



(12) CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2018 00611

(22) Data de depozit: 28/08/2018

(41) Data publicării cererii:
28/02/2020 BOPI nr. 2/2020

(71) Solicitant:
• GIURCA LIVIU GRIGORIAN,
BD.NICOLAE TITULESCU NR. 15, BL. I-6,
ET.5, AP.13, CRAIOVA, DJ, RO

(72) Inventatori:
• GIURCA LIVIU GRIGORIAN,
BD.NICOLAE TITULESCU NR. 15, BL. I-6,
ET.5, AP.13, CRAIOVA, DJ, RO

(54) SISTEM DE PROPULSIE ȘI AERONAVE

(57) Rezumat:

Invenția se referă la o aeronavă și la un sistem de propulsie care folosesc 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 patru sisteme (1) de propulsie, două dispuse simetric la partea din față și două dispuse la partea din spate, în așa fel ca fluxurile de aer produse la partea din față să nu interfereze direct cu fluxurile de aer produse la partea din spate, sistemele (1) de propulsie sunt fixate pe un fuzelaj (41) având o formă aerodinamică, care conține o cabină pentru piloți, pasageri și mărfuri, și adăpostește sursa de energie pentru alimentarea unor motoare (4) electrice, în poziția de decolare și aterizare pe verticală fuzelajul (41) se sprijină pe cel puțin o roată (42), retractabilă, fixată la partea din față și pe două roți (43) retractabile, fixate la partea din spate, fiecare sistem (1) de propulsie având câte o aripă (2) care conține un volet (8) flexibil care poate devia jetul de aer cu 90° pentru a obține decolarea și aterizarea pe verticală.

Revendicări: 43

Figuri: 24

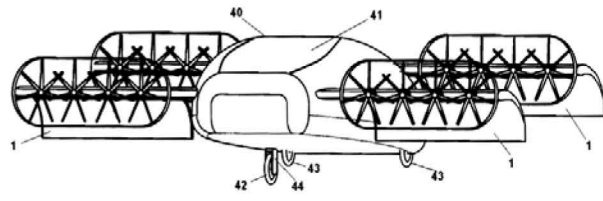
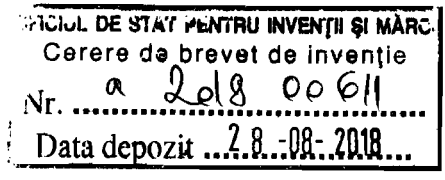


Fig. 6





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 ce poate fi aplicata la o aripa de aeronava. Aceasta solutie utilizeaza un numar ridicat de actuatoare pentru a modifica forma aripii ceea ce complica constructia si mareste costurile. Pe de alta parte unghiul de modificare al profilului aripii este redus (cu mult sub 90°) si nu permite utilizarea solutiei la aeronave VTOL.

Sunt de asemenea cunoscute aeronave cu decolare scurta STOL la care una sau mai multe elici (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 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 lungimii aripii.

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 circa 90° .

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 suflata de mai multe rotoare fixate de aripa la partea anterioara prin intermediul unor motoare electrice de actionare. Aripa este fixata pe un fuzelaj al unei aeronave. Aripa are un profil aerodinamic ce prezinta un extrados si un intrados. Rotoarele sunt astfel amplasate incit jetul de aer expulzat sa spele atat extradosul cit si intradosul aripii pe toata lungimea acesteia inclusiv cind aeronava stationeaza. Doua rotoare vecine sunt suprapuse astfel incit jetul de aer ce baleiaza aripa sa nu fie intrerupt si intensitatea jetului sa fie cit mai constanta pe toata lungimea profilului aerodinamic. Rotoarele sunt protejate de un inel exterior fixat de asemenea de aripa. In situatia zborului orizontal aripa prezinta la partea posterioara un volet flexibil ce continua forma profilului aerodinamic orizontal si se sfirseste cu o muchie considerata ca fiind ascutita, aripa functionind ca o aripa suflata. In situatia zborului pe verticala voletul flexibil se curbeaza spre in jos cu circa 90° fortind jetul de aer debitat de rotoare sa fie deviat spre in jos pe extrados utilizind efectul Coanda si concomitent fortind aerul debitat pe intrados sa fie curbat spre in jos din cauza impactului cu voletul flexibil. Sustentatia este realizata datorita depresiunii aparute pe extrados prin efect Coanda si datorita impulsului masei de aer vehiculate atat pe extrados cit si pe intrados. Voletul flexibil este realizat dintr-un numar de segmente care au un invelis superior comun ce actioneaza ca un resort elastic. Segmentele sunt despartite printr-un profil omega ce actioneaza de asemenea ca un resort. Curbarea profilului se realizeaza cu ajutorul mai multor cabluri paralele fixate pe profilul omega cel mai exterior si care sunt infasurate pe un tambur actionat de un actuator. Intr-o alta varianta voletul flexibil poate fi curbat cu ajutorul unor camere pneumatice actionate de o pompa de vid.

Intr-o a doua varianta constructiva un sistem de propulsie utilizeaza mai multe ventilatoare intubate asezate pe un rind si fixate cu ajutorul unor suportii intre doua aripi paralele, decalate cu o anumita

distanța și fixate pe un fuzelaj al unei aeronave, respectiv o aripă anterioară și o aripă posterioară ce au un profil aerodinamic. Fiecare ventilator intubat conține un rotor acționat de un motor electric. Cele două aripi anterioară și posterioară sunt astfel decalate încât ventilatoarele intubate produc o presiune suplimentară pe extradusul aripii anterioare și o presiune suplimentară pe intradosul aripii posterioare. Ventilatoarele intubate sunt astfel distanțate între ele și față de aripile anterioară și posterioară încât să realizeze un efect Venturi de aspirație care amplifică jetul principal de aer generat de ventilatoarele intubate și diminuează zgomotul produs de acestea. Aripă posterioară prezintă la partea posterioară un volet flexibil ce continuă forma profilului aerodinamic orizontal pe perioada zborului orizontal și se sfârșește cu o muchie considerată ca fiind ascuțită, ca la exemplul anterior. În situația zborului pe verticală voletul flexibil se curbează spre în jos cu circa 90° forțând jetul de aer debitat de ventilatoarele intubate să fie deviat spre în jos de voletul flexibil. Sustentarea este realizată datorită presiunii apărute pe extradusul aripii inferioare și datorită impulsului masei de aer vehiculate pe intradosul aripii posterioare. Voletul flexibil este realizat ca la exemplul anterior.

O aeronavă cu decolare și aterizare pe verticală utilizează patru sisteme de propulsie ca cele descrise anterior, respectiv două de o parte și două de cealaltă parte a fuzelajului.

O aeronavă cu decolare și aterizare scurtă sau ultrascurtă utilizează două sisteme de propulsie ca cele descrise anterior, respectiv două de o parte și două de cealaltă parte a fuzelajului.

Într-o altă variantă constructivă aeronavele cu patru sisteme de propulsie prezintă niște flotoare care le permit să decoleze și să aterizeze de pe apă, respectiv pe apă.

Alte sisteme de propulsie utilizează ventilatoare intubate ce pot fi poziționate atât deasupra unei aripi sau dedesubtul acesteia.

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

Un alt tip de aeronavă cu decolare și aterizare pe verticală utilizează la partea din față două sisteme de propulsie ca cele descrise pentru aripi și la partea din spate un sistem de propulsie cu ventilator tangential.

Sistemul de propulsie prezintă un randament ridicat deoarece utilizează atât extradusul cât și intradosul aripii pentru a produce sustentarea inclusiv în condiții statice. În consecință puterea maximă necesară decolării este diminuată comparativ cu soluțiile cunoscute. Schimbarea regimului de zbor se realizează cu ușurință prin manevrarea voletelor flexibile respectiv prin schimbarea regimului de rotație a rotoarelor. Aeronavele conform invenției pot să decoleze și să 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. Aeronava prezinta un nivel de redundanta cel putin dublu comparativ cu stadiul tehnicii.

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

- Fig. 1, o vedere laterala a unui sistem de propulsie cu aripa unitara actionata mecanic de un cablu simplu;
- Fig. 2, o vedere izometrica a sistemului de la figura 1
- Fig. 3, o vedere cu sectiune a sistemului de la figura 1 in pozitia de zbor pe orizontala;
- Fig. 4, o vedere cu sectiune a sistemului de la figura 1 in pozitia de zbor vertical sau de tranzitie;
- Fig. 5, o vedere laterala a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala avind sistem de propulsie cu aripa unitara si rotoare deschise in pozitia decolarii sau aterizarii;
- Fig. 6, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 5;
- Fig. 7, o vedere laterala a aeronavei de la figura 5 in pozitia zborului orizontal;
- Fig. 8, o vedere cu sectiune a unei aripi actionata pneumatic in faza de zbor orizontal;
- Fig. 9, o vedere cu sectiune a aripii de la figura 8 in faza de zbor orizontal;
- Fig. 10, o vedere izometrica a unei aeronave cu sistem de propulsie tip bilpan in pozitia decolarii sau aterizarii;
- Fig. 11, o vedere laterala a aeronavei de la figura 10 in pozitia zborului vertical sau de tranzitie;
- Fig. 12, o vedere laterala a aeronavei de la figura 10 in pozitia zborului orizontal;
- Fig. 13, o vedere cu sectiune a unei aripi actionata mecanic de un cablu cu manta in faza de zbor orizontal;
- Fig. 14, o vedere cu sectiune a aripii de la figura 13 in faza de zbor vertical;
- Fig. 15, o vedere laterala cu sectiune a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala avind doua sisteme de propulsie cu aripa unitara si un sistem de propulsie cu ventilator tangential si jet deflectat;
- Fig. 16, o vedere izometrica din spate a aeronavei de la figura 15 in pozitia de decolare /aterizare;
- Fig. 17, o vedere izometrica din spate a aeronavei de la figura 15 in pozitia de zbor orizontal;

- Fig. 18, o vedere laterala a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala avind doua sisteme de propulsie tip biplan si un sistem de propulsie cu ventilator tangential si efect Coanda;
- Fig. 19, o vedere laterala a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala avind trei sisteme de propulsie cu ventilatoare intubate plasate dedesubt;
- Fig. 20, o vedere laterala a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala avind trei sisteme de propulsie cu ventilatoare intubate plasate deasupra si efect Coanda;
- Fig. 21, o vedere laterala a unei aeronave cu decolare scurta avind sistem de propulsie cu aripa unitara;
- Fig. 22, o vedere laterala a unei aeronave cu decolare scurta avind sistem de propulsie tip biplan;
- Fig. 23, o vedere izometrica a unei aeronave amfibii cu decolare si aterizare pe verticala avind sistem de propulsie cu aripa unitara;
- Fig. 24, o vedere izometrica a unei aeronave amfibii cu decolare si aterizare pe verticala avind sistem de propulsie tip biplan.

Intr-o prima varianta un sistem de propulsie 1 utilizeaza cel putin o aripa 2, suflata pe care sunt fixate un numar de rotoare 3, ca in figurile 1, 2, 3 si 4. Rotoarele 3 sunt fixate de aripa suflata 2 la partea anterioara prin intermediul unor motoare electrice 4 de actionare. Aripa 2 are un profil aerodinamic ce prezinta un extradados 5 si un intrados 6. Rotoarele 3 sunt astfel amplasate incit jetul de aer expulzat sa spele atat extradadosul 5 cit si intradosul 6 al aripii 2 pe toata lungimea acesteia inclusiv in stationare. Doua rotoare 3 vecine sunt suprapuse astfel incit jetul de aer ce baleiaza aripa 2 sa nu fie intrerupt si intensitatea jetului sa fie cit mai constanta pe toata lungimea profilului aerodinamic. Rotoarele 3 sunt protejate de un inel exterior 7 fixat de asemenea de aripa 2. Aripa 2 prezinta la partea posterioara un volet flexibil 8 ce continua forma profilului aerodinamic intr-o pozitie 8b in perioada zborului orizontal (figura 3). Voletul flexibil 8 se sfirseste cu o muchie 9 considerata ca fiind ascutita. In situatia zborului pe verticala (figura 4) voletul flexibil 8 se curbeaza spre in jos cu circa 90° intr-o pozitie 8a fortind jetul de aer debitat de rotoarele 3 sa fie deviat spre in jos pe extradadosul 5 utilizind efectul Coanda si concomitent fortind aerul debitat pe intradosul 6 sa fie curbat spre in jos din cauza impactului cu voletul flexibil 8, care actioneaza ca un deflector. In acest caz sustentatia este realizata datorita depresiunii aparute pe extradadosul 5 prin efect Coanda si datorita impulsului masei de aer vehiculate atat pe extradadosul 5 cit si pe intradosul 6. Voletul flexibil 8 este realizat dintr-un numar de segmente, respectiv in cazul acestui exemplu dintr-un segment 10, primar, un segment 11, secundar, un segment 12, tertiar si un al patrulea segment 13. Segmentele 10, 11, 12 si 13 au un invelis superior 14 comun ce actioneaza ca un resort elastic si care este atasat rigid aripii 2. Invelisul

superior 14 este realizat dintr-un material elastic care poate suporta o sarcina importanta. Segmentele 10 si 11 sunt despartite intre ele printr-un profil 15, de preferinta de forma literei omega, ce actioneaza ca un resort. Profilul 15 este compus din doua lamele 16 unite printr-o zona 17, curbata. Zona 17 este rigid fixata de invelisul superior 14, fie prin lipire, fie prin intermediul unor nituri (nefigurate). Fiecare lamela 16 prezinta o talpa 18. Segmentul 10 prezinta la partea inferioara o lamela 19, deformabila care este fixata la un capat pe aripa 2. Lamela 19 prezinta la celalalt capat o zona 20 care se ingusteaza progresiv si care se sprijina pe segmentul urmator respectiv pe segmentul 11. Profilul 15 este fixat de lamela 12 prin intermediul uneia din talpile 18 inainte de zona 20. Cealalta talpa 18 a profilului 15 se fixeaza pe o lamela 21, deformabila, ce apartine segmentului 11. In mod similar segmentele 11 si 12 respectiv 12 si 13 sunt despartite intre ele printr-un profil 22, respectiv 23, de preferinta de forma literei omega, ce actioneaza fiecare ca un resort. Profilele 22 si 23 sunt de asemenea fixate in zona superioara de invelisul superior 14. Segmentul 12 este inchis la partea inferioara de o lamela 24, deformabila. Lamele 21 si 24 prezinta de asemenea o zona 20 care se ingusteaza progresiv si care se sprijina pe urmatorul segment. Segmentul 13 se inchide la partea inferioara cu un panou 25 care este rigid fixat cu invelisul superior 14 pe muchia 9. Fiecare profil 15, 22 si 23 prezinta in apropierea fiecărei talpi 18 cite un orificiu 30. Orificiile 30 sunt toate traversate de un cablu 26, de comanda, care prezinta la un capat un bulb 27, de blocare in profilul 23 si la celalalt capat este fixat pe un tambur 28, montat in interiorul aripii 2. Tamburul 28 este actionat in rotatie de un actuator 29. Mai multe cabluri 26, paralele, sunt actionate de acelasi tambur 28, ceea ce reduce fortele de actionare de pe profilul 23. Spatiul gol din interiorul segmentelor 10, 11, 12 si 13 poate fi umplut cu o spuma elastica. In pozitia de zbor orizontal voletul flexibil 8 este mentinut intr-o pozitie considerata orizontala de fortele elastice dezvoltate atat de invelisul superior 14 cit si de fiecare profil 15, 22 si 23. Curbarea voletului flexibil 8 se realizeaza in scopul realizarii zborului vertical, al tranzitiei, respectiv pentru a realiza controlul in zbor si se exercita prin actionarea actuatorului 29, respectiv a tamburului 28 care infasoara cablul 26. In acest fel cablul 26 forteaza comprimarea profilului 23 care la rindul lui impinge in lamela 24. Lamela 24 constringe profilul 22 sa se deformeze. Profilul 22 impinge in lamela 21 care constringe profilul 15 sa se deformeze. In acest proces lamelele 12, 21 si 24 se deformeaza si aluneca cu zona ingustata peste segmentul urmator. Prin deformarea profilelor 15, 22 si 23, respectiv a lamelelor 12, 21 si 24 se realizeaza obtinerea unui profil curbat al voletului flexibil 8. Revenirea in pozitia zborului orizontal a voletului flexibil 8 se produce prin readucerea tamburului 28 in pozitia in care cablul 26 are o tensionare minima si se realizeaza datorita energiei de deformatie acumulate in profilele 15, 22, si 23, respectiv in lamelelor 12, 21, 24 si in invelisul superior 14, energie care este cedata inapoi prin revenirea componentelor deformatate elastic la forma initiala.

Intr-o prima varianta o aeronava 40 cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza patru sisteme de propulsie 1, doua pozitionate simetric la partea din fata si doua pozitionate simetric la partea din spate in asa fel ca fluxurile de aer produse la partea din fata sa nu interfere direct cu fluxurile de aer produse la partea din spate, ca in figurile 5, 6 si 7. Sistemele de propulsie 1 sunt fixate pe un fuzelaj 41 care prezinta o forma aerodinamica. Fuzelajul 41 contine cabina pentru piloti, pasageri si marfuri, si adaposteste sursa de energie pentru alimentarea motoarelor electrice 4. In pozitia de decolare si aterizare pe verticala (figura 5 si 6) fuzelajul se sprijina pe cel putin o roata 42, retractabila, fixata la partea din fata si pe doua roti 43, retractabile fixate la partea din spate. Roata 42 este fixata pe o jamba 44, care are o inaltime suficienta pentru a realiza o inclinare spre in sus a partii anterioare a fuzelajului 41. Inclinarea fuzelajului 41 confera o distributie favorabila a fortei de sustentatie in timpul decolarii. In timpul decolarii si aterizarii curbura voletilor flexibili 8 este maxima provocind sustentatia pe verticala. In timpul tranzitiei de la zborul vertical la cel orizontal si invers curbura voletilor flexibili 8 este modificata progresiv. Pe perioada zborului pe orizontala rotile 42 si 43 sunt retrase in interiorul fuzelajului 41 si aeronava 40 se deplaseaza intr-o pozitie considerata in mod substantial orizontala (figura 7). In acest caz voletii flexibili 8 sunt pozitionati in prelungirea profilului aerodinamic al aripilor 2. In zborul orizontal curbura fiecarui volet flexibil 8 poate fi modificata separat pentru a directiona aeronava 40 pe traiectoria dorita. In acelasi scop se poate utiliza si variatia turatiei anumitor motoare electrice 4.

Intr-o alta varianta o aripa 60, simpla sau suflata, ce prezinta un profil aerodinamic, utilizeaza un volet flexibil 61 ca in figurile 8 si 9. Voletul flexibil 61 se sfirseste cu o muchie 62 considerata ca fiind ascutita. In perioada zborului pe orizontala voletul flexibil 61 continua profilul aerodinamic al aripii 60 (figura 8). In situatia zborului pe verticala voletul flexibil 61 este curbat spre in jos cu circa 90° (figura 9). Voletul flexibil 61 este realizat dintr-un numar de segmente, respectiv in cazul acestui exemplu dintr-un segment 63, primar, un segment 64, secundar, un segment 65, tertiar si un al patrulea segment 66. Segmentele 63, 64, 65 si 66 au un invelis superior 67 comun ce actioneaza ca un resort elastic si care este atasat rigid aripii 60. Segmentele 63 si 64, 64 si 65, respectiv 65 si 66 sunt despartite intre ele prin niste profile 68, 69 si 70 de preferinta de forma literei V intors, ce actioneaza ca niste resorturi. Profilele 68, 69 si 70 sunt compuse din doua lamele 71 unite printr-o zona 72, curbata. Zona 72 este rigid fixata de invelisul superior 67, fie prin lipire, fie prin intermediul unor nituri (nefigurate). Fiecare lamela 71 prezinta o talpa 73. Segmentele 63, 64, 65 si 66 prezinta la partea inferioara un invelis inferior 74 deformabil care este fixat la un capat pe aripa 60 si la celalalt pe invelisul superior 67. Invelisul inferior 74 prezinta in dreptul fiecarui profil 68, 69 si 70 cite o zona 75 predeformata spre interiorul voletului flexibil 61. Fiecare profil 68, 69 si 70 impreuna cu invelisul inferior 74 formeaza o camera pneumatica 76, etanse, controlata prin intermediul unei

canalizatii 77. In pozitia de zbor orizontal voletul flexibil 61 este mentinut intr-o pozitie considerata orizontala de fortele elastice dezvoltate atat de invelisul superior 67 cit si de fiecare profil 68, 69 si 70. Curbarea voletului flexibil 61 se realizeaza in scopul realizarii zborului vertical, al tranzitiei, respectiv pentru a realiza controlul in zbor si se executa prin crearea unui vid in fiecare camera pneumatica 76, folosind canalizatiile 77 ce sunt cuplate la o pompa de vid (nefigurata). In acest caz camerele pneumatice 76 sunt fortate sa capete un volum minim care apropie lamelele 71 ale fiecarui profil 68, 69 si 70 si deformeaza spre interior fiecare zona 75, concomitent cu curbarea accentuata a invelisului superior 67. Revenirea in pozitia zborului orizontal a voletului flexibil 61 se realizeaza prin introducerea unei presiuni egale cu cea atmosferica in camerele pneumatice 76. Concomitent revenirea componentelor deformat elastic la forma initiala se produce datorita energiei de deformatie acumulate in profilele 68, 69 si 70, respectiv in invelisul superior 67, energie care este cedata inapoi.

Intr-o a doua varianta de realizare o aeronava 90 cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza patru sisteme de propulsie 91, care sunt atasate rigid unui fuzelaj 92, doua pozitionate simetric la partea din fata si doua pozitionate simetric la partea din spate in asa fel ca fluxurile de aer produse la partea din fata sa nu interfere direct cu fluxurile de aer produse la partea din spate, a aeronavei 90 ca in figurile 10, 11 si 12. Fiecare sistem de propulsie 91 este format din mai multe ventilatoare intubate 93 asezate pe un rind si fixate cu ajutorul unor suporti 94 intre doua aripi, una anterioara 95 si alta posterioara 96, paralele intre ele si decalate cu o anumita distanta. Aripa anterioara 95 si cea posterioara 96 sunt fixate pe fuzelajul 92. Aripa anterioara 95 prezinta la capatul dinspre exterior o zona 100, curbata spre in sus, care mentine un jet de aer compact intre cele doua arpi anterioara 95 si posterioara 96. Fiecare ventilator intubat 93 contine un rotor 97 actionat de un motor electric 98. Cele doua aripi anterioara 95 si posterioara 96 ale fiecarui sistem de propulsie 91 sunt astfel decalate incit ventilatoarele intubate 93 produc o depresiune suplimentara pe extradadosul aripii anterioare 95 si o presiune suplimentara pe intradosul aripii posterioare 96 pe perioada zborului orizontal. Ventilatoarele intubate 93 sunt astfel distantate intre ele si fata de aripile anterioara 95 si posterioara 96 incit sa realizeze un efect Venturi de suctiune care amplifica jetul principal de aer generat de ventilatoarele intubate 93 si diminueaza zgomotul produs de acestea. Fiecare aripa posterioara 96 contine un volet flexibil 99 ce poate contine atat tehnologia descrisa in figurile 3 si 4 sau tehnologia descrisa in figurile 8 si 9. In timpul decolarii si aterizarii curbura voletilor flexibili 99 este maxima provocind sustentatia pe verticala (figurile 10 si 11). In timpul tranzitiei de la zborul vertical la cel orizontal si invers curbura voletilor flexibili 99 este modificata progresiv. Pe perioada zborului pe orizontala rotile 42 si 43 sunt retrase in interiorul fuzelajului 92 si aeronava 90 se delaseaza intr-o pozitie considerata in mod substatial orizontala (figura 12). In acest caz voletii

flexibili 99 sunt pozitionati in prelungirea profilului aerodinamic al aripilor posterioare 96. In zborul orizontal curbura fiecarui volet flexibil 99 poate fi modificata separat pentru a directiona aeronava 90 pe traiectoria dorita. In acelasi scop se poate utiliza si variatia turatiei anumitor motoare electrice 98.

Intr-o alta varianta o aripa 260, utilizeaza la partea posterioara un volet flexibil 261 ce continua forma profilului aerodinamic al aripii 260 ca in figurile 13 si 14. Voletul flexibil 261 prezinta o pozitie 261b in perioada zborului orizontal (figura 13) si o pozitie 261a in perioada zborului vertical (figura 14). Voletul flexibil 261 este realizat dintr-un numar de segmente, respectiv dintr-un segment 262, primar si un segment un segment 263, final. Segmentele 262 si 263 au un invelis superior 264 comun ce actioneaza ca un resort elastic si care este atasat rigid aripii 260. La partea de jos voletul flexibil 261 prezinta un invelis inferior 265, comun, care la un capat se uneste rigid cu invelisul superior 264, formind o muchie 266, si la celalalt capat poate culisa intr-o fanta 267, prin intermediul unui cilindru 268. Fanta 267 este continuata in aripa 260. Atit fanta 267 cit si cilindrul 268 se intind pe toata lungimea voletului flexibil 261. Invelisul inferior 265 prezinta o parte 269, principala care continua profilul aerodinamic al aripii 260 care este urmata de o parte 270, inclinata si de o parte 271, finala care este solidara cu cilindrul 268. Partea 269 prezinta o forma usor curbata spre interiorul voletului flexibil 261, inclusiv in pozitia zborului orizontal. In fanta 267 sunt montate din loc in loc un numar de resorturi 272 care actioneaza asupra cilindrului 268. Cilindrul 268 este blocat pentru a nu iesi din fabta 267 de un opritor 273. Pe aripa 260 este fixata cu un capat o lamela 274, elastica si care se sprijina la celalalt capat, considerat liber, pe partea 269 a invelisului inferior 265 ceea ce asigura continuitatea profilului aerodinamic in toate situatiile. Atit invelisul superior 264 cit si cel inferior 265 sunt realizate dintr-un material elastic care poate suporta o sarcina importanta. Segmentele 262 si 263 sunt despartite intre ele printr-o intaritura 275, in forma literei Z, fixata rigid intre invelisul superior 264 cit si cel inferior 265. Intaritura 275 prezinta un orificiu 276 prin care trece un cablu 277, de comanda, fixat pe intaritura 275 cu ajutorul unui bulb 278. Cablul 277 culiseaza intr-o manta 279 fixata la un capat pe un suport 280 integrat intariturii 275 si la celalalt capat pe un suport 281 integrat aripii 260. Cablul 277 este fixat la celalalt capat pe un tambur 282, montat in interiorul aripii 260. Tamburul 282 este actionat in rotatie de un actuator 283. Mai multe cabluri 277, paralele, sunt actionate de acelasi tambur 282, ceea ce reduce fortele de actionare a voletului flexibil 261. In faza de zbor orizontal voletul flexibil 261 este mentinut intr-o pozitie considerata orizontala de fortele elastice dezvoltate atit de invelisurile superior 264 si inferior 265 cit si de resorturile 272. Curbarea voletului flexibil 261 se realizeaza in scopul obtinerii zborului vertical, al tranzitiei, respectiv pentru a realiza controlul in zbor si se exercita prin actionarea actuatorului 283, respectiv a tamburului 282 care infasoara cablul 277. In acest fel cablul 277 forteaza invelisul inferior 265 sa comprime resorturile 272 si concomitent curbeaza invelisurile superior 264 si inferior 265. Revenirea in pozitia

zborului orizontal a voletului flexibil 261 se produce prin readucerea tamburului 282 in pozitia in care cablul 277 are o tensionare minima si se realizeaza datorita energiei de deformatie acumulate in invelisul superior 264 si inferior 265, respectiv in resorturile 272, energie care este cedata inapoi prin revenirea componentelor deformatate elastic la forma initiala.

Intr-o alta varianta o aeronava 150 cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie 151, anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei 150, de o parte si de alta a unui fuzelaj 152, ca in figurile 15, 16 si 17. Fiecare sistem de propulsie 151 este de tipul cu o singura aripa 163 si prezinta un volet flexibil 153. Voletul flexibil are o pozitie 153a la decolare/aterizare (figura 16) si o pozitie 153b in zbor orizontal (figura 17). Fiecare aripa 163 se prelungeste cu o alta aripa 162, rabatabila, care prezinta o pozitie 162a in timpul decolarii/aterizarii si o pozitie 162b in zborul pe orizontala. La partea din spate fuzelajul 152 incorporeaza un sistem de propulsie 161 care contine cel putin un ventilator tangential 154. 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 160 realizat cu una din tehnologiile prezentate anterior. In functionare voletul flexibil 160 are o pozitie 160a la decolare/aterizare verticala si atunci jetul de aer debitat de ventilatorul tangential 154 este directionat spre in jos cu circa 90° de curbura voletului flexibil 160, respectiv impulsul masei de aer refulat contribuie la realizarea fortei de sustentatie. Concomitent aripa 162 are pozitia 162a ceea ce opreste aerul debitat de sistemul de propulsie 151 sa fie expulzat spre exterior. In zborul pe orizontala voletul flexibil 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 in pozitia 162b majorind forta de sustentatie pe orizontala. Aeronava 150 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 151 si 161 si suprafata apei ceea ce nu permite contactul rotoarelor cu apa. In plus la decolare si aterizare aripile 162 se scufunda partial in apa si stabilizeaza aeronava 150, inclusiv in cazul existentei valurilor.

Intr-o alta varianta o aeronava 180 cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie 181, anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei 180, de o parte si de alta a unui fuzelaj 182, ca in figura 18. Fiecare sistem de propulsie 181 este de tipul biplan si prezinta pe o aripa posterioara 182 un volet flexibil 183. Voletul flexibil are o pozitie 183a la

decolare/aterizare si o pozitie 183b in zbor orizontal. La partea din spate fuzelajul 182 incorporeaza un sistem de propulsie 191 care contine cel putin un ventilator tangential 184. Ventilatorul tangential 184 utilizeaza un rotor tangential 185 care se roteste intr-o carcasa 186 si este actionat de cel putin un motor electric (nefigurat). Ventilatorul tangential 184 se alimenteaza cu aer printr-un colector de aer 187, ce preia aerul de deasupra fuzelajului 182. Aerul comprimat de ventilatorul tangential 184 este debitat printr-un ajutoraj 188 directionat orizontal spre spatele aeronavei 180. Dedesuptul ajutorajului 188 respectiv pe fuzelajul 182 este fixat un deflector 189 ce se continua cu un volet flexibil 190 realizat cu una din tehnologiile prezentate anterioare. In functionare voletul flexibil 190 are o pozitie 190a la decolare/aterizare verticala si atunci jetul de aer debitat de ventilatorul tangential 184 este directionat spre in jos cu circa 90° de extradosul voletului flexibil 190 prin efect Coanda, respectiv impulsul masei de aer refulat contribuie la realizarea fortei de sustentatie impreuna cu depresiunea realizata pe extrados. In zborul pe orizontala voletul flexibil 190 are o pozitie 190b si jetul de aer este debitat spre spatele aeronavei 180, contribuind la realizarea fortei de propulsie pe orizontala. Concomitent ventilatorul tangential 184 realizeaza un efect de suctiune pe suprafata superioara a fuzelajului 182 ceea ce mareste forta de sustentatie. Aeronava 180 poate decola si ateriza de pe, respectiv pe apa din cauza flotabilitatii naturale a fuzelajului 182 si datorita distantei de siguranta dintre sistemele de propulsie 181 si 191 si suprafata apei ceea ce nu permite contactul rotoarelor cu apa.

Intr-o alta varianta o aeronava 200, cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie 201, anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei 200, de o parte si de alta a unui fuzelaj 202, ca in figura 19. Fiecare sistem de propulsie 201 utilizeaza un numar de ventilatoare intubate 203, asezate in linie, situate dedesubtul unei aripi 204, laterale, si suspendate prin intermediul unui suport 205 de aripa 204. Aripa 204 prezinta un volet flexibil 206, realizat cu una din tehnologiile prezentate anterior. Voletul flexibil 206 are o pozitie 206a la decolare/aterizare si o pozitie 206b in zbor orizontal. La partea din spate fuzelajul 202 incorporeaza un sistem de propulsie 207 care contine un numar de ventilatoare intubate 208, asezate transversal, in linie si care sunt suspendate deasupra fuzelajului 202 cu ajutorul unor suporturi 209. Pe de alta parte ventilatoarele intubate 208 sunt suspendate prin intermediul unor suporturi 210 de o aripa 211, mediana, fixata pe fuzelajul 202 prin intermediul a doua profundoare 212. Ventilatoarele intubate 208 sunt astfel distantate intre ele, respectiv fata de fuzelajul 202 si de aripa 211 astfel incit sa realizeze un efect Venturi de suctiune care amplifica jetul principal de aer generat de ventilatoarele intubate 208 si diminueaza zgomotul produs de acestea. Aripa 211 contine un volet flexibil 213 ce poate fi realizat dupa oricare din tehnologiile descrise anterior. Voletul flexibil 213 prezinta o pozitie 213a corespunzatoare decolarii si aterizarii si o pozitie 213b corespunzatoare zborului orizontal. In

timpul decolării și aterizării curbura voletelor flexibile 206 și 213 este maximă provocând devierea jetului de aer produs de ventilatoarele intubate 208 cu circa 90° pentru a realiza sustentatia pe verticala. În timpul tranziției de la zborul vertical la cel orizontal și invers curbura voletelor flexibile 206 și 213 este modificată progresiv. Pe perioada zborului pe orizontală voletii flexibili 206 și 213 sunt poziționați în prelungirea profilului aerodinamic al aripilor 204 și 211, respectiv pentru a realiza zborul de croazieră. Concomitent ventilatoarele intubate 208 realizează un efect de sucțiune pe suprafața superioară a fuzelajului 202 ceea ce mărește forța de sustentatie. Aeronava 200 poate decola și ateriza de pe, respectiv pe apă din cauza flotabilității naturale a fuzelajului 202 și datorită distanței de siguranță dintre sistemele de propulsie 201 și 207 și suprafața apei ceea ce nu permite contactul ventilatoarelor intubate 203 și 208 cu lichidul.

Într-o altă variantă o aeronavă 230, cu decolare și aterizare pe verticală utilizează două sisteme de propulsie 231, anterioare, poziționate simetric în fața centrului de greutate al aeronavei 230, de o parte și de alta a unui fuzelaj 232, ca în figura 20. Fiecare sistem de propulsie 231 utilizează un număr de ventilatoare intubate 233, așezate în linie, fixate deasupra și la partea din spate a unei aripi 234, laterale, montată pe fuzelajul 232. Aripa 234 prezintă un volet flexibil 236, realizat cu una din tehnologiile prezentate anterior. Voletul flexibil 236 are o poziție 236a la decolare/aterizare și o poziție 236b în zbor orizontal, respectiv multiple poziții intermediare în tranziție. În funcționare la decolare/aterizare verticală jetul de aer debitat de ventilatoare intubate 233 este direcționat spre în jos cu circa 90° de extradosul voletului flexibil 236 prin efect Coanda, respectiv impulsul masei de aer refulat contribuie la realizarea forței de sustentatie împreună cu depresiunea realizată pe extrados. În zborul pe orizontală voletul flexibil 236 are poziție 236b și jetul de aer este debitat spre spatele aeronavei 230, contribuind la realizarea forței de propulsie pe orizontală. La partea din spate fuzelajul 232 încorporează un sistem de propulsie 237 care conține un număr de ventilatoare intubate 238, așezate transversal, în linie pe fuzelajului 232, respectiv deasupra acestuia. Dedesubtul ventilatoarelor intubate 238 respectiv pe fuzelajul 232 este fixat un deflector 239, inferior, ce se continuă cu un volet flexibil 240 realizat cu una din tehnologiile prezentate anterior. Deasupra ventilatoarelor intubate 238 este fixat de fuzelajul 232 prin intermediul unor profunde 241 un deflector 242, superior, comun pentru toate ventilatoarele intubate 238, ce are forma unui ajutor convergent divergent. Deflectorul 242 realizează în timpul funcționării ventilatoarelor intubate 238 un efect Venturi de sucțiune care mărește debitul de aer expulzat spre spate. În funcționare voletul flexibil 240 are o poziție 240a la decolare/aterizare verticală și atunci jetul de aer debitat de ventilatoare intubate 238 este direcționat spre în jos cu circa 90° de extradosul voletului flexibil 240 prin efect Coanda, respectiv impulsul masei de aer refulat contribuie la realizarea forței de sustentatie împreună cu depresiunea realizată pe extrados. În zborul pe orizontală voletul flexibil 240

are o pozitie 240b si jetul de aer este debitat spre spatele aeronavei 230, contribuind la realizarea fortei de propulsie pe orizontala. Concomitent ventilatoarele intubate 238 realizeaza un efect de succiune pe suprafata superioara a fuzelajului 232 ceea ce mareste forta de sustentatie. Aeronava 230 poate decola si ateriza de pe, respectiv pe apa din cauza flotabilitatii naturale a fuzelajului 232 si datorita distantei de siguranta dintre sistemele de propulsie 231 si 237 si suprafata apei ceea ce nu permite contactul rotoarelor cu apa.

Toate aeronavele descrise anterior pot utiliza ca sursa de energie o unitate pur electrica sau o unitate hibrida. Puterea necesara de alimentare este maxima in cazul in care aceste aeronave sunt de tipul cu decolare si aterizare pe verticala. Intr-o alta varianta aceste aeronave folosesc decolarea scurta (sub 100 m) si ultra-scurta (sub 10 m) si in acest caz puterea necesara de alimentare poate scadea de circa trei sau patru ori comparativ cu puterea necesara aeronavelor cu decolare si aterizare pe verticala. Datorita acestei modificari masa totala a aeronavei scade substantial iar autonomia este majorata.

Intr-o alta varianta o aeronava 110 cu decolare si aterizare scurta utilizeaza doua sisteme de propulsie 111, pozitionate simetric in dreptul centrului de greutate al aeronavei 110, de o parte si de alta a unui fuzelaj 112, ca in figura 21. Fiecare sistem de propulsie 111 este de tipul cu o singura aripa 112 si rotoare plasate anterior aripii 112. Aripa 112 se continua cu un volet flexibil 113. Voletul flexibil 113 are o pozitie 113a la decolare si o pozitie 113b in zbor orizontal. Aeronava 110 ruleaza in timpul decolarii si al aterizarii pe niste roti 114.

Intr-o alta varianta o aeronava 120 cu decolare si aterizare scurta utilizeaza doua sisteme de propulsie 121, pozitionate simetric in dreptul centrului de greutate al aeronavei 120, de o parte si de alta a unui fuzelaj 122, ca in figura 22. Fiecare sistem de propulsie 121 este de tipul cu doua aripi una anterioara 123 si alta posterioara 124. Aripa posterioara 124 prezinta un volet flexibil 125. Voletul flexibil 125 are o pozitie 125a la decolare si o pozitie 125b in zbor orizontal. Aeronava 120 ruleaza in timpul decolarii si al aterizarii pe niste roti 114.

Intr-o alta varianta o aeronava 130, amfibie, cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza patru sisteme de propulsie 1, doua pozitionate simetric la partea din fata si doua pozitionate simetric la partea din spate a unui fuzelaj 131, ca in figura 23. Aeronava 130 prezinta la partea din fata un flotor 132, cu pereti rigizi, care copiaza profilul inferior al fuzelajului 131 si este situat dedesubtul acestuia. La partea din spate aeronava 130 utilizeaza doua flotoare 133, cu pereti rigizi, de preferinta cilindrice, montate simetric de o parte si de alta a fuzelajului 131, respectiv dedesubtul acestuia. Datorita flotoarelor 132 si 133 si datorita flotabilitatii ridicate a fuzelajului 131 la aterizarea pe apa aeronava

130 se mentine deasupra apei inclusiv cu sistemele de propulsie 1. La decolare sistemele de propulsie 1 pot functiona pentru a realiza deplasarea pe verticala a aeronavei 130. Intr-o alta varianta flotoarele 132 si 133 pot fi de tipul gonflabil, cu pereti flexibili, si sunt umflate de un compresor inainte de aterizarea pe apa. Dupa decolare flotoarele 132 si 133 pot fi dezumflate si fuzelajul 131 isi recapata aerodinamica initiala.

Intr-o alta varianta o aeronava 140, amfibie, cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza patru sisteme de propulsie 91, doua pozitionate simetric la partea din fata si doua pozitionate simetric la partea din spate a unui fuzelaj 141, ca in figura 24. Aeronava 140 prezinta la partea din fata un flotor 132, cu pereti rigizi, care copiaza profilul inferior al fuzelajului 141 si este situat dedesubtul acestuia. La partea din spate aeronava 140 utilizeaza doua flotoare 133, cu pereti rigizi, de preferinta cilindrice, montate simetric de o parte si de alta a fuzelajului 131, respectiv dedesubtul acestuia. Datorita flotoarelor 132 si 133 si datorita flotabilitatii ridicate a fuzelajului 131 la aterizarea pe apa aeronava 140 se mentine deasupra apei inclusiv cu sistemele de propulsie 91. La decolare sistemele de propulsie 91 pot functiona pentru a realiza deplasarea pe verticala a aeronavei 140. Intr-o alta varianta flotoarele 132 si 133 pot fi de tipul gonflabil, cu pereti flexibili, si sunt umflate de un compresor inainte de aterizarea pe apa. Dupa decolare flotoarele 132 si 133 pot fi dezumflate si fuzelajul 141 isi recapata aerodinamica initiala.

Toate aeronavele descrise pot fi de tipul cu efect de sol, respectiv fiecare aeronava poate sa zboare in apropierea solului la o distanta la care efectul de sol poate fi utilizat pentru a creste randamentul zborului.

Oricare combinatii posibile intre solutiile descrise anterior se considera ca facind parte din aceasta invetie.

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 o aripa (2) are un profil aerodinamic ce se constituie dintr-un extradados (5) si un intrados (6), si aripa (2) prezinta la partea posterioara un volet flexibil (8) care intr-o pozitie (8b), extrema, continua profilul aerodinamic al aripii (2) si intr-o pozitie (8a), extrema, se curbeaza cu 90° fata de pozitia (8b), si

voletul flexibil (8) este format din mai multe segmente flexibile despartite de niste elemente de asemenea flexibile, si

la partea de sus voletul flexibil (8) prezinta un invelis superior (14), comun, ce actioneaza ca un resort elastic si care este atasat rigid aripii (2), si

forma nedeformata a invelisului superior (14) corespunde in mod substatial cu pozitia voletului flexibil (8b) in timpul zborului orizontal, si

invelisul superior (14) este realizat dintr-un material elastic care poate suporta o sarcina importanta, si

curbarea voletului flexibil (8) in pozitia (8a) este utilizata pentru decolarea si aterizarea pe verticala, si

curbarea voletului flexibil (8) in pozitii intermediare intre pozitia (8a) si (8b) este utilizata in principal pentru a face tranzitia de la zborul vertical la cel orizontal, si

pozitionarea voletului flexibil (8) in pozitia (8 b) este utilizata pentru zborul orizontal.

2. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca utilizeaza un segment (10), primar, un segment (11), secundar, un segment (12), tertiar si un al patrulea segment (13), si

segmentele (10) si (11) sunt despartite intre ele printr-un profil (15), de preferinta de forma literei omega, ce actioneaza ca un resort, profilul (15) fiind compus din doua lamele (16) unite printr-o zona (17), curbata, si

zona (17) este rigid fixata de invelisul superior (14), de exemplu prin lipire, si

fiecare lamela (16) prezinta o talpa (18), si

segmentul (10) prezinta la partea inferioara o lamela (19), deformabila care este fixata la un capat pe aripa (2), si

lamela (19) prezinta la celalalt capat o zona (20) care se ingusteaza progresiv si care se sprijina pe segmentul urmator respectiv pe segmentul (11), si

profilul (15) este fixat de lamela (12) prin intermediul uneia din talpile (18) in fata zonei (20),

si

cealalta talpa (18) a profilului (15) se fixeaza pe o lamela (21), deformabila, ce apartine segmentului (11), si

in mod similar segmentele (11) si (12) respectiv (12) si (13) sunt despartite intre ele printr-un profil (22), respectiv (23), de preferinta de forma literei omega, ce actioneaza fiecare ca un resort, si profilele (22) si (23) sunt fixate in zona superioara de invelisul superior (14), si segmentul (12) este inchis la partea inferioara de o lamela (24), deformabila, lamele (21) si (24) prezinta o zona (20) care se ingusteaza progresiv si care se sprijina pe urmatorul segment, si

segmentul (13) se inchide la partea inferioara cu un panou (25) care este rigid fixat cu invelisul superior (14) generind o muchie (9), si

spatiul gol din interiorul segmentelor (10), (11), (12) si (13) poate fi umplut cu o spuma elastica.

fiecare profil (15), (22) si (23) prezinta in apropierea fiecărei talpi (18) cite un orificiu (30), si orificiile (30) sunt toate traversate de un cablu (26), de comanda, care prezinta la un capat un bulb (27), de blocare in profilul (23) si la celalalt capat este fixat pe un tambur (28), montat in interiorul aripii (2), si

tamburul (28) este actionat in rotatie de un actuator (29), si

mai multe cabluri (26), paralele, sunt actionate de acelasi tambur (28), ceea ce reduce fortele de actionare de pe profilul (23).

3. Metoda de functionare pentru un sistem de proplusie cu volet flexibil actionat mecanic de cel putin un cablu simplu caracterizata prin aceea ca voletul flexibil (8) este mentinut intr-o pozitie considerata orizontala de fortele elastice dezvoltate atat de invelisul superior (14) cit si de fiecare profil (15), (22) si (23), si

curbarea voletului flexibil (8) in pozitia (8a) se realizeaza prin actionarea actuatorului (29), respectiv a tamburului (28) care infasoara cablul (26) astfel incit cablul (26) forteaza atat deformarea invelisului superior (14) cit si comprimarea profilului (23) care la rindul lui impinge in lamela (24), si lamela (24) constringe profilul (22) sa se deformeze, si profilul (22) impinge in lamela (21) care constringe profilul (15) sa se deformeze, si lamelele (12), (21) si (24) se deformeaza si aluneca cu zona ingustata peste segmentul urmator, si

prin deformarea profilelor (15), (22) si (23), respectiv a lamelelor (12), (21) si (24) se realizeaza obtinerea unui profil curbat al voletului flexibil (8), si

revenirea voletului flexibil (8) in pozitia (8b) se produce prin readucerea tamburului (28) in pozitia in care cablul (26) are o tensionare minima si se realizeaza datorita energiei de deformatie

acumulate in profilele (15), (22), si (23), respectiv in lamelelor (12), (21), (24) si in invelisu superior (14), energie care este cedata inapoi prin revenirea componentelor deformate elastic la forma initiala.

4. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca o aripa (60), ce prezinta un profil aerodinamic, utilizeaza un volet flexibil (61) care continua profilul aerodinamic al aripii (60), si voletul flexibil (61) este realizat dintr-un segment (63), primar, un segment (64), secundar, un segment (65), tertiar si un al patrulea segment (66), si segmentele (63), (64), (65) si (66) au un invelis superior (67) comun ce actioneaza ca un resort elastic si care este atasat rigid aripii (60), si segmentele (63) si (64), (64) si (65), respectiv (65) si (66) sunt despartite intre ele prin niste profile (68), (69) si (70) de preferinta de forma literei V intors, ce actioneaza ca niste resorturi, si profilele (68), (69) si (70) sunt compuse din doua lamele (71) unite printr-o zona (72), curbata, zona (72) fiind rigid fixata de invelisu superior (67), de exemplu prin lipire, si fiecare lamela (71) prezinta o talpa (73), si segmentele (63), (64), (65) si (66) prezinta la partea inferioara un invelis inferior (74) deformabil care este fixat la un capat pe aripa (60) si la celalalt pe invelisu superior (67), formind o muchie (62), si invelisu inferior (74) prezinta in dreptul fiecarui profil (68), (69) si (70) cite o zona (75) predeformata spre interiorul voletului flexibil (61), si fiecare profil (68), (69) si (70) impreuna cu invelisu inferior (74) formeaza o camera pneumatica (76), etanse, controlata prin intermediul unei canalizatii (77) ce face legatura cu o pompa de vid.

5. Metoda de functionare pentru un sistem de propulsie cu volet flexibil actionat pneumatic caracterizata prin aceea ca voletul flexibil (61) este mentinut intr-o pozitie considerata orizontala de fortele elastice dezvoltate atit de invelisu superior (67) cit si de fiecare profil (68), (69) si (70), si curbarea voletului flexibil (61) se realizeaza prin crearea unui vid in fiecare camera pneumatica (76), folosind canalizatiile (77) ce sunt cuplate la pompa de vid, si camerele pneumatice (76) sunt fortate sa capete un volum minim care apropie lamelele (71) ale fiecarui profil (68), (69) si (70) si deformeaza spre interior fiecare zona (75), concomitent cu curbarea accentuata a invelisului superior (67), si revenirea in pozitia orizontala a voletului flexibil (61) se realizeaza prin introducerea unei presiuni egale cu cea atmosferica in camerele pneumatice (76), si revenirea componentelor deformate elastic la forma initiala se produce datorita energiei de

deformatie acumulate in profilele (68), (69) si (70), respectiv in invelisul superior (67), energie care este cedata inapoi.

6. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca o aripa (260), utilizeaza la partea posterioara un volet flexibil (261) ce continua forma profilului aerodinamic al aripii (260), si voletul flexibil (261) este realizat dintr-un numar de segmente, respectiv dintr-un segment (262), primar si un segment un segment (263), final, si segmentele (262) si (263) au un invelis superior (264) comun ce actioneaza ca un resort elastic si care este atasat rigid aripii (260), si

la partea de jos voletul flexibil (261) prezinta un invelis inferior (265), comun, care la un capat se uneste rigid cu invelisul superior (264), formind o muchie (266), si la celalalt capat poate culisa intr-o fanta (267), prin intermediul unui cilindru (268), si

fanta (267) este continuata in aripa (260), si

atit fanta (267) cit si cilindrul (268) se intind pe toata lungimea voletului flexibil (261), si

invelisul inferior (265) prezinta o parte (269), principala care continua profilul aerodinamic al aripii (260) care este urmata de o parte (270), inclinata si de o parte (271), finala care este solidara cu cilindrul (268), si

partea (269) prezinta o forma usor curbata spre interiorul voletului flexibil (261), inclusiv in pozitia zborului orizontal, si

in fanta (267) sunt montate din loc in loc un numar de resorturi (272) care actioneaza asupra cilindrului (268), si

cilindrul (268) este blocat pentru a nu iesi din fanta (267) de un opritor (273), si

pe aripa (260) este fixata cu un capat o lamela (274), elastica si care se sprijina la celalalt capat, considerat liber, pe partea (269) a invelisului inferior (265) ceea ce asigura continuitatea profilului aerodinamic in toate situatiile, si

atit invelisul superior (264) cit si cel inferior (265) sunt realizate dintr-un material elastic care poate suporta o sarcina importanta, si

segmentele (262) si (263) sunt despartite intre ele printr-o intaritura (275), fixata intre invelisul superior (264) cit si cel inferior (265), si

intaritura (275) prezinta un orificiu (276) prin care trece un cablu (277), de comanda, fixat pe intaritura (275) cu ajutorul unui bulb (278), si

cablul (277) culiseaza intr-o manta (279) fixata la un capat pe un suport (280) integrat intariturii (275) si la celalalt capat pe un suport (281) integrat aripii (260), si

cablul (277) este fixat la celalalt capat pe un tambur (282), montat in interiorul aripii (260), si tamburul (282) este actionat in rotatie de un actuator (283), si

mai multe cabluri (277), paralele, sunt actionate de acelasi tambur (282), ceea ce reduce fortele de actionare a voletului flexibil (261).

7. Metoda de functionare pentru un sistem de propulsie cu volet flexibil actionat mecanic printr-un cablu cu manta caracterizata prin aceea ca in pozitia de zbor orizontal voletul flexibil (261) este mentinut intr-o pozitie (261a) considerata orizontala de fortele elastice dezvoltate atat de invelisurile superior (264) si inferior (265) cit si de resorturile (272), si

curbarea voletului flexibil (261) in pozitia (261b) se realizeaza in scopul realizarii zborului vertical, al tranzitiei, respectiv pentru a realiza controlul in zbor si se exercita prin actionarea actuatorului (283), respectiv a tamburului (282) care infasoara cablul (277) si in acest fel cablul (277) forteaza invelisul inferior (265) sa comprime resorturile (272) si concomitent curbeaza invelisurile superior (264) si inferior (265), si

revenirea in pozitia zborului orizontal a voletului flexibil (261) se produce prin readucerea tamburului (282) in pozitia in care cablul (277) are o tensionare minima si se realizeaza datorita energiei de deformatie acumulate in invelisul superior (264) si inferior (265), respectiv in resorturile (272), energie care este cedata inapoi prin revenirea componentelor deformate elastic la forma initiala.

8. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (1) utilizeaza aripa (2) care este o aripa suflata, si

aripa (2) prezinta la partea anterioara niste rotoare (3) fixate de aripa (2) prin intermediul unor motoare electrice (4) de actionare, si

rotoarele (3) sunt astfel amplasate incit jetul de aer expulzat sa spele atat extradusul (5) cit si intradosul (6) al aripii (2) pe toata lungimea acesteia inclusiv in stationare, si

doua rotoare (3) vecine sunt suprapuse astfel incit jetul de aer ce baleiaza aripa (2) sa nu fie intrerupt si intensitatea jetului sa fie cit mai constanta pe toata lungimea profilul aerodinamic, si

rotoarele (3) sunt protejate de un inel exterior (7) fixat de asemenea de aripa (2).

9. Metoda de functionare ca la revendicarea 8 caracterizata prin aceea ca in situatia zborului pe verticala voletul flexibil (8) se curbeaza spre in jos cu 90° intr-o pozitie (8a) fortind jetul de aer debitat de rotoarele (3) sa fie deviat spre in jos pe extradusul (5) utilizind efectul Coanda si concomitent fortind aerul debitat pe intradosul (6) sa fie curbat spre in jos din cauza impactului cu voletul flexibil (8), care actioneaza ca un deflector, sustentatia fiind realizata datorita depresiunii aparute pe extradusul (5) prin efect Coanda si datorita impulsului masei de aer vehiculate atat pe extradusul (5) cit si pe intradosul (6).

10. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (91) este format din mai multe ventilatoare intubate (93) asezate pe un rind si fixate cu ajutorul unor suporti (94) intre doua aripi, una anterioara (95) si alta posterioara (96), paralele intre ele si decalate cu o anumita distanta, si

aripa anterioara (95) prezinta la capat o zona (100), curbata spre in sus, care mentine un jet de aer compact intre cele doua arpi anterioara (95) si posterioara (96), impiedicind pierderile laterale, si fiecare ventilator intubat (93) contine un rotor (97) actionat de un motor electric (98), si aripa anterioara (95) si cea posterioara (96) sunt astfel decalate incit ventilatoarele intubate (93) produc o depresiune suplimentara pe extradusul aripii anterioare (95) si o presiune suplimentara pe intradosul aripii posterioare (96) pe perioada zborului orizontal, si

ventilatoarele intubate (93) sunt astfel distantate intre ele si fata de aripile anterioara (95) si posterioara (96) incit sa realizeze un efect Venturi de suctiune care amplifica jetul principal de aer generat de ventilatoarele intubate (93) si diminueaza zgomotul produs de acestea, si

fiecare aripa posterioara (96) contine un volet flexibil (99).

11. Metoda de functionare ca la revendicarile 10 caracterizata prin aceea ca in timpul decolarii si aterizarii curbura voletului flexibil (99) este maxima fortind aerul debitat de ventilatoarele intubate (93) pe intrados sa fie curbat spre in jos cu 90° din cauza impactului cu voletul flexibil (99), provocind sustentatia pe verticala, si

in timpul tranzitiei de la zborul vertical la cel orizontal si invers curbura voletului flexibil (99) este modificata progresiv, si

pe perioada zborului pe orizontala voletul flexibil (99) este pozitionat in prelungirea profilului aerodinamic al aripii posterioare (96).

12. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (201) utilizeaza un numar de ventilatoare intubate (203), asezate in linie, situate dedesubtul unei aripi (204), laterale, si suspendate prin intermediul unor suporti (205) de aripa (204), si

aripa (204) prezinta un volet flexibil (206), care o pozitie (206a) la decolare/aterizare si o pozitie (206b) in zbor orizontal, respectiv multiple pozitii intermediare in tranzitie.

13. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (231) utilizeaza un numar de ventilatoare intubate (233), asezate in linie, fixate deasupra si la partea din spate a portiunii rigide a unei aripi (234), laterale, montata pe fuzelajul (232), si

aripa (234) prezinta un volet flexibil (236) care o pozitie (236a) la decolare/aterizare si o pozitie (236b) in zbor orizontal, respectiv multiple pozitii intermediare in tranzitie.

14. Metoda de functionare ca la revendicarile 13 caracterizata prin aceea ca in functionare la decolare/aterizare verticala jetul de aer debitat de ventilatoare intubate (233) este directionat spre in jos cu 90° de extradosul voletului flexibil (236) prin efect Coanda, respectiv impulsul masei de aer refulat contribuie la realizarea fortei de sustentatie impreuna cu depresiunea realizata pe extrados.

15. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (161) contine cel putin un ventilator tangential (154), si

ventilatorul tangential (154) utilizeaza un rotor tangential (155) care se rotește într-o carcasa (156) si este actionat de cel puțin un motor electric, si

ventilatorul tangential (154) se alimenteaza cu aer printr-un colector de aer (157), pozitionat avantajos fata de pozitia de zbor, si

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

deasupra ajutorajului (158) este fixat un deflector (159) ce se continua cu un volet flexibil (160).

16. Metoda de functionare ca la revendicarea 15 caracterizata prin aceea ca in functionare voletul flexibil (160) are o pozitie (160a) la decolare/aterizare verticala si atunci jetul de aer debitat de ventilatorul tangential (154) este directionat spre in jos cu 90° de curbura voletului flexibil (160), respectiv impulsul masei de aer refulat contribuie la realizarea fortei de sustentatie, si

in zborul pe orizontala voletul flexibil are o pozitie (160b) si jetul de aer este debitat favorabil pentru a contribui la realizarea fortei de propulsie pe orizontala.

17. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (191) contine cel puțin un ventilator tangential (184), si

ventilatorul tangential (184) utilizeaza un rotor tangential (185) care se rotește într-o carcasa (186) si este actionat de cel puțin un motor electric, si

ventilatorul tangential (184) se alimenteaza cu aer printr-un colector de aer (187), pozitionat avantajos fata de pozitia de zbor, si

aerul comprimat de ventilatorul tangential (184) este debitat printr-un ajutoraj (188) directionat orizontal, si

dedesubtul ajutorajului (188) este fixat un deflector (189) ce se continua cu un volet flexibil (190).

18. Metoda de functionare ca la revendicarile 17 caracterizata prin aceea ca in functionare voletul flexibil are o pozitie (190a) la decolare/aterizare verticala si atunci jetul de aer debitat de ventilatorul tangential (184) este directionat spre in jos cu 90° de extradosul voletului flexibil (190) prin efect Coanda, respectiv impulsul masei de aer refulat contribuie la realizarea fortei de sustentatie impreuna cu depresiunea realizata pe extrados, si

in zborul pe orizontala voletul flexibil are o pozitie (190b) si jetul de aer este debitat favorabil pentru a contribui la realizarea fortei de propulsie pe orizontala.

19. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (207) contine un numar de ventilatoare intubate (208), asezate transversal, in linie si care sunt suspendate deasupra unei suprafete aerodinamica cu ajutorul unor suporti (209), si

ventilatoarele intubate (208) sunt suspendate prin intermediul unor suporti (210) de o aripa (211), mediana, fixata pe suprafata aerodinamica prin intermediul a doua profunde (212), si

ventilatoarele intubate (208) sunt astfel distantate intre ele, respectiv fata de suprafata aerodinamica si de aripa (211) astfel incit sa realizeze un efect Venturi de suctiune care amplifica jetul principal de aer generat de ventilatoarele intubate (208) si diminueaza zgomotul produs de acestea, si

aripa (211) contine la partea din spate cel putin un volet flexibil (213) ce prezinta o pozitie (213a) corespunzatoare decolarii si aterizarii si o pozitie (213b) corespunzatoare zborului orizontal, respectiv un numar de pozitii intermediare corespunzatoare tranzitiei.

20. Sistem de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca un sistem de propulsie (237) contine un numar de ventilatoare intubate (238), asezate transversal, in linie pe o suprafata aerodinamica, si

dedesubtul ventilatoarelor intubate (238) respectiv in continuarea suprafetei aerodinamice este fixat un deflector (239), inferior, ce se continua cu un volet flexibil (240) ce prezinta o pozitie (240a) corespunzatoare decolarii si aterizarii si o pozitie (240b) corespunzatoare zborului orizontal, respectiv un numar de pozitii intermediare corespunzatoare tranzitiei. si

deasupra ventilatoarelor intubate (238) este fixat de suprafata aerodinamica prin intermediul unor profunde (241) un deflector (242), superior, comun pentru toate ventilatoarele intubate (238), ce are forma unui ajutoraj convergent divergent, si

deflectorul (242) realizeaza in timpul functionarii ventilatoarelor intubate (238) un efect Venturi de suctiune care mareste debitul de aer expulzat de acestea.

21. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava 40 cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza patru sisteme de propulsie (1), doua pozitionate simetric la partea din fata si doua pozitionate simetric la partea din spate in asa fel ca fluxurile de aer produse la partea din fata sa nu interfere direct cu fluxurile de aer produse la partea din spate, si

sistemele de propulsie (1) sunt fixate pe un fuzelaj (4)1 care prezinta o forma aerodinamica, si fuzelajul (41) contine cabina pentru piloti, pasageri si marfuri, si adaposteste sursa de energie pentru alimentarea motoarelor electrice (4), si

in pozitia de decolare si aterizare pe verticala fuzelajul se sprijina pe cel putin o roata (42), retractabila, fixata la partea din fata si pe doua roti (43), retractabile fixate la partea din spate, si

roata (42) este fixata prin intermediul unei jambe (44), care are o inaltime suficienta pentru a realiza o inclinare spre in sus a partii anterioare a fuzelajului (41), si

inclinarea fuzelajului (41) confera o distributie favorabila a fortei de sustentatie in timpul decolarii.

22. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (90) cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza patru sisteme de propulsie 91, care sunt atasate rigid unui fuzelaj (92), doua pozitionate simetric la partea din fata si doua pozitionate simetric la partea din spate in asa fel ca fluxurile de aer produse la partea din fata sa nu interfere direct cu fluxurile de aer produse la partea din spate, a aeronavei (90).

23. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (150) cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (151), anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei (150), de o parte si de alta a unui fuzelaj (152), si

fiecare sistem de propulsie (151) este de tipul cu o singura aripa (152) si prezinta un volet flexibil (153), si

fiecare sistem de propulsie (151) se prelungeste spre exterior cu o aripa (162), rabatabila, care prezinta o pozitie (162a) in timpul decolarii/aterizarii si o pozitie (162b) in zborul pe orizontala, si

la partea din spate fuzelajul (152) incorporeaza un sistem de propulsie (161) de tipul cu ventilator tangential si volet flexibil pozitionat deasupra ventilatorului tangential, si

la decolare si aterizare de pe apa, aripile (162) se scufunda partial in apa si stabilizeaza aeronava (150), inclusiv in cazul existentei valurilor.

24. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (151), anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei, de o parte si de alta a unui fuzelaj, si

la partea din spate fuzelajul incorporeaza un sistem de propulsie (191) de tipul cu ventilator tangential cu volet flexibil pozitionat dedesubtul ventilatorului tangential.

25. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (180) cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (181), anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei (180), de o parte si de alta a unui fuzelaj (182),

fiecare sistem de propulsie (181) este de tipul biplan si prezinta pe o aripa posterioara (192) si un volet flexibil (183), si

la partea din spate fuzelajul (182) incorporeaza un sistem de propulsie (191) care contine cel putin un ventilator tangential (184) cu volet flexibil pozitionat dedesubt.

26. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (181), anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei, de o parte si de alta a unui fuzelaj,

fiecare sistem de propulsie (181) este de tipul biplan si prezinta pe o aripa posterioara (192) si un volet flexibil (183), si

la partea din spate fuzelajul incorporeaza un sistem de propulsie (161) de tipul cu ventilator tangential si volet flexibil pozitionat deasupra.

27. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (181), anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei, de o parte si de alta a unui fuzelaj,

fiecare sistem de propulsie (181) este de tipul biplan si prezinta pe o aripa posterioara (192) si un volet flexibil (183), si

la partea din spate fuzelajul incorporeaza un sistem de propulsie (207) de tipul cu ventilatoare intubate si aripa cu volet flexibil.

28. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (181), anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei, de o parte si de alta a unui fuzelaj,

fiecare sistem de propulsie (181) este de tipul biplan si prezinta pe o aripa posterioara (192) si un volet flexibil (183), si

la partea din spate fuzelajul incorporeaza un sistem de propulsie (237) de tipul cu ventilatoare intubate si efect Coanda.

29. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (200), cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (201), anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei (200), de o parte si de alta a unui fuzelaj (202), si

la partea din spate fuzelajul (202) incorporeaza un sistem de propulsie (207) de tipul cu ventilatoare intubate si aripa cu volet flexibil.

30. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava, cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (201), anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei, de o parte si de alta a unui fuzelaj, si

la partea din spate fuzelajul (202) incorporeaza un sistem de propulsie (237) de tipul cu ventilatoare intubate si efect Coanda.

31. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (230), cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (231), anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei (230), de o parte si de alta a unui fuzelaj (232), si

la partea din spate fuzelajul (232) incorporeaza un sistem de propulsie (237) de tipul cu ventilatoare intubate si efect Coanda.

32. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava, cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza doua sisteme de propulsie (231), anterioare, pozitionate simetric in fata centrului de greutate al aeronavei, de o parte si de alta a unui fuzelaj, si

la partea din spate fuzelajul incorporeaza un sistem de propulsie (207) de tipul cu ventilatoare intubate si aripa cu volet flexibil.

33. Aeronava si metoda asociata ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca aeronava este de tipul cu aterizare scurta, respectiv utilizeaza niste roti (42) si (43) la decolarea si aterizarea pe o pista de sub 100 m.

34. Aeronava si metoda asociata ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca aeronava este de tipul cu aterizare ultra-scurta, respectiv utilizeaza niste roti (42) si (43) la decolarea si aterizarea pe o pista de sub 10 m.

35. Aeronava si metoda asociata ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca aeronava este de tipul amfibiu putind sa aterizeze si sa decoleze de pe, respectiv pe suprafete lichide ca lacuri, mari si

fluvii, datorita flotabilitatii naturale a fuzelajului si a distantei de siguranta dintre rotoare si suprafata lichida atunci cind aeronava este in stationare.

36. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (110) cu decolare si aterizare scurta utilizeaza doua sisteme de propulsie (111), pozitionate simetric in dreptul centrului de greutate al aeronavei (110), de o parte si de alta a unui fuzelaj (112), si

fiecare sistem de propulsie (111) este de tipul cu o singura aripa (112) si rotoare plasate anterior aripii (112), si

aeronava (110) ruleaza in timpul decolarii si al aterizarii pe niste roti (114).

37. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (120) cu decolare si aterizare scurta utilizeaza doua sisteme de propulsie (121), pozitionate simetric in dreptul centrului de greutate al aeronavei (120), de o parte si de alta a unui fuzelaj (122), si

fiecare sistem de propulsie (121) este de tipul cu ventilatoare intubate si doua aripi una anterioara (123) si alta posterioara (124), si

aeronava (120) ruleaza in timpul decolarii si al aterizarii pe niste roti (114).

38. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca aeronava cu decolare si aterizare scurta utilizeaza doua sisteme de propulsie (201), pozitionate simetric in dreptul centrului de greutate al aeronavei, de o parte si de alta a unui fuzelaj, si

fiecare sistem de propulsie (201) este de tipul cu ventilatoare intubate (203) suspendate sub o aripa (204), si

aeronava ruleaza in timpul decolarii si al aterizarii pe niste roti (114).

39. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca aeronava cu decolare si aterizare scurta utilizeaza doua sisteme de propulsie (231), pozitionate simetric in dreptul centrului de greutate al aeronavei, de o parte si de alta a unui fuzelaj, si

fiecare sistem de propulsie (231) este de tipul cu ventilatoare intubate (233) suspendate deasupra unei aripi (234), si

aeronava ruleaza in timpul decolarii si al aterizarii pe niste roti (114).

40. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (130), amfibie, cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza patru sisteme de propulsie (1), doua pozitionate simetric la partea din fata si doua pozitionate simetric la partea din spate a unui fuzelaj (131), si

aeronava (130) prezinta la partea din fata un flotor (132), cu pereti rigizi, care copiaza profilul

inferior al fuzelajului (131) si este situat dedesubtul acestuia, si

la partea din spate aeronava (130) utilizeaza doua flotoare (133), cu pereti rigizi, de preferinta cilindrice, montate simetric de o parte si de alta a fuzelajului (131), respectiv dedesubtul acestuia.

41. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (140), amfibie, cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza patru sisteme de propulsie (91), doua pozitionate simetric la partea din fata si doua pozitionate simetric la partea din spate a unui fuzelaj (141), si

aeronava (140) prezinta la partea din fata un flotor (132), cu pereti rigizi, care copiaza profilul inferior al fuzelajului (141) si este situat dedesubtul acestuia, si

la partea din spate aeronava (140) utilizeaza doua flotoare (133), cu pereti rigizi, de preferinta cilindrice, montate simetric de o parte si de alta a fuzelajului (131), respectiv dedesubtul acestuia.

42. Aeronava si metoda ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca flotoarele (132) si (133) sunt de tipul gonflabil, cu pereti flexibili, si sunt umflate de un compresor inainte de aterizarea pe apa, si

dupa decolare, flotoarele (132) si (133) sunt dezumflate si fuzelajul (141) isi recapata aerodinamica initiala.

43. Aeronava si metoda asociata ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca aeronava este de tipul cu efect de sol, respectiv aeronava zboara in apropierea solului la o distanta la care efectul de sol poate fi utilizat pentru a creste randamentul zborului.

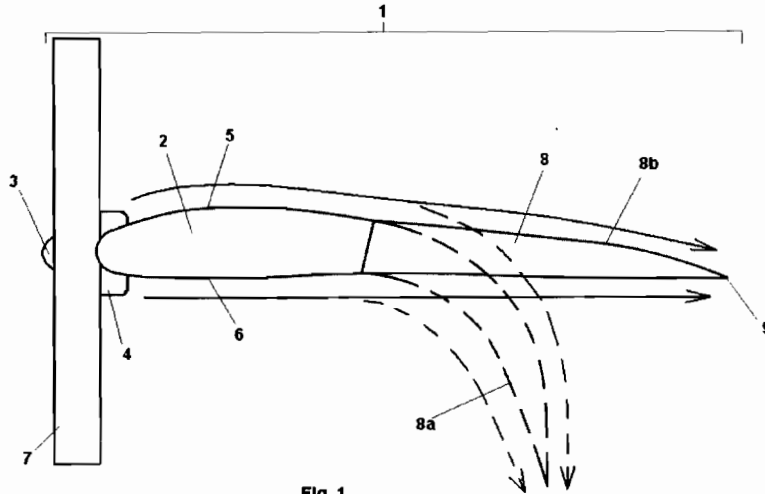


Fig. 1

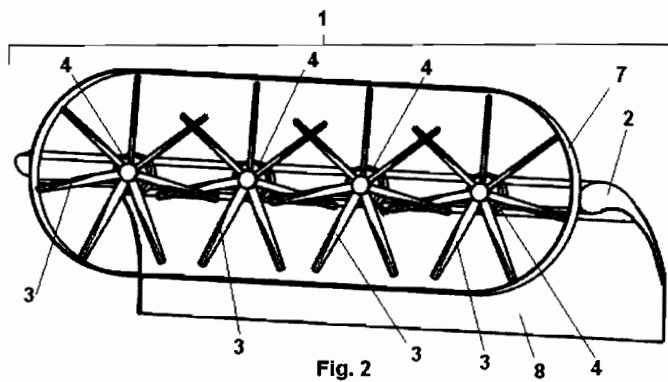


Fig. 2

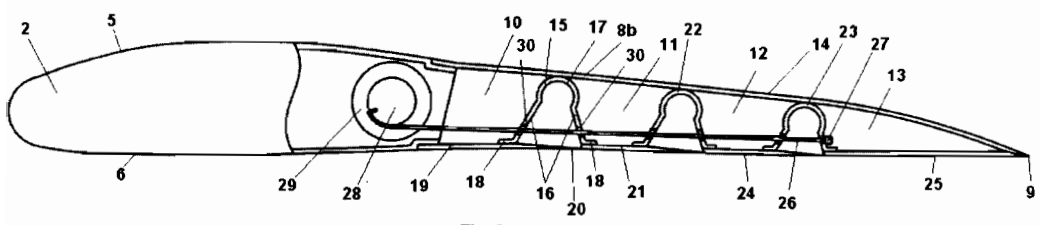


Fig. 3

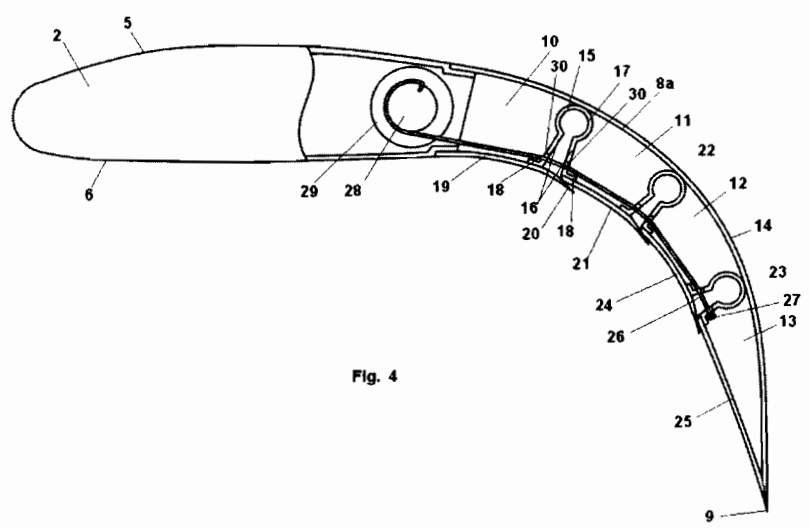


Fig. 4

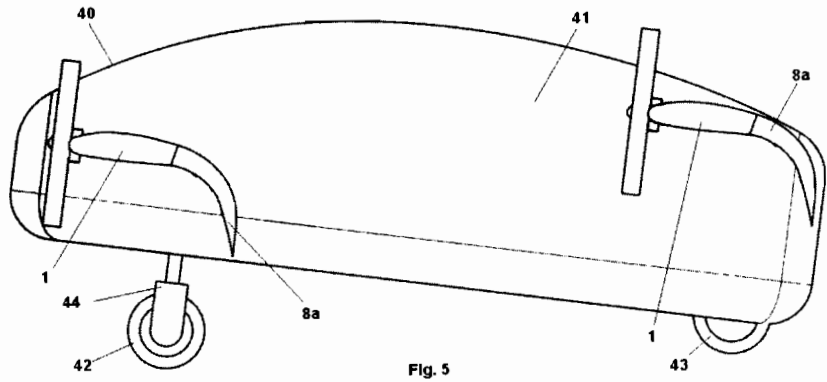


Fig. 5

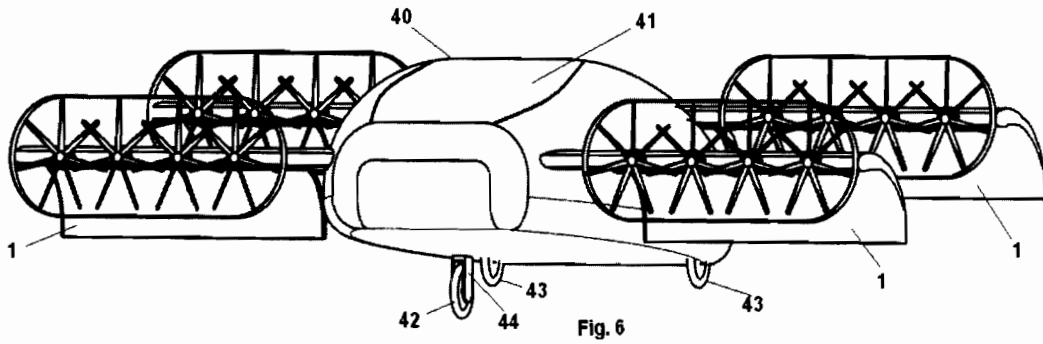


Fig. 6

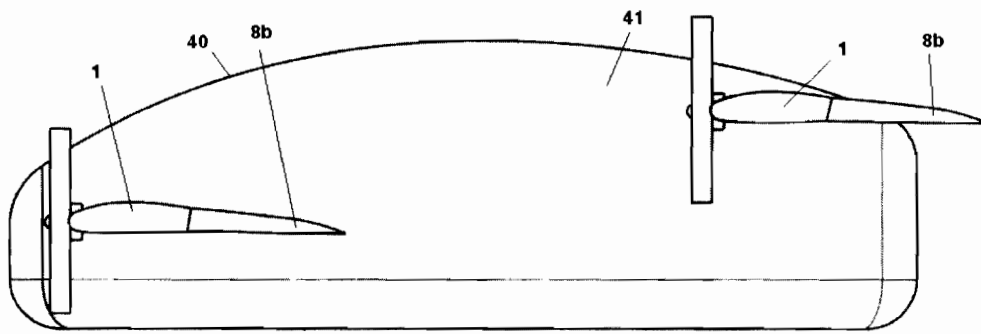


Fig. 7

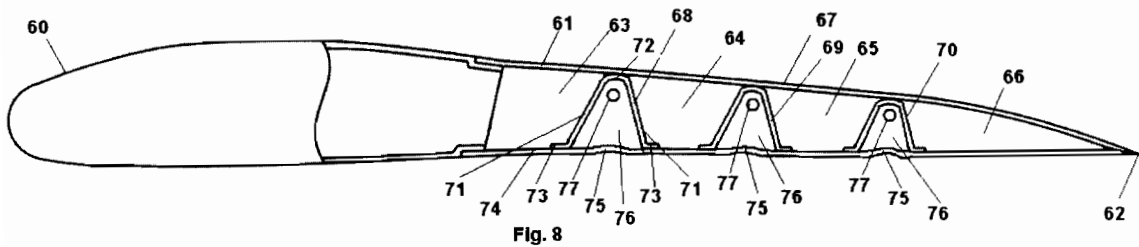


Fig. 8

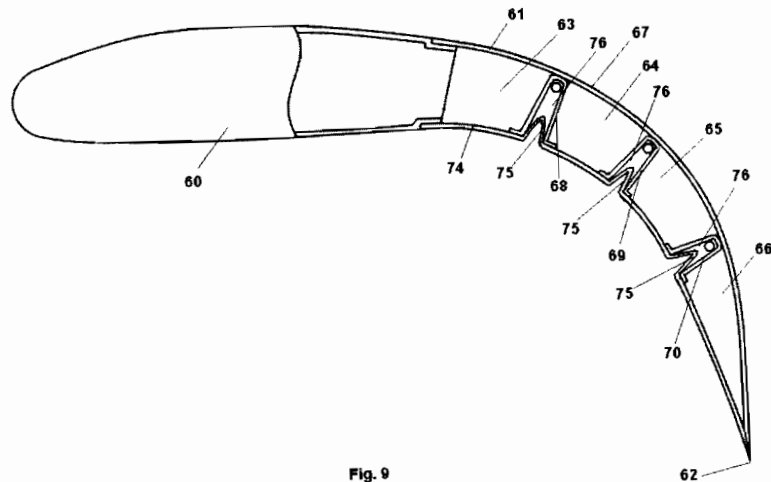


Fig. 9

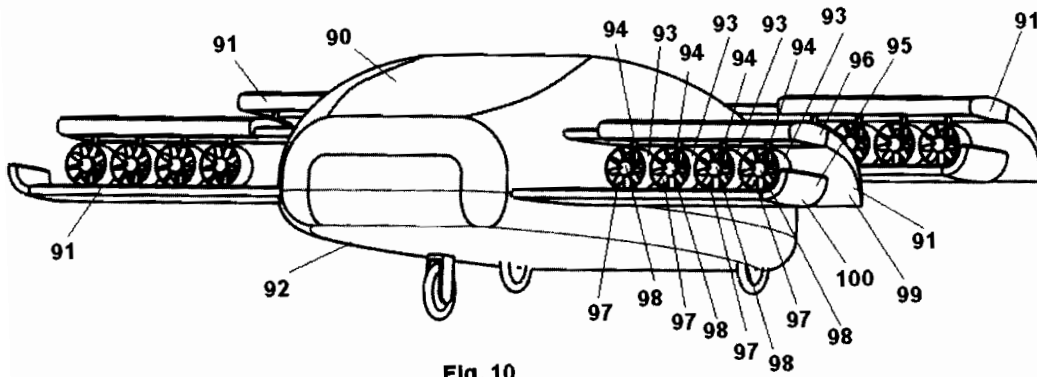


Fig. 10

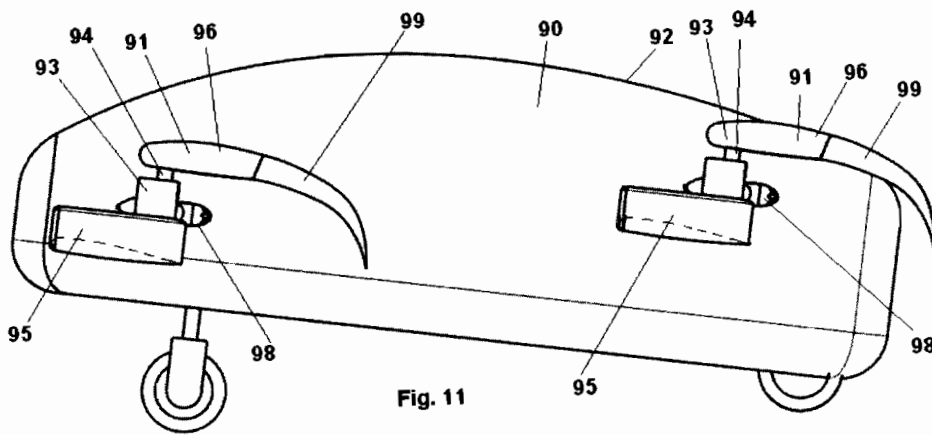


Fig. 11

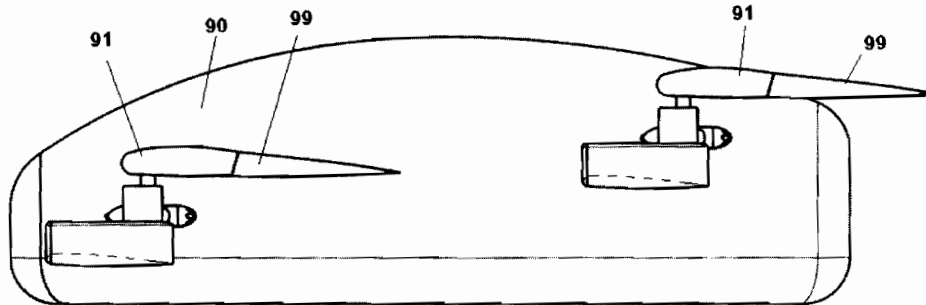


Fig. 12

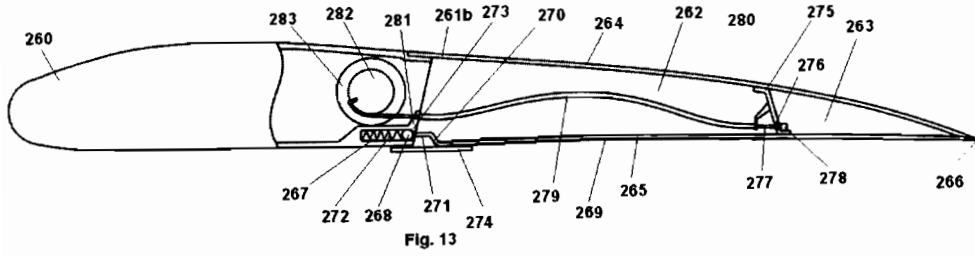


Fig. 13

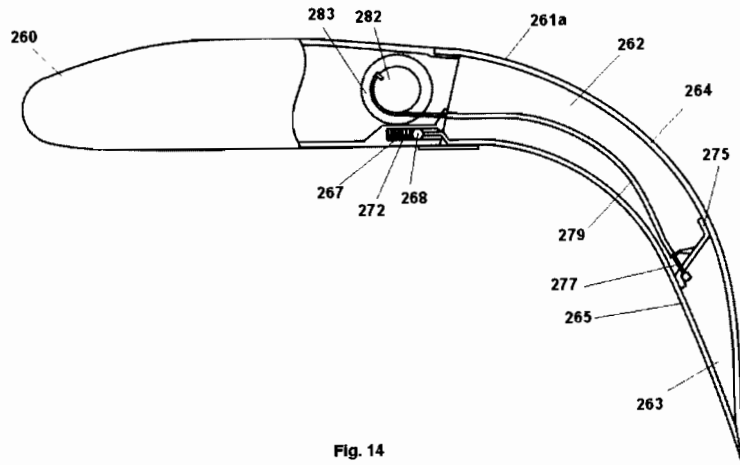


Fig. 14

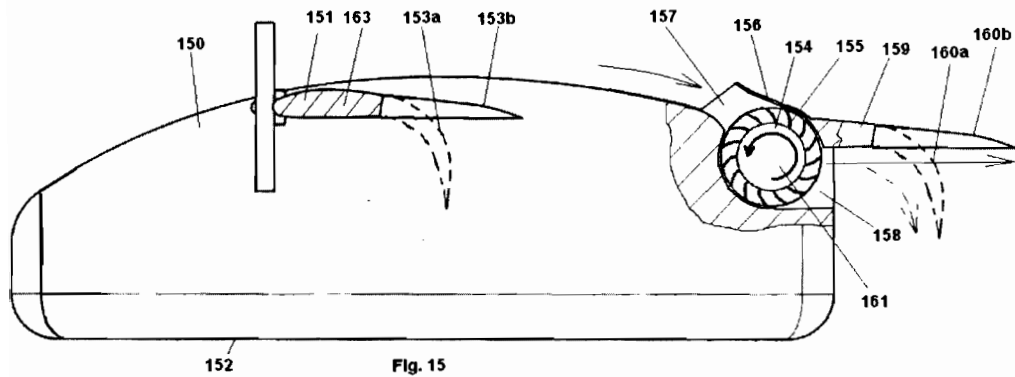


Fig. 15

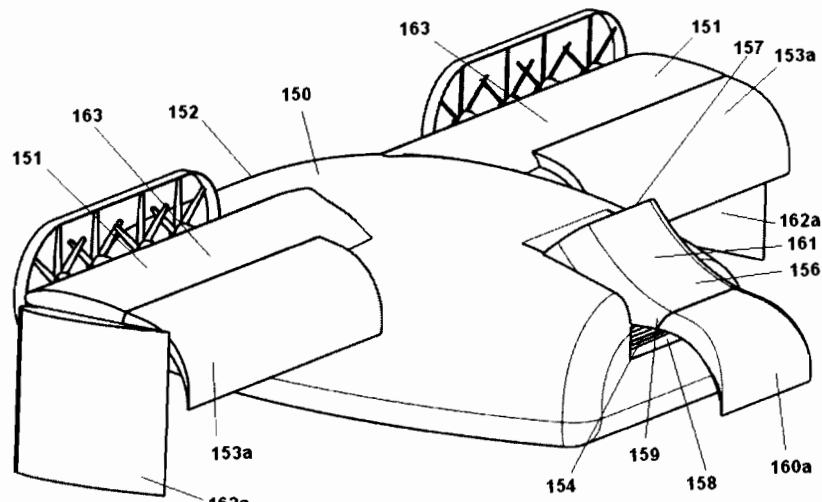


Fig. 16

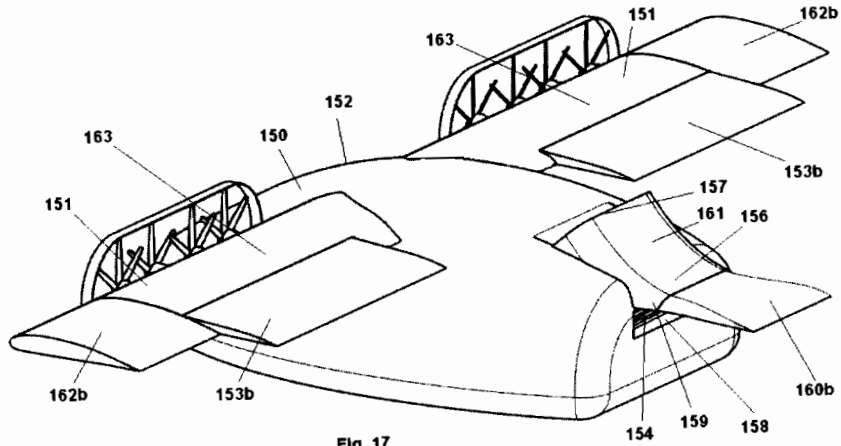


Fig. 17

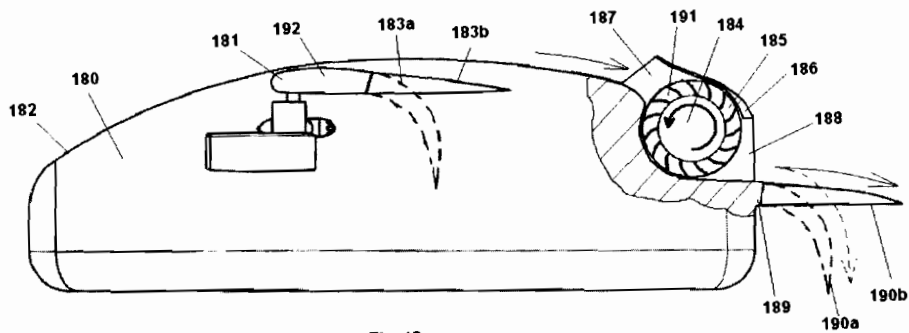


Fig. 18

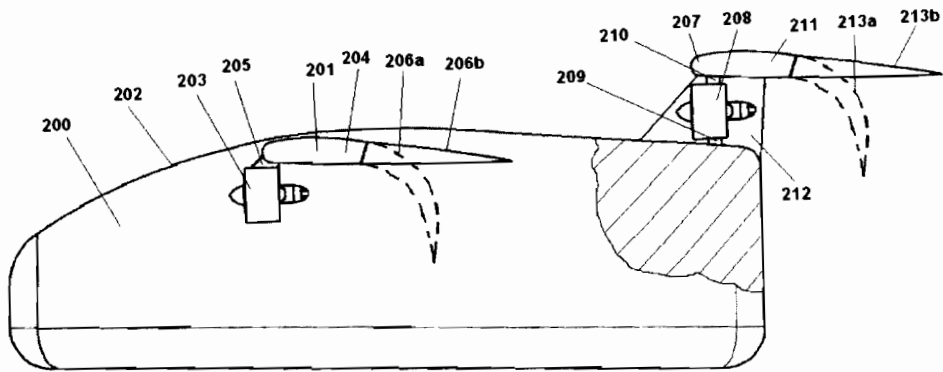


Fig. 19

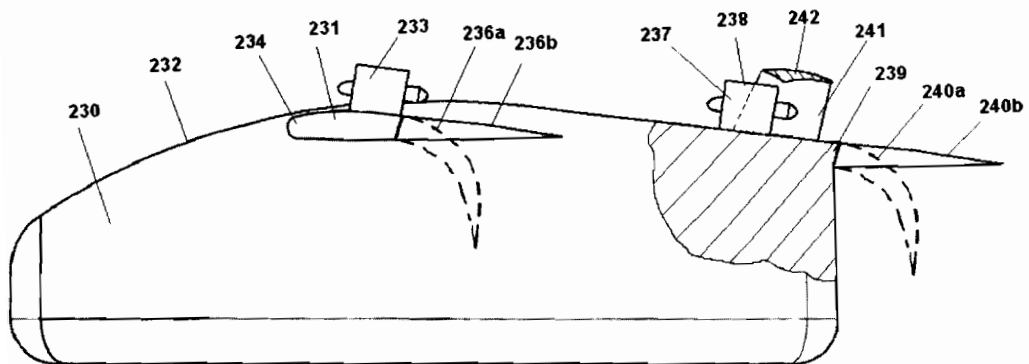


Fig. 20

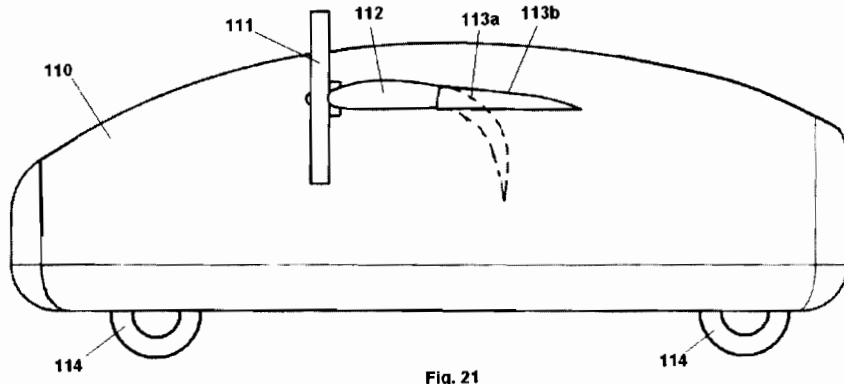


Fig. 21

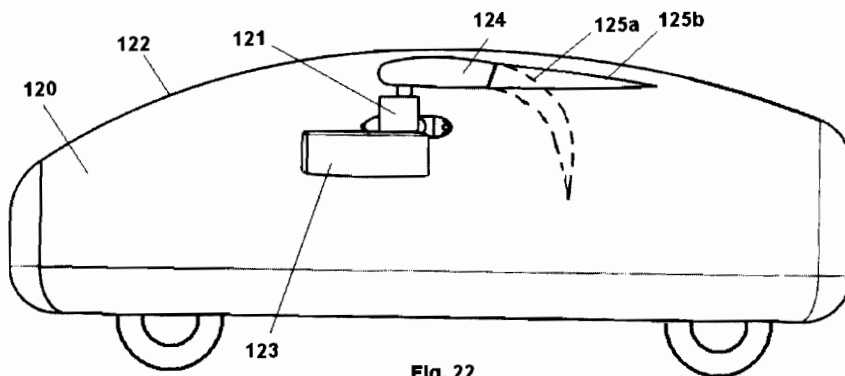


Fig. 22

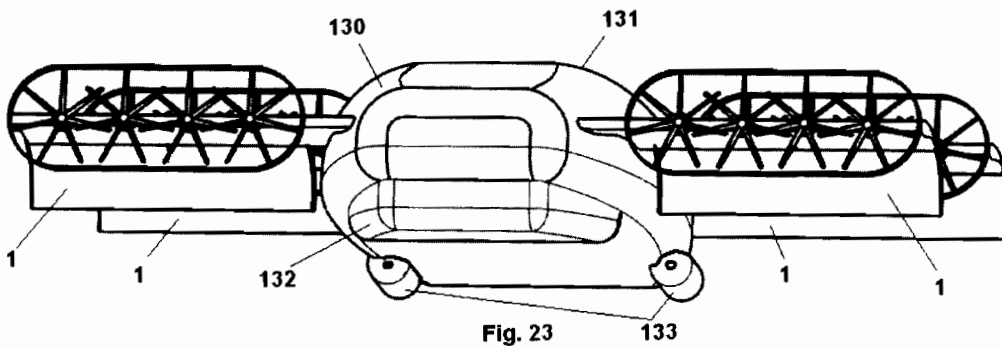


Fig. 23

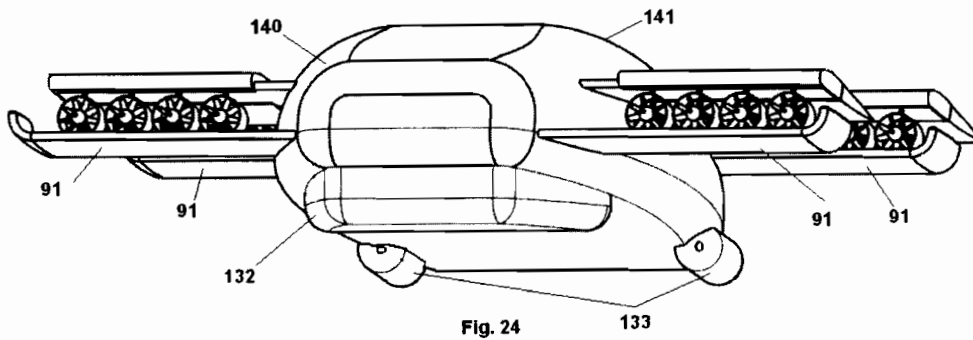


Fig. 24