



(12) CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2018 00819

(22) Data de depozit: 19/10/2018

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

(71) Solicitant:
• GIURCA LIVIU GRIGORIAN,
BVD.N.TITULESCU, NR.15, BL.I-6, AP.13,
CRAIOVA, DJ, RO

(72) Inventatori:
• GIURCA LIVIU GRIGORIAN,
BVD.N.TITULESCU, NR.15, BL.I-6, AP.13,
CRAIOVA, DJ, RO

(54) SISTEM DE PROPULSIE ȘI AERONAVE

(57) Rezumat:

Invenția se referă la un o aeronavă care folosește controlul exercitat asupra unei suprafețe aerodinamice de formă variabilă, pentru a realiza decolarea și aterizarea pe verticală, sau decolarea și aterizarea pe distanțe scurte. Aeronava conform invenției are două sisteme (40) de propulsie dispuse simetric, de o parte și de alta a unui fuzelaj (152), fiecare sistem (40) de propulsie are câte o aripă (2) unitară care se prelungește cu un volet (9) flexibil, pe fiecare volet (9) flexibil fiind montate un număr de elice (42) propulsive, cu palete pivotante; la partea din spate fuzelajul (152) încorporează un sistem (161) de propulsie care conține cel puțin un ventilator (154) tangențial, având un ajutoraj (158) de ieșire care este controlat de un alt volet (9) flexibil, voletii (9) flexibili fiind orientați spre în jos cu până la 90° în timpul decolării/aterizării, producând sustentanța pe verticală sau decolarea și aterizare ultra-scurtă, pe perioada zborului orizontal voletii (9) flexibili fiind orientați spre în spate, provocând propulsia pe orizontală.

Revendicări: 26

Figuri: 23

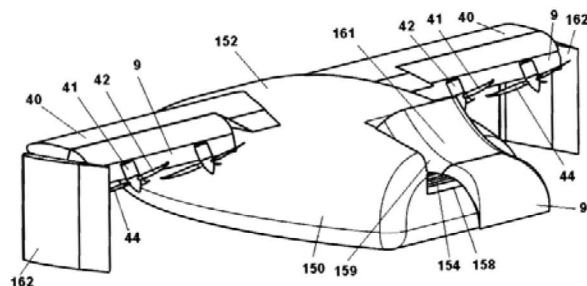
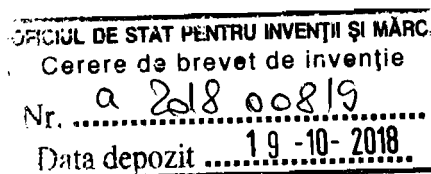


Fig. 9



Sistem de propulsie si aeronave



Prezenta inventie se refera la un sistem de propulsie si aeronave ce folosesc controlul exercitat asupra unei suprafete aerodinamice de forma variabila pentru a realiza decolarea si aterizarea pe verticala - VTOL sau decolarea si aterizarea pe distante scurte - STOL.

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.

Pe de alta parte necesitatea de a utiliza suprafete aerodinamice cu contur variabil este prezenta pentru un numar ridicat de aplicatii din domeniul aerodinamicii, respectiv al curgerii fluidelor in general. Astfel este cunoscuta inventia WO2017151580 care descrie o suprafata aerodinamica de forma variabila (flaps) ce poate fi aplicata la o aripa de aeronava. Aceasta solutie utilizeaza un numar de actuatoare care actioneaza in interiorul aripii. Din aceasta cauza forta folosita pentru actionare este foarte mare deoarece bratul pirghiei de actionare este mic (fiind in interiorul aripii). Pentru a realiza o forta mare de actionare actuatoarele au un gabarit important si folosesc o energie importanta. Pe de alta parte din cauza cinematicii mecanismului, unghiul de modificare al profilului aripii este redus (cu mult sub 60°) si nu permite utilizarea solutiei la aeronave VTOL sau STOL.

Este de asemenea cunoscut avionul tip STOL Dornier Do 29 care utilizeaza doua elici propulsive pivotante montate pe niste flapsuri pivotante rigide, cite una pe fiecare aripa. Aeronava a fost proiectata pentru o viteza de decolare extrem de redusa de 24 km/h in conditiile unei puteri specifice de 6.23 kW/kg. Desi aceste performante sunt foarte bune pentru aeronave STOL, solutia utilizata a fost foarte complexa si costisitoare deoarece fiecare elice (mobila) montata pe flaps era antrenata printr-un cardan de un motor termic care era fixat pe aripa. In plus elicea era montata sub aripa si in aceasta pozitie eficienta ei aerodinamica in zborul vertical este redusa. Pentru distante scurte de decolare flapsul trebuia sa execute o inclinare maxima intre 60° si 90° . In acest

caz, cu flapsul pivotat, forma profilului aerodinamic al aripii este deteriorata si eficienta aerodinamica este scazuta datorita perturbarii sau chiar desprinderii stratului limita.

Sunt de asemenea cunoscute aeronave cu decolare scurta STOL la care una sau mai multe elici tractive (in general una) sufla peste o aripa ca la De Havilland Canada DHC-6 Twin Otter sau ca la Dornier 228. Mai multe flapsuri montate in serie sunt utilizate pentru directionarea jetului de aer spre in jos. Acest tip de aeronava are o eficienta scazuta deoarece cu flapsurile pivotate (de tip rigid) forma profilului aerodinamic al aripii este deteriorata si eficienta aerodinamica este scazuta. In plus la astfel de constructii jetul de aer de pe aripa prezinta variatii importante ale intensitatii pe lungimea aripii ceea ce afecteaza randamentul aerodinamic atat in faza de decolare cit si in faza de zbor orizontal. Pe de alta parte jetul superior ce baleiaza extradusul la decolare nu poate provoca un efect Coanda util decit pe portiuni reduse ale latimii aripii.

O alta solutie a fost dezvoltata pentru aeronave VTOL de Lilium GMBH. Aeronava propusa utilizeaza niste ventilatoare intubate montate pe un flaps pivotant rigid. In zborul vertical flapsul este inclinat la 90° spre in jos. In aceasta pozitie datorita unghiului format curgerea aerului pe aripa este nula ceea ce nu provoaca fenomene aerodinamice utile. In plus cu ventilatoarele intubate simple nu se utilizeza nici un efect secundar pentru amplificarea debitului.

In consecinta devine o necesitate realizarea unui sistem de propulsie foarte eficient, 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 a aripii unei aeronave la care sa se poata modifica profilul aerodinamic in mod substantial pentru optimizarea zborului in conditii foarte diferite si la care devierea jetului de aer sa poata fi de pina la 90°. Modificarea profilului aerodinamic este de preferat sa fie realizata fara perturbarea sau desprinderea stratului limita de pe profilul aerodinamic.

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 conditii statice.

Inventia inlatura dezavantajele aratate mai sus prin aceea ca intr-o prima varianta un sistem de propulsie utilizeaza cel putin o aripa unitara care contine in principal o parte considerata substantial rigida si una flexibila. Partea rigida pozitionata anterior este realizata ca un profil aerodinamic ce contine un bord de atac ce se continua la partea de sus cu un extradoss si la partea

de jos cu un intrados. Partea flexibilă se constituie ca un volet flexibil, sau volum deformabil, ce continuă forma profilului aerodinamic de pe partea rigidă. Voletul flexibil este realizat din două segmente, unul flexibil și altul nedeformabil. Cele două segmente, cel flexibil și cel nedeformabil prezintă un înveliș superior comun și un înveliș inferior comun ce acționează fiecare ca un resort elastic și se unesc la capăt, formând o muchie ascuțită. Învelișul superior este fixat de partea rigidă a aripii unitare în zona extradadosului. Învelișul inferior culisează într-un ghidaj continuu în partea rigidă în zona intradosului. Cele două segmente, cel flexibil și cel nedeformabil sunt despărțite printr-o întăritură care rigidizează segmentul nedeformabil. Întăritura se prelungește în afara volumului voletului flexibil, respectiv sub acesta, cu un brat ce conține o articulație cilindrică mobilă. În zona articulației mobile voletul flexibil este acționat de un actuator liniar care este fixat la un capăt de partea rigidă, în zona de sub extradados, prin intermediul unei articulații cilindrice fixe și la celălalt capăt de articulația cilindrică mobilă. Actuatorul liniar traversează învelișul inferior printr-o fantă. Mai multe actuatore liniare paralele acționează același volet flexibil. În poziția de zbor orizontal voletul flexibil este orientat spre spate. Curbarea voletului flexibil spre în jos se realizează prin acționarea simultană a actuatorelor liniare care își micșorează lungimea și fiecare trage de articulația cilindrică mobilă corespunzătoare. Profilul învelișului superior este forțat să se curveze spre în jos. De asemenea profilul învelișului inferior se curvează spre în jos și concomitent o parte a acestuia culisează în interiorul părții rigide.

Într-o altă variantă constructivă mecanismul cu actuator liniar este înlocuit cu un mecanism cu cablu. Acest mecanism utilizează un cablu ce acționează asupra bratului exterior al întăriturii și care este înfășurat pe un tambur acționat de un actuator. Mai multe cabluri paralele sunt utilizate pentru același volet flexibil. În acest caz revenirea voletului flexibil în poziția de zbor orizontal se datorează elasticității învelișului superior și inferior.

Aripa unitară cu volet flexibil poate fi utilizată pe diverse sisteme de propulsie.

Într-o altă variantă de utilizare un sistem de propulsie prezintă fixat pe voletul flexibil în zona segmentului nedeformabil și deasupra acestuia un număr de motoare electrice. Fiecare motor electric antrenează o elice propulsivă care pe perioada zborului orizontal preia aerul de pe aripa unitară și îl expulzează spre spate. În situația zborului pe verticală voletul flexibil se curvează spre în jos cu pînă la 90° forțînd jetul de aer debitat de elicele propulsive să fie deviat spre în jos. Sustentatia este realizată datorită depresiunii apărute pe extradados și datorită impulsului masei de aer vehiculate atât de pe extradados cît și pe intrados și expulzate spre în jos.

Într-o altă variantă de utilizare un sistem de propulsie prezintă fixat pe voletul flexibil în zona segmentului nedeformabil și deasupra acestuia un număr de ventilatoare intubate.

Intr-o varianta o aeronava poate utiliza doua sisteme de propulsie cu aripi unitare fixate de o parte si de alta a unui fuzelaj.

Un tip de sistem de propulsie, utilizat exclusiv la partea din spate a unei aeronave, utilizeaza un ventilator tangential al carui jet este deviat cu circa 90° cu ajutorul a cel puțin unui volet flexibil.

Intr-o alta varianta o aeronava cu decolare si aterizare pe verticala sau scurta utilizeaza trei sisteme de propulsie cu volet flexibil.

Intr-o alta varianta o aeronava cu decolare si aterizare pe verticala sau scurta utilizeaza patru sisteme de propulsie cu aripa unitara, respectiv doua de o parte si doua de cealalta parte a fuzelajului.

Intr-o alta varianta constructiva aeronavele prezinta niste flotoare care le permit sa decoleze si sa aterizeze de pe apa, respectiv pe apa.

Sistemul de propulsie cu volet flexibil prezinta un randament ridicat deoarece utilizeaza atat extradusul cit si intradosul aripii pentru a produce sustentatia inclusiv in conditii statice. In consecinta puterea maxima necesara decolarii este diminuada comparativ cu solutiile cunoscute. Schimbarea regimului de zbor se realizeaza cu usurinta prin manevrarea voletilor flexibili respectiv prin schimbarea regimului de rotatie a rotoarelor. Voletul flexibil poate fi curbat pina la 90° cu un efort minim. 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.

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, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22 si 23 care reprezinta:

- Fig. 1, o vedere laterala cu sectiune a unui sistem de propulsie cu aripa unitara actionata mecanic de un actuator liniar in pozitia de zbor orizontal;
- Fig. 2, o vedere laterala cu sectiune a sistemului de la figura 1 in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 3, o vedere laterala cu sectiune a unui sistem de propulsie cu aripa unitara actionata mecanic de un cablu in pozitia de zbor orizontal;
- Fig. 4, o vedere laterala cu sectiune a sistemului de la figura 3 in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 5, o vedere laterala cu sectiune a unui sistem de propulsie cu aripa unitara actionata mecanic de un actuator liniar si elice propulsiva in pozitia de zbor orizontal;

- Fig. 6, o vedere laterala cu sectiune a sistemului de la figura 5 in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 7, o vedere laterala cu sectiune a unui sistem de propulsie cu aripa unitara actionata mecanic de un actuator liniar si ventilator intubat in pozitia de zbor orizontal;
- Fig. 8, o vedere laterala cu sectiune a sistemului de la figura 7 in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 9, o vedere izometrica a unei aeronave cu sistem de propulsie combinat, avind doua sisteme de propulsie cu aripa unitara si un sistem de propulsie cu ventilator tangential si jet deflectat in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 10, o sectiune prin sistemul de propulsie cu ventilator tangential al aeronavei de la figura 9;
- Fig. 11, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 9 in pozitia de zbor orizontal;
- Fig. 12, o vedere laterala partiala a unei elici propulsive cu palete pivotante in pozitia de lucru;
- Fig. 13, o vedere laterala a unei elici propulsive cu palete pivotante in pozitia decuplat;
- Fig. 14, o vedere izometrica a unei aeronave amfibii cu sistem de propulsie combinat;
- Fig. 15, o vedere izometrica a unei aeronave cu sistem de propulsie hibrid si fuzelaj conventional;
- Fig. 16, o reprezentare schematica a sistemului de propulsie hibrid al aeronavei de la figura 15;
- Fig. 17, o vedere izometrica a unei aeronave cu fuzelaj cilindric avind patru sisteme de propulsie cu aripa unitara si elici propulsive in pozitia de zbor orizontal;
- Fig. 18, o vedere frontala a aeronavei de la figura 17;
- Fig. 19, o vedere izometrica a unei aeronave cu fuzelaj cilindric avind patru sisteme de propulsie cu aripa unitara si ventilatoare intubate in pozitia de zbor orizontal;
- Fig. 20, o vedere izometrica a unei aeronave cu fuzelaj cilindric avind patru sisteme de propulsie cu aripa unitara si elici tractive in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 21, o vedere izometrica a unei aeronave amfibii ultrausoare avind doua sisteme de propulsie cu aripa unitara si elici tractive in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 22, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 21 in pozitia de zbor orizontal;
- Fig. 23, o vedere izometrica a unei aeronave amfibii de marime mica si medie avind doua sisteme de propulsie cu aripa unitara si elici tractive in pozitia de zbor vertical.

Intr-o prima varianta un sistem de propulsie 1 utilizeaza cel putin o aripa unitara 2 care contine in principal o parte rigida 3 si una flexibila 4 ca in figurile 1 si 2. Partea rigida 3, pozitionata anterior, este realizata ca un profil aerodinamic 5 ce contine un bord de atac 6 ce se continua la partea de sus cu un extradados 7 si la partea de jos cu un intrados 8. Partea flexibila 4 se constituie ca un volet

flexibil 9, sau volum deformabil, ce continua forma profilului aerodinamic 5 de pe partea rigida 3. Voletul flexibil 9 este realizat din doua segmente, unul flexibil 10 si altul nedeformabil 11. Cele doua segmente, cel flexibil 10 si cel nedeformabil 11 prezinta un invelis superior 12, comun si un invelis inferior 13, comun ce actioneaza fiecare ca un resort elastic si se unesc la capat, formind o muchie ascutita 14. Invelisul superior 12 este fixat de partea rigida 3 a aripii unitare 2 in zona extradodusului 7. Invelisul inferior 12 culiseaza intr-un ghidaj 15 continut in partea rigida 3 in zona intradosului 8. Cele doua segmente, cel flexibil 10 si cel nedeformabil 11 sunt despartite printr-o intaritura 16 care rigidizeaza segmentul nedeformabil 11. Intaritura 16 se prelungeste in afara volumului voletului flexibil 9, respectiv sub acesta, cu un brat 17. Voletul flexibil 9 este actionat de un mecanism 18 ce contine un actuator liniar 19, fixat la un capat de partea rigida 3, in zona de sub extradodusul 7, prin intermediul unei articulatii cilindrice fixe 20 si la celalalt capat de o articulatie cilindrica mobila 21. Actuatorul liniar 19 traverseaza invelisul inferior 13 printr-o fanta 22. Latimea fantei 22 este cu putin mai mare decat diametrul maxim al actuatorului liniar 19. Mai multe actuatore liniare 19, paralele actioneaza acelasi volet flexibil 9. In pozitia de zbor orizontal voletul flexibil 9 este orientat spre spate. Curbarea voletului flexibil 9 spre in jos se realizeaza prin actionarea simultana a actatoarelor liniare 19 care isi micsoreaza lungimea si fiecare trage de articulatia cilindrica mobila 21 corespunzatoare. Profilul invelisului superior 12 este fortat sa se curbeze spre in jos. De asemenea profilul invelisului inferior 13 se curbeaza spre in jos si concomitent o parte a acestuia, respectiv capatul liber, culiseaza in interiorul partii rigide 3. La revenirea in zborul orizontal actuatorele liniare 19 imping voletul flexibil 9 spre spate. In aceasta miscare energia acumulata in invelisul superior 12 si cel inferior 13 este redata inapoi si consumul de energie al actatoarelor liniare 19 este redus.

Intr-o a doua varianta un sistem de propulsie 30 utilizeaza cel putin o aripa unitara 2 ca la exemplul anterior. In acest caz pentru actionarea voletului flexibil 9 se utilizeaza un mecanism 31 ce foloseste un cablu 32, ca in figurile 3 si 4. Cablul 32 actioneaza asupra bratului 17 prin intermediul unei articulatii cilindrice mobile 33 si este infasurat pe un tambur 34 actionat de un actuator 35. Mai multe cabluri 32 paralele sunt utilizate pentru acelasi volet flexibil 9 si se infasoara pe acelasi tambur 34. In acest caz revenirea voletului flexibil 9 in pozitia de zbor orizontal se datoreaza elasticitatii invelisului superior 12 si inferior 13.

Intr-o varianta de utilizare a aripii unitare 2 un sistem de propulsie 40 prezinta fixat pe voletul flexibil 9 in zona segmentului nedeformabil 11 si deasupra acestuia un numar de motoare electrice 41, ca in figurile 5 si 6. Motoarele electrice 41 sunt amplasate la o distanta D de muchia ascutita 14. Fiecare motor electric 41 antreneaza o elice propulsiva 42 care pe perioada zborului orizontal preia aerul de pe aripa unitara 40 si il expulseaza spre spate (figura 5). Fiecare elice

propulsiva 42 este antrenata prin intermediul unui butuc 43 pe care sunt fixate niste palete 44, inclinate corespunzator. In situatia zborului pe verticala voletul flexibil 9 se curbeaza spre in jos cu pina la 90° fortind jetul de aer debitat de elicele propulsive 42 sa fie deviat inclinat spre in jos. In timpul decolarii si aterizarii aerul aspirat de elicele propulsive 42 creeaza o depresiune pe extradusul 7, inclusiv in conditii statice. Depresiunea exercitata pe extradusul 7 creeaza o forta de sustentatie suplimentara F_s care se adauga fortei F_r produse de impulsul masei de aer expulzate inclinat de elicele propulsive 42 (figura 6). Rezultanta celor doua forte F_s si F_r este forta totala de sustentatie F_t care este cu circa 30% mai mare decit forta F_r . Cu cit distanta D este mai mare cu atit forta de sustentatie suplimentara F_s este mai mare, datorita debitului marit de aer. In mod proportional forta totala de sustentatie F_t creste. Distanța D nu trebuie sa depaseasca ca marime raza elicii propulsive 42.

Intr-o varianta de utilizare a aripii unitare 2 un sistem de propulsie 50 prezinta fixat pe voletul flexibil 9 in zona segmentului nedeformabil 11 si deasupra acestuia un numar de ventilatoare intubate 51, fiecare fiind sustinut de un suport 52, ca in figurile 7 si 8. Deasupra ventilatoarelor intubate 51 este fixat cu jutorul unor suporti 53 un deflector 54. Dedesubtul ventilatoarelor intubate 51 este fixat un profil 55 care are o forma simetrica cu deflectorul 54. In functionare, atunci cind ventilatoarele intubate 51 sunt actionate deflectorul 54 si profilul 55 functioneaza ca un ajutor Venturi care datorita succiunii provocate, mareste debitul ventilatoarelor intubate 51. In situatia zborului pe verticala voletul flexibil 9 se curbeaza spre in jos cu pina la 90° fortind jetul de aer debitat de ventilatoarele intubate 51 sa fie deviat inclinat spre in jos. In timpul decolarii si aterizarii aerul aspirat de ventilatoarele intubate 51 creeaza o depresiune pe extradusul 7, inclusiv in conditii statice. Depresiunea exercitata pe extradusul 7 creeaza o forta de sustentatie suplimentara F_{s1} care se adauga fortei F_{r1} produse de impulsul masei de aer expulzate inclinat de ventilatoarele intubate 51 (figura 8). Rezultanta celor doua forte F_{s1} si F_{r1} este forta totala de sustentatie F_{t1} care este cu circa 30% mai mare decit forta F_{r1} .

Intr-o prima varianta o aeronava 150 utilizeaza doua sisteme de propulsie 40, ca cele descrise anterior, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei 150, de o parte si de alta a unui fuzelaj 152, ca in figurile 9, 10, 11, 12 si 13. In acest caz fiecare elice propulsiva 42 utilizeaza un numar de palete 44 de tipul celor pliabile care sunt functionale numai datorita fortei centrifuge, respectiv atunci cind elicea este actionata de motorul electric 41 (figura 12). In acest scop, fiecare paleta 44 este fixata pe butucul 43 prin intermediul unei articulatii cilindrice 163. Atunci cind motorul electric 41 nu este actionat paletele 44 se pliaza (figura 13) datorita curentului de aer existent pe perioada zborului orizontal. Fiecare aripa unitara 2 se prelungeste cu o aripa 162, pliabila. Aeronava 150 prezinta un tren de aterizare cu roti (nefigurat). La partea din

spate fuzelajul 152 incorporeaza un sistem de propulsie 161 care contine cel putin un ventilator tangential 154 (figura 10). Ventilatorul tangential 154 utilizeaza un rotor tangential 155 care se roteste intr-o carcasa 156 si este actionat de cel putin un motor electric (nefigurat). Ventilatorul tangential 154 se alimenteaza cu aer printr-un colector de aer 157, ce preia aerul de deasupra fuzelajului 152. Aerul comprimat de ventilatorul tangential 154 este debitat printr-un ajutoraj 158 directionat orizontal spre spatele aeronavei 150. Deasupra ajutorajului 158 respectiv pe fuzelajul 152 este fixat un deflector 159 ce se continua cu un volet flexibil 9 ce folseste unul din mecanismele descrise anterior. In functionare voletul flexibil 9 are o pozitie 160a la decolare/aterizare verticala si atunci jetul de aer debitat de ventilatorul tangential 154 este directionat spre in jos cu pina la 90° de curbura voletului flexibil 9, respectiv impulsul masei de aer refulat contribuie la realizarea fortei de sustentatie. Concomitent aripa 162 are o pozitia verticala, ceea ce opreste aerul debitat de sistemul de propulsie 40 sa fie expulzat spre exterior. In zborul pe verticala toate elicele propulsie 42 folosesc paletele 44 in pozitia in care sunt perpendiculare pe axul motorului electric 41 (figura 12). In zborul pe orizontala voletul flexibil 9 are o pozitie 160b si jetul de aer este debitat spre spatele aeronavei 150, contribuind la realizarea fortei de propulsie pe orizontala. Concomitent ventilatorul tangential 154 realizeaza un efect de suptiune pe suprafata superioara a fuzelajului 152 ceea ce mareste forta de sustentatie. In zborul pe orizontala aripile 162 se gasesc intr-o pozitie orizontala, majorind forta de sustentatie pe orizontala. In zborul orizontal cu viteza maxima toate elicele propulsive 42 folosesc paletele 44 in pozitia in care sunt perpendiculare pe axul motorului electric 41 (figura 12). In zborul orizontal cu viteza economica, de randament ridicat, o parte sau toate elicele propulsive 42 au paletele 44 pliate in pozitia in care sunt paralele cu axul motorului electric 41 (figura 13), consum lor de energie fiind nul.

Aeronava 150, in cazul variantei amfibii, poate decola si ateriza de pe, respectiv pe apa din cauza flotabilitatii naturale a fuzelajului 152 si datorita distantei de siguranta dintre sistemele de propulsie 40 si 161 si suprafata apei ceea ce nu permite contactul rotoarelor cu apa, ca in figura 14. In plus la capetele aripilor 162 sunt montate doua flotoare 164. la decolarea si aterizarea de pe apa aripile 162 sunt pliate si in consecinta se scufunda partial in apa cu flotoarele 164, stabilizind aeronava 150, inclusiv in cazul existentei valurilor.

Intr-o alta varianta o aeronava 60, amfibie, utilizeaza un fuzelaj 61 de tipul celor conventionale pentru aeronave mici si medii, ca in figurile 15 si 16. De o parte si de alta a fuzelajului 61, respectiv in zona superioara, sunt montate doua sisteme de propulsie 40. Fuzelajul 61 integreaza o cabina 63 pentru pilot pasageri si marfuri. Cabina 63 este sustinuta prin intermediul unui cadru 75 de doua flotoare 76. Fuzelajul 61 prezinta la partea din spate o coada 77 pe care sunt fixate un

ampenaj vertical 78 si un ampenaj orizontal 79, ce prezinta o functionare conventionala. O elice tractiva 64 este montata central in fata fuzelajului 61 si este utilizata atat zborul pe verticala cit si cel orizontal. In situatia zborului pe verticala voletul flexibil 9 se curbeaza spre in jos cu pana la 90° fortind jetul de aer debitat de elicele propulsive 42 sa fie deviat inclinat spre in jos. Motoarele electrice 41 care actioneaza elicele propulsive 42, respectiv cel care alimenteaza elicea tractiva 64 pot fi alimentate de la un pachet de baterii. Intr-o alta varianta hibrida (figura 16) elicea tractiva 64 este actionata de o unitate hibrida 65 ce contine un motor-recuperator 66 si o masina electrica reversibila 67 montata in serie cu motorul-recuperator 66. Motorul-recuperator 66 contine cel putin un cilindru motor 68 si cel putin un cilindru recuperator 69 care produc un cuplu de rotatie la un arbore 70. Cuplul de rotatie de la motorul-recuperator 66 este transmis la masina electrica reversibila 67 prin intermediul unui ambreiaj 71. De asemenea cuplul de rotatie de la masina electrica reversibila 67 este transmis la elicea tractiva 64 prin intermediul unui ambreiaj 72. Masina electrica reversibila 67 poate functiona ca motor si atunci antreneaza elicea tractiva 64 singura sau impreuna cu motorul-recuperator 66. In acest caz masina electrica reversibila 67 este alimentata de la un pachet de baterii electrice 73 prin intermediul unui regulator (sau invertor) 74. De la regulatorul 74 se alimenteaza concomitent si motoarele electrice 41. Masina electrica reversibila 67 poate functiona ca generator, si in acest caz motorul-recuperator 66 antreneaza masina electrica reversibila 67 care debiteaza curent si incarca pachetul de baterii electrice 73 prin intermediul regulatorului 74. Elicea tractiva 64 si elicele propulsive 42 sunt actionate impreuna sau separat in functie de regimul de zbor. In cazul decolarii si aterizarii elicea tractiva 64 functioneaza si are rolul de a furniza o parte din forta de tractiune dar si rolul de a regla unghiul de tangaj, iar elicele propulsive 42 sunt toate in functiune. In zborul de croaziera economic elicele propulsive 42 nu mai sunt actionate si sunt pliate, forta de tractiune pe orizontala fiind produsa de elicea tractiva 64. In cazul zborului orizontal cu viteza maxima atat elicea tractiva 64 cit si toate elicele propulsive 42 sunt cuplate. In cazul defectarii elicii tractive 64, elicele propulsive 42 sunt cuplate. Ambreiajele 71 si 72 sunt cuplate/decuplate in functie de regimul de zbor si de starea de incarcare a pachetului de baterii electrice 73. Motorul-recuperator 67 realizeaza recuperarea interna a energiei gazelor arse ca la inventia RO130861 a aceluasi autor. Functionarea cu randament ridicat a motorului-recuperator 67 creste randamentul efectiv si micsoreaza cantitatea de combustibil stocata la bord.

Aeronava 60 poate fi realizata si in varianta cu tren de aterizare cu roti numai pentru zone uscate.

Intr-o alta varianta o aeronava 90, utilizeaza un fuzelaj 91, cilindric, de tipul celor conventionale pentru aeronave medii si mari, ca in figurile 17 si 18. De o parte si de alta a fuzelajului 91 sunt montate la partea din fata doua sisteme de propulsie 92 si la partea din spate doua sisteme de

propulsie 93, situate simetric de o parte si de alta a fuzelajului 91, centrul de greutate al aeronavei 90 fiind situat intre sistemele de propulsie 92 si 93. Fiecare sistem de propulsie 92 contine o aripa unitara 94 terminata la capat cu o portiune curbata 95. Fiecare sistem de propulsie 93 contine o aripa unitara 96 terminata la capat cu un ampenaj vertical 97. Sistemele de propulsie 91 si 92 utilizeaza voletii flexibili 9 si elicele propulsive 42. Aripile unitare 94 si 96 sunt montate decalat pe verticala (figura 18) pentru a evita interferenta jeturilor de aer produse de sistemele de propulsie 92 si 93. Deasupra fuzelajului 91 este montat un turbo-generator 98 ce furnizeaza energia necesara functionarii aeronavei 90, sistemul de propulsie fiind considerat hibrid.

Intr-o alta varianta o aeronava 110, utilizeaza un fuzelaj 111, cilindric, de tipul celor conventionale pentru aeronave medii si mari, ca in figura 19. De o parte si de alta a fuzelajului 111 sunt montate la partea din fata doua sisteme de propulsie 112 si la partea din spate doua sisteme de propulsie 113, situate simetric de o parte si de alta a fuzelajului 111, centrul de greutate al aeronavei 110 fiind inclus intre sistemele de propulsie 112 si 113. Fiecare sistem de propulsie 112 contine o aripa unitara 114 terminata la capat cu o portiune curbata 115. Fiecare sistem de propulsie 113 contine o aripa unitara 116 terminata la capat cu un ampenaj vertical 117. Sistemele de propulsie 111 si 112 utilizeaza voletii flexibili 9 si ventilatoarelor intubate 51 cu amplificator de debit amplasate deasupra.

Intr-o alta varianta o aeronava 130, utilizeaza un fuzelaj 131, cilindric, de tipul celor conventionale pentru aeronave medii si mari, ca in figura 20. De o parte si de alta a fuzelajului 131 sunt montate la partea din fata doua sisteme de propulsie 132 si la partea din spate doua sisteme de propulsie 133, situate simetric de o parte si de alta a fuzelajului 131, centrul de greutate al aeronavei 130 fiind inclus intre sistemele de propulsie 132 si 133. Fiecare sistem de propulsie 132 contine o aripa unitara 134 terminata la capat cu un ampenaj vertical 135. Fiecare sistem de propulsie 133 contine o aripa unitara 136 terminata la capat cu un ampenaj vertical 137. Sistemele de propulsie 131 si 132 utilizeaza voletii flexibili 9 si cablurile 32 paralele care actioneaza voletii flexibili 9. Pe fiecare aripa unitara 134 si 136 sunt montate la partea din fata un numar de motoare electrice 138 ce actioneaza fiecare o elice tractiva 139. In situatia zborului pe verticala (figura 20) voletul flexibil 9 se curbeaza spre in jos cu pina la 90° fortind jetul de aer debitat de elicele tractive 139 sa fie deviat spre in jos pe extradusul 7 utilizind efectul Coanda si concomitent fortind aerul debitat pe intradosul 8 sa fie curbat spre in jos din cauza impactului cu voletul flexibil 9, care actioneaza ca un deflector. In acest caz sustentatia este realizata datorita depresiunii aparute pe extradusul 7 prin efect Coanda si datorita impulsului masei de aer vehiculate atat pe extradusul 7 cit si pe intradosul 8. In zborul orizontal fluxul de aer debitat de elicele tractive 139 este directionat spre

spate si impulsul masei de aer determina forta de propulsie pe orizontala. In acest caz sustentatia este amplificata ca la o aeronava cu aripi suflate datorita vitezei sporite a aerului atit pe extradusul 7 cit si pe intradosul 8.

Intr-o alta varianta o aeronava 180, amfibie, utilizeaza un fuzelaj 181 de tipul celor conventionale pentru aeronave ultrausoare, ca in figurile 21 si 22. Fuzelajul 181 prezinta dedesupt un flotor central 182. Fuzelajul 181 integreaza doua sei 183 pentru pilot si pasager asezate in tandem pe un capotaj 184, unde poate fi localizat un pachet de baterii electrice (nefigurat). Pe fuzelajul 181 este fixata deasupra o aripa mediana 185 cu ajutorul unor tevi 186 si 187. De o parte si de alta a aripii mediane sunt montate la partea din fata doua sisteme de propulsie 188, situate simetric de o parte si de alta a fuzelajului 181. Fiecare sistem de propulsie 188 contine o aripa unitara 189 terminata la capat cu un suport vertical 190 ce face legatura cu un flotor 191. Sistemele de propulsie 188 utilizeaza voletii flexibili 9 si cablurile 32 paralele care actioneaza voletii flexibili 9. Pe fiecare aripa unitara 189 sunt montate la partea din fata un numar de motoare electrice 192 ce actioneaza fiecare o elice tractiva 193. Pe aripa mediana 185 este fixata o coada 194 ce prezinta la capat o elice 195, ce regleaza in principal unghiul de tangaj al aeronavei 180. Elicea 195 se poate roti in ambele sensuri in functie de necesitati. De asemenea elicea 195 poate regla orientarea (directia) aeronavei 180 la viteze reduse de deplasare, putind fi rotita dupa axa longitudinala a aeronavei cu ajutorul unui actuator 196. Pe coada 194 sunt fixate un ampenaj vertical 197 si unul orizontal 198, utilizate in zborul de viteza medie si ridicata pentru controlul aeronavei 180. In situatia zborului pe verticala (figura 21) voletul flexibil 9 se curbeaza spre in jos cu pina la 90° fortind jetul de aer debitat de elicele tractive 193 sa fie deviat spre in jos pe extradusul 7 utilizind efectul Coanda si concomitent fortind aerul debitat pe intradosul 8 sa fie curbat spre in jos din cauza impactului cu voletul flexibil 9, care actioneaza ca un deflector. In acest caz sustentatia este realizata datorita depresiunii aparute pe extradusul 7 prin efect Coanda si datorita impulsului masei de aer vehiculate atit pe extradusul 7 cit si pe intradosul 8. Elicea 195 mentine inclinarea aeronavei 180 intr-o pozitie favorabila decolarii, respectiv cu partea din fata ridicata. In zborul orizontal fluxul de aer debitat de elicele tractive 193 este directionat spre spate si impulsul masei de aer determina forta de propulsie pe orizontala. In acest caz sustentatia este amplificata ca la o aeronava cu aripi suflate datorita vitezei sporite a aerului atit pe extradusul 7 cit si pe intradosul 8 (figura 22).

Intr-o alta varianta o aeronava 210, amfibie, utilizeaza un fuzelaj 211 de tipul celor conventionale pentru aeronave mici si medii, ca in figura 23. De o parte si de alta a fuzelajului 211, respectiv in zona superioara, sunt montate doua sisteme de propulsie 30. Fuzelajul 211 integreaza o cabina 212 pentru pilot pasageri si marfuri. Cabina 212 este sustinuta prin intermediul unui cadru 213 de

doua flotoare 214. Fuzelajul 211 prezinta la partea din spate o coada 215 pe care sunt fixate un ampenaj vertical 216 si si o elice 217, ce regleaza in principal unghiul de tangaj al aeronavei 210. Elicea 217 se poate roti in ambele sensuri in functie de necesitati. De asemenea elicea 217 poate regla orientarea (directia) aeronavei 210 la viteze reduse de deplasare, putind fi rotita dupa axa longitudinala a aeronavei cu ajutorul unui actuator 218. In completarea sistemelor de propulsie 30, de o parte si de alta a fuzelajului 211 la partea din fata sunt fixate doua motoare electrice 219 prin intermediul unor suporturi 220, ce au un profil aerodinamic. Fiecare motor electric 219 antreneaza o elice tractiva 221. Cele doua elice tractive 221 se rotesc in sensuri contrare. Sistemele de propulsie 30 utilizeaza voletii flexibili 9 si cablurile 32 paralele care actioneaza voletii flexibili 9 fixati de aripile unitare 2. La capatul exterior al aripii unitare 2 este montat un ecran 222 ce impiedica partial ca aerul expulzat de elicele tractive 221 sa fie deviat spre exterior in timpul decolarii si aterizarii. Fiecare aripa unitara se prelungesc cu o aripa 223, ce poate fi pliabila sau nu. In situatia zborului pe verticala voletul flexibil 9 se curbeaza spre in jos cu pana la 90° fortind jetul de aer debitat de elicele tractive 221 sa fie curbat spre in jos din cauza impactului cu voletul flexibil 9, care actioneaza ca un deflector. In acest caz sustentatia este datorata impulsului masei de aer vehiculate pe intradosul 8. Elicea 217 mentine inclinarea aeronavei 220 intr-o pozitie favorabila decolarii pe verticala, respectiv cu partea din fata ridicata. In zborul orizontal fluxul de aer debitat de elicele tractive 221 este directionat spre spate si impulsul masei de aer determina forta de propulsie pe orizontala.

In toate cazurile descrise de sisteme de propulsie elementele de actionare respectiv actuatorele liniare 19 si cablurile 32, desi ies din volumul aripii unitare 2, datorita latimii mici, au o influenta mica spre neglijabila ca rezistenta la inaintare pe perioada zborului orizontal.

Oricare dintre aeronavele descrise poate decola si ateriza pe verticala sau poate avea o decolare ultra-scurta depinzind de nivelul de putere utilizat. In cazul aeronavelor cu decolare si aterizare pe verticala forta necesara decolarii/aterizarii este aproximativ egala cu greutatea aeronavei. In cazul decolarii si aterizarii ultra-scurte forta necesara decolarii poate fi de 2 pana la 4 ori mai mica. Aceasta insemna ca la bordul aeronavei puterea instalata poate fi de 2 pana la 4 ori mai mica ceea ce creste autonomia de zbor si reduce drastic pretul aeronavei.

Oricare dintre aeronavele descrise poate zbura in apropierea solului utilizind asa-zisul efect de sol si in acest caz randamentul zborului pe orizontala se imbunatateste substantial.

Revendicari

1. Sistem de propulsie de tipul celor care utilizeaza o suprafata aerodinamica deformabila pentru a realiza atat propulsia pe verticala cit si cea pe orizontala a unei aeronave caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (1) utilizeaza cel putin o aripa unitara (2) care contine in principal o parte rigida (3) si una flexibila (4), si

partea rigida (3), pozitionata anterior, este realizata ca un profil aerodinamic (5) ce contine un bord de atac (6), continuat la partea de sus cu un extradados (7) si la partea de jos cu un intrados (8), si

partea flexibila (4) se constituie ca un volet flexibil (9), sau volum deformabil, ce continua forma profilului aerodinamic (5) de pe partea rigida (3), si

voletul flexibil (9) este realizat din doua segmente, unul flexibil (10) si altul nedeformabil (11), si

cele doua segmente, cel flexibil (10) si cel nedeformabil (11) prezinta un invelis superior (12), comun si un invelis inferior (13), comun ce actioneaza fiecare ca un resort elastic si se unesc la capat , formind o muchie ascutita (14), si

invelisul superior (12) este fixat de partea rigida (3) a aripii unitare (2) in zona extradadosului (7), si

invelisul inferior (12) culiseaza intr-un ghidaj (15) continut in partea rigida (3) in zona intradosului (8), si

segmentul flexibil (10) si segmentul nedeformabil (11) sunt despartite printr-o intaritura (16) care rigidizeaza segmentul nedeformabil (11), si

intaritura (16) se prelungeste in afara volumului voletului flexibil (9), respectiv sub acesta, cu un brat (17), de actionare.

2. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca voletul flexibil (9) este actionat de un mecanism (18) ce contine un actuator liniar (19) , fixat la un capat de partea rigida (3), in zona de sub extradadosul (7), prin intermediul unei articulatii cilindrice fixe (20) si la celalalt capat intr-o articulatie cilindrica mobila (21), si

actuatorul liniar (19) traverseaza invelisul inferior (13) printr-o fanta (22), latimea fantei (22) depasind ca valoare diametrul maxim al actuatorului liniar (19), si

mai multe actuatore liniare (19), paralele actioneaza acelasi volet flexibil (9), si

in pozitia de zbor orizontal voletul flexibil (9) este orientat spre spate, si

curbarea voletului flexibil (9) spre in jos cu pina la 90° se realizeaza prin actionarea simultana a actuatorelor liniare (19) care isi micsoreaza lungimea si fiecare trage de articulatia cilindrica mobila (21) corespunzatoare, profilul invelisului superior (12) fiind fortat sa se curbeze



spre in jos, si concomitent profilul invelisului inferior (13) se curbeaza spre in jos iar extremitatea libera a acestuia culiseaza in interiorul partii rigide (3), si

la revenirea in zborul orizontal actuatorii liniare (19) imping voletul flexibil (9) spre spate si in aceasta miscare energia acumulata in invelisul superior (12) si cel inferior (13) este redata inapoi cu reducerea corespunzatoare consumului de energie al actuatorilor liniare (19).

3. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (30) care utilizeaza pentru actionarea voletului flexibil (9) un mecanism (31) ce foloseste un cablu (32), si

cablul (32) actioneaza asupra bratului (17) prin intermediul unei articulatii cilindrice mobile (33) si este infasurat pe un tambur (34) actionat de un actuator (35), si

mai multe cabluri (32) paralele sunt utilizate pentru acelasi volet flexibil (9) si se infasoara pe acelasi tambur (34).

4. Sistem de propulsie ca la revendicarea 2 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (40) prezinta fixat pe voletul flexibil (9) in zona segmentului nedeformabil (11) si deasupra acestuia un numar de motoare electrice (41), care sunt amplasate la o distanta D de muchia ascutita (14), si

fiecare motor electric (41) antreneaza o elice propulsiva (42) care pe perioada zborului orizontal preia aerul de pe aripa unitara (40) si il expulseaza spre spate, si

fiecare elice propulsiva (42) este antrenata prin intermediul unui butuc (43) pe care sunt fixate niste palete (44), inclinate corespunzator.

5. Sistem de propulsie ca la revendicarea 2 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (50) prezinta fixat pe voletul flexibil (9) in zona segmentului nedeformabil (11) si deasupra acestuia un numar de ventilatoare intubate (51), fiecare fiind sustinut de un suport (52), si

deasupra ventilatoarelor intubate (51) este fixat cu ajutorul unor suporti (53) un deflector (54), si

dedesubtul ventilatoarelor intubate (51) este fixat un profil (55) care are o forma simetrica cu deflectorul (54), si

in functionare, atunci cind ventilatoarele intubate (51) sunt actionate deflectorul (54) si profilul (55) functioneaza ca un ajutor Venturi care datorita succiunii provocate, mareste debitul ventilatoarelor intubate (51).

6. Sistem de propulsie ca la revendicarea 4 caracterizat prin aceea ca fiecare elice propulsiva (42) utilizeaza un numar de palete (44) de tipul celor pliabile care sunt functionale numai datorita fortei centrifuge, respectiv atunci cind elicea este actionata de motorul electric (41), fiecare paleta (44) fiind fixata pe butucul (43) prin intermediul unei articulatii cilindrice (163), si atunci cind

motorul electric (41) nu este actionat paletetele (44) se pliaza datorita curentului de aer existent pe perioada zborului orizontal.

7. Metoda de functionare a unui sistem de propulsie cu elici propulsive pentru aeronave cu decolare pe verticala/scurta caracterizat prin aceea ca in situatia zborului pe verticala voletul flexibil (9) se curbeaza spre in jos cu pina la 90° fortind jetul de aer debitat de elicele propulsive (42) sa fie deviat inclinat spre in jos, si

in timpul decolarii si aterizarii aerul aspirat de elicele propulsive (42) creeaza o depresiune pe extradusul (7), inclusiv in conditii statice, si

depresiunea exerciata pe extradusul (7) creeaza o forta de sustentatie suplimentara F_s care se adauga fortei F_r produse de impulsul masei de aer expulzate inclinat de elicele propulsive (42), si

rezultanta celor doua forte F_s si F_r este forta totala de sustentatie F_t care este substantial mai mare decit forta F_r , si

cu cit distanta D este mai mare cu atit forta de sustentatie suplimentara F_s este mai mare, datorita debitului marit de aer.

8. Aeronava ca la revendicarea 6 caracterizata prin aceea ca o aeronava (150) utilizeaza doua sisteme de propulsie (40) pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei (150), de o parte si de alta a unui fuzelaj (152), si

fiecare aripa unitara (2) se prelungeste cu o aripa (162), pliabila, si

in timpul decolarii si aterizarii aripa (162) are o pozitie verticala, ceea ce opreste aerul debitat de sistemul de propulsie (40) sa fie expulzat spre exterior, si

in timpul zborului oriozontal aripa (162) are o pozitie orizontala marind sustentatia aerodinamica.

9. Aeronava ca la revendicarea 8 caracterizata prin aceea ca la partea din spate fuzelajul (152) incorporeaza un sistem de propulsie (161) care contine cel putin un ventilator tangential (154), si

ventilatorul tangential (154) utilizeaza un rotor tangential (155) care se roteste intr-o carcasa (156) si este actionat de cel putin un motor electric, si

ventilatorul tangential (154) se alimenteaza cu aer printr-un colector de aer (157), ce preia aerul de deasupra fuzelajului (152), si

aerul comprimat de ventilatorul tangential (154) este debitat printr-un ajutoraj (158) directionat orizontal spre spatele aeronavei (150), si

deasupra ajutorajului (158) respectiv pe fuzelajul (152) este fixat un deflector (159) ce se continua cu un volet flexibil (9), si

in functionare voletul flexibil (9) are o pozitie (160a) la decolare/aterizare verticala cind este curbat si atunci jetul de aer debitat de ventilatorul tangential (154) este directionat spre in jos cu pina la 90° de curbura voletului flexibil (9), respectiv impulsul masei de aer refulat contribuie la realizarea fortei de sustentatie, si

in zborul pe orizontala voletul flexibil (9) are o pozitie (160b), orizontala, si jetul de aer este debitat spre spatele aeronavei (150), contribuind la realizarea fortei de propulsie pe orizontala si concomitent ventilatorul tangential (154) realizeaza un efect de suctiune pe suprafata superioara a fuzelajului (152) ceea ce mareste forta de sustentatie.

10. Aeronava ca la revendicarea 9 caracterizata prin aceea ca aeronava (150), amfibie, poate decola si ateriza de pe, respectiv pe apa din cauza flotabilitatii naturale a fuzelajului (152) si datorita distantei de siguranta dintre sistemele de propulsie (40) si (161) si suprafata apei ceea ce nu permite contactul rotoarelor cu apa, si

la capetele aripilor (162), pliabile, sunt montate doua flotoare (164), si

la decolarea si aterizarea de pe apa aripile (162) sunt pliate in pozitie verticala si in consecinta se scufunda partial in apa cu flotoarele (164), stabilizind aeronava (150), inclusiv in cazul existentei valurilor.

11. Aeronava ca la revendicarea 6 caracterizata prin aceea ca o aeronava (60), amfibie, utilizeaza un fuzelaj (61) de tipul celor conventionale pentru aeronave mici si medii, de o parte si de alta a fuzelajului (61), respectiv in zona superioara, fiind montate doua sisteme de propulsie (40), si

fuzelajul (61) integreaza o cabina (63) pentru pilot pasageri si marfuri, si

cabina (63) este sustinuta prin intermediul unui cadru (75) de doua flotoare (76), si

fuzelajul (61) prezinta la partea din spate o coada (77) pe care sunt fixate un ampenaj vertical (78) si un ampenaj orizontal (79), ce prezinta o functionare conventionala, si

o elice tractiva (64) este montata central in fata fuzelajului (61) si este utilizata atit zborul pe verticala cit si cel orizontal, si

in situatia zborului pe verticala voletul flexibil (9) se curbeaza spre in jos cu pina la 90° fortind jetul de aer debitat de elicele propulsive (42) sa fie deviat inclinat spre in jos.

12. Aeronava ca la revendicarea 11 caracterizata prin aceea ca motoarele electrice (41) care actioneaza elicele propulsive (42), respectiv cel care alimenteaza elicea tractiva (64) sunt alimentate de la un pachet de baterii inclus in fuzelajul (61), aeronava (60) avind o propulsie pur electrica.

13. Aeronava ca la revendicarea 11 caracterizata prin aceea ca elicea tractiva (64) este actionata de o unitate hibrida (65) ce contine un motor-recuperator (66) si o masina electrica reversibila

(67) montata in serie cu motorul-recuperator (66), si

motorul-recuperator (66) contine cel putin un cilindru motor (68) si cel putin un cilindru recuperator (69) care produc un cuplu de rotatie la un arbore (70), si

cuplul de rotatie de la motorul-recuperator (66) este transmis la masina electrica reversibila (67) prin intermediul unui ambreiaj (71), si

cuplul de rotatie de la masina electrica reversibila (67) este transmis la elicea tractiva (64) prin intermediul unui ambreiaj (72), si

masina electrica reversibila (67) poate functiona ca motor si atunci antreneaza elicea tractiva (64) singura sau impreuna cu motorul-recuperator (66) si masina electrica reversibila (67) este alimentata de la un pachet de baterii electrice (73) prin intermediul unui regulator (74), si

regulatorul (74) alimenteaza motoarele electrice (4), ce actioneaza elicele propulsive (42), si

masina electrica reversibila (67) poate functiona ca generator, si in acest caz motorul-recuperator (66) antreneaza masina electrica reversibila (67) care debiteza curent si incarca pachetul de baterii electrice (73) prin intermediul regulatorului (74), si

elicea tractiva (64) si elicele propulsive (42) sunt actionate in functie de regimul de zbor.

14. Metoda ca la revendicarea 13 caracterizata prin aceea ca in cazul decolarii si aterizarii elicea tractiva (64) functioneaza si are rolul de a furniza o parte din forta de tractiune dar si rolul de a regla unghiul de tangaj al aeronavei (60), iar elicele propulsive (42) sunt toate in functiune, si

in zborul de croaziera economic elicele propulsie (42) nu mai sunt actionate si sunt pliate, forta de tractiune pe orizontala fiind produsa de elicea tractiva (64), si

in cazul zborului orizontal cu viteza maxima atit elicea tractiva (64) cit si toate elicele propulsive (42) sunt cuplate, si

in cazul defectarii elicii tractive (64), elicele propulsive (42) sunt cuplate, si

ambreiajele (71) si (72) sunt cuplate/decuplate in functie de regimul de zbor si de starea de incarcare a pachetului de baterii electrice (73).

15. Aeronava ca la revendicarea 6 caracterizata prin aceea ca o aeronava (90), utilizeaza un fuzelaj (91), considerat in mod substantial cilindric, de tipul celor conventionale pentru aeronave medii si mari, si

de o parte si de alta a fuzelajului (91) sunt montate la partea din fata doua sisteme de propulsie (92) si la partea din spate doua sisteme de propulsie (93), situate simetric de o parte si de alta a fuzelajului (91), centrul de greutate al aeronavei (90) fiind situat intre sistemele de propulsie (92) si (93), si

fiecare sistem de propulsie (92) contine o aripa unitara (94) terminata la capat cu o

portiune curbata (95), si

fiecare sistem de propulsie 93 contine o aripa unitara 96 terminata la capat cu un ampenaj vertical 97, si

sistemele de propulsie (91) si (92) utilizeaza voletii flexibili (9) si elicele propulsive (42), si aripile unitare (94) si (96) sunt montate decalat pe verticala pentru a evita interferenta jeturilor de aer produse de sistemele de propulsie (92) si (93).

16. Aeronava ca la revendicarea 6 caracterizata prin aceea ca deasupra fuzelajului (91) este montat un turbo-generator (98) ce furnizeaza energia necesara functionarii aeronavei (90), sistemul de propulsie in ansamblu sau fiind considerat hibrid.

17. Aeronava ca la revendicarea 5 caracterizata prin aceea ca o aeronava (110), utilizeaza un fuzelaj (111), considerat in mod substantial cilindric, de tipul celor conventionale pentru aeronave medii si mari, si

de o parte si de alta a fuzelajului (111) sunt montate la partea din fata doua sisteme de propulsie (112) si la partea din spate doua sisteme de propulsie (113), situate simetric de o parte si de alta a fuzelajului (111), centrul de greutate al aeronavei (110) fiind inclus intre sistemele de propulsie (112) si (113), si

fiecare sistem de propulsie (112) contine o aripa unitara (114) terminata la capat cu o portiune curbata (115), si

fiecare sistem de propulsie (113) contine o aripa unitara (116) terminata la capat cu un ampenaj vertical (117), si

sistemele de propulsie (111) si (112) utilizeaza voletii flexibili (9) si ventilatoarelor intubate (51) cu amplificator de debit amplasate deasupra.

18. Aeronava ca la revendicarea 3 caracterizata prin aceea ca o aeronava (130), utilizeaza un fuzelaj (131), considerat in mod substantial cilindric, de tipul celor conventionale pentru aeronave medii si mari, si

de o parte si de alta a fuzelajului (131) sunt montate la partea din fata doua sisteme de propulsie (132) si la partea din spate doua sisteme de propulsie (133), situate simetric de o parte si de alta a fuzelajului (131), centrul de greutate al aeronavei (130) fiind inclus intre sistemele de propulsie (132) si (133), si

fiecare sistem de propulsie (132) contine o aripa unitara (134) terminata la capat cu un ampenaj vertical (135), si

fiecare sistem de propulsie (133) contine o aripa unitara (136) terminata la capat cu un ampenaj vertical (137), si

sistemele de propulsie (131) si (132) utilizeaza voletii flexibili (9) si cablurile (32) paralele care actioneaza voletii flexibili (9), si

pe fiecare aripa unitara (134) si (136) sunt montate la partea din fata un numar de motoare electrice (138) ce actioneaza fiecare o elice tractiva (139).

19. Metoda de functionare ca la revendicarea 18 caracterizata prin aceea ca in situatia zborului pe verticala voletul flexibil (9) se curbeaza spre in jos cu pana la 90° fortind jetul de aer debitat de elicele tractive (139) sa fie deviat spre in jos pe extradusul (7) utilizind efectul Coanda si concomitent fortind aerul debitat pe intradosul (8) sa fie curbat spre in jos din cauza impactului cu voletul flexibil (9), care actioneaza ca un deflector si in acest caz sustentatia este realizata atit datorita depresiunii aparute pe extradusul (7) prin efect Coanda cit si datorita impulsului masei de aer vehiculate atit pe extradusul (7) cit si pe intradosul (8), si

in zborul orizontal fluxul de aer debitat de elicele tractive (139) este directionat spre spate si impulsul masei de aer determina forta de propulsie pe orizontala, in acest caz sustentatia fiind amplificata ca la o aeronava cu aripi suflate datorita vitezei sporite a aerului atit pe extradusul (7) cit si pe intradosul (8).

20. Aeronava ca la revendicarea 3 caracterizata prin aceea ca o aeronava (180), amfibie, utilizeaza un fuzelaj (181) de tipul celor conventionale pentru aeronave ultrausoare, si

fuzelajul (181) prezinta dedesupt un flotor central (182), si

fuzelajul (181) integreaza doua sei (183) pentru pilot si pasager asezate in tandem pe un capotaj (184), unde poate fi localizat un pachet de baterii electrice, si

pe fuzelajul (181) este fixata deasupra o aripa mediana (185) cu ajutorul unor tevi (186) si (187), si

de o parte si de alta a aripii mediane (195) sunt montate la partea din fata doua sisteme de propulsie (188), situate simetric de o parte si de alta a fuzelajului (181), si

fiecare sistem de propulsie (188) contine o aripa unitara (189) terminata la capat cu un suport vertical (190) ce face legatura cu un flotor (191), si

sistemele de propulsie (188) utilizeaza voletii flexibili (9) si cablurile (32) paralele care actioneaza voletii flexibili (9), si

pe fiecare aripa unitara (189) sunt montate la partea din fata un numar de motoare electrice (192) ce actioneaza fiecare o elice tractiva (193), si

pe aripa mediana (185) este fixata o coada (194) ce prezinta la capat o elice (195), ce regleaza in principal unghiul de tangaj al aeronavei (180), elicea (195) se putindu-se roti in ambele sensuri in functie de necesitati, si

elicea (195) poate regla orientarea aeronavei (180) la viteze reduse de deplasare, putind fi

rotita dupa axa longitudinală a aeronavei cu ajutorul unui actuator (196), și pe coada (194) sunt fixate un ampenaj vertical (197) și unul orizontal (198), utilizate în zborul de viteză medie și ridicată pentru controlul aeronavei (180).

21. Metoda de funcționare ca la revendicarea 20 caracterizată prin aceea că în situația zborului pe verticală voletul flexibil (9) se curbează spre în jos cu pînă la 90° forțînd jetul de aer debitat de elicele tractive (193) să fie deviat spre în jos pe extradusul (7) utilizînd efectul Coanda și concomitent forțînd aerul debitat pe intradosul (8) să fie curbat spre în jos din cauza impactului cu voletul flexibil (9), care acționează ca un deflector și în acest caz sustentatia este realizată datorită depresiunii apărute pe extradusul (7) prin efect Coanda și datorită impulsului masei de aer vehiculate atît pe extradusul (7) cît și pe intradosul (8), și

elicea (195) menține înclinarea aeronavei (180) într-o poziție favorabilă decolării, respectiv cu partea din față ridicată, și

în zborul orizontal fluxul de aer debitat de elicele tractive (193) este direcționat spre spate și impulsul masei de aer determină forța de propulsie pe orizontală, și în acest caz sustentatia este amplificată ca la o aeronavă cu aripi suflate datorită vitezei sporite a aerului atît pe extradusul (7) cît și pe intradosul (8).

22. Aeronavă ca la revendicarea 3 caracterizată prin aceea că o aeronavă (210), amfibie, utilizează un fuzelaj (211) de tipul celor convenționale pentru aeronave mici și medii, și

de o parte și de altă a fuzelajului (211), respectiv în zona superioară, sunt montate două sisteme de propulsie (30), și

fuzelajul (211) integrează o cabină (212) pentru pilot pasageri și marfuri, și

cabină (212) este susținută prin intermediul unui cadru (213) de două flotoare (214), și

fuzelajul (211) prezintă la partea din spate o coadă (215) pe care sunt fixate un ampenaj vertical (216) și și o elice (217), ce reglează în principal unghiul de tangaj al aeronavei (210), și

elicea (217) se poate roti în ambele sensuri în funcție de necesități și poate regla orientarea aeronavei (210) la viteze reduse de deplasare, putînd fi rotită după axa longitudinală a aeronavei cu ajutorul unui actuator (218), și

în completarea sistemelor de propulsie (30), de o parte și de altă a fuzelajului (211) la partea din față sunt fixate două motoare electrice (219) prin intermediul unor suporturi (220), ce au un profil aerodinamic, și

fiecare motor electric (219) antrenează o elice tractivă (221), cele două elice tractive (221) rotîndu-se în sensuri contrare, și

sistemele de propulsie (30) utilizează voletii flexibili (9) și cablurile (32) paralele care acționează voletii flexibili (9) fixați de aripile unitare (2), și

la capatul exterior al aripii unitare (2) este montat un ecran (222) ce impiedica partial ca aerul expulzat de elicele tractive (221) sa fie deviat spre exterior in timpul decolarii si aterizarii, si fiecare aripa unitara se prelungesc cu o aripa (223), ce poate fi de tipul pliabil.

23. Metoda de functionare ca la revendicarea 22 caracterizata prin aceea ca in situatia zborului pe verticala voletul flexibil (9) se curbeaza spre in jos cu pina la 90° fortind jetul de aer debitat de elicele tractive (221) sa fie curbat spre in jos din cauza impactului cu voletul flexibil (9), care actioneaza ca un deflector si in acest caz sustentatia este datorata impulsului masei de aer vehiculate pe intradosul (8), si

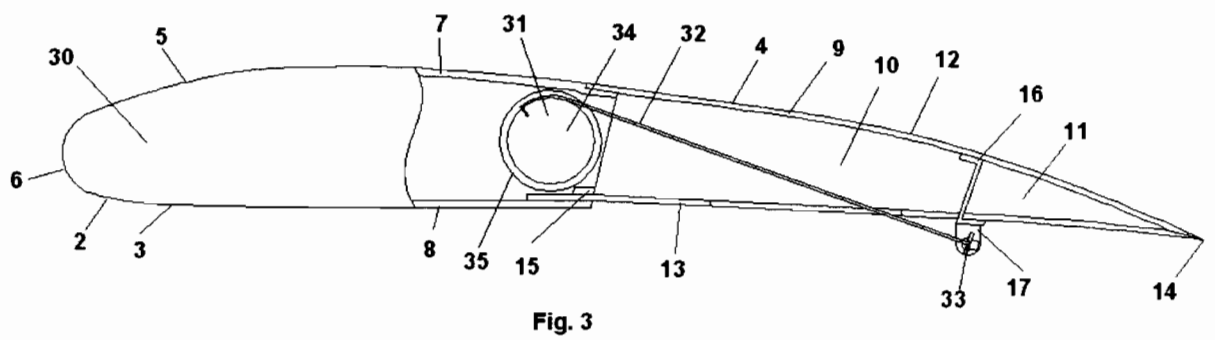
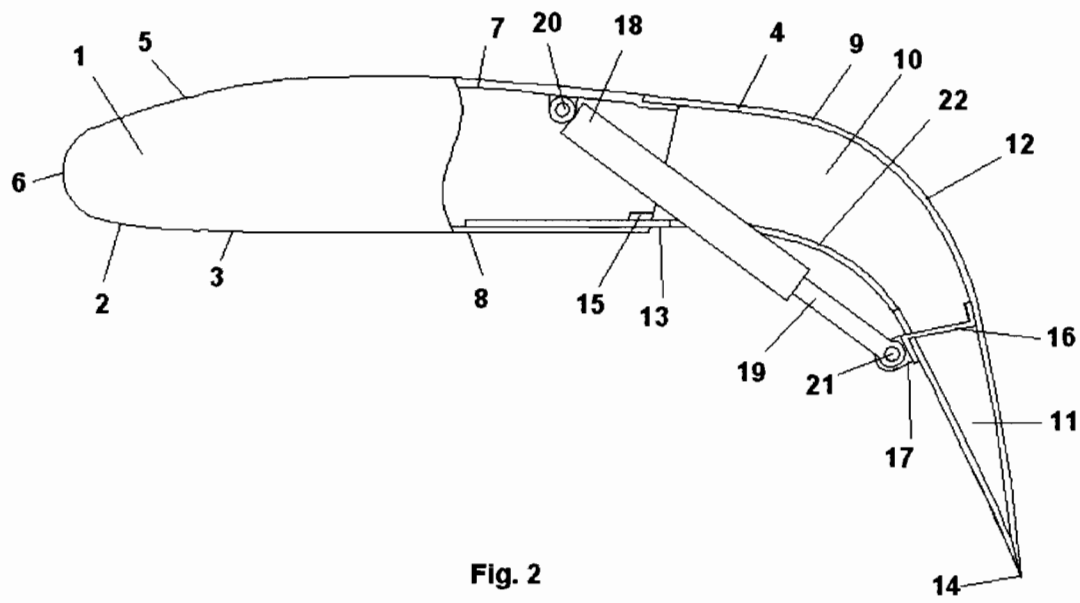
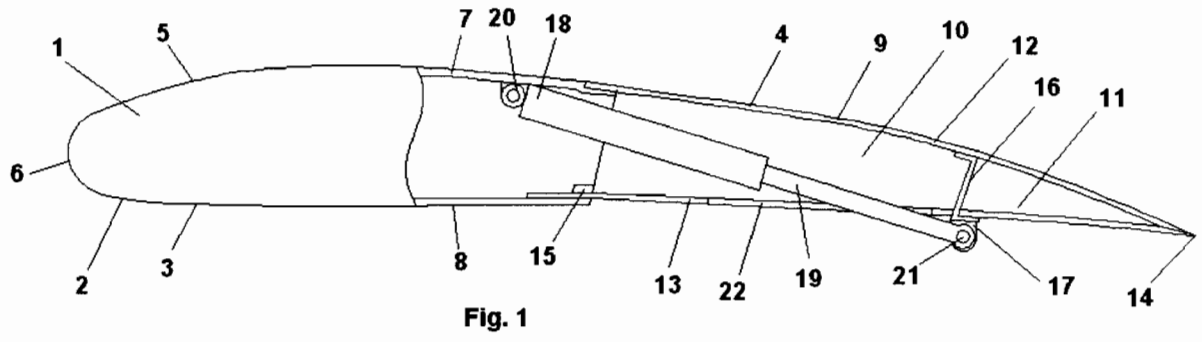
elicea (217) mentine inclinarea aeronavei (220) intr-o pozitie favorabila decolarii pe verticala, respectiv cu partea din fata ridicata, si

in zborul orizontal fluxul de aer debitat de elicele tractive (221) este directionat spre spate si impulsul masei de aer determina forta de propulsie pe orizontala.

24. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca poate fi de tipul cu decolare si aterizare pe verticala.

25. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca poate fi de tipul cu decolare si aterizare ultra-scurta.

26. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca poate zbura in apropierea solului utilizind efectul de sol pentru a imbunatati randamentul zborului pe orizontala.



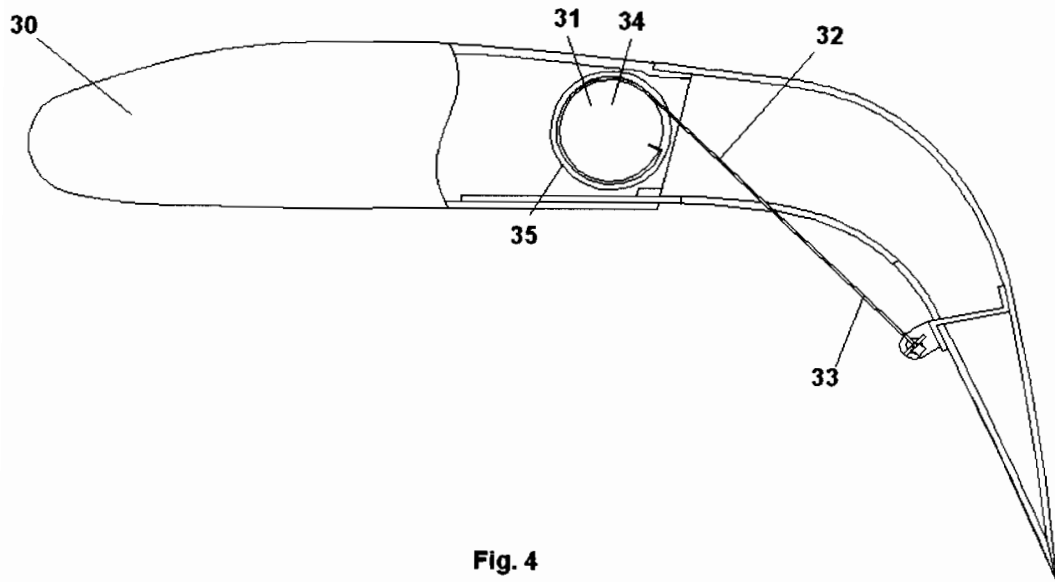


Fig. 4

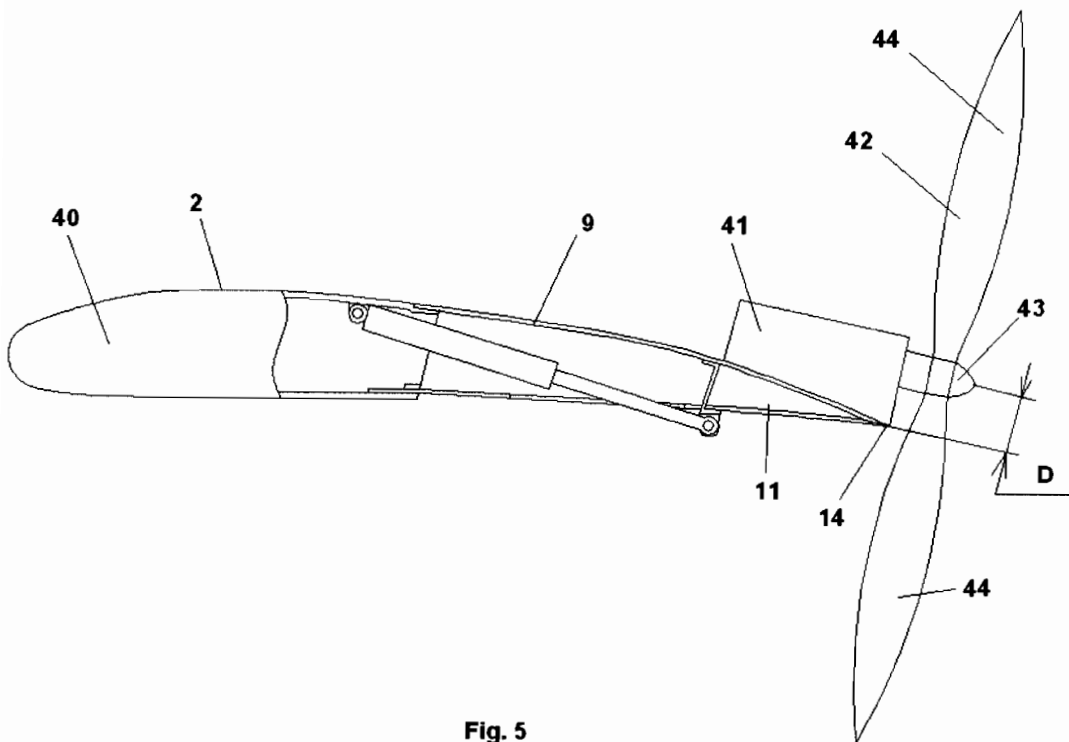


Fig. 5

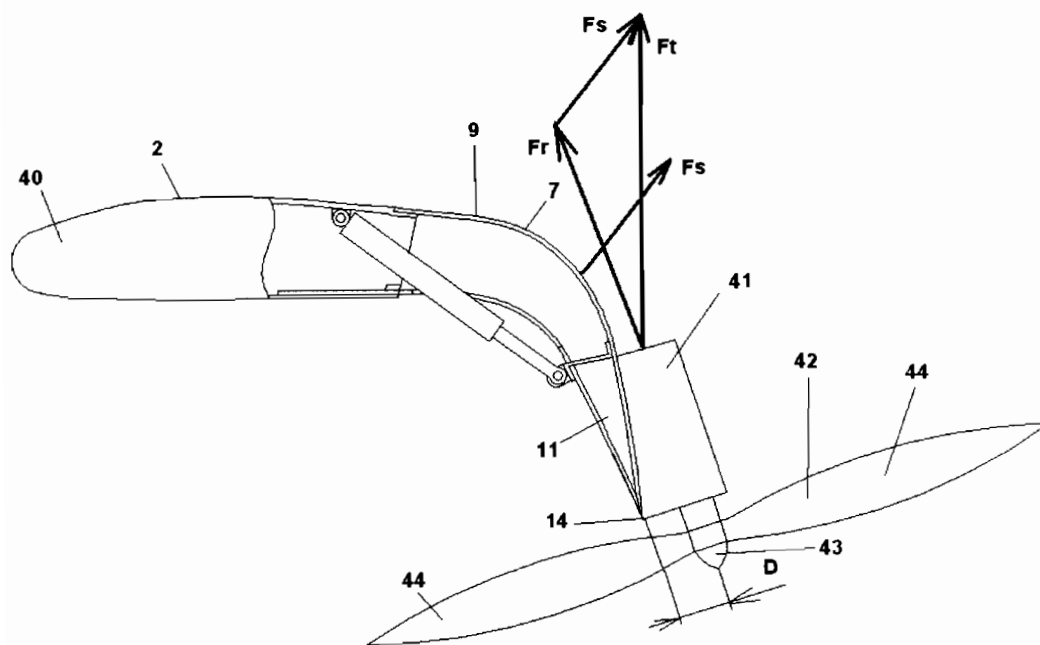


Fig. 6

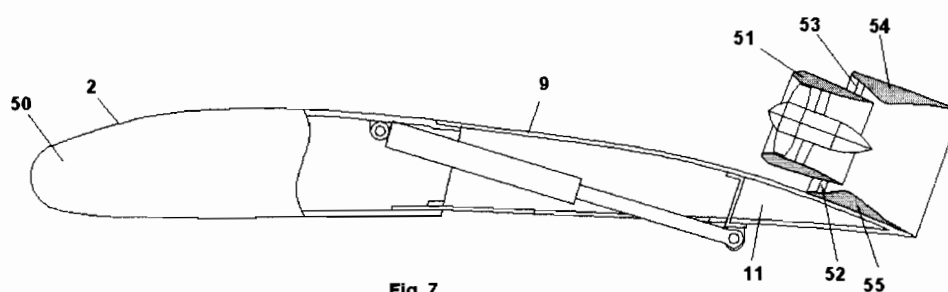


Fig. 7

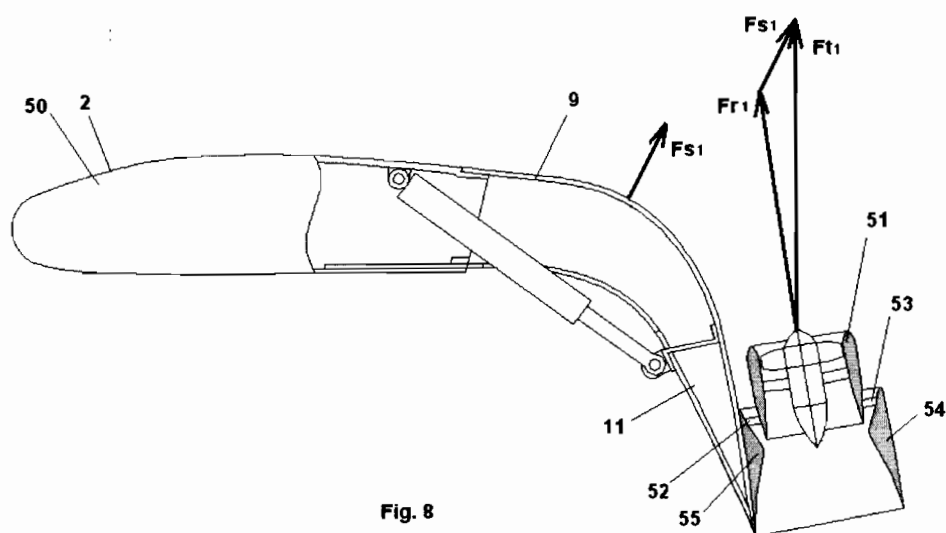


Fig. 8

