

Винахід відноситься до авіаційної техніки, зокрема до конструкції літальних апаратів малої авіації.

Широко відомі літальні апарати з лотковим крилом. Особливістю таких літальних апаратів є значно зменшені поперечні розміри, так як лоткове крило закріплюється уздовж фюзеляжу літального апарату. Забезпечується надійність закріплення крила до фюзеляжу за рахунок збільшення вузлів кріплення і зменшення консолі крила, а також зменшення крутильних та згинаючих навантажень на крило. Використання лоткових крил в малій авіації дає можливість розробки літальних апаратів, які зможуть виконувати зліт і посадку в стиснених умовах, наприклад на проїжджу частину доріг. Крім того, зменшені поперечні розміри літального апарату вирішують проблеми його транспортування та парковки.

Прикладом лоткового крила є крило літака по патенту Російської Федерації №2254266, МПК⁷ B64C 3/10, дата подання заявки 2003.12.02.

Крило літака включає внутрішній несучий каркас, верхню і нижню обшивки. Крило виконано у вигляді лотка змінного перетину в плані і плавно звужується від носа літака до хвоста. При русі літака крило даної конструкції утворює підйомну силу, оскільки швидкість повітряного потоку в лотку, що плавно звужується від носа літака до хвоста збільшується. Знизу лотка утворюється підйомна сила.

Далі приводяться приклади відомих літальних апаратів з лотковими крилами, як аналогів рішення, що заявляється.

Так, відомий літак по патенту Російської Федерації №2283261, МПК⁷ B64C 39/00, B64C 3/10, дата подання заявки 2005.03.29.

Літак включає фюзеляж, двигуни, шасі, кабіну управління. Особливістю літака є те, що він забезпечений лотковим крилом, вертикальним оперенням з кермом напряду, стабілізатором і елевонами, згадане крило встановлено на фюзеляжі, який виконаний без хвостової частини, вертикальне оперення з кермом напряду встановлено знизу згаданого крила, а стабілізатор і елевони встановлені на задній кромці згаданого крила. Лоткове крило розташоване уздовж фюзеляжу. Кріплення його до фюзеляжу виконується більшою кількістю вузлів, ніж у звичайного поперечного крила, розмах крила в декілька разів менше, згинаючі та крутильні коливання відсутні. Передня кромка крила виконана гострою. Лобовий опір крила і літака зменшуються, аеродинамічна якість збільшується. Безпека польотів літаків з лотковим крилом збільшується.

Загальними ознаками аналогу і рішення, що заявляється, є: літальний апарат, що включає фюзеляж з кабіною управління, силову установку, несучу площину, що виконана в вигляді лоткового крила, хвостове оперення з кермом висоти, пристрій управління креном і шасі.

Літальний апарат зазначеної конструкції не може безпечно планувати з виключеною силовою установкою.

Відомий також літак по патенту Російської Федерації №2288137, МПК⁷ B64C 21/00, B64C 3/00, дата подання заявки 2005.05.30.

Літак включає фюзеляж, двигуни, кабіну управління, шасі, хвостове оперення. Особливістю літака є те, що знизу фюзеляжу встановлені лоткові крила, на передній верхній поверхні яких встановлені двигуни ТРД, при роботі яких максимальна кількість газів, що відходять, проганяється через лоткові крила, утворюючи підйомну силу. При працюючих двигунах ТРД під час зльоту, польоту і посадки літака газу, що відходять від двигунів, проганяються через лоткові крила. Рух газів в лоткових крилах супроводжується збільшенням швидкості і зменшенням тиску. Усередині крил створюється розрідження, а знизу крил утворюється підйомна сила.

Загальними ознаками аналогу і рішення, що заявляється, є: літальний апарат, що включає фюзеляж з кабіною управління, силову установку, несучу площину, що виконана в вигляді лоткового крила, хвостове оперення з кермом висоти, пристрій управління креном і шасі.

Літальний апарат зазначеної конструкції, як і вище зазначений аналог, не може безпечно планувати з виключеною силовою установкою.

Як прототип вибрано літальний апарат по патенту України №64235 А, МПК B64C3/10, дата подання заявки 10.04.2003.

Літальний апарат включає фюзеляж з гондолою, в якій розміщені кабіна пілота і силова установка з гвинтом, високо розташоване над фюзеляжем і розміщене уздовж осі фюзеляжу головне лоткове крило, хвостове оперення з кермом висоти, пристрій управління креном і шасі. Крило виконане в вигляді жолоба змінного поперечного перетину, випуклість якого направлена вгору, а поперечна площа якого поступово зменшується від максимальної біля передньої кромки лоткового крила до мінімальної в напрямку задньої кромки лоткового крила. Крило має верхню і нижню площини, причому верхня площа крила у фронтальному перетині виконана опуклою, нижня площа крила - увігнутою. Пристрій управління креном виконаний в вигляді елеронів.

Загальними ознаками прототипу і рішення, що заявляється, є: літальний апарат, що включає фюзеляж з гондолою, в якій розміщені кабіна пілота і силова установка з гвинтом, несучу площину, що включає головне лоткове крило, встановлене над фюзеляжем і виконане в вигляді жолоба змінного поперечного перетину, випуклість якого направлена вгору, а поперечна площа якого поступово зменшується від максимальної біля передньої кромки лоткового крила до мінімальної в напрямку задньої кромки лоткового крила, хвостове оперення з кермом висоти, пристрій управління креном і шасі.

Літальний апарат зазначеної конструкції не може безпечно планувати з виключеною силовою установкою, так як крутильні моменти від тиску повітряного потоку на нижню частину лоткового крила по обидві сторони від центру ваги літального апарату приблизно однакові.

В основу винаходу поставлена задача удосконалення літального апарату, в якому за рахунок конструктивних особливостей забезпечується можливість безпечного планування з виключеною силовою установкою.

Проставлена задача вирішується тим, що в літальному апараті, який включає фюзеляж з гондолою, в якій розміщені кабіна пілота і силова установка з гвинтом, несучу площину, що включає головне лоткове крило, встановлене над фюзеляжем і виконане в вигляді жолоба змінного поперечного перетину, випуклість якого направлена вгору, а поперечна площа якого поступово зменшується від максимальної біля передньої кромки лоткового крила до мінімальної в напрямку задньої кромки лоткового крила, хвостове оперення з кермом висоти,

пристрій управління креном і шасі, відповідно до винаходу, несуча площа має додаткове лоткове крило, яке розташоване уздовж фюзеляжу зверху головного лоткового крила біля його передньої кромки і виконане в вигляді жолоба змінного поперечного перетину, випуклість якого направлена вниз, площа поперечного перетину мінімальна біля передньої кромки і поступово збільшується в напрямку його задньої кромки, головне лоткове крило в задній його частині виконане з боковими вертикальними площинами, а гондола фюзеляжу встановлена в передній частині несучої площини і має обтічну форму в напрямку знизу вгору.

Зазначені ознаки складають сутність винаходу.

Суттєві ознаки винаходу знаходяться в причинно-наслідковому зв'язку з технічним результатом, що досягається.

Так, відмітні ознаки винаходу (несуча площа має додаткове лоткове крило, яке розташоване уздовж фюзеляжу зверху головного лоткового крила біля його передньої кромки і виконане в вигляді жолоба змінного поперечного перетину, випуклість якого направлена вниз, площа поперечного перетину мінімальна біля передньої кромки і поступово збільшується в напрямку його задньої кромки, головне лоткове крило в задній його частині виконане з боковими вертикальними площинами, а гондола фюзеляжу встановлена в передній частині несучої площини і має обтічну форму в напрямку знизу вгору) в сукупності з істотними ознаками винаходу, спільними з прототипом, забезпечують літальному апарату можливість безпечного планування з виключеною силовою установкою.

Зазначена можливість безпечного планування пояснюється особливостями конструкції та аеродинаміки літального апарату. Виконання несучої площини в вигляді двох лоткових крил (головне лоткове крило та додаткове лоткове крило) з зазначеними конструктивними особливостями їх виконання та взаємного розміщення дозволяє перемістити центр підйомної сили в напрямку передньої частини літального апарату, що забезпечує автоматичний перехід літального апарату в режим пікірування при зниженні швидкості польоту або в режим набору висоти при збільшенні швидкості польоту. При виключеній силовій установці в режимі пікірування відбувається збільшення швидкості польоту, а в режимі набору висоти - зменшення швидкості польоту, тобто реалізується режим автоматичного підтримання необхідної швидкості польоту в режимі планування літального апарату з виключеною силовою установкою.

Виконання двох бокових вертикальних площин в задній частині нижнього головного лоткового крила, а також розміщення гондоли фюзеляжу в передній частині несучої площини і виконання її з обтічною формою в напрямку знизу вгору, забезпечує подолання інерції і аеродинамічного опору повітря для швидкого переведення літального апарату в режим пікірування чи набору висоти в залежності швидкості польоту, що виключає можливість хвилеподібної траєкторії планування та підвищує стабільність швидкості польоту в режимі планування літального апарату.

Все зазначене дає можливість безпечного планування літального апарату з виключеною силовою установкою.

Нижче приводиться докладний опис літального апарату з посиланнями на креслення на яких показано:

Фіг. 1 - Літальний апарат, вигляд збоку.

Фіг. 2 - Літальний апарат, вигляд спереду.

Фіг. 3 - Літальний апарат, нижнє лоткове крило.

Фіг. 4 - Літальний апарат, розподілення підйомної сили нижнього лоткового крила.

Фіг. 5 - Літальний апарат, верхнє лоткове крило.

Фіг. 6 - Літальний апарат, розподілення підйомної сили верхнього лоткового крила.

Фіг. 7 - Літальний апарат, несуча площа з верхнім та нижнім лотковими крилами.

Фіг. 8 - Літальний апарат, розподілення підйомної сили несучої площини.

Фіг. 9 - Літальний апарат, перехід в режим пікірування при зменшенні швидкості.

Фіг. 10 - Літальний апарат, перехід в режим набору висоти при збільшенні швидкості.

Фіг. 11- Літальний апарат, вигляд збоку з позначеннями поперечних перетинів уздовж осі.

Фіг. 12 - Літальний апарат, перетини А-А, Б-В на фіг. 11.

Фіг. 13 - Літальний апарат, перетин С-С на фіг. 11.

Фіг. 14 - Літальний апарат, перетин D-D на фіг. 11

Фіг. 15 - Літальний апарат, перетин Е-Е на фіг. 11

Фіг. 16 - Літальний апарат, кермо висоти.

Фіг. 17-Літальний апарат, пристрій управління креном.

Літальний апарат включає фюзеляж 1 з гондолою 2, в якій розміщені кабіна пілота 3 і силова установка 4 з двома гвинтами 5, несучу площину, що складається з нижнього головного лоткового крила 6 і верхнього додаткового лоткового крила 7, хвостове оперення 8 з кермом висоти 9, пристрій управління креном 10 і шасі 11 (фігури 1, 2).

Нижнє головне лоткове крило 6 виконане в вигляді жолоба 12 змінного перетину, випуклість якого направлена вгору. Поперечний перетин жолоба 12 максимальний біля передньої кромки лоткового крила 6 в напрямку польоту і поступово зменшується в напрямку задньої кромки лоткового крила 6. З боків жолоба 12 виконані дві горизонтальні площини 13, як стабілізатори (фіг. 3). Центр підйомної сили нижнього головного лоткового крила 6 знаходиться в його геометричному центрі (фіг. 4).

Літальні апарати з таким лотковим крилом можуть безпечно літати тільки з працюючою силовою установкою, але не можуть безпечно планувати з виключеною силовою установкою, так як крутильні моменти від тиску повітряного потоку на нижню частину лоткового крила по обидві сторони від центру ваги літального апарату приблизно однакові.

Для безпечного планування літального апарату з виключеною силовою установкою необхідно центр підйомної сили перемістити в напрямку передньої частини літального апарату.

Для цього над нижнім головним лотковим крилом 6 встановлено верхнє додаткове лоткове крило 7, що

виконане в вигляді жолоба 14 змінного поперечного перетину, випуклість якого направлена вниз. Поперечний перетин жолоба 14 мінімальний біля передньої кромки додаткового лоткового крила 7 в напрямку польоту і поступово збільшується в напрямку його задньої кромки (фіг. 5). Центр підйомної сили верхнього додаткового лоткового крила 7 знаходиться в його геометричному центрі (фіг. 6). Верхнє додаткове лоткове крило 7 закріплене зверху нижнього головного лоткового крила 6 біля його передньої кромки уздовж фюзеляжу 1.

Несуча площа з нижнім головним лотковим крилом 6 і верхнім додатковим лотковим крилом 7 показана на фіг. 7. Підйомна сила несучої площини, що включає нижнє головне лоткове крило 6 і верхнє додаткове лоткове крило 7, що закріплене зверху нижнього головного лоткового крила 6 біля його передньої кромки уздовж фюзеляжу 1, розподіляється по несучій площині, як показано на фіг. 8, з переміщенням центру підйомної сили в передню частину літального апарату.

Підйомна сила знаходиться в прямій залежності від швидкості польоту. Чим більше швидкість, тим більше підйомна сила. При крейсерській швидкості, коли підйомна сила урівноважує силу тяжіння, літальний апарат здійснює прямолінійний політ.

При швидкості польоту менше, ніж крейсерська швидкість, літальний апарат буде знижуватися і на несучу площину знизу буде діяти тиск повітря з силою, пропорційною швидкості зниження літального апарату. Але так, як площа нижньої поверхні несучої площини від передньої кромки до центру тяжіння менше ніж від центру тяжіння до задньої кромки, то і тиск повітря на передню частину несучої площини буде менший, ніж на її задню частину. Різниця сил переведе літальний апарат в пікірування (фіг. 9).

При швидкості польоту більше, ніж крейсерська швидкість, літальний апарат буде підніматиметься і на несучу площину тепер буде діяти тиск повітря вже зверху. Так, як площа несучої площини від передньої кромки до центру ваги менше ніж від центру ваги до задньої кромки, то і тиск повітря на передню частину несучої площини буде менший, ніж на її задню частину. Різниця сил переведе літальний апарат в набір висоти (фіг. 10).

Розташування центру підйомної сили і центру ваги в передній частині літального апарату створює кращі умови для польоту з працюючою силовою установкою, але це ще недостатньо для безпечного планування. У звичайних літальних апаратах при зменшенні швидкості планування нахил досягається за рахунок тиску повітря на стабілізатор хвостового оперення, який знаходиться на великій відстані від центру ваги, в той час, як в літальному апараті з лотковим крилом різниця сил від тиску повітря на нижню поверхню несучої площини по обидві сторони від центру ваги не забезпечить подолання інерції і аеродинамічного опору повітря для швидкого нахилу літального апарату.

Сповіднена реакція нахилу літального апарату на швидкість польоту приведе до нестабільності швидкості і хвилюватої траєкторії планування. Для усунення зазначеного явища в задній частині нижнього головного лоткового крила 6, уздовж зовнішніх сторін горизонтальних площин 13 закріплені дві бокові вертикальні площини 15, що збільшує тиск повітря на задню частину несучої площини. В такому виконанні несуча площа утворена нижнім головним лотковим крилом 6 з горизонтальними площинами 13, вертикальними площинами 15 і верхнім додатковим лотковим крилом 7, що взаємно розташовані, як описано вище.

Крім того гондола 2 з кабіною пілота 3 та з силовою установкою 4, яка розміщена під несучою площиною в передній її частині, має обтічну форму в напрямку знизу вгору, що знижує тиск повітря на передню частину несучої площини літального апарату. Зазначені конструктивні особливості літального апарату та особливості його обтікання повітряним потоком в поперечному напрямку показані на фігурах 11, 12, 13, 14, 15.

При зниженні літального апарату повітряний потік обтікає гондолу 2 (фіг. 11), знижуючи тиск на передню частину несучої площини, а в задній частині несучої площини повітряний потік потрапляє в порожнину, утворену двома вертикальними площинами 15, (фіг. 12, 13, 14, 15), підсилюючи тим самим тиск на задню частину несучої площини. При такому виконанні, навіть при незначному зменшенні швидкості, літальний апарат вмить нахилиється вперед і відновлює швидкість. Автoreгулювання підйомної сили відбувається при малих змінах швидкості планування, що необхідно для безпечного планування польоту.

У зв'язку з прийнятою конфігурацією несучої площини кермо висоти 9 повинне долати великі аеродинамічні навантаження від дії повітряних потоків на задню частину несучої площини. В зв'язку з цим кермо висоти 9 виконане в вигляді двох горизонтальних поворотних площин - верхньої 16 і нижньої 17, які працюють синхронно (фіг. 16). Верхня площа 16 керма висоти 9 перенаправляє ущільнений потік повітря, який утворюється під час польоту безпосередньо під нижньою поверхнею несучої площини. Нижня площа 17 керма висоти 9 знаходиться в центрі повітряного потоку від гвинтів 5.

Для управління креном звичайні елерони не вписуються в дану конструкцію, оскільки виходячи з призначення літального апарату (еволюції на малих швидкостях, зліт і посадка на автодороги та інше) управління креном необхідно виконувати примусово незалежно від швидкості польоту. Для цього пристрій управління креном 10 виконаний в вигляді компресора 18, повітряного розподільника 19, повітропроводів 20 і сопел 21.

Компресор 18 нагнітає повітря і через повітряний розподільник 19 подає його по повітропроводах 20 до сопел 21, які розташовані по бокам літального апарату на одному рівні з віссю, що проходить через центр ваги літального апарату. Для створення крену повітряний потік з одного сопла 21 направляють вгору, а з другого сопла 21, що знаходиться з протилежної сторони літального апарату, направляють вниз. В результаті створюється крутильний момент навколо центру ваги (фіг. 17).

Привід компресора виконаний з допомогою електродвигуна 22, який живиться від електрогенератора силової установки 4. У буфері електрогенератора встановлений акумулятор для маневрування під час планування літального апарату у разі відмови двигуна. У польоті акумулятор заряджається і віддає струм тільки під час роботи пристрою управління креном, звільняючи тим самим головний двигун від перевантажень. Зазначені особливості приводу компресора 18 на кресленнях не показані, так як можуть мати різноманітне виконання.

Для виконання крену ручкою управління переміщують заслінку повітряного розподільника відповідно до напрямку крену і включають двигун компресора. Подальший рух ручки управління збільшує обороти (потужність) двигуна, а, значить, і кут крену.

У даній конструкції кермо напряду не передбачається тому, що літальний апарат призначений для провізних польотів без виконання фігур вищого пілотажу. Утримувати літальний апарат в повітрі в нормальному положенні на всіх режимах польоту, а так само виконувати повороти за допомогою віражів передбачається за допомогою пристрою управління креном. Але, якщо буде необхідність в застосуванні керма напряду, то його нескладно внести в конструкцію, використовуючи для цього додаткові поворотні вертикальні площини.

Можливо передбачити відбір потужності від головного двигуна 4 на шасі 11 і механізм управління шасі 11 для парковки літального апарату в ангарі (гаражі), для заїзду на автозаправні станції і тому подібне. Використовуючи зазначені принципи можлива розробка літальних апаратів різних конструкцій в межах сутності винаходу.

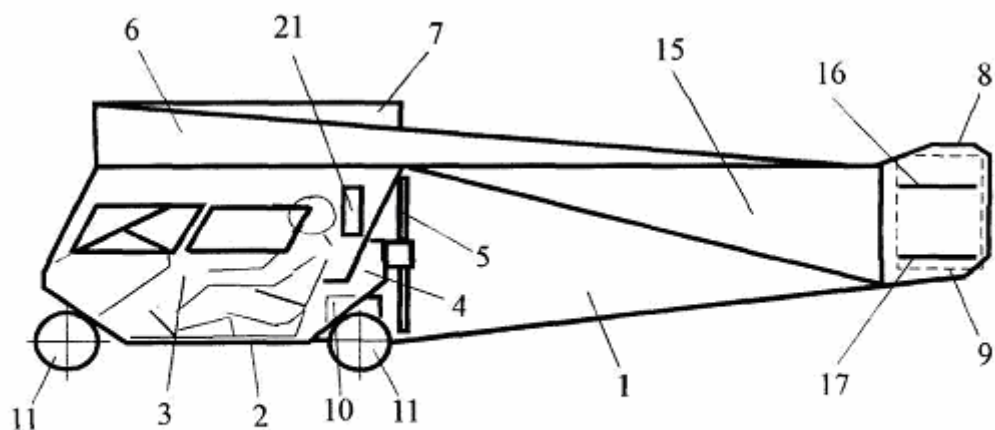


Fig. 1

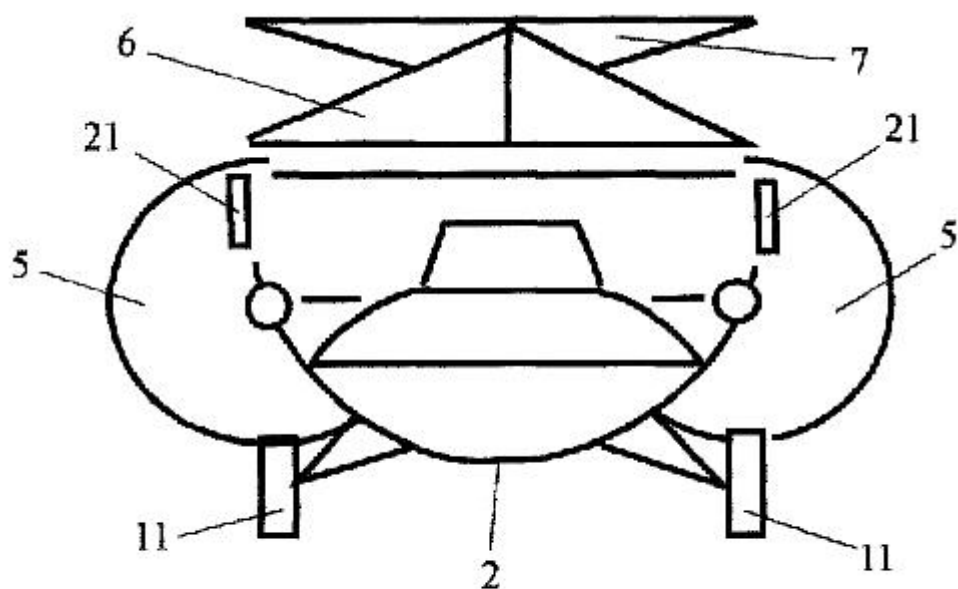


Fig. 2

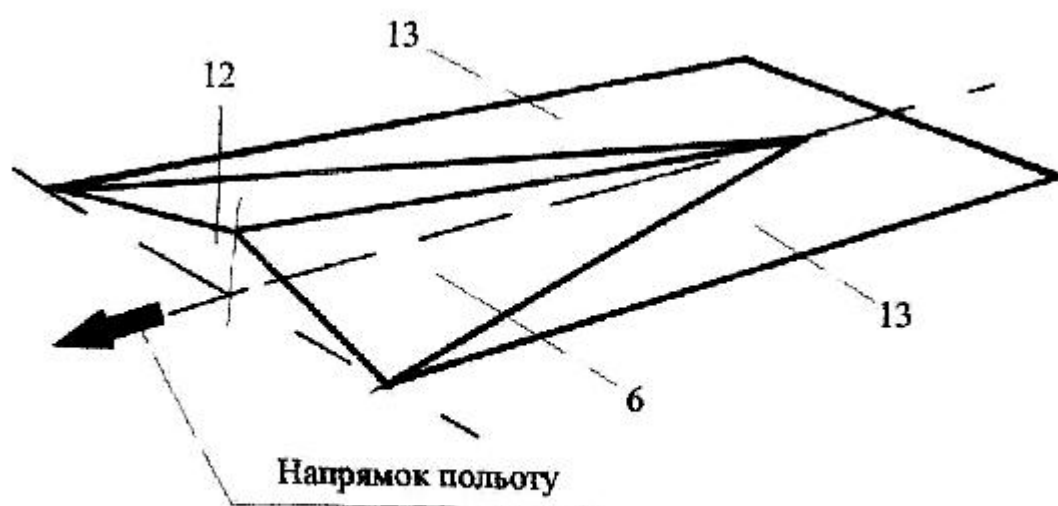


Fig. 3

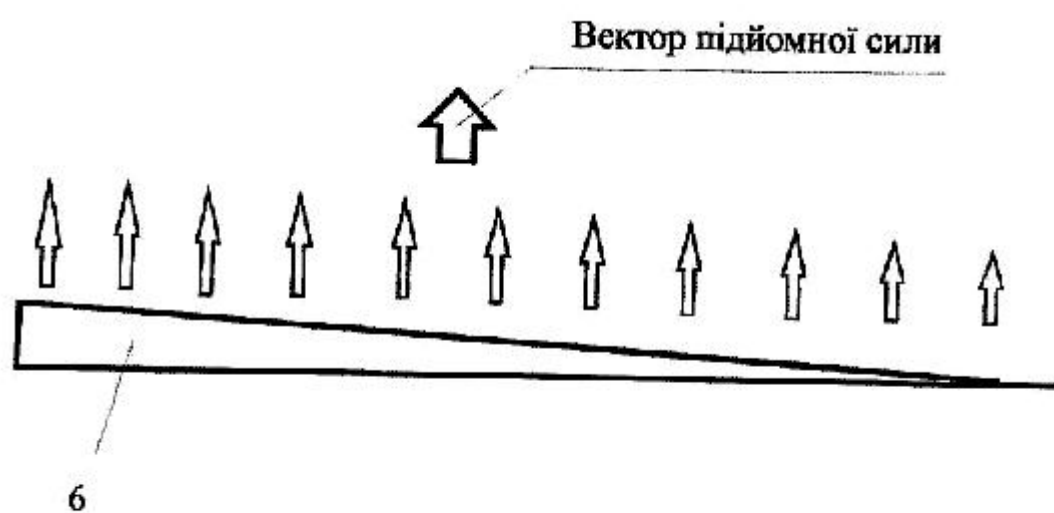


Fig. 4

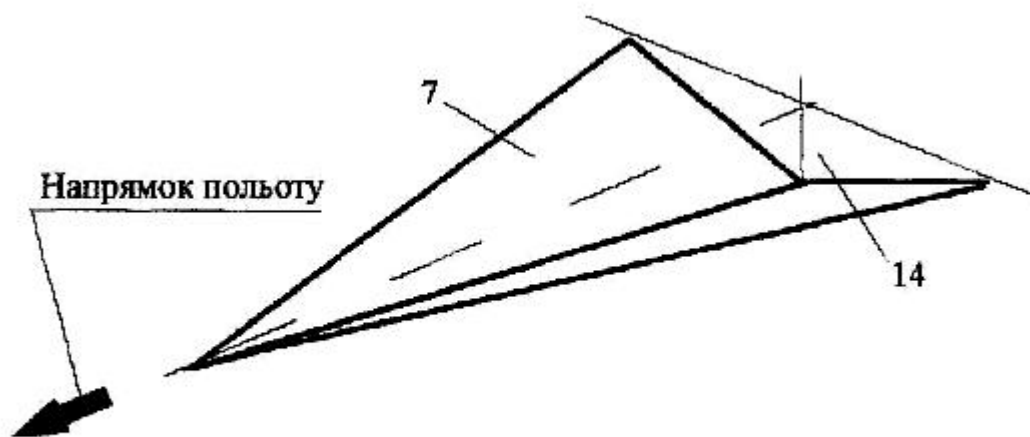


Fig. 5

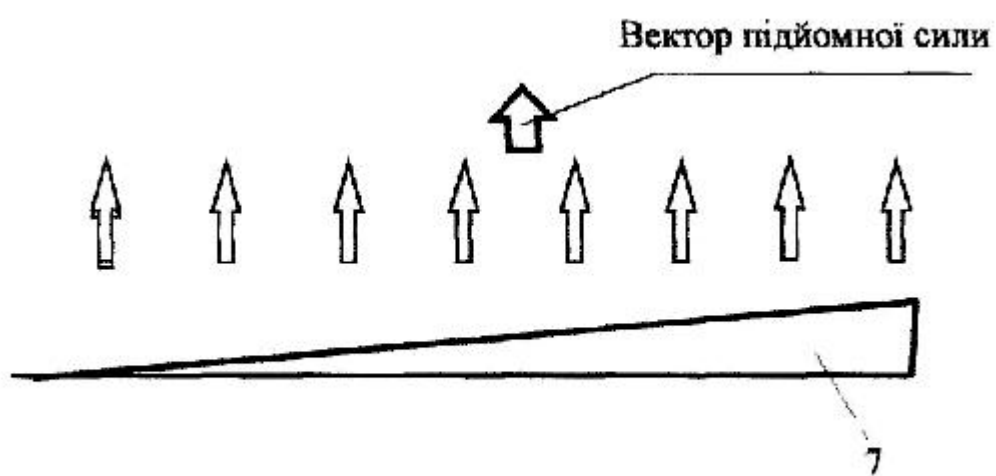


Fig. 6

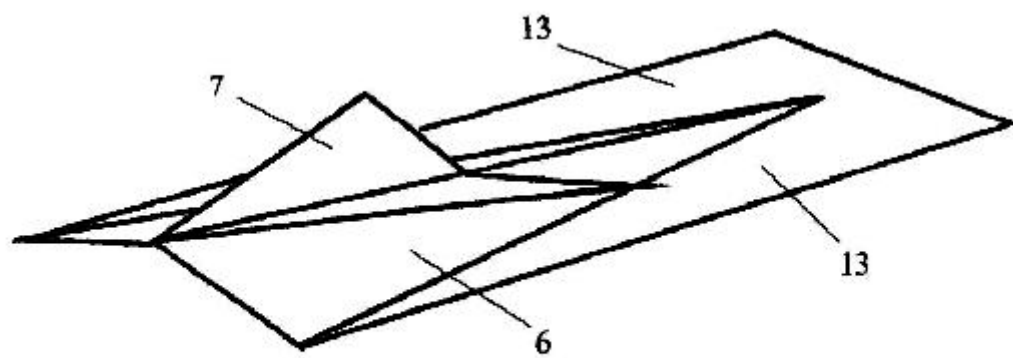


Fig. 7



Fig. 8

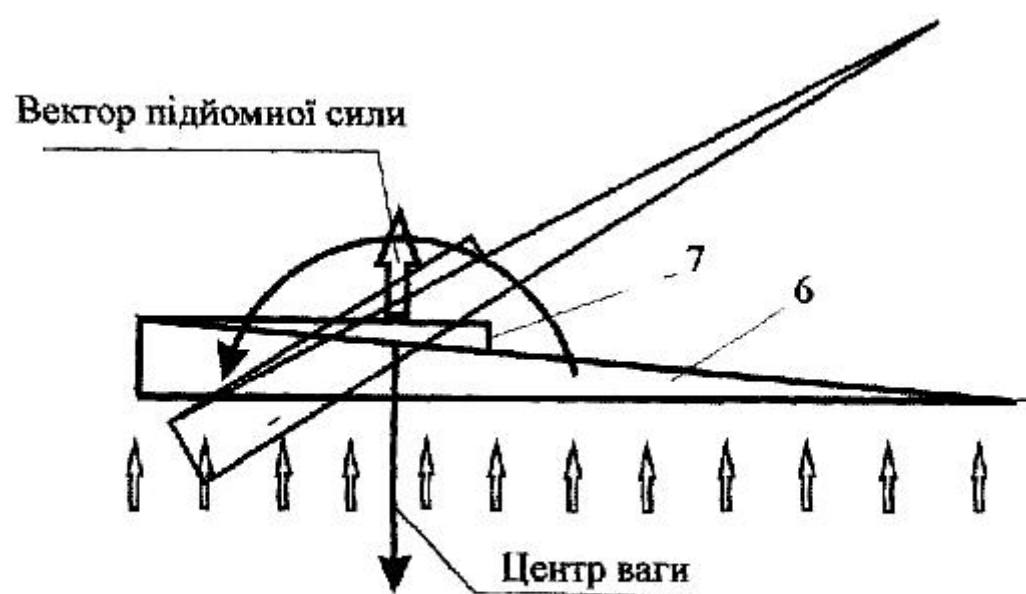
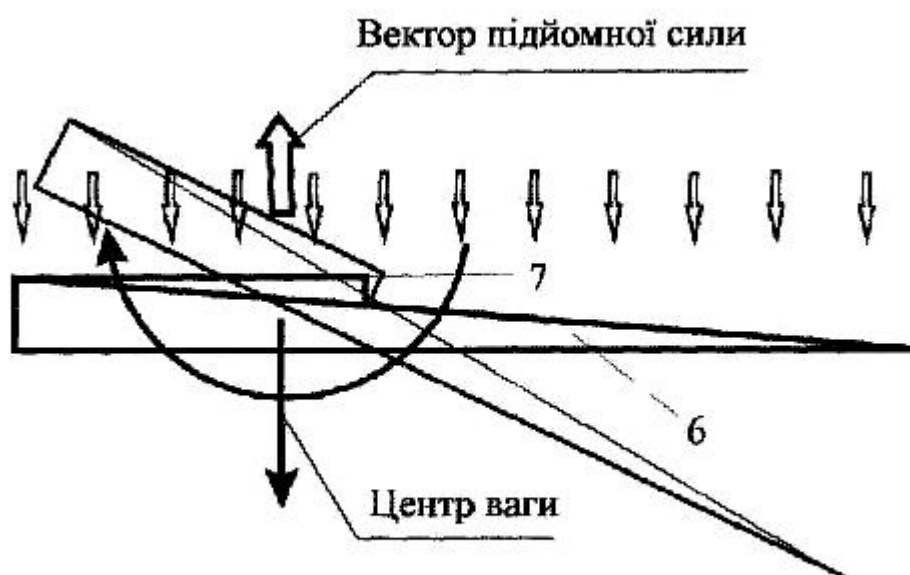
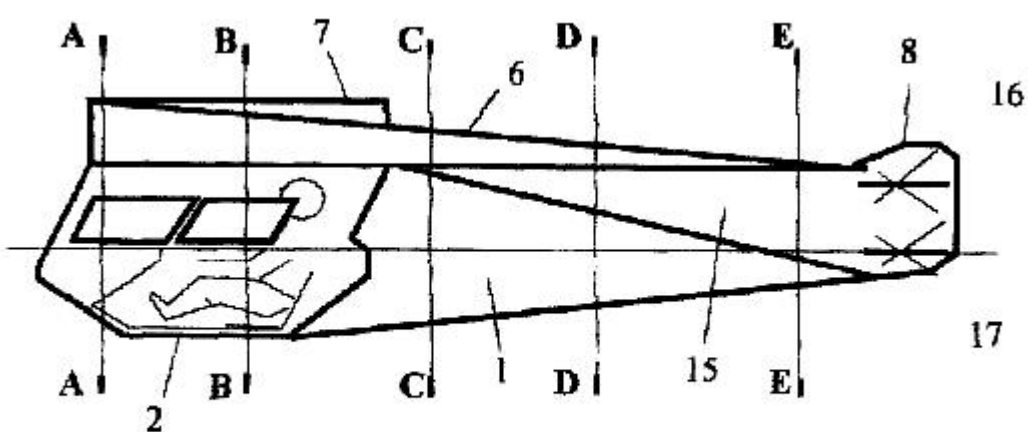


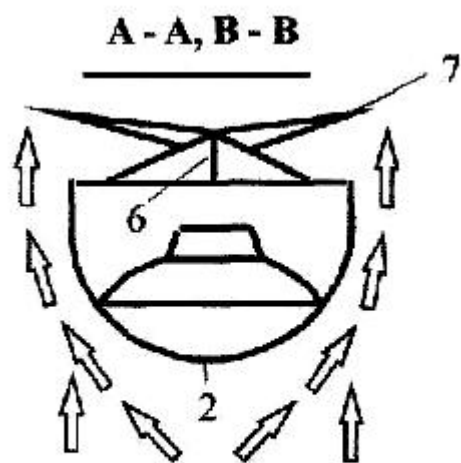
Fig. 9



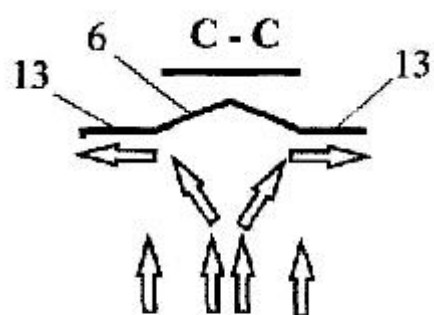
Фіг. 10



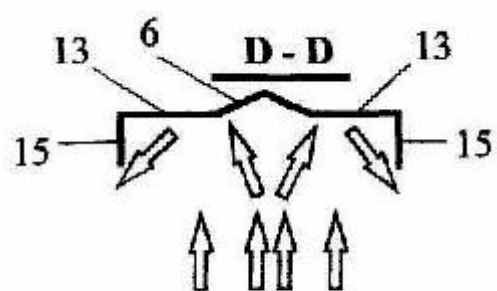
Фіг. 11



Фиг. 12



Фиг. 13



Фиг. 14

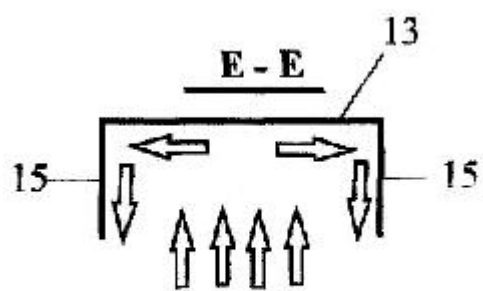


Fig. 15

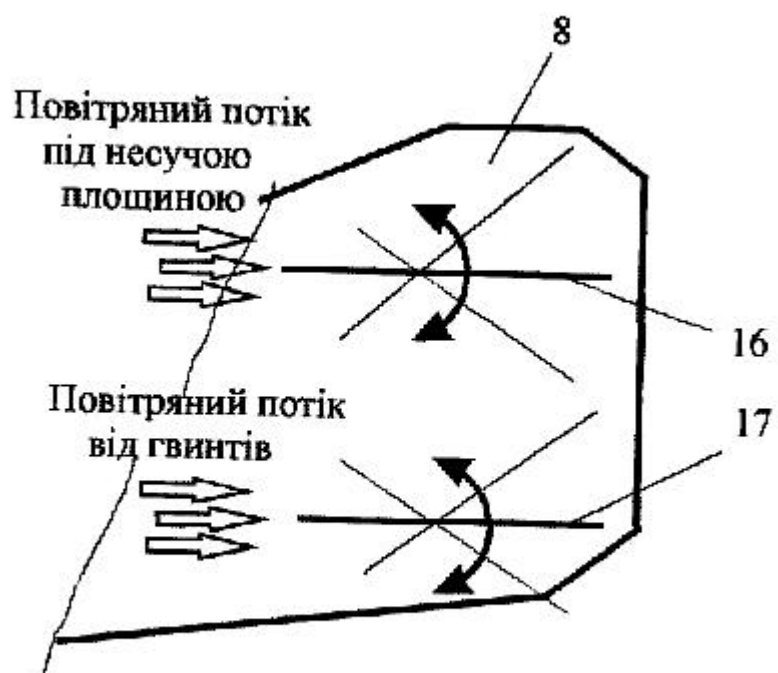


Fig. 16

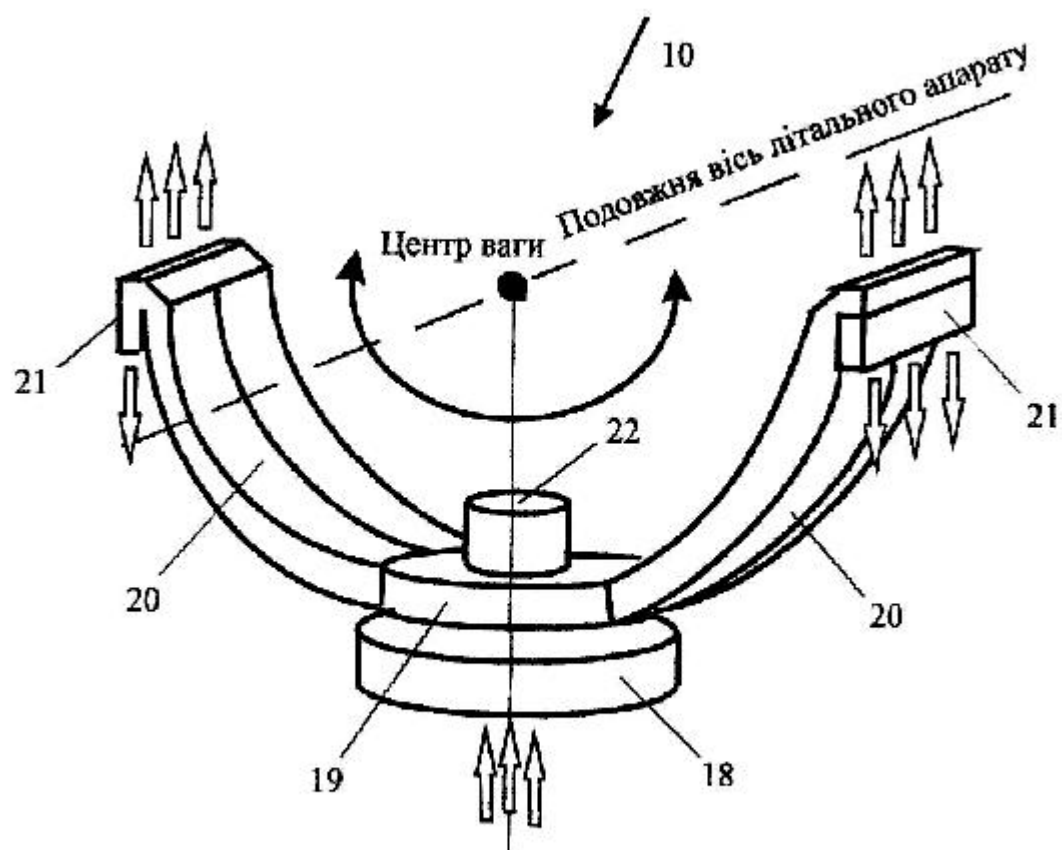


Fig. 17