

Винахід відноситься до ракетної техніки, зокрема до способів управління ракетами, що мають органи управління.

Відомий спосіб управління (патент РФ 2107879, 6F41 G 7/00, 7/24), який полягає у прийманні модульованого лазерного випромінювання, перетворенні його у електричний сигнал, формуванні сигналу, пропорційного координатам літального апарата відносно осі променя, формуванні сигналів управління шляхом перетворення сигналів, пропорційних координатам літального апарата і пов'язаних з променем лазера, у систему координат, пов'язану з літальним апаратом, і перетворенні сигналів управління у відхилення рулів, здійснюваного за допомогою рульового приводу газового типу.

Недоліком даного способу є втрати потужності на реверсування органів управління при обертанні літального апарату навколо поздовжньої осі і необхідність мати окрім електричного джерела живлення джерело стиснутого газу.

В основу винаходу поставлена задача створити такий спосіб управління, у котрому нова послідовність дій у виконанні системи управління дозволила б зменшити втрати потужності рульового приводу на реверсування органів управління і перейти на єдине електричне джерело живлення, що спростує конструкцію, зменшує її масу та підвищує надійність літального апарата.

Поставлена задача вирішується тим, що у способі управління, який полягає у прийманні модульованого лазерного випромінювання, перетворенні його у електричний сигнал, формуванні сигналу, пропорційного координатам літального апарата відносно осі променя, формуванні сигналів управління шляхом перетворення сигналів, пропорційних координатам літального апарата і пов'язаних з променем лазера у систему координат, пов'язану з літальним апаратом, і перетворенні сигналів управління у відхилення рулів за допомогою рульового приводу, згідно з винаходом, за допомогою, наприклад, кута установки крил і профіля тяги маршового двигуна забезпечують примусове обертання літального апарата навколо поздовжньої осі з постійною на більшій частині траєкторії частотою, як рульовий привід використовують реверсивний електропривід обертової дії, вісь повороту руля обирають таким чином, щоб діапазон зміни значення його шарнірного моменту був мінімальним у всьому діапазоні експлуатаційних швидкостей та кутів атаки, а значення сумарного моменту навантаження, моменту інерції рухомих частин рульового приводу та частоти обертання літального апарату навколо поздовжньої осі вибирають за допомогою імітатора додаткового моменту (наприклад, пружинного або торсійного типу), передаточного відношення редуктора і кута установки крил, відповідно, таким чином, що виконується співвідношення:

$$\left| \frac{C_n}{I \times \omega^2} \right| = (0,5 \dots 1,6),$$

де  $C_n = C_{\text{ш}} + C_{\text{ім}}$  - коефіцієнт сумарного моменту навантаження,

де  $C_{\text{ш}}$  - коефіцієнт позиційної (шарнірної) складової моменту навантаження;

$C_{\text{ім}}$  - коефіцієнт додаткового моменту імітатора;

$I$  - момент інерції рухомих частин рульового приводу;

$\omega$  - середня частота обертання літального апарату.

Суть способу, який пропонується, полягає в узгодженні значень шарнірного моменту, моменту інерції рухомих частин приводу і частоти обертання літального апарата таким чином, щоб при середньому значенні балансувального кута відхилення рулів виконувалась умова механічного навантажувально-інерційного резонансу:

$$C_{\text{ш}} + C_{\text{ім}} = I \times \omega^2.$$

при якому потрібна потужність приводу і джерела живлення досягають своїх мінімальних значень, як показано у "Динамике следящих приводов", под ред д.т.н. Л. В.Рабиновича, М.: Машиностроение, 1982 г., стр. 26-32.

Винахід (запропонований спосіб) може використовуватись як у системах керування літальних апаратів з електричними реверсивними рульовими приводами, так і з іншими типами рульових приводів - муфтовими, електромагнітними, газовими, гідравлічними і т.п.

Один із варіантів структурної схеми системи керування літального апарата, побудованої з використанням даного винаходу, показаний на фіг. 1.

При цьому реалізація способу проводиться як шляхом підбору співвідношень значень коефіцієнта шарнірного моменту (наприклад, за допомогою вибору геометричних параметрів руля та розташування, осі його повороту), моменту інерції рульового приводу з рулями відносно їх осі повороту, частоти обертання літального апарата навколо його подовженої осі (наприклад, за допомогою початкового кута установки крил або сопел двигуна) та моменту узгоджувального імітатора додаткового моменту.

Одна з можливих конструктивних схем реалізації винаходу у випадку використання, наприклад, газового рульового приводу показана на фіг. 2, 3.

Фіг.2: 1 - крило; 2 - руль; 3 - вал; 4 - рульовий привід; 5 - блок керування; 6 - імітатор додаткового (узгоджувального) моменту.

Фіг. 3: 7 - корпус; 2 - руль; 3 - вал; 4 - рульова машинка; 6 - імітатор додаткового (узгоджувального) моменту.

Наприклад, для одного з існуючих літальних апаратів момент інерції рухомих частин рульового приводу

$I = 4,5 \times 10^{-4}$  кг м<sup>2</sup>, коефіцієнт шарнір-

ного моменту рулів  $C_{ш}=0,02$  Н х м/град, частота обертання  $\omega=(6... 15) \times 2\pi$  рад/с. Необхідна потужність рульового приводу на частоті  $\omega=13$  х  $2\pi$  рад/с -  $P=25$  Вт (визначається за формулою 1.56, "Динамика следящих приводов" под ред. Л.В. Рабиновича, М. Машиностроение, 1982г., С. 31). При цьому:

$$\left| \frac{C_H}{I \times \omega^2} \right| = \frac{2 \times 10^{-2} \times 57,3}{4,5 \times 10^4 \times (13 \times 2 \times 3,14)} = 0,38.$$

Після реалізації винаходу шляхом введення в конструкцію літального апарата (ЛА) імітатора додаткового (узгоджувального) моменту з  $C_{им}=0,04$  Н х м/град (виходячи з умови  $(C_{ш}+C_{им})/I \times \omega^2 = 1$ ), необхідна потужність рульового приводу знижується в тому ж діапазоні частот обертання ЛА з 25 до 8 Вт, а при  $\omega=13 \times 2\pi$  рад/с - з  $P=25$  Вт до  $P=1.1$  Вт (Фіг. 4).

Залежність необхідної потужності рульового приводу від параметра  $R = (C_{ш}+C_{им})/I \times \omega^2$  при  $\omega=13 \times 2\pi$  показана на фіг. 4.

Залежність необхідної потужності рульового приводу від частоти обертання ЛА в експлуатаційному діапазоні  $\omega$  при  $C_{им}=0,04$  Н х м/град показана на фіг. 5.

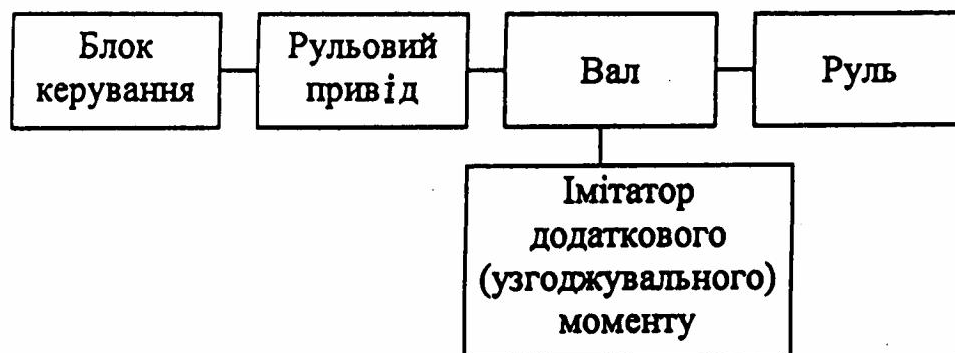
Дані результатів підтверджені експериментально.

У зв'язку з тим, що на практиці частіше зустрічаються випадки, коли режими і параметри польоту ЛА змінюються по траєкторії, то досягти абсолютного резонансу ( $C_H - I \times \omega^2 = 0$ ) важко. В таких випадках при реалізації даного способу виділяють найбільш важку, з енергетичної точки зору, ділянку польоту, а параметри  $C_{ш}$ ,  $I$ , та  $C_{им}$  вибирають з умови виконання на всій цій ділянці співвідношення:

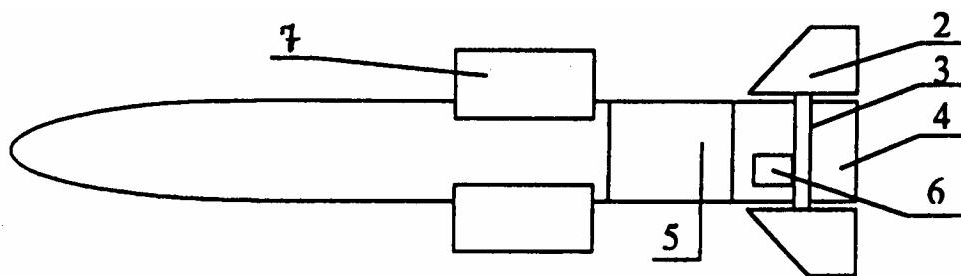
$$\left| \frac{C_H}{I \times \omega^2} \right| = (0,5...1,6).$$

В такому випадку досягається не повний резонанс, але також забезпечується суттєве зменшення потужності рульового приводу (фіг. 4).

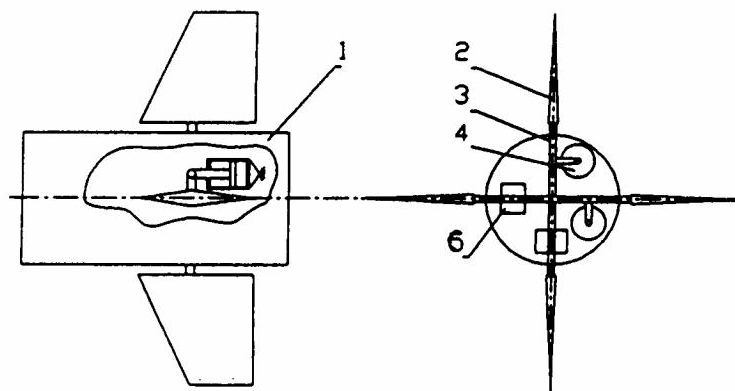
Система управління, виконана згідно із способом, який пропонується, пройшла успішну апробацію при проведенні ДКР в ДержККБ "Луч". Використання цього способу на експериментальних зразках рульового приводу літального апарата дозволило зменшити споживання струму, спростити конструкцію, зменшити її масу, підвищити надійність і точність літального апарата в цілому.



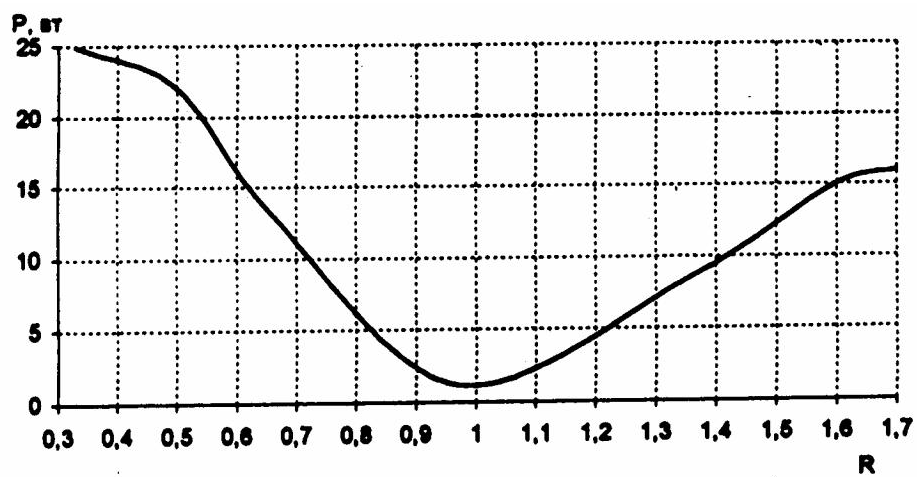
Фіг. 1



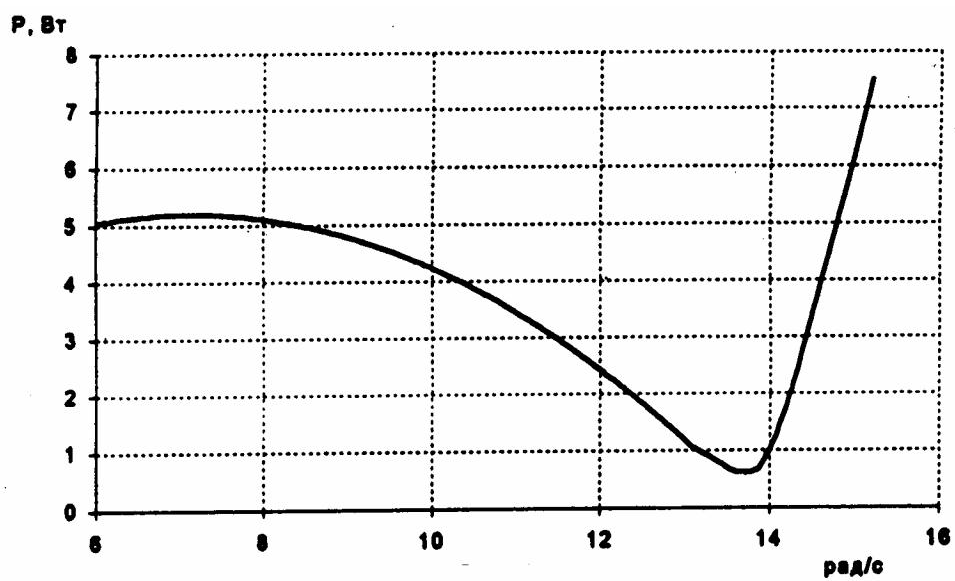
Фіг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4



**Fig. 5**

---

Тираж 50 екз.

Відкрите акціонерне товариство «Патент»  
Україна, 88000, м. Ужгород, вул. Гагаріна, 101  
(03122) 3 – 72 – 89      (03122) 2 – 57 – 03

---