**ДОКЛАД ОТ ПРОУЧВАНЕ**

**с вх.№ СпИС-1004 от 19.09.2025г**

**I. Уточнен класификационен индекс по МПК**

**B64C3/00; B64C3/38; B64C3/56; B64C7/00; B64C13/40; B64C39/00**

**I. Уточнен класификационен индекс по КПК**

**B64C3/00; B64C3/38; B64C3/56; B64C7/00; B64C13/40; B64C39/00**

## II. ОБЛАСТ НА ПРОУЧВАНЕ

Минимален обхват на проучване

| Вид класификация: | Класификационен индекс: |
|---|---|
| **МПК** | **B64C3; B64C7; B64C13; B64C39** |
| **КПК** | **B64C3; B64C7; B64C13; B64C39** |

Бази данни, в които е извършено проучването

***Espacenet, Epodoc***

## III. Релевантни документи

| Категория | Цитиране на документите с посочване на релевантните части | Релевантни към претенция |
|---|---|---|
| A | **US8800912B2,** публикуван на 12-08-2014, OLIVER RICHARD DAVID [US]; OLIVER VTOL LLC [US] | 1-20 |
| A | **WO2015089679A1**, публикуван на 25-06-2015, CONCA-GARCIA RAPHAËL [CH] | 1-20 |
| A | **US2010051742A1**, публикуван на 04-03-20010, TERRAFUGIA INC [US] | 1-20 |
| A | **BG65998B1,** публикуван на 30-09-2010**,** ZAFIROV DIMO [BG] | 1-20 |
| A | **US12162602B2,** публикуван на 10-12-2024, JETZERO INC [US] | 1-20 |

Категория на документа

**X** – документът е от особено значение; претендираното изобретение няма новост или изобретателска стъпка, когато документът се разглежда самостоятелно
**Y** – документът е от особено значение; претендираното изобретение няма изобретателска стъпка, когато документът се комбинира с един или повече други документи и тази комбинация е очевидна за специалист в областта
**A** – документ, отразяващ нивото на техниката, който не е от особено значение
**D** – документ, цитиран в описанието
**O** – неписмено разкриване, използване, прилагане, докладване или демонстриране
**P** - документ, публикуван преди датата на подаване в България, но след приоритетната дата
**E** – по-рано подадена българска заявка, но публикувана на или след датата на подаване
**L** – документ, който може да предизвика съмнение относно приоритета на претенциите или който е цитиран с цел установяване датата на публикация на друг документ или друга специална причина (както е посочено)
**&** - документ от една патентна фамилия

| ДАТА:26/09/2025 | ИМЕ: Пламен Гончев | ПОДПИС: |
|---|---|---|
| | | Пламен Гончев<br>Старши експерт ДЕЗИПМПД |

**С Т А Н О В И Щ Е**

ОТНОСНО: *Предварително проучване за новост на* “Компактен многокорпусен самолет с неподвижни стреловидни крила със сгъваеми периферии без аеродинамични кормила, векторно управляван със скаларно контролирана тяга”*, съгласно искане с вх. № **СпИС-1004** от 19.09.2025г.*

Обектът на настоящото проучване е определен от една независима претенция и деветнадесет зависими претенции.

Съгласно първа независима претенция, компактен многокорпусен самолет с неподвижни стреловидни крила със сгъваеми периферии без аеродинамични кормила, векторно управляван със скаларно контролирана тяга, включващ секционирано крило с неподвижни секции (1) и подвижни секции (2), характеризиращ се с това, че има поне един самолетен корпус (3), към който са свързани основите на неподвижните секции на крилата (4), като към противоположния край на всяка основа (4) е шарнирно присъединена основата на периферната й секция (5), а в задната част на всеки самолетен корпус (3) е монтиран поне един скаларно контролиран тягов агрегат (5), при което всеки контролиран тягов агрегат (5), през изпълнително устройство (6), е свързан с със съответен управленски извод от централен компютърен управленски блок (7), чиито команден вход е свързан с команден извод от команден център (8), а първият сигнален вход на централния компютърен управленски блок (7) е безжично свързан с датчик за текуща височина над терена (9), вторият му сигнален вход е безжично свързан с извод от комбиниран датчик за текущата самолетна скорост и посока на движение, спрямо терена (10), третият му сигнален вход е безжично свързан с извод от комбиниран датчик за атмосферните условия (11), четвъртият му сигнален вход е безжично свързан с извод от комбиниран датчик за близки препятствия около самолета (12), петият му сигнален вход е безжично свързан с извод от датчик за външно електромагнитно облъчване (13).

Съгласно 2-ра зависима претенция компактния многокорпусен самолет, съгласно претенция 1, се характеризира с това, че скаларно контролираният тягов агрегат (5) включва едно конвенционално витло.

Съгласно 3-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции 1 и 2, се характеризира с това, че скаларно контролираният тягов агрегат (5) включва две противоположно въртящи се конвенционални витла.

Съгласно 4-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 3, се характеризира с това, че скаларно контролираният тягов агрегат (5) включва две противоположно въртящи се тороидални витла.

Съгласно 5-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 4, се характеризира с това, че скаларно контролираният тягов агрегат (5) включва едно тороидално витло.

Съгласно 6-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 5, се характеризира с това, че скаларно контролираният тягов агрегат (5) включва турбореактивен двигател.

Съгласно 7-ма зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 6, се характеризира с това, че скаларно контролираният тягов агрегат (5) включва ротационен ванкелов двигател.

Съгласно 8-ма зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 7, се характеризира с това, че скаларно контролираният тягов агрегат (5) включва хибриден двигател.

Съгласно 9-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 8, се характеризира с това, че скаларно контролираният тягов агрегат (5) включва ракетен двигател.

Съгласно 10-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 9, се характеризира с това, че скаларно контролираният тягов агрегат (5) включва йонно-плазмен двигател.

Съгласно 11-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 10, се характеризира с това, че всичките скаларно контролирани тягови агрегати (5) са еднакви.

Съгласно 12-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 11, се характеризира с това, че всичките секционирани крила с неподвижни секции (1) са еднакви и успоредни помежду си.

Съгласно 13-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 12, се характеризира с това, че всичките подвижни секции (2), са еднакви и сгъваеми надлъжно по самолетните корпуси (3).

Съгласно 14-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 13, се характеризира с това, че неподвижните секции (1) и подвижните секции (2) и самолетните корпуси (3) са направени от материали с ниска радарна отражателност.

Съгласно 15-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 14, се характеризира с това, че е без хора на борда.

Съгласно 16-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 15, се характеризира с това, че е управляван от програмируем команден център (8) с изкуствен интелект за едновременно управление по множество командни канали.

Съгласно 17-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 16, се характеризира с това, че командната връзка с командния център (8) е двупосочна и е кабелна.

Съгласно 18-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 17, се характеризира с това, че командната връзка с командния център (8) е двупосочна и е безжична.

Съгласно 19-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 18, се характеризира с това, че неподвижните секции (1) и подвижните секции (2) са с тесни геометрични размери и са изработени от материали поглъщащи електромагнитните вълни.

Съгласно 20-та зависима претенция, компактния многокорпусен самолет съгласно претенции от 1 до 18, се характеризира с това, че неподвижните секции (1), подвижните секции (2) и самолетните корпуси (3) са боядисани с бои, поглъщащи електромагнитните вълни.

При извършеното проучване са намерени документи, посочени в приложения доклад, релевантни на техническото решение на обекта от настоящото проучване, а именно:

Документът **US8800912B2, публикуван на 12-08-2014,** се отнася до самолет с вертикално излитане и кацане, имащ поне три крила и поне шест двигателни агрегата, всеки от които е разположен радиално от два съседни двигателни агрегата, под равни или почти равни ъгли. Шестте двигателни агрегата заедно са разположени симетрично или в почти симетрични позиции около приблизителния център на тежестта на самолета, гледано отгоре. Може да се използва или да не се използва вертикален стабилизатор. Ако не се използва вертикален стабилизатор, управлението на отклонението от курса по време на хоризонтален полет може да се постигне чрез диференциална тяга, използваща поне шестте двигателни агрегата. Управлението на отклонението от курса по време на вертикален полет може да се осигури от множество панели за управление на отклонението от курса. При липса на панели за управление на отклонението от курса, управлението на отклонението от курса по време на вертикален полет може да се осигури, използвайки диференциални ъгли на наклона на двигателните агрегати.

В **WO2015089679A1, публикуван на 25-06-2015**, се разкрива самолет с вертикално излитане (VTOL), който се състои от фюзелаж (10), две основни крила (41, 42), разположени от двете страни на задната част на фюзелажа (10), две витла (53, 54), като във всеки случай по едно витло (53, 54) е разположено на всяко основно крило (41, 42) така, че да може да се върти около хоризонтална надлъжна ос, и ротор (70) с поне две роторни лопатки (71, 72), като роторът (70) е разположен върху носач на ротора (60), монтиран на фюзелажа така, че да може да се върти около напречна ос. Тази конструкция е особено проста и следователно рентабилна за реализиране. Тя позволява самостабилизиране и по този начин лесно управление с надеждни полетни свойства. Роторът (70), благодарение на своята възможност за махване, може да се използва за подпомагане на задвижването и осигурява малко въздушно съпротивление при хоризонтален полет.

Документът **US2010051742A1, публикуван на 04-03-20010**, се отнася до сгъваемо крило и заключващ механизъм. Подобрените механизми за сгъване и заключване на крило на самолет и управление на елероните на крилото чрез сгъване на крилото са мотивирани от разработването на самолет, подходящ за движение по пътищата. Приложими за по-широк клас самолети, тези механизми позволяват по-безопасно и по-леко решение за проблема със сгъването на крилото от наличното в момента. Системата за управление с кабел позволява външната секция на крилото да се движи едновременно със задействана вътрешна секция на крилото. Заключващият механизъм позволява автоматизирана работа и визуална проверка. Механизмът за управление на елероните осигурява центриране и заключване в допълнение към управлението на полета чрез оста на шарнира.

В **BG65998B1, публикуван на 30-09-2010**, се разкрива самолет със съчленено крило. Самолетът намира приложение при пилотирани и безпилотните самолети за спортни цели, гасене на пожари, мониторинг и предотвратяване на градушки. С прилагането му се постига висока маневреност чрез комбинирано управление на кормилата и вектора на тягата на движителя, при което се постига директно и индиректно изменение на аеродинамичните сили. Възможно е да се извършва вертикално излитане и кацане. Съчлененото крило е устойчиво на претоварванията, възникващи при еволюциите. Самолетът се състои от предно крило с тяло (1) и задно крило (2), които имат елерони (10), предкрилки (8) и задкрилки (9), като крилата са свързани помежду си с обтекаеми силови елементи (3 и 4), движител (5), захванат за централен силов елемент (3) посредством шарнири (6, 7) на рама (12). Обтекаемите силови елементи (4) имат кормила (11).

Документът **US12162602B2, публикуван на 10-12-2024,** се отнася до системи и методи за сгъване на крила на самолет . Примерната система включва комбинирано тяло на крило, където комбинираното тяло на крило включва основно тяло и поне едно крило, панта, разположена на поне едно крило и конфигурирана да позволява сгъване на поне едно крило, система за задействане, конфигурирана да сгъва поне едно крило, и контролер, конфигуриран да управлява поне една система за задействане.

## НОВОСТ

След извършен сравнителен анализ между обекта, предмет на настоящото проучване и намерените при проучването документи, се установи, че в нито един от намерените документи не е разкрит компактен многокорпусен самолет с неподвижни стреловидни крила със сгъваеми периферии без аеродинамични кормила, векторно управляван със скаларно контролирана тяга, който да включва всички технически признаци от описанието и претенциите на обекта на проучването. Следователно, обектът на настоящото проучване, съгласно така формулираните претенции, е нов по смисъла на чл. 8, ал. 1 от Закона за патентите и регистрацията на полезните модели (ЗПРПМ).

Пламен Гончев
Старши експерт от ДЕЗИПМПД

# Компактен многокорпусен самолет с неподвижни стреловидни крила със сгъваеми периферии без аеродинамични кормила, векторно управляван със скаларно контролирана тяга

## ТЕХНИЧЕСКА СЪЩНОСТ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Задача на настоящото изобретение е да се обезпечи компактен многокорпусен самолет с неподвижни стреловидни крила със сгъваеми периферии без аеродинамични кормила, векторно управляван със скаларно контролирана тяга, който радикално да преодолее недостатъците на известните цивилни и военни самолети и ДРОН-ове, да е с минимизирани геометрични повърхности на крилата и поглъщащите електромагнитните вълни корпусни елементи, да е със сгъваеми крила, механично монтирани към няколко самолетни корпуса, който да може да се управлява, както дистанционно, така и локално от управленски блок, програмируем с изкуствен интелект.

## ПОЯСНЕНИЕ НА ПРИЛОЖЕНАТА ФИГУРА

Фигурата представя илюстративен горен поглед към изобретения самолет, където с прекъсната линия са показани сгъваемите периферии на крилата, успоредно на самолетните корпуси. Под горния поглед е показана илюстративна схема на заден поглед към същия самолет.

## ИЗПОЛЗВАНЕ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Самолетът, съгласно изобретението, поради липсата на аеродинамични кормила, е с минимизирана радарно отражателна повърхност.

Той работи в два оновни режима

1. Дистанционно управляван от команден център 8.
2. Локално управляван от централния си компютърен управленски блок 7, според заложените му програми в съответствие със сигналите от датчиците 9, 10, 11, 12 и 13.

Работи и в други режими, които се явяват смесени на горепосочените два.

Изобретеният самолет нормално излита и каца с максимално разперени подвижни секции 2 на крилата.

Когато е в радарно контролирана зона лети със сгънати подвижни секции 2 на крилата, с което се минимизира крилният му размах за да е трудно засичан от радарите.

Максималното сгъване е, когото подвижните секции 2 сса по корпусите, с което те са в пълната радарна сянка на самите корпуси. Със свити крила по описания начин самолетът е и с най-ниско челно съпротивление, което увеличава скоростта му при атакуващо пикиране.

**Георги Тончев 0876403727 <inventortonchev@gmail.com>**

Разгледаните три полетни режима са основни, но изобретеният самолет може да лети с различно разперени крила, спрямо оперативните условия. Както и в зависимост от горивния / акумулаторния запас. В този случай свитите подвижни секции 2 при гравитационно пикиране му осигуряват ниско челно съпротивление, а добавената гравитационно индуцирана скорост резултантната му скорост разбираемо нараства.

Във всички режими самолетът ползва бордови апарати за радиоелектронна борба.

Гореописаните режими са част от аеродинамичното му ноу-хау. Останалото се съдържа в патентните претенции.

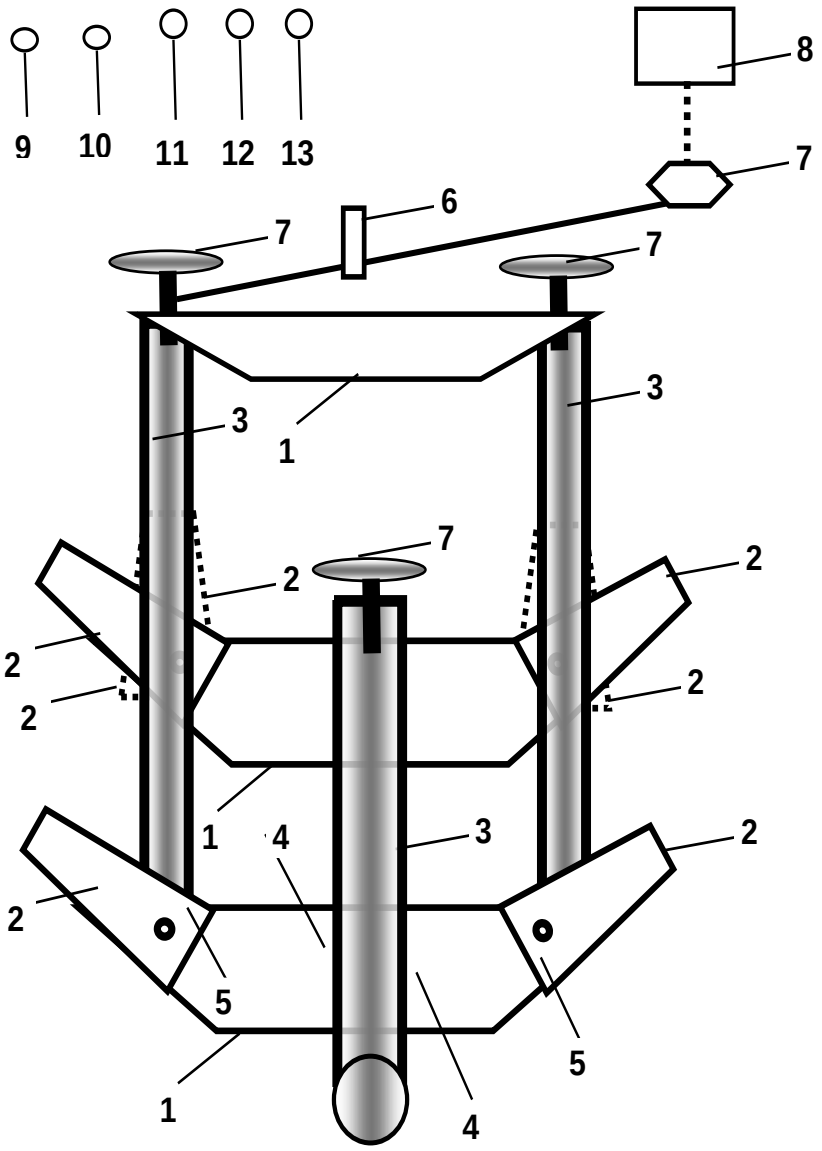
Авиониката му включва отделно ноу-хау за оптималното подпомагане на управлението на изобретения самолет. То е основано на самообучаващ се софтуер, който непрекъснато се актуализира от собствената история на работата си. Технологията за самообучение е съществено различна от традиционното програмиране. Системите за изкуствен интелект използват модели за прогнозиране, набор от параметри и факти, които централния си компютърен управленски блок 7, ползва, за да взема решения. Включва се и компонент за обучение, който позволява на универсалната автономна електро-гравитационна система за превантивно механо-динамично противодействие на центробежната сила на ремаркета в завои да непрекъсната автоматично да променя и актуализира начално заложените й параметри. Както дефинираните начално базите с правила, въз основа на опита, който се натрупва в архивната памет на централния си компютърен управленски блок 7. Така се формират непрекъснато нови бази правила, неизбежно необходими за механизма на умозаключенията на изкуствения интелект. Изкуственият интелект е управленската част на технологията, по която работи централния си компютърен управленски блок 7 с заложените му функционални алгоритми.

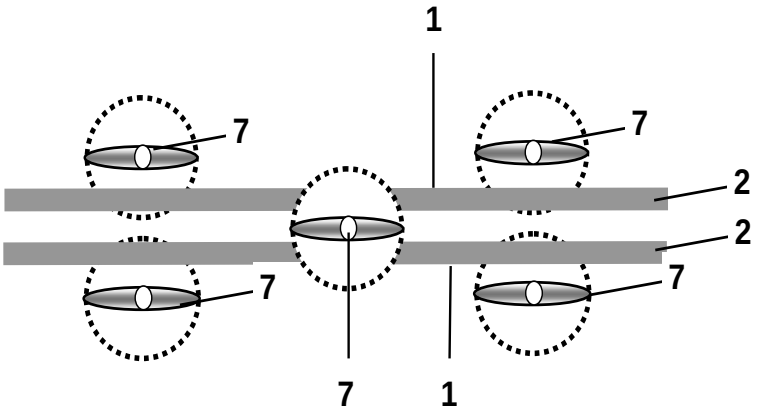
За всички функционални алгоритми предварително изготвихме бази данни и бази факти с начални правила. Събраните от експериментите бази с данни, факти и правила, както и новоформираните, приотизирани от анализа на историята на работата на изобретението, са неразделна част от технико-технологична собствена експертиза. Тя служи за непрекъснато оптимизиране на работа му в реално време.

В бюджетни варианти на изобретението, примерно за атакуващи дронове-камикадзе, то може да се изпълнява без сгъваеми подвижни секции 2, с множество еднакви по-къси стреловидни крила 1 между два успоредни самолетни корпуса 3, което синергично да минимизира, както периферните вихрови крилни съпротивления, така и радарното му напречно сечение. А крилата да са монтирани последователно под и над двата корпуса, за да се намали нежеланата аеродинамична интерференция между тях.

Всички компоненти на изобретението са пазарно налични и се изпълняват от познати материали по известни технологии. Това значително облекчава и поевтинява масовото му индустриално приложение и широкото му навлизане в практиката.

**Георги Тончев 0876403727 <inventortonchev@gmail.com>**




**Георги Тончев 0876403727 <inventortonchev@gmail.com>**

US012162602B2

(12) **United States Patent**
**Rawdon**

(10) **Patent No.: US 12,162,602 B2**
(45) **Date of Patent: Dec. 10, 2024**

(54) **SYSTEMS AND METHODS FOR FOLDING WINGS ON AN AIRCRAFT**

(71) Applicant: **JetZero, Inc.**, Long Beach, CA (US)

(72) Inventor: **Blaine Knight Rawdon**, Riverside, CA (US)

(73) Assignee: **JetZero, Inc.**, Long Beach, CA (US)

( * ) Notice: Subject to any disclaimer, the term of this patent is extended or adjusted under 35 U.S.C. 154(b) by 29 days.

(21) Appl. No.: **18/090,173**

(22) Filed: **Dec. 28, 2022**

(65) **Prior Publication Data**

US 2023/0138789 A1 May 4, 2023

**Related U.S. Application Data**

(63) Continuation-in-part of application No. 17/502,428, filed on Oct. 15, 2021, now Pat. No. 11,591,066.

(51) **Int. Cl.**

| | |
|---|---|
| ***B64C 3/56*** | (2006.01) |
| ***B64C 13/40*** | (2006.01) |
| ***B64C 13/50*** | (2006.01) |
| *B64C 39/10* | (2006.01) |

(52) **U.S. Cl.**

CPC ..... ***B64C 3/56*** (2013.01); ***B64C 13/40*** (2013.01); ***B64C 13/50*** (2013.01); *B64C 2039/105* (2013.01)

(58) **Field of Classification Search**

CPC ..... B64C 3/56; B64C 2039/105; B64D 2045/0085

See application file for complete search history.

(56) **References Cited**

U.S. PATENT DOCUMENTS

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 2,323,640 | A | 7/1943 | Armstrong | |
| 7,249,736 | B2 | 7/2007 | Clark | |
| 7,789,343 | B2 | 9/2010 | Sarh et al. | |
| 9,845,152 | B2 | 12/2017 | Stan | |
| 10,214,278 | B2 * | 2/2019 | Briancourt | B64C 3/56 |
| 10,287,011 | B2 | 5/2019 | Wolff et al. | |
| 10,364,018 | B2 | 7/2019 | Wildschek et al. | |
| 10,464,663 | B2 | 11/2019 | Luce | |
| 10,933,975 | B2 | 3/2021 | Ratti | |
| 11,014,654 | B2 | 5/2021 | Thompson | |
| 2003/0080243 | A1 * | 5/2003 | Hoisignton | B64C 1/0009 244/13 |
| 2006/0220918 | A1 | 10/2006 | Stockwell et al. | |
| 2017/0021911 | A1 * | 1/2017 | Wildschek | B64C 3/42 |
| 2017/0203839 | A1 * | 7/2017 | Giannini | B64C 29/0033 |
| 2018/0194453 | A1 | 7/2018 | Randall et al. | |
| 2020/0023947 | A1 | 1/2020 | Page | |
| 2020/0207463 | A1 | 7/2020 | Schuster et al. | |
| 2020/0207464 | A1 | 7/2020 | Whitlock et al. | |

FOREIGN PATENT DOCUMENTS

| | | |
|---|---|---|
| DE | 202010016892 | 8/2011 |
| WO | 2020234591 | 11/2020 |
| WO | 2021123540 | 6/2021 |

* cited by examiner

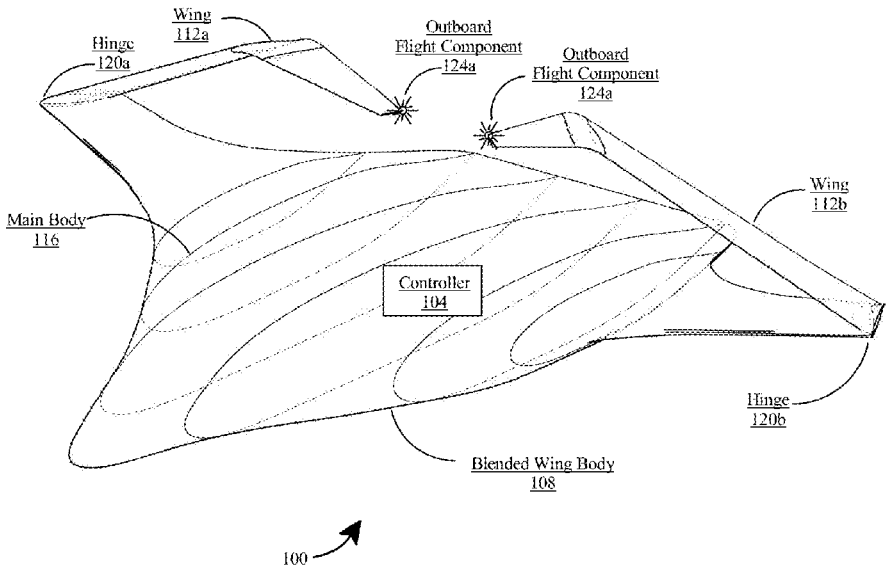
*Primary Examiner* — Valentina Xavier

(74) *Attorney, Agent, or Firm* — Caldwell Intellectual Property Law

(57) **ABSTRACT**

Aspects relate to systems and methods for folding wings on an aircraft. An exemplary system includes a blended wing body, where the blended wing body includes a main body and at least a wing, a hinge located on the at least a wing and configured to allow folding of the at least a wing, an actuation system configured to fold the at least a wing, and a controller configured to control the at least an actuation system.

**18 Claims, 7 Drawing Sheets**



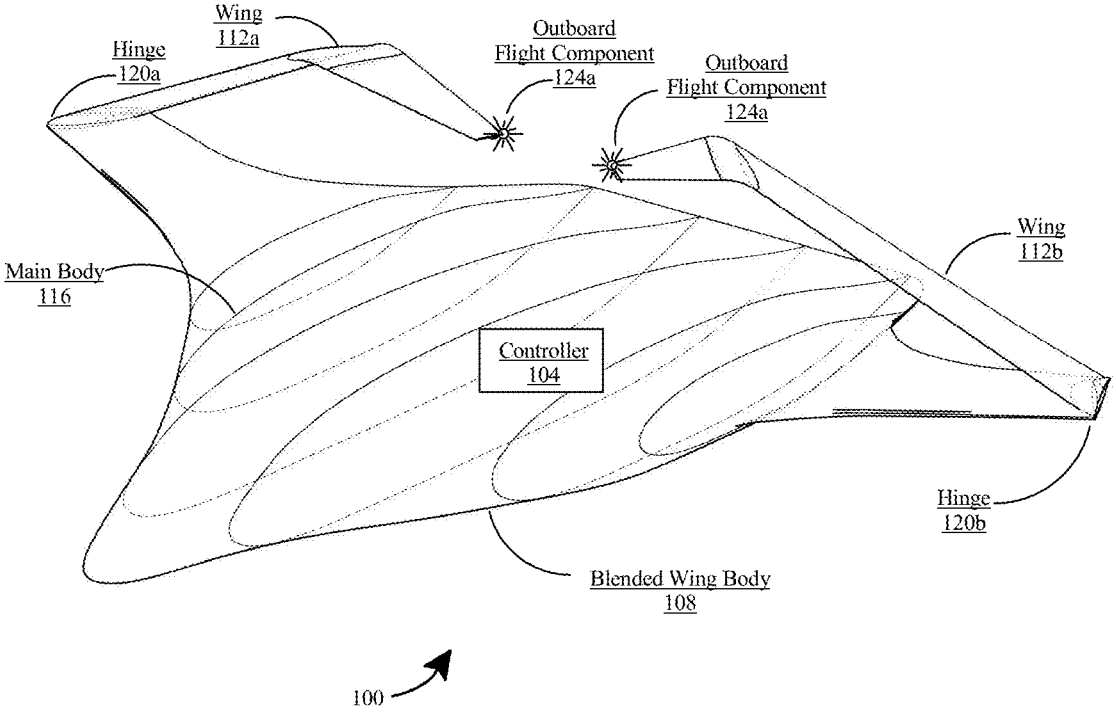

Wing
112a
Hinge
120a
Outboard
Flight Component
124a
Outboard
Flight Component
124a
Wing
112b
Main Body
116
Controller
104
Hinge
120b
Blended Wing Body
108
100

*FIG. 1*

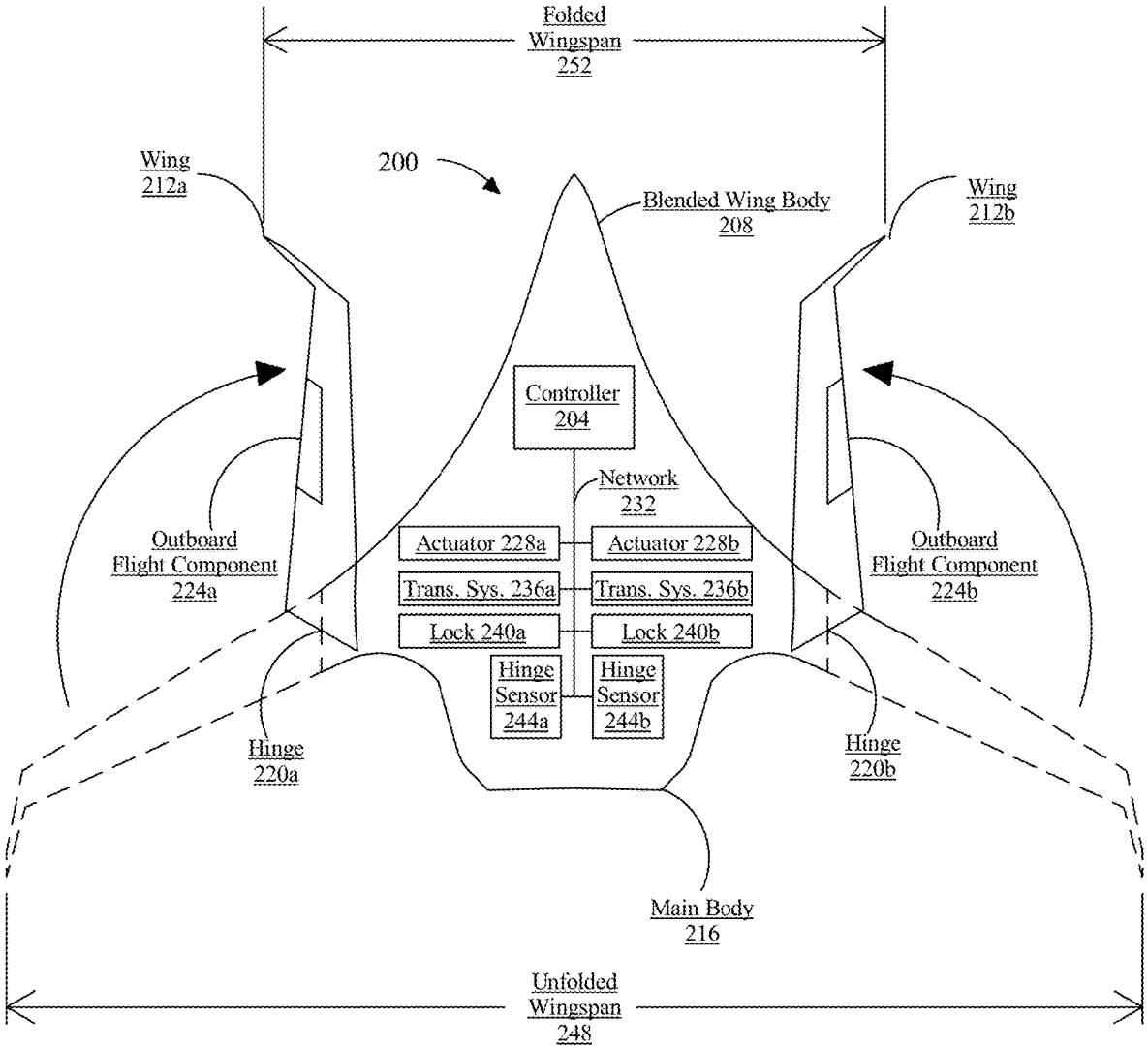

Folded Wingspan 252
200
Wing 212a
Blended Wing Body 208
Wing 212b
Controller 204
Network 232
Outboard Flight Component 224a
Actuator 228a
Actuator 228b
Trans. Sys. 236a
Trans. Sys. 236b
Lock 240a
Lock 240b
Hinge Sensor 244a
Hinge Sensor 244b
Outboard Flight Component 224b
Hinge 220a
Hinge 220b
Main Body 216
Unfolded Wingspan 248

*FIG. 2*

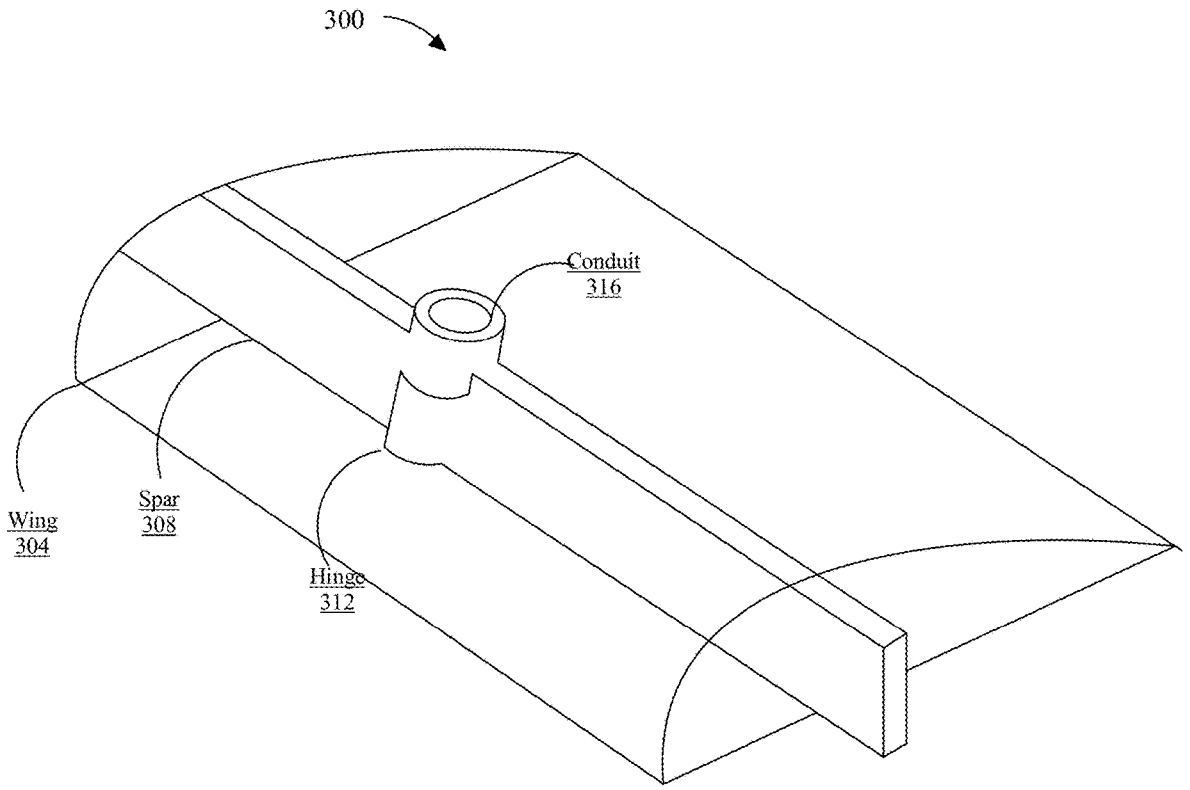



*FIG. 3*

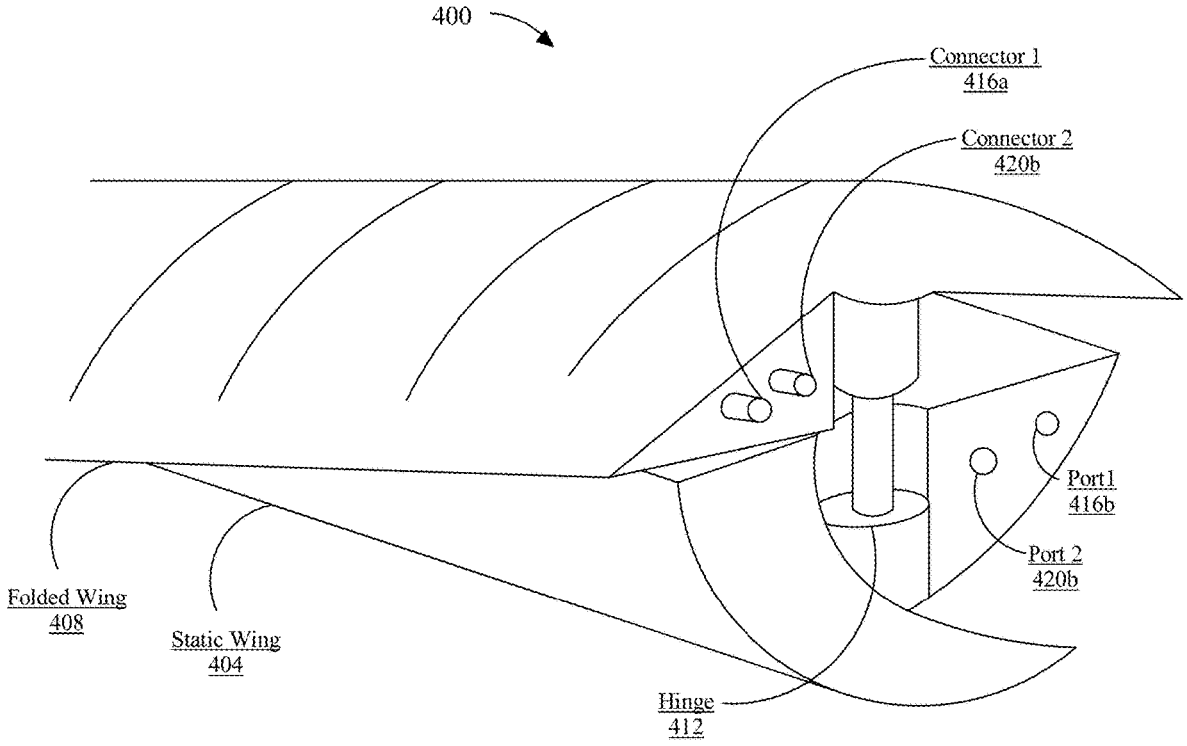

400
Connector 1
416a
Connector 2
420b
Port1
416b
Port 2
420b
Folded Wing
408
Static Wing
404
Hinge
412

*FIG. 4*

limited to, a serial port, a USB connection, a FIREWIRE connection, a parallel connection, and any combinations thereof.

The foregoing has been a detailed description of illustrative embodiments of the invention. Various modifications and additions can be made without departing from the spirit and scope of this invention. Features of each of the various embodiments described above may be combined with features of other described embodiments as appropriate in order to provide a multiplicity of feature combinations in associated new embodiments. Furthermore, while the foregoing describes a number of separate embodiments, what has been described herein is merely illustrative of the application of the principles of the present invention. Additionally, although particular methods herein may be illustrated and/or described as being performed in a specific order, the ordering is highly variable within ordinary skill to achieve methods, systems, and software according to the present disclosure. Accordingly, this description is meant to be taken only by way of example, and not to otherwise limit the scope of this invention.

Exemplary embodiments have been disclosed above and illustrated in the accompanying drawings. It will be understood by those skilled in the art that various changes, omissions and additions may be made to that which is specifically disclosed herein without departing from the spirit and scope of the present invention.

What is claimed is:

**1**. A system for folding wings on an aircraft, the system comprising:

a blended wing body, wherein the blended wing body comprises:

a main body; and

at least a wing comprising an outboard flight component, wherein the outboard flight component comprises at least a flight control surface;

a hinge located on the blended wing body and configured to allow folding of the at least a wing, wherein the hinge is inboard relative to the outboard flight component;

an actuation system configured to fold the at least a wing;

a controller configured to control the at least an actuation system; and

a transmission system comprising a connection wherein the connection disconnects as a function of folding of the at least a wing.

**2**. The system of claim **1**, wherein the at least a connection comprises a selectably disconnectable communication system.

**3**. The system of claim **1**, wherein the at least a connection comprises a fluidic connection.

**4**. The system of claim **1**, wherein the at least a connection comprises an electrical connection.

**5**. The system of claim **1**, wherein the transmission system is configured to facilitate communication with the outboard flight component, wherein the transmission system comprises a wireless communication component configured to transmit communication to the outboard flight component.

**6**. The system of claim **5**, wherein the wireless communication component is further configured to transmit communication to the outboard flight component using a line-of-sight communication method.

**7**. The system of claim **5**, wherein the wireless communication component is further configured to transmit communication to the outboard flight component using radio communication.

**8**. The system of claim **1**, further comprising a transmission system, wherein the transmission system comprises a slip ring.

**9**. The system of claim **1**, further comprising a transmission system, wherein the hinge comprises a conduit, wherein the conduit is configured to contain at least a portion of the transmission system.

**10**. A method of folding wings on an aircraft comprising a blended wing body, wherein the blended wing body comprises a main body and at least a wing, the method comprising:

allowing, using a hinge located on the blended wing body and inboard relative to an outboard flight component of the at least a wing, folding of the at least a wing, wherein the outboard flight component comprises at least a flight control surface;

folding, using an actuation system, the at least a wing;

controlling, using a controller, the at least an actuation system; and

disconnecting a connection of a transmission system as a function of folding of the at least a wing.

**11**. The method of claim **10**, wherein the at least a connection comprises a selectably disconnectable communication system.

**12**. The method of claim **10**, wherein the at least a connection comprises a fluidic connection.

**13**. The method of claim **10**, wherein the at least a connection comprises an electrical connection.

**14**. The method of claim **10**, further comprising wirelessly communicating, using the transmission system, with the outboard flight component, wherein the transmission system comprises a wireless communication component configured to transmit communication to the outboard flight component.

**15**. The method of claim **14**, wherein wirelessly communicating, using the transmission system, with the outboard flight component comprises transmitting communication to the outboard flight component using a line-of-sight communication method.

**16**. The method of claim **14**, wherein wirelessly communicating, using the transmission system, with the outboard flight component comprises transmitting communication to the outboard flight component using radio communication.

**17**. The method of claim **10**, further comprising communicating, using a transmission system, with the outboard flight component, wherein the transmission system comprises a slip ring.

**18**. The method of claim **10**, further comprising communicating, using a transmission system, with the outboard flight component, wherein the hinge comprises a conduit, wherein the conduit is configured to contain at least a portion of the transmission system.

* * * * *

РЕПУБЛИКА БЪЛГАРИЯ

(19) BG (11) 65998 B1

(51) Int.Cl.
*B64C 39/06 (2006.01)*
*B64C 39/00 (2006.01)*

ОПИСАНИЕ КЪМ ПАТЕНТ
ЗА
ИЗОБРЕТЕНИЕ

ПАТЕНТНО ВЕДОМСТВО

(21) Заявителски № 110155
(22) Заявено на 05.06.2008
(24) Начало на действие на патента от:

Приоритетни данни

(31) 110009 (32) 27.11.2007 (33) BG

(41) Публикувана заявка в бюлетин № 6 на 30.06.2009
(45) Отпечатано на 30.09.2010
(46) Публикувано в бюлетин № 9 на 30.09.2010
(56) Информационни източници:
US 4365773

(62) Разделена заявка от рег. №

(73), (72) Патентопритежател(и) и изобретател(и):
**ДИМО ИВАНОВ ЗАФИРОВ**
**4003 ПЛОВДИВ, УЛ."ИВАН РИЛСКИ"56, АП.4**

(74) Представител по индустриална собственост:
**Лусия Йосифова Кесова,**
**4003 Пловдив, п. к. 123**

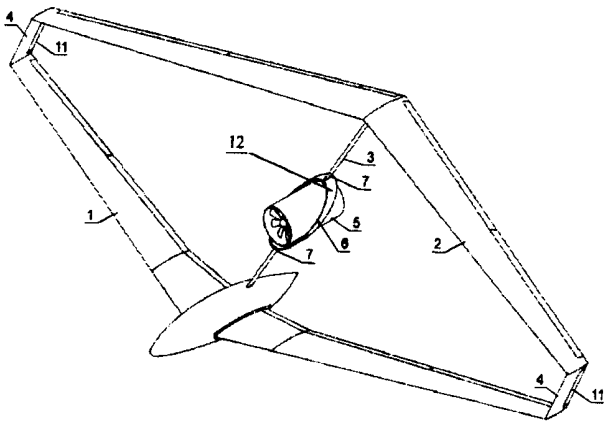
(86) № и дата на PCT заявка:

(87) № и дата на PCT публикация:

## (54) САМОЛЕТ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

(57) Изобретението се отнася до високоманеврен самолет със съчленено крило, който може да намери приложение за извършване на полети, по-специално пилотирани или без пилот на борда за спортни цели, гасене н а пожари, мониторинг и предотвратяване на градушки. Високата маневреност на самолета се постига чрез комбинирано управление на кормилата и вектора на тягата на движителя, при което се постига директно и индиректно изменение на аеродинамичните сили. Съчлененото крило е устойчиво на претоварванията, възникващи при еволюциите. Високоманевреният самолет със съчленено крило се състои от предно (1) и за дно (2) крило с елерони (10), предкрилки (8) и задкрилки (9), свързани помежду си с обтекаеми силови елементи (3 и 4). Движител (5) е захванат към централен силов елемент (3) посредством шарнири (6 и 7).

**7 претенции, 3 фигури**




BG 65998 B1

# (54) САМОЛЕТ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

## Област на техниката

Изобретението се отнася до самолет със съчленено крило, който може да намери приложение в пилотираната и безпилотна авиация, поспециално в летателните апарати, при които се изисква висока маневреност, устойчивост на високи претоварвания и директно управление на аеродинамичните сили.

## Предшестващо състояние на техниката

Известен е самолет със съчленено крило, състоящ се от предно крило с тяло и задно крило, свързани помежду си със странични обтекаеми силови елементи предкрилки, задкрилки и с елерони, захванати за крилата и движител и вертикален стабилизатор в задния му край. Предното крило е съединено с предната част на тялото, а задното крило е съединено с горния край на вертикален стабилизатор, като краищата на крилата са свързани помежду си посредством странични обтекаеми елементи (US 4365773).

Основният проблем е, че усилията между двете крила се предават през тялото и вертикалния стабилизатор, което ги утежнява, а също и че този самолет не притежава много висока маневреност поради твърдото захващане на двигателите, което не позволява управление на вектора на тягата.

## Техническа същност на изобретението

Задачата на изобретението е да се създаде самолет, който да притежава висока маневреност, намалени размери и деформируемост, висока якост, подобрени аеродинамични характеристики и съкратени разбег и пробег.

Задачата е решена със самолет със съчленено крило, състоящ се от предно крило с тяло и задно крило, свързани помежду си със странични обтекаеми силови елементи предкрилки, задкрилки и с елерони, захванати за крилата и движител. Съгласно изобретението, централните части на крилата са свързани чрез обтекаем централен силов елемент, образуващ с тях и страничните обтекаеми силови елементи пространствена рамка. Към централния обтекаем силов елемент посредством рамката / и шарнири е монтиран движителя, при което векторът на тягата е през центъра на масата на самолета и е с възможност за отклоняване.

Съгласно вариант на изпълнение движителят включва витло в дюза с двигател.

Движителят може да бъде и реактивен двигател.

Обтекаемите силови елементи в края на крилата са поставени под ъгъл спрямо въздушния поток и имат кормила.

Кормилата, елероните и векторът на тягата на движителя са с възможност за комбинирано отклоняване.

Предкрилките, задкрилките на предното и задното крило и движителят са с възможност за комбинирано задействане, при повишаване на носещата способност и разширяване диапазона на центровките на самолета.

Предкрилките, задкрилките, елероните и векторът на тягата на движителя са с възможност за комбинирано отклоняване.

Предимствата на самолета съгласно изобретението са:

Крилата могат да се използват комбинирано, в зависимост от изпълнявания маньовър. При това задкрилките и елероните могат да изпълняват ролята на кормила за височина, за завой и директно управление на подемната и страничната сила.

Едновременното отклоняване на механизацията на двете крила самолетът позволява да се повиши рязко максималната му носеща способност, без да се създават допълнителни моменти, които трябва да бъдат балансирани, примерно чрез изменение на ъгъла на поставяне на хоризонтален стабилизатор. При синхронизирано отклонение на механизацията може значително да се разшири диапазона на експлоатационните центровки.

Шарнирното закрепване на движителя позволява отклоняването му на големи ъгли и управление на вектора на тягата в хоризонталната и вертикалната равнина.

Едновременното комбинирано отклоняване на кормилата и движителя позволява директно и индиректно управление на аеродинамичните сили и изпълнение на маневри с рязко изменение на посоката на движение и ъгловото положение на самолета.

Самолетът ще може да излита и каца при достатъчна тяговъоръженост и вертикално. Предлаганият самолет може да излита и само с един двигател, който осигурява и хоризонталния полет. Устойчивостта при излитане и кацане може да се осигури с малки отклонения на движителя, така че векторът на тягата му винаги да минава през центъра на масата.

Самолетът може да се използва в пилотиран и безпилотен вариант. При пилотиран вариант могат да проектират самолети с много по-голям полезен товар, при еднакви размери със съществуващите до този момент.

Освен това сърлененото крило, заедно с централния силов елемент осигуряват възможност да се извършват маневри с много високи претоварвания, каквито са необходими за безпилотните самолети.

Обтекаемите странични силови елементи в края на крилата са поставени под ъгъл спрямо въздушния поток и осигуряват устойчивост срещу отклонения от курса и наклона. Те могат да имат кормила за завои и директно управление на страничната сила. Комбинираното отклоняване на кормилата и вектора на тягата от системата за управление придават на самолета свойствата свръхманевреност и пъргавост, т.е. той може да изпълнява маневри, които не са възможни за самолети с други схеми.

Полезният товар може да се помести в центропланите на крилата, формата на които се оформя в зависимост от необходимите за това обеми.

Обтекаемите силови елементи в края на крилата са поставени под ъгъл спрямо въздушния поток, което допринася за осигуряване на устойчивост срещу отклонения от курса и наклона. Те имат кормила за завои и директно управление на страничната сила. Освен това предкрилките, задкрилките на предното и задното крило и движителят са с възможност за комбинирано задействане за повишаване на носещата способност и разширяване диапазона на центровките на самолета.

Използваното техническо решение намалява необходимата разпереност и масата на конструкцията на самолета, при което той има по-малка разпереност и собствено тегло, при сравнение с еквивалентни самолети от други схеми, което му осигурява предимства при летателната и техническа експлоатация.

Други съществени предимства са, че самолетът може да бъде безпилотен, както и да излита и каца вертикално.

## Пояснение на приложените фигури

Изобретението се пояснява с примерно изпълнение, показано на приложените фигури, от които:

фигура 1 представлява аксонометричен изглед отпред и отгоре на високоманеврения самолет със сърлененo крило;

фигура 2 - поглед отгоре на самолета;

фигура 3 - поглед отпред на самолета.

## Примери за изпълнение на изобретението

Високоманеврениятсамолет със сърлененo крило, показан на фиг. 1, се състои от предно крило с тяло 1 и задно крило 2, съединени по средата с централен силов елемент 3, а в краищата със странични обтекаеми силови елементи 4. Към централния силов елемент 3 шарнирно е закрепен движител 5, посредством рамка 12 с хоризонтален шарнир 6, за хоризонтално завъртване на движителя 5 и наклонен шарнир 7, за движение на движителя 5 по вертикала. Движителят 5 включва витло в дюза и двигател или реактивен или ракетен двигател. Централният силов елемент 3, крилата 1, 2 и страничните обтекаеми силови елементи 4 образуват пространствената силова рамка, придаваща устойчивост на конструкцията. Предното 1 и задно 2 крило имат механизация, включваща предкрилки 8, задкрилки 9, елерони 10, а страничните обтекаеми силови елементи 4 имат кормила 11, които могат да се използват комбинирано, в зависимост от изпълнявания маньовър. При това задкрилките 9, елероните 10 и кормилата 11 изпълняват ролята на кормила за височина, за завой и директно управление на подемната и страничната сила.

Възможни са варианти с няколко силови елемента 3, за които са захванати шарнирно няколко движителя 5.

## Приложение на изобретението

Самолетът със сърлененo крило и управляем вектор на тягата може да се използва в пилотираната и безпилотна авиация за превоз на път-

ници и товари, спортни и учебни цели, за наблюдение, за гасене на пожари и предотвратяване на градушки.

Самолетът със съчленено крило е с управляем вектор на тягата, при което високата маневреност е необходима при акробатични спортни самолети и при самолети за гасене на пожари в планински местности.

При излитане и кацане като самолет (със засилване и изтъркалване) елементите на механизацията на предното 1 и задното 2 крило са спуснати, което увеличава коефициента на подемната сила, а движителят 5, който е закрепен в центъра на масата, може да се завърти около хоризонталния шарнир 6, като създава допълнителна подемна сила и това позволява намаляване на пробега и разбега, а при достатъчна тяговъоръженост, самолетът може да излита и каца вертикално.

## Патентни претенции

1. Самолет със съчленено крило, състоящ се от предно крило с тяло и задно крило, свързани помежду си със странични обтекаеми силови елементи предкрилки, задкрилки и с елерони, захванати за крилата и движител, характеризиращ се с това, че централните части на крилата (1 и 2) са свързани чрез обтекаем централен силов елемент (3), образуващ с тях и страничните обтекаеми силови елементи (4) пространствена рамка (12), като към централния обтекаем силов елемент (3) посредством рамката (12) и шарнири (6 и 7) е монтиран движителят (5), при което векторът на тягата е през центъра на масата на самолета и е с възможност за отклоняване.

2. Самолет съгласно претенция 1, характеризиращ се с това, че движителят (5) включва витло в дюза с двигател.

3. Самолет съгласно претенция 1, характеризиращ се с това, че движителят (5) е реактивен двигател.

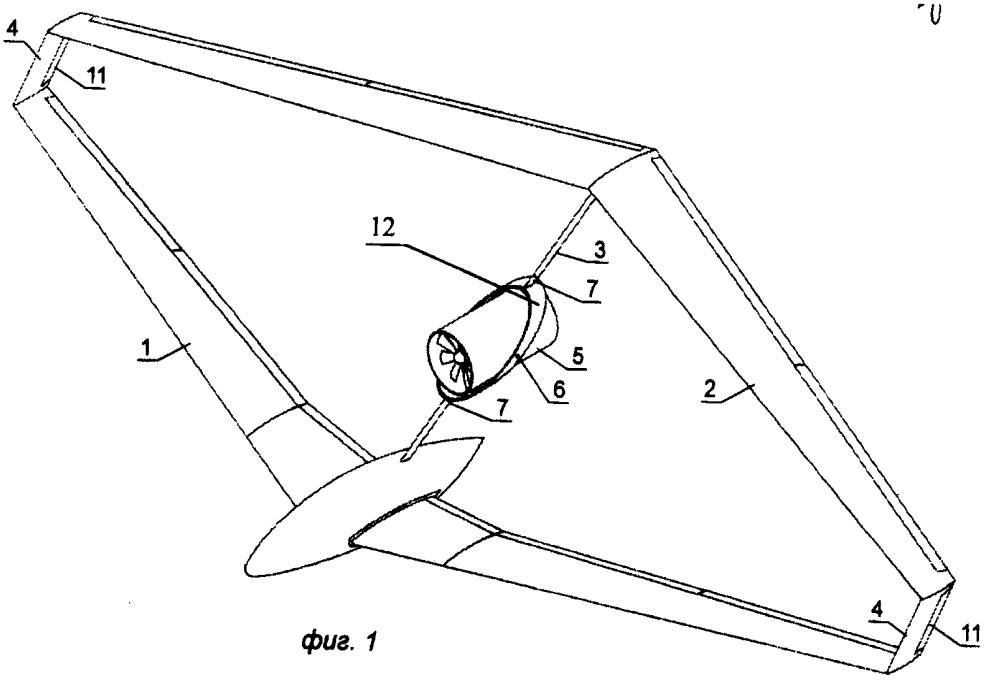
4. Самолет съгласно претенции от 1 до 3, характеризиращ се с това, че обтекаемите силови елементи (4) в края на крилата (1, 2) са поставени под ъгъл спрямо въздушния поток и имат кормила (11).

5. Самолет съгласно претенции от 1 до 4, характеризиращ се с това, че кормилата (11), елероните (10) и векторът на тягата на движителя (5) са с възможност за комбинирано отклоняване.

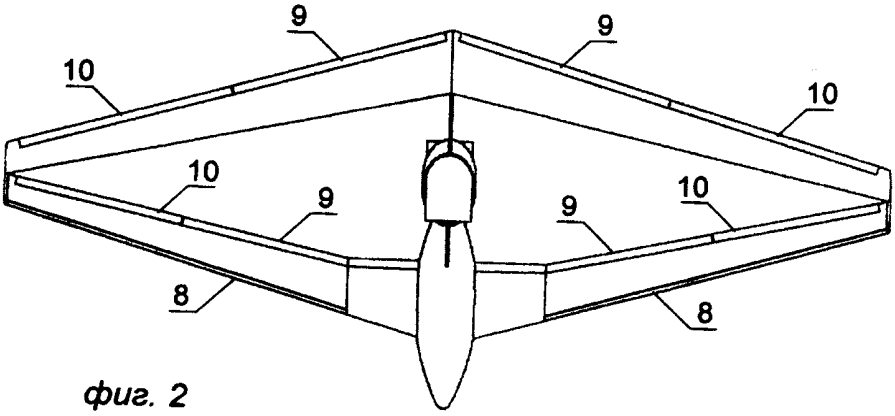
6. Самолет съгласно претенции от 1 до 4, характеризиращ се с това, че предкрилките (8), задкрилките (9) на предното (1) и задното крило (2) и движителят (5) са с възможност за комбинирано задействане, при повишаване на носещата способност и разширяване диапазона на центровките на самолета.

7. Самолет съгласно претенции от 1 до 4, характеризиращ се с това, че предкрилките (8), задкрилките (9), елероните (10) и векторът на тягата на движителя (5) са с възможност за комбинирано отклоняване.

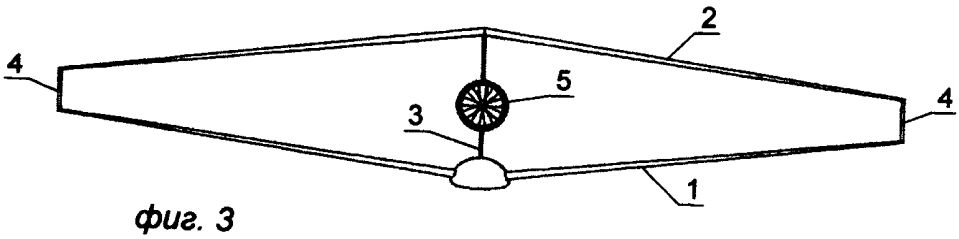
**Приложение: 3 фигури**




фиг. 1




фиг. 2




фиг. 3

**Издание на Патентното ведомство на Република България**
**1797 София, бул. "Д-р Г. М. Димитров" 52-Б**

Експерт: И. Христова

Пор. № 66061

Тираж: 40 CP

US008800912B2

(12) **United States Patent**
**Oliver**

(10) **Patent No.: US 8,800,912 B2**
(45) **Date of Patent: *Aug. 12, 2014**

(54) **THREE WING, SIX-TILT PROPULSION UNIT, VTOL AIRCRAFT**

(75) Inventor: **Richard David Oliver**, Bluffton, SC (US)

(73) Assignee: **Oliver VTOL, LLC**, Bluffton, SC (US)

( * ) Notice: Subject to any disclaimer, the term of this patent is extended or adjusted under 35 U.S.C. 154(b) by 417 days.

This patent is subject to a terminal disclaimer.

(21) Appl. No.: **13/230,173**

(22) Filed: **Sep. 12, 2011**

(65) **Prior Publication Data**

US 2011/0315809 A1 Dec. 29, 2011

**Related U.S. Application Data**

(63) Continuation-in-part of application No. 13/168,624, filed on Jun. 24, 2011, which is a continuation-in-part of application No. 12/900,790, filed on Oct. 8, 2010.

(60) Provisional application No. 61/278,612, filed on Oct. 9, 2009.

(51) **Int. Cl.**
***B64C 29/00*** (2006.01)

(52) **U.S. Cl.**
USPC ..... **244/12.4**; 244/56; 244/66

(58) **Field of Classification Search**
USPC .. 244/7 R, 7 C, 12.4, 12.5, 23 R, 23 B, 23 D, 244/56, 65, 66
See application file for complete search history.

(56) **References Cited**

U.S. PATENT DOCUMENTS

| | | | |
|---|---|---|---|
| 2,814,451 | A | 11/1957 | Turner et al. |
| 3,081,964 | A | 3/1963 | Quenzler |
| 3,106,369 | A | 10/1963 | Borst |
| 3,292,710 | A | 12/1966 | Grut |
| 3,298,633 | A | 1/1967 | Dastoli et al. |
| 3,312,426 | A | 4/1967 | Fowler |
| 3,484,174 | A | 12/1969 | McCoubrey |
| 3,499,620 | A | 3/1970 | Haberkorn et al. |
| 3,606,210 | A | 9/1971 | Busby |
| 3,618,875 | A | 11/1971 | Kappus |
| 4,273,511 | A | 6/1981 | Mouille et al. |
| 4,492,353 | A | 1/1985 | Phillips |
| 4,979,698 | A | 12/1990 | Lederman |
| 5,419,514 | A | 5/1995 | Ducan |
| 5,839,691 | A | 11/1998 | Lariviere |

(Continued)

FOREIGN PATENT DOCUMENTS

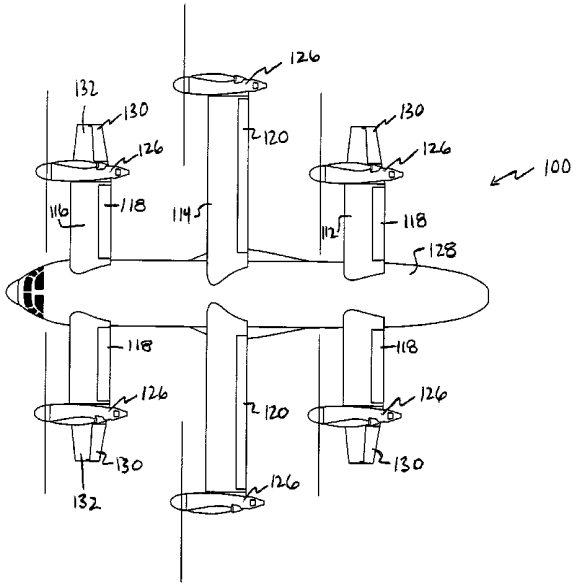
| | | |
|---|---|---|
| GB | 588112 | 5/1947 |
| GB | 880590 | 10/1961 |

*Primary Examiner* — Joseph W Sanderson
(74) *Attorney, Agent, or Firm* — McKenna Long & Aldridge LLP

(57) **ABSTRACT**

A vertical takeoff and landing aircraft having at least three wings and at least six propulsion units, each of which are located radially from two adjacent propulsion units, by equal or substantially equal angles. The at least six propulsion units together being located symmetrically, or at substantially symmetric positions, about the approximate center of gravity of the aircraft, when viewed from above. A vertical stabilizer may or may not be employed. If no vertical stabilizer is employed, yaw control during horizontal flight may be achieved through differential thrust using the at least six propulsion units. Yaw control during vertical flight may be provided by a plurality of yaw control panels. Absent yaw control panels, yaw control during vertical flight may be provided using differential propulsion unit tilt angles.

**23 Claims, 12 Drawing Sheets**



(56) **References Cited**

U.S. PATENT DOCUMENTS

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 6,155,784 | A | 12/2000 | Carter, Jr. | |
| 6,886,776 | B2 | 5/2005 | Wagner et al. | |
| 6,986,642 | B2 | 1/2006 | Carter | |
| 7,472,863 | B2 | 1/2009 | Pak | |
| 7,861,967 | B2 * | 1/2011 | Karem | 244/12.4 |
| 7,874,513 | B1 | 1/2011 | Smith | |
| 7,959,104 | B2 | 6/2011 | Kuntz | |
| 8,152,096 | B2 | 4/2012 | Smith | |
| 2003/0080242 | A1 | 5/2003 | Kawai | |
| 2003/0085319 | A1 | 5/2003 | Wagner et al. | |
| 2004/0056150 | A1 | 3/2004 | Morgenstern | |
| 2006/0016930 | A1 | 1/2006 | Pak | |
| 2008/0048065 | A1 | 2/2008 | Kuntz | |
| 2009/0191058 | A1 | 7/2009 | Miller | |
| 2011/0001001 | A1 | 1/2011 | Bryant | |
| 2011/0168835 | A1 | 7/2011 | Oliver | |
| 2011/0303795 | A1 | 12/2011 | Oliver | |
| 2011/0315809 | A1 | 12/2011 | Oliver | |

* cited by examiner

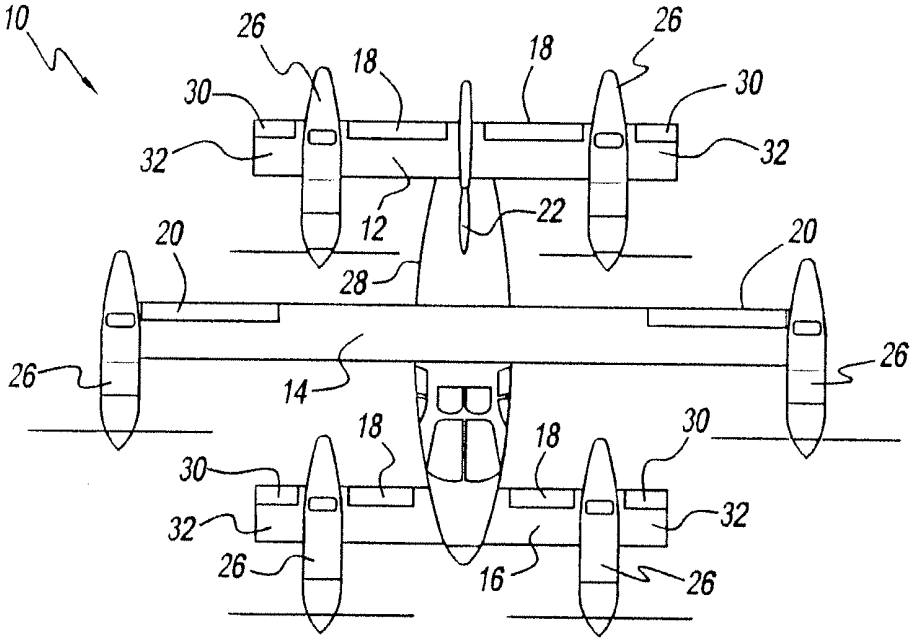

10
26
18
18
26
30
30
32
32
12
22
20
20
28
26
26
14
18
18
30
30
32
32
26
16
26

FIG. 1A

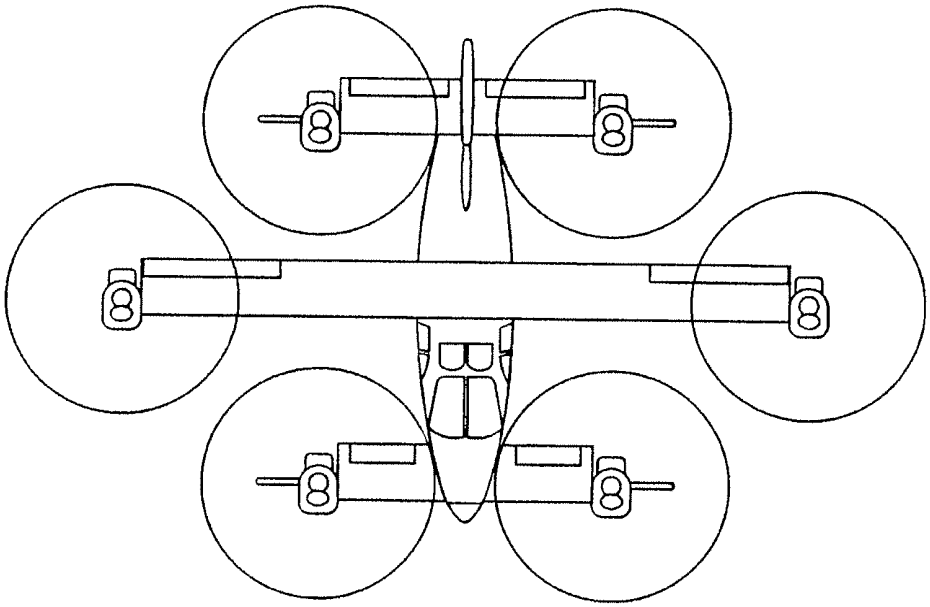


FIG. 1B

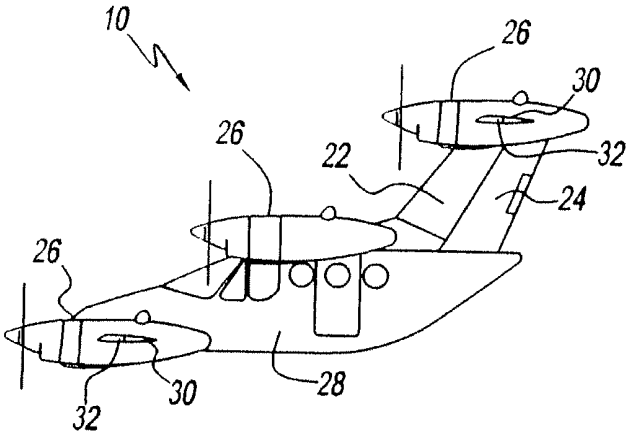



FIG. 2A

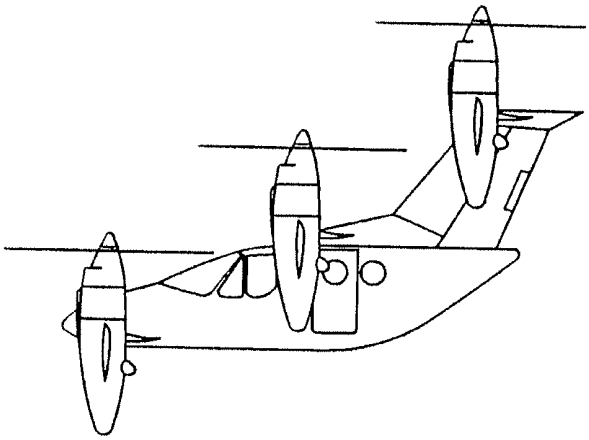


FIG. 2B

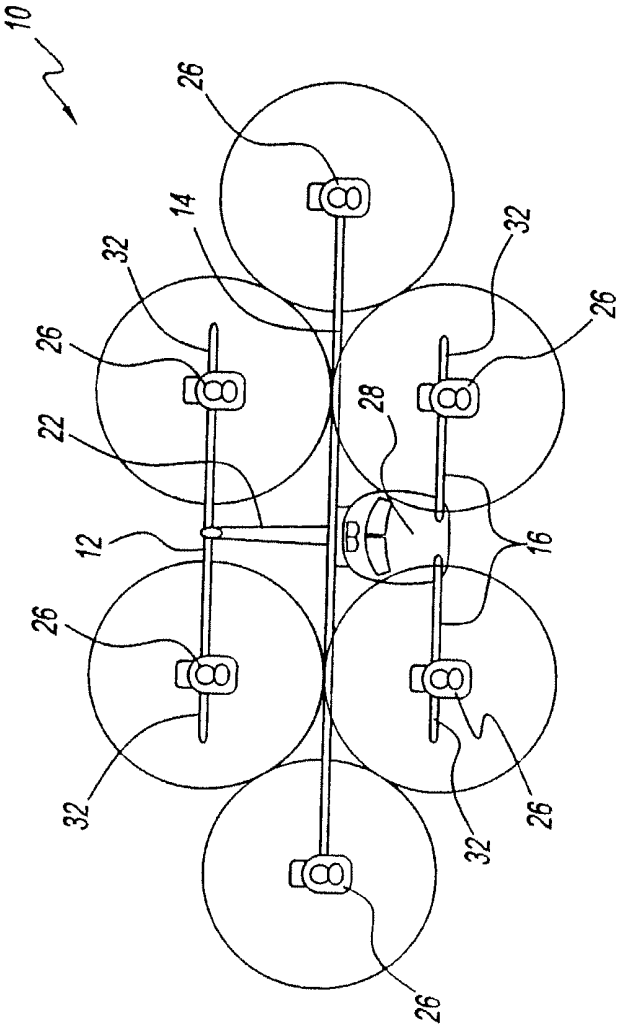



FIG. 3A

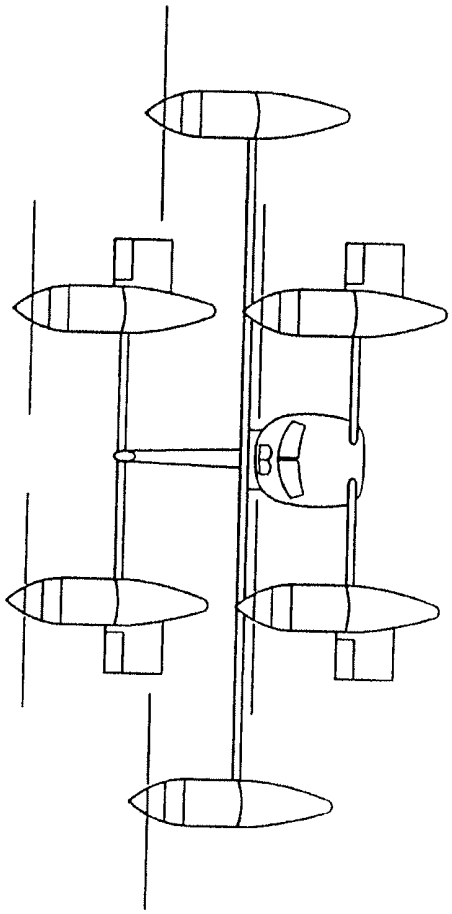



FIG. 3B

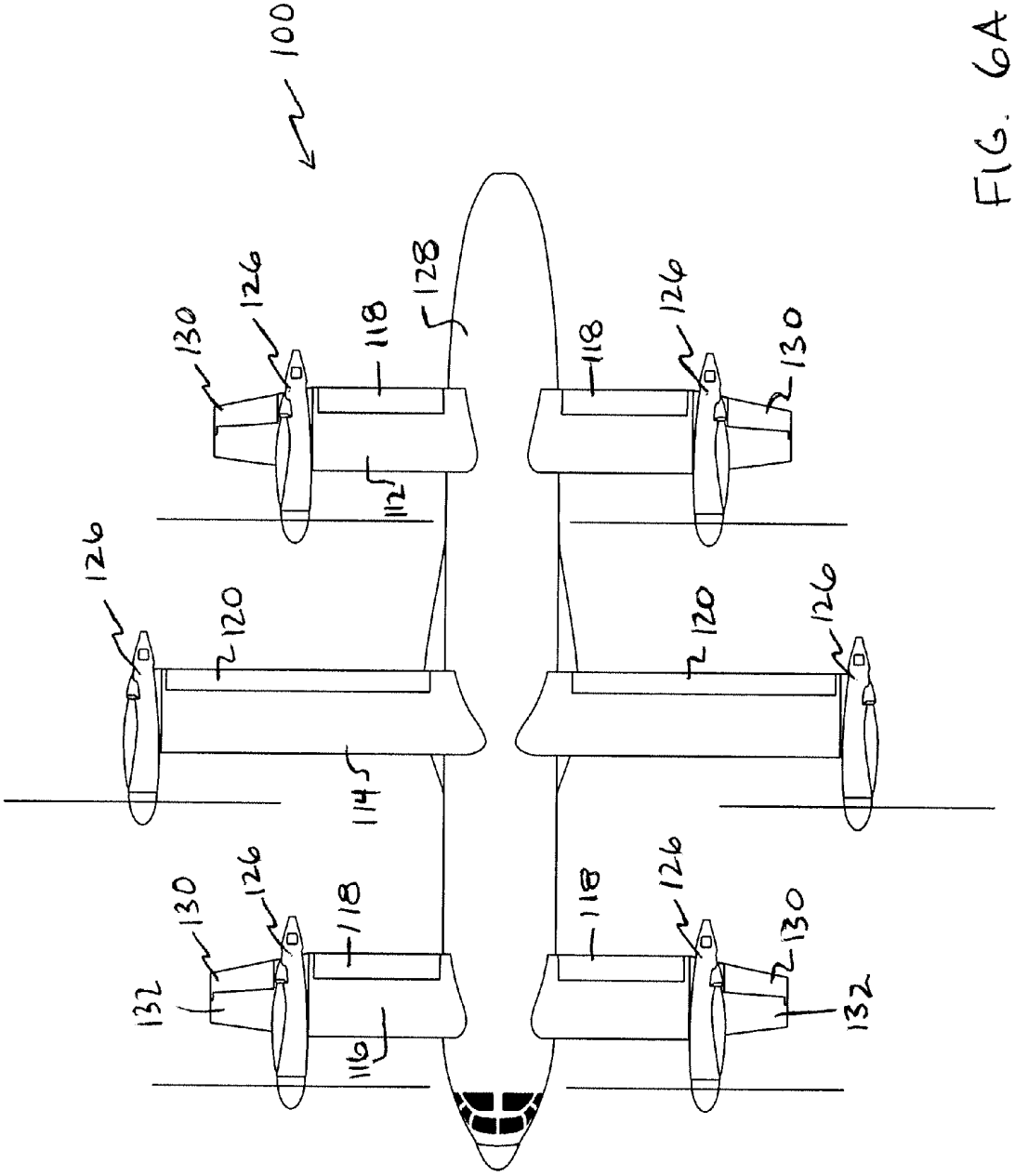



FIG. 6A

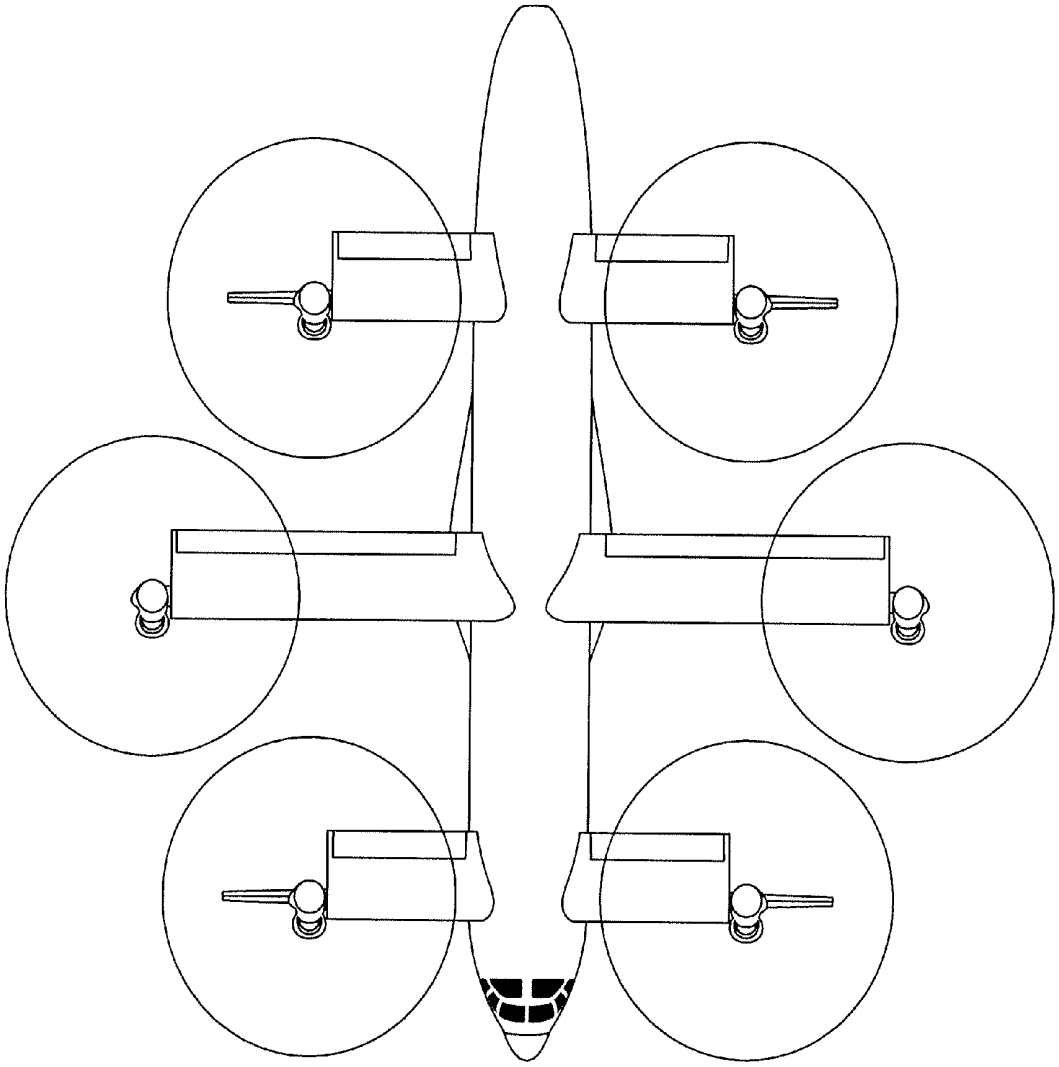


FIG. 6B

Individual propulsion unit fuel systems provide completely independent fuel systems, preventing failure of more than one unit due to a single problem. There are no fuel selectors or cross-feed controls planned, just fuel shutoff switches in the cockpit.

With the advent of Primary Flight Displays (PFDs) and Multifunction Displays (MFD) the availability of a highly reliable power source on the aircraft is mandatory. As a matter of fact the FAA demands it. Today the FAA considers alternators and batteries as power sources. This embodiment shown with six propulsion units has twelve (12) power sources. A properly designed electrical system can produce the fail safe power source for these and other important electronic systems including remote control and communication links for the UAV versions of this vehicle. The safety increase of having a virtually fail-proof power source is simply put, great.

Efficiencies

The rear wing of this configuration supports its share of the vehicle weight as opposed to conventional aircraft. Conventional aircraft normally use a less efficient un-cambered airfoil known as the horizontal stabilizer. The stabilizer operates with a downward force during normal flight. This force effectively adds additional weight reducing payload capability. It also creates drag due to this negative lift, known as "trim drag". The V22 Osprey uses a conventional horizontal stabilizer and elevator in its configuration. The supersonic Concord actually pumped fuel to a tank in its tail to reduce this trim drag.

The front wing is a cambered airfoil wing which operates as a lift producer and at the same time provides pitch control as a canard with elevator. So, rather than paying for the weight, trim drag, and negative lift of the horizontal stabilizer. The rear wing becomes part of the lift producing wing function as well as sharing pitch control with the front wing.

The location of the propulsion units near the wing ends can provide an end plate effect which reduces the normal magnitude of wing tip vortices and improving span efficiency factor, reducing induced drag and, therefore, increasing range.

A structural efficiency can be gained by distributing propulsion unit weight near the wing tips which reduces wing root bending loads and, therefore, wing weight.

The use of six propulsion units avoids the weight, complexity, and cost of a cross coupled engine drive shaft system.

Industrial Applicability

The invention is applicable to aircraft and in particular VTOL aircraft. While there have been shown and described and pointed out the fundamental novel features of the invention as applied to the preferred embodiments, it will be understood that the foregoing is considered as illustrative only of the principles of the invention and not intended to be exhaustive or to limit the invention to the precise forms disclosed. Obvious modifications or variations are possible in light of the above teachings. The embodiments discussed were chosen and described to provide the best illustration of the principles of the invention and its practical application to enable one of ordinary skill in the art to utilize the invention in various embodiments and with various modifications as are suited to the particular use contemplated All such modifications and variations are within the scope of the invention as determined by the appended claims when interpreted in accordance with the breadth to which they are entitled.

What is claimed is:

**1**. A vertical takeoff and landing aircraft comprising:

a fuselage;

three wings fixed to the fuselage, including a front wing, a middle wing and a rear wing; and

six rotatable propulsion units,

wherein first and second propulsion units are fixed to the front wing, third and fourth propulsion units are fixed to the middle wing and fifth and sixth propulsion units are fixed to the rear wing, and

wherein each of the six propulsion units is located radially from each of two adjacent propulsion units by equal or substantially equal angles.

**2**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **1**, wherein the six propulsion units are symmetrically positioned, or at substantially symmetric positions, about the approximate center of gravity of the aircraft.

**3**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **1**, wherein each of the rotatable propulsion units are rotatable to first orientation during forward flight and to a second orientation during vertical flight.

**4**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **3**, wherein the first and second propulsion units are fixed to a first and second outboard end of the front wing, respectively; the third and fourth propulsion units are fixed to a first and second outboard end of the middle wing, respectively; and the fifth and sixth propulsion units are fixed to a first and second end of the rear wing, respectively.

**5**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **4** further comprising:

a plurality of yaw control panels.

**6**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **5**, wherein the plurality of yaw control panels comprises a first, second, third and fourth yaw control panel located outboard of, fixed to and rotatable with the first, second, fifth and sixth propulsion unit, respectively.

**7**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **4** further comprising:

differential propulsion unit tilt angle yaw control during vertical flight.

**8**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **1**, wherein the front, middle and rear wings are vertically displaced relative to each other.

**9**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **8**, wherein the middle wing is vertically displaced higher than the front wing, and the rear wing is vertically displaced higher than the middle wing.

**10**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **9**, wherein the front wing exhibits a negative dihedral, the middle wing exhibits a neutral dihedral and the rear wing exhibits a positive dihedral.

**11**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **1** further comprising:

differential thrust yaw control during horizontal flight.

**12**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **1** further comprising:

a vertical stabilizer fixed to the fuselage.

**13**. A vertical takeoff and landing aircraft comprising:

a fuselage;

three wings fixed to the fuselage, including a front wing, a middle wing and a rear wing; and

six propulsion units,

wherein first and second propulsion units are rotatably fixed to the front wing, third and fourth propulsion units are rotatably fixed to the middle wing and fifth and sixth propulsion units are rotatably fixed to the rear wing,

wherein each of the six propulsion units is located radially from each of two adjacent propulsion units by equal or substantially equal angles, and

wherein each of the six propulsion units are rotatable to a first orientation during horizontal flight and rotatable to a second orientation during vertical flight.

**14**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **13**, wherein the six propulsion units are symmetrically positioned, or at substantially symmetric positions, about the approximate center of gravity of the aircraft.

**15**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **13**, wherein the first and second propulsion units are rotatably fixed to a first and second outboard end of the front wing, respectively; the third and fourth propulsion units are rotatably fixed to a first and second outboard end of the middle wing, respectively; and the fifth and sixth propulsion units are rotatably fixed to a first and second end of the rear wing, respectively.

**16**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **15** further comprising:

a plurality of yaw control panels.

**17**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **16**, wherein the plurality of yaw control panels comprises:

a first yaw control panel and a second yaw control panel fixed to and rotatable with the first propulsion unit and the second propulsion unit, respectively; and

a third yaw control panel and a fourth yaw control panel fixed to and rotatable with the fifth propulsion unit and the sixth propulsion unit, respectively.

**18**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **15** further comprising:

differential propulsion unit tilt angle yaw control during vertical flight.

**19**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **13**, wherein the front, middle and rear wings are vertically displaced relative to each other.

**20**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **19**, wherein the middle wing is vertically displaced higher than the front wing, and the rear wing is vertically displaced higher than the middle wing.

**21**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **19**, wherein the front wing exhibits a negative dihedral, the middle wing exhibits a neutral dihedral and the rear wing exhibits a positive dihedral.

**22**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **13** further comprising:

differential thrust yaw control during horizontal flight.

**23**. The vertical takeoff and landing aircraft of claim **13** further comprising:

a vertical stabilizer fixed to the fuselage.

* * * * *

US 20100051742A1

(19) United States

(12) Patent Application Publication

(10) Pub. No.: US 2010/0051742 A1

(43) Pub. Date: Mar. 4, 2010

Schweighart et al.

(54) FOLDING WING & LOCKING MECHANISM

(75) Inventors: **Samuel Adam Schweighart**, Watertown, MA (US); **Carl Curtis Dietrich**, Woburn, MA (US); **Andrew Heafitz**, Cambridge, MA (US); **Benjamin Zelnick**, Cambridge, MA (US)

Correspondence Address:
**GOODWIN PROCTER LLP**
**PATENT ADMINISTRATOR**
**53 STATE STREET, EXCHANGE PLACE**
**BOSTON, MA 02109-2881 (US)**

(73) Assignee: **Terrafugia, Inc,;**, Woburn, MA (US)

(21) Appl. No.: **12/177,849**

(22) Filed: **Jul. 22, 2008**

**Publication Classification**

(51) **Int. Cl.**
*B64C 3/56* (2006.01)

(52) **U.S. Cl.** ..... **244/49**

(57) **ABSTRACT**

Improved mechanisms for folding and locking an aircraft wing and controlling the wing's aileron through a wing fold have been motivated by development of a roadable aircraft. Applicable to a broader class of aircraft, these mechanisms allow for a safer, lighter-weight solution to the wing-folding challenge than currently available. The cable control system allows an outer wing section to be moved in concert with an actuated inner wing section. The locking mechanism allows for automated operation and visual inspection. The aileron control mechanism provides centering and locking in addition to flight control through the hinge axis.

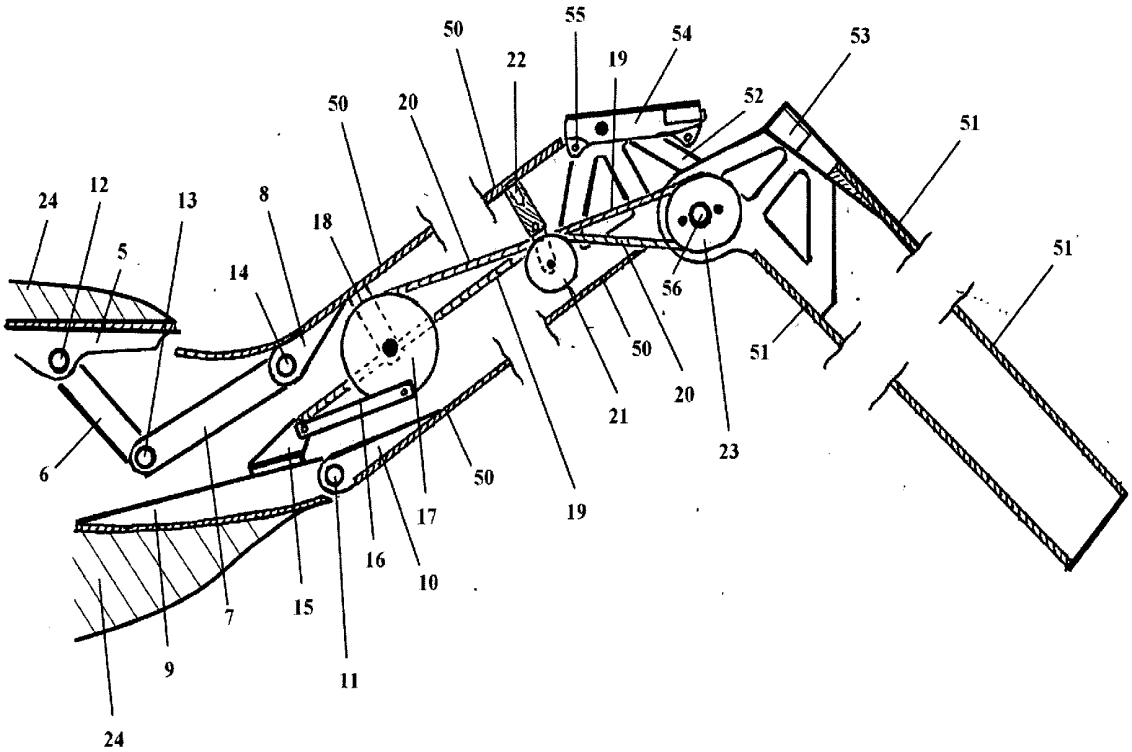
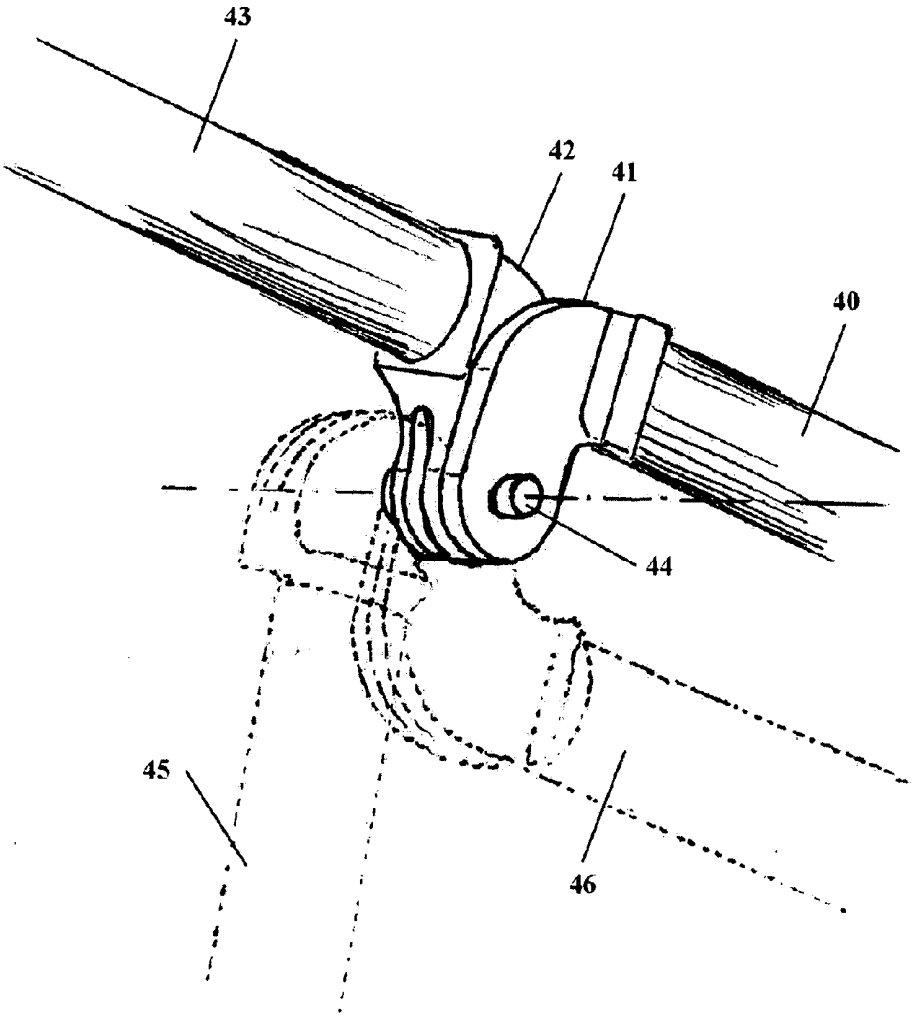


Figure 3



(**53**). Step (**58**) is a feature on lever (**54**) which engages with a similarly shaped receptacle in outer wing latch receiver (**53**), and prevents (**54**) from overshooting its locked position in (**53**). In the locked position, in the preferred embodiment, the top surface of lever (**54**) is flush with the top surfaces of outer wing latch receiver (**53**) and inner wing latch mount (**52**) allowing smooth airflow over the inner wing (**50**) and the outer wing (**51**), and providing a visual and tactile indication that said wing panels are securely locked together. The lever (**54**) is directly visible, and no other device such as a sensor, window or indicator is required, although such devices could be added. In the unlocked position, part of lever (**54**) penetrates the surface plane of the inner wing (**50**), allowing a visual and tactile indicator that the wings are in an unlocked state. The sides of lever (**54**) may be painted a warning color such as red to enhance the visual indication of the unlocked state.

**[0069]** To unlock and re-fold the inner wing (**50**) and the outer wing (**51**), actuation cable (**59**) is pulled. In the preferred embodiment, actuation cable (**59**) is a cable that runs to a control lever in the cockpit, although (**59**) could be actuated by other means such as electrically, hydraulically etc., or (**59**) could be an actuator connected directly to lever (**54**). Actuation cable (**59**) provides more torque to lever (**54**) than to spring (**57**), causing (**54**) to rotate around lever pin (**55**) and disengage from outer wing latch receiver (**53**). Once lever head (**62**) and lever opposing face (**63**) are no longer engaged, inner wing latch mount (**52**) and outer wing latch receiver (**53**) are free to separate and the inner wing (**50**) and the outer wing (**51**) can rotate about the mid wing pivot (**56**) to move into the folded position. It should be observed that since the actuation cable (**59**) and the spring (**57**) are attached in the positions that they are, a break or failure in (**59**) will allow (**57**) to continue pulling lever (**54**) into the locked position: incase (**59**) fails the wing will remain locked in flight-capable configuration. In the preferred embodiment, actuation cable (**59**) is a push-pull cable, so in the event that spring (**57**) fails, lever (**54**) is still held in place. The double redundancy provides an extra level of safety when the wing is in use.

**[0070]** FIG. **3** shows the folding torque tube used to actuate the aileron in the preferred embodiment of the folding wing mechanism. This joint is located between the inner (**50**) and outer (**51**) wings in FIG. **3**. The input torque tube (**40**) which is made of carbon fiber or other stiff material, is rigidly attached to the input hinge (**41**). The input hinge (**41**) and the output hinge (**42**) are allowed to pivot about the hinge pin (**44**), which is in line with the hinging axis of the wing. Output torque tube (**43**) is rigidly attached to output hinge (**42**). When the wing is folded, output torque tube (**43**) passes through mid position (**45**) and stops at folded position (**46**) when the wings are completely folded.

**[0071]** When the wings are in the open position, the output torque tube (**43**) and input torque tube (**40**) are collinear. Any rotational movement or force imparted by the input torque tube (**40**) goes through the hinge assembly and rotates or provides a force on the output torque tube (**43**), which transmits it to the aileron. In the preferred embodiment, the aileron is free to be moved by a mechanism linked to the control stick in the vehicle cockpit. When the wings are to be folded, the input torque tube (**40**) is moved to the center rotational position, so that the hinge pin (**44**) significantly aligns with the hinge axis of the inner and outer wing. The hinge is self centering over small angles, so small errors in alignment will be self correcting. Once the wing folds, the output torque tube (**43**) will move to the folded position (**46**). In this position the aileron will be held rigidly in the center position, and the control stick will also be held rigidly in the center position.

**[0072]** When the wings are unfolded said torque tubes realign and are again free to rotate about their longitudinal axes.

We claim:

**1**) A bi-fold wing mechanism which provides relative rotation of an outer wing section to an inner wing section when said inner wing section rotates relative to a vehicle comprising:

a) said vehicle,
b) said inner wing section,
c) an inner wing hinge connecting said inner wing section to said vehicle,
d) said outer wing section,
e) an outer wing hinge connecting said outer wing section to said inner wing section,
f) a means for converting rotational motion of said inner wing relative to said vehicle to rotational motion of said outer wing relative to said inner wing
whereby said outer wing rotates when said inner wing rotates.

**2**) A bi-fold wing mechanism which provides relative rotation of an outer wing section to an inner wing section when said inner wing section rotates relative to a vehicle comprising:

a) said vehicle,
b) said inner wing section,
c) an inner wing hinge connecting said inner wing section to said vehicle,
d) said outer wing section,
e) an outer wing hinge connecting said outer wing section to said inner wing section,
f) a first means for deploying said outer wing section when said inner wing section deploys,
g) a second means for stowing said outer wing section when said inner wing section stows.

**3**) The mechanism in claim **2** wherein said first means and said second means are accomplished with one device.

**4**) The mechanism in claim **2** wherein said second means is comprised of a spring, bungie, gravity, or any other similar means that apply a biasing force or torque on said outer wing in an direction opposite of the force or torque applied by said first means.

**5**) The mechanism in claim **2** wherein said first means, said second means, or both said first means and said second means are comprised of:

a) a cable or similar transmitter of linear motion,
b) said cable connected at one end to said vehicle at a predetermined location, whereby said cable moves relative to said inner wing when said inner wing rotates relative to said vehicle,
c) a pulley, or similar converter of linear motion to rotational motion,
d) said pulley connected to said outer wing whereby rotational motion of said pulley is transmitted to said outer wing.
e) said cable connected to said pulley
f) whereby when said inner wing moves relative to said vehicle, said mechanism causes said outer wing to rotate.

**6**) The mechanism in claim **5** wherein said cable is a rod, chain, belt, push-pull cable, or similar device.

**7**) The mechanism in claim **5** wherein said pulley is a cam, offset pulley, linkage, lever, mounting location on said outer wing, or similar converter of linear motion to rotational motion.

**8**) The mechanism in claim **2** wherein said first means and/or said second means is comprised of:

a) a linkage connected on one end to said vehicle,

b) a first pulley with an axis of rotation fixed relative to said inner wing,

c) a connection between said linkage and said first pulley whereby when said inner wing rotates relative to said vehicle, said linkage causes said first pulley to rotate with respect to said inner wing,

d) a first cable or similar transmitter of linear motion,

e) a connection between said first cable and said first pulley,

f) a second pulley, or similar converter of linear motion to rotational motion,

g) a connection between said second pulley and said outer wing whereby rotational motion of said second pulley is transmitted to said outer wing,

h) a connection between said first cable and said second pulley,

whereby when said inner wing rotates relative to said vehicle, said mechanism causes said outer wing to rotate with respect to said inner wing.

**9**) The mechanism in claim **8** wherein said cable is a rod, chain, belt, push-pull cable, or similar device.

**10**) The mechanism in claim **8** wherein said pulleys are cams, offset pulleys, linkages, levers, cable mounting location on said outer wing, similar converter of linear motion to rotational motion, or some combination thereof.

**11**) The mechanism in claim **8** wherein said mechanism includes:

a) a second cable or similar transmitter of linear motion,

b) a connection between said second cable and said first pulley, whereby said second cable moves relative to said inner wing when said inner wing rotates relative to said vehicle,

c) a third means for converting linear force from said second cable into rotational motion of said outer wing

whereby both said first cable and said second cable provide the means for rotating said outer wing in either direction.

**12**) The mechanism in claim **11** wherein said cables are rods, chains, belts, push-pull cables, similar device or some combination thereof.

**13**) The mechanism in claim **11** wherein said pulleys are cams, offset pulleys, linkages, levers, mounting location on said outer wing, similar converter of linear motion to rotational motion, or some combination thereof.

**14**) The mechanism in claim **11** wherein said mechanism includes a connection between said second cable and said second pulley whereby tension in said second cable causes said outer wing to rotate in a direction opposite to the direction said outer wing rotates when tension is applied to said first cable.

**15**) The mechanism in claim **11** wherein said cables are replaced by a singular belt or a plurality of belts or other transmitters of rotational motion.

**16**) The mechanism in claim **11** wherein said cables are replaced by a singular cable or a plurality of cables of other transmitters of linear motion.

**17**) The mechanism in claim **11** wherein said third means comprises of:

a) a third pulley

b) said third pulley connected to said outer wing whereby rotational motion of said pulley is transmitted to said outer wing,

c) a connection between said second cable and said third pulley

whereby tension in said second cable causes said outer wing to rotate in a direction opposite to the direction said outer wing rotates when tension is applied to said first cable.

**18**) The mechanism in claim **17** wherein said pulleys are cams, offset pulleys, linkages, levers, cable mounts on said outer wing, similar converter of linear motion to rotational motion, or some combination thereof.

**19**) The mechanism in claim **2** wherein

a) said first means is comprised of:

i) a linkage connected on one end to said vehicle,

ii) a first pulley with an axis of rotation fixed relative to said inner wing,

iii) a connection between said linkage and said pulley whereby when said inner wing rotates relative to said vehicle, said linkage causes said pulley to rotate with respect to said inner wing,

iv) a first cable or similar transmitter of linear motion,

v) a connection between said first cable and said first pulley, whereby said first cable moves relative to said inner wing when said inner wing rotates relative to said vehicle,

vi) a second pulley,

vii) a connection between said second pulley to said outer wing whereby rotational motion of said second pulley is transmitted to said outer wing,

viii) said first cable connected to said second pulley,

whereby when said inner wing moves relative to said vehicle, said outer wing rotates with respect to said inner wing.

b) said second means is comprised of:

i) a second cable or similar transmitter of linear motion,

ii) said second cable connected at one end to said vehicle at a predetermined location, whereby said second cable moves relative to said inner wing when said inner wing rotates relative to said vehicle,

iii) a third pulley, or similar converter of linear motion to rotational motion,

iv) said third pulley connected to said outer wing whereby rotational motion of said third pulley is transmitted to said outer wing.

v) said second cable connected to said third pulley whereby when said inner wing moves relative to said vehicle, said outer wing rotates with respect to said inner wing.

**20**) The mechanism in claim **19** wherein said cables are rods, chains, belts, push-pull cables, similar device or some combination thereof.

**21**) The mechanism in claim **19** wherein said pulleys are cams, offset pulleys, linkages, levers, mounting location on said outer wing, similar converter of linear motion to rotational motion, or some combination thereof.

**22**) The mechanism in claim **2** wherein:

a) said first, said second means is comprised of a cable, belt, chain or similar device for transmitting linear motion,

b) said mechanism includes adjustment means for changing the path, length, tension or combination thereof of said cable or cables.

**23**) The mechanism in claim **22** wherein:
a) said adjustment means is a pulley, cam, sprocket, slide, turnbuckle or other device in contact with said cable,
b) said adjustment means has a variable position or orientation whereby the path, tension, length or combination thereof of said cable are adjusted.

**24**) The mechanism in claim **22** wherein the location or orientation of said adjustment means can be adjusted from outside the wing whereby the rotational orientation of said outer wing can be adjusted easily without disassembly of said mechanism.

**25**) A wing-fold lock mechanism comprising:
a. a wing,
b. a body,
c. a hinge comprising of a first hinge half connected to said wing and a second hinge half connected to said body,
d. a first mechanical stop located on said wing,
e. a second mechanical stop located on said body,
f. a locking device that prevents one of said mechanical stops from moving away from said opposing mechanical stop
whereby a combination of said mechanical stops and said locking mechanism prevent said wing from moving with respect to said body when said locking device is engaged.

**26**) The mechanism in claim **25** wherein said locking device is a lever comprising:
a) a pivot axis located in one of said mechanical stops about which said lever pivots,
b) an interlocking shape that interfaces with a corresponding recess in said opposing mechanical stop.

**27**) The mechanism in claim **26** wherein said hinge is located on the lower side of said wing, and said first mechanical stop is located on the top side of said wing.

**28**) The mechanism in claim **26** wherein said lever is shaped like the capital letter T, or the capital letter L, or any shape that prevents said first mechanical stop from moving with respect to said second mechanical stop.

**29**) The mechanism in claim **26** wherein said lever comes flush or nearly so with the outer surface of either or both said mechanical stops whereby said lever can be easily inspected to ensure that said lever is completely locked, and smooth airflow is maintained over the wing.

**30**) The mechanism in claim **26** wherein said mechanism includes means for returning said lever to the locked position.

**31**) The mechanism in claim **30** wherein said means is accomplished using a spring, bungie cord, electrical actuator, cable, rod, or any method that actively or passively returns said lever into the locked position.

**32**) The mechanism in claim **26** wherein said mechanism comprises of means for returning said lever to the unlocked position.

**33**) The mechanism in claim **32** wherein said means is accomplished using a spring, bungie cord, electrical actuator, cable, rod, or any method that actively or passively returns said lever into the unlocked position.

**34**) The mechanism in claim **26** wherein said lever has colored components only visible in the unlocked position to aid visual identification of an unlocked state.

**35**) A mechanism for articulating a control surface through a folding wing joint comprising:
a) a wing assembly comprising:
i) an inner wing section or body,
ii) an outer wing section that folds with respect to said first wing section,
b) a first torque tube located adjacent to or inside said inner wing section,
c) a second torque tube located adjacent to or inside said outer wing section,
d) a hinge that:
i) connects said first torque tube with said second torque tube,
ii) has an axis of rotation that is substantially collinear with the axis of rotation between said inner and said outer wing section when said control surface is placed in a predetermined orientation with respect to said outer wing section,
e) a first means for attaching said second torque tube to said control surface,
f) a second means for controlling the axial orientation of said first torque tube whereby said aileron will be controlled during flight
whereby said wing can be folded without the need for disconnecting said aileron, also said aileron is automatically held in a predetermined orientation when said wing is folded, and said mechanism transmits toque thereby controlling said aileron when wings are unfolded.

**36**) The mechanism in claim **35** wherein said mechanism includes a third means for ensuring said control surface is placed in a predetermined orientation before folding said wing.

**37**) The mechanism in claim **36** wherein said third means is comprised of:
a) a control stick, yoke, or any similar device,
b) a lock that holds said control stick in a predetermined position whereby said control surface is held in a predetermined orientation.

**38**) The mechanism in claim **35** wherein said hinge's axis of rotation is substantially perpendicular to, but not necessary intersecting, the axis of rotation of said torque tubes whereby when a torque is applied to said torque tubes, there is no resulting force attempting to fold or unfold said hinge.

* * * * *

(12) NACH DEM VERTRAG ÜBER DIE INTERNATIONALE ZUSAMMENARBEIT AUF DEM GEBIET DES PATENTWESENS (PCT) VERÖFFENTLICHTE INTERNATIONALE ANMELDUNG

(19) Weltorganisation für geistiges Eigentum
Internationales Büro

(43) Internationales Veröffentlichungsdatum
25. Juni 2015 (25.06.2015)

WIPO | PCT

(10) Internationale Veröffentlichungsnummer
**WO 2015/089679 A1**

(51) **Internationale Patentklassifikation**:
*B64C 27/28* (2006.01) *B64C 29/00* (2006.01)

(21) **Internationales Aktenzeichen**: PCT/CH2014/000167

(22) **Internationales Anmeldedatum**:
17. November 2014 (17.11.2014)

(25) **Einreichungssprache**: Deutsch

(26) **Veröffentlichungssprache**: Deutsch

(30) **Angaben zur Priorität**:
2120/13 20. Dezember 2013 (20.12.2013) CH

(72) **Erfinder; und**
(71) **Anmelder** : **CONCA-GARCIA, Raphaël** [CH/CH]; Blankweg 4B, CH-3072 Ostermundigen (CH).

(74) **Anwalt**: **RÜFENACHT, Philipp**; Keller & Partner Patentanwälte AG, Eigerstrasse 2, Postfach, 3000 Bern 14 (CH).

(81) **Bestimmungsstaaten** *(soweit nicht anders angegeben, für jede verfügbare nationale Schutzrechtsart)*: AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) **Bestimmungsstaaten** *(soweit nicht anders angegeben, für jede verfügbare regionale Schutzrechtsart)*: ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasisches (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), europäisches (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

**Veröffentlicht**:

— *mit internationalem Recherchenbericht (Artikel 21 Absatz 3)*

(54) **Title**: VERTICAL TAKEOFF AND LANDING AIRCRAFT (VTOL)

(54) **Bezeichnung** : SENKRECHTSTARTERFLUGZEUG (VTOL)

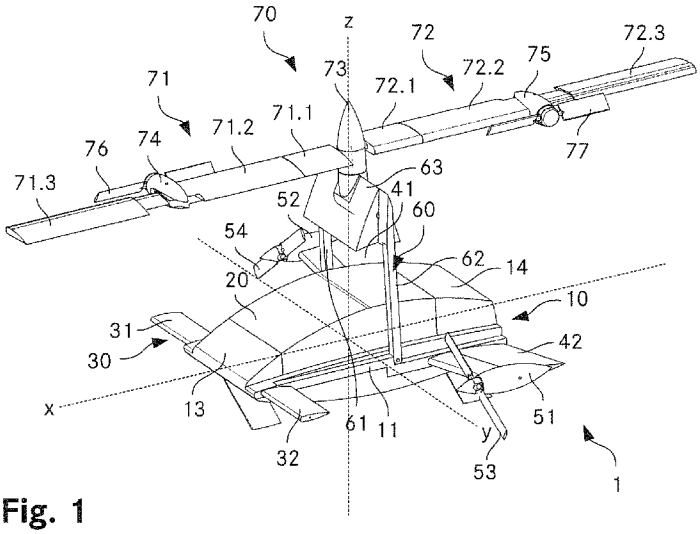



**Fig. 1**

(57) **Abstract**: A VTOL aircraft comprises a fuselage (10), two main wings (41, 42) which are arranged on both sides of a rear region of the fuselage (10), two propellers (53, 54), wherein in each case one propeller (53, 54) is arranged on each main wing (41, 42) so as to be rotatable about a horizontal longitudinal axis, and a rotor (70) having at least two rotor blades (71, 72), wherein the rotor (70) is arranged on a rotor carrier (60) mounted on the fuselage so as to be pivotable about a transverse axis. This structure is particularly simple and thus cost-effective to realize. It allows self-stabilization and thus easy handling with reliable flight properties. The rotor (70) can, on account of its flappability, be used to support propulsion and provides little air resistance when flying horizontally.

(57) **Zusammenfassung**:

*[Fortsetzung auf der nächsten Seite]*

WO 2015/089679 A1

Ein VTOL-Flugzeug umfasst einen Rumpf (10), zwei Hauptflügel (41, 42), welche beidseitig an einem hinteren Bereich des Rumpfs (10) angeordnet sind, zwei Propeller (53, 54), wobei je ein Propeller (53, 54) an jedem Hauptflügel (41, 42) um eine horizontale Längsachse drehbar angeordnet ist und einen Rotor (70) mit mindestens zwei Rotorflügeln (71, 72), wobei der Rotor (70) an einem um eine Querachse schwenkbar am Rumpf gelagerten Rotorträger (60) angeordnet ist. Dieser Aufbau ist besonders einfach und damit kostengünstig realisierbar. Er ermöglicht eine Selbststabilisierung und damit eine einfache Handhabbarkeit mit sicheren Flugeigenschaften. Der Rotor (70) lässt sich aufgrund seiner Klappbarkeit zur Unterstützung des Vortriebs heranziehen, und er bietet im Horizontalflug einen geringen Luftwiderstand.

**Patentansprüche**

1. VTOL-Flugzeug umfassend

   a) einen Rumpf,

   b) zwei Hauptflügel, welche beidseitig an einem hinteren Bereich des Rumpfs angeordnet sind,

   c) zwei Propeller, wobei je ein Propeller an jedem Hauptflügel um eine horizontale Längsachse drehbar angeordnet ist,

   d) einen Rotor mit mindestens zwei Rotorflügeln, wobei der Rotor an einem um eine Querachse schwenkbar am Rumpf gelagerten Rotorträger angeordnet ist.

2. VTOL-Flugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass der Rotor zwischen einer im Wesentlichen vertikalen Position um die Querachse nach hinten in eine im Wesentlichen horizontale Position verschwenkbar ist.

3. VTOL-Flugzeug nach Anspruch 1 oder 2, gekennzeichnet durch einen gabelförmigen Schwenkhebel, welcher schwenkbar am Rumpf gelagert ist, wobei an einem freien Endedes Schwenkhebels der Rotorträger angeordnet ist.

4. VTOL-Flugzeug nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, dass der Schwenkhebel an seinem ersten Ende an zwei Lagerstellen in seitlich äusseren Bereichen des Rumpfs gelagert ist, so dass zwischen den Lagerstellen ein Nutzraum ausgespart ist, welcher unabhängig von einer Schwenkstellung des Schwenkhebels verfügbar ist.

5. VTOL-Flugzeug nach Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, dass der Nutzraum als Aufnahmeraum für eines oder mehrere Nutzmodule, insbesondere Personen- und/oder Nutzlastmodule, ausgebildet ist.

6. VTOL-Flugzeug nach Anspruch 4 oder 5, dadurch gekennzeichnet, dass die zwei Lagerstellen in Längsrichtung vor dem Schwerpunkt des Flugzeugs in einer im Wesentlichen vertikalen Schwenkstellung des Schwenkhebels angeordnet sind, wobei

ein axialer Abstand zwischen den Lagerstellen und dem Schwerpunkt insbesondere nicht grösser ist als 10% einer Gesamtlänge des Rumpfs.

7. VTOL-Flugzeug nach einem der Ansprüche 3 bis 6, dadurch gekennzeichnet, dass der Schwenkhebel eine Rotorbrücke aufweist, welche zwei seitliche Elemente des Schwenkhebels verbindet und den Rotorträger trägt.

8. VTOL-Flugzeug nach einem der Ansprüche 3 bis 7, dadurch gekennzeichnet, dass der Schwenkhebel einen Verlängerungsabschnitt umfasst, welcher sich auf einer Gegenseite des Rotorträgers über eine Lagerstelle am Rumpf hinaus erstreckt.

9. VTOL-Flugzeug nach Anspruch 8, dadurch gekennzeichnet, dass im Verlängerungsabschnitt Akkumulatoren zur Speisung von Propeller- und/oder Rotorantrieben aufgenommen sind.

10. VTOL-Flugzeug nach Anspruch 8 oder 9, dadurch gekennzeichnet, dass an einem freien Ende des Verlängerungsabschnitts klappbare Fusselemente zum Abstellen des VTOL-Flugzeugs auf dem Boden angeordnet sind.

11. VTOL-Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 10, gekennzeichnet durch ein Höhenruder, welches in einem vorderen Bereich des Rumpfs angeordnet ist.

12. VTOL-Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 11, dadurch gekennzeichnet, dass mindestens zwei Rotorpropeller an den mindestens zwei Rotorflügeln angeordnet sind.

13. VTOL-Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 11, dadurch gekennzeichnet, dass am Rotorträger ein vom Rotor unabhängiger Ausleger mit Propellern zum Drehmomentausgleich angeordnet ist.

14. VTOL-Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 13, dadurch gekennzeichnet, dass die mindestens zwei Rotorflügel jeweils einen klappbaren Rotorflügelabschnitt umfassen.

15. VTOL-Flugzeug nach den Ansprüchen 13 und 14, dadurch gekennzeichnet, dass die klappbaren Rotorflügelabschnitte radial ausserhalb von Befestigungsstellen der Rotorpropeller angeordnet sind.

16. VTOL-Flugzeug nach Anspruch 14 oder 15, dadurch gekennzeichnet, dass die klappbaren Rotorflügelabschnitte einen Rückholmechanismus aufweisen, welcher die Rotorflügelabschnitte beim Unterschreiten einer vorgegebenen Zentrifugalkraft in eine im Wesentlichen senkrecht zu einem Basisabschnitt des jeweiligen Rotorflügels orientierte Ruhestellung bewegt.

17. VTOL-Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 16, dadurch gekennzeichnet, dass es durch Verschwenken des Rotorträgers von einer vertikalen Flugkonfiguration, in welcher eine Drehachse des Rotors im Wesentlichen senkrecht orientiert ist, in eine horizontale Flugkonfiguration bringbar ist, in welcher der Rotor gegenüber dem Rotorträger fixiert ist und die mindestens zwei Rotorflügel senkrecht orientiert sind.

18. VTOL-Flugzeug nach den Ansprüchen 17 und 12, dadurch gekennzeichnet, dass die mindestens zwei Rotorpropeller derart ausgebildet sind, dass sie in der horizontalen Flugkonfiguration Vortrieb erzeugen.

19. VTOL-Flugzeug nach Anspruch 17 oder 18, dadurch gekennzeichnet, dass beim Verschwenken des Rotorträgers von der vertikalen in die horizontale Flugkonfiguration beim Unterschreiten eines vorgegebenen Winkels zwischen einer Hauptebene des Rumpfs und einer Drehachse des Rotors der Rotor automatisch in einer vorgegebenen Drehstellung fixiert wird.

20. VTOL-Flugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 19, dadurch gekennzeichnet, dass es klappbar ausgebildet ist, wobei das Flugzeug eine oder mehrere der folgenden Knickstellen aufweist:

    a) zwischen dem Rumpf und seitlich am Rumpf angeordneten Abschnitten des Höhenruders;

    b) zwischen dem Rumpf und den Hauptflügeln;

c) zwischen dem Rotorkopf und zwei seitlichen Elementen des Schwenkhebels; und/oder

d) im Bereich eines Basisabschnitts der Rotorflügel.

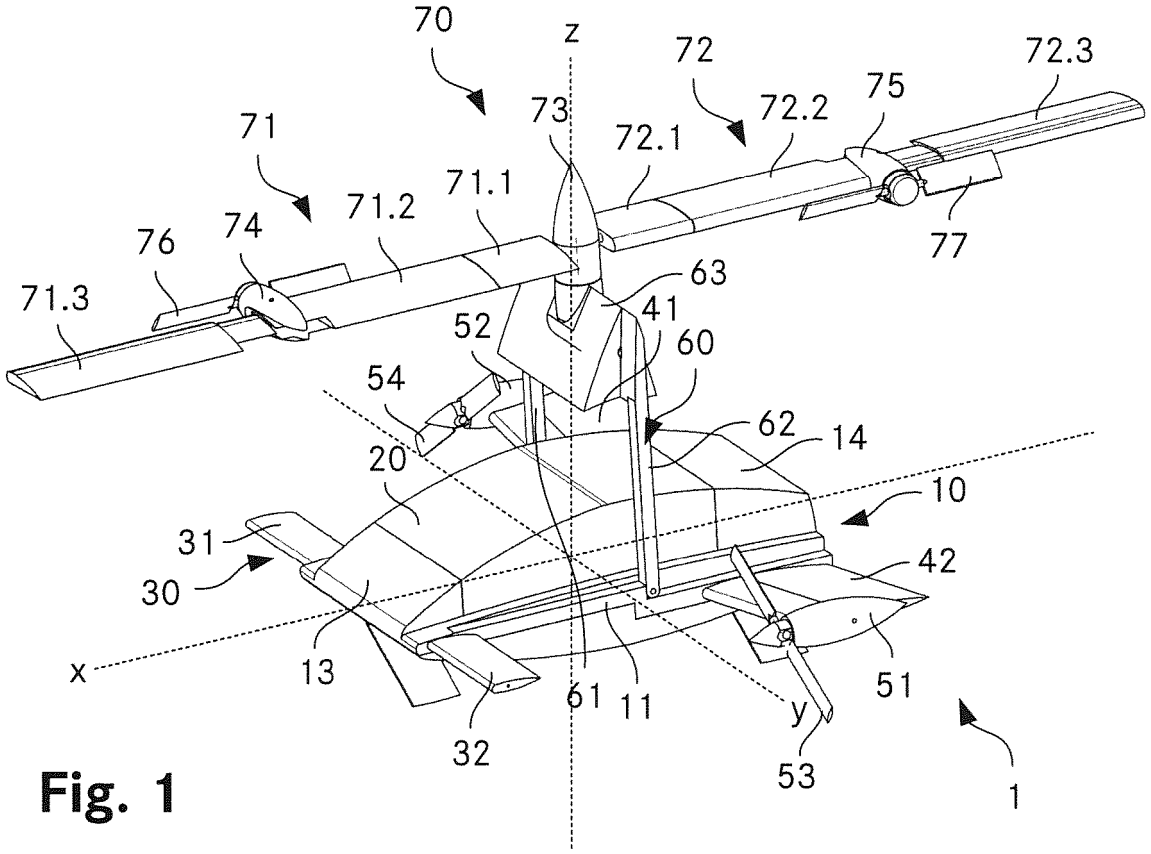

70
z
72
72.3
75
73
72.2
71
72.1
71.1
71.2
74
76
77
63
71.3
41
52
60
54
62
14
20
10
31
42
30
x
13
61
11
y
51
32
53
1

Fig. 1

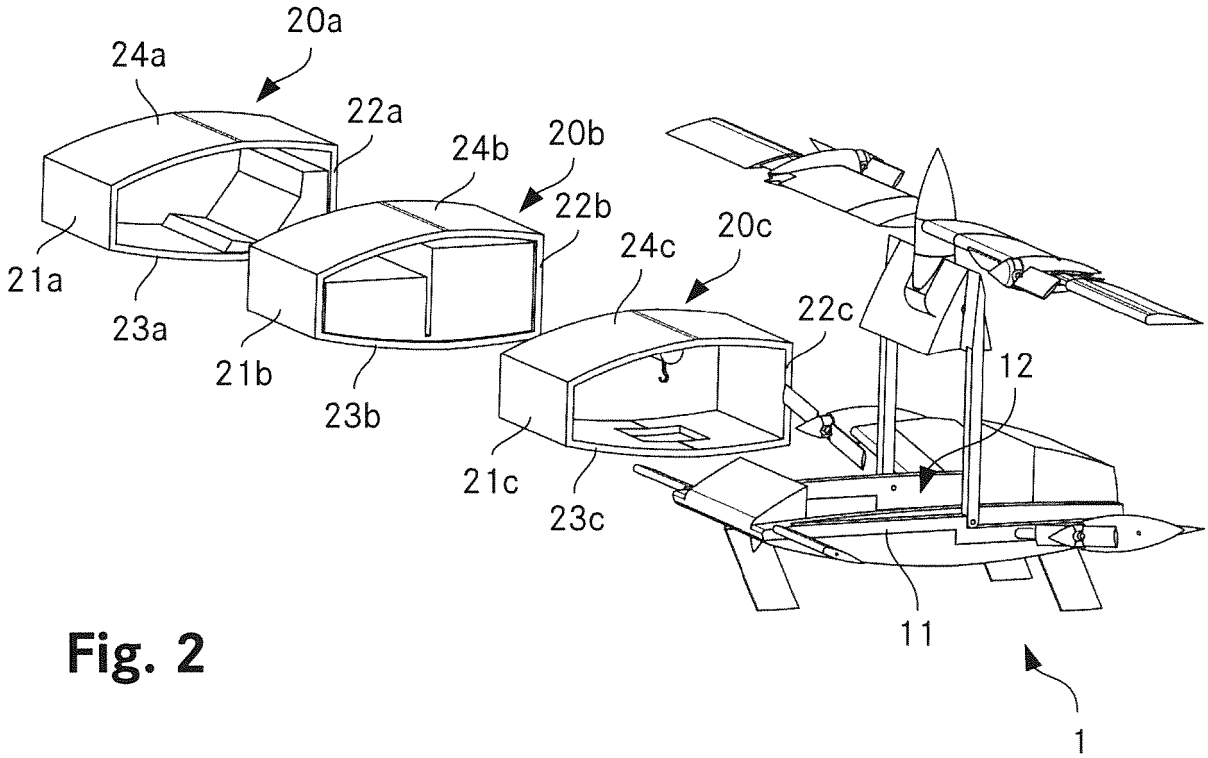

20a
24a
22a
24b
20b
22b
24c
20c
21a
23a
21b
23b
22c
12
21c
23c
11
1

Fig. 2

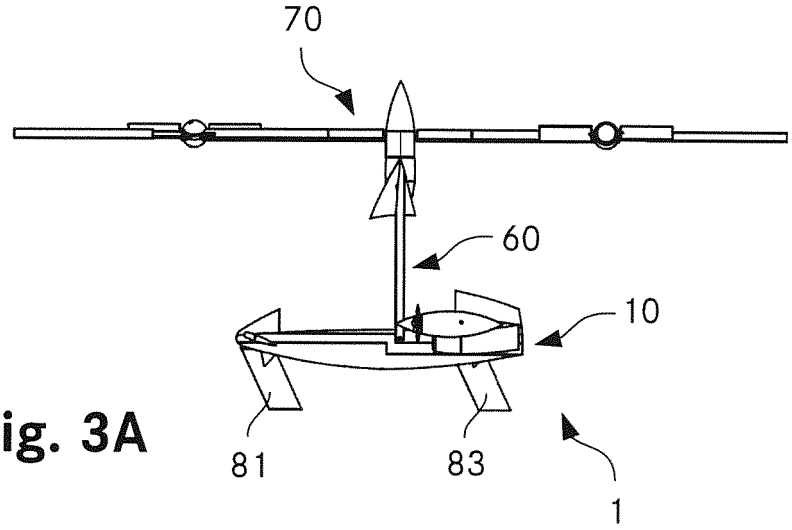



Fig. 3A

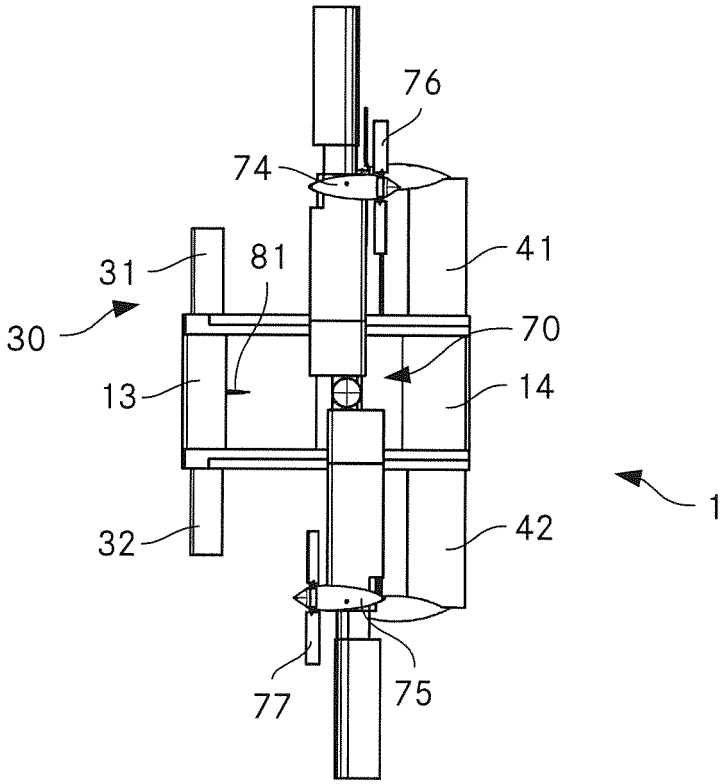



Fig. 3B

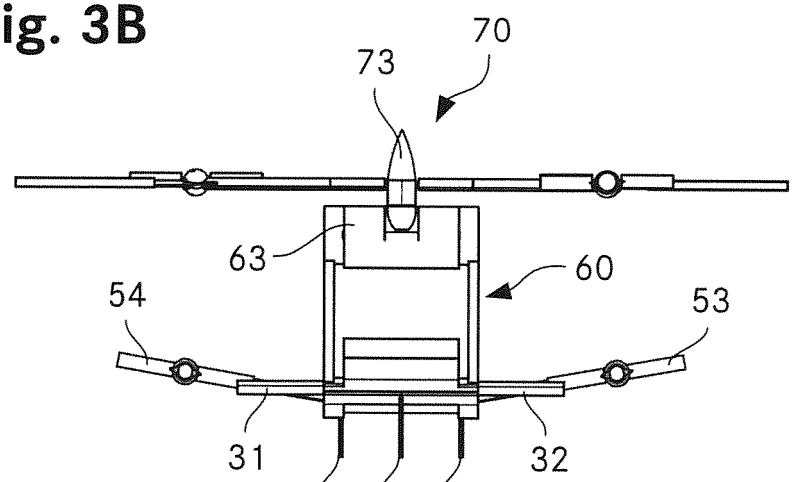



Fig. 3C

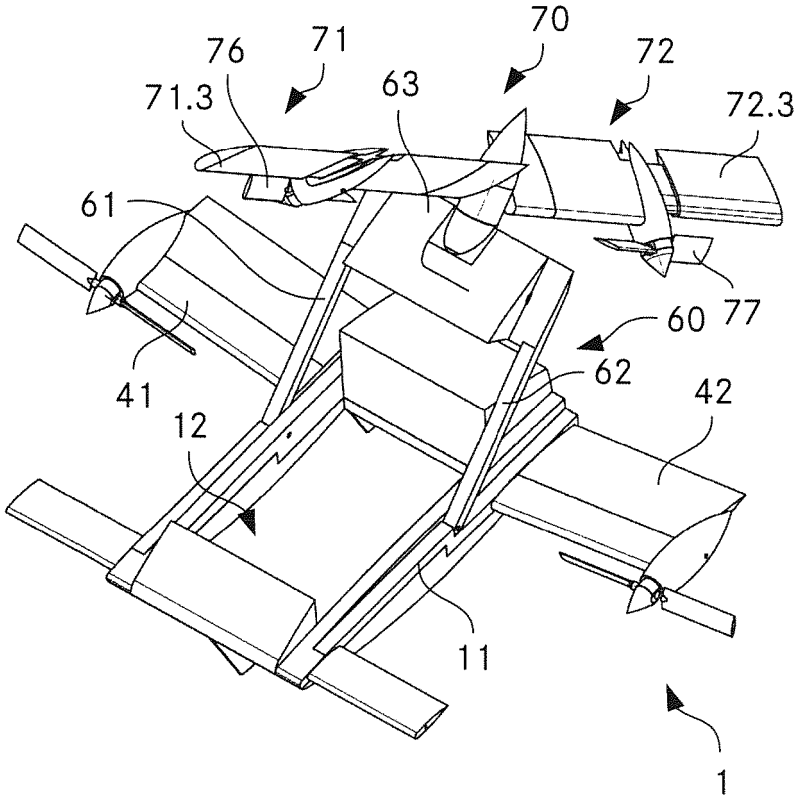

70
76
71
72
71.3
63
72.3
61
77
60
62
41
42
12
11
1

Fig. 4

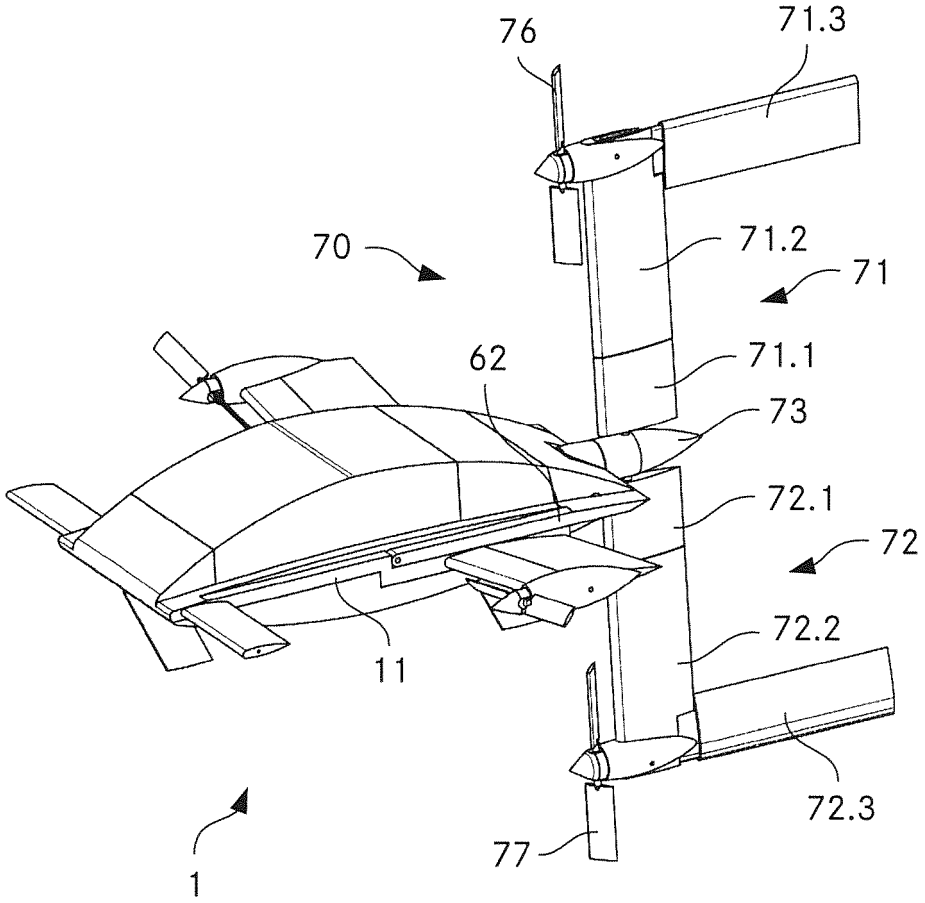

76
71.3
70
71.2
71
62
71.1
73
72.1
72
72.2
11
72.3
77
1

Fig. 5

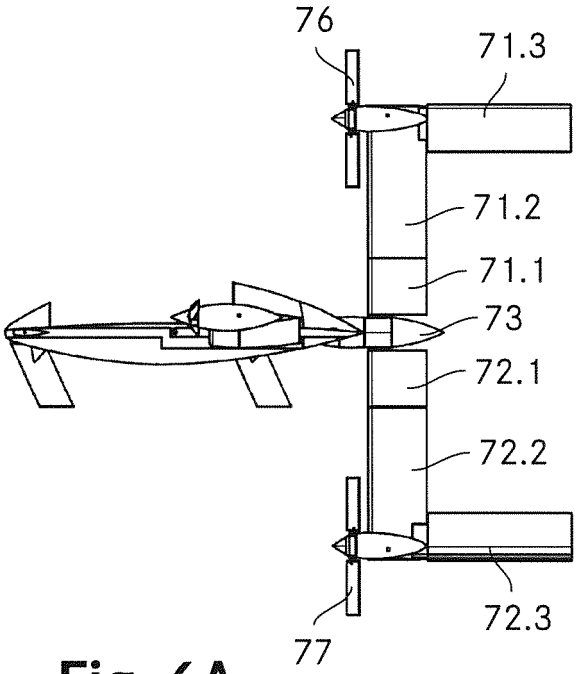



Fig. 6A

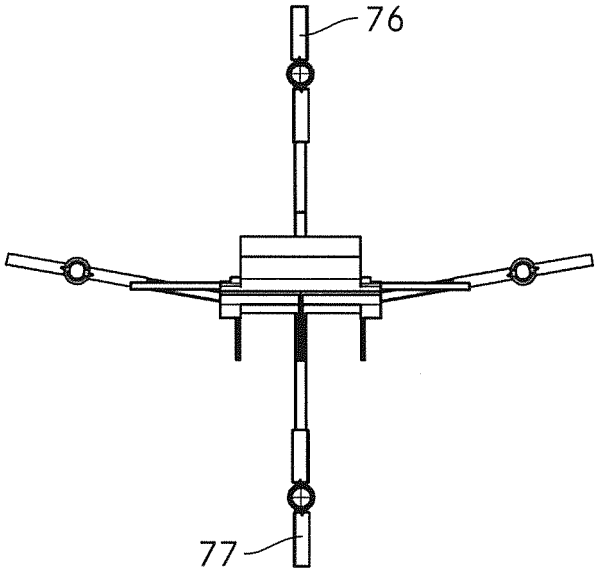



Fig. 6B

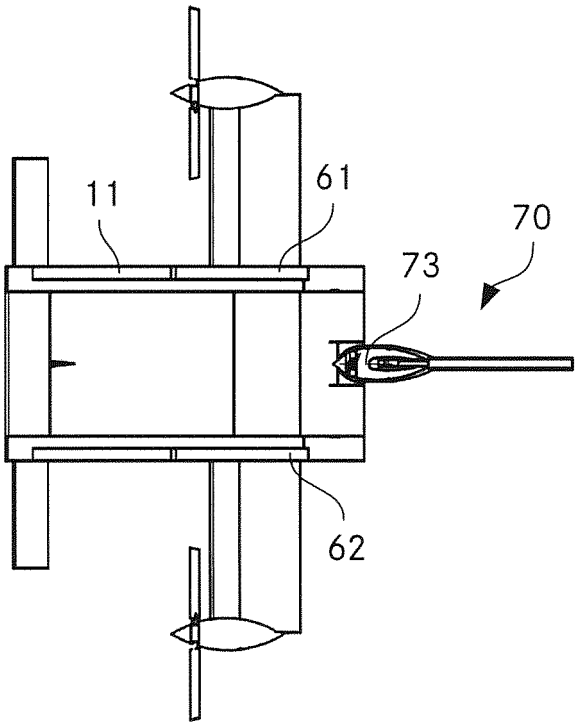



Fig. 6C

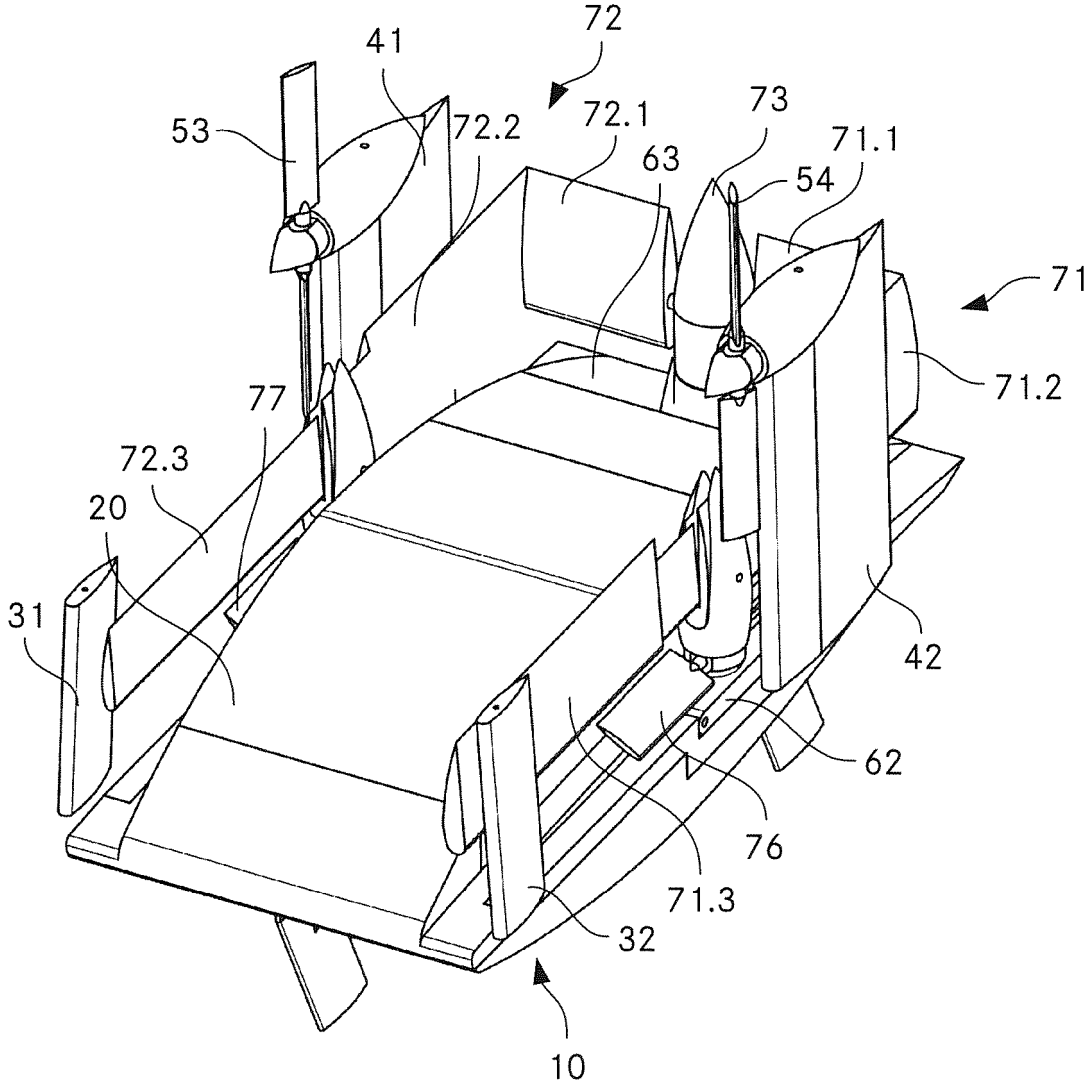



Fig. 7