



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **142431** (13) **U**
(51) МПК
G01C 21/08 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО РОЗВИТКУ
ЕКОНОМІКИ, ТОРГІВЛІ ТА
СІЛЬСЬКОГО ГОСПОДАРСТВА
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

<p>(21) Номер заявки: u 2019 10491</p> <p>(22) Дата подання заявки: 21.10.2019</p> <p>(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: 10.06.2020</p> <p>(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 10.06.2020, Бюл.№ 11</p>	<p>(72) Винахідник(и): Хорошайло Юрій Євгенович (UA), Семенов Сергій Геннадійович (UA), Лимаренко Вячеслав Володимирович (UA), Волошин Денис Геннадійович (UA), Єфименко Сергій Андрійович (UA)</p> <p>(73) Власник(и): ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ РАДІОЕЛЕКТРОНІКИ, просп. Науки, 14, м. Харків, 61166 (UA)</p>
--	--

(54) СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ СИГНАЛІВ КУТОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З ВИКОРИСТАННЯМ СИГНАЛІВ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЇ ТА МАГНІТОМЕТРА ТА ЗАХИСТОМ ВІД ПЕРЕХОПЛЕННЯ КЕРУВАННЯ

(57) Реферат:

Спосіб визначення сигналів кутової орієнтації літального апарата з використанням сигналів супутникової навігації та магнітометра та захистом від перехоплення керування, у якому вимірювання сигналів напруженості магнітного поля Землі здійснюють з використанням трьох магнітометрів, орієнтованих за трьома взаємно перпендикулярними осями зв'язаної з літальним апаратом системи координат, сигнал курсу Ψ визначають за допомогою системи супутникової навігації, а тангажа θ і крену γ знаходять за визначеними формулами. У момент глушіння сигналу бортова система безпілотного літального апарата (БПЛА) запам'ятовує останні координати з GPS і, маючи на борту карту місцевості, будує зворотний маршрут для повернення в безпечну зону. Для нівелювання похибки інерційної системи позиціонування, яка накопичується з часом, бортова система використовує джерело сигналу антени-глушилки, як точку для розрахунку свого поточного місцезнаходження, для чого у бортовій системі є дані з двох фазових антен-пеленгаторів, які визначають кутову позицію і відстань між антенами. При цьому кутову позицію та визначення точної відстані між БПЛА і антеною розраховують за визначеними формулами.

UA 142431 U

Корисна модель належить до авіаційної техніки, зокрема до способів визначення кутової орієнтації літального апарата, і може бути використана для інформаційного забезпечення систем навігації та керування польотом безпілотних літальних апаратів (БПЛА), а також у навігаційних системах для поліпшення точності результатів розрахунку координат об'єкта і для

5

забезпечення захисту БПЛА від спроб перехоплення керування. Найбільш близьким за функціональним призначенням та суттєвими ознаками є спосіб визначення сигналів кутової орієнтації літального апарата з використанням сигналів супутникової навігації та магнітометра (патент UA № 67704, МПК G01C 21/08 опубл. 12.03.2012, бюл. № 5), який полягає в тому, що вимірювання сигналів напруженості магнітного поля Землі здійснюють з використанням трьох магнітометрів, орієнтованих за трьома взаємно перпендикулярними осями зв'язаної з літальним апаратом системи координат, сигнал курсу ψ визначається за допомогою системи супутникової навігації, а тангажа θ і крену γ визначають за формулами:

10

$$\gamma = \arctg \gamma = \left(\frac{H_y \cos \psi \sin \theta + H_z \sin \psi}{H_z \cos \psi \sin \theta + H_y \sin \psi} \right),$$

15

де: H_x, H_y, H_z - значення напруженості магнітного поля Землі в зв'язаних осях X, Y, Z літального апарата; θ, γ - значення кутів тангажа і крену, відповідно.

20

Недоліком даного способу є його мала надійність із-за вразливості до перехоплення керування шляхом приглушення GPS систем позиціонування або підміни даних з GPS систем, що призводить до втрати керування БПЛА з його наступним захопленням або знищенням, помилки в визначенні поточних координат БПЛА через недоступність GPS позиціонування і неможливість повернення БПЛА в зону старту.

25

В основу запропонованої корисної моделі поставлена технічна задача підвищення надійності способу за рахунок підвищення достовірності оцінки місця розташування повітряного об'єкта, шляхом покращення навігації БПЛА, покращення його захисту від спроб перехоплення керування та забезпечення повернення БПЛА в зону старту в разі втрати зв'язку з системами GPS внаслідок їх приглушення або спроб підміни координат.

30

Поставлена задача вирішена наступним чином. У способі визначення сигналів кутової орієнтації літального апарата з використанням сигналів супутникової навігації та магнітометра та захистом від перехоплення керування, в якому вимірювання сигналів напруженості магнітного поля Землі здійснюють з використанням трьох магнітометрів, орієнтованих за трьома взаємно перпендикулярними осями зв'язаної з літальним апаратом системи координат, сигнал курсу ψ визначають за допомогою системи супутникової навігації, а тангажа θ і крену γ визначають за формулами:

$$\theta = \arccos \left(\frac{H_x}{\cos \psi} \right), \gamma = \arctg \gamma = \left(\frac{H_y \cos \psi \sin \theta + H_z \sin \psi}{H_z \cos \psi \sin \theta + H_y \sin \psi} \right), \quad \text{де: } H_x, H_y, H_z \text{ - значення напруженості магнітного поля Землі в зв'язаних осях } X, Y, Z \text{ літального апарата; } \theta, \gamma \text{ - значення кутів тангажа і крену відповідно, згідно з корисною моделлю, у момент глушіння сигналу бортова система БПЛА запам'ятовує останні координати з GPS і, маючи на борту карту місцевості, будує зворотний маршрут для повернення в безпечну зону, для нівелювання похибки інерційної системи позиціонування, яка накопичується з часом, бортова система використовує джерело сигналу антени-глушилки, як точку для розрахунку свого поточного місцезнаходження, для цього у бортової системи є дані з двох фазових антен-пеленгаторів, які визначають кутову позицію і відстань між антенами, причому кутів позиції розраховують за формулою:}$$

40

з корисною моделлю, у момент глушіння сигналу бортова система БПЛА запам'ятовує останні координати з GPS і, маючи на борту карту місцевості, будує зворотний маршрут для повернення в безпечну зону, для нівелювання похибки інерційної системи позиціонування, яка накопичується з часом, бортова система використовує джерело сигналу антени-глушилки, як точку для розрахунку свого поточного місцезнаходження, для цього у бортової системи є дані з двох фазових антен-пеленгаторів, які визначають кутову позицію і відстань між антенами, причому кутів позиції розраховують за формулою:

45

$$d_1 = \frac{D \sin \theta}{\sin \gamma}, d_2 = \frac{D \sin \theta}{\sin \gamma},$$

де d_1 - відстань від першої антени-пеленгатора БПЛА до антени-глушилки; d_2 - відстань від другої антени-пеленгатора БПЛА до антени-глушилки, а визначення точної відстані між БПЛА і антеною розраховують за формулами:

$$M = \frac{1}{2} \sqrt{2d_1^2 + 2d_2^2 - D^2}, \begin{cases} \int_{\tau_0}^t dt \int_{\tau_2}^{\tau_1} a_x(\tau') d\tau' \\ \int_{\tau_0}^t dt \int_{\tau_2}^{\tau_1} a_y(\tau') d\tau' \\ \int_{\tau_0}^t dt \int_{\tau_2}^{\tau_1} a_z(\tau') d\tau' \end{cases}$$

де a_x - переміщення по X, згідно з даними акселерометра; a_y - переміщення по Y, згідно з даними акселерометра; a_z - переміщення по Z, згідно з даними акселерометра;

$$\begin{cases} M_x = M \sin(\alpha) \\ M_y = M \sin(\beta) \end{cases}$$

5 де M_x - переміщення по X, згідно з даними обчислень контролера фазової антени; M_y - переміщення по Y, згідно з даними обчислень контролера фазової антени;

$$y_{offset} = \frac{M_y + y_{acs}}{2}$$

де x_{offset} - середньоарифметичне зміщення по X; y_{offset} - середньоарифметичне зміщення по Y.

10 Наведені креслення (фіг. 1, фіг. 2) пояснюють здійснення запропонованого способу.

Розглянемо більш докладніше здійснення способу. У момент глушіння сигналу бортова система БПЛА запам'ятовує останні координати з GPS і, маючи на борту карту місцевості, буде зворотний маршрут для повернення в безпечну зону. Для нівелювання похибки інерційної системи позиціонування, яка, як відомо, накопичується з часом, бортова система спирається на джерело сигналу антени-глушилки, використовуючи його як своєрідну точку для розрахунку свого поточного місцезнаходження. Для цього у бортовій системі є дані з двох фазових антен-пеленгаторів, які визначають кутову позицію і відстань між антенами. У разі, якщо буде використано кілька джерел глушіння сигналу, бортова система визначає максимальний кут відхилення попереднього кута пеленга від поточного. Тобто існує деяке вікно у вигляді двох векторів, рознесених від вектора пеленга на спеціальний кут Φ , і випадок виходу вектора пеленга за межі цього вікна система розглядає як позаштатну ситуацію. В даному випадку бортова система перестає враховувати вектор пеленга як прив'язку системи позиціонування і спирається тільки на інерційну систему позиціонування. Однак, навіть після цього БПЛА буде тримати приблизний курс на справжнє джерело сигналу і в момент повернення в зону роботи системи "свій-чужий" передає управління пульта управління і включає систему супутникової навігації. Далі оператор приймає рішення про подальші дії.

25 Знаючи відстані між двома фазовими антенами D (див. фіг. 1), кути, що вказують на джерело сигналу α і β , можна обчислити відстань від БПЛА до антени-глушилки. Для цього треба розрахувати трикутник з відомою стороною D і кутами α і β .

$$\gamma = 180(\alpha + \beta)$$

30

Згідно з теоремою синусів:

$$d_1 = D \frac{\sin \beta}{\sin \gamma}, \text{ де } d_1 - \text{відстань від першої антени-пеленгатора БПЛА до антени-глушилки;}$$

$$d_2 = D \frac{\sin \alpha}{\sin \gamma}, \text{ де } d_2 - \text{відстань від другої антени-пеленгатора БПЛА до антени-глушилки.}$$

Для визначення точної відстані між БПЛА і антеною знайдемо довжину

$$\begin{cases} \int_{\tau_0}^t dt \int_{\tau_2}^{\tau_1} a_x(\tau') d\tau' \\ \int_{\tau_0}^t dt \int_{\tau_2}^{\tau_1} a_y(\tau') d\tau' \\ \int_{\tau_0}^t dt \int_{\tau_2}^{\tau_1} a_z(\tau') d\tau' \end{cases}$$

де a_x - переміщення по X, згідно з даними акселерометра;
 a_y - переміщення по Y, згідно з даними акселерометра;

$$\begin{cases} M_x - \text{переміщення по } Z, \text{ згідно з даними акселерометра;} \\ M_y = M \sin(MM_x), \end{cases}$$

де M_x - переміщення по X, згідно з даними обчислень контролера фазової антени;
 M_y - переміщення по Y, згідно з даними обчислень контролера фазової антени.

5 Далі представимо середнє арифметичне зміщення в площині XY у вигляді формули:

$$\begin{cases} X_{\text{offset}} = \frac{M_x + X_{\text{acs}}}{2} \\ Y_{\text{offset}} = \frac{M_y + Y_{\text{acs}}}{2} \end{cases},$$

де X_{offset} - середньоарифметичне зміщення по X;
 Y_{offset} - середньоарифметичне зміщення по Y.

10 Далі, отримавши зміщення в площині XY, з'являється можливість використовувати ці дані в системі координат GPS, дані з якої були збережені з останнього безпечного моменту часу t_{save} .

Розглянемо похибку методу позиціонування інерціальної системи ϵ^{std} і похибку запропонованого методу ϵ^{prp} . Так як похибка пеленгації фазової антени залежить від напрямку вітру, то похибку пеленгації фазової антени будемо розглядати як функцію $\epsilon_a(\rho)$, де ρ - кут між вектором напрямку вітру A_w і вектором пеленга антени A_a :

15
$$\epsilon_{\text{prp}}(\rho) = \epsilon^{\text{std}} \sin(\rho).$$

Можна зробити висновок, що похибка пеленгації фазової антени досягає рівня похибки стандартного методу тільки в кутах $0,5\pi$, $1,5\pi$, $2,5\pi$ і т. д., тобто відповідно, коли вітер попутний чи зустрічний, а у всіх інших точках має більш низьке значення.

20 Таким чином, для підвищення захищеності управління БПЛА, в разі приглушення або спроб підміни координат GPS пропонується не використовувати системи супутникової навігації в процесі автономного польоту БПЛА для визначення сигналу курсу Ψ , а використовувати пеленгатор з фазовими антенами для пошуку кута і відстані від БПЛА до джерела сигналу глушіння, що дозволить значною мірою збільшити точність позиціонування в порівнянні з використанням стандартної інерційної системи позиціонування.

25 Таким чином, авторами запропонованої корисної моделі досягнуто підвищення надійності способу за рахунок підвищення достовірності оцінки місця розташування повітряного об'єкта, покращення навігації БПЛА, покращено його захист від спроб перехоплення керування та забезпечено повернення БПЛА в зону старту в разі втрати зв'язку з системами GPS в наслідок їх приглушення або спроб підміни координат.

30

ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

Спосіб визначення сигналів кутової орієнтації літального апарата з використанням сигналів супутникової навігації та магнітометра та захистом від перехоплення керування, у якому вимірювання сигналів напруженості магнітного поля Землі здійснюють з використанням трьох магнітометрів, орієнтованих за трьома взаємно перпендикулярними осями зв'язаної з літальним апаратом системи координат, сигнал курсу Ψ визначають за допомогою системи супутникової навігації, а тангаж θ і крену γ визначають за формулами:

$$\theta = \arccos\left(\frac{H_x}{\cos \Psi}\right), \gamma = \arctg \gamma = \left(\frac{H_y \cos \Psi \sin \theta + H_z \sin \theta}{H_z \cos \Psi \sin \theta + H_y \sin \Psi}\right),$$

40 де: H_x , H_y , H_z - значення напруженості магнітного поля Землі в зв'язаних осях X, Y, Z літального апарата; θ , γ - значення кутів тангажа і крену відповідно, який **відрізняється** тим, що у момент глушіння сигналу бортова система безпілотного літального апарата (БПЛА) запам'ятовує останні координати з GPS і, маючи на борту карту місцевості, будує зворотний маршрут для повернення в безпечну зону, для нівелювання похибки інерційної системи позиціонування, яка накопичується з часом, бортова система використовує джерело сигналу антени-глушилки, як точку для розрахунку свого поточного місцезнаходження, для цього у бортової системи є дані з двох фазових антен-пеленгаторів, які визначають кутову позицію і відстань між антенами, причому кутову позицію розраховують за формулами:

45

$$d_1 = D \frac{\sin \beta}{\sin \gamma}, \quad d_2 = D \frac{\sin \alpha}{\sin \gamma},$$

де d_1 - відстань від першої антени-пеленгатора БПЛА до антени-глушилки; d_2 - відстань від другої антени-пеленгатора БПЛА до антени-глушилки, а визначення точної відстані між БПЛА і антеною розраховують за формулами:

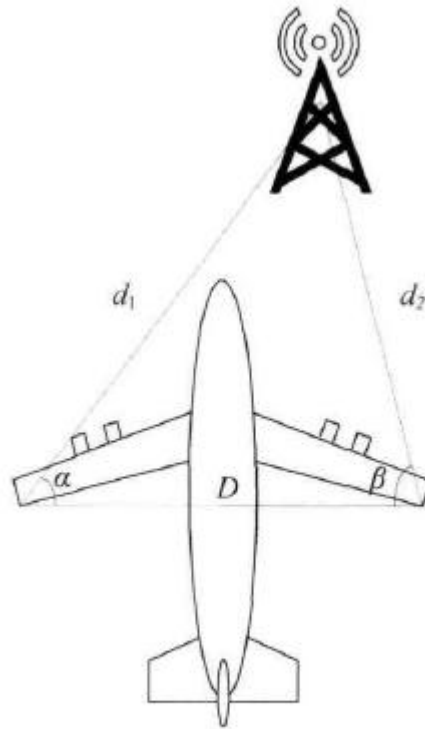
$$M = \frac{1}{2} \sqrt{2d_1^2 + 2d_2^2 - D^2}, \quad \begin{cases} \int_{\tau_0}^t dt \int_{\tau_2}^{\tau_1} a_x(\tau') d\tau' \\ \int_{\tau_0}^t dt \int_{\tau_2}^{\tau_1} a_y(\tau') d\tau' \\ \int_{\tau_0}^t dt \int_{\tau_2}^{\tau_1} a_z(\tau') d\tau' \end{cases} \quad \begin{matrix} \text{де } a_x - \text{переміщення по } X, \text{ згідно з даними} \\ \text{акселерометра; } a_y - \text{переміщення по } Y, \text{ згідно з} \\ \text{даними акселерометра; } a_z - \text{переміщення по } Z, \\ \text{згідно з даними акселерометра;} \\ \left. \begin{matrix} M_x = M \sin(MM_x) \\ M_y = M \sin(MM_x) \end{matrix} \right\} \end{matrix}$$

де M_x - переміщення по X , згідно з даними обчислень контролера фазової антени; M_y - переміщення по Y , згідно з даними обчислень контролера фазової антени;

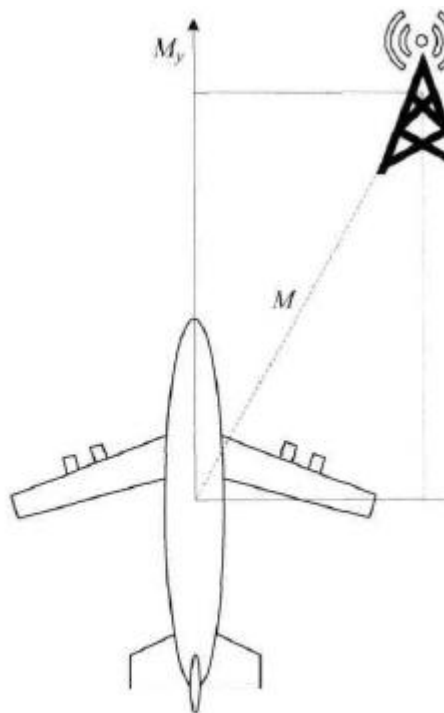
$$\begin{cases} x_{\text{offset}} = \frac{M_x + x_{\text{acs}}}{2} \\ y_{\text{offset}} = \frac{M_y + y_{\text{acs}}}{2} \end{cases},$$

де x_{offset} - середньоарифметичне зміщення по X ; y_{offset} - середньоарифметичне зміщення по Y .

15



Фіг. 1



Фіг. 2

Комп'ютерна верстка О. Гергіль

Міністерство розвитку економіки, торгівлі та сільського господарства України,
вул. М. Грушевського, 12/2, м. Київ, 01008, Україна

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