



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

УКРАЇНА

(19) UA

(11) 99368

(13) C2

(51) МПК

G05B 11/01 (2006.01)

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(21) Номер заявки: а 2010 14508

(22) Дата подання заявки: 06.12.2010

(24) Дата, з якої є чинними
права на винахід: 10.08.2012

(41) Публікація відомостей
про заявку: 11.06.2012, Бюл.№ 11

(46) Публікація відомостей
про видачу патенту: 10.08.2012, Бюл.№ 15

(72) Винахідник(и):

Зайцев Григорій Фролович (UA),
Кривуца Володимир Георгійович (UA),
Булгач Віктор Леонардович (UA),
Градобосва Неля Вікторівна (UA)

(73) Власник(и):

ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІНФОРМАЦІЙНО-КОМУНІКАЦІЙНИХ
ТЕХНОЛОГІЙ,
вул. Солом'янська, 7, м. Київ, 03010,
Україна, UA (UA)

(56) Перелік документів, взятих до уваги
експертизою:

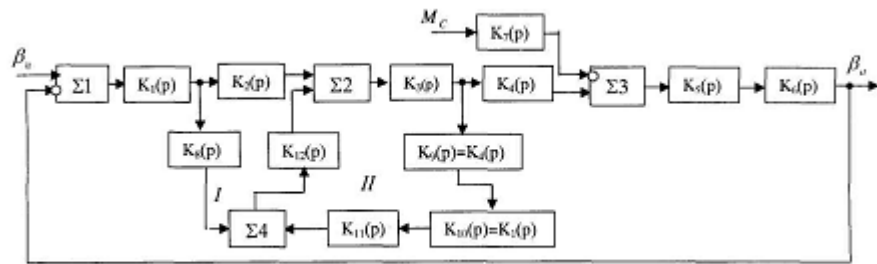
UA 63756 C2; 15.08.2005
RU 2129286 C1; 20.04.1999
RU 2169938 C2; 27.06.2001
US 4942404 A; 17.07.1990
GB 14436362 A; 18.08.1976
JP 2000118498 A; 25.04.2000
JP 55013871 A; 31.01.1980
GB 1234541 A; 03.06.1971

(54) СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО СУПРОВОДУ ПО НАПРЯМКУ ПОВІТРЯНИХ ОБ'ЄКТІВ З ДИФЕРЕНЦІАЛЬНИМ ЗВ'ЯЗКОМ

(57) Реферат:

Система автоматичного супроводу по напрямку азимуту/куту місця повітряних об'єктів з диференціальним зв'язком належить до систем автоматичного керування, зокрема до радіолокаційної станції з конічним розгортанням діаграми спрямованості, моноімпульсних систем автосупроводу повітряних об'єктів по напрямку. Система містить послідовно з'єднані пеленгаційний пристрій, що містить на вході антену, а на виході - фазовий детектор, послідовний коригувальний пристрій, перший суматор, підсилювач постійного струму, електромашинний підсилювач, електродвигун і редуктор, через який двигун з'єднаний з антеною. А також диференціальний зв'язок - послідовно з'єднані математичні моделі аперіодичної ланки двигуна, пеленгаційного пристрою, другого суматора, пристрій, що коригує. Причому вхід математичної моделі аперіодичної ланки двигуна з'єднаний з виходом електромашинного підсилювача, а вихід коригувальної ланки в диференціальному зв'язку з'єднаний з другим входом першого суматора. Другий вхід другого суматора з'єднаний через ланку, що диференціює, з виходом фазового детектора. Технічним результатом є усунення протиріччя між умовами підвищення точності і стійкості системи та підвищення точності і швидкодії супроводу повітряних об'єктів по напрямку.

UA 99368 C2



Фиг. 4

Винахід належить до систем автоматичного керування, зокрема до систем автоматичного супроводу по напрямку (АСН, азимуту/куту місця) повітряних об'єктів - літаків, ракет, супутників землі й ін.

Відома система АСН повітряних об'єктів з кіничним розгортанням діаграми спрямованості параболічної антени радіолокаційної станції ([1], стор. 103, мал.4.5). Дана система прийнята за прототип. Функціональна і структурна (математична модель) схеми системи АСН по азимуту/куту місця повітряного об'єкта зображена на фіг. 1 і фіг. 2 відповідно. Вплив вітрового навантаження M_c на антену (у загальному випадку) враховано введенням у модель двигуна

другого каналу - каналу збурювання з передатною функцією $\frac{k_{DM}}{(T_{MP}+1)(T_{ЭP}+1)}$. Передатна функція скоректованої системи $K_{PCK}(p)$ в розімкнутому стані, ділянка якої з передатною функцією $K_0(p)$ охоплена місцевим негативним зворотним зв'язком з передатною функцією $K_{OC}(p)$ (див. фіг.2), визначається вираженням

$$K_{PCK}(p) = \frac{K_H(p)K_0(p)}{1+K_0(p)K_{OC}(p)} = K_{HCK}(p)K_{П}(p),$$

де

$$K_{HCK}(p) = K_H(p)K_0(p); K_H(p) = K_{H1}(p)K_{H2}(p); K_0(p) = \frac{k_{УПТ}k_{ЭМУ}k_{ДВ}}{(T_q p + 1)(T_{ЭP} + 1)(T_{MP} + 1)p};$$

$$K_{OC}(p) = \frac{\tau p k_{ТГР}}{T_p + 1}; K_{П}(p) = \frac{1}{1+K_0(p)K_{OC}(p)}$$

- передатна функція послідовного коригувального пристрою, еквівалентного за своїм впливом введенню місцевого зворотного зв'язку.

У розглянутій системі за допомогою місцевого негативного зворотного зв'язку по другій похідній охоплені три аперіодичних і одна інтегруюча ланки. Тому для спрощення визначення $K_H(p)$ використовується графічний (другий) метод ([2. стор.304-311]), відповідно до якого при прийнятих у системі параметрах

$$K_{П}(p) = \frac{(\tau p + 1)(T_{MP} + 1)}{(T'p + 1)(T''p + 1)}, \quad (1)$$

тобто введення місцевого зворотного зв'язку рівнозначно включенню в систему послідовного інтегродиференціюючого контуру з передатною функцією (1).

Структурна схема системи, у якій замість місцевого зворотного зв'язку (фіг.2) включена еквівалентна ланка, що виконує функції інтегродиференціюючого контуру, з передатною функцією $K_H(p) = K_2(p)$, зображена на фіг.3, де

$$\left. \begin{aligned} K_1(p) &= \frac{k_{ПУ}}{T_{ФД}p + 1}, & K_2(p) &= \frac{(\tau p + 1)(T_{MP} + 1)}{(T'p + 1)(T''p + 1)}, & K_3(p) &= \frac{k_{УПТ}k_{ЭМУ}}{T_q p + 1}, \\ K_4(p) &= \frac{k_{ДВ}}{(T_{MP} + 1)(T_{ЭP} + 1)}, & K_5(p) &= \frac{1}{p}, & K_6(p) &= k_{ред}, & K_7(p) &= \frac{k_{DM}}{(T_{MP} + 1)(T_{ЭP} + 1)}, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Відповідно до структурної схеми системи (фіг.3) і значенням передатних функцій (2) передатні функції по помилці, що зв'язують $\theta_B(p)$ с $\beta_C(t)$ і $\theta_M(p)$ с $M_C(t)$, визначаються вираженнями

$$K_{\theta_B}(p) = \frac{\theta_B(p)}{\beta_C(p)} = \frac{(T_{ФД}p + 1)(T'p + 1)(T''p + 1)(T_q p + 1)(T_{ЭP} + 1)p}{(T_{ФД}p + 1)(T'p + 1)(T''p + 1)(T_q p + 1)(T_{ЭP} + 1)p + k_{ПУ}(\tau p + 1)k_{УПТ}k_{ЭМУ}k_{ред}}, \quad (3)$$

$$K_{\theta_M}(p) = \frac{\theta_M(p)}{M_C(p)} = \frac{(T_{ФД}p + 1)(T'p + 1)(T''p + 1)(T_q p + 1)p k_{DM} k_{ред}}{[(T_{ФД}p + 1)(T'p + 1)(T''p + 1)(T_q p + 1)(T_{ЭP} + 1)p + k_{ПУ}(\tau p + 1)k_{УПТ}k_{ЭМУ}k_{ДВ}k_{ред}](T_{MP} + 1)}, \quad (4)$$

З виражень (3) і (4) випливає, що система щодо задавальної дії $\beta_C(t)$ є астатичною з астатизмом першого порядку, а щодо збурюючого впливу $M_C(t)$ є статичною системою.

Недолік системи-прототипу полягає в тому, що вона, згідно з фіг.2 і фіг.3 і (3) і (4), побудована у відповідності з принципом керування по відхиленню і їй властиве протиріччя між умовами підвищення динамічної точності і стійкості [3]. Це протиріччя є перешкодою на шляху підвищення точності й обумовлює низькі її показники якості.

Винахід дозволяє усунути зазначене вище протиріччя і підвищити точність системи АСН повітряних об'єктів. Це досягається тим, що в систему, що складається з пеленгаційного пристрою $\Sigma 1,1$, послідовного коригувального пристрою 2, еквівалентного впливу місцевого негативного зворотного зв'язку, електромашинного підсилювача потужності 3, електродвигуна 4, 7, $\Sigma 3$, елемента 5, що інтегрує, редуктора 6 (фіг.5) уведений диференціальний зв'язок, що

складається з плеча I, що містить динамічну ланку 8 з передатною функцією $K_8(p)$ і плеча II, що містить динамічні ланки 9,10,11 з передатними функціями $K_9(p), K_{10}(p), K_{11}(p)$ і двох суматорів $\Sigma 2, \Sigma 4$.

На фіг. 1 зображена функціональна схема системи АСН повітряних об'єктів-прототипу; на фіг.2 - структурна схема системи АСН із місцевим негативним зворотним зв'язком; на фіг.3 - структурна схема системи АСН з еквівалентним послідовним коригувальним контуром; на фіг.4 - структурна схема системи АСН із диференціальним зв'язком; на фіг.5 - функціональна схема системи АСН із диференціальним зв'язком.

На фіг. 1-5 передатні функції:

10 $K_1(p) = \frac{k_{пу}}{T_{фд}p + 1}$ - пеленгаційного пристрою 1 і відповідної математичної моделі 10;

$K_2(p) = \frac{(\tau p + 1)(T_{мп} + 1)}{(T'p + 1)(T''p + 1)}$ - послідовного коригувального пристрою 2, еквівалентного впливу місцевого зворотного зв'язку;

$K_3(p) = \frac{k_{у\Gamma\Gamma}k_{э\mu y}}{T_{qp} + 1}$ - підсилювача постійного струму і ЕМУ 3;

$K_4(p) = \frac{k_{дв}}{(T_{мп} + 1)(T_{эп} + 1)}$ - двигуна 4 і його моделі 9 у диференціальному зв'язку;

15 $K_5(p) = \frac{1}{p}$ - інтегратора;

$K_6(p) = k_{ред}$ - редуктора;

$K_7(p) = \frac{k_{дм}}{(T_{мп} + 1)(T_{эп} + 1)}$ - каналу збурювання 7 двигуна;

$K_8(p) = \frac{p}{(Tp + 1)k_{ред}}$ - диференціюючого пристрою 8 у плечі I диференціального зв'язку;

$K_3(z) = K_4(p); K_{10}(p) = K_1(p); K_{11}(p) = \frac{1}{Tp + 1}$;

20 $K_{12}(p)$ - визначається в результаті синтезу відповідно до умов підвищення точності системи. Відповідно до пропонованої структурної схеми (фіг.4) система АСН із диференціальним зв'язком описується наступним рівнянням для помилки

$\theta_d(p) = \theta_{\beta d}(p) + \theta_{мд}(p)$,

де

25 $\theta_{\beta d}(t) = \frac{1 - K_4(p)K_1(p)K_{11}(p)K_{12}(p)K_3(p)}{1 + K_1(p)K_2(p)K_3(p)K_4(p)K_5(p)K_6(p)} \beta_w(p),$ (5)

$\theta_{мд}(t) = \frac{[1 - K_4(p)K_1(p)K_{11}(p)K_{12}(p)K_3(p)]K_7(p)K_5(p)K_6(p)}{1 + K_1(p)K_2(p)K_3(p)K_4(p)K_5(p)K_6(p)} M_c(p),$ (6)

- складові помилки системи, викликані змінами що задає $\beta_w(t)$ й обурює $M_c(t)$ впливів відповідно.

30 Згідно з (5) і (6) умовами інваріантності (незалежності) помилки системи щодо задавальної дії $\beta_w(t)$ й збурюючої дії $M_c(t)$ збігаються і визначаються вираженням

$1 - K_4(p)K_1(p)K_{11}(p)K_{12}(p)K_3(p) = 0, \quad (7)$

а характеристичне рівняння, що визначає корені замкнутої частини системи і її стійкість, має вигляд:

$1 + K_1(p)K_2(p)K_3(p)K_4(p)K_5(p)K_6(p) = 0, \quad (8)$

35 З виражень (7) і (8) випливає, що передатна функція $K_{12}(p)$ коригуючого пристрою в диференціальному зв'язку, за рахунок якого може бути досягнута інваріантність чи необхідне підвищення точності системи, не входить у характеристичне рівняння замкнутої частини і не впливає на її стійкість, тобто в пропонованій АСН відсутнє протиріччя між умовами підвищення точності і стійкості і передатна функція $K_{12}(p)$ коригуючого пристрою в диференціальному зв'язку
40 може вибиратися відповідно до умови інваріантності (7) чи відповідно до вимоги необхідного підвищення точності, не впливаючи на стійкість замкнутої частини системи.

У відповідності зі структурною схемою системи АСН (фіг.4) функціональна схема пропонуваної системи АСН повітряних об'єктів з диференціальним зв'язком зображена, на фіг.5.

Порівняння з прототипом показує, що пристрій, що заявляється, відрізняється тим, що для підвищення точності в систему АСН повітряних об'єктів уведений диференціальний зв'язок, що складається з динамічних ланок – математичних моделей з передатними функціями

$K_8(p) = \frac{p}{(Tp+1)K_{ред}}$ (8), $K_9(p) = \frac{K_{дв}}{(T_{мп}+1)(T_{эп}+1)}$ (9), $K_{10}(p) = \frac{K_{пу}}{T_{фд}p+1}$ (10), $K_{11}(p) = \frac{1}{Tp+1}$ (11), двох суматорів $\Sigma 2$ і $\Sigma 3$ і тим самим відповідає критерію винаходу "новизна".

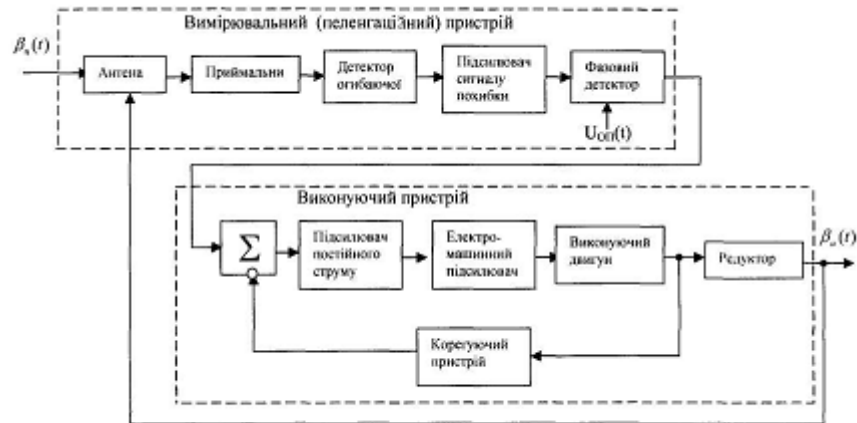
Порівняння винаходу з іншими технічними рішеннями, відомими в науці і техніці, показує, що в запропонованій системі АСН повітряних об'єктів відсутнє протиріччя між умовами підвищення точності і стійкості і диференціальний зв'язок (коригувальна ланка з передатною функцією $K_{12}(p)$) може бути синтезований відповідно до умови інваріантності чи за вимогою необхідного підвищення точності системи. При відповідному виборі параметрів коригувальної ланки $K_{12}(p)$ диференціального зв'язку можна домогтися, наприклад, підвищення порядку астатизму системи щодо впливів, що задає й обурює (а отже, зменшення динамічних, середньоквадратичних помилок, викликаних цими впливами), а також підвищення показників якості (наприклад, швидкодії) перехідних процесів... Це дозволяє зробити висновок про відповідність технічного рішення критерію "істотні відмінності".

Джерела інформації:

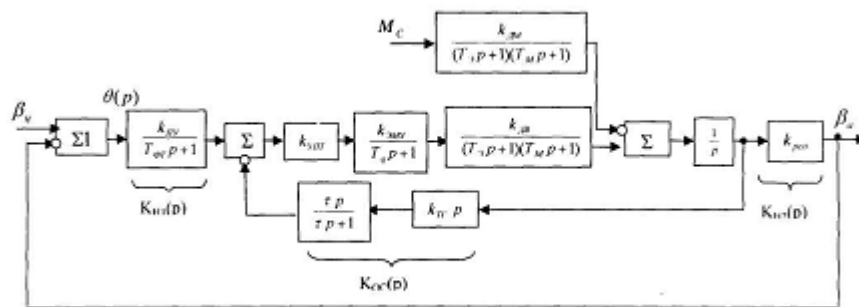
1. Арсеньев Г.Н., Булгач В.Л., Олейник В.Ф. Информационно-измерительные и управляющие системы радиоэлектронных средств. К. Изд-во ООО. Д.В.К., 2002.-405 с.
2. Зайцев Г.Ф. Коррекция систем автоматического управления постоянного и переменного тока. -М.: Энергия, 1969.-384 с.
3. Зайцев Г.Ф., Арсеньев Г.Н., Кривуца В.Г., Булгач В.Л. Радиоавтоматика. Т.1./ К.: Изд. ООО "Д.В.К.". 2004.-524с.

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

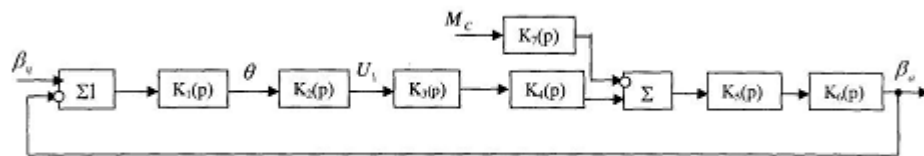
Система автоматичного супроводу по напрямку азимуту/куту місця повітряних об'єктів з диференціальним зв'язком, що складається з послідовного з'єднання пеленгаційного пристрою, що містить на вході антену, а на виході фазовий детектор, послідовного коригувального пристрою, а також послідовно з'єднаних підсилювача постійного струму, електромашинного підсилювача, виконавчого двигуна, через редуктор з'єднаного з антеною пеленгаційного пристрою, яка **відрізняється** тим, що додатково введений диференціальний зв'язок, що складається з динамічних ланок - математичних моделей аперіодичної ланки двигуна, пеленгаційного пристрою, аперіодичної ланки, пристрою, що диференціює, коригувальної ланки і двох суматорів, причому перший вхід першого суматора через ланку, що диференціює, з'єднаний з виходом фазового детектора, другий його вхід через послідовно з'єднані моделі аперіодичної ланки двигуна, моделі пеленгаційного пристрою, аперіодичної ланки з'єднаний з електромашинним підсилювачем, вихід першого суматора через коригувальну ланку з'єднаний з першим входом другого суматора, другий вхід якого з'єднаний з виходом послідовного коригувального пристрою, а вихід другого суматора з'єднаний із входом підсилювача постійного струму.



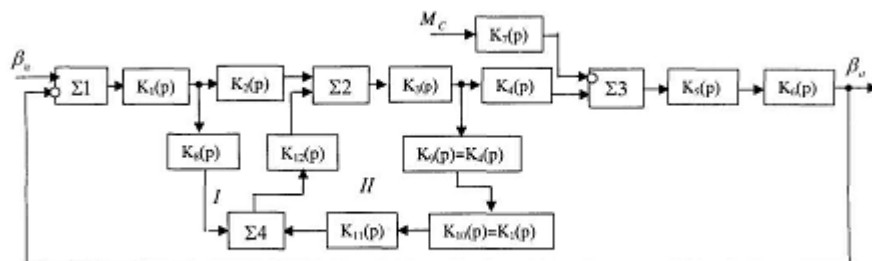
Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4

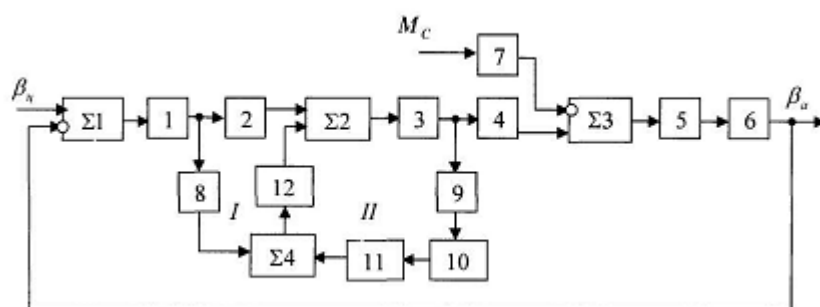


Fig. 5

Комп'ютерна верстка Л. Купенко

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601