

УКРАЇНА



# ПАТЕНТ

НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

№ 79932

МАЛОГАБАРИТНА ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВА  
ІНТЕГРОВАНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА

Видано відповідно до Закону України "Про охорону прав на винаходи і корисні моделі".

Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на корисні моделі **13.05.2013**.

Голова Державної служби  
інтелектуальної власності України

 М.В. Ковнія





УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **79932** (13) **U**  
(51) МПК (2013.01)  
**G01C 23/00**

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІ  
УКРАЇНИ

**(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ**

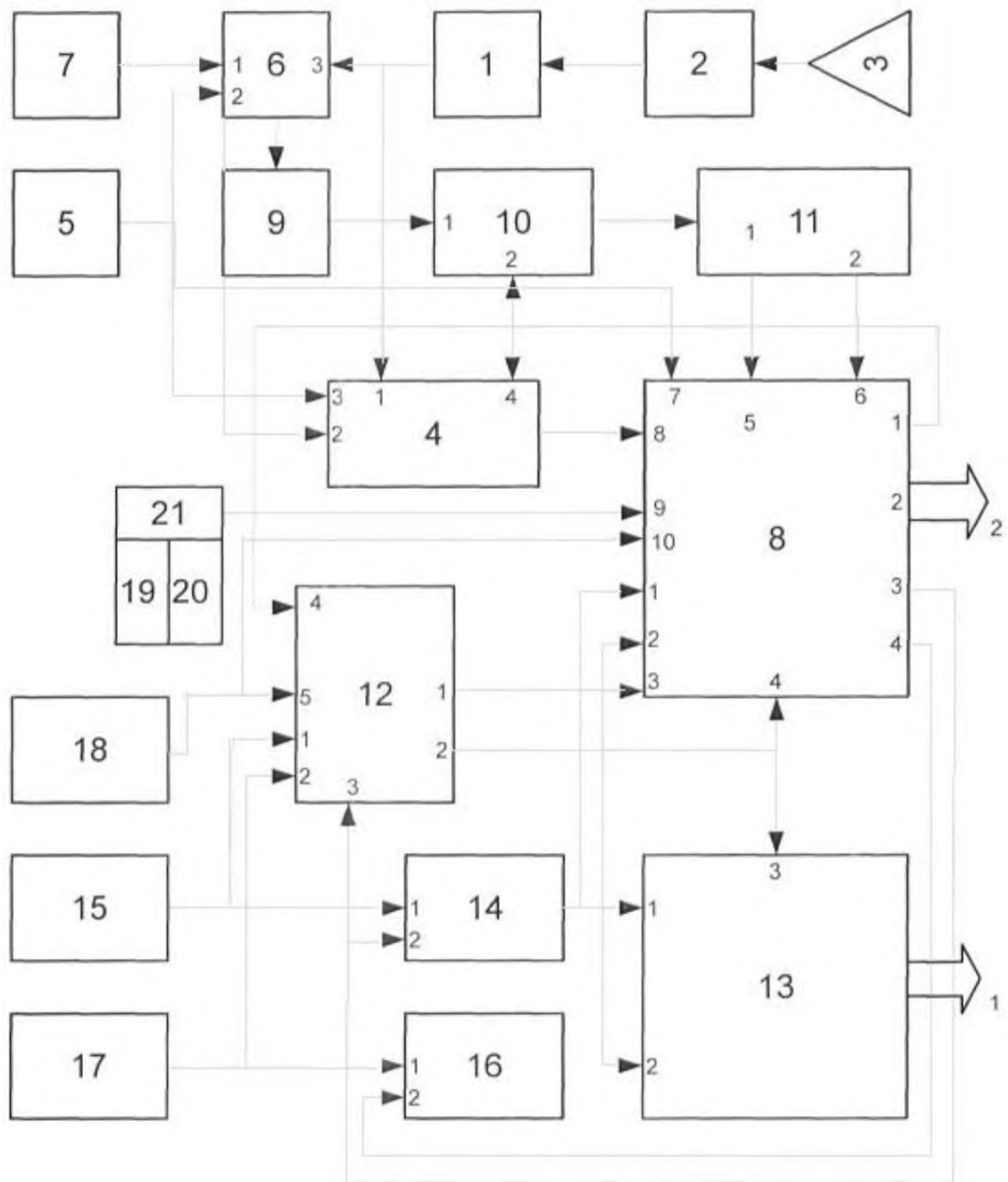
<p>(21) Номер заявки: <b>u 2012 11948</b></p> <p>(22) Дата подання заявки: <b>17.10.2012</b></p> <p>(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: <b>13.05.2013</b></p> <p>(46) Публікація відомостей про видачу патенту: <b>13.05.2013, Бюл.№ 9</b></p>	<p>(72) Винахідник(и): <b>Харченко Володимир Петрович (UA), Кондратюк Василь Михайлович (UA), Тунік Анатолій Азарійович (UA), Ільницька Світлана Іванівна (UA), Вальденмайєр Георгій Георгійович (UA), Вишнякова Євгенія Вікторівна (UA), Трикоз Валерій Павлович (UA), Куценко Олександр Вікторович (UA), Кондратюк Марина Василівна (UA), Васильєв Ігор Васильович (UA), Савченко Олексій Володимирович (UA)</b></p> <p>(73) Власник(и): <b>НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ, пр. Комарова, 1, м. Київ, 03680 (UA)</b></p>
---	---

**(54) МАЛОГАБАРИТНА ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВА ІНТЕГРОВАНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА**

**(57) Реферат:**

Малогабаритна інерціально-супутникова інтегрована навігаційна система з комбінованим використанням супутникових даних шляхом зміни дорогих високоточних інерціальних датчиків на більш дешеві, що базуються на MEMS технологій, а також введення додаткових блоків.

**U**  
**UA 79932**  
**U**



Фиг. 1

Винахід належить до навігаційної техніки і може бути використаний при проектуванні інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем для різноманітних транспортних засобів, в тому числі і безпілотних літальних апаратів (БИПЛ) різних класів.

Відома комплексна інерціально-супутникова навігаційна система [1], яка містить чотирьоканальний радіоприймач, з'єднаний через підсилювач з антеною, а виходами підключений до обчислювача місцеположення навігаційних супутників, що підключений іншими входами до блока початкової виставки альманах даних про орбіти супутників, а виходи цього обчислювача з'єднані із входами блока визначення радіовидимих супутників. Виходи цього блока підключені до входів блока визначення робочого сузір'я супутників, що з'єднаний виходами із входами блока обчислення місцеположення споживача. Крім цього, в систему входить вимірювач проекцій абсолютної кутової швидкості, що складається з 3-х ортогонально розміщених лазерних гіроскопів, вимірювач проекцій лінійного прискорення, що включає в себе 3 акселерометри, які встановлені на відповідних осях лазерних гіроскопів. Вказані вимірювачі через третій блок корекції підключені до обчислювача навігаційних параметрів, виходи якого зв'язані через третій блок корекції з виходами системи і виходами дисплею, при цьому частина виходів системи підключена до виходів блока визначення радіовидимих супутників, а частина виходів обчислювача навігаційних параметрів підключена до першої групи входів аналізатора достовірності інформації, друга група входів якого з'єднана з виходами блока обчислення місцеположення споживача. Виходи аналізатора через блок ключів зв'язані із входами навігаційного фільтра, перша група виходів якого з'єднана відповідно із входами двох блоків корекції, а друга група виходів підключена до входів третього блока корекції.

Недоліками відомої системи є те, що вона вирішує задачу навігації лише в умовах надійного радіоконтакту з навігаційними супутниками у кількості не менше чотирьох, і також потребує введення початкових даних широти, довготи та висоти місцеположення транспортного засобу та його орієнтації відносно меридіану - азимуту. Крім того, відома система не забезпечує формування вихідних сигналів, сформованих лише на основі інерціальної навігаційної системи. Розширений склад вихідних сигналів потрібний, наприклад, при використанні системи в пілотажно-навігаційному комплексі літальних апаратів різних класів, в тому числі і МБПЛА. При цьому вартість відомої системи є доволі високою за рахунок використання лазерних гіроскопів.

Найбільш близькою за технічною суттю до запропонованої системи є інерціально-супутникова навігаційна система з комбінованим використанням супутникових даних [2]. Відома система, що вибрана як прототип, містить багатоканальний радіоприймач, вхід якого через підсилювач з'єднаний з антеною, а виходи підключені до обчислювача місцеположення навігаційних супутників, блок початкової установки альманаху даних про супутники, що підключений виходами до входу обчислювача місцеположення супутників, таймер, підключений виходом до синхронізуючого входу обчислювача місцеположення супутників, виходи якого підключені до входів блока визначення радіовидимих супутників, виходи якого зв'язані в свою чергу підключені до входів блока вибору робочого сузір'я супутників, виходи якого з'єднані із входами блока обчислення місцеположення користувача, вимірювач проекцій абсолютної кутової швидкості та вимірювач проекцій вектора повного прискорення, що підключені відповідно через коректор кутової швидкості і коректор уявного прискорення до першого та другого входів обчислювача навігаційних параметрів, а також блок комплексування інформації та обчислювач початкових даних, перший вхід якого з'єднаний з відповідним входом блока корекції кутової швидкості та виходом вимірювача проекцій абсолютної кутової швидкості, а другий вхід обчислювача початкових даних з'єднаний відповідно з виходом вимірювача проекцій повного прискорення та із входом блока корекції уявного прискорення, при цьому третій вхід з'єднаний з другим входом коректора кутової швидкості і підключений до третього виходу блока комплексування інформації, а четвертим входом з'єднаний із п'ятим входом блока комплексування інформації та підключений до першого виходу блока обчислення місцеположення користувача, другий вихід якого пов'язаний з шостим входом блока комплексування інформації безпосередньо, при цьому другий вихід обчислювача початкових даних пов'язаний з третім входом обчислювача навігаційних параметрів і четвертим входом блока комплексування інформації, а перший вихід блока обчислювача початкових даних безпосередньо пов'язаний з третім входом блока комплексування інформації, перший та другий входи якого з'єднані з однойменними входами обчислювача навігаційних параметрів, вихід якого з'єднаний з однойменним виходом системи безпосередньо, і підключені відповідно до виходів коректора кутової швидкості і коректора повного прискорення, а сьомий вхід пов'язаний з виходом таймера, при цьому перший вихід блока комплексування інформації з'єднаний з другим входом блока вибору робочого сузір'я супутників, четвертий вихід підключений відповідно до другого входу коректора уявного прискорення, другий вихід з'єднаний з

однойменним виходом системи, а восьмий вхід блока комплексування інформації з'єднаний з виходом блока обробки супутникових даних, перший вхід якого з'єднаний з багатоканальним радіоприймачем і пов'язаний з блоком початкової установки альманаху даних про супутники другим входом, з'єднаний з таймером через третій вхід, при цьому четвертим входом підключений до першого виходу блока комплексування інформації, а вихід якого безпосередньо пов'язаний з восьмим входом блока комплексування інформації.

Відома система за рахунок комбінованого використання супутників та алгоритмічного резервування деяких функцій блока обробки супутникової інформації забезпечує навігаційними параметрами навіть за наявності сигналів від супутників, кількість яких менша за чотири. Проте недоліком даної системи є використання для коригування обчислених навігаційних параметрів в інерціальній навігаційній системі лише сигналів супутникової навігаційної системи, оскільки точність визначення координат місцезнаходження користувача у вертикальному каналі для супутникових навігаційних систем складає до 5 метрів, що для керування малих БПЛА (МБПЛА) на малих висотах є неприйнятним. Також дана система передбачає використання дорогого високотехнологічного обладнання - лазерних гіроскопів, що для недорогих та малогабаритних навігаційних систем МБПЛА є також неприйнятним.

В основу корисної моделі поставлене завдання удосконалення інерціально-супутникової системи з комбінованим використанням супутникових даних шляхом заміни дорогих високоточних інерціальних датчиків на більш «грубі» та дешеві, що базуються на MEMS-технології, а також введення додатково блока магнітометра та блока вимірювання висоти, що містить барометричний та ультразвуковий висотоміри.

Поставлена завдання по вдосконаленню системи, що взята за прототип, вирішується тим, що запропонована система включає (фіг. 1): багатоканальний радіоприймач 1, вхід якого через підсилювач 2 з'єднаний з антеною 3, а виходи підключені до обчислювача місцеположення навігаційних супутників 6, блок початкової установки альманаху даних про супутники 7, що підключений виходами до входу обчислювача місцеположення супутників 6, таймер 5, підключений виходом до синхронізуючого входу обчислювача місцеположення супутників 6, виходи якого підключені до входів блока визначення радіовидимих супутників 9, виходи якого в свою чергу підключені до входів блока вибору робочого сузір'я супутників 10, виходи якого з'єднані із входами блока обчислення місцеположення користувача 11, вимірювач проекцій абсолютної кутової швидкості 15 та вимірювач проекцій вектора повного прискорення 17, що підключені відповідно через коректор кутової швидкості 14 і коректор повного прискорення 16 до першого та другого входів обчислювача навігаційних параметрів 13, а також блок комплексування інформації 8 та обчислювач початкових даних 12, перший вхід якого з'єднаний з відповідним входом блока корекції кутової швидкості 14 та виходом вимірювача проекцій абсолютної кутової швидкості 15, а другий вхід обчислювача початкових даних з'єднаний відповідно з виходом вимірювача проекцій повного прискорення 17 та із входом блока корекції повного прискорення 16, при цьому третій вхід з'єднаний з другим входом коректора кутової швидкості 14 і підключений до третього виходу блока комплексування інформації 8, а четвертим входом з'єднаний із п'ятим входом блока комплексування інформації 8 та підключений до першого виходу блока обчислення місцеположення користувача 11, другий вихід якого пов'язаний з шостим входом блока комплексування інформації 8 безпосередньо, при цьому другий вихід обчислювача початкових даних 12 пов'язаний з третім входом обчислювача навігаційних параметрів 13 і четвертим входом блока комплексування інформації 8, а перший вихід блока обчислювача початкових даних 12 безпосередньо пов'язаний з третім входом блока комплексування інформації 8, перший та другий входи якого з'єднані з однойменними входами обчислювача навігаційних параметрів 13, вихід якого з'єднаний з однойменним виходом системи безпосередньо, і підключені відповідно до виходів коректора кутової швидкості 14 і коректора повного прискорення 16, а сьомий вхід пов'язаний з виходом таймера 5, при цьому перший вихід блока комплексування інформації 8 з'єднаний з другим входом блока вибору робочого сузір'я супутників 10, четвертий вихід підключений відповідно до другого входу коректора повного прискорення 16, другий вихід з'єднаний з однойменним виходом системи, а восьмий вхід блока комплексування інформації 8 з'єднаний з виходом блока обробки супутникових даних 4, перший вхід якого з'єднаний з багатоканальним радіоприймачем 1 і пов'язаний з блоком початкової установки альманаху даних про супутники 7 другим входом, з'єднаний з таймером 5 через третій вхід, при цьому четвертим входом підключений до першого виходу блока комплексування інформації 8, а вихід якого безпосередньо пов'язаний з восьмим входом блока комплексування інформації 8.

Згідно з корисною моделлю замінено дорогі лазерні гіроскопи та акселерометри в блоках 15 та 17 відповідно на відповідні більш «грубі» та дешеві інерціальні датчики, що базуються на

MEMS-технологіях, і виходи яких пов'язані із першим та другим входами обчислювача початкових даних 12 та однойменними входами блоків корекції кутової швидкості 14 та повного прискорення 16 відповідно, також введено додатково блок магнітометра 18, вихід якого пов'язаний безпосередньо з п'ятим входом обчислювача початкових даних 12 та десятим входом блока комплексування інформації 8, також введено додатково блок вимірювання висоти польоту 21, що містить барометричний 19 та ультразвуковий 20 висотоміри, і вихід якого пов'язаний безпосередньо з дев'ятим входом блока комплексування інформації 8.

На фіг. 1 приведена блок-схема запропонованої системи; на фіг. 2 - блок-схема алгоритму, реалізованого в блоці комплексування інформації, на фіг. 3 - блок-схема логіки роботи блока формування матриці вимірювань Н. Інші блоки запропонованої системи реалізують алгоритми прототипу.

У відповідності з фіг. 1 система містить багатоканальний радіоприймач 1, зв'язаний через підсилювач 2 з антеною 3, а виходами підключений до першого входу блока обробки супутникових даних 4, синхронізуючий третій вхід якого підключений до таймера 5, і до третього входу обчислювача місцеположення супутників 6, перший вхід якого з'єднаний з виходом блока початкової установки альманаху даних про супутники 7, зв'язаний безпосередньо також з другим входом блока обробки супутникових даних 4, четвертий вхід якого з'єднаний з першим виходом блока комплексування інформації 8, при цьому синхронізуючий другий вхід обчислювача 6 підключений до виходу таймера 5, а його вихід з'єднаний з входом блока визначення радіовидимих супутників 9, вихід якого підключений до першого входу блока вибору робочого сузір'я супутників 10. Перший вихід блока 8 з'єднаний з другим входом блока вибору робочого сузір'я супутників 10 та четвертим входом блока обробки супутникових даних 4. Вихід блока 10 з'єднаний з входом блока обчислення місцеположення користувача 11, підключеного першим виходом до четвертого входу обчислювача початкових даних 12 і до п'ятого входу блока комплексування інформації 8, а другим виходом підключений до шостого входу блока 8. Перший та другий входи блока комплексування інформації 8 з'єднані з однойменними входами обчислювача навігаційних параметрів 13, вихід якого зв'язаний з першим виходом системи, а перший вхід якого підключений до виходу коректора кутової швидкості 14, перший вхід якого з'єднаний з виходом вимірювача проекції абсолютної кутової швидкості 15 і першим входом обчислювача початкових даних 12. Другий вхід коректора 14 з'єднаний відповідно з третім входом обчислювача початкових даних 12 і підключений відповідно до третього виходу блока комплексування інформації 8. Другий вхід блока комплексування інформації 8 з'єднаний з однойменним входом обчислювача навігаційних параметрів 13 і підключений відповідно до виходу коректора лінійного прискорення 16, перший вхід якого з'єднаний з другим входом обчислювача початкових даних 12 і підключений до виходу вимірювача проекції вектора повного прискорення 17, а другий вхід коректора 16 підключений відповідно до четвертого виходу блока комплексування інформації 8. Восьмий вхід блока 8 з'єднаний з виходом блока обробки супутникових даних 4. Перший вихід обчислювача початкових даних 12 з'єднаний з третім входом блока комплексування інформації 8, а другий вихід підключений до третього входу обчислювача навігаційних параметрів 13 і до четвертого входу блока 8, сьомий вхід якого зв'язаний з виходом таймера 5, при цьому другий вихід безпосередньо з'єднаний з другим виходом системи. Вихід вимірювача висоти польоту 21, який складається з барометричного висотоміру 19 та ультразвукового дальноміра 20, з'єднаний з дев'ятим входом блока комплексування інформації 8, десятий вхід якого підключений до виходу магнітометричного блока 18 та п'ятого входу обчислювача 12 початкових даних.

Запропонована малогабаритна інерціально-супутникова інтегрована навігаційна система (MINS) працює наступним чином. Відповідно до прототипу вихідною інформацією для формування вихідних параметрів MINS є сигнали з трьох пов'язаних з корпусом БПЛА і встановлених ортогонально один відносно одного гіроскопічних датчиків, що входять до складу вимірювача проекцій абсолютної кутової швидкості 15, і сигнали з трьох аналогічно розташованих акселерометрів, що входять до складу вимірювача проекцій вектора повного прискорення 17, а також сигнали з трьох аналогічно розташованих магнітометрів, що входять до складу магнітометричного блока 18. Сигнали з гіроскопічних датчиків, пропорційні проекціям вектора абсолютної кутової швидкості  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  і сигнали з акселерометрів, пропорційні проекціям вектора повного прискорення  $a_x$ ,  $a_y$ ,  $a_z$ , надходять до обчислювача початкових даних 12 і через коректор кутової швидкості 14 і коректор повного прискорення 16 в блок комплексування інформації 8, а також в обчислювач навігаційних параметрів 13. В свою чергу

сигнали з магнітометрів, пропорційні проекціям вектора напруженості магнітного поля Землі  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$ , надходять в обчислювач початкових даних 12 і блок комплексування інформації 8.

В обчислювач початкових даних 12 надходять також сигнали, пропорційні широті  $\varphi_{uav}$  висоті  $h_{uav}$  і довготі  $\lambda_{uav}$  МБПЛА з блока обчислення місцеположення користувача приймача супутникової інформації 11, а також сигнали помилок вимірювань проекцій кутової швидкості  $\Delta\omega_x$ ,  $\Delta\omega_y$ ,  $\Delta\omega_z$ , з блока комплексування інформації 8 для їх запам'ятовування в енергонезалежній пам'яті блока. У блоці 12 здійснюється підготовка початкових даних для блока 8 та обчислювача навігаційних параметрів 13, у результаті чого формуються сигнали  $\varphi_0$ ,  $h_0$ ,  $\lambda_0$ , що пропорційні значенням широти, висоти і довготи місцеположення М БПЛА, і сигнали  $\psi_0$ ,  $\theta_0$ ,  $\gamma_0$ , відповідно пропорційні початковим значенням кутів курсу, тангажа і крену МБПЛА.

У блоках 14 та 16 відповідно здійснюється облік помилок вимірювань кутової швидкості обертання і помилок вимірювань повного прискорення.

В обчислювачі навігаційних параметрів 13 за сигналами, що надходять з коректорів кутової швидкості 14 і повного прискорення 16, з урахуванням початкових даних, що надійшли з обчислювача початкових даних 12, здійснюється оперативне обчислення навігаційних параметрів: кутів орієнтації МБПЛА щодо географічного меридіана  $\psi$  і площини місцевого горизонту  $\theta$ ,  $\gamma$ ; північної  $v_N$ , вертикальної  $v_h$  та східної  $v_E$  складових відносно швидкості поступального руху МБПЛА, а також його географічних координат  $\varphi$ ,  $h$ ,  $\lambda$ . Зазначені параметри у вигляді відповідних сигналів видаються у зовнішні системи.

Прийняті антеною 3 сигнали від навігаційних супутників через підсилювач 2 надходять до багатоканального радіоприймача 1, який після їх обробки видає інформацію про супутники в обчислювач місцеположення супутників 6. Обчислювач 6 за даними про орбіти супутників, що видаються блоком інформації 7 з радіоприймача 1, і за сигналом таймера 5 обчислює розташування супутників, із сукупності яких потім буде вибрана група, що забезпечить найкращу точність навігаційного рішення.

Такий вибір здійснюється в блоці вибору робочого сузір'я супутників 10, на входи якого, крім супутникової інформації з блока 9, надходять з блока 8 сигнали  $\varphi$ ,  $h$ ,  $\lambda$ , що пропорційні географічним координатам МБПЛА, отриманих на основі інерціальних даних і відповідних їхній апіорній оцінці в розширеному фільтрі Калмана [3] на момент приходу супутникових сигналів. З урахуванням цих сигналів в блоці 10 здійснюється раціональний вибір робочого сузір'я супутників при кількості радіювидимих супутників, більше чотирьох, що підвищує достовірність і точність наступних навігаційних рішень. Далі інформація про супутники, що включені до робочого сузір'я, надходить до блока обчислення місцеположення користувача 11, в якому формуються сигнали, пропорційні координатам БПЛА  $\varphi_{uav}$ ,  $h_{uav}$ ,  $\lambda_{uav}$  та його швидкості  $v_N$ ,  $v_h$ ,  $v_E$ . Всі зазначені сигнали надходять в блок 8 для корекції навігаційних параметрів. Крім того, сигнали  $\varphi_{uav}$ ,  $h_{uav}$ ,  $\lambda_{uav}$  надходять в обчислювач початкових даних 12 для початкової виставки БПЛА при ввімкненні системи.

При кількості радіювидимих супутників менше чотирьох сигнали  $\varphi_{uav}$ ,  $h_{uav}$ ,  $\lambda_{uav}$  та  $v_N$ ,  $v_h$ ,  $v_E$  в блоці 11 не формуються. В цьому випадку для корекції вектора стану в блоці 8 в МІСІНС використовуються вихідні сигнали блока обробки супутникових даних 4, які включають в себе координати X, Y, Z і проекції швидкості  $v_x$ ,  $v_y$ ,  $v_z$  радіювидимих супутників відповідно до [2].

На вхід блока 4 з багатоканального радіоприймача 1, таймера 5 та блока 7 надходять відповідні дані, а з блока комплексування інформації 8 - сигнали про поточні значення широти  $\varphi$  висоти  $h$  і довготи  $\lambda$  МБПЛА.

На основі прийнятих сигналів в блоці 4 реалізується алгоритм обчислення координат і швидкості радіювидимих супутників, а також алгоритм обчислення псевдодальності і радіальної швидкості БПЛА відносно навігаційних супутників, що беруть участь у вимірюваннях, відповідно до [2, 4].

Комплексування інерціальної і супутникової інформації здійснюється в блоці комплексування інформації 8, на вхід якого надходять сигнал скоригованої кутової швидкості обертання з коректора кутової швидкості 14, скоригованого повного прискорення з коректора повного прискорення 16, а також сигнал з блока обчислення місцеположення споживача 11 про

координати та швидкості МБПЛА або з блока 4 про координати і швидкості супутників, псевдодальності і радіальної швидкості, сигнал секундної мітки від таймера 5 для синхронізації інерціальної і супутникової інформації, а також сигнал з магнітометричного блока 18 про проекції вектора напруженості магнітного поля Землі  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$ , та сигнал з обчислювача висоти польоту 21 про поточну висоту  $H$ . Після ввімкнення системи в блок комплексування інформації 8 одноразово надходять також сигнали з обчислювача початкових даних 12 про місцезнаходження МБПЛА  $\varphi_0$ ,  $h_0$ ,  $\lambda_0$ , та його орієнтацію  $\psi_0$ ,  $\theta_0$ ,  $\gamma_0$ , і помилки гіроскопічних датчиків  $\Delta\omega_x$ ,  $\Delta\omega_y$ ,  $\Delta\omega_z$ .

Використовуючи обчислені початкові дані про місцеположення та орієнтацію МБПЛА та виміряні проекції кутової швидкості обертання та повного прискорення, що надходять з блоків 14 та 16 відповідно, на основі алгоритму автономної навігації відбувається обчислення поточних координат місцеположення, швидкості руху та орієнтації МБПЛА, а також обчислення апріорної оцінки вектора стану відповідно до [1, 5]. Далі на основі алгоритму розширеного фільтра Калмана, блок-схема якого наведена на фіг. 2, відбувається корекція обчислених поточних координат місцеположення, швидкості руху та орієнтації МБПЛА, використовуючи отримані координати МБПЛА  $\varphi_{uav}$ ,  $h_{uav}$ ,  $\lambda_{uav}$  та його швидкості  $v_N$ ,  $v_h$ ,  $v_E$  з блока обчислення місцеположення користувача 11, виміряну висоту польоту  $H$  з вимірювача висоти польоту 21, інформацією про яку є сигнал з барометричного висотоміру 19 або ультразвукового висотоміру 20 в залежності від висотного режиму польоту: на висоті польоту до 10 м використовується сигнал з ультразвукового висотоміру 20, а на висоті польоту більше 10 м - сигнал з барометричного висотоміру, та нормовані проекції вектора напруженості магнітного поля Землі  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$ , виміряні магнітометричним блоком 18. На основі перевірки готовності даних від глобальної навігаційної супутникової системи, магнітометрів та висотоміру, що надходять з блока обчислення місцеположення користувача 11, магнітометричного блока 18 та обчислювача висоти польоту 21 відповідно, блок формування матриці вимірювань  $H$  здійснює оптимальний підбір даних, що будуть формувати остаточне навігаційне рішення.

Логіка роботи блока формування матриці вимірювань  $H$  представлена на фіг. 3. За умови готовності даних від ГНСС, магнітометра та висотоміра матриці вимірювань  $H$  приймає значення  $H_1$ , яке відповідає повному набору даних від всіх вимірювачів, матриця  $H_2$  відповідає використанню даних з ГНСС та висотоміра, матриця  $H_3$  - даним лише з ГНСС,  $H_4$  - з ГНСС та магнітометра,  $H_5$  - з магнітометра та висотоміра,  $H_6$  - лише з магнітометра,  $H_7$  - лише з висотоміра. Після формування одного із семи варіантів матриці вимірювань  $H$  система іде на вихід 1, в разі ж відсутності даних від ГНСС, магнітометра і висотоміра система іде на вихід 2.

На фіг. 2 вихід 1 блока формування матриці вимірювань  $H$  позначає напрям на обчислення коефіцієнтів підсилення фільтра Калмана  $K = P(n) \cdot H^T \cdot [H \cdot P(n) \cdot H^T + R]^{-1}$  та обрахунок апостеріорної коваріаційної матриці похибок  $P(n) = (E - K \cdot H) \cdot P(n)$ , а вихід 2 - напрям на обчислення відповідно до алгоритму автономної навігації апріорної оцінки вектора стану з врахуванням інерціальних даних.

Вихідні сигнали блока 8, що формуються відповідно до алгоритму розширеного фільтра Калмана, представленого на фіг. 2, включають в себе скориговані значення місцеположення БПЛА  $\varphi_{uav}$ ,  $h_{uav}$ ,  $\lambda_{uav}$ , його швидкості  $v_N$ ,  $v_h$ ,  $v_E$ , та орієнтації  $\psi$ ,  $\theta$ ,  $\gamma$ , що видаються в зовнішні системи, а також сигнали, пропорційні помилкам вимірювань гіроскопічних датчиків  $\Delta\omega_x$ ,  $\Delta\omega_y$ ,  $\Delta\omega_z$ , що надходять в коректор 14 для корекції поточних вимірювань кутової швидкості і в обчислювач 12 для збереження в енергонезалежній пам'яті, і помилок вимірювань акселерометрів  $\Delta a_x$ ,  $\Delta a_y$ ,  $\Delta a_z$ , що надходять в коректор 16 для корекції поточних вимірювань повного прискорення. Крім того, на виході блока комплексування інформації 8 формуються спрогнозовані за інерціальними даними сигнали  $\varphi$ ,  $h$ ,  $\lambda$ , які надходять в блок 10 для оптимізації вибору робочого сузір'я супутників і в блок 4 для обчислення іоносферної і тропосферних поправок.

Використані джерела

1. Патент РФ № 2087867, М. кл. G01C23/00, G01S5/14, 20.08.1997;
2. Патент РФ № 2334199, М. кл. G01C23/00, G01S5/14, 20.09.2008;
3. Grewal M. S., Weill L. R., Andrews A. P. Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration. - 2nd ed. - A John Wiley & Sons, Inc., Publication, 2007. - 525 p.
4. Соловьев Ю. А. Системы спутниковой навигации. - М.: Зко-Тренд. 2000. - 267 с;

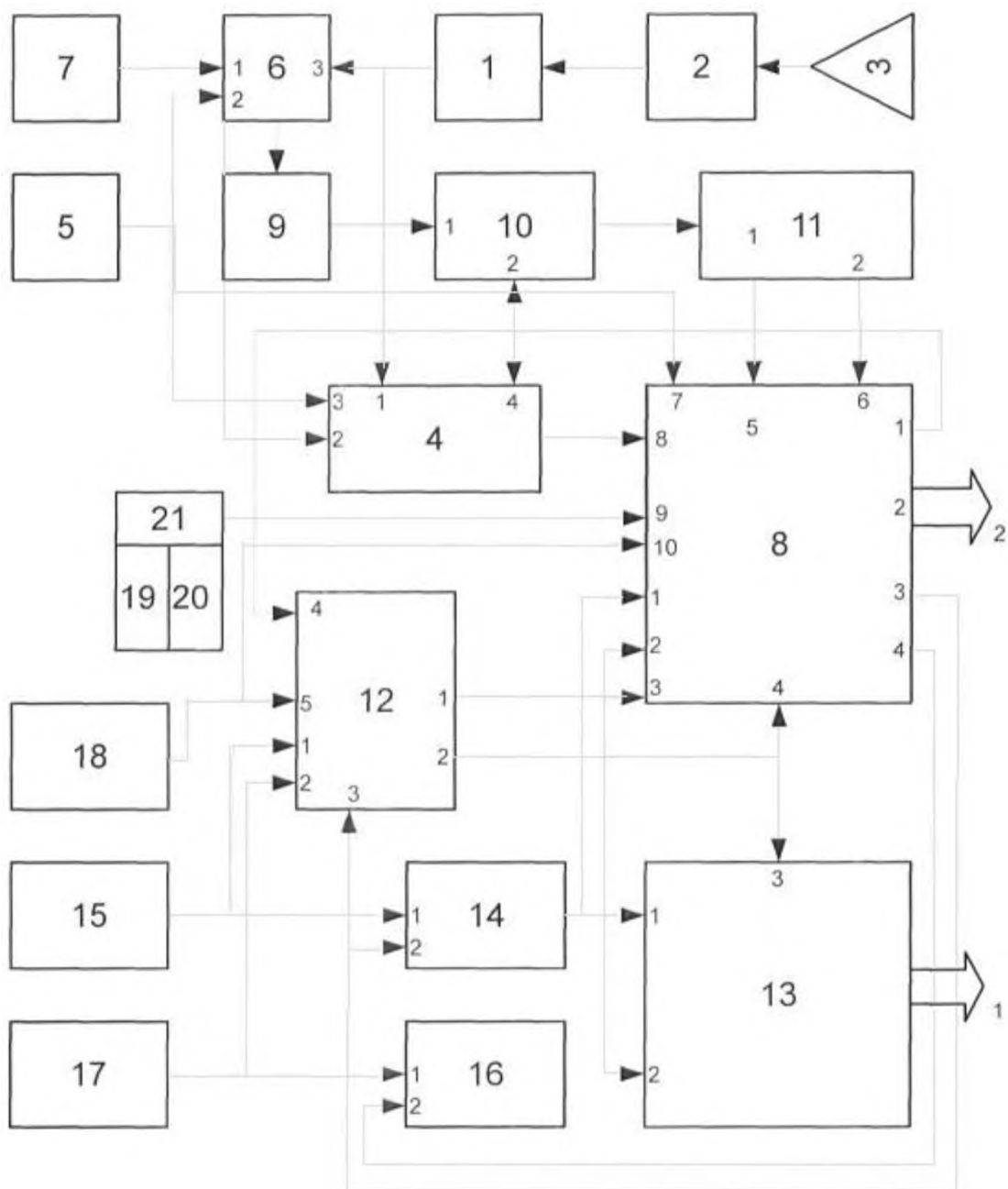


5. Titterton, D. H. & Weston, J. L. Strapdown Inertial Navigation Technology, Peter Peregrinus Press, London, 2004. - 549 p.

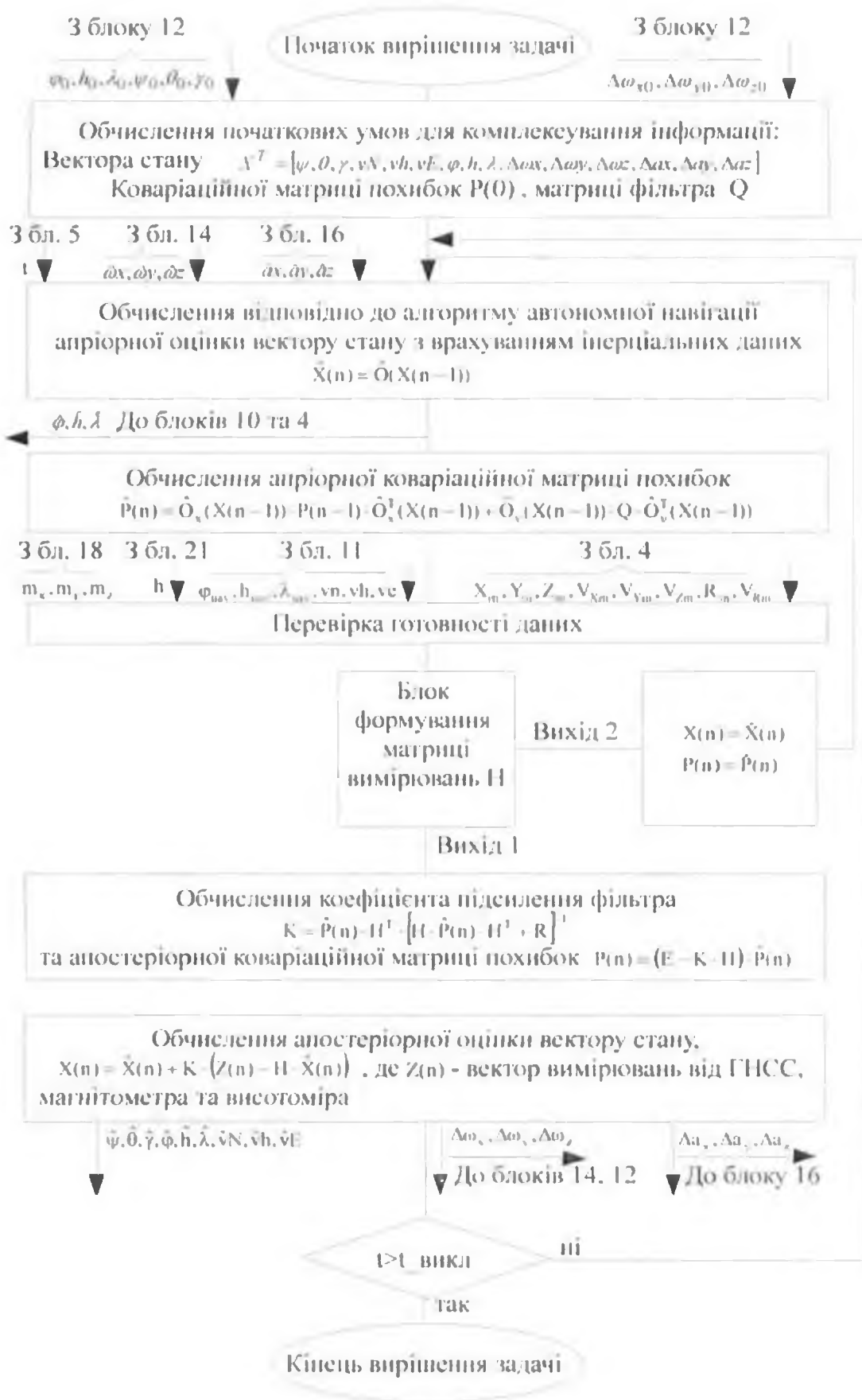
#### ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

5

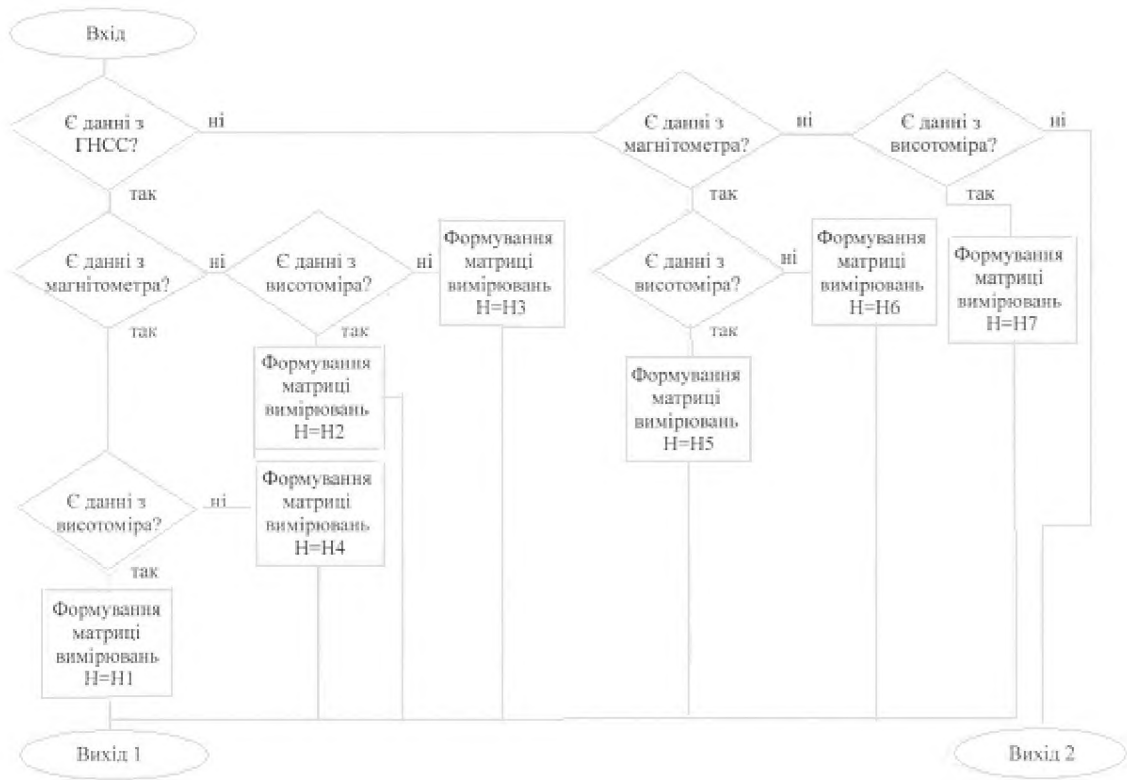
Малогабаритна інерціально-супутникова інтегрована навігаційна система, що містить багатоканальний радіоприймач, вхід якого через підсилювач з'єднаний з антеною, а виходи підключені до обчислювача місцеположення навігаційних супутників, блок початкової установки альманаху даних про супутники, що підключений виходами до входу обчислювача місцеположення супутників, таймер, підключений виходом до синхронізуючого входу обчислювача місцеположення супутників, виходи якого підключені до входів блока визначення радіовидимих супутників, виходи якого в свою чергу підключені до входів блока вибору робочого сузір'я супутників, виходи якого з'єднані із входами блока обчислення місцеположення користувача, вимірювач проекцій абсолютної кутової швидкості та вимірювач проекцій вектора повного прискорення, що підключені відповідно через коректор кутової швидкості і коректор повного прискорення до першого та другого входів обчислювача навігаційних параметрів, а також блок комплексування інформації та обчислювач початкових даних, перший вхід якого з'єднаний з відповідним входом блока корекції кутової швидкості та виходом вимірювача проекцій абсолютної кутової швидкості, а другий вхід обчислювача початкових даних з'єднаний відповідно з виходом вимірювача проекцій повного прискорення та із входом блока корекції повного прискорення, при цьому третій вхід з'єднаний з другим входом коректора кутової швидкості і підключений до третього виходу блока комплексування інформації, а четвертий вхід з'єднаний із п'ятим входом блока комплексування інформації та підключений до першого виходу блока обчислення місцеположення користувача, другий вихід якого пов'язаний з шостим входом блока комплексування інформації безпосередньо, при цьому другий вихід обчислювача початкових даних пов'язаний а третім входом обчислювача навігаційних параметрів і четвертим входом блока комплексування інформації, а перший вихід блока обчислювача початкових даних безпосередньо пов'язаний з третім входом блока комплексування інформації, перший та другий входи якого з'єднані з однойменними входами обчислювача навігаційних параметрів, вихід якого з'єднаний з однойменним виходом системи безпосередньо, і підключені відповідно до виходів коректора кутової швидкості і коректора повного прискорення, а сьомий вхід пов'язаний з виходом таймера, при цьому перший вихід блока комплексування інформації з'єднаний з другим входом блока вибору робочого сузір'я супутників, четвертий вихід підключений відповідно до другого входу коректора повного прискорення, другий вихід з'єднаний з однойменним виходом системи, а восьмий вхід блока комплексування інформації з'єднаний з виходом блока обробки супутникових даних, перший вхід якого з'єднаний з багатоканальним радіоприймачем і пов'язаний з блоком початкової установки альманаху даних про супутники другим входом, з'єднаний з таймером через третій вхід, при цьому четвертим входом підключений до першого виходу блока комплексування інформації, а вихід якого безпосередньо пов'язаний з восьмим входом блока комплексування інформації, яка **відрізняється** тим, що в ній замінено дорогі лазерні гіроскопи та акселерометри на відповідні більш "грубі" та дешеві інерціальні датчики, що базуються на MEMS-технологіях, і виходи яких пов'язані із першим та другим входами обчислювача початкових даних та однойменними входами блоків корекції кутової швидкості та повного прискорення відповідно, а також додатково введено блок магнітометра, вихід якого пов'язаний безпосередньо з п'ятим входом обчислювача початкових даних та десятим входом блока комплексування інформації, і додатково введено блок вимірювання висоти польоту, що містить барометричний та ультразвуковий висотоміри, і вихід якого пов'язаний безпосередньо з дев'ятим входом блока комплексування інформації.



Фиг. 1



Фіг. 2



Фіг. 3

---

Комп'ютерна верстка Д. Шеверун

---

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