



(12)

## CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2018 00847

(22) Data de depozit: 29/10/2018

(41) Data publicării cererii:  
30/04/2020 BOPI nr. 4/2020

(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) **SISTEM DE PROPULSIE ȘI AERONAVE CU DECOLARE  
ȘI ATERIZARE PE VERTICALĂ - VTOL**

(57) Rezumat:

Invenția se referă la o aeronavă cu decolare și aterizare pe verticală, care folosește fenomene aerodinamice de amplificare a tracțiunii, pentru a reduce raportul tracțiune/greutate. Aeronava conform invenției are un fuselaj (2) sub forma unui cadru (3) care unește două sistem (4 și 5) de propulsie, anterior și, respectiv, posterior, de tipul biplanar, dispuse la extremitățile fuselajului (2); sistemul (4) de propulsie anterior are două aripi (6 și 7) anterioară și, respectiv, posterioară, suprapuse paralel și decalate între ele cu o anumită distanță D; aripa (7) posterioară este fixată perpendicular pe cadru (3) în zona ei mediană, în așa fel încât un unghi  $\alpha$ , format cu orizontala în poziția statică, să fie cuprins între 30° și 80°; cele două aripi (6 și 7) anterioară și posterioară sunt solidarizate la capete prin intermediul a două limitatoare (8) de jet; sistemul (5) de propulsie posterior are două aripi (9 și 10) anterioară și posterioară, care sunt suprapuse paralel și decalate între ele cu o anumită distanță D; aripa (9) posterioară este fixată perpendicular pe cadru (3) în zona ei mediană, în așa fel încât un unghi  $\alpha$  să fie format cu orizontala în poziția statică; cele două aripi (9 și 10)

anterioară și posterioară sunt solidarizate la capete prin intermediul a două limitatoare (8) de jet, pe fiecare dintre aripile (7 și 10) posterioare sunt montate la partea frontală un număr de motoare (11) electrice dispuse de preferință la distanțe egale unele de altele, fiecare motor (11) electric acționând câte un rotor (12).

Revendicări: 10  
Figuri: 14

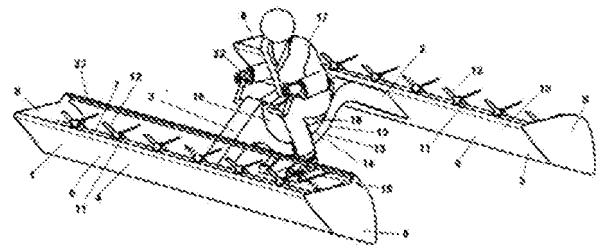


Fig. 1

Cu începere de la data publicării cererii de brevet, cererea asigură, în mod provizoriu, solicitantului, protecția conferită potrivit dispozițiilor art.32 din Legea nr.64/1991, cu excepția cazurilor în care cererea de brevet de invenție a fost respinsă, retrasă sau considerată ca fiind retrasă. Întinderea protecției conferite de cererea de brevet de invenție este determinată de revendicările conținute în cererea publicată în conformitate cu art.23 alin.(1) - (3).



## Sistem de propulsie si aeronave cu decolare si aterizare pe verticala - VTOL

Prezenta inventie se refera la sistem de propulsie si aeronave cu decolare si aterizare pe verticala - VTOL ce folosesc fenomene aerodinamice de amplificare a tractiunii pentru a reduce raportul tractiune/greutate.

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

O mare parte a solutiilor de aeronave VTOL utilizeaza sisteme de propulsie separate pentru zborul pe orizontala si pentru zborul pe verticala ceea ce complica constructia, creste greutatea aeronavei si prezinta un cost ridicat.

De asemenea majoritatea solutiilor de aeronave VTOL utilizeaza propulsia electrica distriubuita (DEP) fara insa a folosi fenomene aerodinamice suplimentare pentru a reduce raportul tractiune/greutate care in majoritatea cazurilor este supraunitar (1.2 – 1.4).

Este cunoscuta solutia descrisa in brevetul US9346542 pentru o aeronava individuala. Desi este o solutie simpla, prezinta dezavantajul unui raport tractiune/greutate supraunitar deoarece nu utilizeaza nici un dispozitiv suplimentar pentru amplificarea tractiunii. Pe de alta parte, datorita faptului ca pozitia pilotului in timpul decolarii si aterizarii este sprijinit pe spate si cu fata in sus, vizibilitatea este foarte proastra si confortul pilotului este sacrificat. Aceasta solutie nu este scalabila iar rotoarele nu sunt protejate fiind pozitionate defectuos.

Este de asemenea cunoscuta solutia descrisa in brevetul US2018281943 la care se utilizeaza o cabina pivotanta. In acest caz raportul tractiune/greutate este de asemenea supraunitar, solutia fiind foarte complicata. De asemenea gabaritul aeronavei este marit si rotoarele pot avea contact cu mediul exterior sau cu persoane la aterizare/decolare.

In consecinta devine o necesitate realizarea unui sistem de propulsie foarte eficient, cu raport tractiune/greutate unitar sau subunitar, care sa fie utilizat atit pentru zborul pe verticala cit si pentru zborul pe orizontala, a carui actionare sa fie foarte simpla si la care trecerea de la zborul vertical la cel orizontal si invers sa se faca rapid.

Pe de alta parte exista necesitatea de a avea o configuratie a unei aeronave care sa evite contactul partilor mobile, respectiv rotoarelor, cu mediul exterior sau cu persoane aflate la sol.

Prezenta inventie are ca obiectiv sa defineasca o noua arhitectura a unui sistem de propulsie si a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala sau scurta 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 inclusiv in coditii statice.

Inventia inlatura dezavantajele aratate mai sus prin aceea ca intr-o prima varianta o aeronava utilizeaza, conform unui prim aspect al inventiei, un fuzelaj sub forma unui cadru ce uneste doua sisteme de propulsie, unul anterior si altul posterior, de tipul biplanar, situate la extremitatile fuzelajului. Fiecare sistem de propulsie biplanar utilizeaza doua aripi una anterioara si alta posterioara care sunt suprapuse, paralele si decalate intre ele cu o anumita distanta. Aripile anterioara si posterioara sunt fixate perpendicular pe cadru in zona lor mediana, in asa fel incit unghiul format cu orizontala in pozitia statica sa fie cuprins de preferinta intre 35° si 80°. Potrivit unui alt aspect al inventiei pe fiecare aripa posterioara sunt montate la partea frontala un numar de motoare electrice, situate de preferinta la distante egale unele de altele. Fiecare motor electric actioneaza un rotor, care poate avea pas fix sau variabil.

In conformitate cu urmatorul aspect al inventiei pe cadru este fixat in zona mediana un scaun rotativ al unui pilot ce se poate roti pe un lagar.

In conformitate cu alt aspect al inventiei pe cadru este fixat in zona mediana o cabina rotativa ce se poate roti pe un lagar central situat in zona centrului de greutate al cabinei.

In conformitate cu alt aspect al inventiei scaunul rotativ sau cabina sunt rotite cu ajutorul unui actuator ce actioneaza prin intermediul unui pinion melcat cu un sector dintat solidar cu scaunul rotativ sau cu cabina. Actuatorul este comandat de un controler in baza informatiilor provenite de la un grup de senzori printre care un senzor de pozitie a scaunului sau cabinei care percepe pozitia in comparatie cu fuzelajul, o platforma giroscopica ce percepe pozitia scaunului sau cabinei in spatiu si un senzor de viteza ce indica viteza aeronavei pe orizontala. Controlerul este conectat cu o centrala electronica ce intervine asupra stabilitatii aeronavei, controlului directiei si vitezei de deplasare.

In conformitate cu alt aspect al inventiei in locul rotoarelor sunt utilizate un numar de ventilatoare intubate suspendate intre fiecare aripa anterioara si posterioara cu ajutorul unor suportii.

In conformitate cu alt aspect al inventiei cabina prezinta doua flotoare laterale si in acest caz aeronava este amfibie.

In conformitate cu alt aspect al inventiei o metoda de a produce sustentatia pe verticala pentru fiecare sistem de propulsie biplanar consta in utilizarea aripii posterioare ca o aripa suflata atunci cind motoarele electrice actioneaza rotoarele. Concomitent rotoarele produc o depresiune importanta pe extradusul aripii anterioare care contribuie la amplificarea fortei de tractiune pe verticala.

In conformitate cu alt aspect al inventiei o metoda de a controla trecerea de la zborul vertical la cel orizontal si invers se realizeaza prin variatia vitezei de rotatie a rotoarelor situate la partea din spate fata de rotoarele situate la partea din fata, ceea ce produce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei.

In conformitate cu alt aspect al inventiei o metoda de control a pozitiei scaunului rotativ sau cabinei se realizeaza prin actionarea actuatorului ce mentine scaunul rotativ si cabina in aceiasi pozitie indiferent de unghiul de tangaj al aeronavei.

Sistemul de propulsie biplanar prezinta un randament ridicat deoarece utilizeaza inclusiv depresiunea de pe extradusul aripii anterioare pentru a produce sustentatia chiar si in conditii statice. In consecinta puterea maxima necesara decolarii este diminuada comparativ cu solutiile cunoscute. Schimbarea regimului de zbor se realizeaza cu usurinta prin schimbarea regimului de rotatie a rotoarelor. Aeronavele conform inventiei pot sa decoleze si sa aterizeze pe diverse suprafete, inclusiv de pe apa si pot sa zboare in apropierea solului sau apei, marind randamentul propulsiei prin efect de sol. Avind o proiectie pe sol redusa aceste aeronave sunt bine adaptate pentru utilizarea in spatii restrinse, caracteristice de exemplu mediului urban. Aeronavele prezinta un nivel de redundanta ridicat si au un grad redus de pericolozitate, rotoarele fiind protejate.

Se dau mai jos un numar de exemple de realizare a inventiei in legatura cu figurile 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12,13 si 14 care reprezinta:

- Fig. 1, o vedere izometrica a unei aeronave individuale avind doua sisteme de propulsie cu rotoare deschise in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 2, o vedere de sus a aeronavei de la figura 1;
- Fig. 3, o sectiune dupa axa A-A din figura 2;
- Fig. 4, o vedere izometrica partiala de dedesubt a cadrului aeronavei de la figura 1;
- Fig. 5, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 1 in pozitia zborului de tranzitie;

- Fig. 6, o sectiune longitudinala prin aeronava de la figura 1 in pozitia zborului orizontal;
- Fig. 7, o vedere laterala partiala a unei aeronave individuale cu ecran de protectie frontal;
- Fig. 8, o sectiune longitudinala printr-o aeronava individuala avind doua sisteme de propulsie cu ventilatoare intubate;
- Fig. 9, o vedere izometrica a unei aeronave cu cabina avind doua sisteme de propulsie cu rotoare deschise in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 10, , o sectiune longitudinala mediana prin aeronava de la figura 9;
- Fig. 11, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 9 in pozitia zborului pe orizontala;
- Fig. 12, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 9 in pozitia zborului de tranzitie;
- Fig. 13, un detaliu al mecanismului de actionare al scaunului/cabinei si sistemul lui de comanda;
- Fig. 14, o vedere izometrica a unei aeronave amfibii cu cabina.

Intr-o prima varianta o aeronava 1, individuala, cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza un fuzelaj 2 sub forma unui cadru 3 ce uneste doua sisteme de propulsie, 4 si 5 unul anterior altul posterior, de tipul biplanar, situate la extremitatile fuzelajului 2, ca in figurile 1, 2, 3, 4, 5 si 6. Sistemul de propulsie 4, anterior utilizeaza doua aripi una anterioara 6 si alta posterioara 7 care sunt suprapuse, paralele si decalate intre ele cu o anumita distanta D. Aripa posterioara 7 este fixata perpendicular pe cadrul 3 in zona ei mediana, in asa fel incit un unghi  $\alpha$  format cu orizontala in pozitia statica sa fie cuprins de preferinta intre  $35^\circ$  si  $80^\circ$  (figura 3) . Aripa anterioara 6 si cea posterioara 7 sunt solidarizate la capete prin intermediul a doua limitatoare de jet 8. Sistemul de propulsie 5 posterior utilizeaza doua aripi una anterioara 9 si alta posterioara 10 care sunt suprapuse, paralele si decalate intre ele de preferinta cu aceiasi distanta D. Aripa anterioara 9 este fixata perpendicular pe cadrul 3 in zona ei mediana, in asa fel incit un unghi  $\alpha$  sa fie format cu orizontala in pozitia statica. Aripa anterioara 9 si cea posterioara 10 sunt solidarizate la capete prin intermediul a doua limitatoare de jet 8. Cele 4 limitatoare de jet 8 servesc ca sprijin in contactul cu solul pentru aeronava 1 in perioada stationarii, deci ca tren de aterizare. Pe fiecare aripa posterioara 7 si 10 sunt montate la partea frontala un numar de motoare electrice 11, situate de preferinta la distante egale unele de altele. Fiecare motor electric 11 actioneaza un rotor 12, care poate avea pas fix sau variabil. De asemenea rotoarele 12 pot avea palete pliabile sau nu. In zona mediana, respectiv a centrului de greutate cadrul 3 prezinta o adincitura 13 sub forma unui segment cilindric care prezinta o suprafata cilindrica interioara 14 si o suprafata cilindrica exterioara 15. Pe suprafata cilindrica interioara 14 se poate roti un scaun 16, rotativ, care are o forma semi-cindrica pentru un pilot 17. Scaunul 16 si deci pilotul 17 sunt actionate in miscare de rotatie de un sistem automat in functie de regimul de zbor. Scaunul 16 prezinta doua

extensii 18, ca sprjin pentru picioarele pilotului 17, situate de o parte si de alta a cadrului 3 si o şa 19 pe care sta asezat pilotul 17. Intre cele doua extensii 18 este fixata o traversa 20 avind la interior o suprafata cilindrica 21 ce culiseaza pe suprafata cilindrica exterioara 15 a adinciturii 13 si mentine in toate situatiile in siguranta scaunul 16 in adincitura 13 (figura 4). Pe scaunul 16 sunt montate doua juistikuri 22, ce servesc pentru comanda aeronavei 1. Sistemul de propulsie 4, anterior, utilizeaza o traversa 23 care protejeaza pilotul 17 in cazul dezintegrarii accidentale a unui rotor 12. In functionare pe perioada decolarii/aterizarii cadrul 3 se gaseste intr-o pozitie orizontala si pilotul 17 intr-o pozitie considerata ca fiind verticala (figura 1, 2 si 3). Motoarele electrice 11 sunt actionate, antrenind rotoarele 14. Interactiunea dintre rotoarele 14 si aripile posterioare 7 si 10 este similara cu cea de la aripile suflate, producind o forta  $F_1$  considerata perpendiculara pe aripile 7 si 10 (figura 3). Pe de alta parte impulsul masei de aer vehiculate de rotoarele 14 creeaza o forta  $F_2$  in lungul axei motorelor electrice 11 si indreptata inclinat spre in sus. Concomitent rotoarele 14 creeaza o depresiune puternica pe fiecare aripa anterioara 6 si 9 care se concretizeaza prin aparitia unei forte  $F_3$  perpendiculara pe aripile anterioare 6 si 9. fortele  $F_1$ ,  $F_2$  si  $F_3$  se compun si creeaza o forta de sustentatie totala  $F_t$  orientata in sus ceea ce produce ridicarea aeronavei 1 de pe sol in cazul decolarii. Forta  $F_t$  este cu circa 30% mai mare decit forta  $F_2$  care este de obicei utilizata pentru a realiza sustentatia la aeronavele VTOL conventionale. Dupa ce aeronava 1 se ridica la un anumita altitudine rotoarele 14 situate in spate sunt accelerate suplimentar fata de cele situate in fata ceea ce produce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei 1, trecindu-se in faza de tranzitie (figura 5). Concomitent pozitia pilotului 17 este mentinuta ca in faza de decolare print rotirea scaunului 16. Modificarea unghiului de tangaj este continuata pina ce aripile anterioare 6 si 9 respectiv posterioare 7 si 10 ajung la unghi de incidenta corespunzator zborului pe orizontala, concomitent cu modificarea corespunzatoare a pozitiei scaunului 16 care mentine pilotul 17 ca in faza decolarii (figura 6). Treptat aeronava 1 atinge viteza de croaziera si se ajunge la zborul stabilizat pe orizontala in care sustentatia produsa de aripile anterioare 6 si 9 respectiv posterioare 7 si 10 se produce in maniera conventionala. In timpul aterizarii fazele descrise se inverseaza. Controlul directiei aeronavei 1 este de asemenea realizat prin variatia vitezei de rotatie a diverselor rotoare 14.

Intr-o alta varianta aeronava 1 utilizeaza un ecran 30, transparent, de protectie impotriva vintului frontal pentru pilotul 17, ca in figura 7.

Intr-o alta varianta o aeronava 40 cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie 41 si 42 unul anterior si altul posterior, de tipul biplanar, situate la extremitatile aeronavei 40, ca in figura 8. Sistemul de propulsie 41, anterior, utilizeaza doua aripi una anterioara 43 si alta posterioara 44 care sunt suprapuse, paralele si decalate intre ele cu o

anumita distanta D. Sistemul de propulsie 42, posterior utilizeaza doua aripi una anterioara 45 si alta posterioara 46 care sunt suprapuse, paralele si decalate intre ele de preferinta cu aceiasi distanta D. Intre aripile anterioara 43 si posterioara 44 sunt fixate cu ajutorul unor suporti 47 un numar de ventilatoare intubate 48. Intre aripile anterioara 45 si posterioara 46 sunt fixate cu ajutorul unor suporti 47 un numar de ventilatoare intubate 48. Ventilatoarele intubate 48 sunt astfel distantate intre ele si fata de aripile anterioara 43 si posterioara 44, respectiv fata de aeripile anterioara 45 si posterioara 46 astfel incit jetul de aer produs in functionare sa fie amplificat de un efect Venturi. Functionarea aeronavei 40 este asemanatoare cu a celei de la primul exemplu.

Intr-o alta varianta de realizare o aeronava 60 cu decolare si aterizare pe verticala ce poate transporta mai multe persoane utilizeaza un fuzelaj 61 sub forma unui cadru 62 ce uneste doua sisteme de propulsie 4 si 5, unul anterior si altul posterior, de tipul biplanar, situate la extremitatile fuzelajului 61, ca in figurile 9, 10, 11, 12 si 13. In zona mediana, respectiv a centrului de greutate cadrul 62 prezinta o adincitura 63 sub forma unui segment cilindric care prezinta o suprafata cilindrica interioara 64 si o suprafata cilindrica exterioara 65. Pe suprafata cilindrica interioara 64 se poate roti un arbore 66, rotativ, solidar cu o cabina 67, pentru pilot, pasageri si marfuri. Arborele 66, rotativ, este fixat in zona median, respectiv a centrului de greutate al cabinei 67. Cabina 67 care prezinta o forma aerodinamica, aplatizata si este montata simetric fata de cadrul 62, acesta fiind pozitionat in zona mediana. La partea din spate tot in zona mediana cabina 62 prezinta o decupare 68, ce o desparte in doua parti 69, decuparea 68 permitind evitarea contactului cu cadrul 62 in diverse faze de zbor. Cabina 62 este actionata in miscare de rotatie de un sistem automat 70 in functie de regimul de zbor. Intre cele doua parti 69 este fixata o traversa 71 avind la interior o suprafata cilindrica 72 ce culiseaza pe suprafata cilindrica exterioara 65 a adinciturii 63 si mentine in toate situatiile in siguranta cabina 67 in contact cu adincitura 63. In timpul decolarii si aterizarii cabina 67 se afla intr-o pozitie orizontala (figurile 9 si 10). Datorita sistemului automat 70 pozitia cabinei 67 ramine constant orizontala atit in timpul tranzitiei (figura 11) cit si pe perioada zborului orizontal (figura 12). Sistemul automat 70 permite cabinei 67 sa fie rotite in raport cu cadrul 62 cu ajutorul unui actuator 73 ce actioneaza prin intermediul unui pinion melcat 74 un sector dintat 75 solidar cu arborele 66 respectiv cu cabina 67 (figura 13). Actuatorul 73 este comandat de un controler 76 in baza informatiilor provenite de la un grup de senzori printre care un senzor de pozitie 77, al cabinei 67 care percepe pozitia in comparatie cu cadrul 62, o platforma giroscopica 78 ce percepe pozitia cabinei 67 in spatiu si un senzor de viteza 79 ce indica viteza aeronavei 60 pe orizontala. Controlerul 76 este conectat cu o centrala

electronica 80 ce regleaza concomitent stabilitatea aeronavei 60, controlului directiei si viteza de deplasare.

Un sistem automat similar pentru controlul pozitiei scaunului 16 poate fi utilizat de aeronava 1 de la primul exemplu de realizare.

Intr-o alta varianta o aeronava 90 cu decolare si aterizare pe verticala este de tipul amfibie ca in figura 14. In acest caz o cabina 91 prezinta doua flotoare laterale 92 situate simetric de o parte si de alta a cabinei 91, respectiv in partea ei inferioara. Flotoarele laterale 92 prezinta o forma aerodinamica alungita.

In toate cazurile prezentate, pentru un control mai precis al aeronavei, aripile pot sa contina flapsuri si/sau eleroane comandate de mecanisme conventionale.

## Revendicari

1. Sistem de propulsie pentru aeronave cu decolare si aterizare pe verticala caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (4) de tipul biplan utilizeaza doua aripi una anterioara (6) si alta posterioara (7) care sunt suprapuse, paralele si decalate intre ele cu o anumita distanta D, aripa anterioara (6) si cea posterioara (7) fiind solidarizate la capete prin intermediul a doua limitatoare de jet (8), si

pe aripa posterioara (7) sunt montate la partea frontala un numar de motoare electrice (11), situate de preferinta la distante egale unele de altele, si

fiecare motor electric (11) actioneaza un rotor (12), care are pas variabil.

2. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (1), individuala, cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza un fuzelaj (2) sub forma unui cadru (3) ce uneste doua sisteme de propulsie (4) si (5), similare, unul anterior altul posterior situate la extremitatile fuzelajului (2), si

aripa posterioara (7) este fixata perpendicular pe cadrul (3) in zona ei mediana, in asa fel incit un unghi  $\alpha$  format cu orizontala in pozitia statica sa fie cuprins de preferinta intre  $35^\circ$  si  $80^\circ$ , si

sistemul de propulsie (5) posterior utilizeaza doua aripi una anterioara (9) si alta posterioara (10) care sunt suprapuse, paralele si decalate intre ele de preferinta cu aceiasi distanta D, si a

aripa anterioara (9) este fixata perpendicular pe cadrul (3) in zona ei mediana, in asa fel incit un unghi  $\alpha$  sa fie format cu orizontala in pozitia statica.

3. Aeronava ca la revendicarea 2 caracterizata prin aceea ca in zona mediana, respectiv a centrului de greutate cadrul (3) prezinta o adincitura (13) sub forma unui segment cilindric care prezinta o suprafata cilindrica interioara (14) si o suprafata cilindrica exterioara (15), si

pe suprafata cilindrica interioara (14) se poate roti un scaun (16), rotativ, care are o forma semi-cindrica si pe care este asezat un pilot (17), si

scaunul (16) impreuna cu pilotul (17) sunt actionate in miscare de rotatie de un sistem automat in functie de regimul de zbor, in asa fel incit pozitia initiala considerata verticala a pilotului (17) sa fie mentinuta in toate regimurile, si

scaunul (16) prezinta doua extensii (18), ca sprijin pentru picioarele pilotului (17), situate de o parte si de alta a cadrului (3) si o sa (19) pe care sta asezat pilotul (17), si

intre cele doua extensii (18) este fixata o traversa (20) avind la interior o suprafata cilindrica (21) ce culiseaza pe suprafata cilindrica exterioara (15) a adinciturii (13) si mentine in toate

situatiile in siguranta scaunul (16) in adincitura (13), si

pe scaunul (16) sunt montate doua juistikuri (22), ce servesc pentru comanda aeronavei (1).

4. Aeronava ca la revendicarea 2 caracterizata prin aceea ca o aeronava (60) cu decolare si aterizare pe verticala ce poate transporta mai multe persoane utilizeaza un fuzelaj (61) sub forma unui cadru (62) ce uneste doua sisteme de propulsie, unul anterior (4) si altul posterior (5), de tipul biplanar, situate la extremitatile fuzelajului (61), si

in zona mediana, respectiv a centrului de greutate cadrul (62) prezinta o adincitura (63) sub forma unui segment cilindric care prezinta o suprafata cilindrica interioara (64) si o suprafata cilindrica exterioara (65), si

pe suprafata cilindrica interioara (64) se poate roti un arbore (66), rotativ, solidar cu o cabina (67), pentru pilot, pasageri si marfuri, si

arborele (66), rotativ, este fixat in zona mediana, respectiv a centrului de greutate al cabinei (67), si

cabina (67) prezinta o forma aerodinamica, aplatizata si este montata simetric fata de cadrul (62), acesta fiind pozitionat in zona mediana, si

la partea din spate in zona mediana cabina (62) prezinta o decupare (68), ce o desparte in doua parti (69), decuparea (68) permitind evitarea contactului cu cadrul (62) in diverse faze de zbor,

cabina (62) este actionata in miscare de rotatie de un sistem automat (70) in functie de regimul de zbor, si

intre cele doua parti (69) este fixata o traversa (71) avind la interior o suprafata cilindrica (72) ce culiseaza pe suprafata cilindrica exterioara (65) a adinciturii (63) si mentine in toate situatiile in siguranta cabina (67) in contact cu adincitura (63), si

in timpul decolarii si aterizarii cabina (67) se afla intr-o pozitie orizontala, si

datorita sistemului automat (70) pozitia cabinei (67) ramine constant orizontala atit in timpul tranzitiei cit si pe perioada zborului orizontal.

5. Aeronava ca la revendicarea 3 si 4 caracterizata prin aceea ca sistemul automat (70) comanda rotirea cabinei (67) in raport cu cadrul (62) cu ajutorul unui actuator (73) ce actioneaza prin intermediul unui pinion melcat (74) un sector dintat (75) solidar cu arborele (66) respectiv cu cabina (67).

6. Aeronava ca la revendicarea 5 caracterizata prin aceea ca actuatorul (73) este comandat de un controler (76) in baza informatiilor provenite de la un grup de senzori printre care un senzor de pozitie (77) al cabinei (67) care percepe pozitia relativa a acesteia in comparatie cu cadrul (62), o

platforma giroscopica (78) ce percepe pozitia cabinei (67) in spatiu si un senzor de viteza (79) ce transmite viteza aeronavei (60) pe orizontala, controlerul (76) fiind conectat cu o centrala electronica (80) ce regleaza concomitent stabilitatea, directia si viteza de deplasare a aeronavei (60).

7. Metoda de functionare caracterizata prin aceea ca in faza initiala a decolarii motoarele electrice (11) sunt actionate, antrenind rotoarele (14). si

interactiunea dintre rotoarele (14) si aripile posterioare (7) si (10) este corespunzatoare cu cea de la aripile suflate, ceea ce produce o forta F1 considerata perpendiculara pe aripile (7) si (10), si

impulsul masei de aer vehiculate de rotoarele (14) creeaza o forta F2 in lungul axei motorelor electrice (11) si indreptata inclinat spre in sus, si

concomitent rotoarele (14) creeaza o depresiune importanta pe fiecare aripa anterioara (6) si (9) care se concretizeaza prin aparitia unei forte F3 perpendiculara pe aripile anterioare (6) si (9), si

fortele F1, F2 si F3 se compun si creeaza o forta de sustentatie totala Ft orientata in sus ceea ce produce ridicarea aeronavei (1) de pe sol in perioada decolarii, si

dupa ce aeronava (1) se ridica la un anumita altitudine rotoarele (14) situate pe sistemul de propulsie (5), posterior, sunt accelerate suplimentar fata de cele situate pe sistemul de propulsie (4), anterior, ceea ce produce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei (1), obtinindu-se faza de tranzitie si concomitent pozitia pilotului (17) este mentinuta ca in faza de decolare print rotirea scaunului (16), si

modificarea unghiului de tangaj este continuata pina ce aripile anterioare (6) si (9) respectiv posterioare (7) si (10) ajung la unghi de incidenta corespunzator zborului pe orizontala, concomitent cu modificarea corespunzatoare a pozitiei scaunului (16) care mentine pilotul (17) ca in faza decolarii, si

treptat aeronava (1) atinge viteza de croaziera si se ajunge la zborul stabilizat pe orizontala in care sustentatia produsa de aripile anterioare (6) si (9) respectiv posterioare (7) si (10) se produce in maniera conventionala, si

in timpul aterizarii fazele de lucru se inverseaza, si

controlul directiei aeronavei (1) este realizat prin variatia vitezei de rotatie a diverselor roatoare (14).

8. Aeronava ca la revendicarea 3 caracterizata prin aceea ca aeronava (1) utilizeaza un ecran (30), transparent, fixat pe scaunul (16), avind rolul de protectie impotriva vintului frontal pentru pilotul (17).

9. Aeronava ca la revendicarea 4 caracterizata prin aceea ca o aeronava (90) cu decolare si aterizare pe verticala este de tipul amfobie si in acest caz o cabina (91) prezinta doua flotoare laterale (92) situate simetric de o parte si de alta a cabinei (91), respectiv in partea ei inferioara, flotoarele laterale (92) avind o forma aerodinamica alungita.

10. Aeronava cu decolare si aterizare pe verticala caracterizata prin aceea ca o aeronava (40) cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (41) si (42), unul anterior si altul posterior, de tipul biplanar, situate la extremitatile aeronavei (40), si sistemul de propulsie (41), anterior, utilizeaza doua aripi una anterioara (43) si alta posterioara (44) care sunt suprapuse, paralele si decalate intre ele cu o anumita distanta D, si

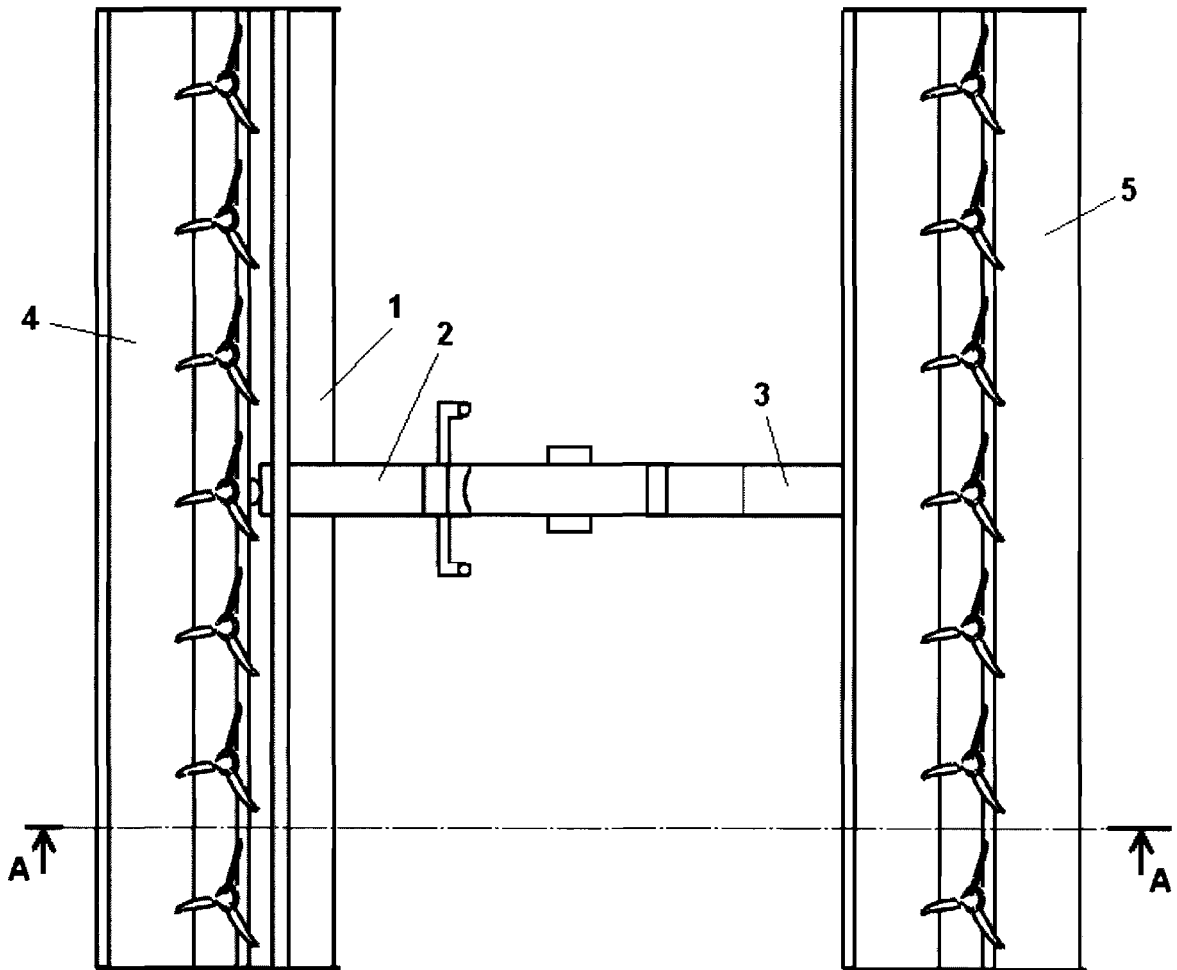
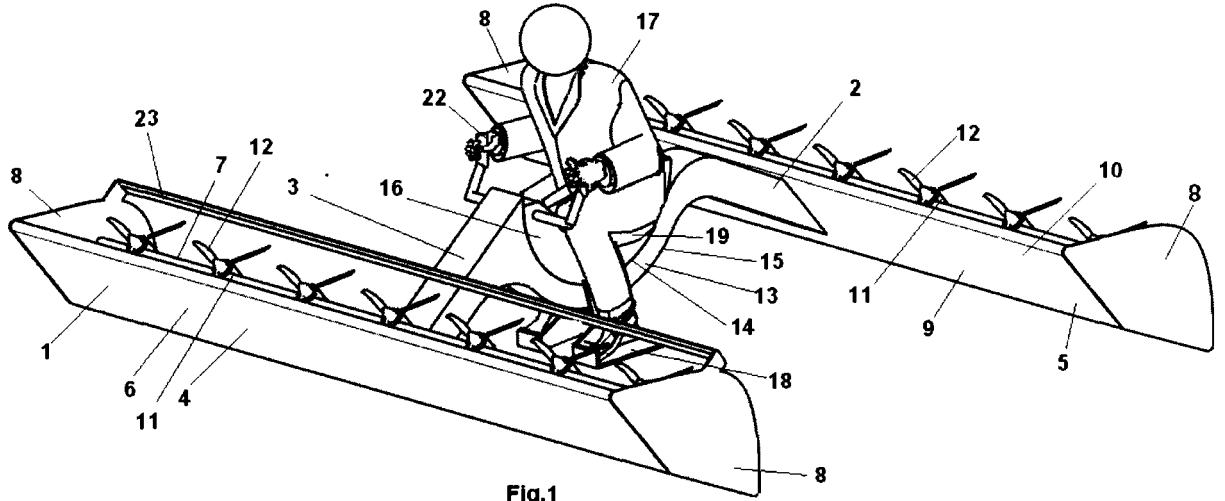
sistemul de propulsie (42), posterior, utilizeaza doua aripi una anterioara (45) si alta posterioara (46) care sunt suprapuse, paralele si decalate intre ele de preferinta cu aceiasi distanta D, si

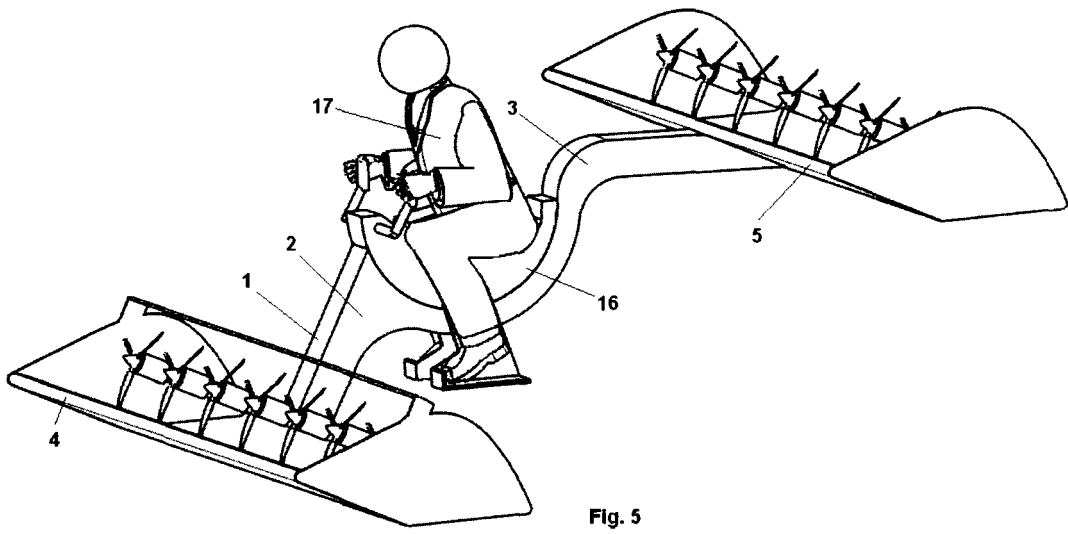
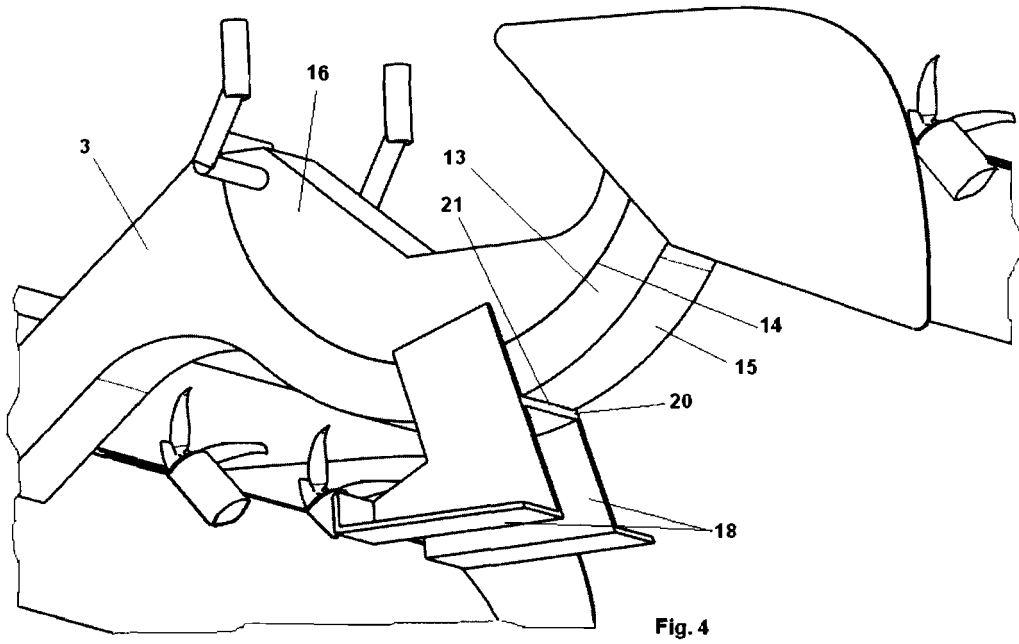
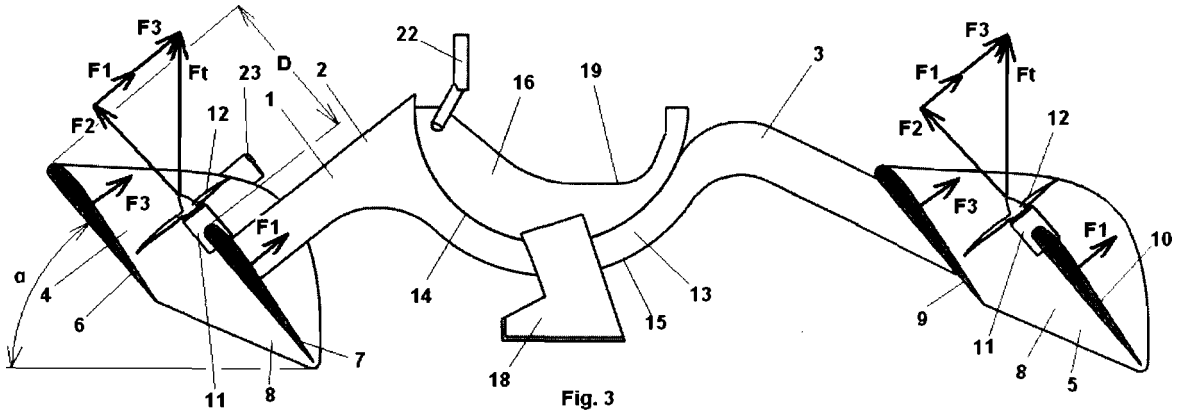
intre aripile anterioara (43) si posterioara (44) sunt fixate cu ajutorul unor suporti (47) un numar de ventilatoare intubate (48), si

intre aripile anterioara (45) si posterioara (46) sunt fixate cu ajutorul unor suporti (47) un numar de ventilatoare intubate (48), si

ventilatoarele intubate (48) sunt astfel distantate intre ele si fata de aripile anterioara (43) si posterioara (44), respectiv fata de aripile anterioara (45) si posterioara (46) astfel incit jetul de aer produs in fuctionare sa fie amplificat de efectul Venturi.

42





6

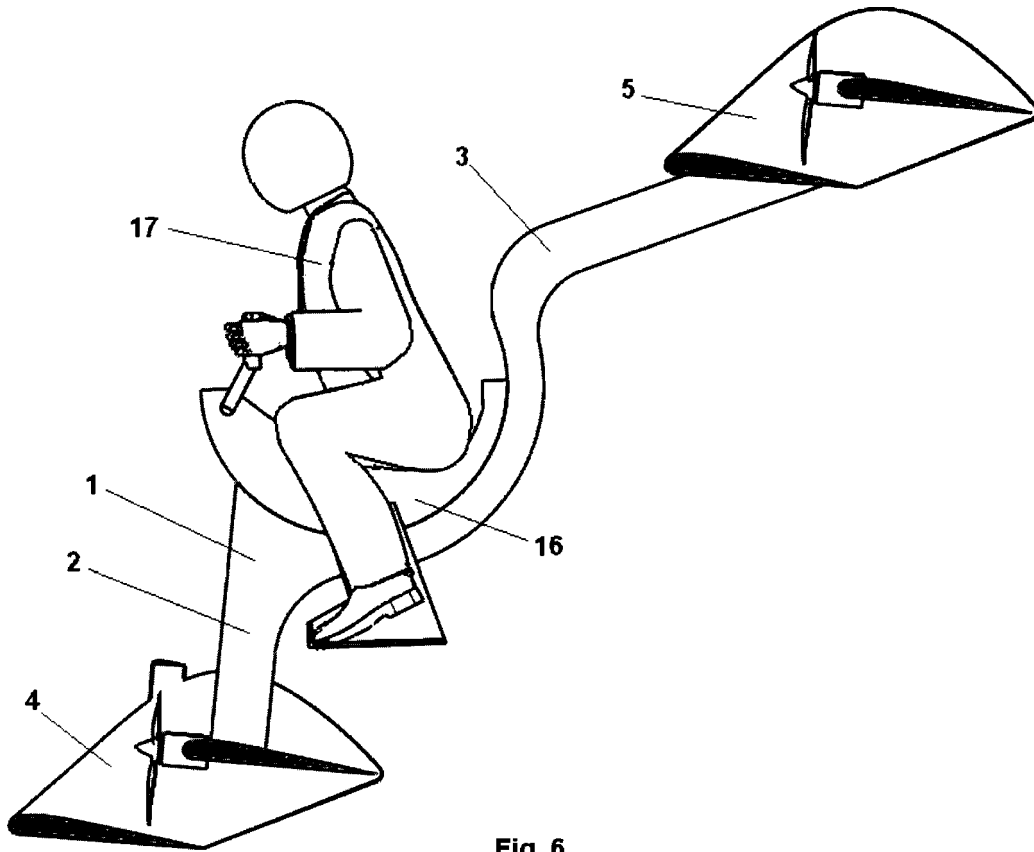


Fig. 6

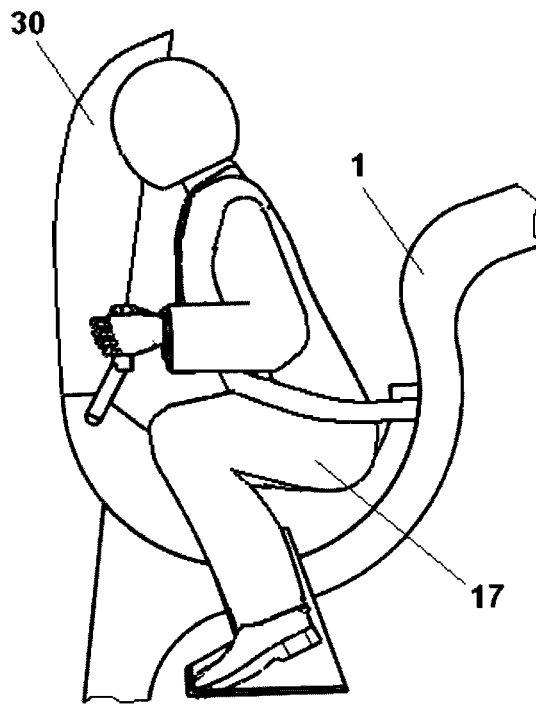


Fig. 7

a 2018 00847

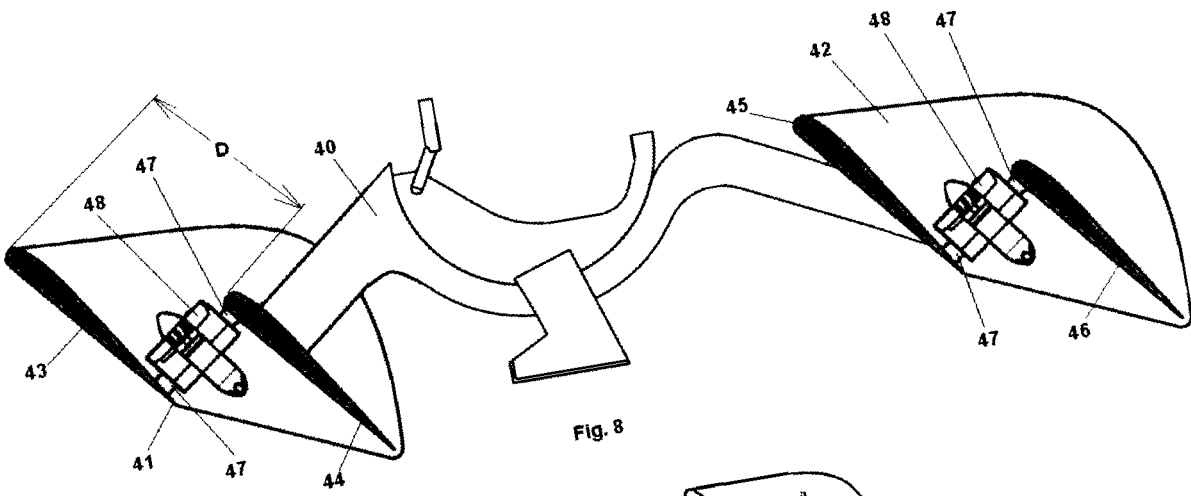


Fig. 8

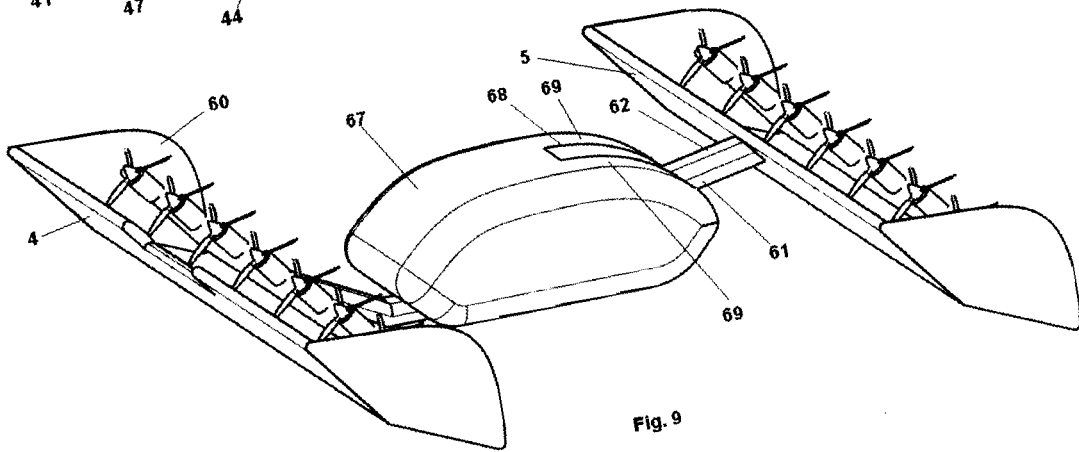


Fig. 9

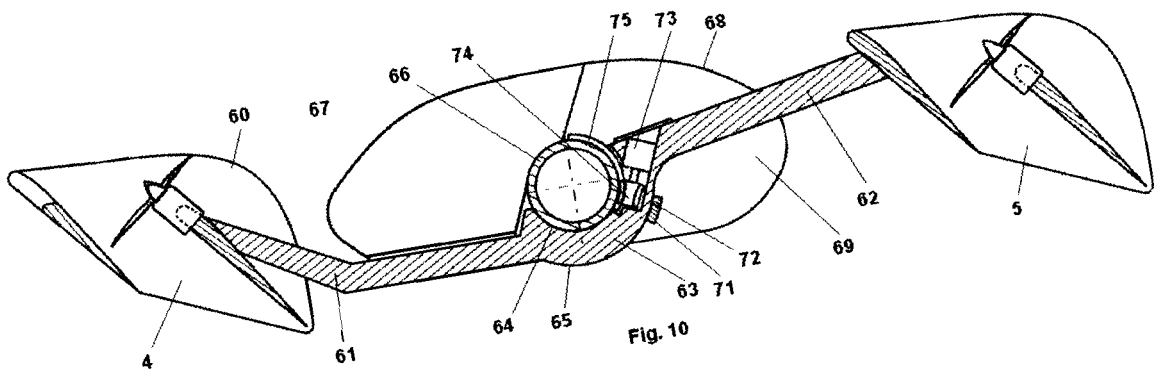


Fig. 10

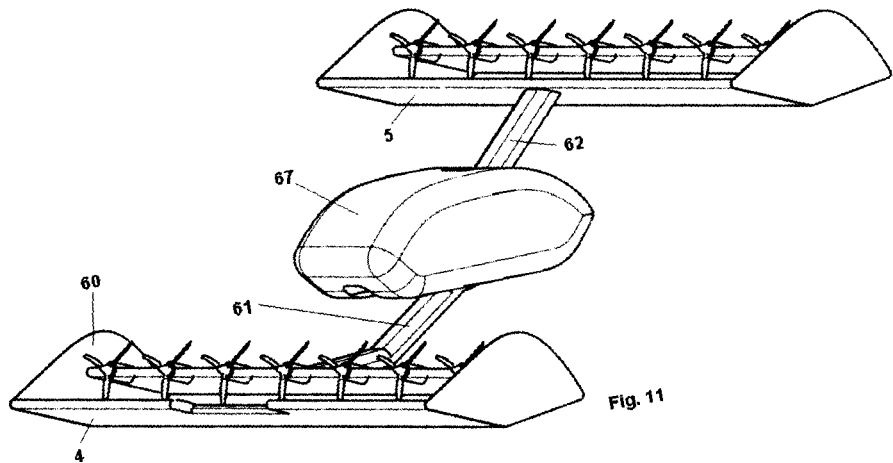


Fig. 11

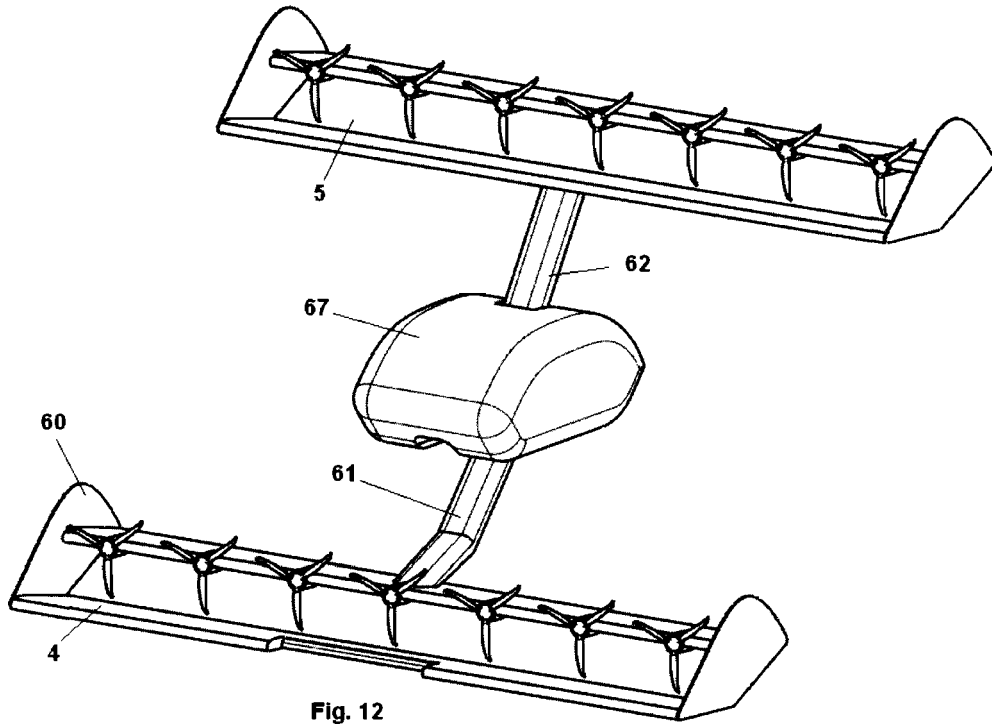


Fig. 12

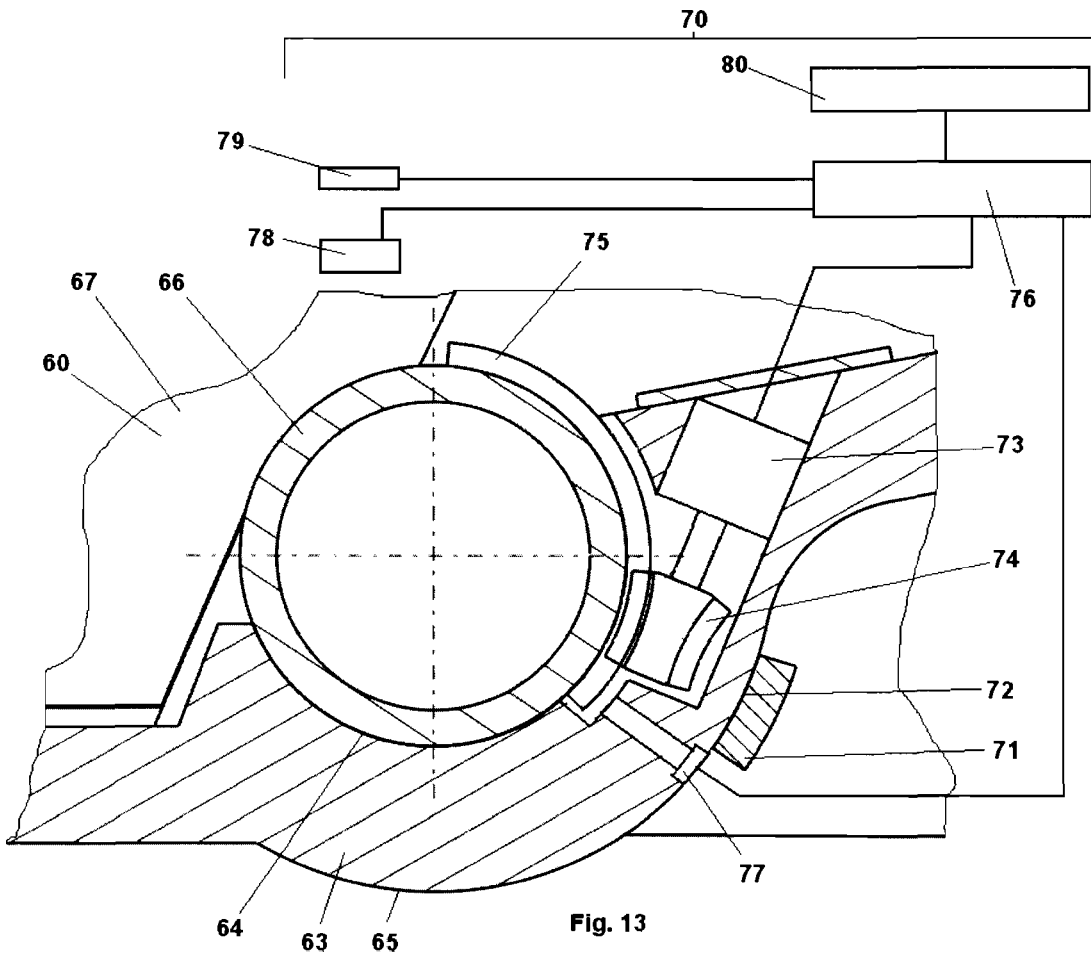


Fig. 13

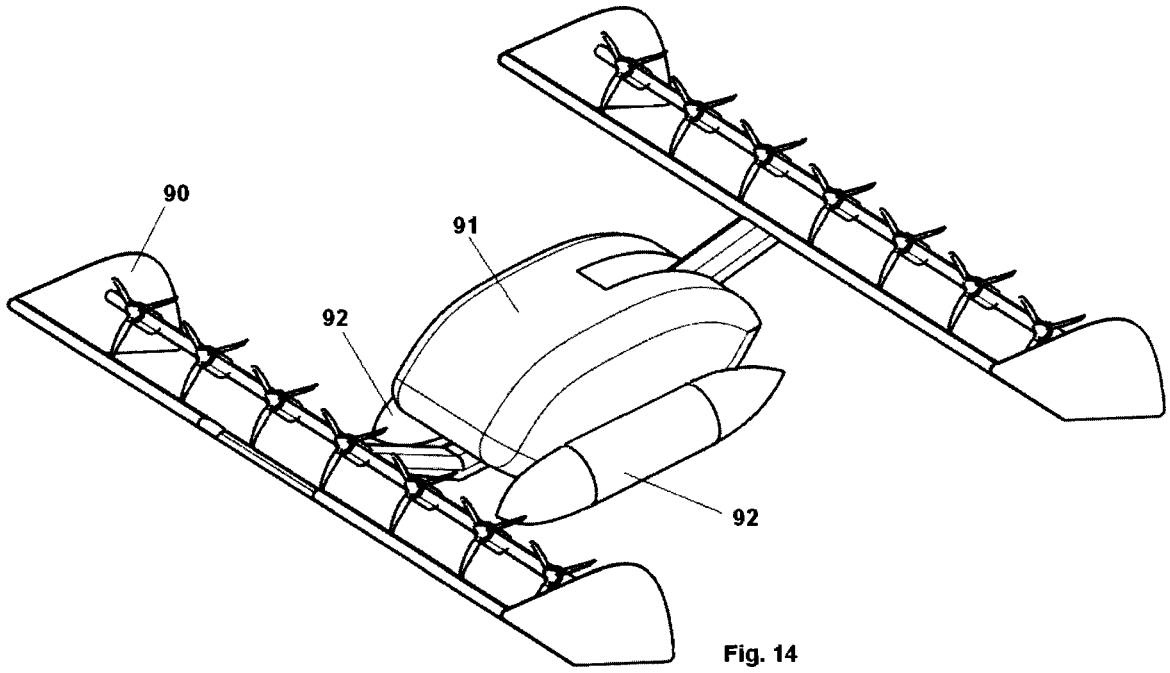


Fig. 14