



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 49050

(13) C2

(51) 6 B64B1/30,1/06

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІОПИС  
ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

(54) ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ З ФЮЗЕЛЯЖЕМ, ПО СУТІ, СКОНСТРУЙОВАНИМ ЯК АЕРОСТАТИЧНЕ ПІДЙОМНЕ ТІЛО

1

2

(21) 99073784

(22) 02 01 1998

(24) 16 09 2002

(86) PCT/EP98/00015, 02 01 1998

(31) 197 00 182 3

(32) 04 01 1997

(33) DE

(46) 16 09 2002, Бюл. № 9, 2002 р

(72) Кюнклер Герман, DE

(73) Кюнклер Герман, DE

(56) GB 1561057 13 02 1980

DE 3508100 11 09 1986

DE 2659401 04 08 1977

(57) 1 Літальний апарат з фюзеляжем, по суті, сконструйований як аеростатичне підйомне тіло, та з комбінованими підйомними та тяговими пристроями, встановленими на фюзеляжі і створюючими тягові установки, які в кожному випадку є відхильними між підйомним положенням та тяговим положенням, який відрізняється тим, що комбіновані підйомні та тягові пристрої обладнані повітряними гвинтами, кожний з яких має втулку, а відповідна площа обертання повітряного гвинта є по суті перпендикулярною осі відповідної втулки повітряного гвинта,

- у підйомному положенні площа обертання відповідного повітряного гвинта є по суті горизонтальною, а вихідний вал з'єднаного з ним приводного пристрою є по суті вертикальним, при цьому зазначений вихідний вал діє на вал відповідного повітряного гвинта,

- у тяговому положенні відповідна площа обертання відповідного повітряного гвинта є по суті вертикальною, а вихідний вал з'єднаного з ним приводного пристрою є по суті горизонтальним, при цьому зазначений вихідний вал діє на вал відповідного повітряного гвинта,

- площа обертання відповідного повітряного гвинта разом із втулкою повітряного гвинта має універсальну нахильність відносно вихідного валу відповідного приводного пристрою, при цьому вихідний вал діє на вал повітряного гвинта,

- вал повітряного гвинта та вихідний вал приводу, які діють на вал повітряного гвинта, з'єднано шарнірно один з одним таким чином, що вал повітряного гвинта обертається рівномірно і однаково із вихідним валом,

- втулку повітряного гвинта з'єднано за допомогою карданного з'єднання з приводним пристроєм з метою роз'єднання передачі крупного моменту та передачі всіх поступальних сил, та

- кут атаки кожної окремої лопати повітряного гвинта циклічно змінюється

2 Літальний апарат згідно з п. 1, в якому фюзеляж сконструйовано водночас як аеродинамічне підйомне тіло

3 Літальний апарат згідно з п. 1 або з п. 2, в якому не передбачено ніяких активно діючих аеродинамічних пристроїв керування, які залежать від динамічного тиску під час польоту

4 Літальний апарат згідно з пп. 1, 2 або 3, в якому фюзеляж має по суті круглу горизонтальну проекцію

5 Літальний апарат згідно з п. 4, в якому фюзеляж має по суті еліптичний поперечний переріз

6 Літальний апарат згідно з одним із попередніх пунктів, в якому поперечний переріз фюзеляжу має асиметричний вид, що визначається по суті верхнім та нижнім напівеліпсами, при цьому верхній елемент створює верхню частину фюзеляжу, яка має більшу кривизну у порівнянні з більш плоским нижнім елементом, який створює нижню частину фюзеляжу

7 Літальний апарат згідно з одним із пунктів від 4 до 6 включно, в якому фюзеляж має принаймні одне ободоподібне підсилювальне кільце у своїй екваторіальній зоні

8 Літальний апарат згідно з п. 7, в якому зовнішній периметр його підсилювального кільця в поперечному перерізі має частково еліптичну форму

9 Літальний апарат згідно з п. 7 або з п. 8, в якому підсилювальне кільце виготовлене з композитного волоконного матеріалу, краще типу "сендвіч"

10 Літальний апарат згідно з одним із пунктів від 7 до 9 включно, в якому опірні щодо тиску опорні профілі введено в конструкцію підсилювального кільця

11 Літальний апарат згідно з пп. 7, 8, 9 або 10, в якому підсилювальне кільце має принаймні один опорний каркас, який у поперечному перерізі бажано має по суті трикутну конструкцію

12 Літальний апарат згідно з п. 11, в якому опорний каркас принаймні частково введено в конструкцію підсилювального кільця

(13) C2

(11) 49050

(19) UA

13 Літальний апарат згідно з одним з попередніх пунктів, в якому у кожному випадку дві тягові установки разом встановлено на опорній конструкції бажано з'єднаній нежорстко з фюзеляжем

14 Літальний апарат згідно з п. 13, в якому тягові установки та / або їхні опорні конструкції з'єднано нежорстко одна з одною за допомогою опорних стояків з метою створення опорної рами тягової установки

15 Літальний апарат згідно з пп. 13 або 14, в якому тягові установки та / або їх опорні структури з'єднано нежорстко з ободоподібним підсилювальним кільцем за допомогою опорної рами тягової установки

16 Літальний апарат згідно з одним із пунктів від 13 до 15 включно, в якому передні тягові установки та задні тягові установки у кожному випадку розміщено на різній відстані від поздовжньої центральної площини літального апарата

17 Літальний апарат згідно з одним із пунктів від 13 до 16 включно, в якому передні тягові установки та задні тягові установки у кожному випадку розміщено на різній висоті на літальному апараті

18 Літальний апарат згідно з одним із пунктів від 13 до 17 включно, на якому встановлено принаймні чотири тягові установки

19 Літальний апарат згідно з одним із попередніх пунктів, в якому два двигуни, якими обома можна керувати паралельно, встановлено в кожній тяговій установці

20 Літальний апарат згідно з одним із попередніх пунктів, в якому вантажний відсік розміщено в нижній частині фюзеляжу

21 Літальний апарат згідно з п. 20, в якому вантажне відділення обладнане принаймні одним трапом, і в якому бажано обладнано два трапи з двох протилежних боків

22 Літальний апарат згідно з п. 20 або п. 21, в якому спрямовану донизу кільцеподібну опору на кшталт пневматичного амортизатора, яку розроблено таким чином, що вона висувається за допомогою пневматичного приводу, встановлено під вантажним відсіком в межах периметра останнього для використання як опорної конструкції для приземлення

23 Літальний апарат згідно з одним із пунктів від 1 до 18 включно, в якому пасажирську кабінку, яка бажано має двоповерхову конструкцію, розміщено в передній частині екваторіальної зони фюзеляжу

24 Літальний апарат згідно з п. 23, в якому пасажирську кабінку підвищено в ободоподібному підсилювальному кільці і бажано також в передній опорній конструкції опорної рами тягової установки

25 Літальний апарат згідно з пп. 23 або 24, в якому багажно-вантажний відсік розміщено в задній частині екваторіальної зони фюзеляжу

26 Літальний апарат згідно з п. 25, в якому багажно-вантажний відсік підвищено в ободоподібному підсилювальному кільці і бажано також в задній опорній конструкції опорної рами тягової установки

27 Літальний апарат згідно з одним із пунктів від 23 до 26 включно, в якому в нижній частині фюзеляжу розміщено центральне тіло, яке входить в

конструкцію останньої і не нижньому боці якого бажано встановлено кільцеподібну опору на кшталт пневматичного амортизатора, яка висувається за допомогою пневматичного приводу і використовується як опорна конструкція для приземлення

28 Літальний апарат згідно з п. 27, в якому центральне тіло підвищено в конструкції оболонки фюзеляжу, при цьому зазначена конструкція оболонки складається з верхньої та нижньої частин таким чином, що у випадку жорсткого приземлення зазначене центральне тіло може підпружинювати вгору і, таким чином, робить можливою амортизацію пасажирської кабіни, багажно-вантажного відсіку та опорної рами тягової установки

29 Літальний апарат згідно з п. 27 або з п. 28, в якому центральне тіло обладнано принаймні одним трапом для доступу зовні

30 Літальний апарат згідно з пунктами від 23 до 29 включно, в якому пасажирську кабінку та багажно-вантажний відсік нежорстко з'єднано за допомогою закритих обшивкою переходів з центральним тілом для забезпечення можливості останньому здійснювати підпружинювальну дію

31 Літальний апарат згідно з одним із попередніх пунктів, в якому фюзеляж має опорну конструкцію і оболонку і в якому оболонка фюзеляжу є нагріваною, принаймні частинами, в верхній частині фюзеляжу

32 Літальний апарат згідно з п. 31, в якому нагрівані ділянки оболонки фюзеляжу мають конструкцію з подвійною стінкою, через яку, в разі необхідності, проходить тепле повітря або інший газ, який є теплішим за оточуюче зовні фюзеляж середовище

33 Літальний апарат згідно з одним із попередніх пунктів, в якому обладнано централізоване, бажано цифрове, керування для загального та індивідуального регулювання кутів атаки полатей повітряних гвинтів всіх тягових установок для регулювання просторового положення під час польоту та керування польотом в режимах вертикального зльоту, приземлення, горизонтального крейсерського польоту та в перехідному режимі між цими двома робочими станами

34 Літальний апарат згідно з п. 33, в якому додатково забезпечено керування польотом вручну

35 Привідний вузол, який має принаймні один повітряний гвинт зі втулкою, і в якому площина обертання повітряного гвинта є по суті перпендикулярною відносно осі втулки повітряного гвинта, та який також має привідний пристрій, зокрема для літального апарата як заявлено в пп. 1-34, який відрізняється тим, що

- вал повітряного гвинта і вихідний вал привідного вузла, який діє на вал повітряного гвинта, шарнірно з'єднані між собою,

- площина обертання повітряного гвинта, разом із втулкою гвинта має універсальну конструктивну можливість нахилитися відносно привідного вала, діючого на вал повітряного гвинта,

- шарнірне з'єднання між валом повітряного гвинта та вихідним валом має таку конструкцію, що вал повітряного гвинта обертається рівномірно і однаково з вихідним валом,

- втулку повітряного гвинта встановлено за допомогою карданного з'єднання відносно привідного пристрою з метою роз'єднання передачі крупного моменту та передачі всіх поступальних сил, та

- кут атаки кожної лопаті повітряного гвинта може бути циклічно та індивідуально змінений

36 Привідний вузол згідно з п. 35, в якому втулку повітряного гвинта встановлено за допомогою кільця карданного типу

37 Привідний вузол згідно з п. 35 або з п. 36, в якому лопаті повітряного гвинта встановлено на відповідній втулці без горизонтальних шарнірів та без вертикальних шарнірів або інших пружних елементів, діючих таким же чином

38 Привідний вузол згідно з п. 37, в якому за допомогою тарілки перекошу кут атаки окремих лопатей повітряного гвинта може циклічно регулюватися як у всіх лопатей разом, так і окремо у кожній лопаті, відносно нахилу площини обертання повітряного гвинта

39 Привідний вузол згідно з одним із пунктів від 35 до 38 включно, в якому кут нахилу площини обертання повітряного гвинта відносно вихідного вала відповідного приводу, досягає більше ніж  $\pm 45^\circ$ , при цьому зазначений вихідний вал діє на вал повітряного гвинта

40 Привідний вузол згідно з одним із пунктів від 35 до 38 включно, в якому передбачено механізм нахилу для встановлення привідного вузла на літальному апараті, при цьому зазначений механізм нахилу дозволяє привідному вузлу нахилитися навколо осі нахилу між підйомним положенням, при якому вихідний вал зорієнтовано по суті вертикально, та тяговим положенням, при якому вихідний вал зорієнтовано по суті горизонтально

41 Привідний вузол згідно з п. 40, в якому встановлено слідкуючий пристрій, який повторює відхильний рух привідного вузла, зокрема площини

ни обертання повітряного гвинта, що здійснюється під впливом гідродинамічних сил, діючих на повітряний гвинт, і результуючих гіроскопічних сил, та який повторює цей відхильний рух без будь-яких сил протидії

42 Привідний вузол згідно з одним із пунктів 40 або 41, в якому втулку повітряного гвинта встановлено в одноосовому нахильному шарнірі, вісь нахилу якого проходить перпендикулярно вісі відхилення привідного вузла так, що нахильність втулки повітряного гвинта навколо осі нахилу шарніру, разом з відхильністю привідного вузла, дозволяють нахилити площину обертання повітряного гвинта у будь-якому напрямку, при цьому швидкість регулювання слідкуючого пристрою для відхильного руху навколо осі відхилення привідного вузла по суті відповідає швидкості регулювання нахильного руху площини обертання повітряного гвинта, спричиненого дією гідродинамічних сил

43 Привідний вузол згідно з одним із попередніх пунктів, в якому у втулку повітряного гвинта вмонтовано редуктор, бажано у вигляді планетарної шестерні, на який ротаційне діє вал приводу, бажано через подвійний карданний шарнір, і який передає зменшену швидкість обертання вихідного вала втулці повітряного гвинта

44 Спосіб керування літальним апаратом з приводом від повітряного гвинта під час всіх фаз польоту, який відрізняється тим, що кут атаки окремих лопатей кожного повітряного гвинта виставляється циклічно і окремо, та після чого, площина обертання повітряного гвинта нахиляється без будь-яких сил протидії, при цьому зазначений нахил спричиняється аеродинамічними силами та виникаючими з них відцентровими силами, відносно вихідного вала, який діє на вал повітряного гвинта для здійснення впливу на напрямок вектора тяги

Винахід стосується літальних апаратів з фюзеляжем, сконструйованим по суті як аеростатичне підйомне тіло, та комбінованими підйомними та тяговими пристроями, шарнірне встановленими на фюзеляжі, обладнаними повітряними гвинтами та створюючими тягові установки. Зазначені комбіновані пристрої в кожному окремому випадку переміщуються між підйомним положенням, в якому площина обертання відповідного повітряного гвинта є горизонтальною, а вихідний вал сполученого з ним приводу, діючий на вал відповідного повітряного гвинта, є по суті вертикальним, та тяговим положенням, в якому площина обертання відповідного повітряного гвинта є по суті вертикальною, а вихідний вал сполученого з ним приводу, діючий на вал відповідного повітряного гвинта, є по суті горизонтальним

Аеростатичний літальний апарат, обладнаний тяговими системами поступального руху, відомий вже давно, наприклад апарати типу "Цепелін". Ці дирижаблі можуть злітати та приземлюватися по суті вертикально через їх аероста-

тичну підйомну силу, однак, оскільки вони головним чином є легші за повітря, вони повинні якимось чином закріплюватися, коли вони знаходяться на землі. Більш того, керування цими літальними апаратами є відносно повільним, оскільки, через їх повільну швидкість та невеликі розміри поверхонь аеродинамічних елементів керування, вони мають низьку керованість, тобто мають велику інерційну протидію щодо зміни положень елементів керування. Останнім часом стали відомими дирижаблі з головними тяговими системами, які порівняно повільно обертуються навколо поперечної осі, та допоміжними тяговими системами, діючими з боків для сприяння аеродинамічному керуванню, при цьому зазначені тягові системи зменшують круг виражу дирижабля, але досягти "точкової" маневреності для цих апаратів не вдалося. Ще одним недоліком дирижаблів з витягнутою обтічною формою корпусу є їх надзвичайно висока чутливість до бокового вітру і пов'язана з цим необхідність закріплення дирижабля на землі таким чином, щоб він міг

повертатися під дією вітру так як і човен, закріплений на буї, при цьому виникає необхідність наявності причальних щогл

Крім цього, відомими є літальні апарати вертикального зльоту, двигуни яких відхиляються від вертикального підйомного положення з горизонтальною площиною обертання повітряного гвинта та від горизонтального тягового положення з вертикальною площиною обертання повітряного гвинта. Недоліком цих літальних апаратів вертикального зльоту з нахильними двигунами є керування прискіпними силами, які виникають, коли двигун нахилиється, що потребує їх підтримки за допомогою жорстких опорних конструкцій на крилах літального апарата та його фюзеляжі. Через ці прискіпні сили, відхилення двигунів може бути здійснене лише відносно повільно. Керування такими літальними апаратами вертикального зльоту здійснюється головним чином за допомогою пристроїв аеродинамічного керування. Оскільки під час вертикального зльоту таких літальних апаратів самі двигуни повинні забезпечити підйом всього апарата, навантаження, яке можна перевезти додатково до власної ваги літального апарата, є дуже обмеженим.

Таким чином, метою цього винаходу є забезпечення літального апарата, який поєднує переваги літального апарата аеростатного типу та переваги літального апарата вертикального зльоту, який, внаслідок цього, може перевозити великі вантажі на відносно великій відстані, і який в той же час може швидко і точно приземлюватися без використання спеціальної інфраструктури на землі.

Згідно з відрізняльною частиною пункту 1 формули винаходу зазначена мета досягається тим, що площина обертання відповідного повітряного гвинта має універсальну можливість відхилятися щодо вихідного вала сполученого з ним приводу, при цьому зазначений вихідний вал діє на вал повітряного гвинта.

Ця можливість площини обертання повітряного гвинта відхилятися, разом із суттєво забезпеченою можливістю тягової системи відхилятися навколо поперечної осі, дозволяє здійснювати регулювання вектора тяги літального апарата, при цьому зазначене регулювання вектора тяги здійснюється швидко і забезпечує швидке керування літальним апаратом навіть під час зльоту та приземлення. Зазначене регулювання вектора тяги дозволяє (за умови наявності достатньої потужності тягової системи) здійснювати приземлення літального апарата з фюзеляжем аеростатного типу, який має підйомну силу, по суті з "точковою" точністю. Це дає перевагу в тому, що літальний апарат може знижуватися безпосередньо на відносно маленькій ділянці ґрунту і, таким чином, може, наприклад, забирати вантаж з подвіря заводу і вивантажувати його безпосередньо в потрібному місці.

Відхилення площини гвинта здійснюється завдяки аеродинамічним силам, які діють на лопаті гвинта внаслідок регулювання кута атаки окремих відповідних лопатей повітряного гвинта. В цьому випадку, лише вектор тяги для поступального

руху, підйому та регулювання вводиться як сила, що діє на фюзеляж. Моменти протидії, які виникають під час швидкого створення вектора тяги, наприклад, прискіпні моменти відповідного двигуна або повітряного гвинта, залежать від оточуючого повітря, а не від каркаса літального апарата. Таким чином, площина повітряного гвинта також має можливість відхилятися щодо вихідного вала дуже швидко у будь-якому напрямку в межах великого кутового сектора, без сил протидії, які в цьому випадку виникають з прискіпних моментів, які мають бути перенесені до фюзеляжу. Кут відхилення площини обертання повітряного гвинта відносно вихідного вала, сполученого з ним приводу, при цьому зазначений вихідний вал діє на вал гвинта, може змінюватися у діапазоні між  $\pm 20^\circ$  та  $\pm 50^\circ$ , краще – між  $\pm 25^\circ$  та  $\pm 35^\circ$ , найкраще  $\pm 30^\circ$ . Оскільки регулювання вектора тяги літального апарата згідно з цим винаходом діє як при тяговому положенні, так і при підйомному положенні тягових установок, складне закріплення літального апарата на землі не потрібне для коротких зупинок-приземлень, під час яких тягові системи не вимикають, оскільки швидке регулювання вектора тяги дозволяє здійснювати стабілізацію положення літального апарата на майданчику приземлення навіть при наявності бокового вітру або поривів вітру. В результаті, згідно з цим винаходом, літальний апарат стає незалежним від платформ для приземлення або іншого обладнання для приземлення, розміщеного на землі, наприклад, причальних щогл для кріплення причальних тросів для літального апарата. Однак, зокрема у випадках, коли літальний апарат зупиняється на більш тривалий час, коли двигуни вимикають, може знадобитись зазначене наземне обладнання для закріплення літального апарата на землі відомим способом. Це можна здійснити шляхом закріплення опорної конструкції для приземлення, встановленої на кожній частині літального апарата, або ж за допомогою тросової лебідки, встановленої у фюзеляжі і яка може приводитись у дію централизованно. Швидке регулювання вектора тяги літального апарата, згідно з цим винаходом, також дозволяє підібрати вантаж та вивантажити його з "точковою" точністю під час завісання літального апарата без приземлення останнього.

У найкращому варіанті виконання літального апарата згідно з цим винаходом, фюзеляж розроблено одночасно і як аеродинамічне підйомне тіло. В результаті, під час крейсерського польоту фюзеляж може створювати аеродинамічну підйомну силу на додаток до аеростатичної підйомної сили.

У літальному апараті згідно з цим винаходом можна відмовитись від пристроїв аеродинамічного керування, для яких залежала від динамічного тиску під час польоту, і, таким чином, відпадає необхідність забезпечувати будь-який горизонтальний руль висоти або руль напрямку, які підвищують чутливість літального апарата до бокового вітру та поривів вітру, хоча вони суттєво не впливають на керування літальним апаратом під час польоту на малих швидкостях на етапах зльоту

та приземлення, внаслідок чого зазначене керування здійснюється лише за допомогою регулювання вектора тяги. Завдяки цьому конструкція літального апарата може мати просту форму.

Якщо фюзеляж має в горизонтальній проекції по суті круглу форму, тоді, з одного боку, при тій же довжині, завдяки більшому об'єму досягається більша під'ємна сила у порівнянні з дирижаблем сигароподібної форми звичайного типу, що, таким чином, непрямо призводить до збільшення корисного навантаження, та, з іншого боку, при тому ж об'ємі, намокла поверхня зовнішньої обшивки зменшується, що, таким чином, призводить до зменшення ваги та зниження опору тертя. Крім того, суттєво зменшується чутливість щодо бокового вітру.

В той же час, якщо фюзеляж матиме по суті еліптичний поперечний переріз, внаслідок чого суттєво зменшиться опір потоку повітря під час горизонтального польоту, це надасть літальному апарату переваги.

Якщо поперечний переріз фюзеляжу має асиметричну, по суті еліптичну форму, і при цьому верхня половина, яка створює більшу кривизну ніж нижня, більш плоска половина, яка створює нижню частину фюзеляжу, то під час польоту у крейсерському режимі фюзеляж, перебуваючи у горизонтальному положенні, сприяє не лише аеростатичному підйому, але додатково і аеродинамічному підйому, який замінює підйом зав допомогою несучого гвинта, який використовується під час зльоту та приземлення. Крім того, різна кривизна призводить до більш збалансованої конструкційної навантаження у верхній та нижній частинах асиметричного дископодібного фюзеляжу.

Краще, щоб фюзеляж мав в екваторіальній зоні принаймні одне ободоподібне підсилювальне кільце, яке надає горизонтальної жорсткості фюзеляжу. Зазначене підсилювальне кільце поглинає діючі радіальне у верхній та нижній частинах фюзеляжу сили і додатково, наприклад, підтримує сили динамічного тиску, які діють на фюзеляж з боку передньої кромки.

У той же час конструкція матиме перевагу, зокрема, якщо підсилювальне кільце у поперечному перерізі матиме частково еліптичну форму свого зовнішнього кола. Підсилювальне кільце підлаштовується таким чином до форми поперечного перерізу фюзеляжу у його екваторіальній зоні.

Переваги має і варіант, в якому підсилювальне кільце виготовлене з композитних волоконних матеріалів, переважно типу "сендвіч". Це забезпечує, разом із високою міцністю та малою вагою, бажану пружність, яка дозволяє підсилювачу кільцю зазнавати деформації у заздалегідь визначених межах. Завдяки цій пружній деформації, наприклад, сили та моменти сил, які виникають у підсилювальному кільці під дією опорних конструкцій тягових установок, можуть бути прийняті та передані конструкцією оболонки фюзеляжу, яка, завдяки найбільшим за розміром з можливих пліч важелів та природній розмірній жорсткості герметичного еліптичного дископодіб-

ного фюзеляжу особливо підходить для досягнення цієї мети. Основною функцією ободоподібного підсилювального кільця є поглинання радіально діючих сил, які надходять від конструкції оболонки з метою надання горизонтальної жорсткості дископодібному фюзеляжу.

Бажано, щоб результуючі навантаження стиску були поглинуті двома опірними щодо тиску опорними профілями з великою питомою силою стискування, які складають одне ціле з підсилювальним кільцем і до яких кріпляться опорні структури верхньої та нижньої частин фюзеляжу.

З метою обмеження бажаної радіальної пружності, підсилювальне кільце може мати принаймні один опорний острів, який бажано має бути розроблений як каркас, який у поперечному перерізі має по суті трикутну форму, при цьому два кути створені опорними профілями, які є частиною конструкції підсилювального кільця, а вершина трикутника спрямована всередину фюзеляжу.

Кращим варіантом буде той, в якому опорний каркас хоча б частково буде введено в конструкцію підсилювального кільця.

Якщо, згідно з ще одним варіантом виконання винаходу, в кожному випадку дві тягові установки разом встановлено нежорстко на фюзеляжі, то згинальний момент, який під час зльоту та приземлення виникає з підйомної тяги окремої тягової системи та виступаючої частини осі повітряного гвинта, може бути спрямований безпосередньо від однієї тягової установки до іншої і при цьому ці сили не будуть передаватися через всю конструкцію фюзеляжу. Обидві тягові установки, таким чином, підтримуються одна відносно другої за допомогою їх опорної конструкції.

Відповідні тягові установки та/або їхні опорні конструкції разом з цими тяговими установками бажано нежорстко з'єднати між собою за допомогою з'єднувальних елементів, внаслідок чого створюються опорні рами тягових установок, які є згинними і деформівними внаслідок їх нежорстких з'єднань.

Бажано, щоб тягові установки та/або їх опорні конструкції були б нежорстко прикріплені до ободоподібного підсилювального кільця. Тягові установки, таким чином, стають частиною опорної рами, яку нежорстко прикріплено до ободоподібного підсилювального кільця. Цей варіант виконання винаходу забезпечує те, що сили, виникаючі в окремих тягових установках, головним чином передаються через опорну раму і тому підсилювальне кільце та конструкція оболонки фюзеляжу звільняються від передавання цих сил.

Якщо передні та задні тягові установки у кожному випадку розміщено на різній відстані від поздовжньої центральної площини, то цим забезпечується те, що задні тягові установки не знаходяться на шляху проходження завихрень від передніх тягових установок.

Додатково до цього, або як варіант, передні та задні тягові установки можуть також бути встановлені на літальному апараті на різній висоті з тим, щоб досягти такого ж або навіть ще бі-

пльшого ефекту щодо завихрень

В найкращому варіанті конструкції згідно з цим винаходом, літальний апарат обладнують чотирма тяговими установками, які, для досягнення ще більшої переваги, у кожному випадку встановлені парами на опорних конструкціях. Бажаємо, щоб у кожному випадку тягову установку було встановлено в районі одного кута удаваного трикутника (або іншого багатокутника, залежно від кількості тягових установок), який знаходиться за межами круглої горизонтальної проекції літального апарата або частково входить до неї

Краще, якщо кожна з тягових установок матиме два двигуни, якими можна керувати обома паралельно

Таким чином досягається надмірність щодо кожної окремої тягової установки і, навіть якщо відмовить один з двигунів тягової установки, зазначена надмірність також дозволяє тяговій установці в цілому працювати надійно лише з незначною загальною втратою тяги. Безпека дії літального апарата, таким чином, підвищується, оскільки ризик повної відмови цілої тягової установки значною мірою зменшується внаслідок дублювання двигунів. Розміщення чотирьох двомоторних тягових установок такого типу надає повну надмірність тяги, навіть якщо один з двигунів відмовить під час зльоту при максимальній злітній масі, тобто під час вертикального польоту. Якщо тягова установка в цілому відмовить під час зльоту, лише дві тягові установки, розміщені діагонально одна напроти другої, забезпечать підйом та, в разі наявності максимальної злітної маси, дозволять підтримувати тільки незначну швидкість зниження, а третя працююча тягова установка використовується для стабілізації літального апарата навколо осі крену та поперечної осі. Якщо в разі такої втрати тяги достатню висоту вже досягнуто, може бути здійснено перехід до польоту у крейсерському режимі. Під час крейсерського польоту літальний апарат, обладнаний чотирма тяговими установками таким чином, як заявлено в цьому винаході, залишається цілком придатним до польотів та зберігає свою маневреність, якщо тягова установка повністю відмовить, оскільки в цьому випадку гарантується, що з кожного боку літального апарата ще залишаються робочими по одній з тягових установок відносно поздовжньої центральної площини, при цьому третя робоча тягова установка використовується для регулювання просторового положення літального апарата під час польоту

Вантажний відсік для транспортування вантажів бажано конструкційно розміщувати в нижній частині фюзеляжу, і під цим вантажним відсіком можна розташувати опорну конструкцію для приземлення, бажано платформоподібну

У кращому варіанті виконання винаходу вантажний відсік має принаймні один трап, краще два трапи з двох протилежних боків. Наявність одного трапа полегшує завантаження та розвантаження літального апарата, а наявність двох трапів з протилежних боків дозволяє здійснити більш швидке завантаження та розвантаження у так званому "PO-PO" режимі (горизонтально)

Якщо встановлено спрямовану донизу кільцеподібну опору на кшталт пневматичного амортизатора з пневматичним приводом, яка використовується як опорна конструкція для приземлення, розміщена під вантажним відсіком в зоні периметра останнього, то, з одного боку, удар при приземленні може бути пом'якшений опорною конструкцією для приземлення, зформованою цією кільцеподібною опорою, та, з іншого боку, через низький питомий поверхневий тиск, може бути також здійснене приземлення на неуцільнений ґрунт. З метою встановлення конкретної висоти, кільцеву опору з пневматичним приводом обладнано обмежувачем висоти

В іншому варіанті виконання винаходу згідно з цим винаходом, пасажирську кабіну, яка бажано має бути двоповерховою, розташовують в передній частині екваторіальної ділянки фюзеляжу таким чином, що літальний апарат може використовуватись для перевезення пасажирів

В цьому випадку бажано, щоб пасажирську кабіну було підвішено в межах ободоподібного підсилювального кільця і, крім того, в передній опорній конструкції опорної рами тягової установки

В кращому варіанті виконання винаходу бажано вантажний відсік розміщувати в задній частині екваторіальної ділянки фюзеляжу. Таке розміщення багажно-вантажного відсіку в задній частині літального апарата, при одночасному розташуванні пасажирської кабіни в передній частині літального апарата, забезпечить найкраще по можливості балансування літального апарата

Бажаємо, щоб багажно-вантажний відсік було б підвішено в межах ободоподібного підсилювального кільця і краще також в задній опорній конструкції опорної рами тягової установки

В попісненому варіанті втілення винаходу, в нижній частині фюзеляжу передбачено центральне тіло, яке встановлено в зазначеній нижній частині і під яким бажано встановити виконуючу роль опори для приземлення на кшталт пневматичного амортизатора кільцеву опору з пневматичним приводом

Якщо центральне тіло підвішене в межах складеної з верхньої та нижньої частин конструкції оболонки фюзеляжу таким чином, що в разі жорсткого приземлення це центральне тіло може підпружинювати вгору і, таким чином, амортизувати пасажирську кабіну, багажно-вантажний відсік та опорну раму тягової установки, то поштовхи при приземленні відводяться від пасажирської кабіни, а, отже, і від пасажирів так само як і від багажно-вантажного відсіку та опорної рами тягової установки

Якщо пасажирська кабіна та багажно-вантажний відсік з'єднані з центральним тілом за допомогою закритих транспортних галерей, то між центральним тілом і пасажирською кабіною, а також і багажно-вантажним відсіком створюються з'єднувальні переходи, відділені від охоплюючого їх внутрішнього простору фюзеляжу. Якщо транспортні галереї і центральне тіло з'єднані між собою нежорстко, підпружинювання центрального

тіла стає можливим. В цьому випадку можна створити принаймні дві, а краще три транспортні галереї.

Ще в одному поліпшеному варіанті виконання винаходу фюзеляж має опорну конструкцію та оболонки фюзеляжу, при цьому оболонка фюзеляжу є нагріваючою, принаймні ділянками, у верхній частині фюзеляжу. Це нагрівання, особливо на тому боці верхньої частини фюзеляжу, який повернуто всередину фюзеляжу, сприяє усуненню обледеніння, результатом чого є значне підвищення безпеки користування літальним апаратом в умовах поганої погоди.

Краще, якщо нагрівані ділянки оболонки фюзеляжу матимуть конструкцію з подвійними стінками, між якими проходило б тепле повітря або інший газ, більш теплий, ніж оточуюче фюзеляж середовище. З цією метою можна використовувати або відпрацьоване тепло двигунів, або ж додаткові незалежні нагрівальні пристрої. Краще, якщо тиск всередині оболонки фюзеляжу можна було б змінювати. Такий варіант сприяє ефективному позбавленню від обледеніння оболонки фюзеляжу, а отже сприяє і безпеці керування літальним апаратом в умовах поганої погоди.

Ще в одному поліпшеному варіанті виконання літального апарата згідно з цим винаходом забезпечується централізоване, бажано цифрове, керування окремим або загальним регулюванням кутів атаки лопатей повітряного гвинта всіх тягових установок для регулювання просторового положення апарата та регулювання польоту в режимі вертикального зльоту та приземлення, в режимі крейсерського польоту і в перехідний між цими робочими режимами період. Таке централізоване керування забезпечує стабільну поведінку апарата під час польоту за будь-яких умов і, таким чином, позбавляє пілотів цього завдання.

Крім цього, керування польотом може здійснюватися вручну, додатково до централізованого. Керування вручну дозволяє пілоту стабілізувати поведінку літального апарата під час польоту в разі відмови централізованого керування.

Регулювання вектора тяги в літальному апараті згідно з цим винаходом забезпечується тяговою установкою, яка має принаймні один повітряний гвинт і в якому площина обертання гвинта може відхилятися щодо привідного вихідного вала, який діє на вал повітряного гвинта. При цьому рівномірність обертання повітряного гвинта досягається тим, що вал гвинта та привідний вихідний вал, який діє на вал гвинта, з'єднані між собою шарнірно, краще за допомогою подвійного карданного шарніра або синхронного шарніра. Цей варіант виконання тягової установки, незалежно від відхильного положення площини обертання повітряного гвинта між підйомною та тяговою позиціями, забезпечує універсальну ефективну нахильність площини обертання повітряного гвинта у вигляді уявного диска, що дозволяє швидко з негайною ефективністю змінювати вектора тяги. Така особлива конструкція тягової установки, в якій площина обертання повітряного гвинта має універсальну відхильність щодо привідного вихідно-

го вала, може використовуватись не тільки у літальному апараті, який описано у цій заявці, а взагалі у літальних апаратах або, наприклад, у суднах, коли виникає необхідність швидкої зміни фактичного напрямку вектора тяги, який визначається працюючою тяговою установкою.

При практичному використанні, переважно у літальних апаратах, на додаток до зручності керування при регулюванні дуже швидкої зміни вектора тяги повітряного гвинта тягових установок, існують ще деякі переваги.

- площина повітряного гвинта може у кожному випадку бути зорієнтована перпендикулярно щодо напрямку потоку повітря, незалежно від просторового положення літального апарата,

- у випадку виникнення бокового вітру може бути побудовано компенсуючу урівноважуючу компоненту тяги,

- навіть коли напрямок потоку повітря є навкісним щодо площини повітряного гвинта, ніякий згинальний момент не діє на вал гвинта, оскільки утворення нахильного моменту площини повітряного гвинта усувається шляхом циклічного регулювання окремих лопатей. В той же час, конструкція набуває переваги, якщо втулку повітряного гвинта встановлено за принципом карданного з'єднання за допомогою карданного кільця, внаслідок чого досягається можливість відхилення площини обертання повітряного гвинта, що дозволяє регулювати вектор тяги.

В кращому варіанті виконання тягової установки лопаті повітряного гвинта встановлені на відповідній втулці гвинта без горизонтальних шарнірів, шарнірів інших типів або інших пружних елементів, діючих таким же чином.

В цьому випадку, кут атаки окремих лопатей повітряного гвинта може регулюватися, і бажано робити це за допомогою тарілки перекосу як для всіх лопатей разом, так і для кожної лопаті окремо в залежності від нахилу площини обертання повітряного гвинта. Така конструкція лопатей гвинта і регулювання їх кутів атаки за допомогою тарілки перекосу дозволяє досягти нахилу площини обертання повітряного гвинта відразу ж після зміни кута атаки лопатей гвинта (зміни кроку), внаслідок чого досягається бажана зміна вектора тяги для керування літальним апаратом.

В цьому випадку, циклічна зміна кутів атаки лопатей здійснюється за допомогою тарілки перекосу, як і у несучому гвинті вертольоту. Однак, на противагу цьому, немає необхідності продовжувати циклічно регулювати хвостовики лопатей повітряного гвинта до встановлення його в площині, перпендикулярній потоку повітря, оскільки на протилежність втулці ротора, закріпленій на вертольоті, втулка повітряного гвинта нахилиється разом з площиною обертання гвинта щодо вихідного вала. В цьому варіанті виконання винаходу тарілка перекосу, втулка повітряного гвинта і лопаті гвинта обертаються в площинах, паралельних одна одній, після здійснення операції нахилання.

Щоправда, в принципі, кут нахилу площини обертання повітряного гвинта щодо вихідного вала відповідного приводу, коли зазначений вихід-

дний вал діє на вал повітряного гвинта, може становити  $\pm 20^\circ$  та  $\pm 50^\circ$ , краще – між  $\pm 25^\circ$  та  $\pm 35^\circ$ , найкраще –  $\pm 30^\circ$ , як уже було зазначено. Однак, якщо кут нахилу площини обертання повітряного гвинта щодо вихідного вала відповідного приводу, коли зазначений вихідний вал діє на вал гвинта, змінюється більш ніж на  $\pm 45^\circ$ , то, якщо тягову установку встановлено навкісно щодо літального апарата, як підйомне, так і тягове положення можуть бути встановлені лише шляхом нахилу площини обертання повітряного гвинта.

Однак краще, якщо для встановлення тягової установки на літальному апараті використовується нахильний механізм, який дозволяє тяговій установці нахилитися навколо осі нахилу між підйомною позицією, в якій вихідний вал зорієнтовано по суті вертикально, та тяговою позицією, в якій вихідний вал зорієнтовано по суті горизонтально. Таке відхилення площини обертання повітряного гвинта від горизонтального положення (підйомного положення) у вертикальне положення (тягове положення) і навпаки під час перехідної фази, тобто, наприклад, у випадку з літальним апаратом, відповідні перехідні фази між вертикальним та горизонтальним польотами, таким же чином досягається регулювання кутів атаки окремих лопатей повітряного гвинта за допомогою гідродинамічних сил і примушує вихідний вал тягової системи відхилятися навколо осі нахилу, наприклад осі, паралельної поперечній осі літального апарата.

Бажано, щоб був передбачений слідкуючий пристрій, який повторює нахильний рух тягової установки, а саме площини обертання повітряного гвинта, який має місце під впливом гідродинамічних сил, які діють на повітряний гвинт, а також результуючих проскопічних сил. Цей пристрій також сприяє нахильному руху бажано без будь-яких протидіючих зусиль. Слідкуючий пристрій в цьому випадку повторює з помітно меншою швидкістю (приблизний коефіцієнт 5) нахильний рух площини обертання повітряного гвинта, який починається під дією гідродинамічних сил, які діють на повітряний гвинт (це аеродинамічні сили, які використовуються на літальному апараті), а також під дією результуючих проскопічних сил.

В альтернативному варіанті втілення винаходу втулку повітряного гвинта встановлено в одноосовому нахильному шарнірі, вісь нахилу якого проходить перпендикулярно осі нахилу тягової установки. Завдяки цьому нахильність втулки повітряного гвинта навколо осі нахилу разом із відхиленням тягової установки навколо осі відхилення тягової установки дозволяють площині обертання повітряного гвинта нахилитися у будь-якому напрямку, а швидкість регулювання відслідковуючого пристрою при відхиленні навколо осі відхилення тягової установки по суті відповідає швидкості регулювання викликаного дією гідродинамічних сил нахилу площини обертання повітряного гвинта з метою досягнення відхилення по суті без впливу протидіючих сил. Описане вище карданне з'єднання втулки повітряного гвинта в цій конструкції може не використовуватись.

У кращому варіанті втілення винаходу у втуп-

ку повітряного гвинта введено редукторну передачу, яка бажано має бути планетарного типу і яка приводиться в дію ротаційно вихідним валом приводу, краще за допомогою подвійного карданного шарніра або синхронного шарніра, і яка також передає зменшену швидкість обертання вихідного вала втулці повітряного гвинта. Подвійний карданний шарнір або синхронний шарнір для приводу повітряного гвинта позбавляється таким чином дуже великих моментів, які можуть виникнути зокрема при використанні повітряного гвинта великого діаметра.

Такий варіант конструкції тягової установки згідно з цим винаходом внаслідок того, що нахил площини обертання повітряного гвинта здійснюється в ньому за рахунок встановлення зі змінним кроком кута атаки лопатей гвинта, забезпечує відхилення площини обертання гвинта від її попереднього положення без впливу будь-яких протидіючих сил, а також забезпечує відсутність протидіючих зусиль при зміні тягового вектора. Тому в цьому варіанті виконання винаходу ніякі проскопічні моменти не виникають на фюзеляжі і тому можна відмовитись від використання складних і важких опорних та відповідних підсилювальних конструкцій у фюзеляжі навіть при необхідності здійснювати швидкі зміни вектора тяги для швидкого керування польотом і просторового положення.

Винахід, крім цього, стосується способу керування літальним апаратом, який має гвинтову тягову систему, в якому кут атаки окремих лопатей кожного повітряного гвинта циклічно виставляється окремо і, як наслідок, нахил площини обертання гвинта здійснюється без впливу протидіючих сил і під дією аеродинамічних сил та виникаючих з них проскопічних сил. Цей спосіб дозволяє здійснювати швидке керування гвинтовим літальним апаратом, який, як наслідок, особливо в діапазоні низьких польотних швидкостей, дозволяє здійснювати більш швидкі зміни напрямку ніж за допомогою аеродинамічних пристроїв, наприклад рулів висоти, рулів напрямку та елеронів.

Нижче наведено більш детальний опис винаходу на одному прикладі з посиланнями на креслення, на яких представлено

Фіг. 1 – пасажирський варіант літального апарата згідно з цим винаходом в умовах крейсерського польоту,

Фіг. 2 – ізометричний вид в розрізі пасажирського варіанта літального апарата згідно з цим винаходом,

Фіг. 3 – пасажирський варіант літального апарата згідно з цим винаходом, який приземлився на непередбачений ґрунт,

Фіг. 4 – вантажний варіант літального апарата згідно з цим винаходом, який приземлився на непередбачений ґрунт,

Фіг. 5 – ізометричний вид в розрізі пасажирського варіанта літального апарата згідно з цим винаходом,

Фіг. 6 – вид згори у розрізі вантажного варіанта літального апарата згідно з цим винаходом, який має опорну раму для задніх та передніх тя-



гових установок,

Фіг. 7 – частина виду збоку з частковим розрізом літального апарата згідно з цим винаходом, який має підсилювальне кільце та опорні конструкції,

Фіг. 8 – вид збоку з частковим розрізом нахильної тягової системи першого варіанта виконання винаходу,

Фіг. 9 – вид збоку з частковим розрізом нахильної тягової системи другого варіанта виконання винаходу,

На Фіг. 1 наведено вид збоку пасажирського варіанта літального апарата згідно з цим винаходом в умовах крейсерського польоту. Літальний апарат має фюзеляж 1, який зконструйовано по суті як аеростатне підйомне тіло і наповнено переважно газом, який є легшим за повітря, переважно гелієм.

Фюзеляж 1 зконструйовано як еліпсоїд обертання і, таким чином, має по суті круглу горизонтальну проекцію та еліптичний переріз. Та частина фюзеляжу 1, яку названо верхньою частиною 2, має більшу кривизну, ніж частина фюзеляжу 1, яку розміщено нижче екваторіальної лінії і названо нижньою частиною 3, і яка має по суті більш плоску форму і тому має меншу висоту, ніж верхня частина 2.

Хоча фюзеляж 1 має круглу конструкцію, як про це свідчить вид згори, він має виступаючу передню частину, якщо дивитись у напрямку польоту, при цьому зазначена передня частина обмежується виступаючою частиною кабіни 4 екіпажу, яку закріплено на екваторіальному периметрі фюзеляжу 1. Передня частина периметра фюзеляжу 1 має вікна 5, виконані в стіні фюзеляжу на верхньому поверсі двоповерхової пасажирської кабіни 38 (Фіг. 2). Ще один ряд вікон, які виконують функцію вікон 6 панорамного огляду, виконано в передній частині фюзеляжу 1 під виступаючою частиною 4 кабіни екіпажу і з боків відносно останньої. Дві передні тягові установки 7 та 8 та дві задні тягові установки 9 та 10 встановлено по боках фюзеляжу 1.

Передні тягові установки 7 та 8 у кожному випадку обладнано повітряними гвинтами 11 та 12, які спрямовано вперед у напрямку польоту і розроблено як тягові повітряні гвинти, а їх лопаті 11' та 12' мають таку ж конструкцію, як і лопаті повітряних гвинтів звичайного літака. Діаметр повітряного гвинта майже дорівнює діаметру несучого гвинта вертольоту.

Задні тягові установки 9 та 10 обладнано повітряними гвинтами 13 та 14, які спрямовано назад відносно напрямку польоту і розроблено як штовхаючі повітряні гвинти. Лопаті 13' та 14' задніх тягових установок 9 та 10 мають таку ж конструкцію, як і лопаті повітряних гвинтів, а діаметр задніх повітряних гвинтів 13 та 14 приблизно відповідає діаметру передніх повітряних гвинтів 11 та 12.

Передні тягові установки 7 та 8 закріплено на фюзеляжі за допомогою відповідних поперечних з'єднувальних елементів 15, 16, 18 та 19 та поздовжніх з'єднувальних елементів 17 та 20.

Задні тягові установки 9 та 10 закріплено на

фюзеляжі за допомогою поперечних з'єднувальних елементів 21, 22, 24 та 25 та відповідних поздовжніх з'єднувальних елементів 23 та 26.

Передні тягові установки 7 та 8 розміщено вище екваторіальної площини фюзеляжу 1, а задні тягові установки 9 та 10 розміщено нижче екваторіальної площини зазначеного фюзеляжу.

На Фіг. 2 наведено ізометричний вид у розрізі пасажирського варіанта літального апарата згідно з цим винаходом. Більшу частину оболонки 2' верхньої частини 2 фюзеляжу вирізано, а оболонку 3' нижньої частини 3 фюзеляжу вирізано на ділянці задньої лівої тягової установки 9.

В екваторіальній зоні фюзеляжу 1 розміщено ободоподібне підсилювальне кільце 27, яке завжди має суцільні, стійкі щодо тиску опорні профілі 28 та 29 в верхньому та нижньому своїх краях. Між суцільними опорними профілями 28 та 29 розміщено кільцеву стіну 30, яка з'єднує між собою верхній опорний профіль 28 та нижній опорний профіль 29. Конструкцію підсилювального кільця 27 описано детально далі з посиланнями на Фіг. 7.

Передні тягові установки 7 та 8 з'єднані між собою за допомогою каркасоподібної передньої опорної конструкції 31, передніх верхніх поперечних з'єднувальних елементів 15 та 18, а також передніх нижніх поперечних з'єднувальних елементів 16 та 19, які є елементами передньої опорної конструкції 31.

Задні тягові установки 9 та 10 з'єднані між собою за допомогою задньої опорної конструкції 32, задніх поперечних з'єднувальних елементів 21, 22, 24 та 25, які є елементами задньої опорної конструкції 32.

Передні поздовжні з'єднувальні елементи 17 та 20 з обох боків літального апарата з'єднані з задніми поздовжніми з'єднувальними елементами 23 та 26, розміщеними з тих же боків фюзеляжу. При цьому в зоні відповідної точки з'єднання з метою компенсування різниці висот розміщення тягових установок, а, отже, і їх поздовжніх з'єднувальних елементів, передбачено рамоподібні конструкції 33 та 34.

Поздовжні з'єднувальні елементи 17, 23, 20 та 26 разом із відповідними рамоподібними з'єднувальними конструкціями 33 та 34 створюють лівий опорний стовп 37.

Передня опорна конструкція 31, задня опорна конструкція 32, лівий передній поздовжній з'єднувальний елемент 17, лівий задній поздовжній з'єднувальний елемент 23, їх ліва рамоподібна з'єднувальна конструкція 33, правий передній поздовжній елемент 20, правий задній поздовжній з'єднувальний елемент 26 та їх права рамоподібна з'єднувальна конструкція 34 всі разом створюють опорну раму 35 тягової установки, яка з'єднує між собою чотири тягові установки 7, 8, 9 та 10, при цьому відповідні поздовжні з'єднувальні елементи 17, 23, 20 та 26 нежорстко з'єднані з відповідними опорними конструкціями 31 та 32 з метою забезпечення можливості деформуватися та згинатися для опорної рами тягової установки.

Опорну раму 35 тягової установки підвищено нежорстко на ободоподібному підсилювальному

кільці 27 в зоні передньої та задньої опорних конструкцій 31 та 32 та лівого і правого опорних стоек 36 та 37 для того, щоб, і тут також, забезпечити можливість деформування між опірною рамою 35 тягової установки та ободоподібним підсилювальним кільцем 27.

В передній частині фюзеляжу 1 розміщено пасажирську кабіну 38, яка має форму півкола і закріплена на ободоподібному підсилювальному кільці 27 та на передній опорній конструкції 31 зазначеного кільця. В передній частині підсилювального кільця 27, а саме в кільцевій стінці його, виконано вікна 5 пасажирської кабіни 38.

Багажно-вантажний відсік 39 для вантажу та багажу пасажирів розміщено в задній частині фюзеляжу 1. Багажно-вантажний відсік 39 закріплений на підсилювальному кільці 27 та на задній опорній конструкції 32. На нижній стороні багажно-вантажного відсіку 39 розміщено нішу 40, яка веде з донної частини багажно-вантажного відсіку 39 до стіни нижньої частини 3 фюзеляжу. Нижня сторона ніші 40 може закриватися щитком 41, встановленим в стінці нижньої частини 3 фюзеляжу. В зоні стінки 40 в багажно-вантажному відсіку встановлено лебідку або підйомник, як на Фіг. 2 не показано, для спуску вантажів з багажно-вантажного відсіку 39 на поверхню землі в місці приземлення, або ж для транспортування вантажів з землі в літальний апарат.

В середній частині фюзеляжу розміщено циліндричне центральне тіло 42, яке знаходиться на опорі 43 для приземлення, встановленій на нижній стороні нижньої частини 3 фюзеляжу, і яке сполучається за допомогою закритих з усіх боків переходів 44, 45 та 46 з пасажирською кабіною 38 та з багажно-вантажним відсіком 39. Центральне тіло принаймні досягає зони екваторіальної площини або трошки нижче її, при тому, що між верхівкою центрального тіла 42 та стінкою верхньої частини 2 фюзеляжу передбачено вільний у вертикальному напрямку простір. Центральне тіло 42 закріплено в конструкції оболонки фюзеляжу 1. При цьому зазначену конструкцію оболонки створено верхньою частиною 2 фюзеляжу, нижньою частиною 3 фюзеляжу та підсилювальним кільцем 27 таким чином, що, в разі жорсткого приземлення літального апарата, зазначене центральне тіло може підпружинювати вгору і, таким чином, амортизувати пасажирську кабіну 38, багажно-вантажний відсік 39 та опорну раму 35 тягової установки, а переходи 44, 45 та 46 також нежорстко з'єднані з центральним тілом 42 з тим, щоб останнє могло здійснювати амортизацію.

В нижній зоні нижньої частини 3 фюзеляжу розміщено закритий з усіх боків коридор 47, який веде радіально від центрального тіла 42 до стінки або оболонки 3' нижньої частини 3 фюзеляжу і який може закриватися вхідним трапом 48, виконаним в стіні нижньої частини 3 фюзеляжу. Всередині центрального тіла 42 виконано сходи та/або підйомники, які зв'язують нижню частину центрального тіла 42, куди виходить коридор 47, з верхньою частиною, звідки є доступ до переходів 44, 45 та 46.

Як можна побачити на Фіг. 2, тягові установки

7, 8, 9 та 10 мають кутову конструкцію, а двигуни 49, 50, 51 та 52 розміщені поперечно щодо подовжньої центральної площини літального апарата, яка проходить через центральне тіло і виступаючу частину кабіни екіпажу. При цьому зазначений двигун бажано встановлювати горизонтально. В той же час, передні двигуни 49 та 50 орієнтовані соосно з відповідними передніми верхніми поперечними з'єднувальними елементами 15 та 18, в той час, як задні двигуни 51 та 52 орієнтовані соосно з відповідними задніми нижніми поперечними з'єднувальними елементами 22 та 25. Осі двигунів 49, 50, 51 та 52 лежать, таким чином, в площині, паралельній екваторіальній площині літального апарата.

Кожен з двигунів 49, 50, 51 та 52 з'єднано з відповідними спрямованими вперед частинами 53 та 54 або спрямованими назад частинами 55 та 56 відповідних тягових установок за допомогою кутової зубчастої передачі, яку на кресленнях не показано, і відповідний вхідний вал якої з'єднано з веденим валом відповідного двигуна, а вихідний вал якої, який діє на відповідний повітряний гвинт, розміщено в площині, яка проходить під прямими кутами щодо осі обертання відповідного двигуна. Крім цього, як показано на Фіг. 2, вихідні вали розміщені горизонтально. Присутність кутової зубчастої передачі в кожній тяговій установці 7, 8, 9 та 10 пояснюється кутовою конструкцією тягових установок 7, 8, 9 та 10, що показано на Фіг. 2.

Кожну з тягових установок 7, 8, 9 та 10 встановлено з можливістю обертання навколо осі обертання її відповідного двигуна 49, 50, 51 та 52 таким чином, що відповідні спрямовані вперед частини 53 та 54 передніх тягових установок 7 та 8 (згідно з Фіг. 2 ці частини розміщені горизонтально) та спрямовані назад частини 55 та 56 відповідних задніх тягових установок 9 та 10 (згідно з Фіг. 2 ці частини розміщені горизонтально), які в кожному випадку мають відповідні вихідні вали приводу, можуть відхилятися між горизонтально орієнтованим положенням, як показано на Фіг. 2, та вертикально орієнтованим положенням.

На Фіг. 3 показано вид збоку літального апарата, що приземлився, в якому частини 53, 54, 55 та 56 тягових установок 7, 8, 9 та 10, в яких розміщені відповідні вихідні вали, встановлено вертикально. Відповідна площина обертання повітряного гвинта тягових установок 7, 8, 9 та 10 на Фіг. 3 розміщена горизонтально і на цій же Фіг. 3 одночасно показано зльотне та посадочне положення тягових установок.

Відкритий щиток 41 багажно-вантажного відсіку 39 та опущений вхідний трап 48 коридору 47, що веде до центрального тіла 42 також показано на Фіг. 3. Під нижньою частиною 3 фюзеляжу 1 можна побачити кільцеподібну опору 57 на кшталт підправлічного амортизатора, яку опущено донизу з нижньої стінки нижньої частини 3 фюзеляжу, на яку спирається літальний апарат, що приземлився, при цьому кільцеподібна опора слугує за опору для приземлювання.

На Фіг. 3 також можна побачити, що передня тягова установка 7, а також передня тягова уста-

новка 8, яку не показано, відхилені вгору відносно положення під час крейсерського польоту, показаного на Фіг. 1, і, таким чином, площа повітряного гвинта 11 розташована над відповідним двигуном 49, а площа повітряного гвинта 13 задньої тягової установки 10, яку не видно, розташована нижче відповідного двигуна 51. Це різне положення відповідної площини повітряного гвинта має місце внаслідок того, що передні повітряні гвинти є тяговими гвинтами, а задні повітряні гвинти є штовхаючими гвинтами, і, таким чином, завдяки конструкції, показаній на Фіг. 3, і передні тягові установки і задні тягові установки можуть генерувати спрямовану вгору тягу.

На Фіг. 4 показано варіант конструкції літального апарата згідно з цим винаходом призначеного для перевезення вантажів і який знаходиться в такому ж робочому положенні, як і апарат, показаний на Фіг. 3 і розрахований на перевезення пасажирів. У показаному вантажному варіанті, вікна 5 та 6 в фюзеляжі 1, які було виконано в пасажирському варіанті, відсутні. Замість цього нижня частина 3 фюзеляжу створює вантажний відсік 58 (Фіг. 5), показаний на Фіг. 5, який по суті є восьмикутним, як це видно на виді в плані, і який обладнано, під його днищем, кільцеподібною опорою 59 на кшталт пневматичного амортизатора, яку пристосовано до горизонтального контуру і спрямовано донизу. Функції цієї опори, як опори для приземлювання, є такими ж, як і у кільцевої опори 57 пасажирського варіанта літального апарата, але охоплює вона більшу площу, пристосовану до горизонтального контуру вантажного відсіку, ніж кільцева опора 57 пасажирського варіанта.

Крім цього, у вантажному варіанті, показаному на Фіг. 4, передній трап 60 та задній трап 61 виконано в стінці нижньої частини 3 фюзеляжу, які ведуть відповідно з передньої та із задньої частин літального апарата через передній коридор 62 та задній коридор 63 до вантажного відсіку 58 (Фіг. 5) і які полегшують одночасне завантаження і розвантаження вантажного відсіку 58.

На Фіг. 5 наведено ізометричний вид вантажного варіанта, показаний з частковим розрізом, літального апарата згідно з цим винаходом. Вид, наведений на Фіг. 5, в основному відповідає виду пасажирського варіанта літального апарата, наведеного на Фіг. 2. В цьому варіанті конструкція опорної рами 64 тягової установки також в основному відповідає конструкції опорної рами 35 пасажирського варіанта літального апарата. Конструкція фюзеляжу 1, разом з верхньою його частиною 2 та нижньою частиною 3, а також ободоподібним підсилювальним кільцем 27 також в основному відповідає пасажирському варіанту, показаному на Фіг. 2. З метою запобігання повторенню, ми, таким чином, будемо посилалися на опис до Фіг. 2, де описані ці по суті маючі ідентичну конструкцію структурні елементи і по суті ідентично розроблені тягові установки. Вантажний відсік 58 розміщено по суті в зоні нижньої частини 3 фюзеляжу 1, а верхню стінку вантажного відсіку 58 розміщено на певній відстані від верхньої стінки верхньої частини 2 фюзеляжу для того, щоб і в

цьому варіанті також забезпечити вантажному відсіку 58 можливість здійснювати амортизуючу дію і, таким чином, забезпечити амортизацію опорної рами 64 тягової установки. Найбільша висота вантажного відсіку 58 дорівнює майже одній чверті загальної висоти літального апарата.

На Фіг. 6 показано вантажний варіант апарата, наведеного на Фіг. 4 та Фіг. 5, і знову ж вид згори в розрізі. Передню праву тягову установку 8 показано з правого боку, якщо дивитись у напрямку польоту X, а задню праву тягову установку 10 показано в положенні вертикального зльоту (з площиною повітряного гвинта в горизонтальному положенні), а тягові установки зліва, якщо дивитись у напрямку польоту, а саме ліву передню тягову установку 7 та ліву задню тягову установку 9 показано в положенні режиму крейсерського польоту (з площиною повітряного гвинта у вертикальному положенні). Ця ілюстрація, з тяговими установками, по різному нахиленими, служить лише для кращого розуміння, вона не відтворює стану систем апарата в умовах реального польоту.

Бажано встановлювати тягові установки у поздовжньому напрямку стосовно розподілу підйомної сили таким чином, щоб під час вертикального зльоту результуючий вектор підйомної сили центру ваги всіх тягових установок Arot та аеростатичної підйомної сили об'єму фюзеляжу Aaerostat проходить через центр маси ваги G літального апарата. Розподіл маси та розподіл аеростатичної підйомної сили Aaerostat, в цьому випадку, бажано побудувати таким чином, щоб центр маси був би настільки попереду центра аеростатичної підйомної сили, що після відмови всіх тягових установок, наприклад, внаслідок нестачі пального, забезпечується стабільний з точки зору аеродинаміки планеруючий політ із заданою низькою швидкістю. На Фіг. 6 відповідно вказані, як приклад, точки, позначені відповідно Aaerodyn, що означає точку прикладання результуючої аеродинамічної підйомної сили, Aaerostat, що означає точку прикладання аеростатичної підйомної сили об'єму фюзеляжу, Arot, що означає підйомну силу центра ваги всіх тягових установок, та G, що означає центр ваги маси літального апарата.

Цілком ясно з ілюстрації, наведеної на Фіг. 6, що відповідні поперечні з'єднувальні елементи 15, 16, 18, 19, 21, 22 та 24, 25, з яких можна побачити тільки верхні поперечні з'єднувальні елементи, спрямовано дещо назовні відносно осі у літального апарата, від середньої частини передньої опорної конструкції 31, при цьому зазначена середня частина розміщена в межах фюзеляжу, або від середньої частини задньої опорної конструкції 32, при цьому зазначена середня частина розміщена в межах фюзеляжу, тобто вони відхилені вперед від передньої опорної конструкції 31 та назад від задньої опорної конструкції 32. Одержане таким чином навкісне положення площин повітряного гвинта відносно вертикальної площини, яка проходить через поперечну вісь літального апарата, також можна побачити на Фіг. 1. Таке навкісне положення забезпечує проти-

кання потоку повітря, який обтікає літальний апарат, по суті аксіально на повітряний гвинт, коли останній знаходиться в своєму нормальному положенні під час польоту в крейсерському режимі (Фіг 1)

На Фіг 7 наведено частину виду збоку з частковим розрізом в екваторіальній зоні літального апарата згідно з цим винаходом. Підсилювальне кільце 27 має трубчастий верхній підтримувальний профіль 28 та трубчастий нижній підтримувальний профіль 29, які ламіновано в кільцеву стінку 30 типу "сандвіч" відповідно по її верхньому та нижньому периметрах. Контур стінки 30 має опуклу назовні кривизну на частково еліптичний кшталт. Оболонку 2' верхньої частини 2 фюзеляжу прикріплено відповідно до верхнього підтримувального профіля 28 та нижнього підтримувального профіля 29 за допомогою відповідних кріпильних пристроїв 3 цієї метою відповідні підтримувальні профілі 28 та 29 можуть мати відповідну форму у поперечному перерізі, яка відрізняється від круглої форми, показаної на Фіг 7, і яка робить можливим закріплення відповідних кріпильних деталей відповідних оболонок 2' та 3' на відповідних верхньому підтримувальному профілі 28 та нижньому підтримувальному профілі 29.

Оболонку фюзеляжу виготовлено з підходящого гнучкого матеріалу, який вже використовувався, наприклад, в конструкціях дирижаблів. Термін "верхня частина" та "нижня частина" конструкції фюзеляжу, вибрані для цієї заявки, не означають, що вони мають жорстку конструкцію, а тільки свідчать про геометричну форму, якої набуває фюзеляж після надування, і яка нагадує доступову черепашку.

Верхня частина 2 має подвійну стінку, при цьому внутрішню оболонку 2" відділено від зовнішньої оболонки 2', внаслідок чого створюється канал, в який виходять випускні отвори 65, виконані в верхньому підтримувальному профілі 28. Простір, який залишається між зовнішньою оболонкою 2' та внутрішньою оболонкою 2" може також бути поділений у меридіональному напрямку на множини каналів. Центральний верхній випускний отвір, який не показано, виконано у верхній частині 2 фюзеляжу. Тепле повітря, яке подають через верхній підтримувальний профіль 28, може, таким чином витікати через отвори 65 в канали, створені між внутрішньою оболонкою 2" та зовнішньою оболонкою 2' і виходити через центральний випускний отвір, при цьому тепле повітря нагріває зовнішню оболонку 2' і таким чином надає можливість позбавитися обледеніння зовнішньої оболонки.

На Фіг 7 також показано рамоподібний опорний каркас 66, який розміщено з радіально внутрішнього боку підсилювального кільця 27 і який з'єднує верхній підтримувальний профіль 28 та нижній підтримувальний профіль 29 і в тому числі і внутрішній кільцеподібний опорний профіль 67. Опорний каркас 66 служить для зміцнення підсилювального кільця 27.

Що стосується керування літальним апаратом, то останній розроблено без звичайних аеро-

динамічних пристроїв керування, але він має спеціальні тягові установки 7, 8, 9 та 10, які, завдяки спеціально сконструйованим втулкам 110 повітряних гвинтів з нахильною площиною 113 обертання повітряного гвинта, роблять можливим регулювання вектора тяги за допомогою повітряного гвинта.

Втулка 110 повітряного гвинта тягової установки цього типу та її модифікація описані нижче з посиланнями на Фіг 8 та Фіг 9.

На Фіг 8 показано перший варіант роторної головки згідно з цим винаходом однієї з тягових установок 7, 8, 9 та 10. В своїй нижній частині роторна головка, згідно з Фіг 8, має виконану у вигляді полого циліндра передню частину 101 опорної конструкції повітряного гвинта або кожуху приводу, при цьому зазначена передня частина 101 відповідає спрямованим вперед частинам 53 та 54 передніх тягових установок 9 та 10 літального апарата згідно цього винаходу.

Всередині передньої частини 101 та співвісно з нею встановлено внутрішню циліндричну допоміжну опорну трубку 102, яку з'єднано з циліндричною передньою частиною 101 через кільцеві розпірні деталі 103.

Вал 104 встановлено з можливістю обертання за допомогою підшипників 105 всередині внутрішньої циліндричної допоміжної опорної трубки 102 співвісно з останньою. Вал 104 є вихідним валом одного з двигунів 49, 50, 51 та 52, які показані на Фіг 2. Зазначений вал може бути встановлений співвісно з ротаційним валом відповідного двигуна або, як показано на Фіг 1 - 7, може бути з'єднаний з ротаційним валом двигуна за допомогою кутової передачі. Крім цього, вал 104 може бути вихідним валом редукторної передачі або редукторного вузла, встановленого нижче на двигуні.

На вільному кінці циліндричної передньої частини 101 опорної конструкції повітряного гвинта або кожуха приводу шарнірно, всередині кожуха передньої частини 101, який має вигляд полого циліндра, і на зазначеному кожусі встановлено кільце 106 карданного механізму. Вісь 106' повороту кільця 106 карданного механізму розміщено під прямими кутами до поздовжньої осі 101' циліндричної передньої частини 101. Кільце 106 карданного механізму встановлено на передній частині 101, яка має вигляд полого циліндра, відомим способом за допомогою опорних болтів 107 та 108.

Всередині кільця 106 карданного механізму на кільці 106 шарнірно за допомогою двох опорних пластин 111, які співвісно виступають на нижньому кінці опорної поло-циліндричної трубки 109 з двох її радіально протилежних боків, встановлено циліндричну опорну трубку 109 втулки 110 повітряного гвинта. Вісь 111' нахилу, навколо якої обертаються опорні пластини 111, а отже і поло-циліндрична опорна трубка 109, є перпендикулярною відносно поздовжньої осі 109' поло-циліндричної трубки 109 і перпендикулярною відносно осі 106' повороту. Таким чином створюється карданний шарнір 112, центральна точка якого утворюється точкою перетину осей 101', 106' та

111', і який робить можливим нахилання площини 113 повітряного гвинта у будь-якому бажаному напрямі відносно поздовжньої осі 101' передньої частини 101 опорної конструкції повітряного гвинта або кожуха приводу, при цьому зазначена поздовжня вісь, яка в той же час утворює вісь 104' обертання вихідного вала 104.

В зоні вільного кінця вихідного вала 104 встановлено два діаметрально протилежних нижніх внутрішніх шарнірних опорних елементи 114 та 114', в які вмонтовано вісь 115, яка проходить діаметрально через вихідний вал 104, та вісь 115' повороту якої проходить під прямими кутами відносно осі 104' обертання вихідного вала 104, при цьому зазначена вісь обертання сама проходить співосно з поздовжньою віссю 101' передньої частини 101. З метою створення нижньої карданної хрестовини в центрі осі 115 встановлено (якщо дивитись у поздовжньому напрямку) два бокових поворотних шворня 116, вісь 116' повороту яких проходить під прямими кутами відносно осі 115' повороту.

На кожному з поворотних шворнів 116 встановлено з можливістю обертання з'єднувальний вал 118, який відходить від вільного кінця полого вихідного вала 104, і який своїм кінцем, протилежним кінцю з поворотними шворнями 116, з'єднаний з поворотними шворнями 117, вісь 117' повороту яких проходить паралельно осі 116' повороту. З метою створення верхньої карданної хрестовини, поворотні шворні 117 встановлено з боків і в центрі (якщо дивитись у поздовжньому напрямку) осі 119, вісь 119' повороту якої проходить під прямими кутами відносно осі 117' повороту.

Вісь 119 встановлено з можливістю обертання у двох верхніх внутрішніх шарнірних опорних елементах 120 та 120', які встановлено в зоні вільного кінця валу 121 повітряного гвинта таким чином, щоб вони проходили діаметрально через цей вал. Вісь 121' обертання вала 121 повітряного гвинта є перпендикулярною площині 113 обертання повітряного гвинта та осі 119' повороту.

Таким чином створено внутрішній подвійний карданний шарнір 122, шарнірні хрестовини якого розміщено на рівних відстанях від центральної точки зовнішнього карданного шарніра 112. Це забезпечує те, що коли площину 113 обертання повітряного гвинта буде нахилено, кути між осями обертання вихідного вала 104 і з'єднувального вала 118 та між осями обертання з'єднувального вала 118 і вала 121 повітряного гвинта будуть завжди однаковими і дорівнюватимуть половині кута нахилу площини 113 обертання повітряного гвинта. Подвійний карданний шарнір, створений таким чином, передає обертання вихідного вала 104 валу 121 повітряного гвинта рівномірно при будь-якому нахилі площини 113 обертання повітряного гвинта.

Вісь 121' обертання вала 121 повітряного гвинта та вісь 104' обертання вихідного вала 104 перетинаються в центрі зовнішнього карданного шарніра 112, тобто в точці перетину осі 106' повороту кільця 106 карданного механізму та осі 111' нахилу опорних пластин 111.

У втулці 110 повітряного гвинта встановлено планетарну передачу 123, сонячне зубчасте колесо якої з'єднано з валом 121 повітряного гвинта, а на коронній шестерні 124 якої встановлено лопаті 125 повітряного гвинта. Планетарні зубчасті колеса планетарної передачі 123 встановлено на опорі планетарної шестерні, нерухомо з точки зору обертання з'єднаної з циліндричною опорною трубкою 109.

Встановлення лопатей 125 і 125' на коронній шестерні 124 виконано таким чином, що кути атаки лопатей 125 і 125' повітряного гвинта є регульованими. Для цього кожну лопать 125 і 125' шарнірно з'єднано із тарілкою 127 перекоосу через відповідні верхні регульовальні тяги 126 і 126' за допомогою відповідних верхніх кульових шарнірів 128 і 128'. Тарілка 127 перекоосу складається з внутрішнього опорного кільця 129 та зовнішнього опорного кільця 130, при цьому верхні кульові шарніри 128 і 128' встановлено на внутрішньому опорному кільці 129. Площина кільцевої тарілки 127 перекоосу проходить через центральну точку зовнішнього карданного шарніра 112, але вона також може бути зміщена в напрямку втулки повітряного гвинта.

На зовнішньому опорному кільці 130 тарілки 127 перекоосу встановлено нижні кульові шарніри 131 і 131' на яких встановлено нижні регульовальні тяги 132 і 132', які проходять вздовж передньої частини 101 опорної конструкції повітряного гвинта або кожуха приводу і які є регульованими через відповідні циліндро-поршневі вузли 133 і 133'. Циліндро-поршневі вузли 133 і 133' встановлено зовні відносно передньої частини 101, але їх можна встановити і всередині трубчатої передньої частини 101 між останньою та внутрішньою циліндричною допоміжною опорною трубкою 102.

За допомогою циліндро-поршневих вузлів 133 і 133', нижніх регульовальних тяг 132 і 132', тарілки 127 перекоосу та верхніх регульовальних тяг 126 і 126' можна не тільки регулювати кожний окремо кут атаки кожної з лопатей 125 і 125' повітряного гвинта, але за допомогою цього механізму також можна здійснювати одночасне регулювання кутів атаки лопатей повітряного гвинта на величину різниці між кутами атаки загальну для всіх лопатей гвинта.

На Фіг. 9 показано модифікацію роторної головки, наведеної на Фіг. 8, в якій зовнішній карданний шарнір 112 було замінено простим шарніром, який обертається навколо осі, як роз'яснюється нижче із зазначенням різниці у порівнянні з роторною головкою Фіг. 8.

Згідно з Фіг. 9, на верхньому вільному кінці передньої частини 101 опорної конструкції повітряного гвинта або кожуха приводу встановлено нижні опорні пластини 134, які виступають з торцевої поверхні вільного кінця циліндричної передньої частини 101 в поздовжньому напрямку зазначеної передньої частини і які розміщено на двох діагонально протилежних боках передньої частини 101. Опорні пластини 111 циліндричної опорної трубки 109 втулки повітряного гвинта шарнірно встановлено на нижній опорній пластині 134, при цьому вісь 111' нахилу є перпендику-

лярною відносно поздовжньої осі 101' передньої частини 101. Таким чином створено шарнір 134' нахилу. Крім цього, осі 101' і 111' завжди проходять під прямими кутами щодо осі 135' нахилу кріпильного пристрою 135, який використовують для кріплення приводного пристрою до літально-го апарата.

Що стосується цієї роторної головки, то площина 113 обертання повітряного гвинта може подібним чином бути нахилена у будь-якому бажаному напрямі, оскільки вісь 135' нахилу надає такий степінь вільності, який надається віссю 106 повороту кільця 106 карданного механізму 106 конструкції, наведеної на Фіг. 8.

Кріпильний пристрій 135, нахильний навколо осі 135' нахилу, може також бути встановлений у варіанті виконання винаходу, показаному на Фіг. 8, в якому є зовнішній карданний шарнір 112.

Цей винахід не обмежується наведеними вище прикладами втілення винаходу, які служать лише для загального роз'яснення основної ідеї винаходу. Навпаки, в межах об'єму захисту, пристрій згідно з цим винаходом може мати варіанти виконання, які відрізняються від описаних вище. В цьому випадку пристрій може, зокрема, мати відрізняльні особливості, які складають комбінацію відповідних окремих особливостей, відображених у пунктах формули винаходу.

Опис та креслення служать лише для більш ясного розуміння винаходу і не обмежують об'єму захисту.

Перелік номерів відсіпок

- 1 Фюзеляж
- 2 Верхня частина фюзеляжу
- 2' Зовнішня оболонка
- 2" Внутрішня оболонка
- 3 Нижня частина фюзеляжу
- 3' Оболонка
- 4 Виступаюча частина кабіни екіпажу
- 5 Вікно
- 6 Вікно панорамного огляду
- 7 Ліва передня тягова установка
- 8 Права передня тягова установка
- 9 Ліва задня тягова установка
- 10 Права задня тягова установка
- 11 Лівий передній тяговий гвинт
- 11' Лопать повітряного гвинта
- 12 Правий передній повітряний гвинт
- 12' Лопаті повітряного гвинта
- 13 Лівий задній повітряний гвинт
- 13' Лопаті повітряного гвинта
- 14 Правий задній повітряний гвинт
- 14' Лопаті повітряного гвинта
- 15 Лівий передній верхній поперечний з'єднувальний елемент
- 16 Лівий передній нижній поперечний з'єднувальний елемент
- 17 Лівий передній поздовжній з'єднувальний елемент
- 18 Правий передній верхній поперечний з'єднувальний елемент
- 19 Правий передній нижній поперечний з'єднувальний елемент
- 20 Правий передній поздовжній з'єднувальний елемент

21 Лівий задній верхній поперечний з'єднувальний елемент

22 Лівий задній нижній поперечний з'єднувальний елемент

23 Лівий задній поздовжній з'єднувальний елемент

24 Правий задній верхній поперечний з'єднувальний елемент

25 Правий задній нижній поперечний з'єднувальний елемент

26 Правий задній поздовжній з'єднувальний елемент

27 Підсилювальне кільце

28 Верхній підтримувальний профіль

29 Нижній підтримувальний профіль

30 Кільцева стіна

31 Передня опорна конструкція

32 Задня опорна конструкція

33 Ліва рамоподібна конструкція

34 Права рамоподібна конструкція

35 Опорна рама тягової установки

36 Лівий опорний стояк

37 Правий опорний стояк

38 Пасажирська кабіна

39 Багажно-вантажний відсік

40 Ніша

41 Щиток

42 Центральне тіло

43 Опора для приземлювання

44 Перехід

45 Перехід

46 Перехід

47 Коридор

48 Вхідний трап

49 Лівий передній двигун

50 Правий передній двигун

51 Лівий задній двигун

52 Правий задній двигун

53 Спрямована вперед частина тягової установки

54 Спрямована вперед частина тягової установки

55 Спрямована назад частина тягової установки

56 Спрямована назад частина тягової установки

57 Кільцеподібна опора на кшталт пневматичного амортизатора

58 Вантажний відсік

59 Кільцеподібна опора

60 Передній трап

61 Задній трап

62 Передній коридор

63 Задній коридор

64 Опорна рама тягової установки

65 Отвори

66 Опорний каркас

67 Внутрішній опорний профіль

101 Передня частина

101' Поздовжня вісь частини 101

102 Внутрішня циліндрична допоміжна опора на трубка

103 Кільцева розпірна деталь

104 Вихідний вал

104' Вісь обертання вала 104

105 Підшипник  
 106 Кільце карданного механізму  
 106' Вісь повороту кільця 106  
 107 Опорний болт  
 108 Опорний болт  
 109 Циліндрична опорна трубка  
 109' Поздовжня вісь трубки 109  
 110 Втулка повітряного гвинта  
 111 Опорні пластини  
 111' Вісь нахилу пластин 111  
 112 Зовнішній карданний шарнір  
 113 Площина обертання повітряного гвинта  
 114 Перший нижній внутрішній шарнірний опорний елемент  
 114' Другий нижній внутрішній шарнірний опорний елемент  
 115 Вісь  
 115' Вісь повороту осі 115  
 116 Поворотний шворінь  
 116' Вісь повороту шворня 116  
 117 Поворотний шворінь  
 117' Вісь повороту шворня 117  
 118 З'єднувальний вал  
 119 Вісь  
 119' Вісь повороту осі 119  
 120 Перший верхній внутрішній шарнірний опорний елемент

120' Другий верхній внутрішній шарнірний опорний елемент  
 121 Вал повітряного гвинта  
 121' Вісь обертання гвинта 121  
 122 Подвійний карданний шарнір  
 123 Планетарна передача  
 124 Коронна шестерня  
 125 Лопать повітряного гвинта  
 125' Лопать повітряного гвинта  
 126 Верхня регулювальна тяга  
 126' Верхня регулювальна тяга  
 127 Тарілка перекосу  
 128 Верхній кульовий шарнір  
 128' Верхній кульовий шарнір  
 129 Внутрішнє опорне кільце  
 130 Зовнішнє опорне кільце  
 131 Нижній кульовий шарнір  
 131' Нижній кульовий шарнір  
 132 Нижня регулювальна тяга  
 132' Нижня регулювальна тяга  
 133 Циліндро-поршневий вузол  
 133' Циліндро-поршневий вузол  
 134 Нижня опорна пластина  
 134' Шарнір нахилу  
 135 Кріпильний пристрій  
 135' Вісь нахилу пристрою 135

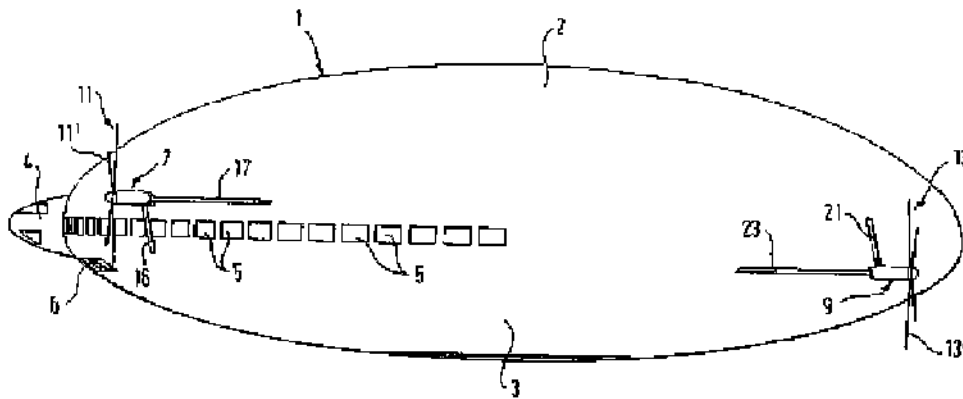


Fig. 1

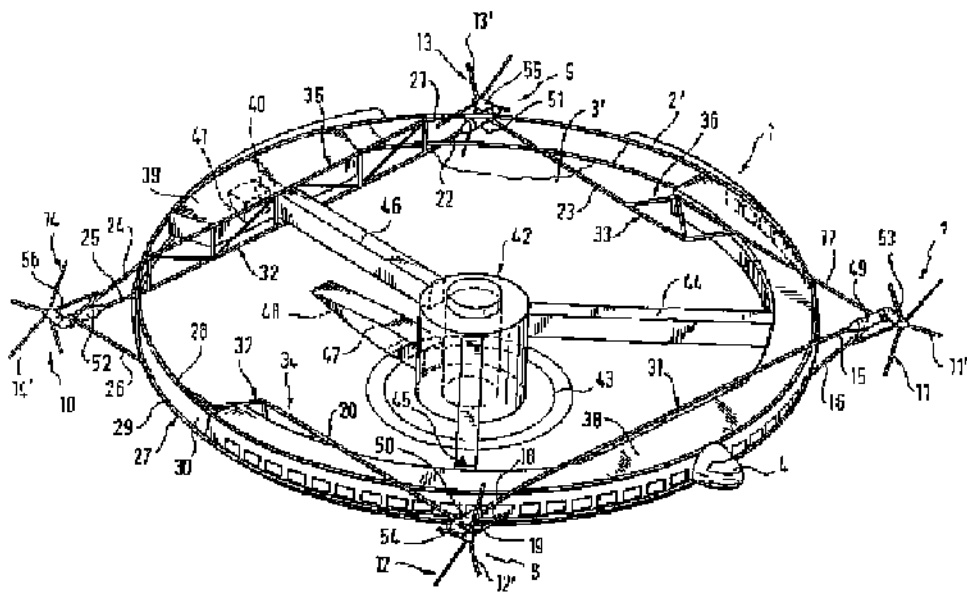


Fig. 2

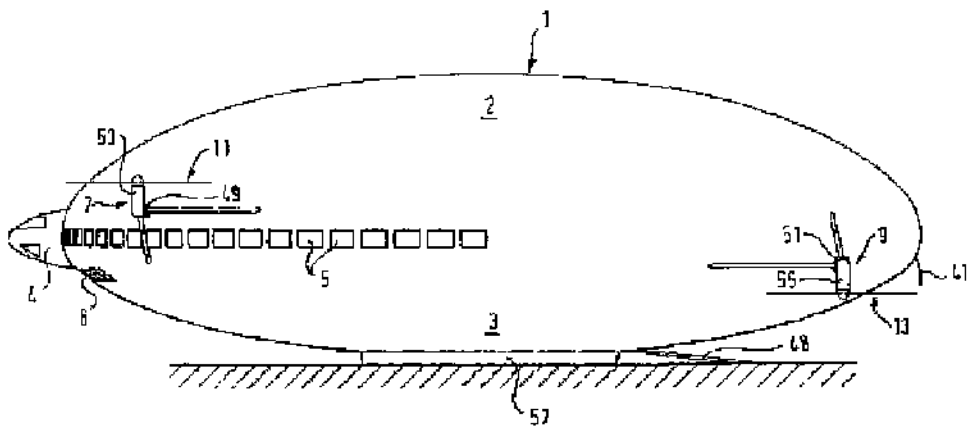


Fig. 3



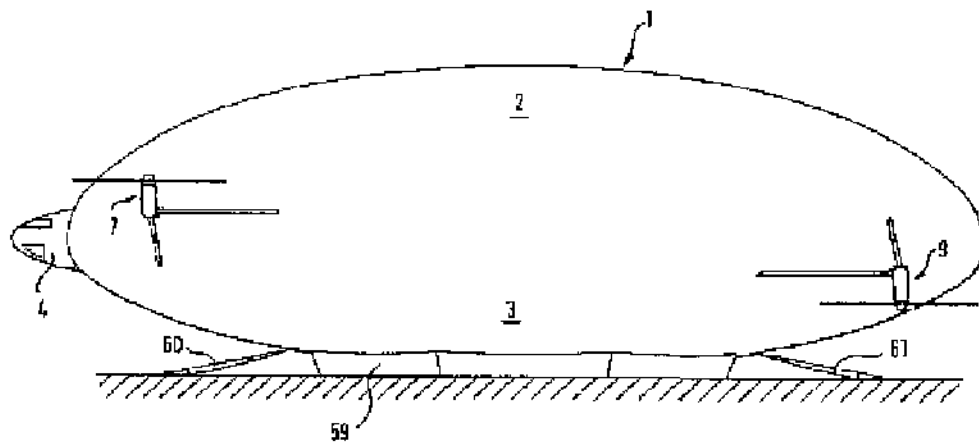


Fig. 4

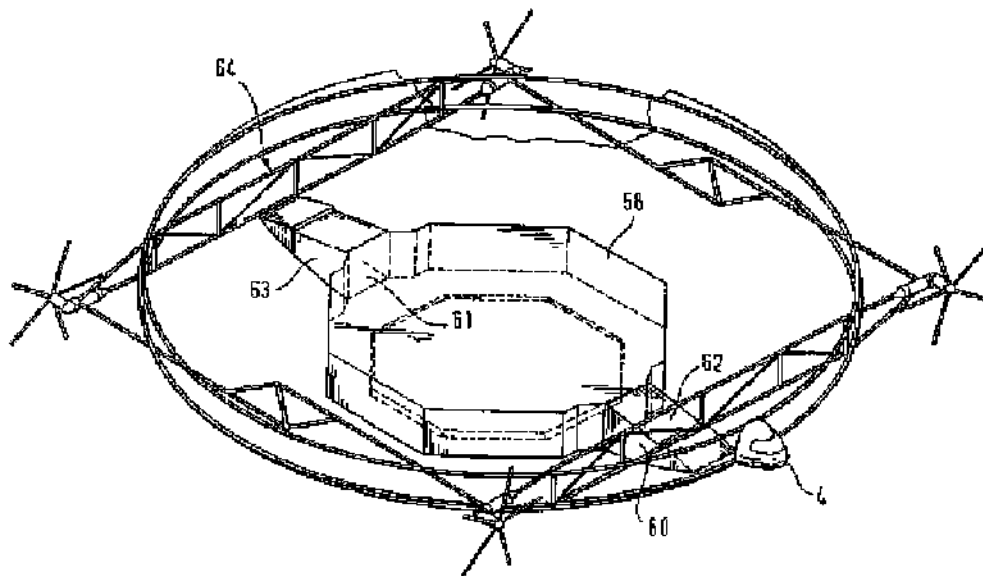


Fig. 5

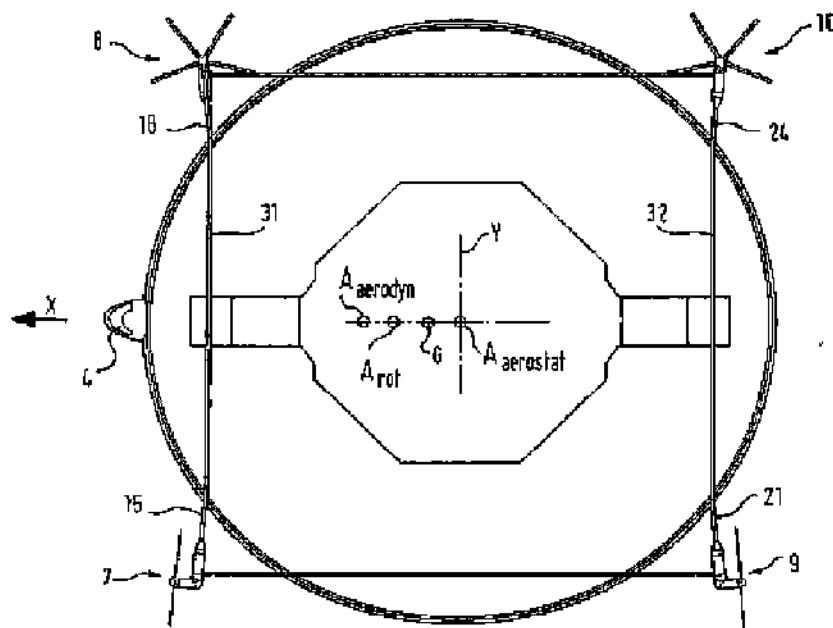


Fig. 6

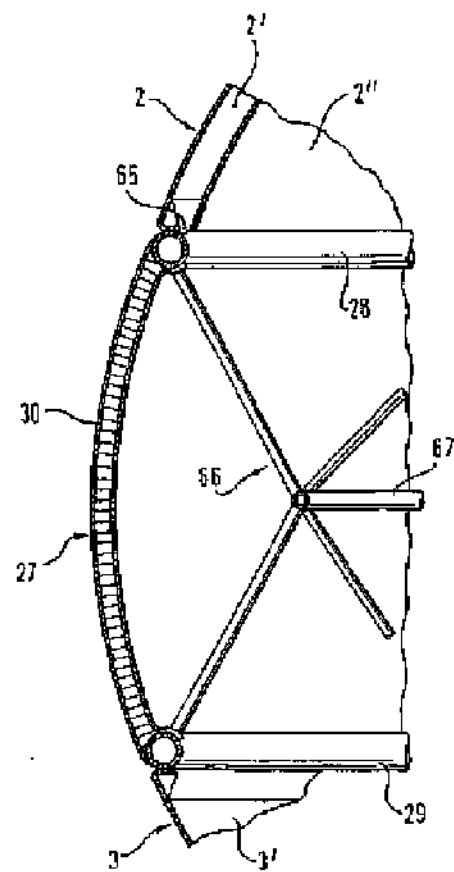


Fig. 7

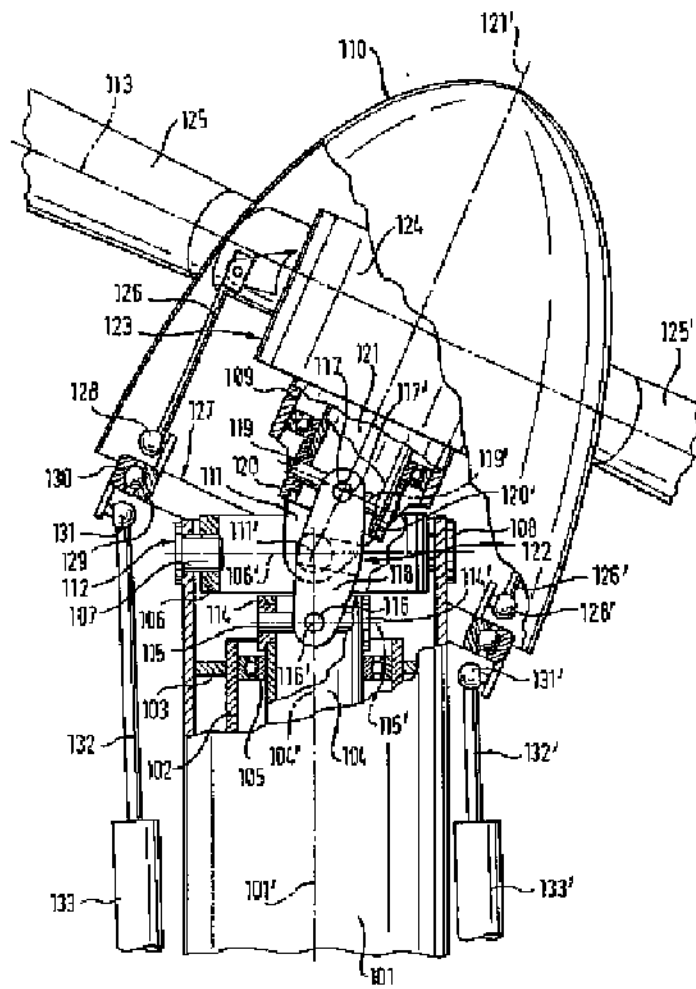


Fig. 8

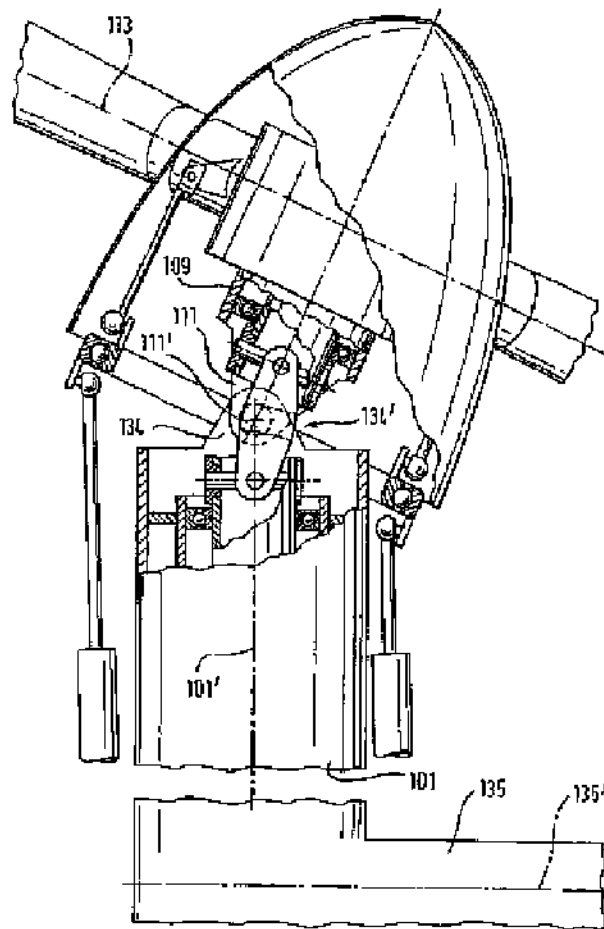


Fig. 9

ДП «Український інститут промислової власності» (Укрпатент)  
 вул. Сим'ї Хохлових, 15, м. Київ, 04119, Україна  
 (044) 456 – 20 – 90

ТОВ «Міжнародний науковий комітет»  
 вул. Артема, 77, м. Київ, 04050, Україна  
 (044) 216 – 32 – 71