



УКРАЇНА

(19) UA (11) 92574 (13) C2
(51) МПК (2009)
B64C 13/00МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(54) ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ НЕХАЄНКО І СПОСІБ КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

1

(21) а200913358

(22) 22.12.2009

(24) 10.11.2010

(46) 10.11.2010, Бюл.№ 21, 2010 р.

(72) НЕХАЄНКО ВІКТОР МИКОЛАЙОВИЧ

(73) НЕХАЄНКО ВІКТОР МИКОЛАЙОВИЧ

(56) GB, 2189752 A, 04.11.1987

UA, 24503 C2, 15.09.2000

BG, 63912 B1, 30.06.2003

FR, 2687616 A1, 27.08.1993

GB, 2239642 A, 10.07.1991

RU, 2176971 C1, 20.12.2001

UA, 2000116363 A, 15.05.2002

US, 3135483 A, 02.06.1964

US, 3140842 A, 14.07.1964

(57) 1. Літальний апарат, що включає каркас, силову установку, гнучке крило, несуча частина якого складається з кільової, бічних і поперечних балок, проводку керування, що забезпечує кінематичний зв'язок системи керування у вигляді штурвальної колонки з елементами керування літального апарата, який **відрізняється** тим, що проводка керування виконана з утворенням двох ланцюгів керування, передатні елементи яких складаються із двох гнучких елементів, наприклад, у вигляді тросової проводки керування і жорстких тяг керування, при цьому жорсткі тяги керування з'єднані між собою шарнірами і зв'язують шарнірно-закріплену штурвальну колонку з кільовою балкою гнучкого крила з можливістю зміни кута атаки крила, а гнучкі елементи одним кінцем діаметрально приєднані до бічної поверхні тіла обертавання штурвала, вісь якого закріплена до штурвальної колонки, а іншим кінцем кожний гнучкий елемент приєднаний до відповідної поперечної балки гнучкого крила, взаємодіючої з бічною балкою, виконаною з можливістю зміни співвідношення площ напівкрил щодо поздовжньої осі літального апарата.

2. Спосіб керування літальним апаратом, що включає процес керування польотом у повітрі літального апарата, оснащеного системою керуван-

2

ня у вигляді штурвальної колонки зі штурвалом і гнучким крилом з кільовою балкою і зв'язаними між собою бічними і поперечними балками, впливу системою керування на проводку керування і додання прямолінійного напрямку літальному апарату за рахунок симетричного розташування горизонтальних поверхонь напівкрил літального апарата щодо його поздовжньої осі і додання заданого напрямку руху за рахунок примусової асиметрії горизонтальних поверхонь напівкрил літального апарата щодо його поздовжньої осі в проекції на вертикальну і горизонтальну площини, який **відрізняється** тим, що систему керування виконують у вигляді кінематично зв'язаних між собою проводок керування, одну із яких виконують у вигляді двох гнучких передатних елементів, а іншу - у вигляді жорсткого передатного елемента із шарнірними зчленуваннями, при цьому жорсткий передатний елемент одним кінцем з'єднують із системою керування-штурвальною колонкою, а інший кінець - з кільовою балкою, за допомогою якої для додання потрібного напрямку польоту по тангажу змінюють кут атаки гнучкого крила, при цьому кінці гнучких передатних елементів з однієї сторони між собою з'єднують діаметрально на шкві штурвала, що розташовують на штурвальній колонці, а кожний інший кінець кожного гнучкого передатного елемента з'єднують із відповідною поперечною балкою гнучкого крила, при цьому зміною довжини гнучких передатних елементів впливають на системи: поперечні балки - бічні балки, за допомогою яких змінюють співвідношення площ напівкрил щодо поздовжньої осі літального апарата, при цьому одночасно збільшують кут атаки крила за рахунок впливу на кільову балку жорстким передатним елементом, у результаті чого заданий напрямок польоту в горизонтальній площині забезпечують у бік меншої площі напівкрила, причому керуючий вплив на твердий передатний елемент сполучають із одночасним керуючим впливом на гнучкі передатні елементи.

Заявляється взаємозалежна група винаходів, що відноситься до легкомоторної авіації. Заявлені технічні рішення можуть бути використані для ви-

робництва і експлуатації літальних апаратів, призначених як для професійного, так і для аматорського використання як транспортний засіб, призна-

(13) C2
(11) 92574
(19) UA

чений для переміщення малогабаритних вантажів або обмеженої кількості пасажирів.

Відомий літальний апарат, що включає гнучке крило, яке складається з мотовізка, кільової і бічної балок, рухомої поперечної балки, щогли, несучих ростяжек, обшивки, проводки керування креном і тангажем, кінематичне зв'язаних одним кінцем з ручкою керування апаратом [Заявка Великобританії № 2189752, МПК 4, В 64 С 17/00, публ. РІ «Винаходи країн миру», випуск 48, 1989].

Недоліком відомого пристрою є те, що заданий напрямок польоту забезпечується балансуванням керування за рахунок зсуву центра мас. Конструкція відомого літального апарата визначає можливість виникнення небезпечних для пілота режимів польоту, у результаті яких утруднений вихід на нормальні експлуатаційні режими пілотування.

У відомому технічному рішенні зсув мотовізка щодо кільової балки літального апарата спричиняє обмеження діапазону його льотно-технічних характеристик. Використання у якості проводки по крену несучих ростяжек бічних балок, кінематичне пов'язаних з ручкою керування апаратом, є ненадійним технічним рішенням для пілотування в режимі турбулентної атмосфери або зриву.

Найбільш близьким технічним рішенням, обраним як прототип, є літальний апарат, що включає каркас, силову установку, гнучке крило, несуча частина якого складається з кільової, бічних і поперечних балок, проводку керування, що забезпечує кінематичний зв'язок системи керування у вигляді штурвальної колонки з елементами керування літального апарата [Патент України № 24503 А, опубл. 30.10.1998 р., Бюл. № 5].

Недоліком відомого пристрою є наявність хвостової частини фюзеляжу, що збільшує габаритні розміри. Це накладає свої особливості в процесі експлуатації, особливо для палубної авіації (ангари для зберігання, відповідні технічні засоби для наземного транспортування, додаткові витрати при експлуатації). Крім того, це збільшує матеріаломісткість і вагу конструкції, а також трудовитрати при виготовленні.

Відомий спосіб керування літальним апаратом, що включає політ у повітрі літального апарата, що має систему керування і гнучке крило, вплив ручкою керування на проводку керування креном і тангажем [Заявка Великобританії N 2189752, МПК 4, В 64 С 17/00, публ. РІ "Винаходи країн миру", випуск 48, 1989].

Недоліком відомого способу є те, що керування літальним апаратом здійснюється шляхом зсуву центра мас. Це не виключає вихід літальних апаратів на небезпечні режими, особливо при значній рухливості повітряних мас або недостатньої кваліфікації пілота. Спосіб обмежує льотно-технічні характеристики літального апарата і робить ненадійним систему його керування при пілотуванні у режимі турбулентної атмосфери або зриву.

Найбільш близьким технічним рішенням, обраним як прототип, є спосіб керування літальним апаратом, що включає політ у повітрі літального апарата, постаченого системою керування у ви-

гляді штурвальної колонки і штурвала, гнучким крилом з кільовою балкою і зв'язаними між собою бічними і поперечними балками, впливом системою керування на проводку керування і додання прямолінійного напрямку літальному апарату за рахунок симетричного розташування горизонтальних поверхонь напівкрил літального апарата щодо його поздовжньої осі і додання заданого напрямку руху за рахунок примусової асиметрії горизонтальних поверхонь напівкрил літального апарата щодо його поздовжньої осі в проекції на вертикальну і горизонтальну площини [Патент України № 24503 А, опубл. 30.10.1998р., Бюл.№ 5].

Недоліком відомого способу є наявність хвостової балки фюзеляжу і хвостового оперення, що призводить до більших габаритних розмірів у порівнянні із заявленою конструкцією, збільшення трудомісткості виготовлення і експлуатації, збільшення матеріаломісткості.

Завданням першого технічного рішення із групи винаходів є вдосконалення конструкції літального апарата за рахунок виконання проводки керування із двох ланцюгів керування, передатні елементи яких складаються із гнучких і жорстких елементів:

- тверді елементи з'єднані між собою шарнірами і зв'язують шарнірно-закріплену штурвальну колонку з кільовою балкою гнучкого крила, з можливістю зміни кута атаки крила;

- гнучкі елементи одним кінцем діаметрально з'єднані до бічної поверхні тіла обертання штурвала, вісь якого закріплена до штурвальної колонки, а іншим кінцем кожний гнучкий елемент приєднаний до відповідної поперечної балки гнучкого крила, яка взаємодіє з бічною балкою, виконаною з можливістю зміни співвідношення площ напівкрил щодо поздовжньої осі літального апарата.

Технічний результат при реалізації першого з винаходів полягає в компактності конструкції, що забезпечує надійність роботи всіх конструктивних елементів системи керування, функціонування яких дозволяє пілотувати літальним апаратом при різних режимах польоту. Конструкція літального апарата забезпечує можливість пілотування без хвостової частини, що робить літальний апарат високومانевреним і зі значною аеродинамічною якістю.

Завданням другого технічного рішення із групи винаходів є вдосконалення способу керування літальним апаратом постаченого гнучким крилом за рахунок виконання системи керування у вигляді кінематичне зв'язаних між собою проводок керування із гнучких і жорстких передатних елементів, які з'єднують із системою керування:

- для заданого напрямку польоту по тангажу змінюють кут атаки гнучкого крила;

- для заданого напрямку польоту в горизонтальній площині змінюють площі гнучких напівкрил.

Технічний результат при реалізації другого з винаходів полягає у високій маневреності літального апарата, стабільності літних характеристик при експлуатаційних і екстремальних режимах експлуатації, зниженні фізичного навантаження на пілота протягом тривалого польоту.

Поставлене завдання в першому винаході ви-

рішується за рахунок того, що літальний апарат включає каркас, силову установку, гнучке крило, несуча частина якого складається з кільової, бічних і поперечних балок, проводку керування, що забезпечує кінематичний зв'язок системи керування у вигляді штурвальної колонки з елементами керування літального апарата.

Відповідно до першого винаходу, проводка керування виконана з утворенням двох ланцюгів керування, передатні елементи яких складаються із двох гнучких елементів, наприклад, у вигляді тросової проводки керування і жорстких тяг керування, при цьому жорсткі тяги

керування з'єднані між собою шарнірами і зв'язують шарнірно-закріплену і штурвальну колонку з кільовою балкою гнучкого крила з можливістю зміни кута атаки крила, а гнучкі елементи одним кінцем діаметрально приєднані до бічної поверхні тіла обертання штурвала, вісь якого закріплена до штурвальної колонки, а іншим кінцем кожний гнучкий елемент приєднаний до відповідної поперечної балки гнучкого крила взаємодіючого з бічною балкою, виконаною з можливістю зміни співвідношення площ напівкрил щодо поздовжньої осі літального апарата.

Поставлене завдання в другому винаході вирішується за рахунок того, що спосіб керування літальним апаратом включає політ у повітрі літального апарата, постаченого системою керування у вигляді штурвальної колонки і штурвала, гнучким крилом з кільовою балкою і пов'язаними між собою бічними і поперечними балками, впливом системою керування на проводку керування і додання прямолінійного напрямку літальному апарату за рахунок симетричного розташування горизонтальних поверхонь напівкрил літального апарата щодо його поздовжньої осі і додання заданого напрямку руху за рахунок примусової асиметрії горизонтальних поверхонь напівкрил літального апарата щодо його поздовжньої осі в проекції на вертикальну і горизонтальну площини.

Відповідно до другого винаходу, систему керування виконують у вигляді кінематичне зв'язаних між собою проводок керування, одну з яких виконують у вигляді двох гнучких передатних елементів, а іншу - у вигляді жорсткого передатного елемента із шарнірними зчленуваннями, при цьому жорсткий передатний елемент одним кінцем з'єднують із системою керування - штурвальною колонкою, а інший кінець - з кільовою балкою, за допомогою якої для додання потрібного напрямку польоту по тангажу змінюють кут атаки гнучкого крила, при цьому кінці гнучких передатних елементів з однієї сторони між собою з'єднують - діаметрально на шкві штурвала, що розташовують на штурвальній колонці, а кожний інший кінець кожного гнучкого передатного елемента з'єднують із відповідною поперечною балкою гнучкого крила, при цьому зміною довжини гнучких передатних елементів впливають на системи: поперечні балки - бічні балки, за допомогою яких змінюють співвідношення площ напівкрил щодо поздовжньої осі літального апарата, при цьому одночасно збільшують кут атаки крила за рахунок впливу на кільову балку жорстким передатним елементом, у ре-

зультаті чого заданий напрямок польоту в горизонтальній площині забезпечують убік меншої площі напівкрила, причому керуючий вплив на жорсткий передатний елемент сполучають із одночасним керуючим впливом на гнучкі передатні елементи.

Заявлені винаходи ілюструються схемами, де на Фіг.1 показана загальна схема літального апарата; на Фіг.2 - фронтальна проекція кінематичної схеми літального апарата; на Фіг.3 - вид А - на штурвальну колонку літального апарата з напрямними роликками і гнучкі елементи тросової проводки керування; на Фіг.4 - вид В - зверху на систему тросової проводки, що впливає на поперечну балку гнучкого крила; на Фіг.5- крило.

Літальний апарат включає несучий каркас 1, до якого закріплюють кабінку пілота і силову установку (на схемах не показано). У верхній частині несучого каркаса 1 до кільової балки 2 закріплюють гнучке крило 3, несучою частиною якого є бічні 4 і поперечні 5 балки. Гнучке крило 3 складається з двох напівкрил, які у вихідному положенні симетричні кільовій балці 2. У процесі польоту додання необхідного напрямку руху забезпечується за рахунок кінематичного зв'язку системи: конструктивні елементи гнучкого крила 3 - проводка керування - система керування літальним апаратом у вигляді штурвальної колонки 6 зі штурвалом 7.

Зміна просторового положення крила 3 забезпечується при синхронному переміщенні елементів системи керування. Для цього штурвальна колонка 6 виконана шарнірно-закріпленою, що дозволяє її маятникове переміщати у процесі польоту. На штурвальній колонці 6 закріплене тіло обертання штурвала 7, кругове переміщення якого здійснюється за допомогою рукояток 8. Застосування тросової проводки 9 дозволяє змінювати положення поперечної балки 5 навіть при значній довжині передатного ланцюга. Для попередження передчасного зношування тросів 9, у місцях його поворотів установлені напрямні ролики 10.

Стосовно до конструкції, що заявляється, переміщення тросової проводки 9, що переміщає протилежні поперечні балки 5 крила 3, здійснюється одноразово у взаємо-протилежних напрямках. Виходячи із цього, кожна поперечна балка 5 з'єднана із власним гнучким елементом (тросом) 9, які протилежними кінцями діаметрально з'єднані до бічної поверхні тіла обертання штурвала 7, вісь якого закріплена до штурвальної колонки 6. Діаметральне кріплення гнучких елементів 9 до штурвала 7 дозволяє синхронізувати переміщення гнучких елементів 9 тросової проводки. Це значить, що при повороті рукояток штурвала 7 один з елементів тросової проводки 9 коротшає, захоплюючи за собою поперечну балку 5, а інший - подовжується пропорційно, впливаючи на іншу поперечну балку ("відпускаючи її").

Зміна довжини гнучких тросових проводок 9 дозволяє зміщати бічні балки 4 і, відповідно, змінювати площу того або іншого напівкрила літального апарата щодо його поздовжньої осі.

Зміна положення крила 3 літального апарату щодо горизонтальної площини і, відповідно, зміна кута його атаки досягається за рахунок переміщення кільової балки 2, що шарнірно приєднана

до несучого каркаса 1 літального апарата.

Проводка керування із жорстких елементів - тяг керування виконана шарнірно зчленованою. Один кінець жорсткої проводки 11 шарнірно приєднаний до кільової балки 2, а інший - до рухомої штурвальної колонки 6. Зворотнопоступальне переміщення штурвальної колонки 6 в ту або іншу сторону з високою точністю і пропорційністю змінює кут атаки крила 3.

Особливістю конструкції літального апарата є те, що система керування дозволяє компенсувати небажані зсуви гнучких проводок 9 керування при зворотно-поступальному переміщенні штурвальної колонки 6. Це досягається за рахунок того, що співвісно шарніру штурвальної колонки 6 установлені напрямні ролики 10 гнучких проводок керування 9. Такі ж по діаметру напрямні ролики встановлюються на осі обертання крила 3, у результаті чого відбувається зміна кута атаки крила 3. Ця умова дозволяє, при зміні положення штурвальної колонки 6 по тангажу, проводці керування по крені зберігати постійною свою довжину. А саме: скільки довжини троса намотується (змотується) на ролики, що перебувають на осі штурвальної колонки, стільки ж при цьому змотується (намотується) з роликів, що перебувають на осі обертання крила відповідно.

Керування літальним апаратом у польоті здійснюється за допомогою системи керування: штурвальна колонка 6 зі штурвалом 7 - проводка керування 9 - гнучке крило 3 з кільовою балкою 2 і зв'язаними між собою бічними 4 і поперечними 5 балками. У процесі польоту системою керування надають прямолінійний напрямок літальному апарату за рахунок симетричного розташування горизонтальних поверхонь напівкрил літального апарата щодо його поздовжньої осі. Заданий напрямок руху по крені забезпечують за рахунок примусової асиметрії горизонтальних поверхонь напівкрил літального апарата щодо його поздовжньої осі в проекції на вертикальну і горизонтальну площини.

У цілому, зміна напрямку руху літального апарата по крені і тангажу досягається за рахунок того, що систему керування виконують у вигляді кінематичне зв'язаних між собою проводок керування, одну з яких виконують у вигляді двох гнучких передатних елементів 9, а іншу - у вигляді жорсткого передатного елемента 11 із шарнірними зчленуваннями.

Для додання потрібного напрямку польоту по тангажу змінюють кут атаки гнучкого крила 3. Це досягається тим, що переміщують штурвальну колонку 6 і жорстким передатним елементом 11 впливають на кільову балку 2. Кільова балка 2 змінює кут атаки, і літальний апарат іде на зниження або набирає висоту.

Для польоту літального апарата по крені змінюють співвідношення площ напівкрил щодо поздовжньої осі літального апарата, при цьому одночасно збільшують кут атаки крила 3 за рахунок впливу за допомогою штурвальної колонки 6 твердим передатним елементом 11 на кільову балку 2. Зміна співвідношення площ напівкрил забезпечують за рахунок того, що кінці гнучких передатних

елементів 9 з однієї сторони між собою з'єднують діаметрально на шківі штурвала 7, що розташовують на штурвальній колонці 6, а кожний інший кінець кожного гнучкого передатного елемента 9 з'єднують із відповідною поперечною балкою гнучкого крила 5. Зміною довжини гнучких передатних елементів 9 впливають на системи: поперечні балки 5 - бічні балки 4, за допомогою яких заданий напрямок польоту в горизонтальній площині забезпечують убік меншої площі напівкрила.

Для забезпечення працездатності системи керування необхідне виконання:

- умови відповідності кута відхилення штурвальної колонки 6 до кута відхилення кільової балки 2 з відношенням 1:1;

- умови рівних діаметрів роликів 10 тросової проводки, установлених на осі обертання штурвальної колонки 6 і на осі обертання кільової балки 2.

При цьому, при переміщенні штурвальної колонки 6 назад (збільшення кута атаки), певна гнучка тросова проводка 9 (керування по крені) намотується на ролики 10, що перебувають на осі обертання штурвальної колонки 6, при цьому кільова балка 2 за цей же час повернулася щодо своєї осі на величину збільшення кута атаки, і така ж певна частина троса (керування по крені) змотується із роликів 10, що перебувають на осі обертання кільової балки 2.1 навпаки, при переміщенні штурвальної колонки 6 вперед (на зменшення кута атаки), певна довжина гнучкої тросової проводки 9 (керування по крені) змотується із роликів 10, що перебувають на осі обертання штурвальної колонки 6, при цьому кільова балка 2 за цей же час повернулася щодо своєї осі на зменшення кута атаки і певна частина троса (керування по крені) намотується на ролики 10, що перебувають на осі обертання кільової балки 2. Загальна довжина тросової проводки 9 залишається незмінною, чим і забезпечується працездатність системи керування.

При прямолінійному пілотуванні штурвальна колонка 6 і штурвал 7 перебувають у нейтральному положенні. Бічні 4 і поперечні 5 балки симетричні кільовій балці 2, при цьому, площа поверхні лівого напівкрила дорівнює площі поверхні правого напівкрила.

Керування літальним апаратом по крені здійснюється поворотом штурвала 7 "уліво" або "вправо".

При крені "уліво" у гілках тросової проводки керування 9 виникає різниця зусиль, яка через рухливі ролики 10 передається рухливим поперечним балкам 5. Поперечна балка 5, зміщуючись "вправо", захоплює за собою бічну балку 4. Ліва бічна балка зміщується щодо шарніра убік кільової балки, а права бічна балка - від неї. У результаті цього, площа лівого напівкрила зменшується, а правого - збільшується. За рахунок різниці величин піднімальних сил напівкрил виникає крутий момент, що забезпечує крен апарата "уліво".

Для створення правого крену штурвал 7 повертають "вправо" і крен літального апарата досягається аналогічно вищевикладеному.

Керування літальним апаратом по тангажу здійснюється відхиленням штурвальної колонки 6

"від себе" або "на себе".

При відхиленні штурвальної колонки 6 "від себе" зусилля по жорстких передатних проводках керування 11 передається на шарнирно-закріплену кільову балку 2, при цьому піднімальна сила гнучкого крила 3 зменшується і апарат іде на зниження.

При відхиленні штурвальної колонки 6 "на себе", піднімальна сила гнучкого крила 3 збільшується, і апарат набирає висоту.

Випробування літального апарату і способу його керування показали високу їх експлуатаційну якість не тільки за рахунок значного рівня технічних характеристик, а також і за рахунок створення комфортних умов для праці пілота. Заявлена конструкція дозволяє застосувати у літальному апараті кабінку для пілота та пасажирів з високим рівнем герметичності, кондиціонування та зниження шуму від роботи двигуна.

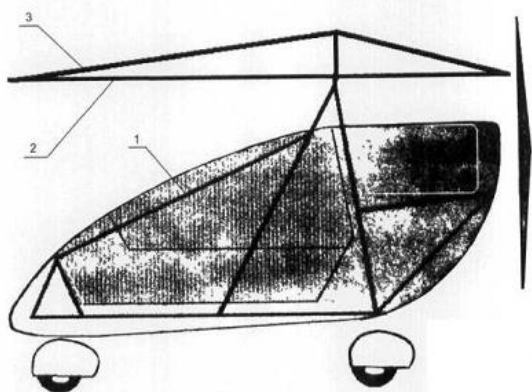


Fig. 1

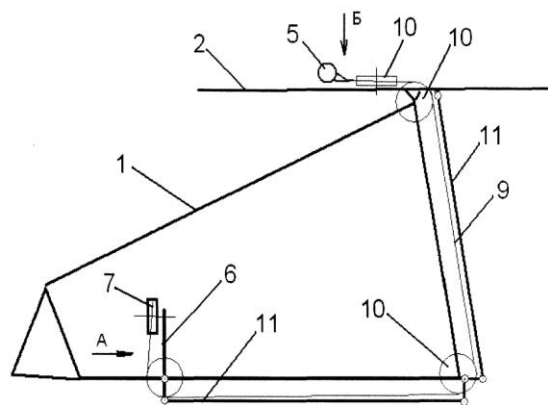


Fig. 2

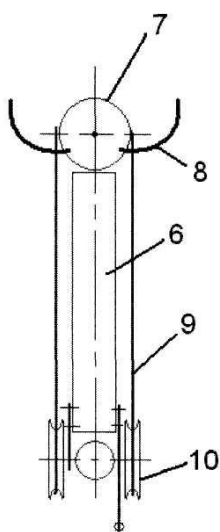


Fig. 3

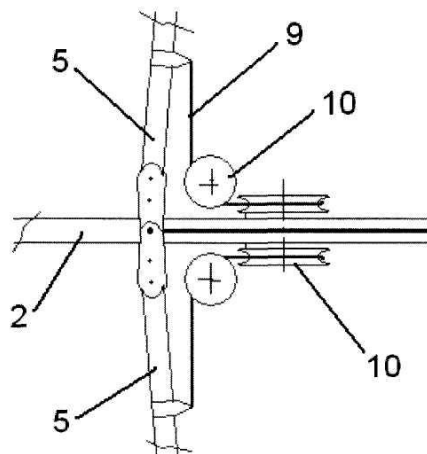
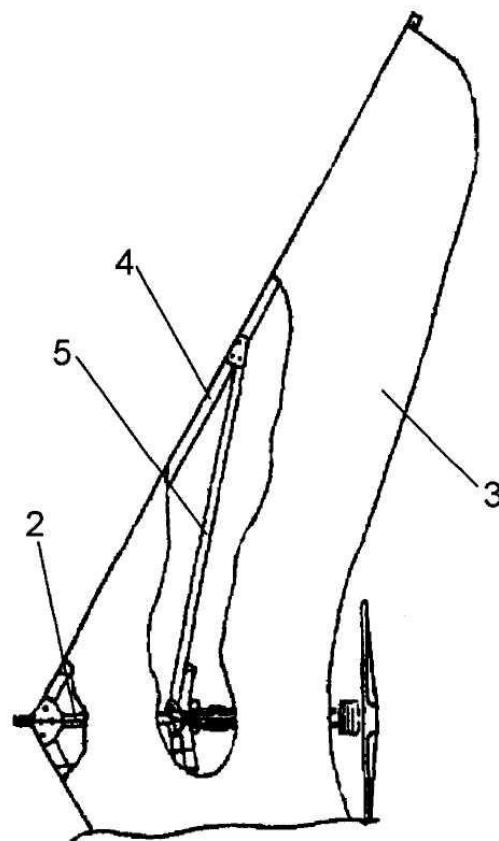


Fig. 4



Фіг. 5