



(12)

CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2018 00738

(22) Data de depozit: 27/09/2018

(41) Data publicării cererii:
30/03/2020 BOPI nr. 3/2020

(71) Solicitant:
• GIURCĂ LIVIU GRIGORIAN,
BD.NICOLAE TITULESCU NR.15, BL.I-6,
AP.13, CRAIOVA, DJ, RO

(72) Inventatori:
• GIURCĂ LIVIU GRIGORIAN,
BD.NICOLAE TITULESCU NR.15, BL.I-6,
AP.13, CRAIOVA, DJ, RO

(54) **AERONAVĂ CU DECOLARE ȘI ATERIZARE
PE VERTICALĂ - VTOL DE TIPUL CU GEOMETRIE
VARIABILĂ**

(57) Rezumat:

Invenția se referă la o aeronavă cu decolare și aterizare pe verticală, de tipul cu geometrie variabilă, care utilizează același sistem de propulsie atât pentru decolare/aterizare, cât și pentru zborul orizontal. Aeronava conform invenției este constituită dintr-un fuzelaj (2) aerodinamic, ce are dispuse la partea din spate câte două articulații (3 și 4) cilindrice, superioare și, respectiv, inferioare, care susțin un sistem (5) de propulsie format din două aripi (6) biplane mobile, care se rotesc în plan orizontal cu un unghi β pe una dintre articulațiile (4) cilindrice inferioare, aripile (6) biplane mobile putând fi comandate de două actuatoare (15) ce acționează asupra unor articulații (14) cilindrice mobile, fixate pe aripile (6) biplane mobile, fiecare articulație (14) cilindrică mobilă având axa de rotație paralelă cu axa articulației (4) cilindrice inferioare.

Revendicări: 13

Figuri: 6

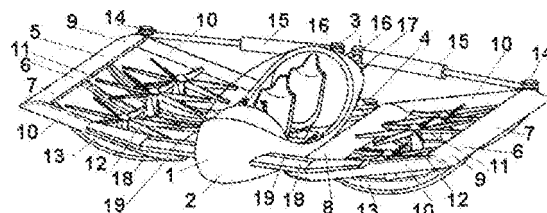


Fig. 1



Aeronava cu decolare și aterizare pe verticală - VTOL de tipul cu geometrie variabilă

Prezenta invenție se referă la o aeronavă cu decolare și aterizare pe verticală - VTOL de tipul cu geometrie variabilă care utilizează același sistem de propulsie atât pentru decolare/aterizare cât și pentru zborul orizontal.

Aeronavele care au capacitatea de decolare și de aterizare pe verticală (VTOL) combină avantajele elicopterelor, și anume decolarea și aterizarea pe un spațiu limitat sau pe terenuri greu accesibile, cu avantajele avioanelor conventionale, cum ar fi viteza de croazieră crescută și zborul orizontal cel mai eficient energetic. În ultimele decenii, s-au înregistrat progrese semnificative în domeniul aeronavelor cu decolare și aterizare pe verticală dar până în prezent un progres economic important nu a fost atins.

O mare parte a soluțiilor de aeronave VTOL utilizează sisteme de propulsie separate pentru zborul pe orizontală și pentru zborul pe verticală ceea ce complică construcția, crește greutatea aeronavei și prezintă un cost ridicat.

Pe de altă parte, pentru a crește eficiența în zborul orizontal multe aeronave VTOL utilizează niste aripi fixe, în genul celor de la aeronavele conventionale. Aceste aripi extind foarte mult gabaritul exterior al aeronavei ceea ce micșorează manevrabilitatea aeronavei în spații restrinse specifice orașelor. De obicei aceste aeronave utilizează rotoare deschise neprotejate care pot să intre în contact cu mediul înconjurător sau cu ființe umane la aterizare/decolare, ceea ce le face foarte periculoase.

Majoritatea aeronavelor VTOL nu utilizează mijloace de amplificare a tracțiunii și de aceea randamentul zborului vertical este scăzut necesitând o putere ridicată pentru realizarea sustentatelor la decolare și aterizare.

În consecință devine o necesitate realizarea unui sistem de propulsie foarte eficient, cu amplificarea tracțiunii, care să fie utilizat atât pentru zborul pe verticală cât și pentru zborul pe orizontală, a cărui acționare să fie foarte simplă și la care trecerea de la zborul vertical la cel orizontal și invers să se facă rapid.

Pe de altă parte există necesitatea de a avea o configurație foarte compactă a unei aeronave la decolare/aterizare care să poată fi manevrată cu ușurință în mediul urban și care să poată fi parcată la sol sau pe o navă, în spații restrinse.

O altă problemă pe care o rezolvă invenția este aceea a protejării rotoarelor împotriva contactului cu mediul exterior pentru a evita accidente aviatice sau răni de persoane.

Prezenta inventie are ca obiectiv sa defineasca o arhitectura a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala care sa utilizeze un singur tip de sistem de propulsie atat pentru zborul pe orizontala cit si pentru cel pe verticala si care sa provoace sustentatia utilizind fortele aerodinamice inclusiv in coditii statice.

Inventia inlatura dezavantajele aratate mai sus prin aceea ca o aeronava cu decolare si aterizare pe verticala si geometrie variabila, utilizeaza un fuzelaj aerodinamic care la partea din spate prezinta patru articulatii cilindrice, doua superioare si doua inferioare, ce sustin un sistem de propulsie. Sistemul de propulsie este format din doua aripi biplane mobile ce se pot roti fiecare pe una dintre articulatiile cilindrice inferioare. Fiecare aripa biplana mobila este formata dintr-un cadru ce contine la parte de jos o aripa inferioara, respectiv la partea de sus o aripa superioara, ambele avind un profil aerodinamic ce prezinta un unghi de incidenta, aripa superioara si cea inferioara fiind unite la capete prin doua traverse. Aripa superioara este decalata in plan orizontal fata de aripa inferioara si in cosecinta traversele de capat sunt inclinate. In interiorul fiecarui cadru este fixata o retea de rotoare (sau elici), asezate in linie si pozitionate inclinat fata de orizontala. Fiecare rotor este actionat de un motor electric care este fixat pe o traversa intermediara fixata la un capat pe aripa inferioara si la celalalt pe aripa superioara. Pentru a cistiga spatiu si a mari debitul de aer, doua rotoare vecine sunt suprapuse pe o anumita portiune. Pe una din traversele de capat, in zona superioara este montata o articulatia cilindrica mobila avind axa de rotatie paralela cu axa articulatiei cilindrice inferioare. Asupra articulatiei cilindrice mobile actioneaza un actuator liniar ce poate fi realizat de exemplu ca un cilindru hidraulic cu cursa controlata si care este fixat la celalalt capat in articulatia cilindrica superioara. Actuatorul liniar este solidar cu un ax care se roteste in articulatia cilindrica superioara, axul facind legatura cu o roata dintata. Roata dintata de pe una din articulatiile cilindrice superioare angreneaza cu roata dintata de pe cealalta din articulatiile cilindrice superioare, cea ce sincronizeaza miscarea de rotatie a actatoarelor si de asemenea in cazul defectarii unuia din actatoare asigura functionarea sistemului de propulsie cu un singur actuator si deci se realizeaza un nivel de redundanta ridicat. La partea din fata a aeronavei, de o parte si de alta sunt montate doua aripi tip Canard ce pot sa contina niste flapsuri. In functionare rotoarele preiau aerul de deasupra cadrului si il expulzeaza inclinat dedesubtul cadrului. In timpul decolarii si aterizarii cadrele sunt pozitionate cu aripile superioara si inferioara paralel cu planul median longitudinal al aeronavei iar aerul aspirat de rotoare creeaza o depresiune pe suprafata superioara a fuzelajului care se comporta ca un profil aerodinamic. Depresiunea exerciata pe suprafata superioara a fuzelajului creeaza o forta de sustentatie suplimentara care se adauga fortei produse de impulsul masei de aer expulzate inclinat de rotoare. In tranzitie cadrele incep sa fie rotite spre spate si datorita jetului inclinat de aer apare o forta de propulsie pe orizontala. Pe masura ce viteza aeronavei creste aripile Canard preiau o

parte din greutatea aeronavei si mentin fuzelajul intr-o pozitie usor inclinata fata de orizontala. Cind viteza de croaziera este atinsa cadrele ajung in pozitia in care aripile superioara si inferioara sunt perpendiculare pe planul median al fuzelajului.

Intr-o alta varianta rotoarele sunt distantate intre ele, fara a fi suprapuse.

Sistemul de propulsie prezinta un randament ridicat inclusiv in timpul decolarii si aterizarii deoarece utilizeaza depresiunea creata pe suprafata superioara a fuzelajului pentru a mari forta de sustentatie. In consecinta puterea maxima necesara decolarii este diminuada comparativ cu solutiile cunoscute. Schimbarea regimului de zbor se realizeaza cu usurinta prin manevrarea voletilor de pe aripile Canard, respectiv prin schimbarea regimului de rotatie a diverselor rotoare. Nivelul de redundanta este ridicat deoarece aeronava poate functiona in continuare in cazul defectarii unui rotor sau a unui actuator. Avind o proiectie pe sol redusa la decolare si aterizare aeronava este bine adaptata pentru utilizarea in spatii restrinse, caracteristice de exemplu mediului urban. Lipsa rotoarelor neprotejate reduce posibilitatile de contact cu limitarile materiale ale mediului inconjurator si in special contactul cu oamenii, care poate fi fatal.

Se dau mai jos un numar de exemple de realizare a inventiei in legatura cu figurile 1, 2, 3, 4, 5 si 6 care reprezinta:

- Fig. 1, o vedere izometrica a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala cu o in pozitia de decolare/aterizare;
- Fig. 2, o sectiune transversala prin aeronava in pozitia de decolare/aterizare;
- Fig. 3, o vedere partiala de sus a aeronavei;
- Fig. 4, secventele de zbor ale aeronavei vazuta de sus;
- Fig. 5, o vedere izometrica a aeronavei in pozitia zborului orizontal;
- Fig. 6, o vedere laterala a aeronavei in pozitia zborului orizontal.

Intr-o prima varianta o aeronava 1, cu decolare si aterizare pe verticala si geometrie variabila, utilizeaza un fuzelaj 2 aerodinamic care la partea din spate prezinta doua articulatii cilindrice superioare 3 si doua articulatii cilindrice inferioare 4, ce sustin un sistem de propulsie 5 ca in figurile 1, 2, 3, 4, 5 si 6. Fiecare articulatie cilindrica superioara 3 este decalata atit pe verticala cit si pe orizontala fata de articulatia cilindrica inferioara 4 corespunzatoare. Sistemul de propulsie 5 este format din doua aripi biplane mobile 6 ce se pot roti fiecare pe una dintre articulatiile cilindrice inferioare 4. Fiecare aripa biplana mobila 6 este formata dintr-un cadru 7, avind o forma considerata ca fiind rectangulara, ce contine la parte de jos o aripa inferioara 8, respectiv la partea de sus o aripa superioara 9, ambele avind un profil aerodinamic ce prezinta un unghi de incidenta, aripa superioara

9 și cea inferioară 8 fiind unite la extremități prin două traverse 10, de capăt. Aripa superioară 9 este decalată în plan orizontal față de aripa inferioară 8 și în cosecinta traversele 10 de capăt sunt înclinate. În interiorul fiecărui cadru 7 este fixată o rețea de rotoare 11, așezate în linie și poziționate înclinat față de orizontală cu un unghi α , care este egal sau foarte apropiat cu unghiul de înclinare al cadrului 7. Fiecare rotor 11 este acționat de un motor electric 12 care este fixat pe o traversă intermediară 13 fixată la un capăt pe aripa inferioară 8 și la celălalt pe aripa superioară 9. Traversele intermediare 13 prezintă o formă arcuită spre în jos. Pentru a câștiga spațiu și a mari debitul de aer, două rotoare 11 vecine sunt suprapuse pe o anumită porțiune. Pe una din traversele 10 de capăt, în zona superioară este montată o articulație cilindrică mobilă 14 având axa de rotație paralelă cu axa articulației cilindrice inferioare 4. Asupra articulației cilindrice mobile 14 acționează un actuator 15, liniar, ce poate fi realizat de exemplu ca un cilindru hidraulic cu cursă controlată și care este fixat la celălalt capăt în articulația cilindrică superioară 3. Actuatorul 15 liniar este solidar cu un ax 16 care se rotește în articulația cilindrică superioară 3, axul făcând legătura cu o roată dintată 17 (figura 3). Roata dintată 17 de sub una din articulațiile cilindrice superioare 3 angrenează cu roata dintată 17 de sub cealaltă din articulațiile cilindrice superioare 3, cea ce sincronizează mișcarea de rotație a actualelor 15 și de asemenea în cazul defectării unuia din actuale asigură funcționarea sistemului de propulsie 5 cu un singur actuator 15 și deci se realizează un nivel de redundanță ridicat. La partea din față a aeronavei 1, de o parte și de alta sunt montate două aripi 18, fixe, tip Canard ce conțin niste flapsuri 19. În staționare aeronava 1 folosește ca tren de aterizare două traverse intermediare 13 de pe fiecare cadru 7, și anume cele situate la extremele cadrului 7. Pentru a limita sollicitările din staționare asupra articulațiilor cilindrice inferioare 4, fuzelajul 2 se sprijină prin intermediul aripilor 18 pe două din traversele 10 de capăt. În funcționare rotoarele preiau aerul de deasupra cadrului 7 și îl expulzează înclinat dedesubtul cadrului 7. În timpul decolării și aterizării (figurile 1, 2 și 4a) cadrele 7 sunt poziționate cu aripile superioară 9 și inferioară 8 paralel cu planul median longitudinal al aeronavei 1 iar aerul aspirat de rotoarele 11 creează o depresiune pe suprafața superioară a fuzelajului 2 care se comportă ca un profil aerodinamic. Depresiunea exercitată pe suprafața superioară a fuzelajului 2 creează o forță de susținere suplimentară F_s care se adaugă forței F_r produse de impulsul masei de aer expulzate înclinat de rotoarele 11 (figura 2). Rezultanta celor două forțe F_s și F_r este forța totală de susținere F_t care este cu circa 20% mai mare decât forța F_r . În tranziție (figura 4b) cadrele 7 încep să fie rotite spre spate cu un unghi β și datorită jetului înclinat de aer apare o forță de propulsie pe orizontală. Pe măsura ce viteza aeronavei crește aripile 18, de tip Canard preiau o parte din greutatea aeronavei 1 și mențin fuzelajul 2 într-o poziție substanțial orizontală. Când viteza de croazieră este atinsă (figura 4c, 5 și 6) cadrele 7 ajung în poziția în care aripile superioară 9 și inferioară 8 sunt perpendiculare pe planul median al fuzelajului 2. În acest caz fuzelajul 2 are o poziție ușor înclinată față de orizontală cu un unghi ζ care este controlată

eventual prin inclinarea flapsurilor 19, favorizind obtinerea unei forte de propulsie pe orizontala cit mai mari. Controlul aeronavei 1 este realizat in principal prin variatia vitezei de rotatie a diverselor rotoare 11 si prin actionarea flapsurilor 19. Pentru un control mai strict se pot monta flapsuri si pe aripile superioara 9 si inferioara 8. Geometria aeronavei 1 este variabila deoarece in cele doua pozitii extreme ale cadrelor 7 geometria (configuratia) aeronavei 1 este modificata substantial.

Intr-o prima varianta aeronava 1 este alimentata cu energie electrica de la un pachet de baterii electrice continut in fuzelajul 2.

Intr-o alta varianta aeronava 1 este alimentata cu energie electrica de o unitate hibrida continuta in fuzelajul 2.

Intr-o alta varianta rotoarele 11 sunt distantate intre ele, fara a fi suprapuse.

Intr-o alta varianta actionarea cadrelor 7 se poate realiza cu doua actuatoare rotative (nefigurate) ce actioneaza pe axul 16 al fiecarei roti dintate 17, fiecare actuator rotativ actionind un echilibror telescopic in locul actuatorului 15 de la exemplul anterior.

Intr-o alta varianta aripa biplana 6 poate avea forma unui cadru cu laturile curbate.

Revendicari

1. Aeronava cu decolare si aterizare pe verticala si geometrie variabila de tipul celor care utilizeaza o propulsie electrica distribuita caracterizata prin aceea ca o aeronava (1) utilizeaza un fuzelaj (2), aerodinamic, care la partea din spate prezinta doua articulatii cilindrice superioare (3) si doua articulatii cilindrice inferioare (4) ce sustin un sistem de propulsie (5), format in principal din doua aripi biplane mobile (6) ce se pot roti fiecare in plan orizontal cu un unghi β pe una dintre articulatiile cilindrice inferioare (4), aripile biplane mobile (6) putind fi comandate de doua actuatori (15) ce actioneaza asupra unor articulatii cilindrice mobile (14) fixate in zona superioara pe aripile biplane mobile (6), fiecare articulatie cilindrica mobila (14) avind axa de rotatie paralela cu axa articulatiei cilindrice inferioare (4).
2. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca fiecare articulatie cilindrica superioara (3) este decalata atat pe verticala cit si pe orizontala fata de articulatia cilindrica inferioara (4) corespunzatoare.
3. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca fiecare aripa biplana mobila (6) este formata dintr-un cadru (7), avind o forma considerata ca fiind rectangulara, ce contine la parte de jos o aripa inferioara (8), respectiv la partea de sus o aripa superioara (9), ambele avind un profil aerodinamic ce prezinta un unghi de incidenta, aripa superioara (9) si cea inferioara (8) fiind unite la extremitati prin doua traverse (10), de capat, si
aripa superioara (9) este decalata in plan orizontal fata de aripa inferioara (8) si in cosecinta traversele (10) de capat sunt inclinate.
4. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca fiecare aripa biplana mobila este formata dintr-un cadru avind laturile curbate.
5. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca in interiorul fiecarui cadru (7) este fixata o retea formata din niste rotoare (11), asezate in linie si pozitionate inclinat fata de orizontala cu un unghi α , ce poate fi egal cu unghiul de inclinare al cadrului (7), fiecare rotor (11) fiind actionat de un motor electric (12), montat pe o traversa intermediara (13) care este fixata la un capat pe aripa inferioara (8) si la celalalt pe aripa superioara (9), si
traversele intermediare (13) prezinta o forma arcuita spre in jos, si
pentru a cistiga spatiu si a mari debitul de aer, doua rotoare 11 vecine sunt suprapuse pe o anumita portiune.
6. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca rotoarele (11) sunt distantate intre ele, fara a fi suprapuse.

7. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca actuatorul (15) este de tipul liniar, putind fi realizat ca un cilindru hidraulic cu cursa controlata, si

 fiecare actuator (15), liniar este solidar cu un ax (16) care se rotește in articulatia cilindrica superioara (3), axul (16) facind legatura cu o roata dintata (17), si

 roata dintata (17) este situata sub una din articulatiile cilindrice superioare (3) si angreneaza cu roata dintata (17) de sub cealalta din articulatiile cilindrice superioare (3), cea ce sincronizeaza miscarea de rotatie a actatoarelor (15) si in cazul defectarii unuia din actuatore, asigura functionarea sistemului de propulsie (5) cu un singur actuator (15).

8. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca actionarea cadrelor (7) se realizeaza cu doua actuatore rotative ce actioneaza pe axul (16) al fiecărei roti dintate (17), fiecare actuator rotativ actionind un echilibror telescopic.

9. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca la partea din fata a aeronavei (1), de o parte si de alta a fuzelajului (2) sunt montate doua aripi (18), fixe, tip Canard, ce contin niste flapsuri (19), de comanda.

10. Metoda de functionare a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala si geometrie variabila caracterizata prin aceea ca in stationare aeronava (1) foloseste ca tren de aterizare doua traverse intermediare (13) de pe fiecare cadru (7), si anume cele situate la extremele cadrului (7), si

 pentru a limita solicitarile din stationare asupra articulatiilor cilindrice inferioare (4), fuzelajul (2) se sprijina prin intermediul aripilor (18) pe doua din traversele (10) de capat, si

 in functionare rotoarele (11), actionate de motoarele electrice (12), preiau aerul de deasupra cadrului (7) si il expulzeaza inclinat dedesubtul cadrului (7), si

 in timpul decolarii si aterizarii cadrele (7) sunt pozitionate cu aripile superioara (9) si inferioara (8) paralel cu planul median longitudinal al aeronavei (1) iar aerul aspirat de rotoarele (11) creeaza o depresiune pe suprafata superioara a fuzelajului (2) care se comporta ca un profil aerodinamic, si depresiunea exerciata pe suprafata superioara a fuzelajului (2) creeaza o forta de sustentatie suplimentara F_s care se adauga fortei F_r produse de impulsul masei de aer expulzate inclinat de rotoarele (11), si rezultanta celor doua forte F_s si F_r este forta totala de sustentatie F_t care este cu circa 20% mai mare decit forta F_r , si

 in tranzitie cadrele (7) incep sa fie rotite spre spate cu un unghi β si datorita jetului inclinat de aer apare o forta de propulsie pe orizontala, si pe masura ce viteza aeronavei creste, aripile (18), de tip Canard, preiau o parte din greutatea aeronavei (1) si mentin fuzelajul (2) intr-o pozitie substantial orizontala, si

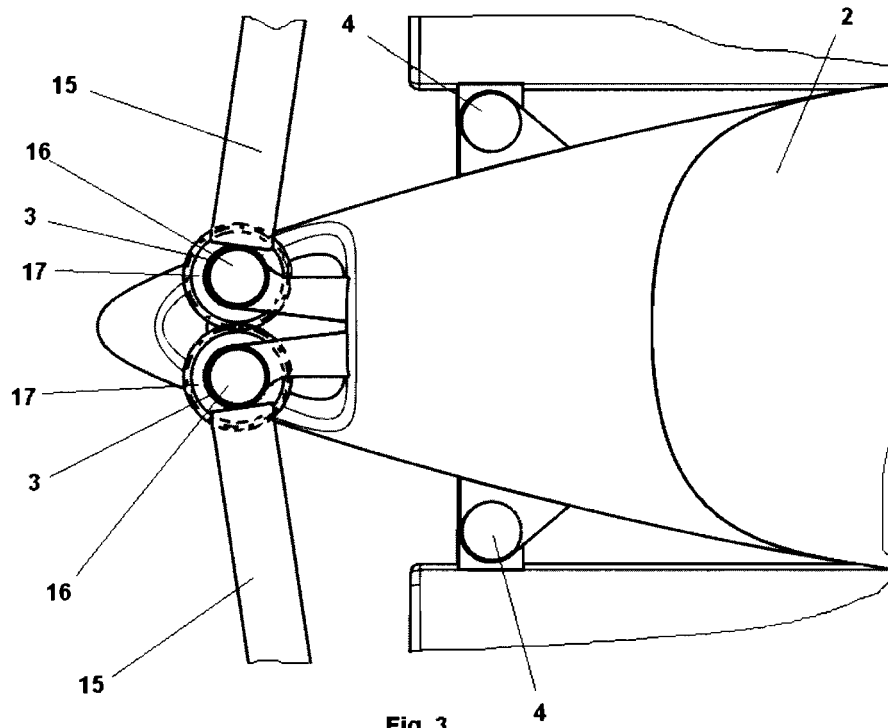
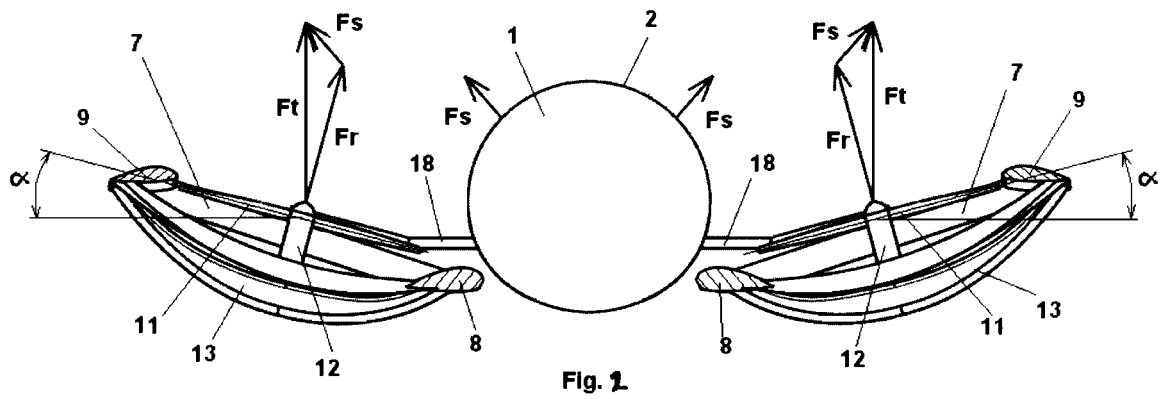
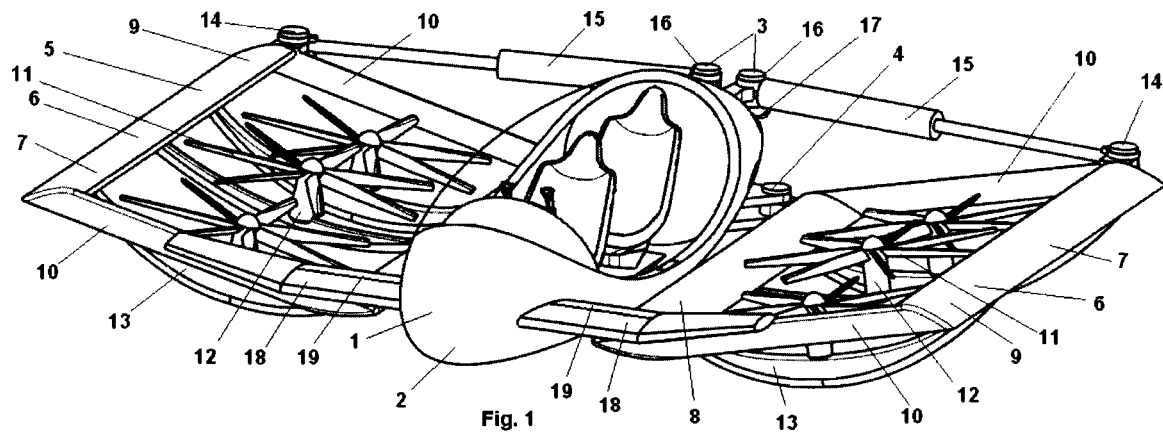
 in zborul orizontal, viteza de croaziera este atinsa si cadrele (7) ajung in pozitia in care aripile

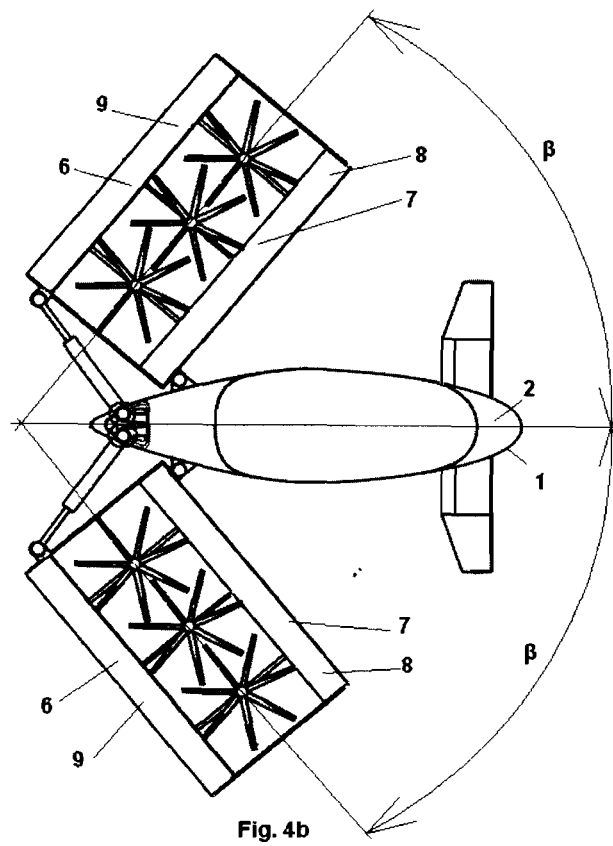
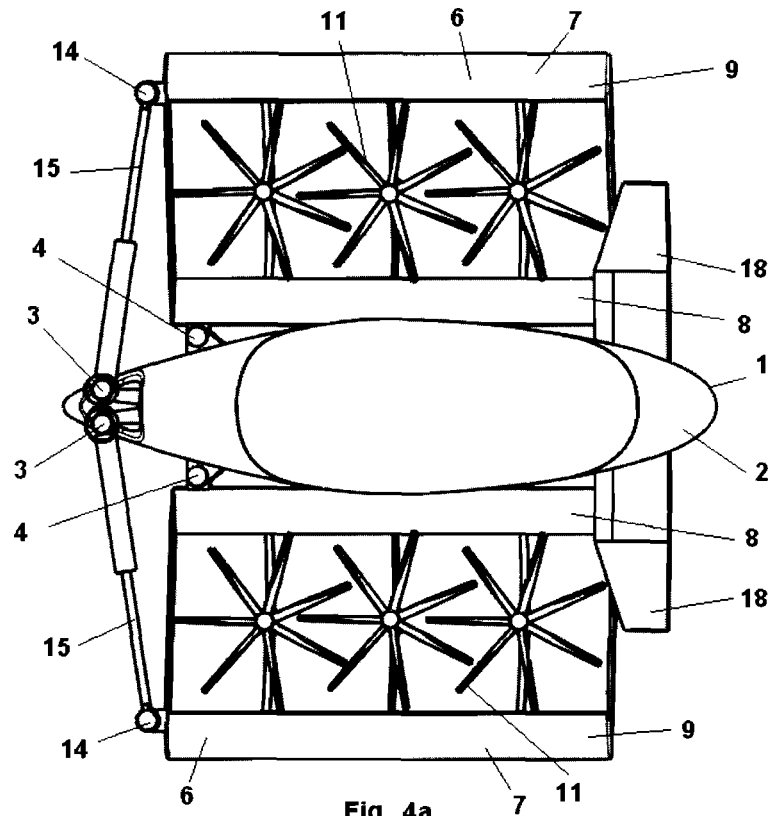
superioara (9) si inferioara (8) sunt perpendiculare pe planul median al fuzelajului (2), si fuzelajul (2) are o pozitie usor inclinata fata de orizontala cu un unghi ζ , pozitie care este controlata prin inclinarea flapsurile (19), favorizind obtinerea unei forte de propulsie pe orizontala majorate.

11. Metoda ca la revendicarea 10 caracterizata prin aceea ca controlul aeronavei (1) este realizat prin variatia vitezei de rotatie a diverselor rotoare (11) si prin actionarea flapsurilor (19).

12. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca motoarele electrice (12) se alimenteaza de la un pachet de baterii electrice continute in fuzelajul (2).

13. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca motoarele electrice (12) se alimenteaza de la o unitate hibrida continuta in fuzelajul (2).





25

