



СТАНОВИЩЕ

ОТНОСНО: *Предварително проучване за новост на “Хибриден летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори”, съгласно искане с вх. № : СПИС-314 от 24.02.2023г.*

Проучването е направено въз основа на представеното описание, патентни претенции и приложенияте към него фигури.

Обектът на настоящото проучване е определен от една независима и двамайсет зависими претенции, съгласно които, включва:

Хибриден летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори, включващ основен корпус (1), монтиран на основно крило (2), към което са фиксирани десни роторни възли (3) и симетрично спрямо надлъжната ос на основния корпус (1) са фиксирани леви роторни възли (4), характеризиращ се с това, че левите (4) и десните (3) роторни възли са монтирани в противоположните периферии на основното крило (2), при което към всеки роторен възел са монтирани поне два ротора (5 и 6), а горно крило (7) е монтирано над основното крило (2), посредством свързаните им периферии, както и долно крило (8) е монтирано под основното крило (2), също посредством свързаните им периферии, като върху горната повърхност на горното крило (7) е монтиран горен ракетен двигател (9), симетрично на него, спрямо основното крило (3), към долната повърхност на долното крило (8) е монтиран долен ракетен двигател (10), а към основното крило (2) са монтирани ляво аеродинамично кормило (11) и дясно аеродинамично кормило (12), първи двуканален изпълнителен извод от дистанционен управляващ пулт (13) е безжично съединен, съответно с управляващ вход на всяко от двете аеродинамично кормила (11 и 12), втори многоканален изпълнителен извод от дистанционния управляващ пулт (13) е безжично свързан, с управленските входове на съответните роторни възли (11 и 12), и със съответните управленски входове на ракетните двигатели (9 и 10), първи сигнален вход на дистанционния управляващ пулт (13) е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за динамични параметри (14); втори сигнален вход на дистанционния управляващ пулт (13) е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за геолокационните параметри (15) и трети сигнален вход на дистанционния управляващ пулт (13) е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за метеорологичните параметри (16); като множество управляващи пултове (13) са безжично свързани с център за групово управление на полетите (17).

Двата ротора (5 и 6), към съответния роторен възел, са контравъртящи се.

Левите роторни възли (4) и десните (3) роторни възли са електромоторни, чиито електрически входове са кабелно свързани с изходите на модулни електроакумулатори (18), монтирани под долното крило (8).

Левите роторни възли (4) и десните (3) роторни възли са електромоторни, чиито електрически входове са кабелно свързани с електрическите изходи на водородни горивни клетки (19), монтирани под долното крило (8).

Върху горната повърхност на горното крило (7) са монтирани повече от един горни ракетни двигатели, симетрично на тях, спрямо основното крило (2), към долната повърхност на долното крило (8) са монтирани повече от един долни ракетни двигатели.

В ракетните двигатели (9 и 10) са интегрирани горивните им контейнери.

Модулните електроакумулатори (18) и ракетните двигатели (9 и 10) са парашутно спускаеми.

Горното крило (7) и долното крило (8) са еднакви с еднакви несиметрични аеродинамични профили и са монтирани успоредно, спрямо основното крило (3).

Електрическите акумулатори (18) са многократно зареждаеми литиево-йонни.

Върху горната повърхност на горното крило (7) са монтирани фотоволтаични панели (15).

Половината от модулите на електрическите акумулатори (18) са единично спускаеми.

Ракетните двигатели (9 и 10) са със сухо гориво.

Двата ротора (5 и 6) са с еднакви диаметри и са с по две витла.

Горното крило (7) и долното крило (8) са от армиран карбон.

Лявото аеродинамично кормило (11) и дясното аеродинамично кормило (12) имат елеронни и хоризонтални кормилни секции.

Парашутно спускаемите модулни електроаккумулятори (18) са успоредно електрически свързани помежду си.

Парашутно спускаемите модулни електроаккумулятори (18) са с вградени активни геолокационни маркери (20).

В задната опашна част на основния корпус (1) са монтирани централни аеродинамични кормила и централни аеродинамични стабилизатори.

В изнесената предна част на основния корпус (1) е монтирано допълнително крейсерско витло (21) с по-голям диаметър от диаметрите на останалите витла.

Управленските входи на централните аеродинамични кормила, на крейсерското витло (21), на ключалките на спускаемите модулни електроаккумулятори (18) и на ключалките на спускаемите ракетните двигатели (9 и 10) са безжично свързани със съответните управленски изводи от управленския пулт (13).

Управленският пулт (13) е програмируем с изкуствен интелект за синхронизиране енергоикономичната работа на отделните мотори.

Задача на настоящото изобретение е да се обезпечи хибриден летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни електрически и ракетни мотори със сравнително ниска себестойност с фиксирани крила и ненакпаящи се мотори, да е със специализирани роторни витла, в зависимост от режима на полета, да е с парашутно спускаеми разредени модулни електроаккумулятори, за по-голям полезен товар, да е с двубоксова (двукутиеста) конструкция, в която самите крила да са конструктивни елементи, с което да се намали собствената му полетна маса и да се нулират периферните крилни вихрови съпротивления, за удължаване на полета.

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

Документът **US10124890B2**, публикуван на 13-11-2018, разкрива Метод за конфигуриране на безпилотна система VTOL (вертикално излитане и кацане), включващ: подготовка на VTOL за полет, закрепване с възможност за освобождаване на първа гондола към долната повърхност на първо крило на безпилотно летателно превозно средство с неподвижно крило (UAV) и закрепване с възможност за освобождаване на втора гондола към долната повърхност на второ крило на UAV, при което всяка от първата и втората гондоли включва източник на енергия и поне един VTOL ротор, свързан към източника на енергия, и при което всяка от първата и втората гондоли може да се отделя от съответното крило по време на полет;

В **US10183741B2**, публикуван на 22-01-2019, разкрива различни изпълнения на система за изстрелване и извличане, подпомагана от мултикоптер, която включва: (1) модул на мултикоптер с няколко ротора, който може да бъде прикрепен към (и разглобяем от) самолет с фиксирано крило, за да улесни изстрелването на самолета с фиксирано крило в крилото - борден полет; (2) система за съхранение и изстрелване, използвана за съхраняване на модулния мултикоптер и за улесняване на изстрелването на самолета с фиксирано крило в полет с крило; и (3) система за закрепване, която може да се използва (заедно с мултикоптера и гъвкавия елемент за улавяне) за извличане на самолета с неподвижно крило от полет с крило.

Документът **US10196143B2**, публикуван на 05-02-2019, разкрива Модулна безпилотна летателна система (UAS), която има първа и втора полетна конфигурация и включва родителски модул на безпилотен летателен апарат (UAV) и множество дъщерни модули на UAV. Основният модул може да има фюзелаж, предни и задни крила, свързани с фюзелажа, и първо множество устройства за задвижване на полета. Дъщерните модули се откачват и отделят от предното крило и един от друг и постигат контролиран полет независимо от родителския модул, докато са във втората конфигурация на полета. Също така е разкрит метод за управление на модулната UAS.

Документът **US2021403168A1**, публикуван на 30-12-2021, разкрива Хибридна система за задвижване за самолет с тилтротор се състои от един или повече двигатели, които осигуряват тяга, когато самолетът с тилтротор е в първи режим на полет напред, един или повече електрически или хидравлични източници на енергия и два или повече блока на пилони. Всеки блок на пилон съдържа един или повече електрически или хидравлични мотори, свързани към един или повече електрически или хидравлични източници на енергия и прототор Система съгласно претенция 4, при която едната или повече допълнителни батерии са подвижни или могат да се изхвърлят.

НОВОСТ

След извършен сравнителен анализи между обекта, предмет на настоящото проучване и намерените при проучването документи, се установи, че не е разкрит хибриден летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори, който да включва всички технически признаци на обекта от 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).

Plamen
Todorov
Gonchev

Digitally signed by
Plamen Todorov
Gonchev
Date: 2023.03.06
16:12:00 +02:00

Пламен Гончев

Старши експерт от ДЕЗИПМПД



ДОКЛАД ОТ ПРОУЧВАНЕ		
с вх.№ СпИС–314 от 24.02.2023г.		
I. Уточнен класификационен индекс по МПК		
B64C29/00; B64C29/005; B64C27/26; B64C11/00; B64U50/19; B64U50/31; B64U30/20; B64D1/00;		
II. ОБЛАСТ НА ПРОУЧВАНЕ		
Минимален обхват на проучване		
Вид класификация:		Класификационен индекс:
МПК – 8		B64C29; B64C27; B64C11; B64U50; B64U30; B64D1
Бази данни, в които е извършено проучването		
Espacenet, IPAS, Internet		
III. Релевантни документи		
Категория	Цитиране на документите с посочване на релевантните части	Релевантни към претенции
A	US10124890B2, публикуван на 13-11-2018, SADA SALINAS JAIME G [US]; ARELLANO ESCARPITA DAVID ALEJANDRO [MX]; DRONETECHUAV CORP[US]	1-21
A	US10183741B2, публикуван на 22-01-2019, HOOD TECH CORP [US]	1-21
A	US10196143B2, публикуван на 05-02-2019, NASA [US]	1-21
A	US2021403168A1, публикуван на 30-12-2021, BELL TEXTRON INC [US]	1-21
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: 06/03/2023г.		ПОДПИС:
		Plamen Todorov Gonchev Digitally signed by Plamen Todorov Gonchev Date: 2023.03.06 16:13:04 +02:00 Пламен Гончев Старши експерт ДЕЗИМПД



US010183741B2

(12) **United States Patent**
Roeseler et al.

(10) **Patent No.:** **US 10,183,741 B2**

(45) **Date of Patent:** **Jan. 22, 2019**

(54) **MULTICOPTER-ASSISTED SYSTEM AND
METHOD FOR LAUNCHING AND
RETRIEVING A FIXED-WING AIRCRAFT**

(71) Applicant: **Hood Technology Corporation**, Hood
River, OR (US)

(72) Inventors: **Corydon C. Roeseler**, Hood River, OR
(US); **Caleb Andrew Woodruff**, White
Salmon, WA (US); **Daniel Pepin Reiss**,
Hood River, OR (US)

(73) Assignee: **Hood Technology Corporation**, Hood
River, OR (US)

(*) Notice: Subject to any disclaimer, the term of this
patent is extended or adjusted under 35
U.S.C. 154(b) by 0 days.

(21) Appl. No.: **15/431,172**

(22) Filed: **Feb. 13, 2017**

(65) **Prior Publication Data**

US 2017/0327211 A1 Nov. 16, 2017

Related U.S. Application Data

(63) Continuation of application No. 15/375,909, filed on
Dec. 12, 2016, which is a continuation-in-part of
(Continued)

(51) **Int. Cl.**
B64C 39/02 (2006.01)
B64C 27/48 (2006.01)
(Continued)

(52) **U.S. Cl.**
CPC **B64C 27/48** (2013.01); **B64C 25/08**
(2013.01); **B64C 27/001** (2013.01); **B64C**
27/08 (2013.01);
(Continued)

(58) **Field of Classification Search**
CPC B64C 2201/042; B64C 2201/066
See application file for complete search history.

(56) **References Cited**

U.S. PATENT DOCUMENTS

968,339 A 8/1910 Geraldson
1,144,505 A 6/1915 Steffan
(Continued)

FOREIGN PATENT DOCUMENTS

CA 781808 4/1968
CA 839101 4/1970
(Continued)

OTHER PUBLICATIONS

"Trapeze" Wikipedia, Aug. 4, 2006, available at <http://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Trapeze&oldid=67584367>.

(Continued)

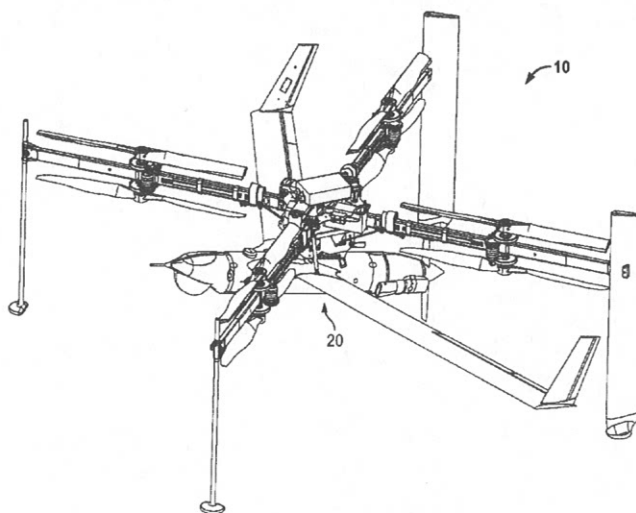
Primary Examiner — Brian M O'Hara

(74) *Attorney, Agent, or Firm* — Neal, Gerber &
Eisenberg LLP

(57) **ABSTRACT**

The present disclosure provides various embodiments of a multicopter-assisted launch and retrieval system generally including: (1) a multi-rotor modular multicopter attachable to (and detachable from) a fixed-wing aircraft to facilitate launch of the fixed-wing aircraft into wing-borne flight; (2) a storage and launch system usable to store the modular multicopter and to facilitate launch of the fixed-wing aircraft into wing-borne flight; and (3) an anchor system usable (along with the multicopter and a flexible capture member) to retrieve the fixed-wing aircraft from wing-borne flight.

21 Claims, 53 Drawing Sheets



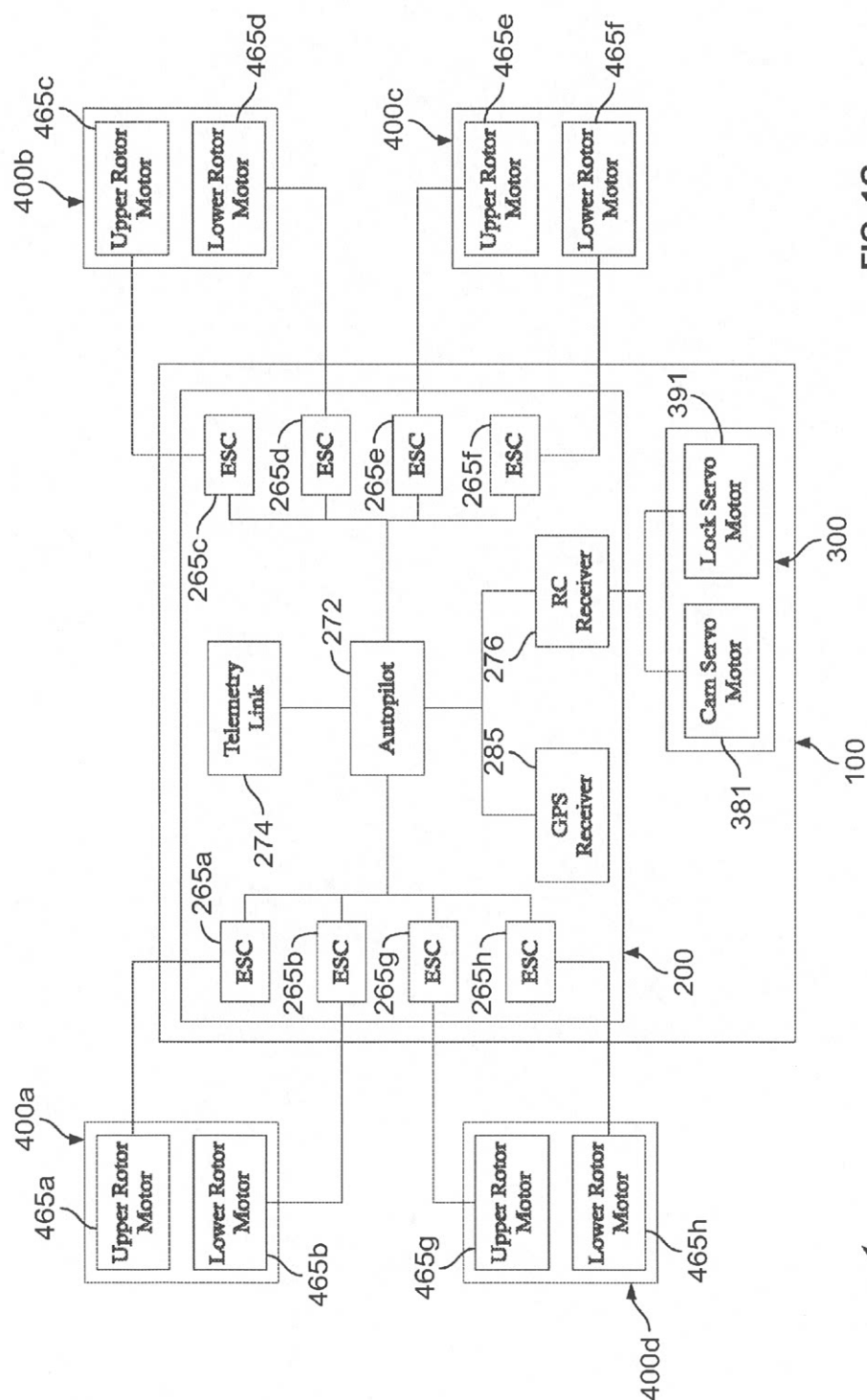


FIG. 1G

41

10. The multicopter of claim 7, which includes a second pair of batteries, wherein the first pair of batteries is electrically connected in parallel via a gang circuit to the second pair of batteries to enable a single charger electrically connected to at least one of the batteries to charge all four batteries, and wherein the gang circuit includes an automatically resetting circuit breaker.

11. The multicopter of claim 7, which includes one or more sensors, and wherein the component is communicatively connected to the one or more sensors to perform the multicopter status check based on data received from the one or more sensors.

12. A method of preparing a multicopter for launch, the method comprising:

responsive to an operator actuation of a switch, switching a first power circuit from an open state to a closed state to electrically connect a power source of the multicopter to an electrically powered component of the multicopter to power the component in an idle power mode that enables one or more pre-flight checks to be performed, wherein the first power circuit does not power a rotor motor of the multicopter; and afterwards, responsive to the operator electrically connecting the power source to the rotor motor to power the rotor motor, enabling the rotor motor to operate.

13. The method of claim 12, wherein the multicopter includes a hub and multiple arms attachable to the hub, each arm including a rotor and a rotor motor drivingly engaged to the rotor.

14. The method of claim 13, wherein switching the first power circuit from the open state to the closed state electrically connects the power source to the component without electrically connecting the power source to the rotor motors.

15. The method of claim 12, wherein the multicopter includes a hub and multiple arms attachable to the hub, each arm including a rotor and a rotor motor drivingly engaged to the rotor, wherein switching the first power circuit from the open state to the closed state electrically connects the power source to the component without electrically connecting the power source to the rotor motors.

16. The method of claim 15, which includes, before the power source is electrically connected to the rotor motor, attaching the arms to the hub to electrically connect the arms to the hub so the rotor motors of the arms are electrically connectable to the power source.

17. The method of claim 16, which includes, before attaching the arms to the hub, mounting the hub to a fixed-wing aircraft.

18. A multicopter comprising:

multiple arms each including a rotor and a rotor motor drivingly engaged to the rotor;
an electrically powered component;

a power source including two batteries, wherein the batteries are electrically connected in parallel via a gang circuit to enable a single charger electrically connectable to one of the batteries to charge both batteries;

a first power circuit switchable from an open state to a closed state to electrically connect the power source to the component to power the component without electrically connecting the power source to the rotor motor; and

42

a second power circuit switchable from an open state to a closed state to electrically connect the power source to the rotor motor to power the rotor motor.

19. A multicopter comprising:

multiple arms each including a rotor and a rotor motor drivingly engaged to the rotor;

an electrically powered component;

a power source, wherein the power source includes two batteries electrically connected in parallel via a gang circuit to enable a single charger electrically connectable to one of the batteries to charge both batteries, and wherein the gang circuit includes an automatically resetting circuit breaker;

a first power circuit switchable from an open state to a closed state to electrically connect a power source to the component to power the component without electrically connecting the power source to the rotor motor; and

a second power circuit switchable from an open state to a closed state to electrically connect the power source to the rotor motor to power the rotor motor.

20. A multicopter comprising:

multiple arms each including a rotor and a rotor motor drivingly engaged to the rotor;

an electrically powered component configured to perform a multicopter status check;

a first pair of batteries electrically connectable to the rotor motor, at least one of the first pair of batteries electrically connectable to the component;

a second pair of batteries electrically connected in parallel via a gang circuit to the first pair of batteries to enable a single charger electrically connected to at least one of the batteries to charge all four batteries;

a first power circuit switchable from an open state to a closed state to electrically connect the at least one of the first pair of batteries to the component to power the component without powering the rotor motor; and

a second power circuit switchable from an open state to a closed state to electrically connect the first pair of batteries to the rotor motor to power the rotor motor.

21. A multicopter comprising:

multiple arms each including a rotor and a rotor motor drivingly engaged to the rotor;

an electrically powered component configured to perform a multicopter status check;

a first pair of batteries electrically connectable to the rotor motor, at least one of the first pair of batteries electrically connectable to the component;

a second pair of batteries, wherein the first pair of batteries is electrically connected in parallel via a gang circuit to the second pair of batteries to enable a single charger electrically connected to at least one of the batteries to charge all four batteries, and wherein the gang circuit includes an automatically resetting circuit breaker;

a first power circuit switchable from an open state to a closed state to electrically connect the at least one of the first pair of batteries to the component to power the component without powering the rotor motor; and

a second power circuit switchable from an open state to a closed state to electrically connect the first pair of batteries to the rotor motor to power the rotor motor.

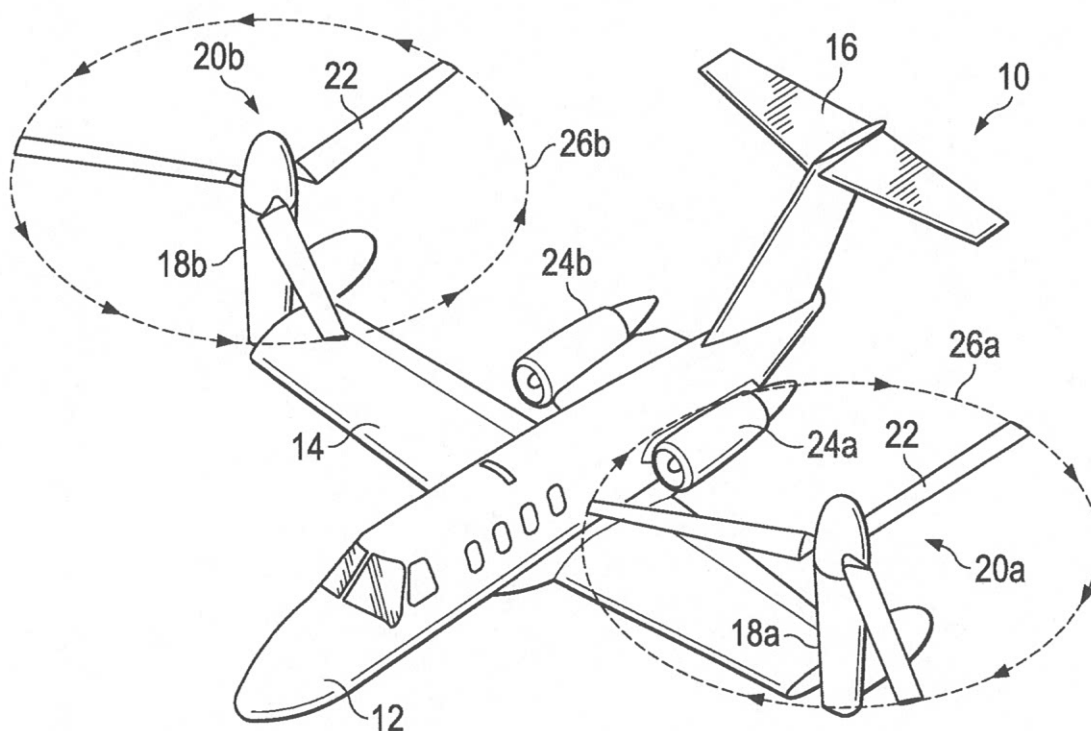
* * * * *



US 20210403168A1

(19) **United States**(12) **Patent Application Publication**
Parsons et al.(10) **Pub. No.: US 2021/0403168 A1**(43) **Pub. Date: Dec. 30, 2021**(54) **HYBRID PROPULSION SYSTEM FOR
CONVERTIBLE AIRCRAFT***B64C 27/50* (2006.01)*B64C 29/00* (2006.01)(71) Applicant: **Bell Textron Inc.**, Fort Worth, TX (US)(52) **U.S. Cl.**CPC *B64D 27/02* (2013.01); *B64D 27/24*
(2013.01); *B64D 41/00* (2013.01); *B60L 50/60*
(2019.02); *B60L 2200/10* (2013.01); *B64C*
27/50 (2013.01); *B64C 29/0033* (2013.01);
B64D 2027/026 (2013.01); *B64C 3/32*
(2013.01)(72) Inventors: **Thomas Dewey Parsons**, Fort Worth,
TX (US); **James E. Sobel**, Haslet, TX
(US); **Alan Hisashi Steinert**, Fort
Worth, TX (US); **David Henderson**
Loe, Hurst, TX (US)(21) Appl. No.: **16/915,002**(22) Filed: **Jun. 29, 2020****Publication Classification**(51) **Int. Cl.***B64D 27/02* (2006.01)*B64D 27/24* (2006.01)*B64D 41/00* (2006.01)*B60L 50/60* (2006.01)*B64C 3/32* (2006.01)**ABSTRACT**

A hybrid propulsion system for a tiltrotor aircraft comprises one or more engines that provide thrust whenever the tiltrotor aircraft is in a first forward flight mode, one or more electrical or hydraulic power sources, and two or more pylon assemblies. Each pylon assembly houses one or more electric or hydraulic motors connected to the one or more electrical or hydraulic power sources and a prop rotor. All or part of each pylon assembly is rotatable. The prop rotors provide lift whenever the tiltrotor aircraft is in a vertical takeoff and landing mode and a hover mode, and provide thrust whenever the tiltrotor aircraft is in a second forward flight mode.



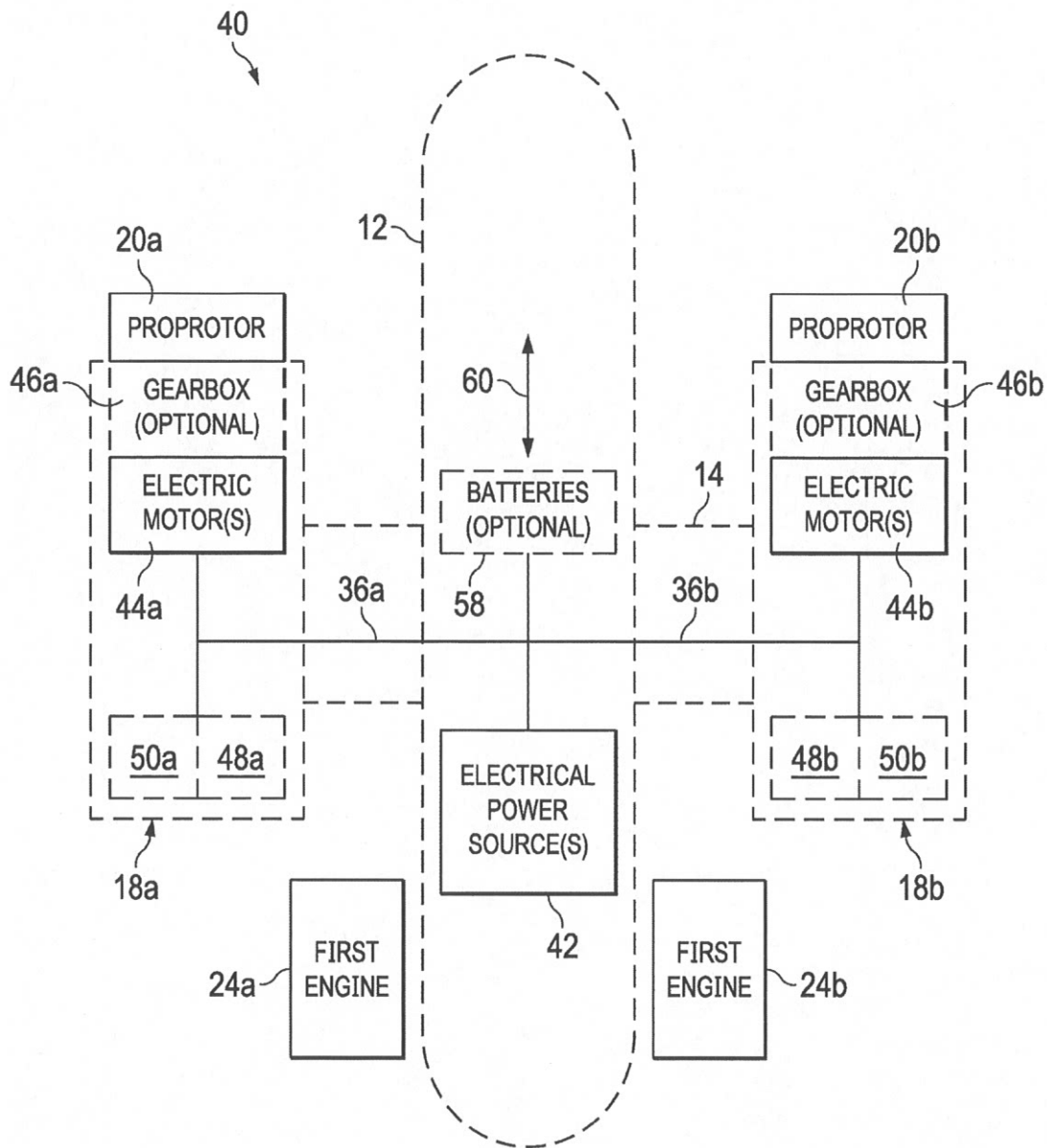


FIG. 3A

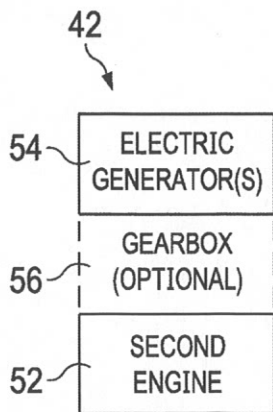


FIG. 3B

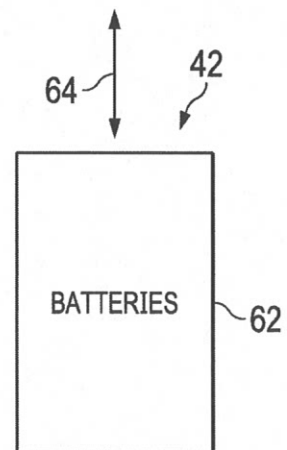


FIG. 3C

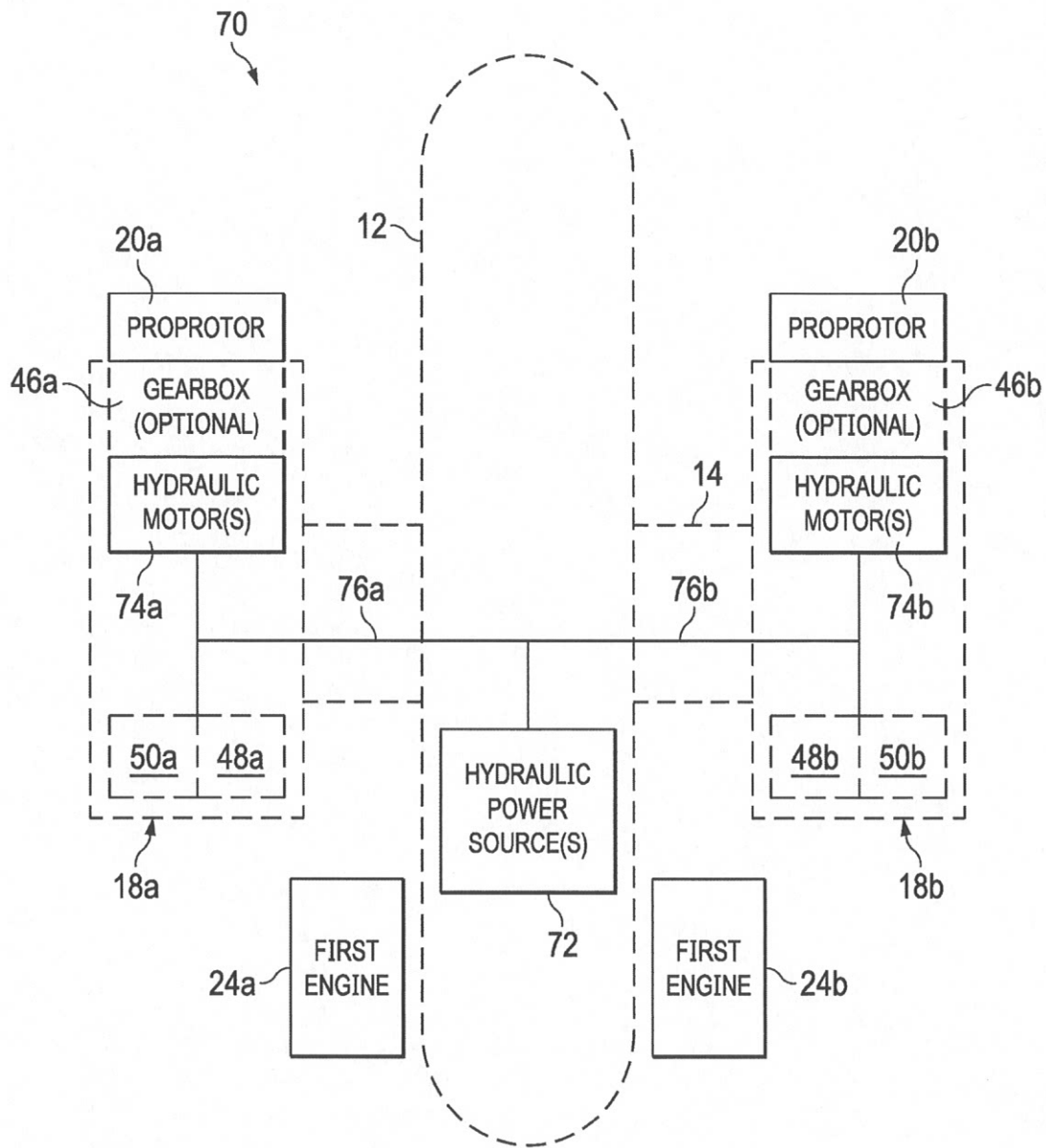


FIG. 4A

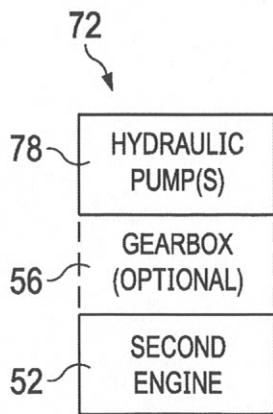


FIG. 4B

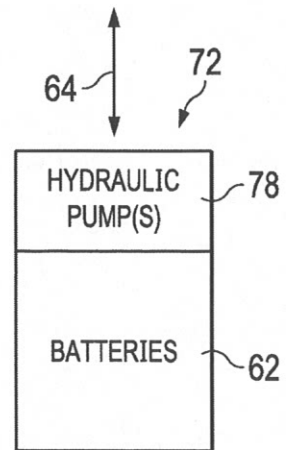


FIG. 4C

items preceding the term. For example, "A, B, C, or combinations thereof" is intended to include at least one of: A, B, C, AB, AC, BC, or ABC, and if order is important in a particular context, also BA, CA, CB, CBA, BCA, ACB, BAC, or CAB. Continuing with this example, expressly included are combinations that contain repeats of one or more item or term, such as BB, AAA, AB, BBC, AAABCCCC, CBBAAA, CABABB, and so forth. The skilled artisan will understand that typically there is no limit on the number of items or terms in any combination, unless otherwise apparent from the context.

[0046] As used herein, words of approximation such as, without limitation, "about", "substantial" or "substantially" refers to a condition that when so modified is understood to not necessarily be absolute or perfect but would be considered close enough to those of ordinary skill in the art to warrant designating the condition as being present. The extent to which the description may vary will depend on how great a change can be instituted and still have one of ordinary skilled in the art recognize the modified feature as still having the required characteristics and capabilities of the unmodified feature. In general, but subject to the preceding discussion, a numerical value herein that is modified by a word of approximation such as "about" may vary from the stated value by at least ± 1 , 2, 3, 4, 5, 6, 7, 10, 12 or 15%.

[0047] All of the devices and/or methods disclosed and claimed herein can be made and executed without undue experimentation in light of the present disclosure. While the devices and/or methods of this invention have been described in terms of preferred embodiments, it will be apparent to those of skill in the art that variations may be applied to the compositions and/or methods and in the steps or in the sequence of steps of the method described herein without departing from the concept, spirit and scope of the invention. All such similar substitutes and modifications apparent to those skilled in the art are deemed to be within the spirit, scope and concept of the invention as defined by the appended claims.

[0048] Furthermore, no limitations are intended to the details of construction or design herein shown, other than as described in the claims below. It is therefore evident that the particular embodiments disclosed above may be altered or modified and all such variations are considered within the scope and spirit of the disclosure. Accordingly, the protection sought herein is as set forth in the claims below.

[0049] To aid the Patent Office, and any readers of any patent issued on this application in interpreting the claims appended hereto, applicants wish to note that they do not intend any of the appended claims to invoke paragraph 6 of 35 U.S.C. § 112 as it exists on the date of filing hereof unless the words "means for" or "step for" are explicitly used in the particular claim.

What is claimed is:

1. A hybrid propulsion system for a tiltrotor aircraft comprising:

- one or more engines that provide thrust whenever the tiltrotor aircraft is in a first forward flight mode;
- one or more electrical or hydraulic power sources;
- two or more pylon assemblies, each pylon assembly housing one or more electric or hydraulic motors connected to the one or more electrical or hydraulic power sources and a propotor, and wherein all or part of each pylon assembly is rotatable; and

wherein the propotors provide lift whenever the tiltrotor aircraft is in a vertical takeoff and landing mode and a hover mode, and provide thrust whenever the tiltrotor aircraft is in a second forward flight mode.

2. The system of claim 1, wherein:

the one or more electrical or hydraulic power sources are disposed within a fuselage;

each pylon assembly is mounted proximate to an outboard portion of a wing; and

one or more electrical or hydraulic lines are disposed within each wing connecting the one or more electrical or hydraulic power sources to the one or more electrical or hydraulic motors in each pylon assembly.

3. The system of claim 1, wherein:

the one or more engines comprise one or more first engines; and

the one or more electrical sources comprise a second engine connected to one or more electric generators, or one or more batteries.

4. The system of claim 1, further comprising one or more additional batteries connected to the one or more electrical motors, wherein the one or more additional batteries are disposed within a fuselage, each pylon assembly, or both the fuselage and each pylon assembly.

5. The system of claim 4, wherein the one or more additional batteries are moveable or ejectable.

6. The system of claim 1, wherein:

the one or more engines comprise one or more first engines; and

the one or more hydraulic power sources comprise a second engine connected to one or more hydraulic pumps, or one or more batteries connected to the one or more hydraulic pumps.

7. The system of claim 1, wherein the one or more electric or hydraulic power sources include a reduction gearbox.

8. The system of claim 1, wherein the one or more engines are connected to the one or more electric or hydraulic power sources.

9. The system of claim 1, further comprising a propotor gearbox connected between the one or more electric or hydraulic motors and each propotor.

10. The system of claim 1, wherein each of the propotors is a stop and fold propotor.

11. The system of claim 1, wherein each pylon assembly further houses one or more weapons, missiles, targeting devices, lasers, countermeasures, surveillance devices, detection devices, sensors, deployable drones, or other electronic devices.

12. A tiltrotor aircraft comprising:

a fuselage;

one or more wings attached to the fuselage;

one or more engines attached to the fuselage or the one or more wings that provide thrust whenever the tiltrotor aircraft is in a first forward flight mode;

one or more electrical or hydraulic power sources disposed within the fuselage;

two or more pylon assemblies, each pylon assembly mounted proximate to an outboard portion of the one or more wings, each pylon assembly housing one or more electric or hydraulic motors connected to the one or more electrical or hydraulic power sources and a propotor, and wherein all or part of each pylon assembly is rotatable;

one or more electrical or hydraulic lines disposed within the one or more wings connecting the one or more electrical or hydraulic power sources to the one or more electrical or hydraulic motors in each pylon assembly; and

wherein the proprotors provide lift whenever the tiltrotor aircraft is in a vertical takeoff and landing mode and a hover mode, and provide thrust whenever the tiltrotor aircraft is in a second forward flight mode.

13. The tiltrotor aircraft of claim 12, wherein:

the one or more electrical or hydraulic power sources are disposed within the fuselage;

each pylon assembly is mounted proximate to an outboard portion of a wing; and

one or more electrical or hydraulic lines are disposed within each wing connecting the one or more electrical or hydraulic power sources to the one or more electrical or hydraulic motors in each pylon assembly.

14. The tiltrotor aircraft of claim 12, wherein:

the one or more engines comprise one or more first engines; and

the one or more electrical sources comprise a second engine connected to one or more electric generators, or one or more batteries.

15. The tiltrotor aircraft of claim 12, further comprising one or more additional batteries connected to the one or more electrical motors, wherein the one or more additional batteries are disposed within the fuselage, each pylon assembly, or both the fuselage and each pylon assembly.

16. The tiltrotor aircraft of claim 15, wherein the one or more additional batteries are moveable or ejectable.

17. The tiltrotor aircraft of claim 12, wherein each of the proprotors is a stop and fold proprotor.

18. The tiltrotor aircraft of claim 12, wherein each pylon assembly further houses one or more weapons, missiles, targeting devices, lasers, countermeasures, surveillance devices, detection devices, sensors, deployable drones, or other electronic devices.

19. A method of providing propulsion to a tiltrotor aircraft comprising:

providing thrust from one or more engines whenever the tiltrotor aircraft is in a first forward flight mode;

generating electrical or hydraulic power from one or more electrical or hydraulic power sources;

driving one or more electric or hydraulic motors within two or more pylon assemblies using the electrical or hydraulic power;

driving a proprotor on each pylon assembly using the one or more electric or hydraulic motors;

providing lift from the proprotors whenever the tiltrotor aircraft is in a vertical takeoff and landing mode and a hover mode;

transitioning to or from the vertical takeoff and landing mode or the hover mode by rotating all or part of each pylon assembly; and

providing thrust from the proprotors whenever the tiltrotor aircraft is in a second forward flight mode.

20. The method of claim 19, wherein:

the one or more electrical or hydraulic power sources are disposed within a fuselage;

each pylon assembly is mounted proximate to an outboard portion of a wing; and

one or more electrical or hydraulic lines are disposed within each wing connecting the one or more electrical or hydraulic power sources to the one or more electrical or hydraulic motors in each pylon assembly.

21. The method of claim 19, wherein:

the one or more engines comprise one or more first engines; and

the one or more electrical sources comprise a second engine connected to one or more electric generators, or one or more batteries.

22. The method of claim 19, further comprising one or more additional batteries connected to the one or more electrical motors, wherein the one or more additional batteries are disposed within a fuselage, each pylon assembly, or both the fuselage and each pylon assembly.

23. The method of claim 22, further comprising moving or ejecting the one or more batteries.

24. The method of claim 19, wherein:

the one or more engines comprise one or more first engines; and

the one or more hydraulic power sources comprise:

a second engine connected to one or more hydraulic pumps, or

one or more batteries connected to the one or more hydraulic pumps.

25. The method of claim 19, wherein the one or more electric or hydraulic power sources include a reduction gearbox.

26. The method of claim 19, wherein the one or more engines are connected to the one or more electric or hydraulic power sources.

27. The method of claim 19, further comprising a proprotor gearbox connected between the one or more electric or hydraulic motors and each proprotor.

28. The method of claim 19, further comprising stopping and folding each of the proprotors.

29. The method of claim 19, wherein each pylon assembly further houses one or more weapons, missiles, targeting devices, lasers, countermeasures, surveillance devices, detection devices, sensors, deployable drones, or other electronic devices.

* * * * *



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2010117749/11, 21.01.2008

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
21.01.2008

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 21.01.2008

(45) Опубликовано: 10.01.2012 Бюл. № 1

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: **GB 109335 A**, 13.09.1917. **GB 652911 A**,
02.05.1951. **RU 2148526 C1**, 10.05.2000.(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 23.08.2010(86) Заявка РСТ:
RU 2008/000021 (21.01.2008)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2009/093923 (30.07.2009)Адрес для переписки:
119027, Москва, ул. Изваринская, 2, кв.122,
С.Н. Афанасьеву

(72) Автор(ы):

Афанасьев Сергей Николаевич (RU)

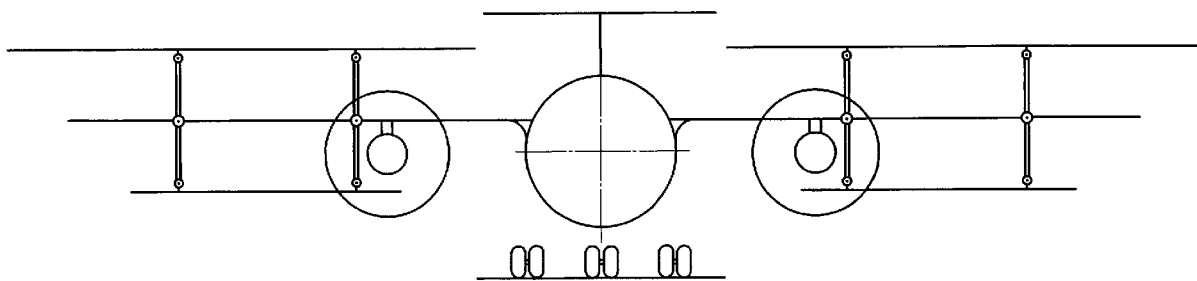
(73) Патентообладатель(и):

Афанасьев Сергей Николаевич (RU)**(54) ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к авиастроению. Летательный аппарат включает основное трансформируемое крыло, которое содержит три плоскости. Средняя плоскость крыла жестко соединена с фюзеляжем. Верхняя и нижняя плоскости крыла соединены друг с другом посредством Н-образных силовых тяг. Одна пара концов каждой Н-образной силовой тяги шарнирно соединена с верхней

плоскостью, а противоположная пара концов шарнирно соединена с нижней плоскостью. При повороте тяг относительно осей вращения происходит трансформация летательного аппарата из моноплана в триплан. В качестве привода трансмиссии крыла может быть использована система уборки-выпуска шасси. Изобретение направлено на упрощение трансформирования конструкции. 8 з.п. ф-лы, 15 ил.



Фиг. 5

RU 2438926 C1

RU 2438926 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.

B64C 3/38 (2006.01)**B64C 39/08** (2006.01)**B64C 3/54** (2006.01)**(12) ABSTRACT OF INVENTION**(21)(22) Application: **2010117749/11, 21.01.2008**(24) Effective date for property rights:
21.01.2008

Priority:

(22) Date of filing: **21.01.2008**(45) Date of publication: **10.01.2012 Bull. 1**(85) Commencement of national phase: **23.08.2010**(86) PCT application:
RU 2008/000021 (21.01.2008)(87) PCT publication:
WO 2009/093923 (30.07.2009)

Mail address:

**119027, Moskva, ul. Izvarinskaja, 2, kv.122, S.N.
Afanas'evu**

(72) Inventor(s):

Afanas'ev Sergej Nikolaevich (RU)

(73) Proprietor(s):

Afanas'ev Sergej Nikolaevich (RU)**(54) AIRCRAFT**

(57) Abstract:

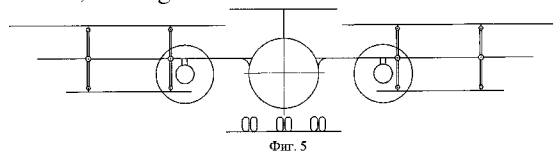
FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering. Proposed aircraft comprises the main convertible wing with three planes. Wing central plane is rigidly jointed to fuselage. Wing top and bottom planes are interconnected by H-like hard rods. One pair of ends of every H-like rod is articulated with top plate while opposite pair is articulated with bottom plane. With rods turning about axis of

rotation, aircraft is converted from monoplane into triplane. Wing transmission drive may be made up of undercarriage extension/retraction system.

EFFECT: simplified conversion.

9 cl, 15 dwg



RU 2 438 926 C1

RU 2 438 926 C1

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ

Изобретение относится к авиастроению и может быть использовано при создании летательных аппаратов (ЛА) различной грузоподъемности и различного назначения.

УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

По типу крыла ЛА подразделяются на монопланы, бипланы и трипланы, которые обладают и преимуществами, и недостатками.

Моноплан отличается высокой крейсерской скоростью и обладает хорошими экономическими показателями. Для обеспечения безопасности при выполнении взлета и посадки скорость ЛА не должна быть очень высокой. Для снижения скорости на этих этапах полета предназначена механизация крыла, включающая в себя предкрылки и закрылки, представляющие собой достаточно сложные узлы, имеющие немалый вес и достаточно непростое управление. Применение в конструкции ЛА предкрылков и закрылков позволяет значительно снижать скорость при взлете и посадке, однако скорость все равно остается достаточно высокой. Для самолетов средней и большой грузоподъемности она составляет около 220-270 км/ч и нештатные ситуации, возникающие во время взлета и посадки на таких скоростях, иногда приводят к серьезным поломкам ЛА, а иногда и к катастрофам. Для обеспечения безопасности при выполнении взлета и посадки на таких скоростях требуемая длина взлетно-посадочной полосы (ВПП) составляет около 3000 м. Современный аэродром имеет, как правило, более одной ВПП. Строительство и эксплуатация таких аэродромов обходится очень дорого.

В состав конструкции биплана могут входить предкрылки и закрылки. Конструкция триплана наиболее проста и, как правило, не имеет ни предкрылков, ни закрылков. Большая площадь крыла бипланов, и в еще большей степени - трипланов, позволяет выполнять взлеты и посадки на малых скоростях, поэтому требуемая длина ВПП для таких ЛА значительно меньше, чем требуемая длина ВПП для монопланов. Однако конструкции бипланов и трипланов имеют достаточно большой коэффициент лобового сопротивления, что не позволяет выполнять крейсерский полет на высоких скоростях, поэтому в современных условиях данные схемы не нашли массового применения.

РАСКРЫТИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Целью изобретения является создание конструкции ЛА, сочетающей в себе свойства моноплана и триплана.

Сущность изобретения заключается в том, что основные крылья ЛА являются трансформируемыми и каждое основное крыло содержит три плоскости. В сложенном состоянии три плоскости каждого основного крыла образуют три слоя крыла (Фиг.1), при котором ЛА представляет собой моноплан. Средняя плоскость 1 (Фиг.1) является несущим силовым элементом и жестко соединена с фюзеляжем ЛА. Верхняя плоскость 2 и нижняя плоскость 3 (Фиг.1) соединены друг с другом посредством нескольких силовых тяг, причем один конец каждой силовой тяги шарнирно соединен с верхней плоскостью, а противоположный конец силовой тяги шарнирно соединен с нижней плоскостью. Каждая силовая тяга в своей средней части посредством оси шарнирно соединена со средней плоскостью. На средней плоскости имеются специальные пазы, предназначенные для размещения силовых тяг при сложенном состоянии основного крыла. При повороте всех силовых тяг относительно осей вращения происходит трансформация основных крыльев из сложенного состояния в разложенное состояние (Фиг.2) и происходит трансформация ЛА из моноплана в триплан. Оси вращения всех силовых тяг на одном основном крыле в плане

параллельны друг другу и расположены под определенным углом γ относительно носовой кромки средней плоскости. Условно будем считать прямой линией носовую кромку средней плоскости в плане. Условимся, что угол γ в плане образуется следующим образом: ось вращения силовой тяги продлевается до пересечения с носовой кромкой средней плоскости и угол γ замеряется между линией носовой кромки средней плоскости, исходящей от точки пересечения в направлении фюзеляжа ЛА, и линией, являющейся продолжением оси вращения силовой тяги. Угол γ может быть прямым, тупым или острым и в значительной мере разновидность и величина угла γ будет зависеть от угла стреловидности крыла. При прямом крыле угол γ , вероятнее всего, будет прямым, при прямой стреловидности крыла - тупым или прямым, при обратной стреловидности крыла - острым или прямым. Каждая силовая тяга может иметь Н-образную форму (Фиг.3). При такой конструкции силовой тяги количество силовых тяг на одном основном крыле должно составлять, по меньшей мере, две. Одна пара концов Н-образной силовой тяги посредством шарниров 4 соединена с верхней плоскостью, а противоположная пара концов силовой тяги посредством шарниров 5 соединена с нижней плоскостью. Перекладина 6 является осью вращения Н-образной силовой тяги, образующей ее шарнирное соединение со средней плоскостью крыла. Вал 7 силовой тяги является продолжением перекладины 6 (Фиг.3). Редуктор привода трансформации крыла, предназначенный для поворота силовой тяги, расположен в зоне утолщения среднего крыла и посредством вращения вала 7 обеспечивает поворот силовой тяги относительно ее оси вращения. При повороте всех силовых тяг происходит трансформация основных крыльев с изменением их размаха. В сложенном состоянии все три плоскости могут быть зафиксированы между собой замками сложенного состояния основного крыла.

Существует несколько схем ЛА, конструкция которых включает основные трансформируемые крылья. Рассмотрим подробнее их кинематические схемы и особенности каждой из них.

СХЕМА №1

КОНФИГУРАЦИЯ НА СТОЯНКЕ: фигура 4.

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ: фигура 5.

КРЕЙСЕРСКАЯ КОНФИГУРАЦИЯ: фигура 4.

ОСОБЕННОСТИ СХЕМЫ №1: данная схема является единственной из рассматриваемых ниже схем, где возможно расположение двух турбовинтовых двигателей на основных крыльях ЛА.

СХЕМА №2

КОНФИГУРАЦИЯ НА СТОЯНКЕ: фигура 6.

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ: фигура 7.

КРЕЙСЕРСКАЯ КОНФИГУРАЦИЯ: фигура 6.

ОСОБЕННОСТИ СХЕМЫ №2: данная схема является единственной из рассматриваемых схем, где возможно расположение двух или четырех турбореактивных двигателей на основных крыльях ЛА.

СХЕМА №3.

КОНФИГУРАЦИЯ НА СТОЯНКЕ: фигура 8.

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ: фигура 8.

КРЕЙСЕРСКАЯ КОНФИГУРАЦИЯ: фигура 9.

ОСОБЕННОСТИ СХЕМЫ №3: в данной схеме на каждом основном крыле ЛА одна из силовых тяг механически связана с основной стойкой шасси для использования системы уборки-выпуска шасси в качестве привода трансмиссии крыла.

В данной схеме процесс уборки и выпуска левой и правой основных стоек шасси ЛА должен быть синхронизирован. Верхняя полочка ниши 8 может быть использована в качестве столика буфета-кухни, где 9 - уровень пола (Фиг.9). Данная схема является простой, надежной и дешевой.

СХЕМА №4

КОНФИГУРАЦИЯ НА СТОЯНКЕ: фигура 10.

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ: фигура 11.

КРЕЙСЕРСКАЯ КОНФИГУРАЦИЯ: фигура 10.

ОСОБЕННОСТИ СХЕМЫ №4: данная схема отличается тем, что верхняя и нижняя плоскости имеют максимально возможную площадь и во взлетно-посадочной конфигурации происходит практически тройное увеличение площади основного крыла, что позволяет очень значительно снизить скорости взлета и посадки в сравнении с классическим ЛА, имеющим крыло равного размаха.

СХЕМА №5

КОНФИГУРАЦИЯ НА СТОЯНКЕ: фигура 12.

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ: фигура 13.

КРЕЙСЕРСКАЯ КОНФИГУРАЦИЯ: фигура 14.

ОСОБЕННОСТИ СХЕМЫ №5: основным достоинством данной схемы является то, что в конфигурации на стоянке данный ЛА имеет компактный размах основных крыльев. Такой ЛА занимает меньше места на стоянке, для него нужен ангар меньшего размера. Позиции 10, расположенные на консолях нижних плоскостей (Фиг.12), могут быть использованы в качестве:

1. Дополнительных топливных баков.
2. Емкостей для химикатов.
3. Емкостей для воды.
4. Подвесного вооружения.

Для обеспечения максимального размаха основного крыла при трансформации ЛА из конфигурации на стоянке (Фиг.12) в крейсерскую конфигурацию (Фиг.14) все шарнирные соединения силовых тяг выполнены с возможностью поворота силовых тяг на угол $180+20^\circ$, что обеспечивает снятие дополнительных нагрузок с шарнирных соединений при крайних положениях силовых тяг. Данная схема ЛА удобна для наземного обслуживания позиций 10. В крейсерской конфигурации происходит смещение позиций 10 ближе к фюзеляжу ЛА (Фиг.14), что улучшает устойчивость ЛА по крену. При фиксации силовых тяг на промежуточных углах поворота все три плоскости выполняют функцию интерцепторов (Фиг.15). Данная схема является самой оптимальной из рассмотренных выше схем для применения в палубной авиации.

ВЫВОД

Конструкция ЛА, включающая основные трансформируемые крылья, позволяет выполнять взлет и посадку на скоростях триплана, а крейсерский полет - на скоростях моноплана. Такой ЛА обладает хорошими экономическими показателями и, имея большой взлетный вес, может эксплуатироваться с коротких ВПП. Низкие скорости взлета и посадки ЛА самым положительным образом влияют на безопасность полетов и снижают динамические нагрузки на ВПП. При выполнении взлетов и посадок на малых скоростях значительно увеличивается срок службы покрышек и тормозных устройств ЛА. Один простой механизм трансформации основного крыла заменяет сразу три достаточно сложных механизма моноплана - предкрылки, закрылки и интерцепторы. При такой конструкции ЛА можно отказаться от достаточно сложных систем реверсирования тяги двигателей или использовать их

только в случае крайней необходимости. Механизм трансформации крыла предельно прост и надежен. В данной конструкции ЛА отсутствуют дорогие детали. Современные композитные материалы без проблем позволят создать тонкие и прочные плоскости трансформируемого крыла.

Формула изобретения

1. Летательный аппарат, включающий фюзеляж и соединенные с ним основные крылья, причем каждое основное крыло является трансформируемым и содержит три плоскости, образующие три слоя крыла в его сложенном состоянии, при котором летательный аппарат представляет собой моноплан, при этом средняя плоскость жестко соединена с фюзеляжем летательного аппарата и является несущим силовым элементом, а верхняя и нижняя плоскости соединены друг с другом посредством силовых тяг, причем один конец каждой силовой тяги шарнирно соединен с верхней плоскостью, а противоположный конец силовой тяги шарнирно соединен с нижней плоскостью, при этом каждая силовая тяга в своей средней части посредством оси шарнирно соединена со средней плоскостью, и оси вращения всех силовых тяг в плане расположены под углом относительно носовой кромки средней плоскости с возможностью трансформации основных крыльев при повороте всех силовых тяг относительно осей вращения из сложенного состояния в разложенное состояние при трансформации летательного аппарата из моноплана в триплан, с возможностью изменения при этом размаха основных крыльев.

2. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что оси вращения всех силовых тяг расположены под прямым углом относительно носовой кромки средней плоскости.

3. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что оси вращения всех силовых тяг расположены под тупым углом относительно носовой кромки средней плоскости.

4. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что оси вращения всех силовых тяг расположены под острым углом относительно носовой кромки средней плоскости.

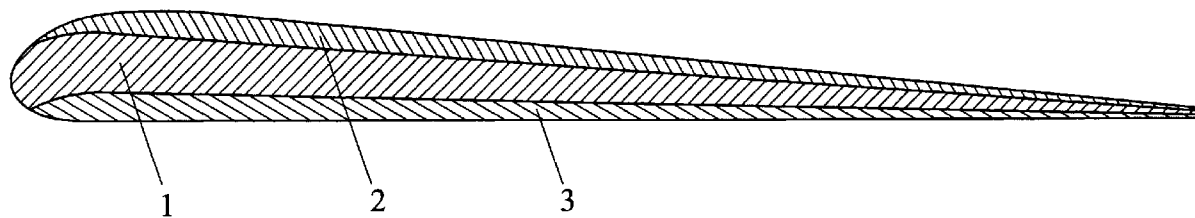
5. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что каждая силовая тяга имеет Н-образную форму, причем одна пара концов Н-образной силовой тяги шарнирно соединена с верхней плоскостью, а противоположная пара концов силовой тяги шарнирно соединена с нижней плоскостью, при этом перекладина является осью вращения Н-образной силовой тяги, образующей ее шарнирное соединение со средней плоскостью крыла.

6. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что одна из силовых тяг механически связана с основной стойкой шасси для использования системы уборки-выпуска шасси в качестве привода трансформации крыла.

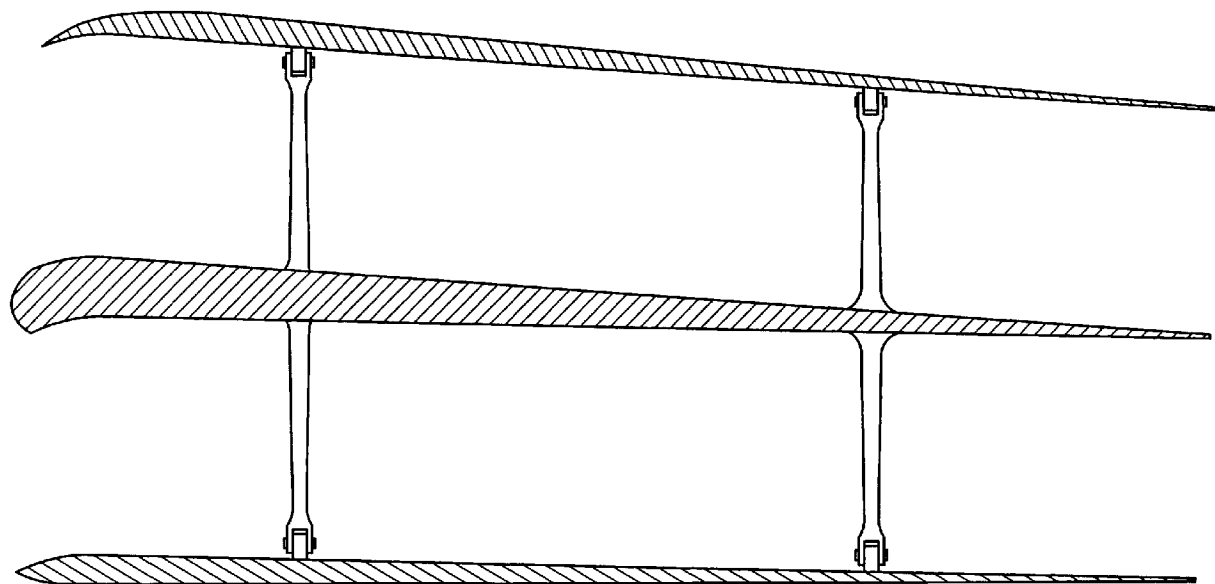
7. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что все шарнирные соединения силовых тяг выполнены с возможностью поворота силовых тяг на угол $180+20^\circ$ для обеспечения максимального размаха основного крыла в крейсерской конфигурации.

8. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что на нижней плоскости закреплен дополнительный топливный бак, или емкость для химикатов, или емкость для воды, или подвесное вооружение.

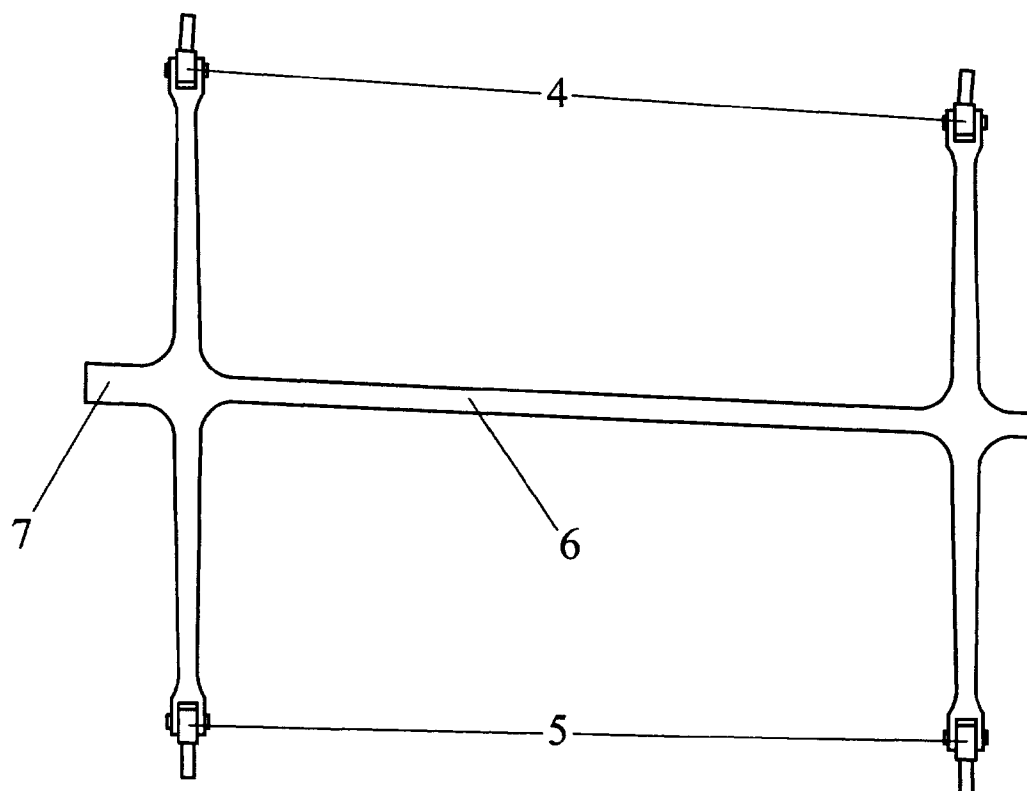
9. Летательный аппарат по п.1, отличающийся тем, что при фиксации силовых тяг на промежуточных углах поворота все три плоскости выполняют функцию интерцепторов.



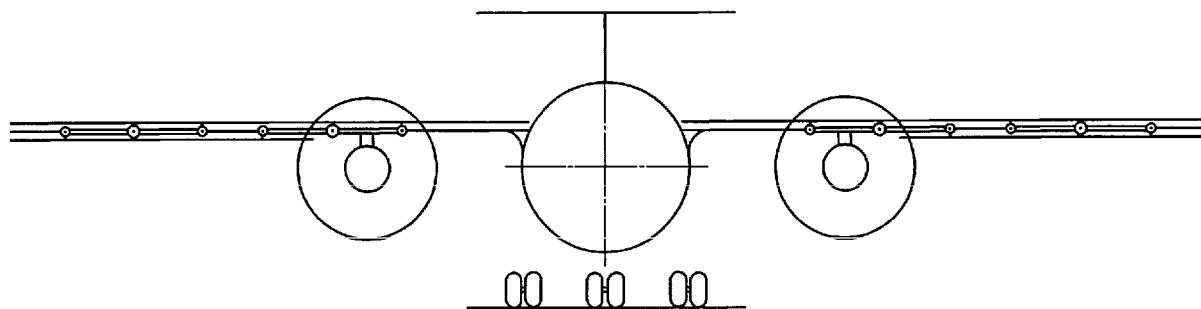
Фиг. 1



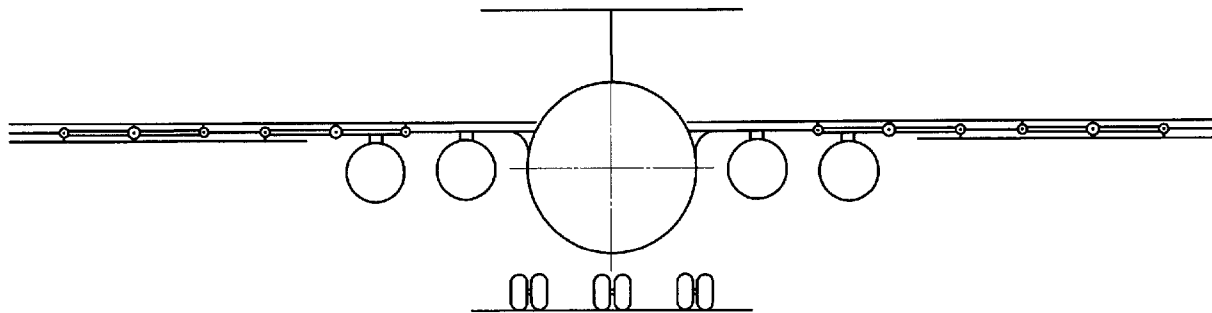
Фиг. 2



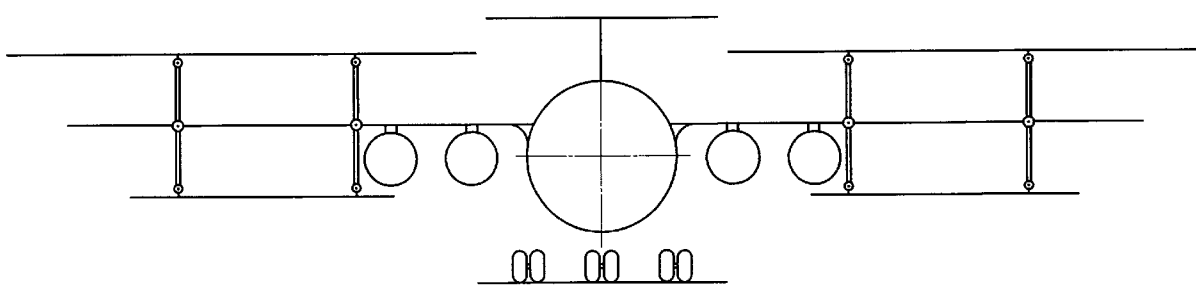
Фиг. 3



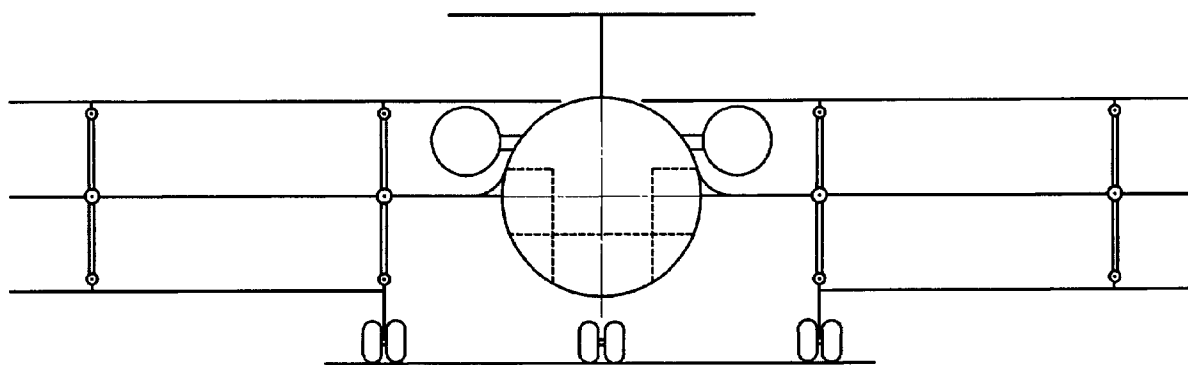
Фиг. 4



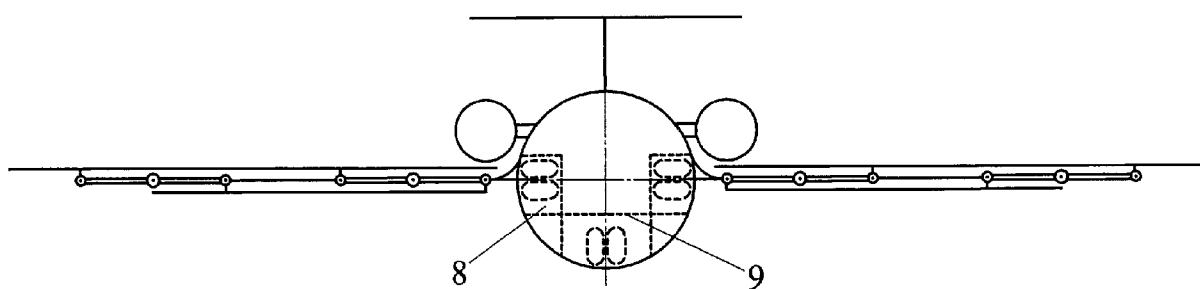
Фиг. 6



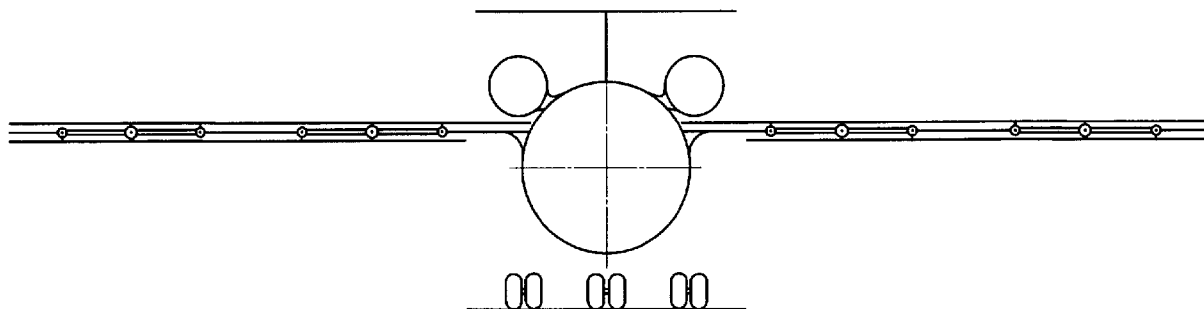
Фиг. 7



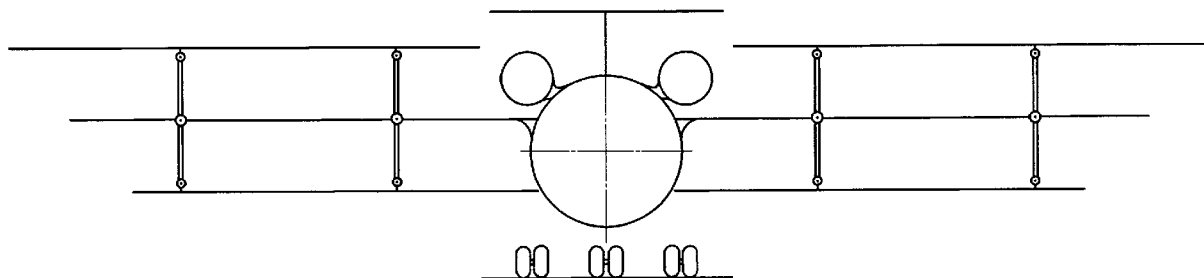
Фиг. 8



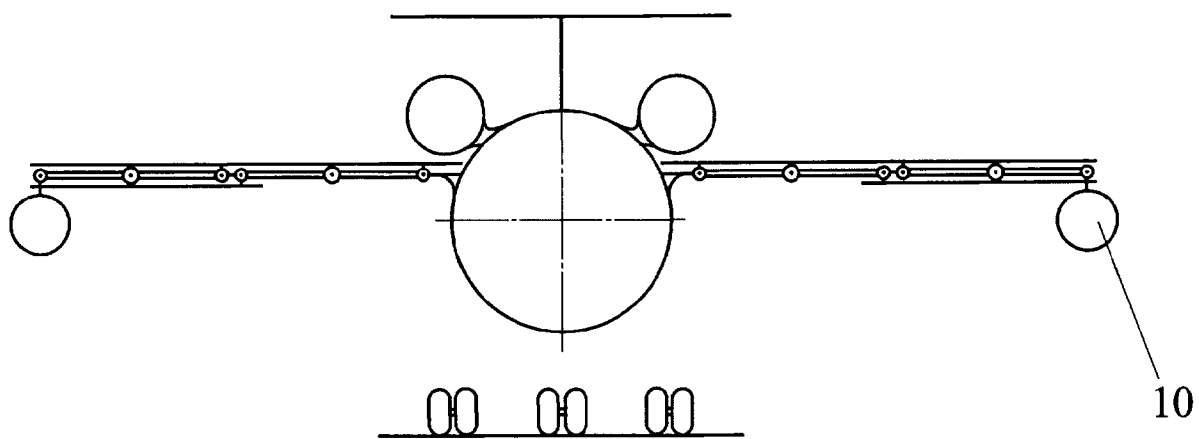
Фиг. 9



Фиг. 10

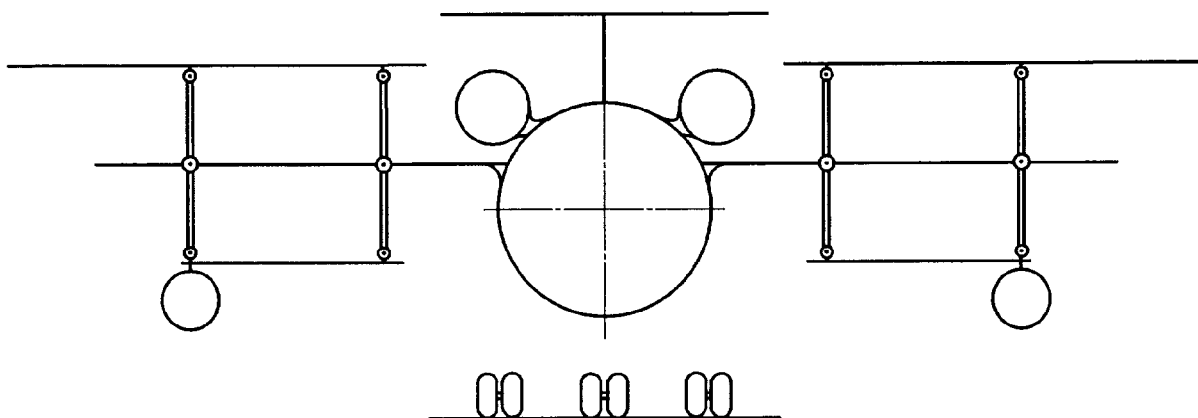


Фиг. 11

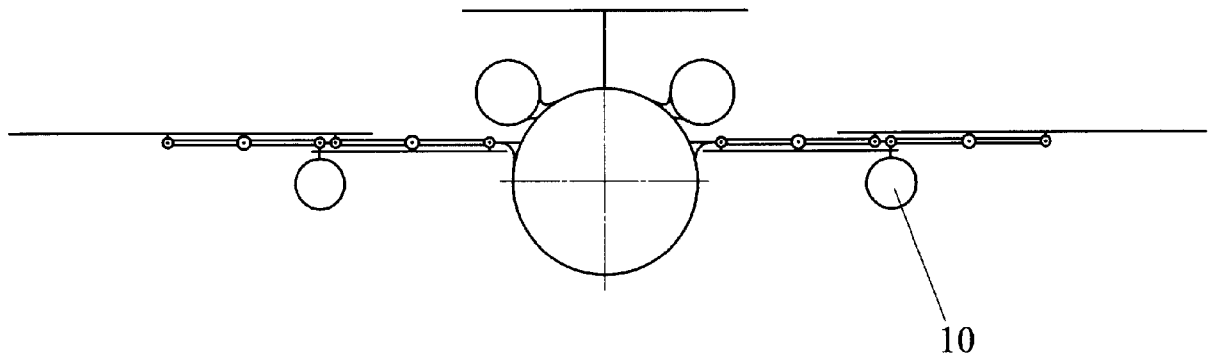


10

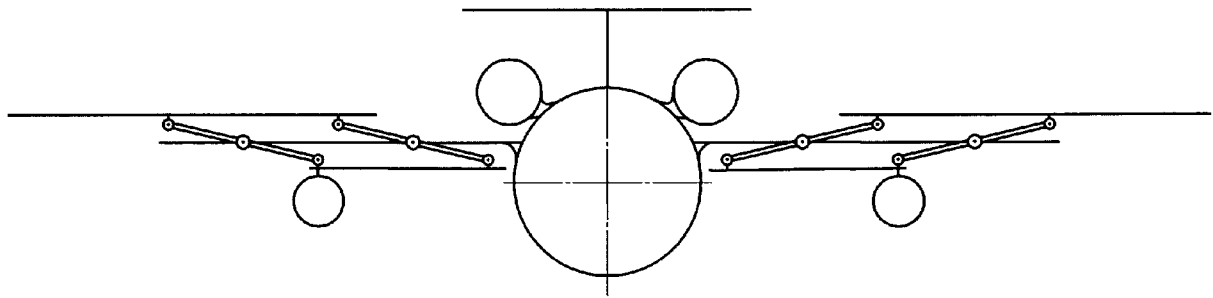
Фиг. 12



Фиг. 13



Фиг. 14





**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2015106085/11, 20.02.2015

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
20.02.2015

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 20.02.2015

(45) Опубликовано: 10.07.2016 Бюл. № 19

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: US 6921045 B2, 26.07.2005. WO 2005/
062743 A2, 14.07.2005. RU 2432299 C2,
27.10.2011.

Адрес для переписки:

347923, Ростовская обл., г. Таганрог, ул.
Ломакина, 106а, кв. 12, Дуров Дмитрий
Сергеевич

(72) Автор(ы):

Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)

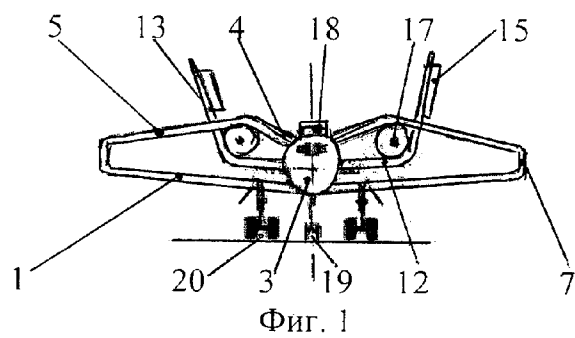
(73) Патентообладатель(и):

Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)**(54) СВЕРХЗВУКОВОЙ САМОЛЕТ С КРЫЛЬЯМИ ЗАМКНУТОЙ КОНСТРУКЦИИ**

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиационной техники. Сверхзвуковой самолет с крыльями замкнутой конструкции (ССКЗК) имеет планер с передним горизонтальным оперением, два киля, низко расположенное переднее крыло, имеющее концевые крылышки, соединенные по дуге с концами высокорасположенного заднего крыла, корневые части которого соединены с концами отклоненных наружу килей, фюзеляж и турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД). ССКЗК выполнен по аэродинамической схеме продольного триплана с разнонаправленными в поперечной плоскости стреловидными крыльями замкнутой конструкции. Передние и задние части гондол

ТРДД смонтированы в изломах под внутренней частью заднего крыла и над внутренней частью стабилизатора переменной стреловидности U-образного оперения, имеющего на левой и правой консолях как внутренние рулевые поверхности, смонтированные с внутренних бортов соответствующих гондол, так и переднюю и заднюю кромки. Комбинированная силовая установка имеет разгонно-маршевые ТРДД и вспомогательный маршевый прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Изобретение направлено на улучшение естественного ламинарного сверхзвукового обтекания системы крыльев. 4 з.п. ф-лы, 3 ил.





FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 591 102** (13) **C1**

(51) Int. Cl.

B64C 30/00 (2006.01)

B64C 39/08 (2006.01)

B64C 39/12 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2015106085/11, 20.02.2015**

(24) Effective date for property rights:
20.02.2015

Priority:

(22) Date of filing: **20.02.2015**

(45) Date of publication: **10.07.2016** Bull. № 19

Mail address:

**347923, Rostovskaja obl., g. Taganrog, ul. Lomakina,
106a, kv. 12, Durov Dmitrij Sergeevich**

(72) Inventor(s):

Durov Dmitrij Sergeevich (RU)

(73) Proprietor(s):

Durov Dmitrij Sergeevich (RU)

(54) SUPERSONIC AIRCRAFT WITH CLOSED STRUCTURE WINGS

(57) Abstract:

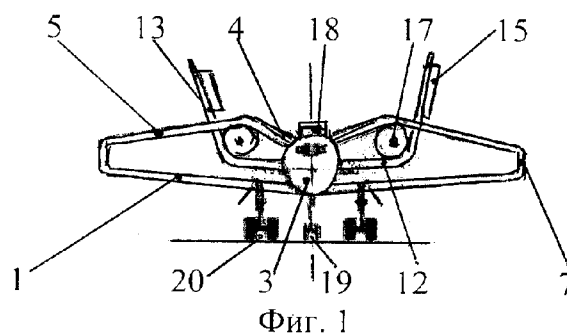
FIELD: aviation.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering. Supersonic aircraft with closed structure wings (SSACCW) has airframe with front horizontal tail, two tail fins, low front wing with end winglets connected along arc with ends of high rear wing, which root rear parts are connected to ends of outward deflected tail fins, fuselage and turbofan engines (TFE). SSACCW is made with aerodynamic design of longitudinal triplane with closed structure swept wing differently directed in transverse plane. Front and rear parts of TFE nacelles are mounted in fractures under rear wing inner part and above inner part of stabiliser of variable-sweep U-shaped fins, having on left and right arms as internal control surfaces fitted with internal edges of appropriate nacelles and front and rear

edges. Combined power plant has acceleration cruise TFE and auxiliary cruise ramjet engine.

EFFECT: invention is aimed at improvement of natural laminar supersonic flow of wings.

5 cl, 3 dwg



Фиг. 1

Изобретение относится к области авиационной техники и касается создания реактивных самолетов с разнонаправленными крыльями замкнутой конструкции, переднее крыло из которых низкорасположенное и заднее высокорасположенное крыло типа "чайка", выполненные соответственно с положительным и отрицательным углами их поперечного V, имеющие консоли с переменной стреловидностью передних и задних их кромок, нижние и верхние концы которых с каждой стороны объединены концевыми крылышками, и оснащенные гондолами реактивных двигателей, передние и задние части которых смонтированы в округленных изломах соответственно под задним крылом типа "чайка" и над стабилизатором с переменной стреловидностью U-образного оперения.

Известен сверхзвуковой стратегический самолет-разведчик модели SR-71A фирмы «Локхид» (США), имеющий конструкцию планера, выполненную из титановых сплавов и по схеме «бесхвостка» с плавным сопряжением дельтовидного в плане крыла и фюзеляжа, имеющего плоскую снизу форму и вдоль всей передней его части в продолжение крыла наплывы, смонтированные в корневых частях крыла, оснащенного трапециевидными концевыми частями, два турбореактивных двухконтурных двигателя, установленных в крыльевых гондолах, двухкилевое оперение, смонтированное на последних, и трехопорное колесное шасси убирающееся с носовой и главными опорами.

Признаки совпадающие - наличие того, что дельтовидное в плане крыло со стреловидностью по передней кромке $+60^\circ$, имеющее при его размахе $L_{кр}=16,95$ м удлинение $\lambda=2,1$ и тонкий профиль с относительной толщиной 3,2%, выполнено по задней его кромке с обратной стреловидностью и углом $\chi=-10^\circ$, оснащено впереди крыла наплывами, плавно переходящими к фюзеляжу и увеличивающими несущую способность комбинации «крыло-фюзеляж», чему способствует плоская снизу форма фюзеляжа. Конструкция планера самолета на 95% состоит из титановых сплавов, вертикальное двухкилевое оперение, смонтированное на крыльевых гондолах, имеет кили, расположенные внутрь под углом 15° . Два турбореактивных двухконтурных двигателя (ТРДД) смонтированы в крыльевых гондолах и создают на форсажном режиме при взлетном его весе 77,11 т тяговооруженность до 0,382, обеспечивают также на высоте 24,4 км максимальную скорость полета до 3608...3869 км/ч и дальность полета около 5 тыс. км.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что дельтовидное в плане крыло без дополнительного управления подъемной силой не обеспечивает способности повышения аэродинамической эффективности во всех областях летных режимов и, особенно, уменьшения скорости взлета-посадки. Вторая - это то, что два ТРДД смонтированы в крыльевых гондолах, имеющих площадь миделя, почти сопоставимую с площадью миделя центральной части фюзеляжа, также не способствуют уменьшению аэродинамического сопротивления, снижению удельного расхода топлива и увеличению дальности полета, а при отказе одного из них увеличивается также и асимметричность горизонтальной тяги. Третья - это то, что треугольные концевые части крыла для увеличения его подъемной силы имеют значительную кривизну и крутку, что создает приемлемое протекание концевого срыва, но треугольная форма крыла в плане ухудшает естественное ламинарное сверхзвуковое обтекание его профиля на внешних поверхностях, так как треугольное крыло больше всего расположено к концевому срыву. Четвертая - это то, что вертикальное двухкилевое оперение не обеспечивает продольно-поперечной стабильности, и для улучшения этого фюзеляж самолета имеет увеличенную длину, почти вдвое превышающую размах крыла, что значительно увеличивает его массу.

Известен сверхзвуковой стратегический самолет модели В-70 «Валькирия» (США), имеющий планер, выполненный из титановых сплавов и по схеме «бесхвостка» с передним горизонтальным оперением и низкорасположенным треугольным крылом, имеющим отклоняемые в вертикальной плоскости вниз треугольные развитые законцовки, содержит фюзеляж, турбореактивные двухконтурные двигатели форсажные, смонтированные в общей гондole под центропланом, двухкилевое вертикальное оперение и трехопорное колесное шасси убирающееся с носовой и главными опорами.

Признаки совпадающие - наличие того, что треугольное в плане крыло со стреловидностью по передней кромке $+65,6^\circ$, имеющее при его размахе $L_{кр}=32,0$ м удлинение $\lambda=1,75$ и тонкий профиль с относительной толщиной $2,5\%$, оснащено впереди крыла передним горизонтальным оперением (ПГО), увеличивающим несущую способность комбинации «ПГО-крыло», и выполнено с отклоняемыми на 65° вниз его развитыми законцовками, удерживающими под крылом сверхзвуковую ударную волну. Отклонение треугольных в плане законцовок во время полета вниз давало сразу три эффекта: дополнительные треугольные кили, повышающие путевую устойчивость, позволили уменьшить размеры вертикального оперения, а сокращение площади задней части крыла уменьшало собственное треугольному крылу смещение фокуса подъемной силы назад при увеличении скорости, снижая тем самым балансирующее сопротивление в сверхзвуковом полете. Из-за кинетического нагрева при высокой скорости (при числе Маха, равном $M=3,03$, некоторые части планера нагревались до 320°C) самолет В-70 был сконструирован из титановых и стальных сотовых панелей. Для улучшения обзора при заходе на посадку верхняя панель носовой части его фюзеляжа перед лобовым стеклом опускалась. Силовая установка с шестью ТРДД, смонтированными в задней части фюзеляжа в общей гондole под центропланом, имела на форсажном режиме при взлетном его весе $236,34$ т тяговооруженность до $0,322$ и обеспечивала на высоте $23,0$ км максимальную скорость полета до 3187 км/ч и дальность полета до 5499 км. Общая гондola разделена на левую и правую части так, что образует два плоских воздухозаборника, имеющих на верхних стенках каждого из них регулируемые поверхности, обеспечивающие необходимое торможение потока воздуха, и шесть створок, регулирующих сечение их прохода, чем достигаются оптимальные условия эксплуатации шести ТРДД во всем диапазоне чисел M от транзвуковых до сверхзвуковых скоростей его полета.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что треугольное в плане крыло с отклоняемыми законцовками также ухудшает естественное ламинарное сверхзвуковое обтекание профиля крыла, что не способствует за счет преждевременного срыва потока с его концов повышению аэродинамической эффективности во всех областях летных режимов. Вторая - это то, что использование закрылков ПГО для парирования момента тангажа, возникающего при взлетно-посадочном зависании элеронов крыла, предопределяло преждевременный срыв потока с ПГО при скорости полета $M<0,88$ и даже при отклонении расположенных на нем закрылков и, как следствие, приводило к довольно сильной тряске самолета на малых скоростях. Третья - это то, что отклоняемые вниз треугольные концевые части крыла для увеличения компрессионной подъемной его силы остается противоречивой теорией, и на сегодняшний день В-70 «Валькирия» - единственный самолет такого размера, когда-либо имевший гидравлически отклоняемые части крыла площадью $48,39\text{ м}^2$ (с размахом более 6 м по задней кромке), которые были самым большим подвижным аэродинамическим устройством из когда-либо используемых, что усложняет конструкцию и ухудшает надежность. Четвертая - это то, что на взлетно-посадочных

режимах вертикальное двухкилевое оперение не обеспечивает продольно-поперечной стабильности, и для улучшения этого фюзеляж самолета имеет увеличенную длину, почти вдвое превышающую размах крыла, что значительно увеличивает его массу и предопределяет высокую посадочную скорость до 296 км/ч.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению является сверхзвуковой самолет проекта «Артемиды» Университета Центральной Флориды, г. Орландо (США) [1], имеющий планер, выполненный из титановых сплавов, переднее горизонтальное оперение, двухкилевое вертикальное оперение и систему параллельно размещенных крыльев, объединяющую низкорасположенное переднее крыло, имеющее концевые крылышки, соединенные по дуге с концами высокорасположенного заднего крыла, корневые части которого в свою очередь соединены с соответствующими концами, отклоненными наружу, вертикальных килей, содержит фюзеляж, форсажные турбореактивные двухконтурные двигатели, смонтированные в гондолах на конце и верхней части фюзеляжа, и трехопорное колесное шасси, убирающееся с носовой и главными опорами.

Признаки совпадающие - наличие того, что треугольное в плане крыло, имеющее при его размахе $L_{кр}=19,57$ м удлинение $\lambda=2,1$ и тонкий профиль с относительной толщиной 2,5%, оснащено впереди крыльев передним горизонтальным оперением (ПГО), увеличивающим несущую способность комбинации «ПГО-крылья», и выполнено с серповидной в плане задней его кромкой в системе крыльев замкнутой конструкции (КЗК). Второе высокорасположенное в системе КЗК стреловидное крыло, имеющее также серповидную в плане заднюю его кромку, совмещенную при виде сверху с аналогичной кромкой треугольного крыла, смонтировано параллельно последнему по схеме биплана с объединенными их концами вертикальными концевыми крылышками, повышающими площадь неразвитых вертикальных поверхностей двухкилевого оперения. Кроме того, система КЗК с повышенной подъемной силой позволит самолету садиться, снизив до минимума мощность реактивных двигателей, что позволит сократить и уровень шума на 35 децибел. При этом система КЗК, треугольное и стреловидное из которых способны также уменьшить индуктивное сопротивление, что приводит к снижению расхода топлива и возможности при преодолении самолетом звукового барьера улучшения бесшумности полета. Силовая установка с двумя ТРДД, смонтированными в двух гондолах на верхней части и конце фюзеляжа, должна обеспечить на форсажном их режиме при взлетном его весе 40823 кг тяговооруженность до 0,43, что позволит на высоте 15,5 км создать максимальную скорость полета до 1486 км/ч и дальность полета до 7800 км.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что нижнее треугольное крыло с серповидной в плане задней его кромкой является нижним крылом в схеме биплана, в которой ярусное расположение разнотипных крыльев ухудшает естественное ламинарное сверхзвуковое обтекание профиля каждого крыла, так как между этими крыльями был маленький зазор, и большой объем воздуха, проходя через него во время преодоления звукового барьера, падал до уровня, который не мог обеспечить сохранение достаточной подъемной силы, что не способствует повышению аэродинамической эффективности во всех областях летных режимов. Вторая - это то, что второе высокорасположенное стреловидное крыло, имеющее также серповидную в плане заднюю его кромку, смонтировано параллельно первому низкорасположенному крылу и, имея меньшую его площадь, не улучшало свойственное треугольному крылу большей площади смещение фокуса подъемной его силы назад при достижении сверхзвуковой скорости, ухудшая тем самым балансирующее сопротивление в

сверхзвуковом его полете. Третья - это то, что форсажные ТРДД располагаются в гондолах на верхней части и конце фюзеляжа и их передними частями между двумя килями хвостового оперения, что это в какой-то мере «изолирует» производимый ими шум, но реактивные струи и, особенно, на форсажных режимах их работы направлены назад и к земле, а параллельно расположенные крылья системы КЗК и кили не отводят звуковые удары, возникающие в момент преодоления звукового барьера, назад.

Четвертая - это то, что на взлетно-посадочных режимах вертикальное двухкилевое оперение не обеспечивает продольно-поперечной стабильности, и для улучшения этого фюзеляж самолета имеет увеличенную длину, почти вдвое превышающую размах крыла, что весьма увеличивает его массу.

Предлагаемым изобретением решается задача в указанном выше сверхзвуковом самолете проекта «Артемида» улучшения естественного ламинарного сверхзвукового обтекания профиля системы крыльев, располагающей формой в плане, однотипной форме нижнего крыла, и повышения аэродинамической эффективности во всех областях летных режимов, решения на сверхзвуковых скоростях полета проблемы увеличения продольного наклона на пикирование при смещении назад аэродинамического фокуса крыльев, а также уменьшения сопротивления от балансировки и звукового удара при преодолении самолетом звукового барьера, но и повышения бесшумности полета.

Отличительными признаками предлагаемого изобретения от указанного выше известного сверхзвукового самолета проекта «Артемида», наиболее близкого к нему, являются наличие того, что он, имея продольную компоновку триплана с разнонаправленными в поперечной плоскости стреловидными крыльями замкнутой конструкции, имеющими наплывы и переменные стреловидности передних и задних их кромок как нижнего, так и верхнего крыла, консоли которых, смонтированные соответственно с положительным и отрицательным углами их поперечного V, имеют с каждой стороны соответствующие нижний и верхний их концы, выполненные соответственно с большей и меньшей концевыми хордами, объединены стреловидными концевыми крылышками, имеющими равновеликие хорды с соответствующими концевыми хордами крыльев, и оснащенными круглого сечения гондолами двигателей, передние и задние части которых смонтированы в соответствующих изломах соответственно по низу левого и правого округленных изломов заднего крыла типа "чайка" и по верху левого и правого округленных изломов стабилизатора U-образного оперения, имеющего на левой и правой его консолях как внутренние рулевые поверхности, размещенные от внутренних бортов соответствующих гондол, так и переднюю и заднюю кромки, каждая из которых, имея переменную стреловидность от внутренней части к внешней с большим углом ее стреловидности, размещены в плане параллельно соответствующим как скосам передних и задних частей соответствующих гондол, так и соответствующим кромкам заднего крыла типа "чайка", передняя кромка последнего совмещена в плане с задней кромкой переднего крыла, при этом с целью улучшения естественного ламинарного сверхзвукового обтекания профилей трех близко расположенных в продольном направлении несущих поверхностей: двух крыльев и стабилизатора, расположенных со сдвигом и по вертикали, и по горизонтали как бы в "шахматном порядке", а первые два крыла, образующие как бы схему биплан-тандем, представляющую собой при виде спереди левую и правую трапецевидной формы рамки, имеющие высоту упомянутых вертикальных концевых крылышек, равную 30% средней аэродинамической хорде заднего крыла, оснащенного в плоскости корневой его части наплывами, причем упомянутое высокорасположенное переднее горизонтальное оперение, смонтированное с положительным углом поперечного V=+

27° параллельно средней линии корневой части заднего крыла, снабженной в ее плоскости и от задней ее кромки обтекателями, и имеющее положительные углы стреловидности по передней и задней его кромкам соответственно $\chi=+72^\circ$ и $\chi=+60^\circ$, образующие заостренное сужение его законцовок, и обеспечивающим с наплывами двух крыльев и обтекателями заднего крыла, имеющими соответственно положительную $\chi=+72^\circ$ и отрицательную $\chi=-48^\circ$ стреловидности, приемлемую их эффективность на режимах взлета-посадки, усиленную суперциркуляцией, позволяющей уменьшить потери на балансировку, а используя средства автоматики для отклонения рулевых поверхностей стабилизатора U-образного хвостового оперения, решать вопросы устойчивости и балансировки при изменении скорости с дозвуковой до сверхзвуковой скорости полета.

Кроме того, с целью достижения формы вихревого следа и его распределения перетекания от переднего крыла меньшей площади к заднему крылу большей площади и увеличения эффективного размера вдоль оси симметрии трапециевидной формы в плане несущей общей системы крыльев, включающей наряду с передним стреловидным крылом располагающее формой в плане общей системы заднее трапециевидное крыло, имеющее заднюю кромку обратной переменной стреловидности и предопределяющее конечные вихри, интенсивность циркуляции которых соответствует изменению циркуляции системы крыльев, и которые необходимы для ослабления звукового удара, при этом переднее крыло, имеющее положительный угол стреловидности по передней его кромке $\chi=+48^\circ$, выполнено с углом положительной стреловидности по задней его кромке $\chi=+33^\circ$, а заднее трапециевидное в плане крыло, имеющее положительный угол стреловидности по передней его кромке $\chi=+33^\circ$, выполнено с углом отрицательной стреловидности по задней его кромке в корневой его части $\chi=-18^\circ$ и имеет задний срез законцовок с углом отрицательной стреловидности по задней его кромке $\chi=-48^\circ$.

Кроме того, с целью упрощения конструкции самолет выполнен в виде моноплана с упомянутым трапециевидным малого удлинения крылом типа "чайка", имеющим положительный угол стреловидности по передней его кромке $\chi=+33^\circ$ и передний срез законцовок с углом положительной стреловидности по передней его кромке $\chi=+60^\circ$ и выполненным с углом отрицательной стреловидности по задней его кромке $\chi=-18^\circ$.

Кроме того, силовая установка, содержащая наряду с основными разгонно-маршевыми подкрыльными двигателями, оснащена по оси симметрии в кормовой части фюзеляжа маршевым вспомогательным прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД), снабженным сверхзвуковым воздухозаборником и соплом, конвертируемым в разгонный двигатель в комбинации с основными двигателями, имеющими каждый степень сжатия воздуха (π_k) не менее 15,0 в статических условиях в их компрессорах высокого давления, которые оснащены системами отвода части объема сжатого воздуха и доставки его потока к вспомогательному ПВРД, использующему при взлете его основную камеру сгорания как дополнительную форсажную камеру, затем после взлета системы отвода сжатого воздуха от основных двигателей и его доставки к вспомогательному ПВРД перекрываются и, работая два основных двигателя, обеспечивают его полет на транс- и сверхзвуковых скоростях, при этом для обеспечения больших сверхзвуковых скоростей его полета на вспомогательном ПВРД установлен автоматический регулятор расхода топлива, реагирующий на изменение давления и температуры, причем топливо, подаваясь при достижении соответствующей сверхзвуковой скорости полета с числом Маха (M) $M=1,51$, воспламеняется с помощью запала и создается маршевая тяга вспомогательного ПВРД, обеспечивающего возможность использования его в полете как сверхзвукового самолета со скоростями,

превышающими число $M=1,51$, и самолета с большими сверхзвуковыми скоростями, соответствующими числу $M \geq 3,0$, соответственно при работе одного вспомогательного ПВРД, имеющего подвод тепла в дозвуковом потоке, и всех трех двигателей его комбинированной силовой установки.

5 Кроме того, что с целью отвода ударной волны от турбопрямоточных двигателей с осевым компрессором и от их воздухозаборников их гондолы для изменения площади входного их тракта выполнены с возможностью обеспечения комбинированного сжатия и автоматического перемещения конусообразного центрального осесимметричного
10 тела вперед-назад, при этом для дополнительного всасывания или перепуска воздуха открываются заслонки и створки, размещенные в передней и задней части каждой подкрыльной гондолы, имеющей и регулируемую обечайку воздухозаборника, исключаящую возможность возникновения нестационарного и автоколебательных режимов течения, но и эжектор, работающий с максимальным разрежением в донной области, создаваемым при угле полураствора эжектора 8° , причем кормовой
15 автоматически регулируемый плоский воздухозаборник вспомогательного двигателя, обеспечивая устойчивую его работу в широком диапазоне скоростей и углов атаки, выполнен с подвижной рампой со щелями для слива пограничного слоя с ее плоскости и имеет верхнюю его часть с плоскостью для отсечения пограничного слоя воздуха с фюзеляжем, но и створки перепуска воздуха, при этом автоматически изменяя положение
20 рампы - изменяется не только площадь входа воздушного потока, но и система скачков, возникающих при сверхзвуковых скоростях на передних кромках плоского воздухозаборника и на отдельных участках подвижной рампы, причем при достижении сверхзвуковой скорости полета подвижная рампа, выполняющая роль входной ступени компрессора, и каждое центральное тело автоматически сдвигаются, уменьшая площадь
25 входа воздухозаборников соответствующих гондол, а истекающие при этом из их двигателей продукты сгорания несколько охлаждаются подачей потока воздуха за их турбины и некоторого увеличения тяги благодаря предварительному подогреву воздуха, обтекающего сопла, и поглощаются теплостойкими материалами, расположенными позади сопел на поверхностях стабилизатора и фюзеляжа соответственно основных и
30 вспомогательного двигателей, имеющих на конце теплопоглощающие кожухи, снижая тепловые нагрузки на стенки сопел, уменьшает инфракрасное излучение и уровень шума истекающих газов.

Благодаря наличию этих признаков обеспечивается возможность программирования тяги двигателей комбинированной силовой установки (СУ), создающей различные
35 режимы полета как сверхзвукового самолета с крыльями замкнутой конструкции, двухкилевым U-образным оперением при работающих двух основных ТРДД или одном вспомогательном ПВРД, так и самолета с большими сверхзвуковыми скоростями при работающих трех двигателях СУ. При этом он выполнен по аэродинамической схеме продольного триплана с разнонаправленными крыльями замкнутой конструкции,
40 переднее из которых стреловидное в плане крыло и заднее крыло типа "чайка", имеющими переменные стреловидности передних и задних их кромок и консоли соответственно с положительным и отрицательным углами их поперечного V, нижние и верхние концы которых наряду с тем, что с каждой стороны между собой объединены стреловидными концевыми крылышками, выполнены с равновеликими
45 соответствующими концевыми их хордами, и оснащенными гондолами ТРДД, передние и задние части которых смонтированы в округленных изломах соответственно под внутренней частью заднего крыла типа "чайка" и над внутренней частью стабилизатора переменной стреловидности U-образного оперения, имеющего на левой и правой

консолях как корневые рулевые поверхности, так и переднюю и заднюю кромки, каждая из которых, имея переменную стреловидность от корневой части к концевой с большим углом стреловидности, размещена в плане параллельно соответствующим как скосам передних и задних частей соответствующих гондол, так и соответствующим кромкам заднего крыла типа "чайка", передняя кромка последнего совмещена в плане с задней кромкой переднего крыла.

Для естественного ламинарного сверхзвукового обтекания профилей трех несущих поверхностей: двух крыльев и стабилизатора, расположенных со сдвигом и по вертикали, и по горизонтали как бы в "шахматном порядке", а первые два крыла, образующие как бы схему биплан-тандем, представляющую собой с каждой стороны при виде спереди трапецевидной формы соответствующую рамку, имеющую высоту упомянутых стреловидных концевых крылышек, равную 30% средней аэродинамической хорде заднего крыла. Поэтому только у такой системы крыльев, если форма вихревого их следа и его распределение перетекания изменится таким образом, что поперечные сечения вихревого следа под прямым углом к направлению воздушного потока всегда принимает форму или крыла, или однотипную ему форму системы КЗК, в которой течет воздух, то только размещение крыльев в схеме биплан-тандем со сдвигом одного крыла относительно другого в продольном направлении вдоль оси симметрии позволит достичь улучшения естественного ламинарного сверхзвукового обтекания профиля каждого крыла как бы расположенного и по вертикали, и по горизонтали в "шахматном порядке" и, как следствие, как бы увеличивая зазоры по вертикали между как первым и вторым крылом, так и вторым крылом и стабилизатором, обеспечит и больший объем воздуха, проходящий через общий зазор с соответствующими перепадами во время преодоления звукового барьера, который также обеспечит сохранение достаточной подъемной силы. До создания газотурбинных прямоточных двигателей изменяемого цикла возможно взамен единой СУ использовать комбинированную СУ, содержащую наряду с основными двумя разгонно-маршевыми ТРДД, оснастить ее вспомогательным маршевым ПВРД, при этом последний, используя при взлете его основную камеру сгорания как дополнительную форсажную камеру, может конвертироваться и в разгонный двигатель в комбинации с основными ТРДД. Причем у ПВРД, рассчитанного на большие сверхзвуковые скорости полета с числом $M \geq 3$, торможение потока в воздухозаборнике производится до дозвуковых скоростей, т.е. подвод тепла осуществляется в дозвуковом потоке.

Предлагаемое изобретение сверхзвукового самолета с крыльями замкнутой конструкции (ССКЗК), имеющего систему из двух крыльев и комбинированную силовую установку (СУ), иллюстрируется общими видами, представленными на фиг. 1 и 2.

На фиг. 1 изображен ССКЗК, общий вид его спереди с задним крылом типа "чайка" и двухкилевым U-образным с размещенными наружу вертикальными оперениями.

На фиг. 2а изображен ССКЗК, общий вид его сверху с двумя стреловидными крыльями замкнутой конструкции и стреловидным стабилизатором U-образного оперения, имеющими переменные стреловидности передних и задних их кромок.

На фиг. 2б изображен ССКЗК, общий вид его сверху со стреловидным и трапецевидным крыльями замкнутой конструкции и стреловидным стабилизатором U-образного оперения, имеющими переменные стреловидности передних и задних их кромок.

Сверхзвуковой самолет с крыльями замкнутой конструкции, представленный на фиг. 1 и 2а, имеет конструкцию планера, выполненную из титановых сплавов и с плавным сопряжением низкорасположенного стреловидного переднего крыла 1 его

наплывов 2, имеющих стреловидность $\chi=+75^\circ$, и фюзеляжа 3, снабженного в носовой его части стреловидным ПГО 4. Высокорасположенное ПГО 4, имеющее положительные углы стреловидности по передней и задней его кромкам соответственно $\chi=+75^\circ$ и $\chi=+70^\circ$, смонтировано по правилу площадей и с положительным углом поперечного $V=+27^\circ$ параллельно средней линии корневой части заднего крыла 5, выполненного по типу "чайка" и с обтекателями 6 обратной стреловидности. Нижние и верхние концы соответственно крыльев 1 и 5 с каждой стороны между собой объединены стреловидными концевыми крылышками 7. Переднее крыло 1 и заднее крыло 5 с наплывами 2, смонтированные по правилу площадей, имеют переменные стреловидности передних и задних их кромок, а их консоли, установленные соответственно с положительным и отрицательным углами их поперечного V , снабжены предкрылками (на фиг. 1 и 2а не показаны), закрылками нижнего 8 и верхнего 9 крыла с его флапперонами 10. Подкрыльные гондолы 11 реактивных двигателей, передние и задние части которых смонтированы в соответствующих изломах соответственно по низу левого и правого округленных изломов заднего крыла 5 типа "чайка" и по верху левого и правого округленных изломов стабилизатора 12 U-образного оперения 13, имеющего на левой и правой консолях внутренние и внешние рулевые поверхности, соответственно рули высоты 14 и направления 15, но и поверхности с теплостойкими материалами. Комбинируемая СУ, содержащая основные разгонно-маршевые форсажные ТРДД, оснащена вспомогательным маршевым ПВРД, смонтированным по оси симметрии в кормовой гондole 16. При этом ПВРД, используя при взлете его основную камеру сгорания как дополнительную форсажную камеру, может конвертироваться и в разгонный двигатель в комбинации с работой двух ТРДД. В конструкции подкрыльных гондол 11 для изменения площади горла их воздухозаборников предусмотрено перемещение конусообразного центрального осесимметричного тела 17 вперед-назад. Вблизи передней части каждой крыльевой гондолы 11 для дополнительного всасывания или перепуска воздуха открываются дополнительные отверстия (на фиг. 1 и 2а не показаны). Конструкция надфюзеляжного плоского воздухозаборника 18 обеспечивает устойчивую работу вспомогательного ПВРД в широком диапазоне скоростей и углов атаки. Автоматически регулируемый воздухозаборник 18, выполненный с подвижной рампой со щелями для слива пограничного слоя с ее плоскости, имеет верхнюю его часть с плоскостью для отсечения пограничного слоя воздуха с фюзеляжем 3 и створки перепуска воздуха. При изменении положения рампы изменяется не только площадь входа воздушного потока, но и система скачков, возникающих при сверхзвуковых скоростях на передних кромках воздухозаборника 18 и на отдельных участках подвижной рампы. Поэтому при достижении скорости полета, соответствующей числу $M=1,42$, подвижная рампа, выполняющая роль входной ступени компрессора, и каждое центральное тело 17 автоматически сдвигаются, уменьшая площадь входа, отводят ударную волну соответственно от гондол ПВРД 16 и ТРДД 11 и от их воздухозаборников. В комбинируемой СУ истекающие из ТРДД и ПВРД продукты сгорания несколько охлаждаются подачей воздуха за их турбины и некоторого увеличения тяги благодаря подогреву воздуха, обтекающего сопла, и поглощаются теплостойкими материалами, расположенными позади сопел соответственно основных ТРДД и вспомогательного ПВРД, имеющих на конце теплопоглощающие кожухи, снижая тепловые нагрузки на стенки сопел, уменьшает инфракрасное излучение и уровень шума истекающих газов. Шасси убирающееся трехопорное с вспомогательной носовой опорой и колесом 19 убирается в нишу фюзеляжа 3, главные опоры с колесами 20 - в центроплан нижнего крыла 1.

Управление многоцелевым ССКЗК при взлете-посадке и при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета обеспечивается отклонением рулевых поверхностей 10, 14 и 15. Для соответствующего взлета и посадки на поверхность земли (палубы корабля) используются колеса 19 и 20 убирающегося шасси. При этом подъемная сила создается ПГО 4, крылом 1 и крылом 5 типа "чайка" с обтекателями 6 обратной стреловидности, а горизонтальная реактивная тяга - двумя ТРДД 11 и одним ПВРД 16. Поверхности управления тангажом - флаппероны 10 с синфазным отклонением рулей 15 и рули высоты 14 улучшают управляемость соответственно при транс- и сверхзвуковой скорости. Система КЗК с крылом 1 и крылом 5 с наплывами 2 большой общей площади в комбинации с ПГО 4 позволяют при взлете значительно уменьшить длину разбега. Поскольку прирост подъемной силы от ПГО 4 на режимах взлета будет значительно больше (примерно в два раза) за счет большого момента от ПГО и соответствующего ему большого отклонения закрылков 8 и 9, то при транс- и сверхзвуковых режимах полета расположенные сзади и с внешних сторон мотогондол 11 двух ТРДД горизонтальные 12 и вертикальные 13 поверхности U-образного оперения улучшают устойчивость в продольном канале. Кроме того, наплывы 2 и обтекатели 6 крыльев 1 и 5 создают дополнительную подъемную силу и их эффективность как несущих поверхностей, достигается максимум в полете с большими сверхзвуковыми скоростями, когда подъемная сила требуется главным образом для того, чтобы парировать тенденцию к увеличению продольного наклона на пикирование при смещении назад аэродинамического фокуса и для уменьшения сопротивления от балансировки. Дополнительная подъемная сила от наплывов 2 создается у передней части фюзеляжа 3, это позволяет, повышая аэродинамическое качество, не отклонять вверх флаппероны 10 крыла 5, а достаточно, уменьшая потери на балансировку, небольшого отклонения вверх рулей высоты 14. После взлета и набора высоты производится со сверхзвуковой скоростью его полет, при котором работает в комбинированной СУ один ПВРД или два ТРДД и путевое управление обеспечивается дифференциальным отклонением рулей направления 15 U-образного оперения 13 (см. фиг. 2а). Продольное и поперечное управление может осуществляться соответственно рулевыми поверхностями - синфазным отклонением рулей высоты 14 (или флапперонов 10, или рулей направления 15) и дифференциальным - флапперонов 10. Для достижения на сверхзвуковых скоростях безопасных летных характеристик в его гидравлической и топливной системах максимально применены паяные их соединения, а при заправке системы топливом удаляют из него кислород и в полете надувают его топливные баки азотом.

Для повышения скорости полета в его СУ включаются два ТРДД с ПВРД, и производится полет на больших сверхзвуковых скоростях (с числом $M > 3$). Поскольку в такой СУ удельный расход топлива может изменяться в более широких пределах, чем потери в самой СУ, то это обстоятельство используется, чтобы оптимизировать ее конструкцию и удельный расход топлива. Потому что для ТРДД, при прочих равных условиях, удельный расход топлива увеличивается при уменьшении тяги и, особенно, в разы при использовании форсажной камеры. Поэтому конвертируемость СУ позволяет оптимизировать эффективность крейсерского полета ССКЗК путем соответствующего программирования тяги: работают два ТРДД, один ПВРД или все три, используемые в полете на транс- и сверхзвуковых, но и больших сверхзвуковых скоростях, будут работать на режиме, близком к максимальному, и, следовательно, будут иметь низкий удельный расход топлива, что и обеспечит большую дальность сверхзвукового полета.

Таким образом, многоцелевой ССКЗК с комбинированной СУ и системой КЗК с ПГО позволяет, программируя тягу СУ в соответствии с режимами полета, достигать

высокого аэродинамического качества и взлетно-посадочных характеристик, большого уровня безопасности и высокой степени наработки на отказ двигателей. В конструкции его планера широко используются наплывы и обтекатели для обеспечения достаточной устойчивости и уменьшения сопротивления от балансировки на различных режимах полета. Кроме того, объединение аэродинамических обводов конструкции его планера в интегральную компоновку с двумя поверхностями управления тангажом и обеспечение естественного ламинарного сверхзвукового обтекания профиля каждого крыла позволяют уменьшить на 30% лобовое сопротивление, что создает возможность достижения больших сверхзвуковых скоростей (с числом $M > 3$) на высоте полета не ниже 18 км. В качестве основного конструкционного материала планера может быть применен титан и титановые сплавы в виде панелей с сотовым наполнителем. Очевидно то, что, выполнив планер с покрытием его поверхностей радиопоглощающими материалами, это позволит реализовать возможность его малозаметности в радиолокационном, инфракрасном и визуальном диапазонах, но и предусмотреть в блочно-модульной его конструкции варианты исполнений, например, беспилотного ССКЗК-разведчика, одноместных ССКЗК-перехватчика и сверхманевренного ССКЗК. В СУ последнего используются основные ТРДД с форсажной камерой и УВТ, повышающие маневренность, но при этом создающие и явное увеличение инфракрасного излучения. В дальнейшем с созданием газотурбинных прямоточных двигателей изменяемого цикла, которые как минимум на 20% экономичнее современных ТРДД, обеспечивающих сверхзвуковой полет, позволит в перспективе использовать их в многоцелевых ССКЗК нового поколения со скоростями, соответствующими числу $M = 4,5 \dots 5$, и с дальностью полета до 12...14 тыс. км.

Формула изобретения

1. Сверхзвуковой самолет с крыльями замкнутой конструкции, имеющий планер, выполненный из титановых сплавов, переднее горизонтальное оперение, двухкилевое вертикальное оперение и систему параллельно размещенных крыльев, объединяющую низко расположенное переднее крыло, имеющее концевые крылышки, соединенные по дуге с концами высокорасположенного заднего крыла, корневые части которого в свою очередь соединены с соответствующими концами, отклоненными наружу, вертикальных килей, содержит фюзеляж, форсажные турбореактивные двухконтурные двигатели, смонтированные в гондолах на конце и верхней части фюзеляжа, и трехопорное колесное шасси, убирающееся с носовой и главными опорами, отличающийся тем, что он, имея продольную компоновку триплана с разнонаправленными в поперечной плоскости стреловидными крыльями замкнутой конструкции, имеющими наплывы и переменные стреловидности передних и задних их кромок как нижнего, так и верхнего крыла, консоли которых, смонтированные соответственно с положительным и отрицательным углами их поперечного V , имеют с каждой стороны соответствующие нижний и верхний их концы, выполненные соответственно с большей и меньшей концевыми хордами, объединены стреловидными концевыми крылышками, имеющими равновеликие хорды с соответствующими концевыми хордами крыльев, и оснащенными круглого сечения гондолами двигателей, передние и задние части которых смонтированы в соответствующих изломах соответственно по низу левого и правого округленных изломов заднего крыла типа "чайка" и по верху левого и правого округленных изломов стабилизатора U-образного оперения, имеющего на левой и правой его консолях как внутренние рулевые поверхности, размещенные от внутренних бортов соответствующих гондол, так и

переднюю и заднюю кромки, каждая из которых, имея переменную стреловидность от внутренней части к внешней с большим углом ее стреловидности, размещены в плане параллельно соответствующим как скосам передних и задних частей соответствующих гондол, так и соответствующим кромкам заднего крыла типа "чайка", передняя кромка
 5 последнего совмещена в плане с задней кромкой переднего крыла, при этом с целью улучшения естественного ламинарного сверхзвукового обтекания профилей трех близко расположенных в продольном направлении несущих поверхностей: двух крыльев и стабилизатора, расположенных со сдвигом и по вертикали, и по горизонтали как бы в "шахматном порядке", а первые два крыла, образующие как бы схему биплан-тандем,
 10 представляющую собой при виде спереди левую и правую трапециевидной формы рамки, имеющие высоту упомянутых вертикальных концевых крылышек, равную 30% средней аэродинамической хорды заднего крыла, оснащенного в плоскости корневой его части наплывами, причем упомянутое высокорасположенное переднее горизонтальное оперение, смонтированное с положительным углом поперечного $V=+27^\circ$ параллельно средней линии корневой части заднего крыла, снабженной в ее
 15 плоскости и от задней ее кромки обтекателями, и имеющее положительные углы стреловидности по передней и задней его кромкам соответственно $\chi=+72^\circ$ и $\chi=+60^\circ$, образующие заостренное сужение его законцовок, и обеспечивающим с наплывами двух крыльев и обтекателями заднего крыла, имеющими соответственно положительную
 20 $\chi=+72^\circ$ и отрицательную $\chi=-48^\circ$ стреловидности, приемлемую их эффективность на режимах взлета-посадки, усиленную суперциркуляцией, позволяющей уменьшить потери на балансировку, а используя средства автоматики для отклонения рулевых поверхностей стабилизатора U-образного хвостового оперения, решать вопросы устойчивости и балансировки при изменении скорости с дозвуковой до сверхзвуковой
 25 скорости полета.

2. Сверхзвуковой самолет с крыльями замкнутой конструкции по п. 1, отличающийся тем, что с целью достижения формы вихревого следа и его распределения перетекания от переднего крыла меньшей площади к заднему крылу большей площади и увеличения эффективного размера вдоль оси симметрии трапециевидной формы в плане несущей
 30 общей системы крыльев, включающей наряду с передним стреловидным крылом располагающее формой в плане общей системы заднее трапециевидное крыло, имеющее заднюю кромку обратной переменной стреловидности и предопределяющее конечные вихри, интенсивность циркуляции которых соответствует изменению циркуляции системы крыльев, и которые необходимы для ослабления звукового удара, при этом переднее
 35 крыло, имеющее положительный угол стреловидности по передней его кромке $\chi=+48^\circ$, выполнено с углом положительной стреловидности по задней его кромке $\chi=+33^\circ$, а заднее трапециевидное в плане крыло, имеющее положительный угол стреловидности по передней его кромке $\chi=+33^\circ$, выполнено с углом отрицательной стреловидности по задней его кромке в корневой его части $\chi=-18^\circ$ и имеет задний срез законцовок с углом
 40 отрицательной стреловидности по задней его кромке $\chi=-48^\circ$.

3. Сверхзвуковой самолет с крыльями замкнутой конструкции по п. 2, отличающийся тем, что с целью упрощения конструкции он выполнен в виде моноплана с упомянутым трапециевидным малого удлинения крылом типа "чайка", имеющим положительный угол стреловидности по передней его кромке $\chi=+33^\circ$ и передний срез законцовок с углом
 45 положительной стреловидности по передней его кромке $\chi=+60^\circ$ и выполненным с углом отрицательной стреловидности по задней его кромке $\chi=-18^\circ$.

4. Сверхзвуковой самолет с крыльями замкнутой конструкции по любому из пп. 1-3, отличающийся тем, что силовая установка, содержащая наряду с основными разгонно-

маршевыми подкрыльными двигателями, оснащена по оси симметрии в кормовой части фюзеляжа маршевым вспомогательным прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД), снабженным сверхзвуковым воздухозаборником и соплом, конвертируемым в разгонный двигатель в комбинации с основными двигателями, имеющими каждый

5 степень сжатия воздуха (π_k) не менее 15,0 в статических условиях в их компрессорах высокого давления, которые оснащены системами отвода части объема сжатого воздуха и доставки его потока к вспомогательному ПВРД, использующему при взлете его основную камеру сгорания как дополнительную форсажную камеру, затем после взлета системы отвода сжатого воздуха от основных двигателей и его доставки к

10 вспомогательному ПВРД перекрываются и, работая два основных двигателя, обеспечивают его полет на транс- и сверхзвуковых скоростях, при этом для обеспечения больших сверхзвуковых скоростей его полета на вспомогательном ПВРД установлен автоматический регулятор расхода топлива, реагирующий на изменение давления и температуры, причем топливо, подаваясь при достижении соответствующей

15 сверхзвуковой скорости полета с числом Маха (М) $M=1,51$, воспламеняется с помощью запала и создается маршевая тяга вспомогательного ПВРД, обеспечивающего возможность использования его в полете как сверхзвукового самолета со скоростями, превышающими число $M=1,51$, и самолета с большими сверхзвуковыми скоростями, соответствующими числу $M \geq 3,0$, соответственно при работе одного вспомогательного

20 ПВРД, имеющего подвод тепла в дозвуковом потоке, и всех трех двигателей его комбинированной силовой установки.

5. Сверхзвуковой самолет с крыльями замкнутой конструкции по п. 4, отличающийся тем, что с целью отвода ударной волны от турбопрямоточных двигателей с осевым компрессором и от их воздухозаборников их гондолы для изменения площади входного

25 их тракта выполнены с возможностью обеспечения комбинированного сжатия и автоматического перемещения конусообразного центрального осесимметричного тела вперед-назад, при этом для дополнительного всасывания или перепуска воздуха открываются заслонки и створки, размещенные в передней и задней части каждой

30 подкрыльной гондолы, имеющей и регулируемую обечайку воздухозаборника, исключающую возможность возникновения нестационарного и автоколебательных режимов течения, но и эжектор, работающий с максимальным разрежением в донной области, создаваемым при угле полураствора эжектора 8° , причем кормовой автоматически регулируемый плоский воздухозаборник вспомогательного двигателя, обеспечивая устойчивую его работу в широком диапазоне скоростей и углов атаки,

35 выполнен с подвижной рампой со щелями для слива пограничного слоя с ее плоскости и имеет верхнюю его часть с плоскостью для отсечения пограничного слоя воздуха с фюзеляжем, но и створки перепуска воздуха, при этом, автоматически изменяя положение рампы, изменяется не только площадь входа воздушного потока, но и система скачков, возникающих при сверхзвуковых скоростях на передних кромках

40 плоского воздухозаборника и на отдельных участках подвижной рампы, причем при достижении сверхзвуковой скорости полета подвижная рампа, выполняющая роль входной ступени компрессора, и каждое центральное тело автоматически сдвигаются, уменьшая площадь входа воздухозаборников соответствующих гондол, а истекающие при этом из их двигателей продукты сгорания несколько охлаждаются подачей потока

45 воздуха за их турбины и некоторого увеличения тяги благодаря предварительному подогреву воздуха, обтекающего сопла, и поглощаются теплостойкими материалами, расположенными позади сопел на поверхностях стабилизатора и фюзеляжа соответственно основных и вспомогательного двигателей, имеющих на конце

теплопоглощающие кожухи, снижая тепловые нагрузки на стенки сопел, уменьшает инфракрасное излучение и уровень шума истекающих газов.

5

10

15

20

25

30

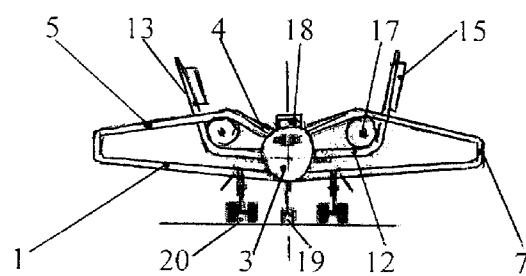
35

40

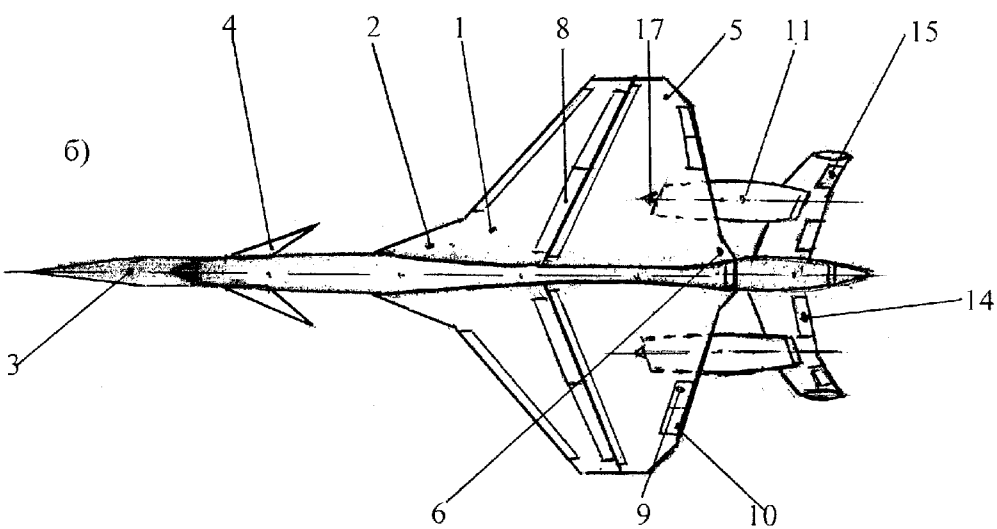
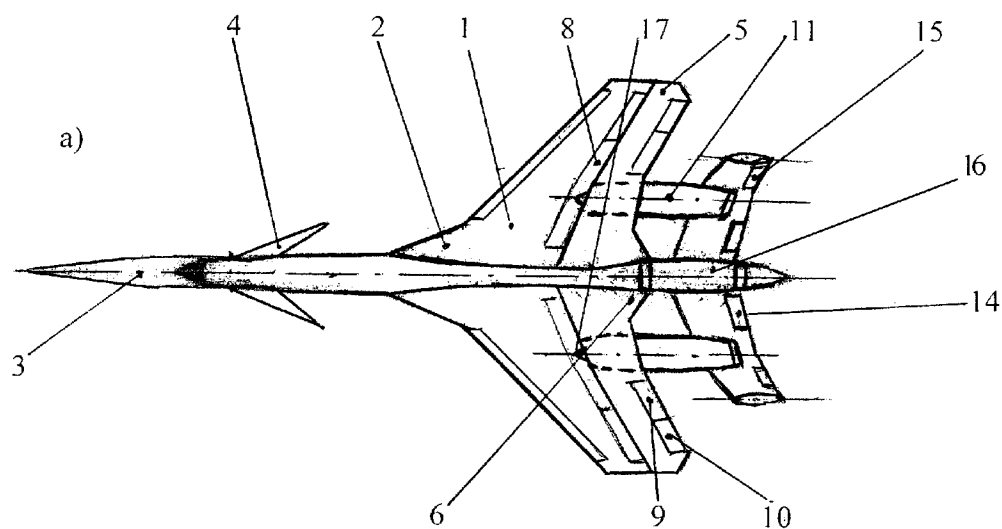
45

13

Сверхзвуковой самолет с крыльями замкнутой конструкции



Фиг. 1



Фиг. 2



US010124890B2

(12) **United States Patent**
Sada-Salinas et al.

(10) **Patent No.:** **US 10,124,890 B2**
(45) **Date of Patent:** **Nov. 13, 2018**

(54) **MODULAR NACELLES TO PROVIDE VERTICAL TAKEOFF AND LANDING (VTOL) CAPABILITIES TO FIXED WING AERIAL VEHICLES, AND ASSOCIATED SYSTEMS AND METHODS**

(58) **Field of Classification Search**
CPC B64C 3/32; B64C 27/08; B64C 29/0025; B64C 29/0091; B64C 31/024;
(Continued)

(71) Applicants: **Jaime G. Sada-Salinas**, San Antonio, TX (US); **David Alejandro Arellano-Escarpita**, Durango (MX)

(56) **References Cited**
U.S. PATENT DOCUMENTS

(72) Inventors: **Jaime G. Sada-Salinas**, San Antonio, TX (US); **David Alejandro Arellano-Escarpita**, Durango (MX)

1,919,682 A 7/1933 Bellanca
2,140,783 A 12/1938 Bellanca
(Continued)

(73) Assignee: **DronetechUAV Corporation**, San Antonio, TX (US)

FOREIGN PATENT DOCUMENTS

(*) Notice: Subject to any disclaimer, the term of this patent is extended or adjusted under 35 U.S.C. 154(b) by 629 days.

FR 2993859 A1 1/2014
KR 10-2003-0049796 A 6/2003
(Continued)

OTHER PUBLICATIONS

(21) Appl. No.: **14/678,534**

International Search Report and Written Opinion issued in PCT/US2015/024295, dated Jul. 17, 2015, 15 pp.
(Continued)

(22) Filed: **Apr. 3, 2015**

(65) **Prior Publication Data**
US 2016/0297520 A1 Oct. 13, 2016

Primary Examiner — Richard R. Green
Assistant Examiner — Brady W Frazier
(74) *Attorney, Agent, or Firm* — Perkins Coie LLP

Related U.S. Application Data

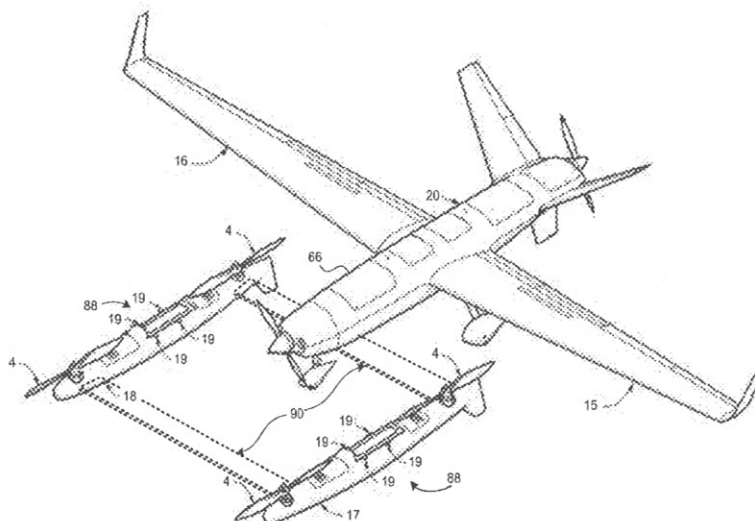
(60) Provisional application No. 61/978,617, filed on Apr. 11, 2014, provisional application No. 62/005,900, filed on May 30, 2014.

(51) **Int. Cl.**
B64C 29/00 (2006.01)
B64C 39/02 (2006.01)
(Continued)

(57) **ABSTRACT**
Modular nacelles to provide vertical takeoff and landing (VTOL) capabilities to fixed-wing aerial vehicles, and associated systems and methods are disclosed. A representative system includes a nacelle, a power source carried by the nacelle, and multiple VTOL rotors carried by the nacelle and coupled to the power source. The system can further include an attachment system carried by the nacelle and configured to releasably attach the nacelle to an aircraft wing.

(52) **U.S. Cl.**
CPC **B64C 29/0025** (2013.01); **B64C 39/024** (2013.01); **B64D 1/02** (2013.01);
(Continued)

20 Claims, 23 Drawing Sheets



- (51) **Int. Cl.**
B64D 1/02 (2006.01)
B64D 29/02 (2006.01)
B64D 17/80 (2006.01)
B64D 27/24 (2006.01)
B64D 27/26 (2006.01)
- (52) **U.S. Cl.**
 CPC *B64D 17/80* (2013.01); *B64D 27/24* (2013.01); *B64D 27/26* (2013.01); *B64D 29/02* (2013.01); *B64C 2201/021* (2013.01); *B64C 2201/088* (2013.01); *B64C 2201/104* (2013.01)
- (58) **Field of Classification Search**
 CPC B64C 39/024; B64C 2201/021; B64C 2201/088; B64C 2201/104; B64D 1/02; B64D 17/80; B64D 27/00; B64D 27/24; B64D 27/26; B64D 29/02
 USPC 244/7 R
 See application file for complete search history.
- (56) **References Cited**
U.S. PATENT DOCUMENTS
- 2,348,792 A 5/1944 Dornier
 2,465,703 A * 3/1949 Allen B64C 27/26
 244/7 R
 2,481,502 A * 9/1949 Downing B64C 29/0025
 244/6
 2,797,881 A * 7/1957 Andrews B64D 5/00
 244/2
 2,843,337 A * 7/1958 Bennett B64D 5/00
 244/2
 2,879,013 A * 3/1959 Herrick B64C 29/0025
 244/221
 2,921,756 A * 1/1960 Borden B64D 5/00
 244/2
 3,096,041 A * 7/1963 Cheeseman B64C 27/26
 244/7 R
 3,134,561 A 5/1964 Clejan
 3,298,633 A * 1/1967 Dastoli B64C 29/0033
 244/2
 3,389,878 A * 6/1968 Westrup B64C 29/0033
 244/12.1
 3,404,852 A * 10/1968 Sambell B64C 29/0033
 244/17.13
 3,448,945 A * 6/1969 Ascani, Jr. B64C 29/0025
 244/12.3
 3,515,500 A * 6/1970 Nachod B64C 29/0033
 244/12.3
 3,592,412 A * 7/1971 Glatfelter B64C 29/0033
 244/7 A
 3,831,888 A * 8/1974 Baker B64D 27/18
 244/54
 3,837,602 A * 9/1974 Mullins B64D 27/18
 244/54
 4,678,141 A * 7/1987 Sarrantonio B64C 37/02
 244/2
 4,789,115 A * 12/1988 Koutsoupidis B64C 27/26
 244/215
 5,085,315 A * 2/1992 Sambell B64C 27/30
 244/17.25
 5,782,427 A * 7/1998 Hermach B64D 27/08
 244/120
 5,890,441 A 4/1999 Swinson
 6,340,133 B1 * 1/2002 Capanna B64C 29/0083
 244/12.3
 6,367,738 B1 4/2002 Wadleigh et al.
 6,622,962 B1 * 9/2003 White B64C 27/26
 244/12.3
 7,237,750 B2 * 7/2007 Chiu A45C 13/02
 244/119
 7,549,604 B2 6/2009 Hutterer et al.
- 7,946,530 B1 * 5/2011 Talmage, Jr. B64C 27/006
 244/118.2
 8,152,096 B2 4/2012 Smith et al.
 8,376,264 B1 * 2/2013 Hong B64C 27/26
 244/17.23
 8,660,712 B2 * 2/2014 Grabowsky B64C 3/56
 244/117 R
 8,740,134 B2 * 6/2014 Suzuki B64C 37/02
 244/110 F
 9,085,355 B2 7/2015 Delorean
 9,527,597 B1 12/2016 Sada-Salinas
 2002/0074454 A1 * 6/2002 Henderson B64C 39/024
 244/135 A
 2003/0006339 A1 * 1/2003 Capanna B64C 29/02
 244/7 R
 2003/0066932 A1 * 4/2003 Carroll B64C 39/024
 244/120
 2006/0151666 A1 7/2006 Vandermeij et al.
 2007/0187547 A1 * 8/2007 Kelly B64B 1/20
 244/7 R
 2008/0099599 A1 5/2008 Hutterer et al.
 2008/0184906 A1 8/2008 Kejha et al.
 2009/0294573 A1 * 12/2009 Wilson B64C 39/024
 244/2
 2010/0072325 A1 * 3/2010 Sambell B64C 11/28
 244/7 A
 2011/0031355 A1 * 2/2011 Alvarez Calderon F. B64C 3/10
 244/7 R
 2011/0056183 A1 3/2011 Sankrithi et al.
 2012/0025012 A1 2/2012 Arlton et al.
 2012/0261523 A1 * 10/2012 Shaw B64C 29/0033
 244/7 R
 2013/0020429 A1 * 1/2013 Kroo B64C 3/16
 244/6
 2014/0061376 A1 * 3/2014 Fisher B60K 1/00
 244/62
 2015/0115096 A1 * 4/2015 Rossi B64C 37/02
 244/2
- FOREIGN PATENT DOCUMENTS**
- WO 2010020199 A1 2/2010
 WO 2015138217 A1 9/2015
- OTHER PUBLICATIONS**
- Dornier Seastar. Last modified: Jun. 23, 2015. In Wikipedia. Retrieved on Jul. 17, 2015, from https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Dornier_Seastar&oldid=668363573, 3 pages.
 Cessna Skymaster. Last modified: Jul. 7, 2015. In Wikipedia. Retrieved on Jul. 17, 2015, from https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Cessna_Skymaster&oldid=670410418, 6 pages.
 Star Kraft, Aircraft Designs. Retrieved on Jun. 2, 2014, from <http://www.aircraftdesigns.com/starkraft.html>, 2 pages.
 Moynet Jupiter. Last modified: Jun. 12, 2013. In Wikipedia. Retrieved Jun. 2, 2014 from http://en.wikipedia.org/wiki/Moynet_Jupiter, 4 pages.
 Arcturus UAV, JUMP Fixed Wing VTOL UAV. Retrieved on Jun. 2, 2014, from http://www.arcturus-uav.com/aircraft_jump.html, 1 page.
 Latitude Engineering, Hybrid Quadrotor, "Latitude has developed a new concept for long endurance Vertical Takeoff and Landing...". Retrieved on Jun. 2, 2014, from <https://latitudeengineering.com/products/hq/>, 7 pages.
 Aero Design DG-1. Last modified Jun. 23, 2015. In Wikipedia. Retrieved on Oct. 9, 2015, from https://en.wikipedia.org/wiki/Aero_Design_DG-1, 2 pages.
 Aeronix Airtelle. Last modified Jun. 23, 2015. In Wikipedia. Retrieved on Oct. 9, 2015, from https://en.wikipedia.org/wiki/Aeronix_Airtelle, 3 pages.
 Dornier Do 335. Last modified Sep. 13, 2015. In Wikipedia. Retrieved on Oct. 9, 2015, from https://en.wikipedia.org/wiki/Dornier_Do_335, 7 pages.

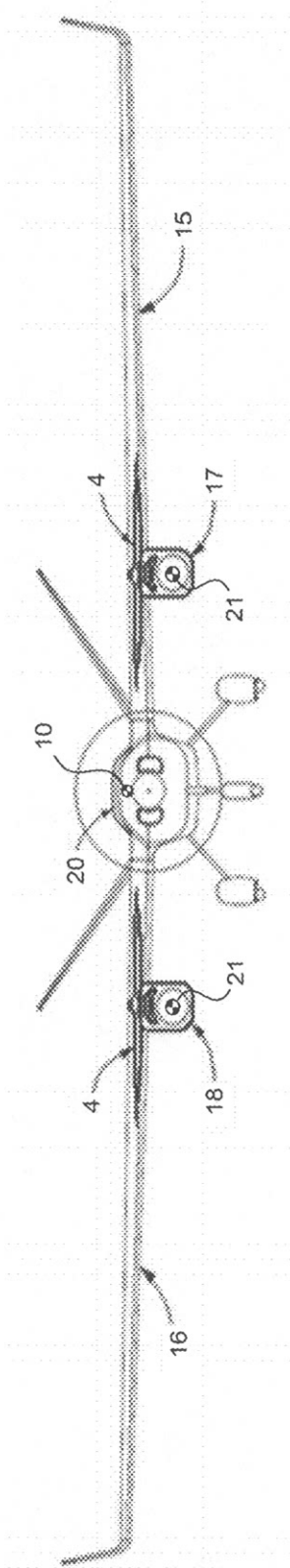


FIG. 4

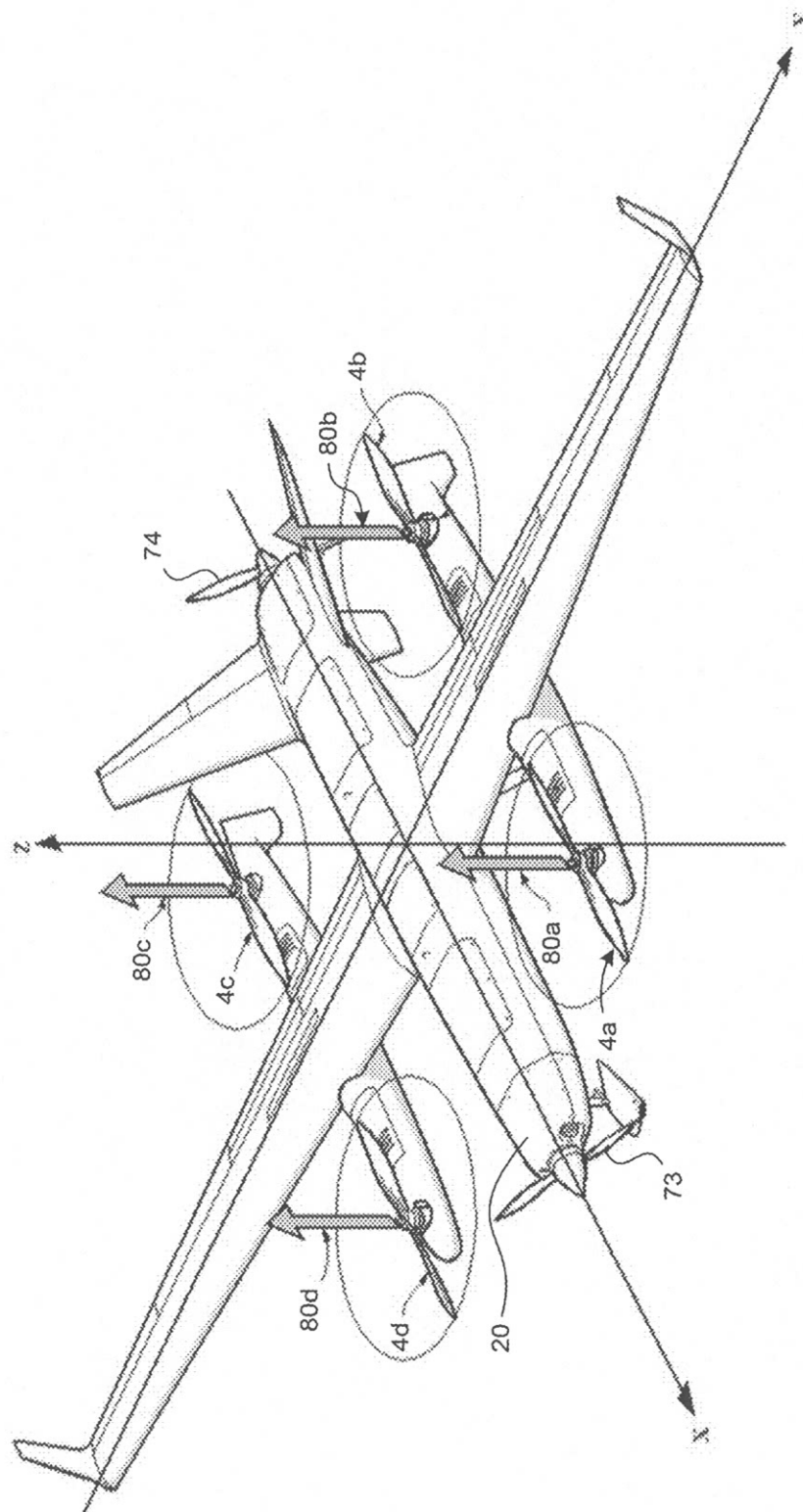


FIG. 15A

11

We claim:

1. An unmanned aerial vehicle system configured for VTOL (Vertical Take-Off and Landing), comprising:

an aircraft comprising:

a fuselage;

a first wing connected to the fuselage;

a second wing connected to the fuselage; and

a first propulsion system carried by at least one of the fuselage, the first wing, or the second wing; and

a removable second propulsion system that includes:

a first nacelle releasably coupled to a bottom surface of the first wing and detachable from the first wing in flight;

a second nacelle releasably coupled to a bottom surface of the second wing and detachable from the second wing in flight, wherein each of the first and second nacelles includes a power source and at least one VTOL rotor coupled to the power source.

2. The system of claim 1 wherein the power source includes a battery.

3. The system of claim 1 wherein the at least one VTOL rotor includes a first pair of counter-rotating VTOL rotors carried by the first nacelle and a second pair of counter-rotating VTOL rotors carried by the second nacelle.

4. The system of claim 1 wherein each of the first and second nacelles includes a stabilizing fin.

5. The system of claim 1 wherein the first and second nacelles each have a center of gravity longitudinally aligned with a center of gravity of the aircraft.

6. The system of claim 1 wherein the first and second nacelles each have an attachment mechanism positioned to releasably attach the corresponding nacelle to the corresponding wing.

7. The system of claim 6 wherein the attachment mechanism includes a bolted bracket.

8. The system of claim 1 wherein each of the first and second nacelles includes a release mechanism configured to release the corresponding nacelle in flight.

9. The system of claim 8 wherein the release mechanism includes an actuator.

10. The system of claim 8 wherein each of the first and second nacelles includes a deployable, in-flight speed reduction device.

11. The system of claim 10 wherein the speed reduction device includes a deployable lifting surface.

12

12. The system of claim 10 wherein the speed reduction device includes a deployable parachute.

13. The system of claim 1, further comprising a structural connection device connected between the first and second nacelles, independent of the fuselage, the first wing and the second wing.

14. The system of claim 1 wherein the first propulsion system includes at least one of a tractor propeller and a pusher propeller.

15. A method for configuring an unmanned VTOL (Vertical Take-Off and Landing) system, comprising:

in preparation for VTOL flight, releasably attaching a first nacelle to a bottom surface of a first wing of a fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV), and releasably attaching a second nacelle to a bottom surface of a second wing of the UAV, wherein each of the first and second nacelles includes a power source and at least one VTOL rotor coupled to the power source, and wherein each of the first and second nacelles is detachable from the corresponding wing in flight;

releasably coupling a first signal communication link between the first nacelle and the first wing; and releasably coupling a second signal communication link between the second nacelle and the second wing.

16. The method of claim 15 wherein the UAV has a first center of gravity before the first and second nacelles are attached and wherein the UAV has a second center of gravity after the first and second nacelles are attached, and wherein the first and second centers of gravity have the same longitudinal location.

17. The method of claim 15, further comprising:

in preparation for non-VTOL flight, removing the first nacelle from the first wing of the UAV, and removing the second nacelle from the second wing of the UAV.

18. The method of claim 17 wherein removing the first and second nacelles includes removing the first second nacelles while the aircraft is stationary.

19. The method of claim 17 wherein removing the first and second nacelles includes removing the first second nacelles while the aircraft is in flight.

20. The method of claim 19, further comprising flying the first and second nacelles to a landing site, independent of the unmanned aerial vehicle.

* * * * *



US010196143B2

(12) **United States Patent**
Quinlan et al.

(10) **Patent No.:** **US 10,196,143 B2**

(45) **Date of Patent:** **Feb. 5, 2019**

(54) **SYSTEM AND METHOD FOR MODULAR
UNMANNED AERIAL SYSTEM**

(71) Applicant: **The United States of America, as
represented by the Administrator of
the National Aeronautics and Space
Administration, Washington, DC (US)**

(72) Inventors: **Jesse R. Quinlan, Yorktown, VA (US);
Michael D. Patterson, Yorktown, VA
(US)**

(73) Assignee: **THE UNITED STATES OF
AMERICA AS REPRESENTED BY
THE ADMINISTRATOR OF THE
NATIONAL AERONAUTICS AND
SPACE ADMINISTRATION,
Washington, DC (US)**

(*) Notice: Subject to any disclaimer, the term of this
patent is extended or adjusted under 35
U.S.C. 154(b) by 54 days.

(21) Appl. No.: **15/612,206**

(22) Filed: **Jun. 2, 2017**

(65) **Prior Publication Data**
US 2017/0349281 A1 Dec. 7, 2017

Related U.S. Application Data

(60) Provisional application No. 62/344,728, filed on Jun.
2, 2016.

(51) **Int. Cl.**
B64C 39/02 (2006.01)
B64D 1/12 (2006.01)
(Continued)

(52) **U.S. Cl.**
CPC **B64C 39/024** (2013.01); **B64C 3/00**
(2013.01); **B64D 1/12** (2013.01); **B64C**
29/0033 (2013.01);
(Continued)

(58) **Field of Classification Search**

CPC ... B64C 39/024; B64C 3/00; B64C 2201/021;
B64C 2201/102; B64C 2211/00; B64C
2201/126; B64C 2201/128

See application file for complete search history.

(56) **References Cited**

U.S. PATENT DOCUMENTS

3,640,491 A * 2/1972 Harrison B64C 1/00
244/117 R
3,669,385 A * 6/1972 Glantz B64C 1/00
244/13

(Continued)

OTHER PUBLICATIONS

Pogue, David, "Exclusive Amazon Details About Its Crazy Drone
Delivery Program." <https://www.yahoo.com/tech/exclusive-amazon-reveals-details-about-1343951725436982.html>, Jan. 18, 2016.

(Continued)

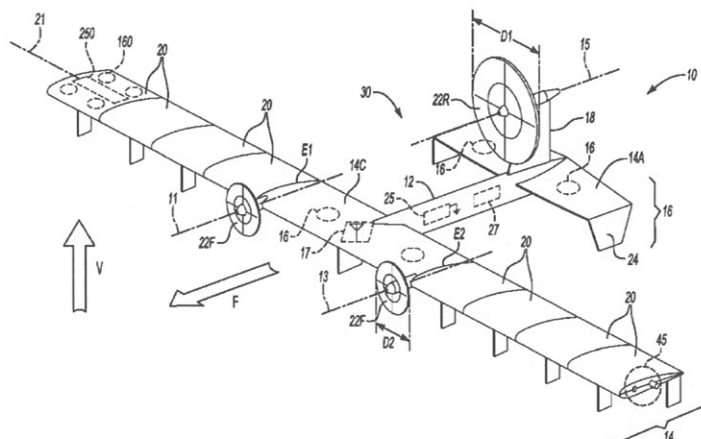
Primary Examiner — Christopher P Ellis

(74) *Attorney, Agent, or Firm* — Andrea Z. Warmbier;
Robin W. Edwards; Mark P. Dvorscak

(57) **ABSTRACT**

A modular Unmanned Aerial System (UAS) has first and second flight configurations, and includes an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) parent module and a plurality of UAV child modules. The parent module may have a fuselage, forward and aft wings connected to the fuselage, and a first plurality of flight propulsion devices. The child modules have a corresponding second plurality of flight propulsion devices. Each child module docks wingtip-to-wingtip with the parent module or an adjacent edge of a child module using the docking mechanisms. The child modules undock and separate from the forward wing and each other, and achieve controlled flight independently of the parent module while in the second flight configuration. A method for controlling the modular UAS is also disclosed.

20 Claims, 4 Drawing Sheets



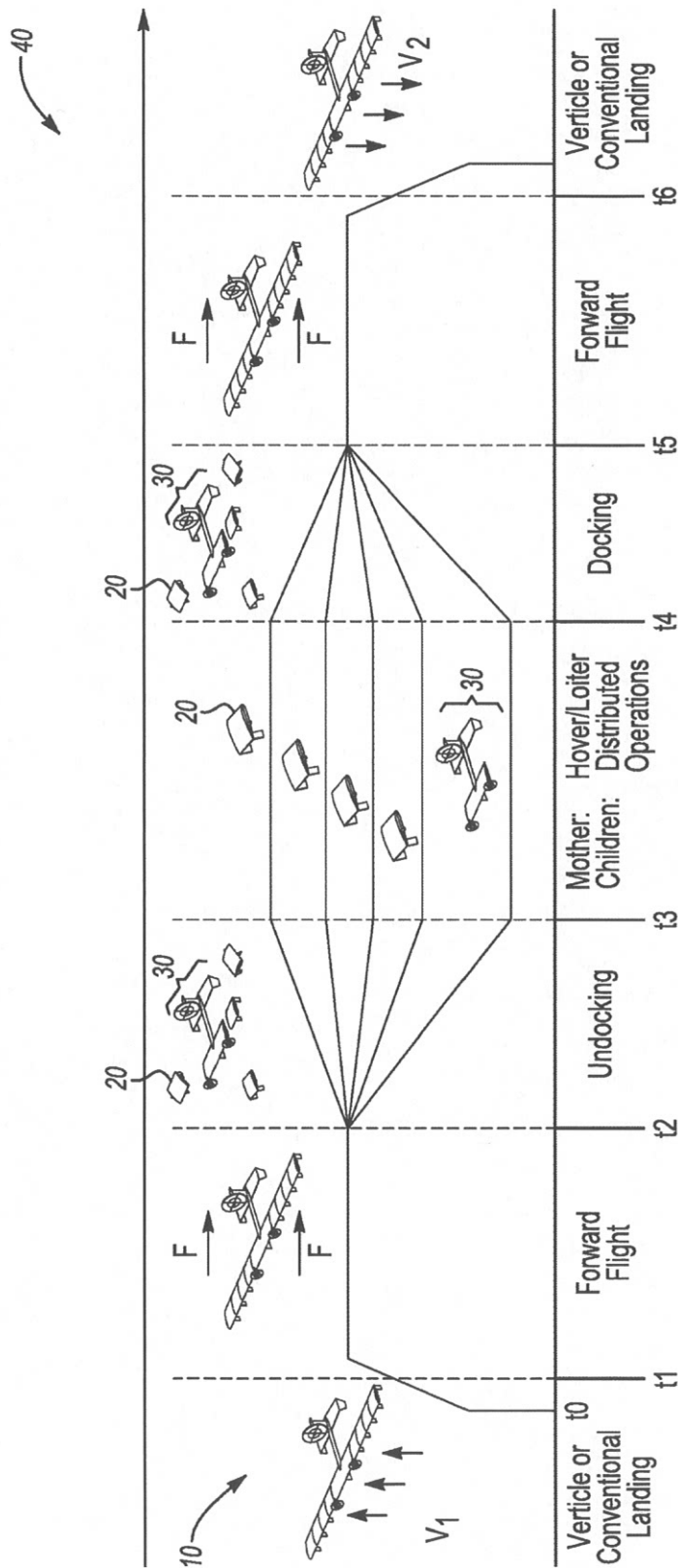


Fig-3

ing at about t_4 in FIG. 3. The method 50 proceeds to step S70 when docking operations are complete.

Step S70 may entail transitioning the UAS 10 to forward flight at about t_5 of FIG. 3, which may entail leaving hover/vertical flight or exiting loiter flight. Thereafter, step S70 may include controlling the return flight of the UAS 10 to a desired landing destination, typically but not necessarily the original takeoff point of step S52. The method 50 then proceeds to step S72.

Step S72 includes commencing landing operations of the UAS 10 commencing at about t_6 , as indicated by arrows V_2 , and thereafter retrieving the UAS 10. Step S72 may entail controlling the airspeed and altitude of the UAS 10 as the UAS 10 approaches the predetermined landing destination, i.e., by controlling the attitude, speed, and pitch of the propellers 22F and 22R, the ducted rotors 16 and 160, and any flight control surfaces of the tail portion 18, aft wing 14A, the forward wing 14F, and linked child modules 20.

Regardless of the particular embodiment, the method 50 as set forth herein enables control of the modular UAS 10 or any variant thereof having the above-described first and second flight configurations. In general terms, the method 50 includes linking the first and second distal ends E1 and E2 of the forward wing 14F to the UAV child modules 20 using the docking mechanisms 45 so as to form the first flight configuration, and then flying the UAS 10 to the rendezvous point using flight propulsion devices of the parent module 30, e.g., the propellers 22F and 22R and/or the ducted rotors 16. The child modules 20 are then detached or unlinked from the forward wing 14F and each other in response to reaching the rendezvous point, and to thereby form the second flight configuration. Thereafter, the parent module 30 is independently flown using the propellers 22F and 22R and/or ducted rotors 16 located on the parent module 30, while the UAV child modules 20 are flown using the flight propulsion devices contained in each of the child modules 20, i.e., the ducted rotors 160.

Although the vehicle architectures described above include two aerial vehicles, i.e., the UAV parent module 30 and the UAV child modules 20, three or more distinct aircraft may be used in other embodiments. By designing for intra-aircraft "modularity", greater operational flexibility can be achieved. For example, one child module 20 could be sized to carry a larger payload 60 than other child modules 20. Such a configuration may be beneficially used by a package delivery service in order to deliver packages or parcels of larger sizes when needed. By "rightsizing" the payload capability of the child modules 20, energy use of the UAS 10 of FIGS. 1 and 2 can be minimized.

Additionally, there may be advantages to using completely identical UAV modules 20 and forgoing use of a distinct parent module 30. That is, because the UAV child modules 20 and the parent module 30 are unique with respect to each other, they may require separate tooling and spare parts. Consequently, it may be possible to reduce acquisition and maintenance costs if by constructing the UAS 10 solely with identical vehicles, e.g., as a wing formed of identical UAV modules 20. Similarly, if a shorter-range mission is required, the individual child modules 20 may be able to perform the mission without the need to link with and be transported by the parent module 30. As a result, the modular approach disclosed herein provides a wide range of flexibility for achieving a distributed aerial presence.

The detailed description and the drawings or figures are supportive and descriptive of the disclosure, but the inventive scope is defined solely by the claims. While some of the best modes and other embodiments for carrying out the

disclosure have been described in detail herein, various alternative designs and embodiments exist within the intended scope of this disclosure. Furthermore, the embodiments shown in the drawings or the characteristics of various embodiments mentioned in the present description are not necessarily to be understood as embodiments independent of each other. Rather, it is possible that each of the characteristics described in one of the examples of an embodiment can be combined with one or a plurality of other desired characteristics from other embodiments, resulting in other embodiments not described in words or by reference to the drawings. Accordingly, such other embodiments fall within the framework of the scope of the appended claims.

What is claimed is:

1. A modular unmanned aerial system (UAS) having a first and a second flight configuration, the modular UAS comprising:

an unmanned aerial vehicle (UAV) parent module comprising:

- a forward wing disposed on a fuselage with a first and a second distal end,
- a first docking mechanism disposed on the first distal end and a second docking mechanism disposed on the second distal end,
- a secondary wing disposed on the fuselage aft of the forward wing, and
- a parent flight propulsion system;

a first and second UAV child module each having a child flight propulsion system and a child docking mechanism, wherein the docking mechanism of the first UAV child module is configured to connect to the first docking mechanism of the UAV parent module, and the docking mechanism of the second UAV child module is configured to connect to the second docking mechanism of the UAV parent module, wherein the UAV child modules form an integral part of the forward wing and extend the wingspan of the forward wing; and wherein the first flight configuration comprises connecting the UAV child modules to the UAV parent module, wherein the second flight configuration comprises separating the UAV child modules from the UAV parent module during aerial flight and the UAV child modules achieving flight independently of the UAV parent module, and wherein the UAS is capable of returning to the first flight configuration from the second flight configuration during aerial flight.

2. The modular UAS of claim 1, further comprising:

a third and fourth UAV child module each having a child flight propulsion system and a child docking mechanism, wherein the docking mechanism of the third UAV child module is configured to connect to the docking mechanism of the first UAV child module, and the docking mechanism of the fourth UAV child module is configured to connect to the docking mechanism of the second UAV child module.

3. The modular UAS of claim 2, wherein the propulsion devices include propellers.

4. The modular UAS of claim 1, further comprising a fuel tank positioned within or connected to the fuselage, and powered using chemical energy from a supply of fuel in the fuel tank.

5. The modular UAS of claim 1, further comprising a main battery positioned within or connected to the fuselage, wherein the propulsion devices are powered using electrical energy from the main battery.

11

6. The modular UAS of claim 1, wherein the propulsion devices further each include a pair of ducted rotors.

7. The modular UAS of claim 1, wherein each of the UAV child modules includes a corresponding energy storage system, and wherein the propulsion devices of each UAV child module is powered using energy from the corresponding energy storage system.

8. The modular UAS of claim 1, wherein the energy is electrical energy.

9. The modular UAS of claim 1, further comprising:

a plurality of radio frequency (RF) transceivers connected to the UAV parent module and each of the UAV child modules, wherein the UAV parent module and the UAV child modules are configured to remotely communicate with each other using the RF transceivers during at least the second flight configuration.

10. The modular UAS of claim 1, wherein each of the docking mechanisms includes a probe and a receptacle configured to engage with a corresponding receptacle and probe of an adjacent one of the UAV child modules or the UAV parent module.

11. The modular UAS of claim 1, wherein the docking mechanisms include a set of magnets.

12. The modular UAS of claim 1, wherein the docking mechanisms include an actuator device configured to selectively couple with and engage an adjacent one of the UAV child modules or the UAV parent module.

13. A method of operating a modular unmanned aerial system (UAS) having a first and a second flight configuration during aerial flight, comprising:

providing a modular UAS comprising:

an unmanned aerial vehicle (UAV) parent module comprising:

a forward wing disposed on a fuselage with a first and a second distal end,

a first docking mechanism disposed on the first distal end and a second docking mechanism disposed on the second distal end,

a secondary wing disposed on the fuselage aft of the forward wing, and

a parent flight propulsion system;

providing a first and second UAV child module each having a child flight propulsion system and a child docking mechanism, wherein the docking mechanism of the first UAV child module is configured to connect to the first docking mechanism of the UAV parent module, and the docking mechanism of the second UAV child module is configured to connect to the second docking mechanism of the UAV parent module, wherein the UAV child modules form an integral part of the forward wing and extend the wingspan of the forward wing;

forming the first flight configuration by connecting the UAV child modules to the UAV parent module;

forming the second flight configuration by separating the UAV child modules from the UAV parent module during aerial flight, wherein the UAV child modules achieve flight independent of the UAV parent module; returning to the first flight configuration from the second flight configuration during aerial flight.

14. The method of claim 13, wherein forming the second flight configuration includes delivering one or more payloads to a corresponding destination using at least one of the UAV child modules.

12

15. The method of claim 13, wherein the modular UAS further comprises: a third and fourth UAV child module each having a child flight propulsion system and a child docking mechanism, wherein the docking mechanism of the third UAV child module is configured to connect to the docking mechanism of the first UAV child module, and the docking mechanism of the fourth UAV child module is configured to connect to the docking mechanism of the second UAV child module.

16. The method of claim 15, wherein the UAV parent module and the UAV child modules each include a corresponding radio frequency (RF) transceiver, the method further comprising: communicating with each of the UAV child modules, via the UAV parent module using the RF transceivers, while in the second flight configuration.

17. The method of claim 16, wherein docking the first and second distal ends of the UAV parent module to the plurality of UAV child modules includes magnetically aligning the UAV parent module with an adjacent UAV child module using a plurality of magnets.

18. A modular unmanned aerial system (UAS) having a first and a second flight configuration, the modular UAS comprising:

an unmanned aerial vehicle (UAV) parent module comprising:

a forward wing disposed on a fuselage with a first and a second distal end,

a plurality of docking mechanisms disposed on the first and second distal ends,

a secondary wing disposed on the fuselage aft of the forward wing, and

a parent flight propulsion system;

a plurality of UAV child modules each having a child flight propulsion system and a child docking mechanism, wherein the docking mechanisms of the plurality of UAV child modules are configured to connect to the plurality of docking mechanisms of the UAV parent module, wherein the UAV child modules form an integral part of the forward wing and extend the wingspan of the forward wing; and

wherein the first flight configuration comprises connecting the UAV child modules to the UAV parent module, wherein the second flight configuration comprises separating the UAV child modules from the UAV parent module during aerial flight and the UAV child modules achieving flight independently of the UAV parent module, and wherein the UAS is capable of returning to the first flight configuration from the second flight configuration during aerial flight.

19. The modular UAS of claim 18, further comprising a main battery positioned within or connected to the fuselage, wherein the propulsion devices are powered using electrical energy from the main battery.

20. The modular UAS of claim 19, further comprising: a plurality of radio frequency (RF) transceivers connected to the UAV parent module and each of the UAV child modules, wherein the UAV parent module and the UAV child modules are configured to remotely communicate with each other using the RF transceivers during at least the second flight configuration.

* * * * *