



(12) CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2019 00477

(22) Data de depozit: 05/08/2019

(41) Data publicării cererii:  
26/02/2021 BOPI nr. 2/2021

(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 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 care la partea din spate are două articulații (3) cilindrice care susțin fiecare o unitate (4) de propulsie, fiecare unitate (4) de propulsie este formată dintr-o aripă (5) mobilă care la un capăt este liberă și la celălalt capăt are o piesă (6) masivă profilată aerodinamic care se rotește pe una din articulațiile (3) cilindrice, fiecare aripă (5) mobilă are un profil (7) aerodinamic care conține un extradós (8) și un intradós (9), pe extradósul (8) este fixată o rețea (12) formată din rotoare (13) propulsive așezate în linie și poziționate în apropierea muchiei ascuțite a profilului (7) aerodinamic, respectiv deasupra acestuia, fiecare rotor (13) propulsiv aparținând rețelei (12) este acționat de un motor (14) electric care este fixat prin intermediul unui suport (15) pe extradósul (8), respectiv perpendicular pe acesta.

Revendicări: 18  
Figuri: 12

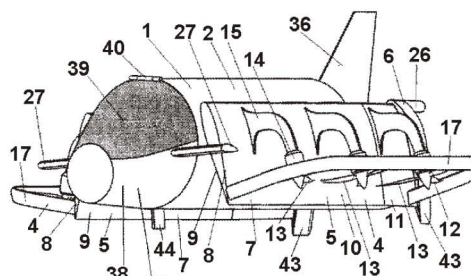


Fig. 1





## Aeronava cu decolare și aterizare pe verticală - VTOL 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 convenționale, 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 convenționale. Aceste aripi extind foarte mult gabaritul exterior al aeronavei ceea ce micșorează manevrabilitatea aeronavei în spații restrânse specifice orașelor. De obicei aceste aeronave utilizează rotoare deschise neprotejate care pot să intre în contact cu mediul inconjurator sau cu ființe umane la aterizare/decolare, ceea ce le face foarte periculoase.

Pentru a micșora gabaritul aeronavelor parcate pe portavioane compania americană Grumman a utilizat un mecanism de rotație a acestora (numit „sto-wing”) care permitea alinierea aripilor în lungul fuzelajului. Grumman a încercat să realizeze acest mecanism cu comandă hidraulică automată dar soluția s-a dovedit nefiabilă și nu a fost utilizată, preferându-se acționarea manuală mult mai sigură.

Este de asemenea cunoscută soluția din invenția WO2018200093A1 aplicată la aeronava Transwing. Invenția descrie o aeronavă VTOL cu geometrie variabilă ce utilizează mecanismul de pivotare a aripilor conceput de Grumman și perfecționat de McDonnell Douglas în invenția US5192037A. În principal pentru Transwing se propune utilizarea unei aripi din realizată din două părți, una fixă solidară cu fuzelajul și alta mobilă. Din cauza spațiului redus din interiorul aripii acest mecanism cu acționare automată este nefiabil în condițiile în care volumul aripilor este foarte mic. În cazul aeronavelor VTOL rotația aripilor mobile în faza de tranziție de la zborul vertical la cel orizontal și invers trebuie să fie perfect sincronizată lucru care este asigurat de o

solutie complexa si nefiabila. Daca mecanismul se defecteaza stabilitatea aeronavei este puternic afectata. In consecinta solutia propusa are o redundanta redusa. O alta solutie propusa de aceiasi inventie utilizeaza niste tije culisante (Fig. 25 din brevet) ce actioneaza aripile al caror mecanism de comanda ocupa jumatate din volumul fuzelajului aeronavei. In aceiasi inventie este descrisa o varianta de aeronava de tip Canard (Fig. 14 din brevet) la care mecanismul de actionare a aripilor nu este descris si nu poate fi similar cu cele descrise pentru comanda unor aripi anterioare fragmentate. La aceasta varianta in cazul utilizarii mai multor motoare electrice, dezactivarea functionarii unor rotoare nu produce scaderea rezistentei la inaintare, deoarece cele propuse sunt de tipul tractiv. In plus rotoarele sunt prea apropiate de planul longitudinal median al aeronavei fiind situate la decolare intre aripi si fuzelaj. Acest lucru confera o stabilitate redusa la rulu pe perioada zborului vertical. Diametrul rotoarelor este redus si avind o turatie ridicata provoaca un nivel de zgomot ridicat. In configuratia Canard descrisa articulatiile aripilor sunt distantate de fuzelaj si nu este posibil sa contina mecanismul de rotatie al aripilor si simultan pe cel de sincronizare dintre aripi, deci practic nu functioneaza cu mecanismele descrise pentru solutia cu aripi fragmentate situate la partea din fata. In acest caz (Canard) pivotarea aripilor trebuie realizata cu un mecanism inovant si nou care insa nu a fost descris si in consecinta nu poate fi propus de o persoana (proiectant) cu cunostiinte medii in domeniu.

In general aripile aeronavelor pentru transport de marfuri sau pasageri sunt supuse unor sarcini structurale foarte mari atât în zbor, cit si la sol. Acest lucru este valabil mai ales pentru avioanele VTOL care aterizeaza vertical si care se sprijina pe aripi la aterizare cum este cazul Transwing. Daca in plus motoarele sunt amplasate pe aripi greutatea suplimentară necesita îmbinări foarte mari si foarte rezistente. Realizarea unei aripi care sa reziste în mod adecvat acestor sarcini si de asemenea care sa fie simultan pliabila necesita o constructie cu cerinte mult mai severe decit pentru o aripa normală. Articulatia dintre partea fixa si cea pliabila a aripii trebuie sa suporte sarcini aerodinamice si mecanice importate fara a se deteriora.

Majoritatea aeronavelor VTOL nu utilizeaza mijloace de amplificare a tractiunii si de aceea randamentul zborului vertical este scazut necesitind o putere ridicata pentru realizarea sustentatiei la decolare si aterizare.

In consecinta devine o necesitate realizarea unui sistem de propulsie foarte eficient, cu amplificarea tractiunii care sa fie utilizat atat 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 foarte compacta a unei aeronave la decolare/aterizare care sa poata fi manevrata cu usurinta in mediul urban si care sa poata fi parcata la sol sau pe o nava, in spatii restrinse.

O alta problema pe care o rezolva inventia este aceea a protejarii rotoarelor impotriva contactului cu mediul exterior pentru a evita accidente aviatice sau raniri de persoane.

Prezenta inventie are ca obiectiv principal 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 doua articulatii cilindrice, ce sustin fiecare o unitate de propulsie. Fiecare unitate de propulsie este formata dintr-o aripa mobila care la un capat este libera si la celalalt capat prezinta o piesa de capat masiva profilata aerodinamic ce se poate roti pe una dintre articulatiile cilindrice. Fiecare aripa mobila prezinta un profil aerodinamic ce contine un extradados si un intrados. Profilul aerodinamic poate fi format din doua segmente ce au intre ele un unghi obtuz. Pe extradados este fixata o retea de rotoare propulsive asezate in linie si pozitionate in apropierea muchiei ascutite a profilul aerodinamic, respectiv deasupra acesteia. Fiecare rotor propulsiv apartinand retelei este actionat de un motor electric care este fixat prin intermediul unui suport pe extradados, respectiv perpendicular pe acesta. Rotoarele propulsive prezinta niste palete rabatabile care atunci cind motoarele electrice sunt intrerupte se aliniaza in continuarea motorului electric sub influenta curentului de aer frontal. Rotoarele propulsive sunt protejate spre exterior de un inel de protectie fixat pe aripa mobila si care are un profil aerodinamic. Fiecare piesa de capat masiva prezinta in zona cea mai lata un orificiu cilindric in care intra articulatia cilindrica corespunzatoare. Pe fundul orificiului cilindric al piesei de capat masive este fixat un arbore masiv ce traverseaza articulatia cilindrica si se prelungeste in interiorul fuzelajului. Pe capatul dinspre interior al arborelui este fixat solidar un pinion conic. Cele doua pinioane conice ale celor doi arbori angreneaza intre ele si sincronizeaza miscarea aripilor mobile. In zona mediana a fiecarui arbore este fixata o roata melcata care este antrenata de un melc actionat de un actuator. Pe piesa de capat masiva se continua la prtea din spate cu o tija suport. La partea din fata a aeronavei, de o parte si de alta a fuzelajului sunt montate doua aripi tip Canard ce pot sa contina niste flapsuri. La partea din spate a fuzelajului exista o zona inclinata ce contine pe fiecare parte in mod simetric o cavitare ce are doi pereti inclinati la un unghi ascutit unul de altul,



a caror deschidere este indreptata spre spate. La partea din fata cei doi pereti inclinati sunt uniti printr-o suprafata cilindrica. Perpendicular pe peretele inferior exista o gaura cilindrica in care poate culisa un pinten actionat de un actuator care in timpul decolarii/ aterizarii si al tranzitiei este retras. In partea mediana a zonei inclinate este montat un profundor. In timpul decolarii/aterizarii si al zborului la punc fix aripile mobile sunt pozitionate paralel cu planul median longitudinal al aeronavei, respectiv in asa fel incit sa formeaze intre ele un unghi ascutit. In functionare, atunci cind motoarele electrice sunt actionate, rotoarele propulsive preiau aerul de pe extradados si il expulzeaza inclinat spre in jos. Aerul aspirat de rotoarele propulsive creeaza o depresiune pe extradados chiar si in conditii statice. Aceasta depresiune creeaza o forta de sustentatie suplimentara care se adauga fortei produse de impulsul masei de aer expulzate inclinat de rotoarele propulsive. Dupa atingerea unei anumite altitudini, in tranzitie aripile mobile incep sa fie rotite spre spate si spre in jos, 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 considerata ca fiind orizontala. Cind viteza de croaziera este atinsa aripile mobile ajung sa fie perpendiculare pe planul median longitudinal al fuzelajului. Concomitent fiecare tija suport intra in cavitate si cind ajunge sa intre in contact cu zona cilindrica este blocata de pinten, blocind-o in interiorul cavitatii. Tija suport preia o parte din sarcina exercitata asupra aripilor mobile corespunzatoare.

Sistemul de propulsie prezinta un randament ridicat inclusiv in timpul decolarii si aterizarii deoarece utilizeaza depresiunea creata pe extradados pentru a mari forta de sustentatie. In consecinta puterea maxima necesara decolarii este diminuatata 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. Mecanismul de actionare al aripilor mobile este masiv si poate sustine fara probleme componentele sistemului de propulsie in toate regimurile iar in zborul orizontal rigiditatea mecanismului este marita. Spatiul utilizat de acest mecanism este redus , ceea ce mareste volumul utilizabil al aeronavei. Nivelul de redundanta este ridicat deoarece aeronava poate functiona in continuare in cazul defectarii unui rotor sau a unui actuator. Functionarea unor rotoare poate fi suspendata pe perioada zborului orizontal fara a creste rezistenta la inaintarea in aer, obtinandu-se un zbor orizontal cu randament ridicat. Avind o proiectie pe sol redusa la decolare si aterizare aeronava este bine adaptata pentru utilizarea in spatii restrinse, caracteristice de exemplu mediului urban. Spatiul de parcare este de asemenea redus. Existenta rotoarelor protejate reduce posibilitatile de contact cu limitarile materiale ale mediului inconjurator si in special posibilitatea de contact cu oamenii, contact care ar putea fi fatal.



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 si 12 care reprezinta:

- Fig. 1, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala in pozitia de decolare/aterizare;
- Fig. 2, o vedere izometrica dinspre spate a aeronavei de la figura 1;
- Fig. 3, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 1 cu usa frontala deschisa;
- Fig. 4 o sectiune transversala prin aeronava de la figura 1;
- Fig. 5, secventele de zbor ale aeronavei vazute de sus;
- Fig. 6, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei in pozitia de zbor orizontal cu viteza maxima;
- Fig. 7, o vedere izometrica dinspre spate a aeronavei de la figura 6;
- Fig. 8, o vedere a unui rotor propulsiv cu paletele pliate;
- Fig. 9, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei in pozitia de zbor orizontal cu viteza economica;
- Fig. 10, o vedere izometrica dinspre spate a mecanismului de actionare a aripilor mobile aflate in pozitia zborului pe verticala;
- Fig. 11, o sectiune transversala prin mecanismul de actionare a aripilor mobile;
- Fig. 12, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala cu tren de aterizare in patru zone.

Intr-o prima varianta o aeronava 1, cu decolare si aterizare pe verticala si geometrie variabila, utilizeaza un fuzelaj 2, avind o forma aerodinamica, de preferinta cilindrica sau ovala, care la partea din spate prezinta doua articulatii cilindrice 3, inclinate in toate planurile, amplasate simetric pe fuzelajul 2, ce sustin fiecare o unitate de propulsie 4 ca in figurile 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10 si 11. Fiecare unitate de propulsie 4 este formata dintr-o aripa mobila 5 care la un capat este libera si la celalalt capat prezinta o piesa de capat masiva 6 profilata aerodinamic ce se poate roti pe una dintre articulatiile cilindrice 3 ca in figurile 1, 2 si 3. Aripile mobile 5 sunt simetrice raportate la planul median longitudinal al fuzelajului 2. Fiecare aripa mobila 5 prezinta un profil aerodinamic 7 ce contine un extradados 8 si un intrados 9. Profilul aerodinamic 7 este format din doua segmente 10 si 11 ce au intre ele un unghi obtuz. Pe extradadosul 8 este fixata o retea 12 de rotoare propulsive 13 asezate in linie si pozitionate in apropierea muchiei ascutite a profilul aerodinamic 7, respectiv deasupra acestuia. Fiecare rotor propulsiv 13 apartinand retelei 12 este actionat de un motor electric 14 care este fixat prin intermediul unui suport 15 pe extradadosul 8, respectiv perpendicular pe acesta. Rotoarele propulsive 13 prezinta niste palete 16 rabatabile care atunci cind motoarele electrice sunt intrerupte se aliniaza in continuarea



motorului electric 14 sub influenta curentului de aer frontal ca in figurile 8 si 9. Rotoarele propulsive 13 sunt protejate spre exterior de un inel de protectie 17 fixat pe aripa mobila 5 si care are un profil aerodinamic. Fiecare piesa de capat masiva 6 prezinta in zona cea mai lata un orificiu cilindric 18 in care intra articulatia cilindrica 3 corespunzatoare. Pe fundul orificiului cilindric 18 al piesei de capat masive 6 este fixat un arbore 19, masiv ce traverseaza articulatia cilindrica 3 si se prelungeste in interiorul fuzelajului 2 ca in figurile 10 si 11. Articulatia cilindrica 3 este fixata pe fuzelajul 2 prin intermediul unor suruburi 32. Pe capatul dinspre interior al arborelui 19 este fixat solidar un pinion conic 20. Cele doua pinioane conice 20 ale celor doi arbori 19 angreneaza intre ele si sincronizeaza miscarea aripilor mobile 5. In zona mediana a fiecarui arbore 19 este fixata o roata melcata 21 care este antrenata de un melc 22 actionat de un actuator 23. Arborele 19 prezinta un alezaj 24 cilindric de diametru mai mic care traverseaza pinionul conic 20 si care se poate roti in interiorul unui bosaj 25 al fuzelajului 2. Piesa de capat masiva 6 se continua la partea din spate cu o tija suport 26. La partea din fata a aeronavei 1, de o parte si de alta a fuzelajului sunt montate doua aripi 27 de tip Canard ce pot sa contina niste flapsuri (nefigurate). La partea din spate a fuzelajului 2 exista o zona inclinata 28 ce contine pe fiecare parte in mod simetric o cavitate 29 ce are un perete inclinat superior 30 si un perete inclinat inferior 31 ce prezinta intre ei un unghi ascutit cu deschiderea indreptata spre spatele aeronavei 1 ca in figurile 6 si 7. La partea din fata peretele inclinat superior 30 si peretele inclinat inferior 31 sunt uniti printr-o suprafata cilindrica 33. Perpendicular pe peretele inclinat inferior 31 exista o gaura cilindrica 34 in care poate culisa un pinten 35 actionat de un actuator (nefigurat) care in timpul decolarii/aterizarii si al tranzitiei este retras in gaura cilindrica 34. In partea mediana a zonei inclinate 28 este montat un profundor 36. Fuzelajul 2 prezinta la partea din fata o use 37 care contine un bot 38 al aeronavei 1 si un parbriz 39 ca in figura 3. Usa 37 poate fi rotita automat spre in sus pe o balama 40 montata in zona superioara a fuzelajului 2. Usa 37 permite accesul in interiorul fuzelajului 2, respectiv pe un culoar central 41. De o parte si de alta a culoarului 41 sunt fixate niste scaune 42. Aeronava 1 se sprijina la sol pe un tren de aterizare format din niste extensii 43 ale pieselor masive de capat 6 si dintr-un suport central 44, profilat aerodinamic, fixat in partea centrala a fuzelajului 2, respectiv cit mai in fata. In timpul decolarii/aterizarii si al zborului la punct fix aripile mobile 5 sunt pozitionate paralel cu planul median longitudinal al aeronavei 1, respectiv in asa fel incit sa formeaze intre ele un unghi ascutit  $\alpha$  masurat intre axele de portanta nula ca in figura 4. In functionare, atunci cind motoarele electrice 14 sunt actionate, rotoarele propulsive 13 preiau aerul de pe extradusul 8 si il expulzeaza inclinat spre in jos ceea ce provoaca conform legii impulsului aparitia unei forte de tractiune  $F_1$  inclinata cu un unghi  $\alpha/2$  fata de verticala ceea ce corespunde unei pozitii 1a a aeronavei 1 indicata in figura 5. Concomitent rotoarele propulsive 13 creeaza o depresiune pe

extradosul 8, inclusiv in conditii statice. Aceasta depresiune creeaza o forta  $F_2$  suplimentara care se compune cu forta de tractiune  $F_1$  obtinindu-se forta de sustentatie totala  $F_t$  mai mare decit forta de tractiune  $F_1$  dezvoltata de rotoarele propulsive 13. In acest fel se produce amplificarea fortei ce produce ridicarea de la sol a aeronavei 1 in scopul cresterii raportului masa totala/putere, respectiv pentru dimuarea puterii imbarcate pe aeronava 1. Dupa atingerea unei anumite altitudini, respectiv in tranzitie aripile mobile 5 incep sa fie rotite spre spate si in jos de catre actuatoarele 23 prin intermediul rotilor melcate 21, corespunzator unei pozitii 1b a aeronavei 1 din figura 5. Datorita faptului ca jetul de aer se inclina si spre spate apare o forta de propulsie pe orizontala. Pe masura ce viteza aeronavei 1 creste aripile 27 de tip Canard preiau o parte din greutatea aeronavei 1 si mentin fuzelajul 2 intr-o pozitie considerata ca fiind orizontala corespunzatoare unei pozitii 1c a aeronavei 1 descrisa in figura 5. La o anumita viteza aripile mobile 5 sunt rasucite cu circa  $90^\circ$  fata de pozitia de la decolare/aterizare, ajungind sa fie perpendiculare pe planul median longitudinal al fuzelajului 2 si avind un unghi de atac pozitiv cu fluxul de aer frontal. Aripile mobile 5, creeaza forta de portanta necesara zborului orizontal al aeronavei 1. Concomitent rotoarele propulsive 13 directioneaza fluxul de aer spre spate asigurind forta de propulsie pe orizontala. Simultan fiecare tija suport 26 intra in cavitatea 29 si cind ajunge sa intre in contact cu suprafata cilindrica 33 este blocata de pintenul 35 in interiorul cavitatii 29 ca in figurile 6 si 7. Tija suport 26 preia o parte din sarcina exercitata asupra aripii mobile 5 corespunzatoare. In continuare aeronava 1 este accelerata pina la viteza economica moment in care o parte din rotoarele propulsive 13 sunt dezactivate iar paletele acestora se aliniaza cu motorul electric 14, fiind impinse de fluzul de aer frontal ca in figurile 8 si 9. La aterizare aripile mobile 5 revin treptat in pozitia initiala. Geometria aeronavei 1 este variabila deoarece intre cele doua pozitii extreme ale aripiilor mobile 5 geometria (configuratia) aeronavei 1, respectiv dimensiunile ei exterioare, sunt modificate 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 o aeronava 60, cu decolare si aterizare pe verticala si geometrie variabila, derivata din cea anterioara, utilizeateaza un fuzelaj 61 si un tren de aterizare in patru puncte ca in figura 12. Trenul de aterizare se compune din extensiile posterioare 43 ale pieselor masive de capat 6 si din doua extensii anterioare 62 construite ca niste prelungiri ale aripiilor mobile 5. In acest caz doua aripi 63 de tip Canard sunt fixate pe partea fixa a fuzelajului 61 si nu pe usa



anterioara ca la exemplul anterior. Pe fiecare aripa mobila 5 este fixat la partea anterioara un suport 64 pe care se sprijina aripa 63 corespunzatoare, in acest fel realizind suspendarea fuzelajului 61 pe perioada stationarii si a zborului vertical.

## Revendicari

1. Sistem de propulsie pentru aeronave cu decolare si aterizare pe verticala de tipul celor cu aripi pliabile caracterizat prin aceea ca utilizeaza doua unitati de propulsie (4) ce contin fiecare o aripa mobila (5), aripile (5) fiind simetrice fata de un plan longitudinal median situat intre ele, si aripile (5) sunt astfel pozitionate intre ele incit au la decolare/aterizare un unghi ascutit  $\alpha$ , masurat intre axele de portanta nula.

2. Sistem ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca fiecare aripa mobila (5) prezinta un profil aerodinamic (7) ce contine un extrados (8) si un intrados (9), si

pe extradosul (8) este fixata o retea (12) de rotoare propulsive (13) asezate in linie si pozitionate in apropierea muchiei ascutite a profilul aerodinamic (7), respectiv deasupra acestuia, si

fiecare rotor propulsiv (13) apartinand retelei (12) este actionat de un motor electric (14) care este fixat prin intermediul unui suport (15) pe extradosul (8), respectiv perpendicular pe acesta, si

rotoarele propulsive (13) sunt protejate spre exterior de un inel de protectie (17) fixat pe aripa mobila (5) si care are un profil aerodinamic.

3. Sistem ca la revendicarea 2 caracterizat prin aceea ca profilul aerodinamic (7) este format din doua segmente (10) si (11) ce au intre ele un unghi obtuz.

4. Sistem ca la revendicarea 2 caracterizat prin aceea ca fiecare rotor propulsiv (13) prezinta niste palete (16) rabatabile.

5. Metoda de functionare a unui sistem de propulsie pentru aeronave cu decolare si aterizare pe verticala de tipul celor cu aripi pliabile caracterizata prin aceea ca , atunci cind motoarele electrice (14) sunt actionate la decolare/aterizare, rotoarele propulsive (13) preiau aerul de pe extradosul (8) si il expulzeaza inclinat spre in jos ceea ce provoaca conform legii impulsului aparitia unei forte de tractiune  $F_1$  inclinata cu un unghi  $\alpha/2$  fata de verticala.

Concomitent rotoarele propulsive (13) dezvoltata o depresiune pe extradosul (8), inclusiv in conditii statice si aceasta depresiune creeaza o forta  $F_2$  suplimentara care se compune cu forta de tractiune  $F_1$  obtinindu-se forta de sustentatie totala  $F_t$  mai mare decit forta de tractiune  $F_1$  creata de rotoarele propulsive (13), si

sistemul de propulsie pe verticala amplifica forta de tractiune dezvoltata de rotoarele propulsive (13).

6. Aeronava ca la revendicarile 2 si 5 caracterizata prin aceea ca o aeronava (1), cu decolare si aterizare pe verticala si geometrie variabila utilizeaza la decolare/aterizare un sistem de propulsie cu amplificarea fortei de tractiune dezvoltata de rotoarele propulsive (13) in scopul cresterii raportului masa totala/putere, respectiv al dimuarii puterii imbarcate pe aeronava (1).

7. Aeronava ca la revendicarea 6 caracterizata prin aceea ca utilizeza un fuzelaj (2) aerodinamic care la partea din spate prezinta doua articulatii cilindrice (3), inclinate in toate planurile, amplasate simetric pe fuzelajul (2), ce sustin fiecare una din unitatile de propulsie (4), respectiv aripa mobila (5), corespunzatoare, si

fiecare aripa mobila (5) se poate roti inclinat pe articulatiile cilindrice (3), si

fiecare aripa mobila (5) prezinta la un capat o piesa de capat masiva (6) profilata aerodinamic prin intermediul careia se poate roti pe una dintre articulatiile cilindrice (3), si

fiecare piesa de capat masiva (6) prezinta in zona cea mai lata un orificiu cilindric (18) in care intra articulatia cilindrica (3) corespunzatoare, si

pe fundul orificiului cilindric (18) al piesei de capat masive (6) este fixat un arbore (19), masiv ce traverseaza articulatia cilindrica (3), respectiv fuzelajul (2) si se prelungeste in interiorul fuzelajului (2) de unde este actionat, si

articulatia cilindrica (3) este fixata pe fuzelajul (2) prin intermediul unor suruburi (32).

8. Aeronava ca la revendicarea 7 caracterizata prin aceea ca pe capatul dinspre interior al arborelui (19) este fixat solidar un pinion conic (20), si

cele doua pinioane conice (20) ale celor doi arbori (19) angreneaza intre ele si sincronizeaza miscarea aripilor mobile (5), si

in zona mediana a fiecarui arbore (19) este fixata o roata melcata (21) care este antrenata de un melc (22) actionat de un actuator (23), si

arboarele (19) prezinta un alezaj (24) cilindric de diametru mai mic care traverseaza pinionul conic (20) si care se poate roti in interiorul unui bosaj (25) al fuzelajului (2).

9. Aeronava ca la revendicarea 7 caracterizata prin aceea ca la partea din fata a aeronavei (1), de o parte si de alta a fuzelajului sunt montate doua aripi (27) de tip Canard avind niste flapsuri.

10. Metoda ca la revendicarea 5 caracterizata prin aceea ca dupa decolare aeronava (1) prezinta o pozitie (1b), cu aripile mobile (5) pliate in lungul fuzelajului (2), pozitie in care atinge o anumita altitudine,

la aceasta altitudine aeronava (1) trece in faza de tranzitie, respectiv aripile mobile (5) incep sa fie rotite spre spate si in jos de catre actuatorile (23) prin intermediul rotilor melcate (21), ceea ce corespunde unei pozitii (1b), si

datorita faptului ca jetul de aer se inclina inclusiv spre spatele aeronavei (1) apare o forta de propulsie pe orizontala, si

pe masura ce viteza aeronavei (1) creste aripile (27) de tip Canard preiau o parte din greutatea aeronavei (1) si mentin fuzelajul (2) intr-o pozitie considerata ca fiind orizontala, corespunzatoare unei pozitii (1c), si

in pozitia zborului orizontal aripile mobile (5) sunt rasucite cu circa 90° fata de pozitia de la decolare/aterizare, ajungind sa fie perpendiculare pe planul median longitudinal al fuzelajului (2), si

avind un unghi de atac pozitiv cu fluxul de aer frontal aripile mobile (5), creeaza forta de portanta necesara zborului orizontal al aeronavei (1), si concomitent rotoarele propulsive (13) directioneaza fluxul de aer spre spate, asigurind forta de propulsie pe orizontala.

11. Metoda ca la revendicarea 10 caracterizata prin aceea ca pentru o functionare economica in zborul orizontal a aeronavei (1) o parte din motoarele electrice (14) sunt intrerupte si paletele (16) corespunzatoare se aliniaza in continuarea motorului electric (14) sub influenta curentului de aer frontal.

12. Aeronava ca la revendicarea 7 caracterizata prin aceea ca piesa de capat masiva (6) se continua la partea din spate cu o tija suport (26), si

fuzelajul (2) prezinta la partea din spate o zona inclinata (28) ce contine pe fiecare parte in mod simetric o cavitate (29) ce are un perete inclinat superior (30) si un perete inclinat inferior (31) avind intre ei un unghi ascutit cu deschiderea indreptata spre spatele aeronavei (1), si

la partea dinspre fata peretele inclinat superior (30) si peretele inclinat inferior (31) sunt uniti printr-o suprafata cilindrica (33), si

perpendicular pe peretele inclinat inferior (31) exista o gaura cilindrica (34) in care poate culisa un pinten (35) actionat de un actuator.

13. Metoda de functionare caracterizata prin aceea ca pintenul (35) este retras in interiorul gaurii cilindrice (34) in timpul decolarii/aterizarii si al tranzitiei iar in timpul zborului orizontal pintenul (35) blocheaza tija suport (26) in interiorul cavitatii (29).

14. Aeronava ca la revendicarea 7 caracterizata prin aceea ca fuzelajul (2) prezinta la partea din fata o usa (37) care contine un bot (38) al aeronavei (1) si un parbriz (39), usa (37) permitind accesul in interiorul fuzelajului (2), si

usa (37) este rotita automat spre in sus sau spre in jos pe o balama (40) montata in zona superioara a fuzelajului (2), si

fuzelajul (2) prezinta in interior un culoar (41) si de-o parte si de alta a culoarului (41) sunt fixate niste scaune (42).

15. Aeronava ca la revendicarea 7 caracterizata prin aceea ca aeronava (1) se sprijina la sol pe un tren de aterizare format din niste extensii (43) ale pieselor masive de capat (6) si dintr-un suport central (44), profilat aerodinamic, fixat in partea centrala a fuzelajului (2), respectiv cit mai in fata.

16. Aeronava ca la revendicarea 7 caracterizata prin aceea ca o aeronava (60), cu decolare si aterizare pe verticala si geometrie variabila utilizeaza un fuzelaj (61) si un tren de aterizare in patru puncte, respectiv trenul de aterizare se compune din extensiile posterioare (43) ale pieselor masive de capat (6) si din doua extensii anterioare (62) construite ca niste prelungiri ale aripilor mobile (5), si

doua aripi (63) de tip Canard sunt fixate pe partea fixa a fuzelajului (61), si pe fiecare aripa mobila (5) este fixat la partea anterioara un suport (64) pe care se sprijina aripa (63) corespunzatoare, in acest fel realizind suspendarea fuzelajului (61) pe perioada stationarii si a zborului vertical.

17. Aeronava ca la revendicarea 7 caracterizata prin aceea ca energia necesara functionarii aeronavei (1) provine de la un pachet de baterii electrice localizate in interiorul fuzelajului (2).

18. Aeronava ca la revendicarea 7 caracterizata prin aceea ca energia necesara functionarii aeronavei (1) provine de la unitate de putere hibrida localizata in interiorul fuzelajului (2).

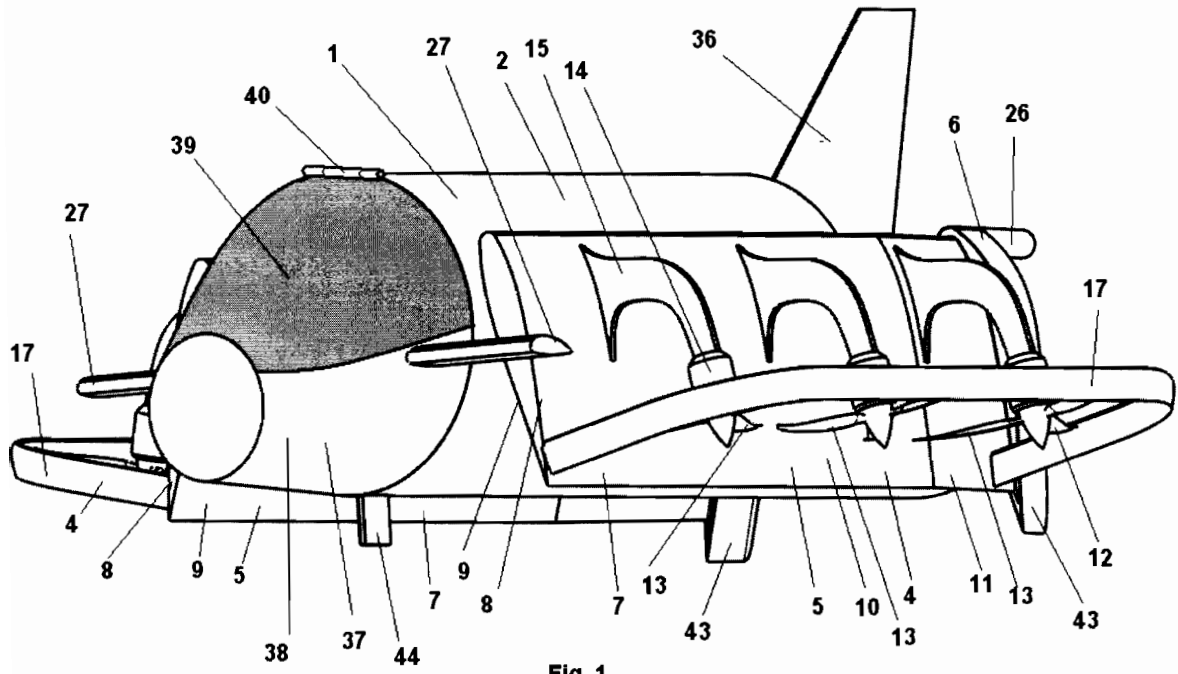


Fig. 1

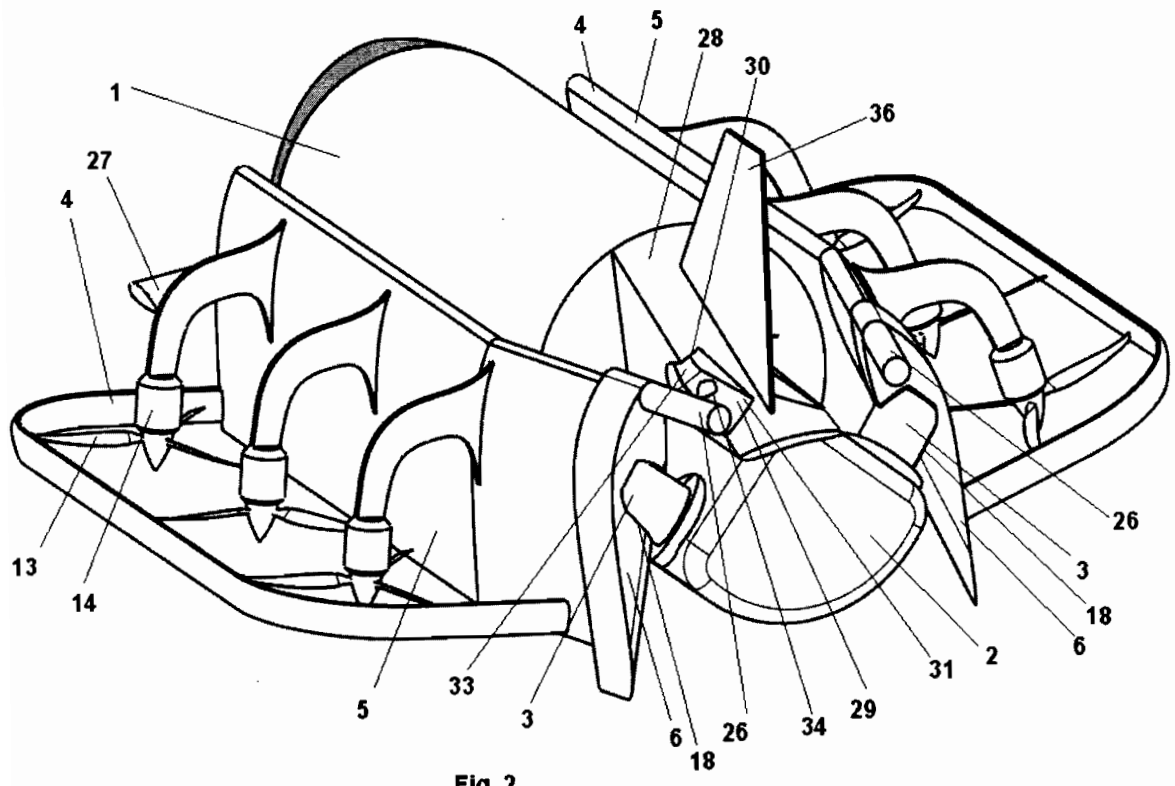


Fig. 2

43

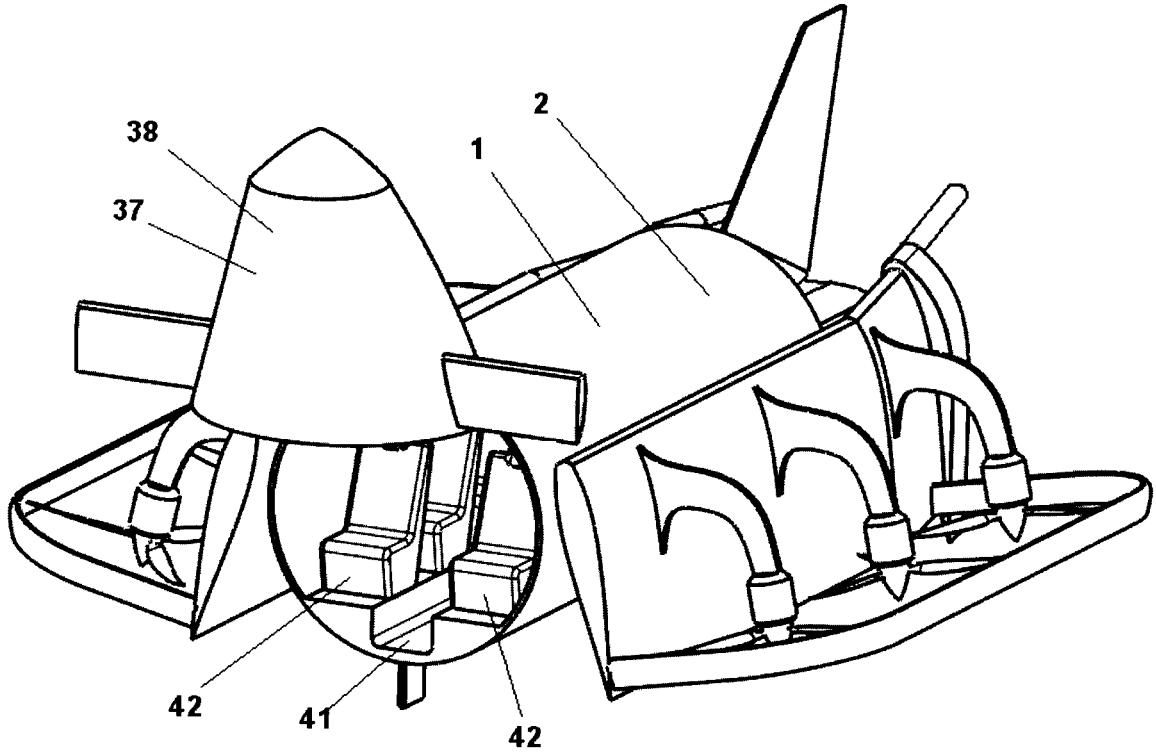


Fig. 3

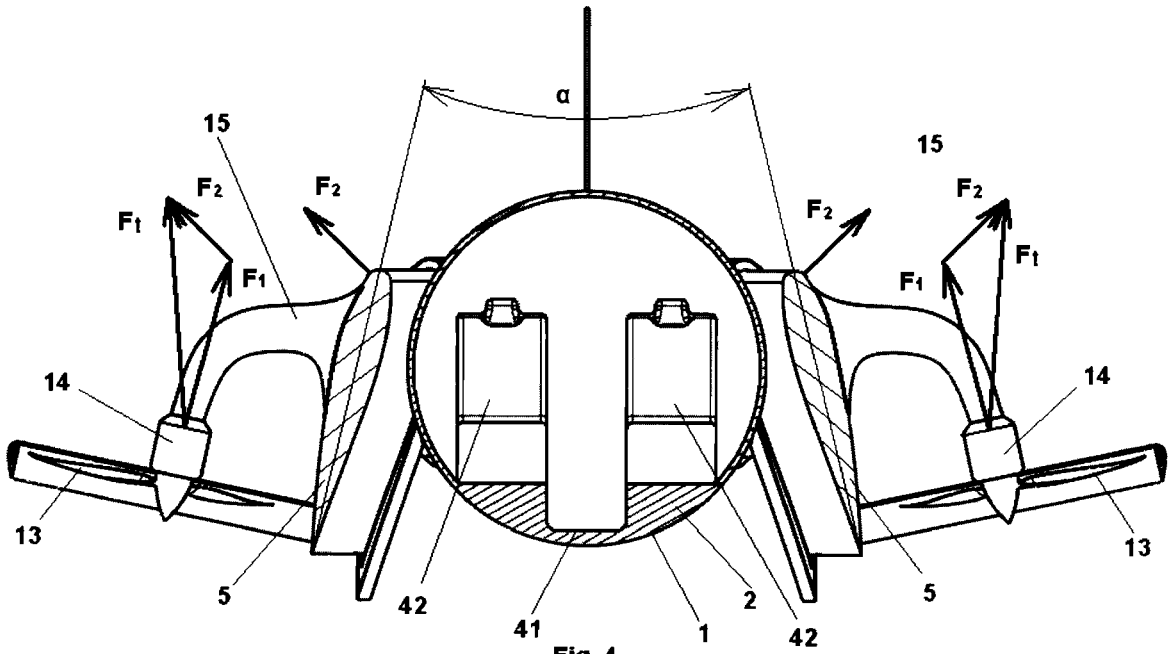
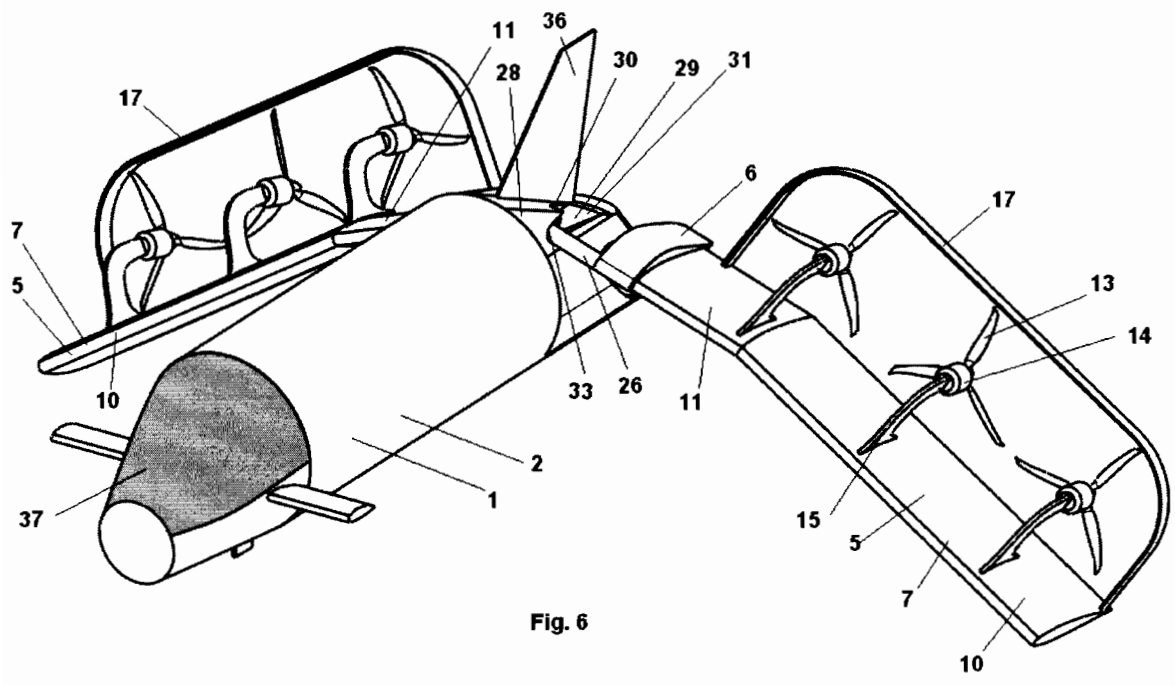
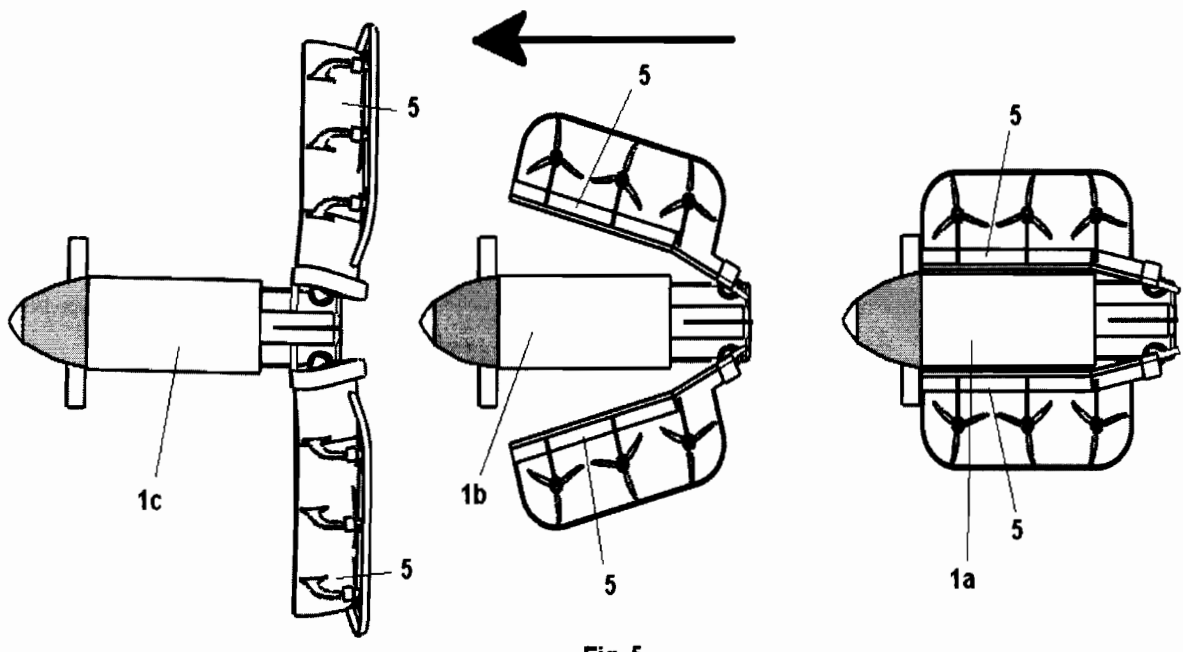


Fig. 4





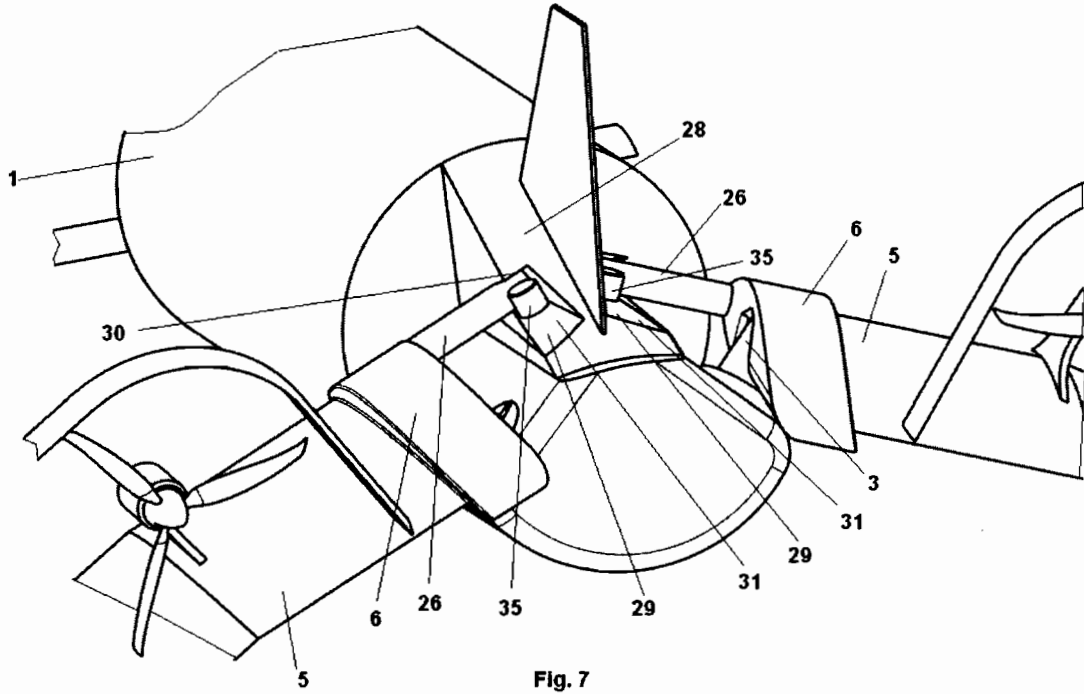


Fig. 7

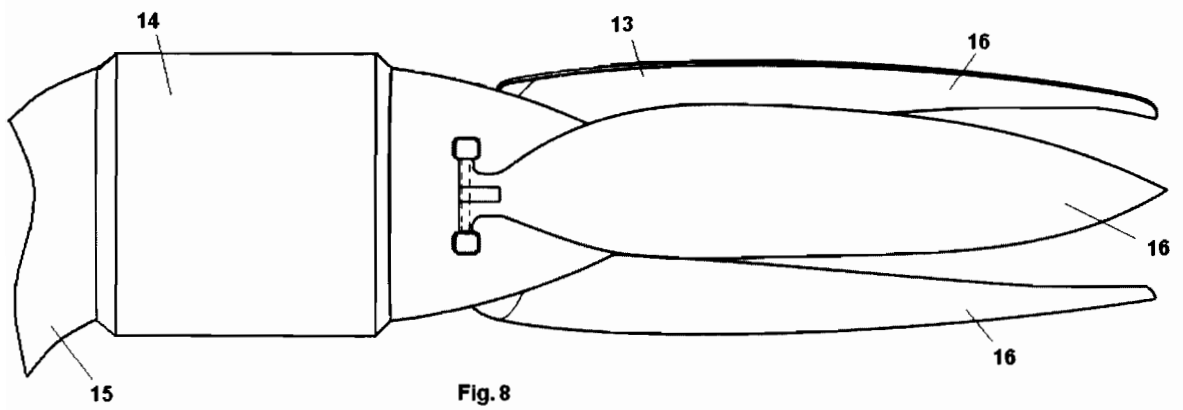


Fig. 8

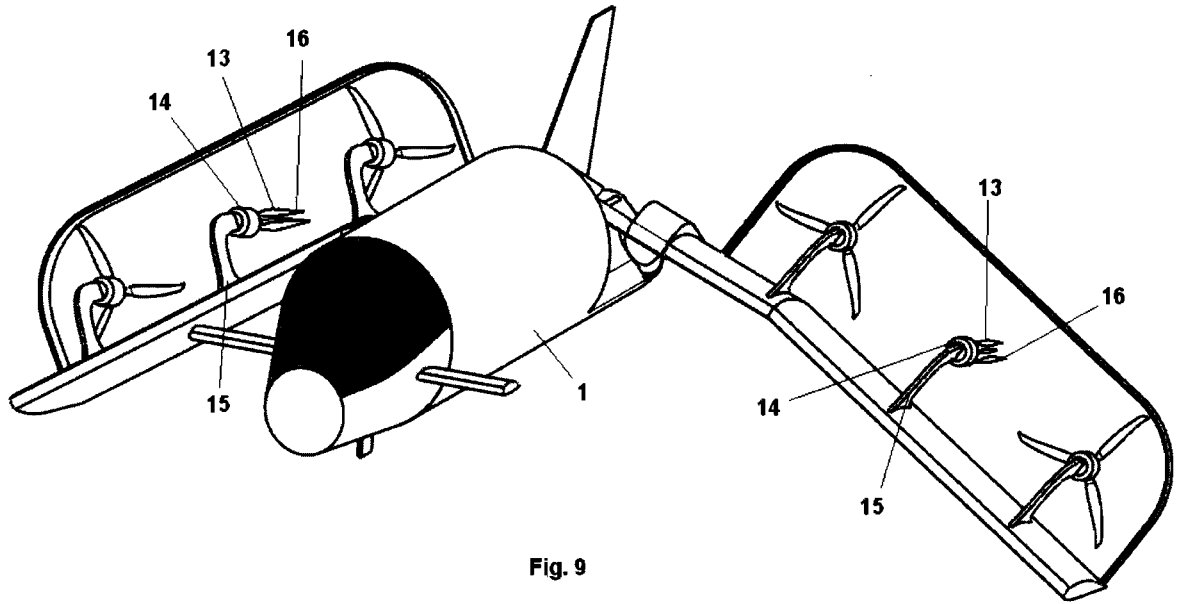


Fig. 9

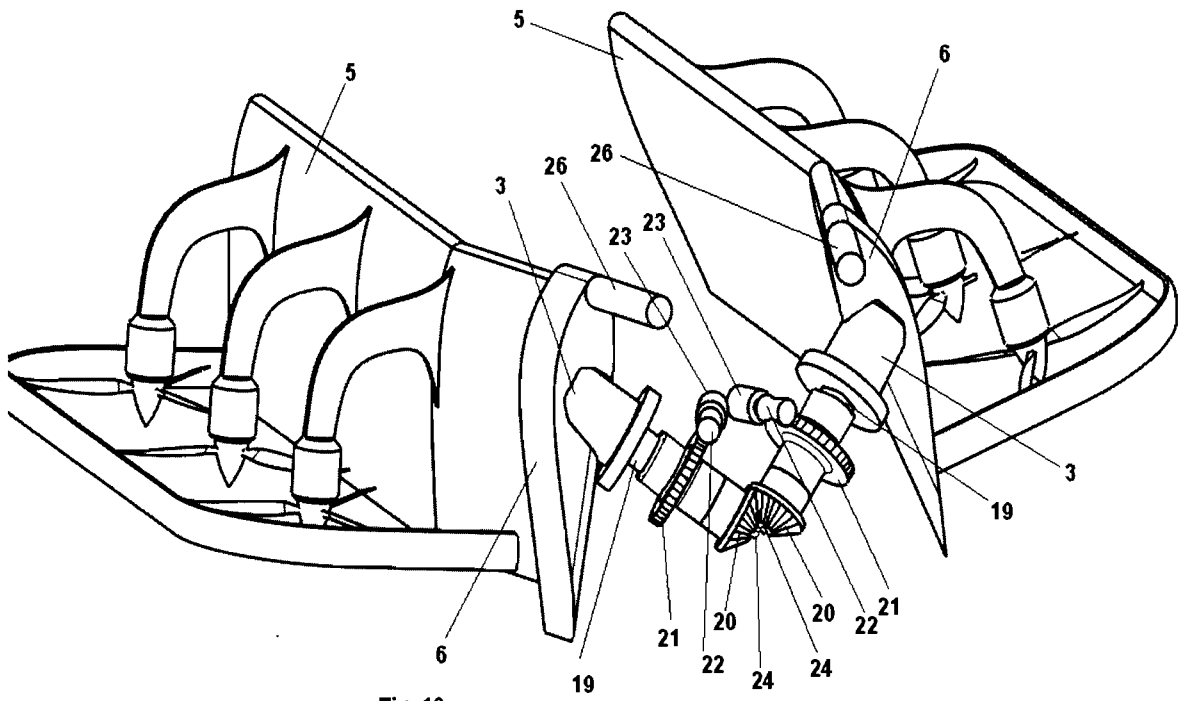


Fig. 10

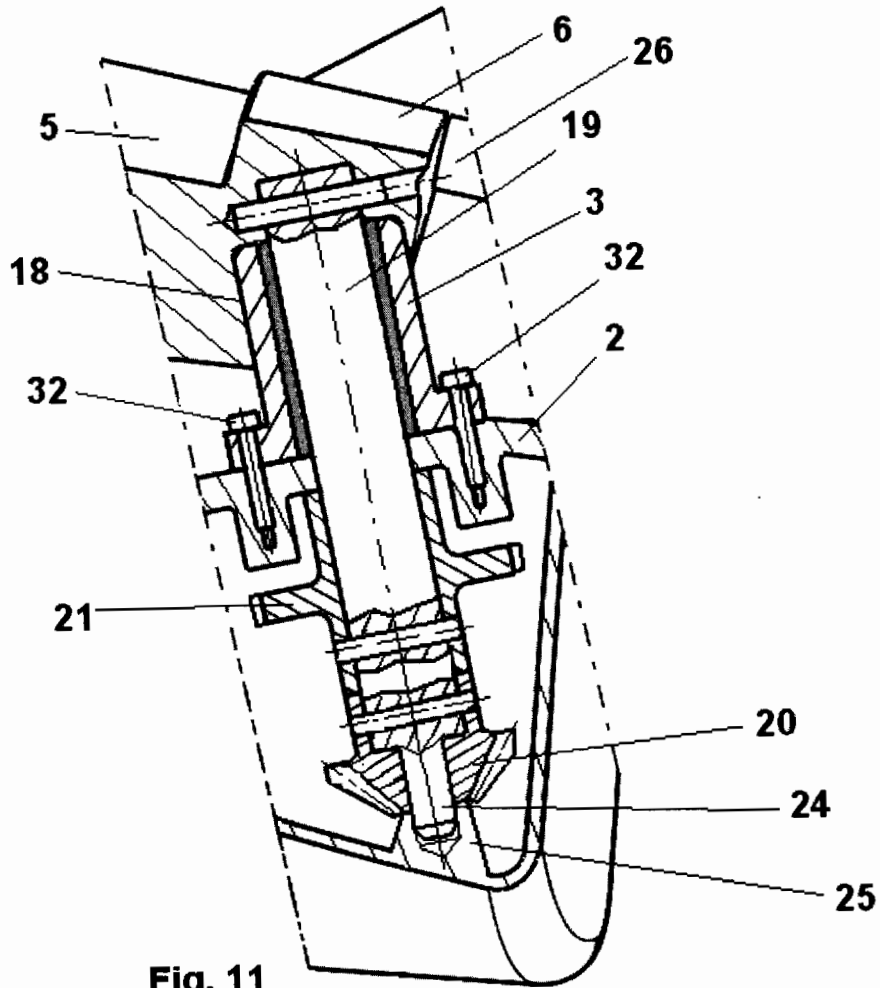


Fig. 11

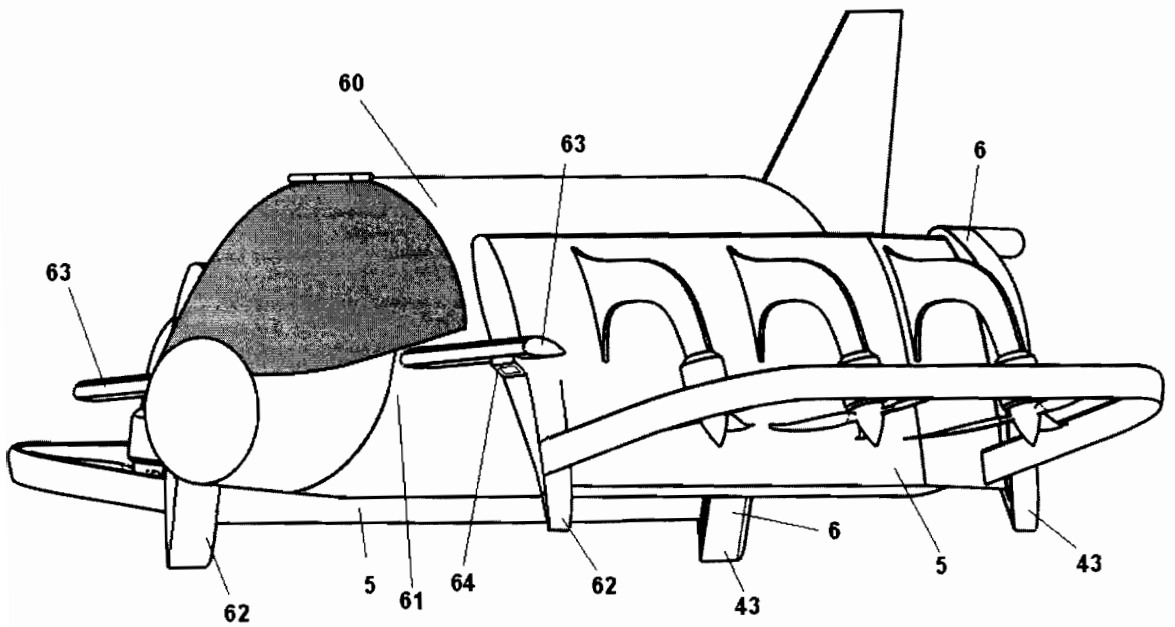


Fig. 12