circ$ 

3 Система керування, що містить перший в горизонтальній і другий в вертикальній площинах канали керування, які включають два коригуючі фільтри, два підсилювачі сигналів керування з управляючими входами, формувач сигналу компенсації ваги, суматор, входи якого з'єднані з виходами другого коригуючого фільтра і формувачем сигналу компенсації ваги, а вихід підключений до входу другого підсилювача, синусно-косинусний перетворювач і проסקоп крену з відповідними зв'язками, два рульових приводи, яка відрізняється тим, що в ній додатково введені пороговий пристрій, суматор, блок множення і інтегратор, вхід якого підключений до входу другого коригуючого фільтра, а вихід підключений до першого додаткового суматора, другий вхід якого з'єднаний з виходом формувача сигналу компенсації ваги, вихід суматора з'єднаний з входом порогового пристрою, вихід якого підключений до управляючих входів підсилювачів і першого входу блока множення, другий вхід якого з'єднаний з другим виходом синусно-косинусного перетворювача, а вихід блока множення підключений до другого рульового приводу

Винахід належить до техніки літальних апаратів (ЛА), зокрема до тих, які мають декілька рулів, і може бути використаним для ЛА різних типів, в тому числі й для тих, які в польоті можуть обертатись навколо поздовжньої осі

Відомий літальний апарат - артилерійський керований снаряд "Коперхед" [1], спосіб керування

та зміни аеродинамічної компоновки якого включає розкриття чотирьох аеродинамічних рулів при виході снаряда із ствола гармати, після чого вони виконують роль нерухомих хвостових стабілізаторів, і одночасно їх введення в дію системою керування через заданий перед пуском інтервал часу. При цьому одна пара рулів забезпечує стабіліза-

(13) A  
(11) 55253  
(19) UA

цію снаряда по крену і керування по рисканню, а друга пара рулів - керування по тангажу. Недоліком такого способу є те, що система керування має три рульових приводи, два з яких повертають кінематичне незалежні між собою рулі першої пари, а третій - забезпечує поворот спільного вала рулів другої пари. Враховуючи те, що керований снаряд "Коперхед" обертається навколо поздовжньої осі при його рухові по стволу гармати та на початковій ділянці траєкторії, його подальша стабілізація по куту крена є нераціональною, оскільки це значно ускладнює систему керування, збільшує затрати енергії на керування, збільшує масу, габарити і розміри та вартість снаряда.

Найбільш близьким за сукупністю ознак до виходу, що заявляється, є спосіб керування та зміни аеродинамічної компоновки літального апарата (снаряда), що обертається [2], який полягає у зміні кількості рулів, що приймають участь у процесі керування, за рахунок послідовного попарного розкриття і приведення в дію протилежних відносно поздовжньої осі снаряда рулів в момент досягнення снарядом певної швидкості.

Недоліком такого способу є те, що деякий (іноді значний) час польоту одна пара рулів знаходиться у складеному стані і не використовується, являючись пасивною масою-баластом, що збільшує масу снаряда. Крім цього, ускладнюється механізм розкриття та вносяться дестабілізуючі збурення розкриттям другої пари рулів в польоті, що приводить до зменшення точності попадання в ціль. Іншим недоліком є необхідність мати на літальному апараті інформацію про швидкість снаряда, яка вимірюється або датчиком швидкості, аналогічним трубіці Піто, що збільшує масу і вартість снаряда, або обчислюється системою керування снаряда на основі інформації спеціальних датчиків, що призводить до ускладнення системи керування, зниження її надійності та збільшення собівартості.

Відома система керування обертовим снарядом [3], що включає два канали керування незалежно від умов польоту снаряда і ефективності його органів керування.

Найбільш близьким прототипом системи керування, що заявляється, є двоканальна система керування [4], яка містить канали керування у вертикальній і горизонтальній площинах, проскоч крену і синусно-косинусний перетворювач для формування команд керування в зв'язаній системі координат, два рульових приводи, підсилювачі керуючих сигналів з відповідними зв'язками.

Недоліком даної системи керування є неможливість переключення її структури в залежності від умов застосування і ефективності рульових органів літального апарата - з одноканального керування на двоканальне і назад. Це не дозволяє забезпечити керування обертовим літальним апаратом у широкому діапазоні швидкостей і ефективності органів керування.

Для вирішення даної задачі необхідно в залежності від поточних умов польоту ЛА забезпечити функціонування системи керування як в режимі одноканального, так і двоканального керування шляхом гнучкого переключення її структури в польоті.

В основу способу, що пропонується, поставлено задачу у відомому способі керування та зміни аеродинамічної компоновки шляхом зміни порядку та умов виконання дій по розкриттю та задіяння для керування двох пар рулів забезпечити досягнення нового технічного результату, який полягає у забезпеченні аеродинамічної стійкості і керованості літального апарата в широкому діапазоні умов використання при спрощенні конструкції, зменшенні маси, підвищенні точності літального апарата та зменшенні його собівартості.

Поставлена задача досягається тим, що у відомому способі керування літальним апаратом (снарядом) та зміни його аеродинамічної компоновки, який полягає у зміні кількості рулів, що беруть участь у процесі керування літальним апаратом, здійснюють одночасне розкриття двох пар рулів і приведення в дію першої пари рулів для керування по тангажу і (або) рисканню, а другу пару рулів утримують під нульовим кутом, використовуючи їх в літальному апараті нормальної аеродинамічної схеми як стабілізатори по тангажу і рисканню, поки виконується співвідношення

$$\frac{\delta_1}{\delta_{\max}} \leq 0,5,$$

де  $\delta_1$  - визначена системою керування амплітуда повороту рулів першої пари, виходячи з одноканального керування,

$\delta_{\max}$  - максимальний кут повороту рулів першої пари, який визначається з умови аеродинамічної ефективності руля,

а коли це співвідношення не виконується, для керування по тангажу і рисканню додатково приводять в дію другу пару рулів.

Для літальних апаратів, які в польоті можуть обертатись навколо поздовжньої осі, забезпечують обертання літального апарата навколо поздовжньої осі з частотою  $f$ , яка визначається співвідношенням

$$1,5f_B < f < 0,9f_r,$$

де  $f_B$  - власна частота коливань літального апарата навколо поперечних осей, що проходять через його центр мас,

$f_r$  - гранична частота функціонування системи керування і рульового привода, при якій їх фазові запізнення не перевищують  $45^\circ$ .

Для визначення моменту приведення в дію другої пари рулів в даному способі достатньо тієї інформації, яка є в системі керування.

При цьому нема необхідності мати на борту літального апарата якихось спеціальних датчиків чи інших пристроїв для визначення швидкості польоту. Друга пара рулів вводиться в дію, коли ефективність керування першою парою стає меншою за встановлену величину, а цей момент визначається за величиною необхідної для керування амплітуди повороту рулів першої пари. Співвідношення

$$\frac{\delta_1}{\delta_{\max}} \leq 0,5,$$

вибране тому, що згідно з результатами моделювання при амплітудах  $\delta_1 > 0,55\delta_{\max}$  збільшується енергоспоживання рульового привода за рахунок збільшення кута і швидкості відхилення рулів, і, крім того, з'являється небезпека вийти на обме-

ження по відпрацюванню необхідного поперечного перевагання при інтенсивному маневрі літального апарата з іншого боку, при амплітудах  $\delta_1 < 0,2\delta_{\max}$  (у більшості випадків відповідає кутам повороту рулів від нуля до  $4^\circ$ ) зменшується точність роботи рульового привода, що негативно впливає на динаміку руху літального апарата і його точність

Частота обертання літального апарата навколо поздовжньої осі ( $1,5f_B < f < 0,9f_c$ ) вибрана на основі результатів напівнатурного моделювання з умови недопущення резонансних явищ ("розкачування") літального апарата при керуванні по тангажу і ризику

Значення фазового запізнення  $45^\circ$  при визначенні граничної частоти функціонування елементів системи керування і рульового привода та коефіцієнт 0,9 вибрані на основі математичного і напівнатурного моделювання з умови забезпечення необхідного запасу стійкості системи керування

Утримання другої пари рулів під нульовим кутом до введення їх в дію забезпечує в нормальній аеродинамічній схемі стабілізацію літального апарата по тангажу і ризику і створення додаткової піднімальної сили, що є дуже важливим, особливо на початковій ділянці траєкторії, де можуть виникати значні збурення. Таким чином, на ділянці траєкторії польоту літального апарата, де достатня ефективність керування однією парою рулів, здійснюється одноканальне керування, при цьому друга пара рулів використовується як стабілізатори, а на ділянці польоту, де необхідно збільшити ефективність керування, включається в дію друга пара рулів, і система керування переходить на двоканальний режим роботи

В основу винаходу системи керування, яка реалізовує спосіб, що заявляється, поставлено задачу забезпечення керування літальним апаратом у широкому діапазоні умов застосування, включаючи дозвукові і надзвукові швидкості польоту, політ в режимі стабілізації та компенсації ваги, політ в режимі маневрування шляхом введення в структурну схему відомої системи керування порогового пристрою, блока множення, інтегратора і суматора, які дозволяють автоматично змінювати кількість каналів керування залежно від умов польоту

Поставлена задача вирішується тим, що у відому систему керування, яка містить перший і другий канали керування, що включає два коригуючі фільтри, два підсилювача сигналів керування з управляючими входами, формувач сигналу компенсації ваги, суматор, входи якого з'єднані з виходом другого коригуючого фільтра і формувачем сигналу компенсації ваги, а вихід підключений до входу другого підсилювача, синусно-косинусний перетворювач і проскоп, крену з відповідними зв'язками, два рульових привода, додатково введені пороговий пристрій, суматор, блок множення і інтегратор, вхід якого підключений до входу другого коригуючого фільтра, а вихід підключений до першого додаткового суматора, другий вхід якого з'єднаний з виходом формувача сигналу компенсації ваги, вихід суматора з'єднаний з виходом порогового пристрою, вихід якого підключений до управляючих входів підсилювачів і першого входу блока множення, другий вхід якого з'єднаний з

другим виходом синусно-косинусного перетворювача, вихід блока множення підключений до другого рульового привода

Запропонований спосіб керування літальним апаратом та зміни його аеродинамічної компоновки реалізується таким чином

Після пуску здійснюють, наприклад, за допомогою протехнічного або пружинного пристрою одночасне розкривання двох пар рулів і приведення в дію, наприклад, за допомогою електричного рульового привода першої пари рулів для керування по тангажу і ризику, а другу пару рулів, наприклад, за допомогою електричного рульового привода або муфти утримують під нульовим кутом поки виконується співвідношення

$$\frac{\delta_1}{\delta_{\max}} \leq 0,5,$$

де  $\delta_1$  - визначена системою керування амплітуда повороту рулів першої пари, виходячи з одного каналного керування,

$\delta_{\max}$  - максимальний кут повороту рулів першої пари,

а коли це співвідношення не виконується, для керування по курсу і (або) ризику додатково приводять, наприклад, за допомогою другого електричного рульового привода другу пару рулів

Для літальних апаратів, які в польоті можуть обертатись навколо поздовжньої осі за допомогою, наприклад, відхилення аеродинамічних поверхонь або сопел реактивного двигуна, забезпечують обертання літального апарата навколо поздовжньої осі з частотою, що більш ніж в 1,5 рази перевищує власну частоту коливань навколо поперечних осей, що проходять через його центр мас, але при цьому не перевищує 0,9 граничної частоти функціонування елементів системи керування і рульового привода, при якій фазові запізнення не перевищує  $45^\circ$

Структурна схема запропонованої системи керування приведена на фиг. Вона має перший і другий канали керування - в горизонтальній з і в вертикальній у площинах. Кожен із каналів керування містить послідовно з'єднані коригуючий фільтр і підсилювач з управляючим входом. Виходи підсилювача підключені до входів синусно-косинусного перетворювача, управляючий вхід якого з'єднаний з виходом проскопа крену, перший вихід синусно-косинусного перетворювача підключений безпосередньо до входу першого рульового привода, а другий вихід - до входу другого рульового привода через блок множення

Для формування умов перекриття кількості каналів керування введені в вертикальний канал керування інтегратор, суматор і пороговий пристрій, причому вихід суматора, входи якого з'єднані з інтегратором і формувачем сигналу компенсації ваги, підключений до порогового пристрою, вихід якого з'єднаний з управляючими входами підсилювачів і блоком множення

Система керування функціонує таким чином

Відхилення літального апарата від заданої траєкторії  $\Delta z$ ,  $\Delta y$  надходять на входи коригуючих фільтрів, формуючих команди керування в вертикальній і горизонтальній площинах. При цьому команда керування в вертикальній площині суму-

ється з сигналом компенсації ваги. Команди керування поступають на підсилювач зі змінним перемікаючим коефіцієнтом перетворення, а після - на синусно-косинусний перетворювач, котрий формує значення необхідних відхилень рулів з урахуванням поточного кута крену ракети, значення якого поступають з гіроскопа крену. Один із сформованих синусно-косинусним перетворювачем сигналів надходить безпосередньо на вхід рульового привода РП1, другий сигнал надходить на блок множення, а після - на вхід другого рульового привода РП2. Одноразово відхилення ЛА в вертикальній площині надходить на вхід інтегратора, вихідне значення якого сумується з сигналом компенсації ваги. Сигнал з інтегратора за рахунок дії сили тяжіння дозволяє автоматично враховувати відхилення поточної швидкості польоту ракети від розрахункових значень, що використовуються при синтезі закону зміни сигналу компенсації ваги. Значення коефіцієнта при інтеграторі може бути вибрано шляхом математичного моделювання з урахуванням можливого діапазону зміни швидкостей польоту ЛА. Сформоване значення керуючого сигналу  $\delta_1$  надходить на вхід порогового пристрою, який формує вихідний сигнал  $X$  за таким законом

$$X = \begin{cases} 1, & \text{коли } \frac{\delta_1}{\delta_{\max}} \geq 0,5 \\ 0, & \text{в іншому випадку,} \end{cases}$$

де  $\delta_{\max}$  - максимальний кут відхилення аеродинамічних рулів

Отриманий сигнал  $X$  надходить на керуючі входи підсилювачів вертикального і горизонтального каналів керування, коефіцієнт передачі яких формується наступним чином

$$K = \begin{cases} k_1, & \text{коли } x = 0 \\ k_2, & \text{в іншому випадку,} \end{cases}$$

де  $k_1$  - коефіцієнт підсилення, що забезпечує стійкість системи стабілізації ракети при одноканальному керуванні,

$k_2$  - коефіцієнт підсилення, що забезпечує стійкість системи стабілізації ракети при двоканальному керуванні

Одночасно сигнал  $X$  надходить на вхід блока множення, вихід якого зв'язаний з входом одного із каналів рульового привода. Таким чином, при  $X = 0$  одержуємо одноканальну систему керування ракетою, а при  $X = 1$  - двоканальну

Запропонований спосіб керування та зміни аеродинамічної компоновки літального апарата і система керування пройшли успішну апробацію на стенді напівнатурного моделювання Державного Київського конструкторського бюро "Луч" і можуть бути використаними в одній із розробок. Застосування цього способу і системи керування дозволяє зменшити складність механізму розкриття та системи керування, підвищити надійність, зменшити масу літального апарата, знизити енергоспоживання системи керування, збільшити точність та зменшити вартість літального апарата

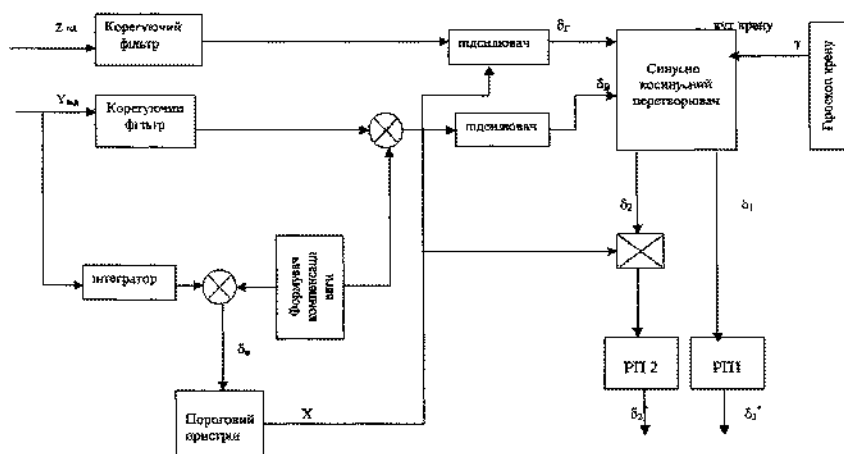
Джерела інформації

1 Р. А. Напк, Х. Л. Пастрик, А. Мориссон "Разработка полуактивной лазерной системы поведения снаряда «Коперхед»" Ракетная техника и космонавтика, т. 18, №2, 1980г. - С. 128 - 138,

2 Патент России №2166727,

3 Патент России №2177170,

4 Н. Т. Кузовков "Системы стабилизации пелательных аппаратов" - М. 1976г., С. 237 - 269



Фіг.