

(12)

CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2018 00240

(22) Data de depozit: 02/04/2018

(41) Data publicării cererii:
30/10/2019 BOPI nr. 10/2019

(71) Solicitant:
• GIURCĂ LIVIU GRIGORIAN,
BD. N. TITULESCU NR.15, BL. I-6, SC. 1,
AP. 13, CRAIOVA, DJ, RO

(72) Inventatori:
• GIURCĂ LIVIU GRIGORIAN,
BD. N. TITULESCU NR.15, BL. I-6, SC. 1,
AP. 13, CRAIOVA, DJ, RO

(54) **UNITATE DE PROPULSIE CU EFECT COANDĂ
ȘI AERONAVE CU DECOLARE ȘI ATERIZARE
PE VERTICALĂ (VTOL)**

(57) Rezumat:

Invenția se referă la o unitate de propulsie cu efect Coandă, și la o aeronavă cu decolare și aterizare pe verticală. Unitatea conform invenției este constituită dintr-un profil (41) aerodinamic, de formă substanțial semi-discoidală, ce are la partea superioară un deflector (42) de formă circulară, suspendat, prin intermediul unor tuburi (43) superioare, pe profilul (41) aerodinamic ce este închis în partea inferioară de un planșeu (47); între profilul (41) aerodinamic și planșeu (47) se creează un spațiu (48) interior, două rotoare (50 și 51) centrale, inferior și, respectiv, superior, contrarotative, în serie, generează fluxul de aer necesar efectului Coandă, pe profilul (41) aerodinamic fiind dispuse niște fante (57) laterale; spațiul (48) interior se alimentează cu aer prin intermediul tuburilor (43) superioare și prin fantele (57) laterale; rotoarele (50 și 51) centrale lucrează cu dublu efect, respectiv, generează efectul Coandă pe profilul (41) aerodinamic, și controlează stratul limită prin intermediul depresiunii generate în spațiul (48) interior, prin intermediul fantelor (57) laterale.

Revendicări: 50
Figuri: 38

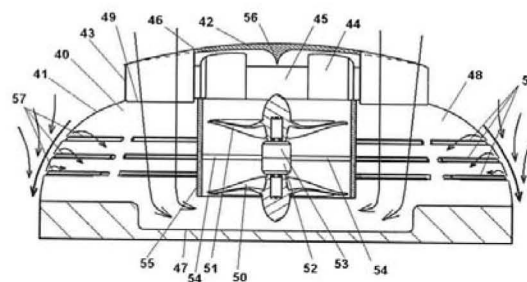
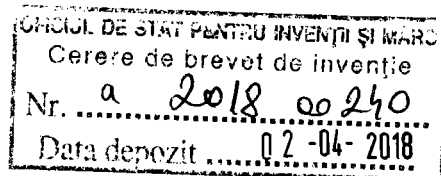


Fig. 8





Unitate de propulsie cu efect Coanda si aeronave cu decolare si aterizare pe verticala (VTOL)

Prezenta inventie se refera la o unitate de propulsie cu efect Coanda si aeronave cu decolare si aterizare pe verticala (VTOL) de tipul celor care utilizeaza o suprafata aerodinamica pentru a genera sustentatia atat in zborul vertical cit si in cel orizontal.

Aeronavele care au capacitatea de decolare si de aterizare pe verticală (cunoscute ca VTOL in engleza) 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 solutie inovanta a fost aplicata de compania Aesir care utilizeaza efectul Coanda pentru a produce sustentatia unei aeronave de forma considerata semi-discoidala. Aceasta utilizeaza un singur rotor central si de aceea prezinta o redundanta redusa. Profilul aerodinamic al extradadosului are o lungime limitata pentru a impiedica desprinderea stratului limita. Pe de alta parte, in aceasta configuratie, presiunea pe intrados este nula. Din aceste cauze forta de sustentatie raportata la unitatea de suprafata este redusa.

Sunt de asemenea cunoscute inventiile RO130056, RO132144 si RO132246 care utilizeaza efectul Coanda. Desi prezinta o densitate de putere ridicata, datorita presiunii obtinute pe intrados, aceste solutii nu ofera controlul stratului limita.

Mai multe solutii au fost propuse pentru controlul stratului limita de pe suprafetele aerodinamice in genul aripilor sau aeronavelor tip aripa zburatoare (DE1273338). Pentru generarea fluxului de aer pe aceste suprafete s-a utilizat miscarea in plan orizontal a aeronavei. Din aceasta cauza aceste solutii au fost utilizate numai pentru aeronave cu decolare pe orizontala.

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

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. Reprezinta de

asemenea o necesitate un sistem de propulsie pe verticala care sa poata controla aderenta stratului limita la un profil aerodinamic fara ca aeronava sa fie in miscare.

Inventia inlatura dezavantajele aratate mai sus prin aceea ca o unitate de propulsie de forma substantial semi-discoidala cu profil circular sau poligonal prezinta in zona centrala a unui profil aerodinamic, considerat extradados, un rotor principal ce induce un efect Coanda aerului expulzat spre in jos. Jetul de aer este deviat pe orizontala si datorita efectului Coanda este curbat pe suprafata extradadosului. In consecinta pe suprafata extradadosului apare o presiune negativa sau depresiune ce creeaza o parte din forta de sustentatie. In sectiune fluxul de aer prezinta un strat limita de aer de viteza ridicata ce adera la profilul aerodinamic. Profilul aerodinamic este inchis la partea inferioara de un planseu ce poate fi considera intrados. Pe planseu sunt montate un numar de ventilatoare intubate pozitionate vertical. Fiecare ventilator intubat utilizeaza cel putin un rotor actionat de un motor electric, montat in interiorul unui tub ce face legatura intre un spatiu interior gol al unitatii de propulsie si intrados. Spatiul interior poate fi alimentat cu aer prin intermediul a cel putin doua ferestre superioare, ce pot fi de forma ovala, situate dedesubtul rotorului principal, care sunt controlate de doua clapete actionate de niste actuatoare. Pe extradados sunt decupate un numar de fante laterale succesive si paralele ce copiaza forma circulara a profilului aerodinamic. La interior fiecare fanta prezinta pe marginea inferioara un perete inclinat ce se continua cu un perete paralel cu profilul aerodinamic, in asa fel incit se mentine o poarta de comunicare cu spatiul interior. In functionare, ventilatoarele intubate se alimenteaza cu aer din spatiul interior si dirijeaza fluxul de aer spre in jos, provocind o presiune pozitiva importanta pe intrados, ce contribuie la majorarea sustentatiei unitatii de propulsie. Aerul din spatiul interior este continuu renoit prin intermediul ferestrelor superioare si al fantelor laterale. Presiunea din interiorul spatiului interior este negativa ceea ce provoaca o curgere inversa de aer dedesubtul stratului limita generat de efectul Coanda pe extradados in zona fantelor laterale. Aceasta depresiune creste viteza aerului din stratul limita si deci absorbtia stratului de aer invecinat stratului limita si mentine o aderenta ridicata a aerului pe profilul aerodinamic, inclusiv pentru lungimi mari ale acestuia. Nivelul de depresiune din stratul limita este controlat prin intermediul clapetelor ce obtureaza ferestrele superioare.

Intr-o alta varianta fluxul de aer pe intrados si depresiunea din spatiul interior sunt realizate cu ajutorul unui singur rotor inferior.

Intr-o alta varianta un profil aerodinamic de forma substantial semi-discoidala prezinta la partea superioara un deflector suspendat prin intermediul unor tuburi superioare de profilul aerodinamic. Tuburile superioare, care au un profil aerodinamic, sunt asezate radial, si prezinta intre ele niste spatii libere ce permit curgerea aerului. Fluxul de aer necesar efectului Coanda este generat de un

grup de doua rotoare centrale contrarotative montate in interiorul unui tub fixat de profilu aerodinamic. La un capat tubul este deschis spre deflector si la celalalt capat spre spatiul interior. Spatiul interior este inchis la partea inferioara de un planseu. Spatiul interior se alimenteaza cu aer atit prin intermediul tuburilor superioare si al fantelor laterale. Rotoarele centrale lucreaza cu dublu efect, respectiv provoaca efectul Coanda pe profilul aerodinamic si controleaza stratul limita prin interiorul depresiunii generate in spatiul interior.

Intr-o alta varianta unitatea de propulsie utilizeaza un profil aerodinamic format din doua suprafete simetrice, ce pot fi considerate in mod substatial cilindrice, situate de o parte si de alta a unui plan median. In acest caz efectul Coanda este realizat pe fiecare parte separat de un grup de ventilatoare intubate superior, ventilatoarele intubate superioare fiind aliniata unul dupa altul in lungul profilului aerodinamic. Pentru cresterea fluxului de aer debitat de grupul de ventilatoare intiubate se utilizeaza un deflector, favorabil montat pentru a crea un efect Venturi de suctiune.

Intr-o alta varianta constructiva derivata efectul Coanda este realizat pe fiecare parte de catre un ventiaitor centrifugal.

Intr-o alta varianta, uniatea de propulsie cu suprafete simetrice utilizeaza pentru controlul stratului limita o turbina axiala plasata in fluxul de aer generat de fiecare grup de ventilatoare intubate superior. Concomitent cu controlul stratului limita turbina axiala genereaza un efect Magnus ce amplifica forta de sustentatie a unitatii de propulsie.

Toate unitatile de propulsie pot fi utilizate ca aeronave separate sau pot fi incluse mai multe in sistemul de propulsie al unor aeronave de forme foarte diferite. Aceste aeronave pot sa contina sau nu aripi pentru facilitarea zborului pe orizontala.

Unitatea de propulsie prezinta un randament ridicat deoarece utilizeza atit extradosul cit si intradosul pentru a produce sustentatia iar aderenza stratului limita este mentinuta in toate situatiile. Efectul Coanda exercitat asupra unitatii de propulsie pentru a produce sustentatia este maximizat prin controlul stratului limita si prin asocierea cu alte efecte aerodinamice pozitive ca efectul Venturii sau efectul Magnus. Fiecare unitate de propulsie prezinta un nivel de redundanta cel putin dublu comparativ cu solutiile cunoscute. Schimbarea regimului de zbor se realizeaza cu usurinta prin manevrarea clapetelor si voletilor respectiv prin schimbarea regimului de rotatie a rotoarelor intubate. 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. Unitatile de propulsie se pot construi in sistem

modular, ceea ce permite realizarea unor aeronave cu caracteristici diferite ce utilizeaza unul sau mai multe module comune. Constructia modulara reduce costurile de fabricatie si implicit costurile de exploatare si intretinere. Lipsa rotoarelor exterioare reduce posibilitatile de contact cu limitarile materiale ale mediului inconjurator si in special contactul cu oamenii, care poate fi fatal. La o parte din solutiile descrise, distrugerea rotoarelor din diverse motive nu provoaca accidente, ele fiind inchise in interior.

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, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37 si 38 care reprezinta:

- Fig. 1, o vedere izometrica a unei unitatii de propulsie cu un rotor superior si multiple ventilatoare intubate montate pe intrados, cu control al stratului limita cu fante;
- Fig. 2, o alta vedere izometrica a unitatii de la figura 1;
- Fig. 3, o sectiune longitudinala in trepte prin unitatea de la figura 1;
- Fig. 4, un detaliu de constructie a fantelor unitatii de la figura 1;
- Fig. 5, o vedere izometrica a unei unitatii de propulsie cu un rotor superior si un rotor inferior montat pe intrados, cu control al stratului limita cu fante;
- Fig. 6, o sectiune transversala prin unitatea de la figura 5;
- Fig. 7, o vedere izometrica a unei unitatii de propulsie cu doua rotoare intubate interioare si control al stratului limita cu fante;
- Fig. 8, o sectiune transversala prin unitatea de la figura 7;
- Fig. 9, o vedere izometrica a unei unitatii de propulsie cu doua rotoare intubate interioare si control al stratului limita cu fante, avind rotoare intubate inferioare;
- Fig. 10, o vedere izometrica a unei aeronave ce utilizeaza unitatea de propulsie de la figura 1;
- Fig. 11, o alta vedere izometrica a aeronavei de la figura 10;
- Fig. 12, o sectiune partiala prin partea frontala a aeronavei de la figura 10;
- Fig. 13, o vedere izometrica a unei aeronave cu doua unitati de propulsie ca la figura 1;
- Fig. 14, o vedere izometrica a unei aeronave cu unitate de propulsie cilindrica modulara si control al stratului limita cu fante;
- Fig. 15, o sectiune transversala pe jumatate prin aeronava si unitatea de propulsie de la figura 14;
- Fig. 16, o sectiune longitudinala prin aeronava si unitatea de propulsie de la figura 14, cu ventilatoarele intubate in pozitia de decolare pe verticala;
- Fig. 17, o sectiune longitudinala prin aeronava si unitatea de propulsie de la figura 14, cu ventilatoarele intubate in pozitia de zbor pe orizontala;

- Fig. 18, o vedere laterala a unei aeronave cu doua unitati de propulsie modulare;
- Fig. 19, o vedere laterala a unei aeronave cu trei unitati de propulsie modulare;
- Fig. 20, o vedere laterala a unei aeronave cu trei unitati de propulsie modulare pentru transport de containere;
- Fig. 21, o vedere laterala a unui container pentru aeronava de la figura 20;
- Fig. 22, o vedere izometrica a unei aeronave cu unitate de propulsie cilindrica modulara si control al stratului limita cu turbina axiala;
- Fig. 23, o sectiune transversala pe jumătate prin aeronava si unitatea de propulsie de la figura 22;
- Fig. 24, o vedere izometrica a unei aeronave cu unitate de propulsie cilindrica si cabina situata in zona superioara in pozitia de decolare si aterizare pe verticala;
- Fig. 25, o alta vedere izometrica a aeronavei de la figura 24;
- Fig. 26, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 24 in pozitia de zbor pe orizontala;
- Fig. 27, o vedere izometrica a unei aeronave cu unitate de propulsie cilindrica si cabina situata in zona superioara, cu aripi cu profil inchis;
- Fig. 28, o vedere izometrica a unei aeronave cu unitate de propulsie cilindrica si cabina situata in zona superioara, cu patru aripi fixe;
- Fig. 29, o vedere izometrica a unei aeronave cu unitate de propulsie cilindrica si fuzelaj alungit, cu doua aripi;
- Fig. 30, o vedere izometrica a unei aeronave cu unitate de propulsie cilindrica cu compresor centrifugal si control al stratului limita cu fante, avind cabina situata in zona superioara, in pozitia de zbor pe orizontala;
- Fig. 31, o alta vedere izometrica a aeronavei de la figura 30;
- Fig. 32, o vedere a aeronavei de la figura 30 in pozitia de decolare si aterizare pe verticala;
- Fig. 33, o sectiune transversala pe jumătate prin aeronava de la figura 30;
- Fig. 34, o sectiune paertiala orizontala prin aeronava de la figura 30;
- Fig. 35, o aeronava modulara de tipul celei descrise la figura 30;
- Fig. 36, o sectiune transversala pe jumătate printr-o aeronava cu compresor centrifugal si control al stratului limita cu turbina axiala;
- Fig. 37, o vedere laterala a unei aeronave cu unitate de propulsie cilindrica cu compresor centrifugal si control al stratului limita cu fante, avind cabina pasagerilor situata in zona inferioara;
- Fig. 38, o sectiune transversala pe jumătate prin aeronava de la figura 37.

Intr-o prima varianta de realizare o unitate de propulsie 1, de forma substantial semi-discoidala cu profil circular sau poligonal, prezinta, intr-o zona centrala 2 ce se continua cu un profil aerodinamic 3, considerat extradados, un rotor principal 4 ca in figurile 1, 2, 3 si 4. Rotorul principal 4 este constituit in acest exemplu ca un compresor axial dar poate fi utilizat si un compresor centrifugal pentru a produce acelasi efect. Rotorul principal 4 este actionat de un motor electric 22. Jetul de aer expulzat spre in jos de rotorul principal 4 este deviat pe orizontala si datorita efectului Coanda este curbat pe suprafata profilului aerodinamic 3. In consecinta pe suprafata extradadosului apare o presiune negativa sau depresiune ce creeaza o parte din forta de sustentatie. In sectiune fluxul de aer prezinta un strat limita de aer de viteza ridicata ce adera la profilul aerodinamic 3. Profilul aerodinamic 3 este inchis la partea inferioara de un planseu 5 ce poate fi considerat intrados. Pe planseul 5 sunt montate un numar de ventilatoare intubate 6 respectiv 7 pozitionate vertical, asezate pe doua rinduri. Fiecare ventilator inubat 6 utizeaza cel putin un rotor 8 actionat de un motor electric 9, montat in interiorul unui tub 10 ce face legatura intre un spatiu interior 11, gol al unitatii de propulsie 1 si planseul 5. Fiecare ventilator inubat 7 utizeaza cel putin un rotor 12 actionat de un motor electric 13, montat in interiorul unui tub 14 ce face legatura intre un spatiul interior 11 si planseul 5. la partea superioara a ventilatoarelor intubate 6 respectiv 7 este montat un perete 15, intermediar care permite trecerea aerului spre ventilatoarele intubate 6 respectiv 7 si care limiteaza spatiul interior 11 la partea inferioara. Spatiul interior 11 poate fi alimentat cu aer prin intermediul a cel putin doua ferestre 16 superioare, ce pot fi de forma ovala, situate dedesubtul rotorului principal 4, care sunt controlate de doua clapete 17 actionate de niste actuatori (nefigurati). Pe profilul aerodinamic 3 sunt decupate un numar de fante laterale 18 succesive si paralele ce copiaza forma circulara a profilului aerodinamic 3. La interior fiecare fanta laterala 18 prezinta pe marginea inferioara un perete inclinat 19 ce se continua cu un perete 20, paralel cu profilul aerodinamic 3, in asa fel incit se mentine o fereastra 21 de comunicare cu spatiul interior 11. Intre planseul 5 si peretele 15, intermediar, respectiv intre cele doua rinduri de ventilatoare intubate 6 si 7 pot fi amplasate bateriile, sistemele de comanda si navigatie ale unitatii de propulsie 1. In functionare, ventilatoarele intubate 6, respectiv 7 se alimenteaza cu aer din spatiul interior 11 si dirijeaza fluxul de aer spre in jos, provocind o presiune pozitiva importanta pe intrados, respectiv sub planseul 5, ce contribuie la majorarea sustentatiei unitatii de propulsie 1. Aerul din spatiul interior 11 este continu renoit prin intermediul ferestrelor 16 superioare si al fantelor laterale 18. Presiunea din interiorul spatiului interior 11 este negativa ceea ce provoaca o curgere inversa de aer dedesubtul stratului limita generat de efectul Coanda pe extradados in zona fantelor laterale 18. Aceasta depresiune creste viteza aerului din stratul limita si deci absorbtia stratului de aer invecinat stratului limita si mentine o aderenza ridicata a aerului pe profilul aerodinamic 3, inclusiv pentru lungimi mari ale acestuia. Nivelul de depresiune din stratul limita este controlat prin intermediul clapetelor 17 ce obtureaza partial ferestrele 16

superioare. In consecinta se poate spune ca ventilatoarele intubate 6, respectiv 7 lucreaza cu dublu efect, respectiv pe de-o parte creeaza o depresiune in spatiul interior 11, pentru controlul stratului limita de pe profilul aerodinamic 3 si pe de alta parte genereaza un flux de aer spre in jos al carui impuls genereaza o parte importanta a fortei de sustentatie.

Intr-un al doilea exemplu de realizare o unitate de propulsie 30 foloseste pentru controlul stratului limita un singur rotor 31, inferior, ca in figurile 5 si 6. Rotorul 31 poate fi de tipul axial sau radial-axial. Rotorul 31, inferior, este actionat de un motor 32 montat pe un suport 33. Suportul 33 este fixat de profilul aerodinamic 3 prin intermediul unor brate 34 radiale care in sectiune au un profil aerodinamic, ce orienteaza aerul spre in jos. Suportul 33 poate contine bateriile si sistemele de comanda, control si navigatie. Functionarea unitatii de propulsie 30 este asemanatoare cu cea de la exemplul anterior.

Intr-un al treilea exemplu de realizare o unitate de propulsie 40 foloseste un profil aerodinamic 41 de forma substantial semi-discoidală care prezinta la partea superioara un deflector 42, de forma circulara, suspendat prin intermediul unor tuburi 43, superioare, pe profilul aerodinamic 41, ca in figurile 7 si 8. Tuburile 43, superioare, goale la interior, prezinta un profil aerodinamic 44, si sunt asezate radial avind intre ele niste intervale 45 libere ce permit curgerea aerului. Deflectorul 42 prezinta cite o decupare 46 in dreptul fiecarui tub 43 ce copiaza profilul interior al acestuia, si permite aerului de deasupra unitatii de propulsie 40 sa fie absorbit prin tuburile 43. Profilul aerodinamic 41 este inchis la partea inferioara a unitatii de propulsie 40 de catre un planseu 47. Intre profilul aerodinamic 41 si planseul 47 se creeaza un spatiu interior 48. Profilul aerodinamic 41 prezinta cite o decupare 49 in dreptul fiecarui tub 43 ce copiaza profilul interior al acestuia, si permite aerului de deasupra unitatii de propulsie 40 sa fie absorbit prin tuburile 43 in spatiul interior 48. Fluxul de aer necesar efectului Coanda este generat de un rotor central 50, inferior si de un rotor central 51, superior, asezate in serie, cele doua rotoare centrale 50 si 51 fiind contrarotative. Rotorul central 50 este antrenat de un motor 52 iar rotorul central 51 este antrenat de un motor 53. Cele doua motoare 52 si 53 sunt montate prin intermediul unor suporti 54 in interiorul unui tub 55 fixat de profilu aerodinamic 41. La un capat tubul 55 este deschis spre deflectorul 42 si la celalalt capat spre spatiul interior 48. Deflectorul 42 prezinta in partea centrala o zona 56, ce poate fi considerata conica care disperseaza uniform aerul expulzat de rotoarele centrale 50 si 51 pe deflectorul 42. Pe profilul aerodinamic 41 sunt realizate niste fante laterale 57, construite ca la exemplele anterioare. Spatiul interior 48 se alimenteaza cu aer de deasupra unitatii de propulsie 40 atit prin intermediul tuburilor 43, superioare cit si al fantelor laterale 57. Rotoarele centrale 50 si 51 lucreaza cu dublu efect, respectiv genereaza efectul Coanda pe profilul aerodinamic 41 si controleaza stratul limita prin intermediul depresiunii generate in spatiul interior 48 prin intermediul fantelor laterale 57. Debitul

de aer absorbit de rotoarele centrale 50 si 51, respectiv aderenta stratului limita, poate fi controlat de niste clapete (nefigurate) care pot obtura doua sau mai multe tuburi 43. Unitate de propulsie 40 poate utiliza intr-o constructie simplificata un singur rotor central 50.

Intr-o alta varianta de realizare derivata din cea anterioara o unitate de propulsie 60 utilizeaza, pentru crearea unei presiuni sub un planseu 61, niste ventilatoare intubate 62, ca in figura 9. Ventilatoarele intubate 62 se alimenteaza cu aer din spatiul interior 48.

Unitatile de propulsie 1, 30, 40 si 60 pot fi folosite in forma descrisa ca drone cu decolare si aterizare pe verticala.

Intr-o prima varianta de realizare o aeronava 70 cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza o singura unitate de propulsie 1 si prezinta o cabina 71, suspendata de planseul 5 intre cele doua siruri de ventilatoare intubate 6, respectiv 7, ca in figurile 10, 11 si 12. Cabina 71 prezinta o forma ovala si poate adaposti pasageri sau in cazul unui vehicul fara pilot diverse incarcaturi. La partea anterioara, pe profilu aerodinamic 3 este fixat cu ajutorul unor suporti 72 un scut aerodinamic 73. Scutul aerodinamic 73 este folosit in zborul orizontal pentru ca efectul Coanda sa nu fie afectat de interferenta cu curentul frontal de aer format in timpul deplasarii. Scutul aerodinamic 73 este format din mai multe segmente 74 considerate in general paralele cu profilul aerodinamic 3. Fiecare segment 74 se suprapune la partea superioara peste segmentul 74 superior. Intre fiecare segment 74 si cel superior se afla un spatiu 75 care permite absorbtia aerului din mediul inconjurator atunci cind efectul Coanda este generat la decolarea sau la aterizarea pe verticala (figura 12). Pe scutul aerodinamic 73 sunt fixate doua aripi 76 care sunt pozitionate in forma litere V cu deschiderea spre fata. Pe profilul aerodinamic 3, la partea din spate este fixat un profundor 77. Pe profundorul 77 este fixat un ampenaj orizontal 78. Fiecare ventilator intubat 6 prezinta un flaps 79 actionat de un actuator (nefigurat). In functionare la decolarea si aterizarea pe verticala aeronava 70, pentru realizarea sustentatiei sunt utilizate depresiunea exercitata pe profilul aerodinamic 3, impulsul masei de aer generat de ventilatoarele intubate 6, respectiv 7 si presiunea generata pe planseul 5. O modalitate de zbor pe orizontala este realizata prin inclinarea spre in fata a corpului aeronavei 70 si crearea in acest fel a unei componente orizontale a fortei de sustentatie (similar ca la elicoptere). Aceasta inclinare se realizeaza prin reducerea vitezei de rotatie a ventilatoarelor 6, respectiv 7 situate la partea din fata. Intr-o a doua varianta de zbor pe orizontala, toate flapsurile 79 sunt inclinate spre in spate generind o componenta orizontala ce produce deplasarea pe orizontala. A treia varianta de propulsie este mixta, obtinuta respectiv atat prin inclinarea spre in fata a aeronavei 70 cit si prin inclinarea spre in spate a flapsurilor 79. In zborul orizontal sustentatia este majorata de aripile 76 si ampenajul orizontal 78. Rotatia in jurul axei verticale a aeronavei 70 se face prin inclinarea in sensuri

diferite a flapsurilor 79 de pe partea dreapta fata de cele de pe partea stinga. Virajul aeronavei 70 se realizeaza cu inclinarea cu unghi diferit a flapsurilor 79 de pe partea stinga in comparatie cu cele de pe partea dreapta. Aeronava 70 poate utiliza in mod similar unitatile de propulsie 40 sau 60.

Intr-un alt exemplu de realizare, o aeronava 90, cu decolare si aterizare pe verticala, utilizeaza doua unitati de propulsie 1, asezate in tandem si care sunt unite printr-o punte 91, ca in figura 13. In acest caz pe unitatea de propulsie 1 din fata este montat scutul aerodinamic 73 iar profundorul 77 si ampenajul orizontal 78 sunt fixate la partea din spate a unitatii de propulsie 1 posterioare. Puntea 91 sustine cel putin doua sezi 92 pentru pilot si pasager. De asemenea pe puntea 91 este fixat un ghidon 93 pe care sunt montate comenzile. Aeronava 90 poate utiliza in mod similar unitatile de propulsie 30, 40 sau 60.

Intr-un alt exemplu de realizare, o aeronava 100, cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza o unitate de propulsie 101, amplasata la partea superioara a unei cabine 102, a pasagerilor, ca in figurile 14, 15, 16 si 17. Cabina 102 poate fi utilizata si pentru transportul marfurilor. In fata cabinei 102 si a unitatii de propulsie 101 este amplasata o cabina 103, a pilotilor ce prezinta o forma aerodinamica si o suprafata transversala 104, majorata fata de suprafata transversala comuna a unitatii de propulsie 101 si a cabinei 102, a pasagerilor. Pe cabina 103, a pilotilor sunt fixate doua aripi 105, asezate in forma literei V cu deschiderea spre directia de inaintare. La partea din spate aeronava 100 prezinta un modul de inchidere 106 pe care sunt montate doua aripi 107 si un profundor 108. Cabina 102, a pasagerilor, contine niste scaune 109, asezate pe cel putin doua rinduri despartite de un culoar 110. Pentru a obtine o constructie compacta, culoarul 110 se extinde in interiorul unitatii de propulsie 101. Unitatea de propulsie 101 utilizeaza doua profile aerodinamice 111, ce pot fi considerate in mod substantial cilindrice, simetrice fata de planul median longitudinal al aeronavei 100. In acest caz efectul Coanda este generat, pe fiecare parte separat, de un bloc superior 112, ce contine un numar de ventilatoare intubate 113, aliniate unul dupa altul in lungul profilului aerodinamic 111. Pentru cresterea fluxului de aer debitat de blocul superior 112 se utilizeaza un deflector 114, favorabil montat pentru a crea un efect Venturi de suctiune generat de ventilatoarele intubate 113. Fiecare ventilator intubat 113 prezinta la intrare o sectiune 115, circulara si la iesire o sectiune 116, considerata in mod substantial dreptunghiulara, sectiunile 115 si 116 fiind egale ca valoare. Profilul aerodinamic 111 este inchis la partea inferioara de un planseu 117. Pe planseul 117 sunt montate un numar de ventilatoare intubate 118, pozitionate vertical, asezate pe doua rinduri. Fiecare ventilator intubat 118 utilizeaza cel putin un rotor 119 actionat de un motor electric 120, montat in interiorul unui tub 121 ce face legatura intre un spatiu interior 122, gol al unitatii de propulsie 101 si planseul 117. La partea superioara a ventilatoarelor intubate 118 este montat un perete 123, intermediar care permite trecerea aerului spre

ventilatoarele intubate 118 si care limiteaza spatiul interior 122 la partea inferioara . Spatiul interior 122 poate fi alimentat cu aer prin intermediul unei ferestre 124, situate intre cele doua blocuri superioare 112. Debitul de aer ce trece prin fereastra 124 este controlat de doua clapete 125 actionate de niste actuatori (nefigurati). Pe profilul aerodinamic 111 sunt decupate un numar de fante laterale 126 succesive si paralele ce copiaza forma circulara a profilului aerodinamic 111. In functionare, ventilatoarele intubate 118 se alimenteaza cu aer din spatiul interior 122 si dirijeaza fluxul de aer spre in jos, provocand o presiune pozitiva importanta sub planseul 117, ce contribuie la majorarea sustentatiei unitatii de propulsie 101. Aerul din spatiul interior 122 este continu reinoit prin intermediul ferestrei 124 si al fantelor laterale 126. Presiunea din interiorul spatiului interior 122 este negativa ceea ce provoaca o curgere inversa de aer dedesubtul stratului limita generat de efectul Coanda pe profilul aerodinamic 111 in zona fantelor laterale 126. Aceasta depresiune creste viteza aerului din stratul limita si deci absorbtia stratului de aer invecinat stratului limita si mentine o aderență ridicata a aerului pe profilul aerodinamic 111, inclusiv pentru lungimi mari ale acestuia. Nivelul de depresiune din stratul limita este controlat prin intermediul clapetelor 125. In consecinta se poate spune ca ventilatoarele intubate 118 lucreaza cu dublu efect, respectiv pe de-o parte creeaza o depresiune in spatiul interior 122, pentru controlul stratului limita de pe profilul aerodinamic 111 si pe de alta parte genereaza un flux de aer spre in jos al carui impuls genereaza o parte importanta a fortei de sustentatie. Fiecare ventilator intubat 118 poate fi rotit intr-un loc cilindric 127. O modalitate de zbor pe orizontala este realizata prin inclinarea spre in fata a corpului aeronavei 100 si crearea in acest fel a unei componente orizontale a fortei de sustentatie (similar ca la elicoptere). Aceasta inclinare se realizeaza prin reducerea vitezei de rotatie a ventilatoarelor intubate 118 situate la partea din fata. Intr-o a doua varianta de zbor pe orizontala, ventilatoarelor intubate 118 sunt rotite generind o componenta orizontala ce produce deplasarea pe orizontala. A treia varianta de propulsie este mixta, obtinuta respectiv atat prin inclinarea spre in fata a aeronavei 100 cit si prin inclinarea spre in spate a ventilatoarelor intubate 118. In zborul orizontal sustentatia este majorata de aripile 105 si 107. Rotatia in jurul axei verticale a aeronavei 100 se face prin inclinarea in sensuri diferite a ventilatoarelor intubate 118 de pe partea dreapta fata de cele de pe partea stinga. Intr-o constructie derivata aeronava 100 are niste ventilatoare intubate orizontale care sunt folosite numai pentru a asigura forta de propulsie in zborul orizontal.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 140, cu decolare si aterizare pe verticala, in constructie modulara, utilizeaza doua unitatii de propulsie 101 asezate una dupa cealalta ca in figura 18.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 150, in constructie modulara, utilizeaza n unitatii de propulsie 101 asezate una dupa cealalta ca in figura 19.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 160, cu decolare si aterizare pe verticala, pentru transport de marfuri, in constructie modulara, utilizeaza n unitatii de propulsie 101 asezate una dupa cealalta ca in figurile 20 si 21. Dedesubtul unitatilor de propulsie 101 se gaseste un spatiu 161 in care poate fi transportat un container 162 (figura 21).

Intr-un alt exemplu de realizare, o aeronava 170, cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza o unitate de propulsie 171, amplasata la partea superioara a unei cabine 172, a pasagerilor, ca in figurile 22 si 23. Diferenta fata de aeronava 100 consta in unitatea de propulsie 171 care este diferita de unitatea de propulsie 101 prin aceea ca utilizeaza o alta modalitate de control a stratului limita. Unitatea de propulsie 171 utilizeaza doua profile aerodinamice 172, ce pot fi considerate in mod substantial cilindrice, simetrice fata de planul median longitudinal al aeronavei 170. In acest caz efectul Coanda este generat, pe fiecare parte separat, de un bloc superior 112, ce contine un numar de ventilatoare intubate 113, aliniate unul dupa altul in lungul profilului aerodinamic 172. Pentru cresterea fluxului de aer debitat de blocul superior 112 se utilizeaza un deflector 114, favorabil montat pentru a crea un efect Venturi de succiune generat de ventilatoarele intubate 113. Profilul aerodinamic 172 este inchis la partea inferioara de un planseu 117. Pe planseul 117 sunt montate un numar de ventilatoare intubate 118, pozitionate vertical, asezate pe doua rinduri. Fiecare ventilator intubat 118 utilizeaza cel putin un rotor 119 actionat de un motor electric 120, montat in interiorul unui tub 121 ce face legatura intre un spatiu interior 173, gol al unitatii de propulsie 171 si planseul 117. La partea superioara a ventilatoarelor intubate 118 este montat un perete 123, intermediar care permite trecerea aerului spre ventilatoarele intubate 118 si care limiteaza spatiul interior 173 la partea inferioara. Spatiul interior 173 poate fi alimentat cu aer prin intermediul unei ferestre 124, situate intre cele doua blocuri superioare 112. Unitatea de propulsie 171 utilizeaza pentru controlul stratului limita o turbina axiala 174 plasata in fluxul de aer generat de fiecare bloc superior 112. Turbina axiala 174 este montata intr-o adincitura 175 practicata in profilul aerodinamic 172 si este antrenata de un motor 176 in asa fel incit fluxul de aer generat sa refaca stratul limita si sa-l devieze spre in jos. Concomitent cu controlul stratului limita turbina axiala 174 genereaza un efect Magnus, exercitat in axul acesteia, ce amplifica forta de sustentatie a unitatii de propulsie 171. Aeronava 170 poate avea o constructie modulara ce poate utiliza mai multe unitati de propulsie 171.

Intr-un alt exemplu de realizare, o aeronava 190, cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza o unitate de propulsie 191, amplasata de o parte si de alta a unei cabine 192, a pasagerilor sau marfurilor, ca in figurile 24, 25 si 26. Aeronava 190 prezinta la partea frontala o structura 193, aerodinamica, ce se ingusteaza spre partea din fata. La partea din spate, aeronava 190 prezinta un modul de inchidere 194 pe care este fixat un bloc posterior 195 ce

contine un numar de ventilatoare intubate 196. Deasupra blocului posterior 195 este montat un deflector 197 care provoaca un efect Venturi ce genereaza un flux de aer suplimentar atunci cind ventilatoarele intubate 196 sunt actionate. In partea din spate a modulului de inchidere 194 sunt montate doua flapsuri 198, rotative, care prezinta un profil curbat, putind fi actionate de doua actuatori (nefigurati). Unitatea de propulsie 191 utilizeaza doua profile aerodinamice 199, ce pot fi considerate in mod substancial cilindrice, simetrice fata de planul median longitudinal al aeronavei 190. In acest caz efectul Coanda este generat, pe fiecare parte separat, de un bloc superior 200, ce contine un numar de ventilatoare intubate 201, aliniate unul dupa altul in lungul profilului aerodinamic 199. Pentru cresterea fluxului de aer debitat de blocul superior 200 se utilizeaza un deflector 202, favorabil montat pentru a crea un efect Venturi de suctiune generat de ventilatoarele intubate 201. Profilul aerodinamic 199 este inchis la partea inferioara de un planseu 203. Pe planseul 203 sunt montate un numar de ventilatoare intubate 204, pozitionate vertical, asezate pe doua rinduri (figura 25). Intre fiecare profil aerodinamic 199 si planseul 203 este delimitat un spatiu interior (nefigurat). Fiecare spatiu interior poate fi alimentat cu aer prin intermediul unei ferestre 205, situate intre blocul superior 200 corespunzator si cabina 192. Debitul de aer ce trece prin ferestrele 205 este controlat de doua clapete (nefigurati). Pe fiecare profil aerodinamic 199 sunt decupate un numar de fante laterale 206 succesive si paralele ce copiaza forma circulara a profilului aerodinamic 199. Intre fiecare deflector 202 si profilul aerodinamic corespunzator sunt montate niste clapete 207, care se pot roti in jurul unui ax (nefigurat). In functionare, ventilatoarele intubate 204 se alimenteaza cu aer din spatiul interior si dirijeaza fluxul de aer spre in jos, provocind o presiune pozitiva importanta sub planseul 203, ce contribuie la majorarea sustentatiei unitatii de propulsie 191. Aerul din fiecare spatiu interior este continuu renoit prin intermediul ferestrei 205 corespunzatoare si al fantelor laterale 206. Presiunea din interiorul spatiului interior este negativa ceea ce provoaca o curgere inversa de aer dedesubtul stratului limita generat de efectul Coanda pe profilul aerodinamic 198 in zona fantelor laterale 206. Aceasta depresiune creste viteza aerului din stratul limita si deci absorbtia stratului de aer invecinat stratului limita si mentine o aderență ridicata a aerului pe profilul aerodinamic 199, inclusiv pentru lungimi mari ale acestuia. In consecinta ventilatoarele intubate 204 lucreaza cu dublu efect, respectiv pe de-o parte creeaza o depresiune in spatiul interior, pentru controlul stratului limita de pe profilul aerodinamic 199 si pe de alta parte genereaza un flux de aer spre in jos al carui impuls genereaza o parte importanta a fortei de sustentatie. Pe perioada zborului pe verticala clapetele 207 sunt perpendiculare pe planul longitudinal median al aeronavei 190 (figura 24) iar flapsurile 198 sunt directionate spre in jos (figura 25). In aceasta pozitie flapsurile 198 curbeaza spre in jos jetul de aer generat de ventilatoarele intubate 196, majorind forta de sustentatie. Pe perioada tranzitiei si a zborului pe orizontala clapetele 207 se inclina spre spate, generind o curgere spre in spate a aerului ce provoaca efectul

Coanda si deci o componenta ce induce deplasarea aeronavei 190 pe orizontala (figura 26). Concomitent flapsurile 198 sunt pozitionate pe orizontala si jetul de aer generat de ventilatoarele intubate 196 realizeaza forta principala de propulsie pe orizontala.

Intr-un alt exemplu de realizare, o aeronava 220, cu decolare si aterizare pe verticala, construita in principal ca la varianta anterioara, prezinta o aripa semi-circulara 221 si o aripa semi-circulara 222, ca in figura 27. Aripile semi-circulare 221 si 222 au in sectiune un profil aerodinamic. Aripa semi-circulara 221 este fixata pe structura 193. Aripa semi-circulara 222 este fixata pe modulul de inchidere 194. Aripa semi-circulara 221 este formata din doua segmente 223 curbate si din doua segmente 224 orizontale unite in forma literei V cu virful spre in fata. Aripa semi-circulara 222 este formata din doua segmente 225 curbate si din doua segmente 226 orizontale unite in forma literei V cu virful spre in spate. Segmentele 224 sunt situate la o inaltime mai mica decit segmentele 226. Aripile semi-circulare 221 si 222 sunt utilizate pentru a crea sustentatia pe perioada zborului pe orizontala.

Intr-un alt exemplu de realizare, o aeronava 230, cu decolare si aterizare pe verticala, construita in principal ca la varianta din figura 24, prezinta doua aripi anterioare 231 si doua aripi posterioare 232, ca in figura 28. Aripile anterioare 231 sunt fixate pe structura 193. Aripile posterioare 232 sunt fixate pe modulul de inchidere 194. Aripile anterioare 231 si aripile posterioare 232 sunt utilizate pentru a crea sustentatia aeronavei 230 pe perioada zborului pe orizontala.

Intr-un alt exemplu de realizare, o aeronava 240, cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, prezinta un fuzelaj 241, asemanator cu cel al avioanelor de linie, ca in figura 29. Fuzelajul 241 este compus din doua unitati de propulsie 242, despartite de o zona mediana 243 pe care sunt fixate in mod simetric doua aripi 244. In fata fuzelajului 241 este fixata o cabina 245 a echipajului. Pe fuzelajul 241, la partea din spate este montat un profundor 246 ce sustine un ampenaj orizontal 247. Fiecare unitate de propulsie 242 contine doua blocuri superioare 248 de ventilatoare intubate, care provoaca un efect Coanda pe niste profile aerodinamice 249, ca la exemplele anterioare. Controlul stratului limita este realizat prin intermediul unor fante laterale 250. Pe fiecare aripa 244 sunt montate un numar de ventilatoare intubate 251 care pot fi folosite atat in zborul pe verticala cit si in tranzitie si zborul orizontal. In spatele ventilatoarelor intubate 251 pot fi rotite niste flapsuri 252 care directioneaza aerul debitat de ventilatoarele intubate 250 spre in jos in zborul vertical si spre in spate in tranzitie si in zbor orizontal. Aripile 244 sunt folosite pentru obtinerea sustentatiei in zborul orizontal.

Intr-un alt exemplu de realizare, o aeronava 260, propulsata pur electric, cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza o unitate de propulsie 261,

amplasata de o parte si de alta a unei cabine 262, a pasagerilor sau marfurilor, ca in figurile 30, 31, 32 si 33. Aeronava 260 prezinta la partea frontala o structura 263, aerodinamica, ce se ingusteaza spre partea din fata si pe care sunt montate doua aripi frontale 264 asezate in forma literei V. La partea din spate, aeronava 260 prezinta un modul de inchidere 265 pe care sunt fixate doua profunzoare 266 ce sustin o aripa posterioara 267 cu forma de V inversat. Intre cele doua profunzoare 266 este montat un bloc posterior 268, ce se poate roti actionat de un actuator (nefigurat) si care contine un numar de ventilatoare intubate 269 de tipul cu amplificator de debit. Unitatea de propulsie 261 utilizeaza doua profile aerodinamice 270, ce pot fi considerate in mod substatial cilindrice, simetrice fata de planul median longitudinal al aeronavei 260. In acest caz efectul Coanda este generat, pe fiecare parte separat, de un ventilator centrifugal 271, avind axa paralela cu planul longitudinal median al aeronavei 260. Ventilatorul centrifugal 271 prezinta la un capat un platou 272, perforat, de forma dicoidala, avind un diametru exterior D_1 si un diametru interior D_2 (figura 33). La celalalt capat, ventilatorul centrifugal 271 prezinta un platou 273, neperforat, de forma discoidala avind diametrul D_1 (figura 34). Intre platourile 272 si 273 sunt fixate un numar de palete 274 ale ventilatorului centrifugal 271. Fiecare ventilator centrifugal 271 se alimenteaza cu aer atmosferic prin intermediul unui ajutor conic 275 existent in interiorul structurii 263 si a partii perforate de diametru D_2 a platoului 272. Ventilatorul centrifugal 271 este integrat intr-o carcasa 276 care prezinta un diametru interior putin majorat fata de diametrul D_1 . Ventilatorul centrifugal 271 este antrenat in miscare de rotatie prin intermediul platoului 273 soildar cu arborele unui motor electric, in varianta pur electrica. Aerul comprimat produs de ventilatorul centrifugal 271 este refulat printr-un colector spiralat 277 pe profilul aerodinamic 270. Pentru cresterea fluxului de aer debitat de ventilatorul centrifugal 271 se utilizeaza un deflector 278, favorabil montat pentru a crea un efect Venturi de suctiune generat de ventilatorul centrifugal 271. Profilul aerodinamic 270 este inchis la partea inferioara de un planseu 279. Pe planseul 279 sunt montate un numar de ventilatoare intubate 280, pozitionate vertical, asezate pe doua rinduri. Intre fiecare profil aerodinamic 270 si planseul 279 este delimitat un spatiu interior 281. Fiecare spatiu interior 281 poate fi alimentat cu aer prin intermediul unei ferestre 282, situate intre carcasa 276 corespunzatoare si cabina 262. Debitul de aer ce trece prin ferestrele 282 este controlat de doua clapete 283. Pe fiecare profil aerodinamic 270 sunt decupate un numar de fante laterale 284 succesive si paralele ce copiaza forma profilului aerodinamic 270. In varianta pur electrica aeronava 260 prezinta in structura 263 doua ventialtoare intubate 285 asezate simetric fata de planul median longitudinal al aeronavei 260. Ventilatoarele intubate 285 debiteaza jetul de aer intr-un tub 286, inclinat care evacueaza aerul sub presiune dedesubtul aeronavei 260. In functionare, ventilatoarele intubate 280 se alimenteaza cu aer din spatiul interior 281 si dirijeaza fluxul de aer spre in jos, provocind o presiune pozitiva importanta sub planseul 279, ce contribuie la majorarea sustentatiei unitatii de propulsie 261. Aerul din fiecare

11/8

spatiu interior 281 este continu reinoit prin intermediul ferestrei 282 corespunzatoare si al fantelor laterale 284. Presiunea din interiorul spatiului interior 281 este negativa ceea ce provoaca o curgere inversa de aer dedesubtul stratului limita generat de efectul Coanda pe profilul aerodinamic 270 in zona fantelor laterale 284. Aceasta depresiune creste viteza aerului din stratul limita si deci absorbtia stratului de aer invecinat stratului limita si mentine o aderență ridicata a aerului pe profilul aerodinamic 270, inclusiv pentru lungimi mari ale acestuia. In consecinta ventilatoarele intubate 280 lucreaza cu dublu efect, respectiv pe de-o parte creeaza o depresiune in spatiul interior, pentru controlul stratului limita de pe profilul aerodinamic 270 si pe de alta parte genereaza un flux de aer spre in jos al carui impuls genereaza o parte importanta a fortei de sustentatie. In zborul vertical forta de sustentatie este partial generata de ventilatoarele intubate 269 care debiteaza aerul sub presiune spre in jos. In zborul pe orizontala si pe perioada tranzitiei ventilatoarele intubate 269 debiteaza aerul in directie orizontala generind forta principala de propulsie. O alta parte din forta de propulsie pe orizontala este generata de ventilatoarele intubate 285. In zborul pe orizontala forta de sustentatie este asigurata in principal de aripile frontale 264 si de aripa posterioara 267.

Intr-o prima varianta hibrida, aeronava 260 prezinta in locul ventilatoarelor intubate 285 doua turbo-generatoare 290 care alimenteaza cu energie electrica aeronava 260 atunci cind este nevoie, ca in figura 30.

Intr-o a doua varianta hibrida, aeronava 260 utilizeaza doua motoare 300, cu ardere interna positionate simetric si coaxial cu ventilatoarele centrifugale 271, ca in figura 34. Fiecare motor 300, cu ardere interna, este de preferinta de tipul cu recuperare interna a energiei termice. Fiecare motor 300, cu ardere interna, este cuplat prin intermediul unui ambreiaj 301 cu o masina electrica reversibila 302. Masina electrica reversibila 302 este cuplata prin intermediul unui ambreiaj 303 cu platoul 273 al ventilatorului centrifugal 271. Cele doua masini electrice reversibile 302 pot sa functioneze ca motor electric sau ca generator electric. In functionarea ca generator electric cele doua masini electrice reversibile 302 transmit curentul produs la un regulator electronic 304, care pe de-o parte incarca o baterie de acumulatori 305 si pe de alta parte transmite energia la un distribuitor de energie 306. Distribuitorul de energie 306 alimenteaza cu energie diversele motoare electrice care antreneaza ventilatoarele intubate si inclusiv masinile electrice reversibile 302 atunci cind functioneaza ca motoare electrice pentru a antrena ventilatoarele centrifugale 271. In functionare ventilatoarele centrifugale 271 pot fi antrenate direct de motorele 300, cu ardere interna, atunci cind ambreiajele 301 si 303 sunt cuplate. La cuplul dezvoltat de motorele 300, cu ardere interna, se poate adauga cuplul dezvoltat de masinile electrice reversibile 302, in functionarea ca motoare electrice. Intr-o alta modalitate de functionare masinile electrice reversibile 302 pot sa antreneze singure ventilatoarele centrifugale 271 atunci cind ambreiajele 301 sunt decuplate si

ambreiajele 303 sunt cuplate. Intr-o a treia modalitate de functionare, de exemplu atunci cind sustentatia este asigurata de aripile frontale 264 si de aripa posterioara 267, motorele 300, cu ardere interna, antreneaza masinile electrice reversibile 302 fara a antrena si ventilatoarele centrifugale 271 atunci cind ambreiajul 301 este cuplat si ambreiajul 303 este decuplat, si in acest caz masinile electrice reversibile 302 functioneaza ca generatoare electrice pentru a incarca bateria de acumulatori 305. Sistemul de propulsie hibrid asigura un nivel de redundanta foarte ridicat deoarece orice defectiune a motoarelor 300, cu ardere interna sau a motorelor electrice ce actioneaza diverse ventilatoare poate fi compensata de functionarea celorlalte motoare ramase in functiune.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 320, cu decolare si aterizare pe verticala, in constructie modulara, utilizeaza doua sau mai multe unitati de propulsie 261 asezate una dupa cealalta ca in figura 35. Fiecare ventilator centrifugal 271 al celei de-a doua unitati de propulsie 261 este alimentat cu aer prin intermediul unei tubulaturi 321.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 330, cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza o unitate de propulsie 331, amplasata de o parte si de alta a unei cabine 262, a pasagerilor si marfurilor, ca in figura 36. Unitatea de propulsie 331 foloseste doua ventilatoare centrifugale 271 pentru a genera efectul Coanda pe doua profile aerodinamice 332. Controlul stratului limita de aer generat de efectul Coanda este realizat cu ajutorul a doua turbine axiale 333 intercalate in fluxul de aer de pe profilele aerodinamice 332. Turbinele axiale 333, contrarotative, refac stratul limita si realizeaza in plus un efect Magnus care genereaza o forta de sustentatie suplimentara. In aceasta varianta ventilatoarele intubate 280 sunt utilizate exclusiv pentru suplimentarea fortei de sustentatie in timpul zborului pe verticala.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 340 este o combinatie intre aeronava 100 si aeronava 260 ca in figurile 37 si 38. Aeronava 340, cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza o unitate de propulsie 341, amplasata la partea superioara a unei cabine 102, a pasagerilor. In fata cabinei 102 este amplasata o cabina 342 a echipajului. Unitate de propulsie 341 utilizeaza pentru realizarea efectului Coanda doua ventilatoare centrifugale 342. Fiecare ventilator centrifugal 342 este alimentat cu aer printr-un ajutoraj 343 practicat in cabina 342.

Toate dronele si aeronavele descrise anterior pot sa zboare orizontal in apropierea solului si sa foloseasca efectul de sol pentru cresterea randamentului zborului orizontal.

Toate dronele si aeronavele descrise pot sa decoleze si sa aterizeze de pe apa, datorita flotabilitatii naturale a corpului aeronavei si al unitatilor de propulsie.

Orice combinatie posibila a solutiilor prezentate in descrierea inventiei este cosiderata ca facind parte din inventie si din revendicarile ei.

Revendicari

1. Unitate de propulsie electrica cu efect Coanda pentru aeronave cu decolare si aterizare pe verticala caracterizata prin aceea ca stratul limita, generat pe un profil aerodinamic prin efect Coanda pentru a realiza propulsia pe verticala a unei aeronave este controlat pentru a mentine aderenza stratului limita la profilul aerodinamic pe toata lungimea acestuia, inclusiv atunci cind aeronava ce utilizeaza sistemul se afla in stationare.

2. Unitate de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca un profil aerodinamic (3) prezinta niste fante laterale (18) , succesive, prin care este absorbit un curent de aer de dedesubtul stratului limita generat prin efect Coanda, avind un sens contrar de miscare fata de stratul limita, si fiecare fanta laterala (18) prezinta pe marginea inferioara un perete inclinat (19) ce se continua cu un perete (20) paralel cu profilul aerodinamic (3), in asa fel incit se mentine o fereastră (21) de comunicare deschisa intre partea aflata sub profilul aerodinamic (3) si exterior.

3. Unitate de propulsie ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca pe un profil aerodinamic (172), de forma considerata in mod substantial cilindrica, este montata cel putin o turbina axiala (174), actionata in miscare de rotatie de un motor (176), turbina axiala (174) fiind plasata transversal cu aproximativ jumatate din sectiunea ei in curentul de aer generat de efectul Coanda si avind un sens de rotatie in sensul de curgere al stratului limita.

4. Unitate de propulsie ca la revendicarea 2 caracterizata prin aceea ca profilul aerodinamic (3) are o forma considerata in mod substantial discoidala.

5. Unitate de propulsie ca la revendicarea 2 caracterizata prin aceea ca un profil aerodinamic (111) are o forma considerata in mod substantial cilindrica.

6. Unitate de propulsie ca la revendicarea 4 caracterizata prin aceea ca un curent de aer ce genereaza efectul Coanda este produs de un rotor principal (4), actionat de un motor electric (22), rotorul principal (4) dirijind un jet de aer sub presiune pe extradusul unei unitati de propulsie (1), si extradusul unitatii de propulsie (1) coincide cu profilul aerodinamic (3).

7. Unitate de propulsie ca la revendicarea 6 caracterizata prin aceea ca profilul aerodinamic (3) este inchis la partea inferioara de un planseu (5) ce poate fi considerat intrados, si

pe planseul (5) sunt montate un numar de ventilatoare intubate (6) pozitionate vertical, asezate pe doua rinduri, si

fiecare ventilator intubat (6) utilizeaza cel putin un rotor (8) actionat de un motor electric (9), montat in interiorul unui tub (10) ce face legatura intre un spatiu interior (11), gol al unitatii de

propulsie (1) si planseul (5), si

spatiul interior (11) este partial alimentat cu aer prin intermediul a cel puțin doua ferestre (16) superioare, ce pot fi de forma ovala, situate dedesubtul rotorului principal (4), care sunt controlate de doua clapete (17) actionate de niste actuatori, si

spatiul interior (11) este partial alimentat cu aer prin intermediul fantelor laterale (18).

8. Unitate de propulsie ca la revendicarea 6 caracterizata prin aceea ca o unitate de propulsie (30) foloseste pentru controlul stratului limita un singur rotor (31), inferior, si rotorul (31), inferior, este actionat de un motor (32) montat pe un suport (33) fixat de profilul aerodinamic (3) prin intermediul unor brate (34) radiale.

9. Unitate de propulsie ca la revendicarea 7 si 8 caracterizata prin aceea ca in functionare ventilatoarele intubate (6) se alimenteaza cu aer din spatiul interior (11) si dirijeaza fluxul de aer spre in jos, provocind o presiune pozitiva importanta pe intrados, respectiv sub planseul (5), ce contribuie la majorarea sustentatiei unitatii de propulsie (1), si

aerul din spatiul interior (11) este continu reinoit prin intermediul ferestrelor (16) superioare si al fantelor laterale (18), si

presiunea din interiorul spatiului interior (11) este negativa ceea ce provoaca o curgere inversa de aer dedesubtul stratului limita generat de efectul Coanda pe extradados in zona fantelor laterale (18), si

depresiunea creata creste viteza aerului din stratul limita si deci absorbtia stratului de aer invecinat stratului limita si mentine o aderenta ridicata a aerului pe profilul aerodinamic (3), inclusiv pentru lungimi mari ale acestuia, si

nivelul de depresiune din stratul limita este controlat prin intermediul clapetelor (17) ce obtureaza partial ferestrele (16) superioare.

10. Unitate de propulsie ca la revendicarea 4 caracterizata prin aceea ca o unitate de propulsie (40) foloseste un profil aerodinamic (41) care prezinta la partea superioara un deflector (42), de forma circulara, suspendat prin intermediul unor tuburi (43), superioare, de profilul aerodinamic (41), si

tuburile (43), superioare, goale la interior, prezinta un profil aerodinamic (44), si sunt asezate radial avind intre ele niste intervale (45) libere ce permit curgerea aerului, si

deflectorul (42) prezinta cite o decupare (46) in dreptul fiecarui tub (43) ce copiaza profilul interior al acestuia, si permite aerului de deasupra unitatii de propulsie (40) sa fie absorbit prin tuburile (43), si

profilul aerodinamic (41) este inchis la partea inferioara a unitatii de propulsie (40) de catre un planseu (47), si

intre profilul aerodinamic (41) si planseul (47) se creeaza un spatiu interior (48) si profilul aerodinamic (41) prezinta cite o decupare (49) in dreptul fiecarui tub (43) ce copiaza profilul interior al acestuia, si permite aerului de deasupra unitatii de propulsie (40) sa fie absorbit prin tuburile (43) in spatiul interior (48), si

fluxul de aer necesar efectului Coanda este generat de un rotor central (50), inferior si de un rotor central (51), superior, asezate in serie cele doua rotoare centrale (50) si (51) fiind contrarotative, si

la un capat tubul (55) este deschis spre deflectorul (42) si la celalalt capat spre spatiul interior (48), si

deflectorul (42) prezinta in partea centrala o zona (56), ce poate fi considerata conica care disperseaza uniform aerul expulzat de rotoarele centrale (50) si (51).

11. Unitate de propulsie ca la revendicarea 10 caracterizata prin aceea ca in functionare spatiul interior (48) se alimenteaza cu aer de deasupra unitatii de propulsie (40) atit prin intermediul tuburilor (43), superioare si al fantelor laterale (57), si

rotoarele centrale (50) si (51) lucreaza cu dublu efect, respectiv genereaza efectul Coanda pe profilul aerodinamic (41) si controleaza stratul limita prin intermediul presiunii generate in spatiul interior (48) prin intermediul fantelor laterale (57), si

debitul de aer absorbit de rotoarele centrale (50) si (51), respectiv aderenta stratului limita, poate fi controlat de niste clapete care pot obtura doua sau mai multe tuburi (43).

12. Unitate de propulsie ca la revendicarea 10 caracterizata prin aceea ca o unitate de propulsie 60 utilizeaza, pentru crearea unei presiuni sub un planseu 61, niste ventilatoare intubate 62, si ventilatoarele intubate 62 se alimenteaza cu aer din spatiul interior 48.

13. Unitate de propulsie ca la revendicarea 5 caracterizata prin aceea ca o unitatea de propulsie (101) utilizeaza doua profile aerodinamice (111), simetrice fata de planul median al unitatii de propulsie (101), si

efectul Coanda este generat, pe fiecare parte separat, de un bloc superior (112), ce contine un numar de ventilatoare intubate (113), aliniat unul dupa altul in lungul profilului aerodinamic (111), si

pentru cresterea fluxului de aer debitat de blocul superior (112) se utilizeaza un deflector (114), favorabil montat pentru a crea un efect Venturi de suptiune generat de ventilatoarele intubate (113), si

fiecare ventilator intubat (113) prezinta la intrare o sectiune (115), circulara si la iesire o sectiune (116), considerata in mod substantial dreptunghiulara, sectiunile (115) si (116) fiind egale ca

valoare, si

profilul aerodinamic (111) este inchis la partea inferioara de un planseu (117), si

pe planseul (117) sunt montate un numar de ventilatoare intubate (118), pozitionate vertical, asezate pe doua rinduri, si

un spatiu interior (122) poate fi alimentat cu aer prin intermediul unei ferestre (124), situate intre cele doua blocuri superioare (112), si

debitul de aer ce trece prin fereastra (124) este controlat de doua clapete (125) actionate de niste actuatoare, si

aerul din spatiul interior (122) este continu renoit prin intermediul ferestrei (124) si al unor fante laterale (126), si

nivelul de depresiune din stratul limita este controlat prin intermediul clapetelor (125).

14. Unitate de propulsie ca la revendicarea 3 caracterizata prin aceea ca o unitate de propulsie (171) utilizeaza doua profile aerodinamice (172), simetrice fata de planul median longitudinal al aeronavei (170), si

profilul aerodinamic (172) este inchis la partea inferioara de un planseu (117) si pe planseul (117) sunt montate un numar de ventilatoare intubate (118), pozitionate vertical, asezate pe doua rinduri care fac legatura cu un spatiu interior (173), si

spatiul interior (173) poate fi alimentat cu aer prin intermediul unei ferestre (124), situate intre cele doua blocuri superioare (112), si

turbina axiala (174) este montata intr-o adincitura (175) practicata in profilul aerodinamic (172).

15. Unitate de propulsie ca la revendicarea 14 caracterizata prin aceea ca in functionare, concomitent cu controlul stratului limita fiecare turbina axiala (174) genereaza un efect Magnus, exercitat in axul acesteia, ce amplifica forta de sustentatie a unitatii de propulsie (171).

16. Unitate de propulsie ca la revendicarea 5 caracterizata prin aceea ca o unitatea de propulsie (261) utilizeaza doua profile aerodinamice (270), simetrice fata de planul median longitudinal al unitatii de propulsie (261), si

efectul Coanda este generat, pe fiecare parte separat, de un ventilator centrifugal (271), avind axa paralela cu planul longitudinal median al unitatii de propulsie (261), si

ventilatorul centrifugal (271) prezinta la un capat un platou (272), perforat, de forma discoidala, avind un diametru exterior D1 si un diametru interior D2 si la celalalt capat un platou (273), neperforat, de forma discoidala avind diametrul D1, si

intre platourile (272) si (273) sunt fixate un numar de palete (274), si

fiecare ventilator centrifugal (271) se alimenteaza cu aer atmosferic prin intermediul unui

ajutaj conic (275), si

ventilatorul centrifugal (271) este integrat intr-o carcasa (276) care prezinta un diametru interior putin majorat fata de diametrul D1, si

ventilatorul centrifugal (271) este antrenat in miscare de rotatie prin intermediul platoului (273) soildar cu arborele unui motor electric, si

aerul comprimat produs de ventilatorul centrifugal (271) este refulat printr-un colector spiralat (277) pe profilul aerodinamic (270).

17. Unitate de propulsie ca la revendicarea 3 caracterizata prin aceea ca o unitate de propulsie (331) ce foloseste doua ventialtoare centrifugale (271) pentru a genera efectul Coanda pe doua profile aerodinamice (332) si

controlul stratului limita de aer generat de efectul Coanda este realizat cu ajutorul a doua turbine (333) intercalate in fluxul de aer de pe profilele aerodinamice (332),

turbinele (333), contrarotative, refac stratul limita si realizeaza un efect Magnus care genereaza o forta de sustentatie suplimentara.

18. Sistem de propulsie ca la revendicarea 3, 4 si 5 caracterizat prin aceea ca energia electrica necesara actionarii diverselor ventilatoare, respectiv rotoare, este obtinuta de la un sistem de baterii electrice.

19. Sistem de propulsie ca la revendicarea 3, 4 si 5 caracterizat prin aceea ca energia electrica necesara actionarii diverselor ventilatoare, respectiv rotoare, este obtinuta de la un sistem hibrid ce utilizeaza cel putin un turbo-generator (290).

20. Sistem de propulsie ca la revendicarea 16 si 17 caracterizat prin aceea ca energia electrica necesara actionarii diverselor ventilatoare, respectiv rotoare, este obtinuta de la un sistem hibrid ce utilizeaza doua motoare (300), cu ardere interna pozitionate simetric si coaxial cu ventilatoarele centrifugale (271), si

fiecare motor (300), cu ardere interna, este de preferinta de tipul cu recuperare interna a energiei termice, si

fiecare motor (300), cu ardere interna, este cuplat prin intermediul unui ambreiaj (301) cu o masina electrica reversibila (302), si

masina electrica reversibila (302) este cuplata prin intermediul uni ambreiaj (303) cu platoul (273) al ventilatorului centrifugal (271), si

fiecare masina electrica reversibila (302) isi transmite energia la un regulator electronic (304), care pe de-o parte incarca o baterie de acumulatori (305) si pe de alta parte transmite energia la un

distribuitor de energie (306), si

distribuitorul de energie (306) imparte energia electrica la diversi consumatori.

21. Unitate de propulsie ca la revendicarea 20 caracterizata prin aceea ca cele doua masini electrice reversibile (302) functioneaza ca motor electric, respectiv antreneaza singure ventilatoarele centrifugale (271) si in acest caz ambreiajele (303) sunt cuplate si ambreiajele (301) sunt decuplate.

22. Unitate de propulsie ca la revendicarea 20 caracterizata prin aceea ca cele doua masini electrice reversibile (302) functioneaza ca motor electric si antreneaza ventilatoarele centrifugale (271) impreuna cu motoarele (300), cu ardere interna si in acest caz ambreiajele (301) si (303) sunt cuplate.

23. Unitate de propulsie ca la revendicarea 20 caracterizata prin aceea ca cele doua masini electrice reversibile (302) functioneaza ca generator electric si in acest caz motoarele (300), cu ardere interna antreneaza atat ventilatoarele centrifugale (271) cit si masinile electrice reversibile (302), respectiv in acest caz ambreiajele (301) si (303) sunt cuplate, si

masinile electrice reversibile (302) incarca bateria de acumulatori (305) prin intermediul regulatorului electronic (304).

24. Aeronava ca la revendicarea 6, 8 si 10 caracterizata prin aceea ca o aeronava (70) cu decolare si aterizare pe verticala care utilizeaza unitatea de propulsie (1) prezinta o cabina (71), suspendata de planseul (5) intre cele doua siruri de ventilatoare intubate (6), respectiv (7), si

cabina (71) prezinta o forma ovala si poate adaposti pasageri si diverse incarcaturi, si

la partea anterioara, pe profilul aerodinamic (3) este fixat cu ajutorul unor suporti (72) un scut aerodinamic (73), si

scutul aerodinamic (73) este folosit in zborul orizontal pentru ca efectul Coanda sa nu fie afectat de interferenta cu curentul frontal de aer format in timpul deplasarii, si

scutul aerodinamic (73) este format din mai multe segmente (74) considerate in general paralele cu profilul aerodinamic (3), si

fiecare segment (74) se suprapune la partea superioara peste segmentul (74) superior, si intre fiecare segment (74) si cel superior se afla un spatiu (75) care permite absorbtia aerului din mediul inconjurator atunci cind efectul Coanda este generat la decolarea sau la aterizarea pe verticala, si

pe scutul aerodinamic (73) sunt fixate doua aripi (76) care sunt pozitionate in forma litere V cu deschiderea spre fata, si

pe profilul aerodinamic (3), la partea din spate este fixat un profundor (77), si

pe profundorul (77) este fixat un ampenaj orizontal (78), si

fiecare ventilator intubat (6) prezinta un flaps (79) actionat de un actuator.

25. Aeronava ca la revendicarea 24 caracterizata prin aceea ca in functionare la decolarea si aterizarea pe verticala aeronava (70) este utilizata in principal depresiunea exercitata pe profilul aerodinamic (3), impulsul masei de aer generat de ventilatoarele intubate (6), respectiv (7) si presiunea generata pe planseul (5), si

zborul pe orizontala este realizat prin inclinarea spre in fata a corpului aeronavei (70) si crearea in acest fel a unei componente orizontale a fortei de sustentatie si inclinarea se realizeaza prin reducerea vitezei de rotatie a ventilatoarelor (6), respectiv (7) situate la partea din fata.

26. Aeronava ca la revendicarea 24 caracterizata prin aceea ca in zborul pe orizontala, toate flapsurile (79) sunt inclinate spre in spate generind o componenta orizontala ce produce deplasarea pe orizontala.

27. Aeronava ca la revendicarea 24 caracterizata prin aceea ca zborul pe orizontala este obtinut atit prin inclinarea spre in fata a aeronavei (70) cit si prin inclinarea spre in spate a flapsurilor (79).

28. Aeronava ca la revendicarea 24 caracterizata prin aceea ca in zborul orizontal sustentatia este majorata de aripile (76) si ampenajul orizontal (78), si

rotatia in jurul axei verticale a aeronavei (70) se face prin inclinarea in sensuri diferite a flapsurilor (79) de pe partea dreapta fata de cele de pe partea stinga, si

virajul aeronavei (70) se realizeaza prin inclinarea cu unghi diferit a flapsurilor (79) de pe partea stinga in comparatie cu cele de pe partea dreapta.

29. Aeronava ca la revendicarea 6, 8 si 10 caracterizata prin aceea ca o aeronava (90), cu decolare si aterizare pe verticala, utilizeaza doua unitati de propulsie (1), asezate in tandem si care sunt unite printr-o punte (91), si

pe unitatea de propulsie (1) din fata este montat scutul aerodinamic (73) iar profundorul (77) si ampenajul orizontal (78) sunt fixate la partea din spate a unitatii de propulsie (1) posterioare, si puntea (91) sustine cel putin doua seii (92) pentru pilot si pasager, si pe puntea (91) este fixat un ghidon (93) pe care sunt montate comenzile.

30. Aeronava ca la revendicarea 13 caracterizata prin aceea ca o aeronava (100), cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza unitatea de propulsie (101), amplasata la partea superioara a unei cabine (102), a pasagerilor si marfurilor, si

in fata cabinei (102) si a unitatii de propulsie (101) este amplasata o cabina (103), a pilotilor ce prezinta o forma aerodinamica si o suprafata transversala (104), majorata fata de suprafata transversala comuna a unitatii de propulsie (101) si a cabinei (102), si

pe cabina (103), a pilotilor sunt fixate doua aripi (105), asezate in forma literei V cu

deschiderea spre directia de inaintare, si

la partea din spate aeronava (100) prezinta un modul de inchidere (106) pe care sunt montate doua aripi (107) si un profundor (108), si

cabina (102), a pasagerilor, contine niste scaune (109), asezate pe cel putin doua rinduri despartite de un culoar (110), si

culoarul (110) se extinde in interiorul unitatii de propulsie (101), si

fiecare ventilator intubat (118) poate fi rotit intr-un locas cilindric (127).

31. Aeronava ca la revendicarea 30 caracterizata prin aceea ca in functionare in zborul pe orizontala este realizata inclinarea spre in fata a corpului aeronavei (100) si crearea in acest fel a unei componente orizontale a fortei de sustentatie care produce deplasarea si inclinarea aeronavei (90) se realizeaza prin reducerea vitezei de rotatie a ventilatoarelor intubate (118) situate la partea din fata.

32. Aeronava ca la revendicarea 30 caracterizata prin aceea ca in functionare in zborul pe orizontala ventilatoarelor intubate (118) sunt rotite in locasurile cilindric (127) generind o componenta orizontala ce produce deplasarea pe orizontala a aeronavei (100).

33. Aeronava ca la revendicarea 30 caracterizata prin aceea ca in functionare in zborul pe orizontala deplasarea aeronavei (100) este obtinuta atat prin inclinarea spre in fata a aeronavei (100) cit si prin inclinarea spre in spate a ventilatoarelor intubate (118), si

rotatia in jurul axei verticale a aeronavei (100) se face prin inclinarea in sensuri diferite a ventilatoarelor intubate (118) de pe partea dreapta fata de cele de pe partea stinga, si

in zborul orizontal sustentatia este majorata de aripile (105) si (107).

34. Aeronava ca la revendicarea 30 caracterizata prin aceea ca o aeronava (140), cu decolare si aterizare pe verticala, in constructie modulara, utilizeaza doua sau mai multe unitatii de propulsie (101) asezate una dupa cealalta.

35. Aeronava ca la revendicarea 30 caracterizata prin aceea ca o aeronava (160), cu decolare si aterizare pe verticala, pentru transport de marfuri, in constructie modulara, utilizeaza un numar de unitatii de propulsie (101) asezate una dupa cealalta si dedesubtul unitatilor de propulsie (101) se gaseste un spatiu (161) in care poate fi transportat un container (162).

36. Aeronava ca la revendicarea 13 caracterizata prin aceea ca o aeronava (190), cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza o unitate de propulsie (191), amplasata de o parte si de alta a unei cabine (192), a pasagerilor sau marfurilor, si aeronava (190) prezinta la partea frontala o structura (193), aerodinamica, ce se ingusteaza spre partea din fata si la partea din spate un modul de inchidere (194) pe care este fixat un bloc

posterior (195) ce contine un numar de ventilatoare intubate (196), si

deasupra blocului posterior (195) este montat un deflector (197) care provoaca un efect Venturi ce genereaza un flux de aer suplimentar atunci cind ventilatoarele intubate (196) sunt actionate, si

in partea din spate a modulului de inchidere (194) sunt montate doua flapsuri (198), rotative, care prezinta un profil curbat, fiind actionate de doua actuatoare, si

spatiul interior al unitatii de propulsie (191) este alimentat cu aer prin intermediul unei ferestre (205), situate intre un bloc superior (200) corespunzator si cabina (192), si

Intre fiecare deflector (202) si profilul aerodinamic corespunzator sunt montate niste clapete (207), care se rotesc in jurul unui ax.

37. Aeronava ca la revendicarea 36 caracterizata prin aceea ca in functionare, pe perioada zborului pe verticala clapetele (207) sunt perpendiculare pe planul longitudinal median al aeronavei (190) iar flapsurile (198) sunt directionate spre in jos curbind spre in jos jetul de aer generat de ventilatoarele intubate (196) si majorind forta de sustentatie.

38. Aeronava ca la revendicarea 36 caracterizata prin aceea ca in functionare, pe perioada tranzitiei si a zborului pe orizontala clapetele (207) se inclina spre spate, generind o curgere spre in spate a aerului ce provoaca efectul Coanda si deci o componenta ce induce deplasarea aeronavei (190) pe orizontala, si concomitent flapsurile (198) sunt pozitionate pe orizontala si jetul de aer generat de ventilatoarele intubate (196) realizeaza forta principala de propulsie pe orizontala.

39. Aeronava ca la revendicarea 36 caracterizata prin aceea ca o aeronava (220), cu decolare si aterizare pe verticala, prezinta o aripa semi-circulara (221) si o aripa semi-circulara (222), si

aripile semi-circulare (221) si (222) au in sectiune un profil aerodinamic, si

aripa semi-circulara (221) este fixata pe structura (193), si

aripa semi-circulara (222) este fixata pe modulul de inchidere (194), si

aripa semi-circulara (221) este formata din doua segmente (223) curbate si din doua segmente (224) orizontale unite in forma literei V cu virful spre in fata, si

aripa semi-circulara (222) este formata din doua segmente (225) curbate si din doua segmente (226) orizontale unite in forma literei V cu virful spre in spate, si

segmentele (224) sunt situate la o inaltime mai mica decit segmentele (226), si

aripile semi-circulare (221) si (222) sunt utilizate pentru a crea sustentatia pe perioada zborului pe orizontala.

40. Aeronava ca la revendicarea 36 caracterizata prin aceea ca o aeronava (230), cu decolare si aterizare pe verticala prezinta doua aripi anterioare (231) si doua aripi posterioare (232), si

aripile anterioare (231) sunt fixate pe structura (193), si
aripile posterioare (232) sunt fixate pe modulul de inchidere (194), si
aripile anterioare (231) si aripile posterioare (232) sunt utilizate pentru a crea sustentatia
aeronavei (230) pe perioada zborului pe orizontala.

41. Aeronava ca la revendicarea 13 caracterizata prin aceea ca o aeronava (240), cu decolare si
aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, prezinta un fuzelaj (241),
asemanator cu cel al avioanelor de linie, si

fuzelajul (241) este compus din doua unitati de propulsie (242), despartite de o zona mediana
(243) pe care sunt fixate in mod simetric doua aripi (244), si

in fata fuzelajului (241) este fixata o cabina (245) a echipajului, si
pe fuzelajul (241), la partea din spate este montat un profundor (246) ce sustine un ampenaj
orizontal (247), si

pe fiecare aripa (244) sunt montate un numar de ventilatoare intubate (251) care pot fi flosite
atit in zborul pe verticala cit si in tranzitie si zborul orizontal, si

in spatele ventilatoarelor intubate (251) pot fi rotite niste flapsuri (252) care directioneaza
aerul debitat de ventilatoarele intubate (250) spre in jos in zborul vertical, si spre in spate in tranzitie
si in zbor orizontal, si

aripile (244) sunt folosite pentru obtinerea sustentatiei in zborul orizontal al aeronavei (240).

42. Aeronava ca la revendicarea 14 caracterizata prin aceea ca o aeronava (170), cu decolare si
aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza o unitate de
propulsie (171), amplasata la partea superioara a unei cabine (172), a pasagerilor si marfurilor si
cabina (172) se extinde in interiorul unitatii de propulsie (171).

43. Aeronava ca la revendicarea 16 caracterizata prin aceea ca o aeronava (260), propulsata pur
electric, cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime,
utilizeaza o unitate de propulsie (261), amplasata de o parte si de alta a unei cabine (262), a
pasagerilor si marfurilor, si

aeronava (260) prezinta la partea frontala o structura (263), aerodinamica, ce se ingusteaza
spre partea din fata si pe care sunt montate doua aripi frontale (264) asezate in forma literei V, si

la partea din spate, aeronava (260) prezinta un modul de inchidere (265) pe care sunt fixate
doua profundoare (266) ce sustin o aripa posterioara (267) cu forma de V inversat, si

intre cele doua profundoare (266) este montat un bloc posterior (268), ce se poate roti
actionat de un actuator si care contine un numar de ventilatoare intubate (269) de tipul cu
amplificator de debit, si

aeronava (260) prezinta in structura (263) doua ventiatoare intubate (285) asezate simetric fata de planul median longitudinal al aeronavei (260), si

ventilatoarele intubate (285) debiteaza jetul de aer intr-un tub (286), inclinat care evacueaza aerul sub presiune dedesubtul aeronavei (260).

44. Aeronava ca la revendicarea 43 caracterizata prin aceea ca in functionare, in zborul vertical, in afara componentei dezvoltate de unitatea de propulsie (261), forta de sustentatie este partial generata de ventilatoarele intubate (269) care debiteaza aerul sub presiune spre in jos, si

in zborul pe orizontala si pe perioada tranzitiei ventilatoarele intubate (269) debiteaza aerul in directie orizontala generind forta principala de propulsie, si

o alta parte din forta de propulsie pe orizontala este generata de ventilatoarele intubate (285), si

in zborul pe orizontala forta de sustentatie este asigurata in principal de aripile frontale (264) si de aripa posterioara (267).

45. Aeronava ca la revendicarea 43 caracterizata prin aceea ca o aeronava (320), cu decolare si aterizare pe verticala, in constructie modulara, utilizeaza doua sau mai multe unitati de propulsie (261) asezate una dupa cealalta, si fiecare ventiator centrifugal (271) al celei de-a doua unitati de propulsie (261) este alimentat cu aer din exterior prin intermediul unei tubulaturi (321).

46. Aeronava ca la revendicarea 17 caracterizata prin aceea ca o aeronava (330), cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza o unitate de propulsie (331), amplasata de o parte si de alta a unei cabine (262), a pasagerilor si marfurilor, si

ventilatoarele intubate (280) sunt utilizate exclusiv pentru suplimentarea fortei de sustentatie in timpul zborului pe verticala.

47. Aeronava ca la revendicarea 16 caracterizata prin aceea ca o aeronava (340), cu decolare si aterizare pe verticala, avind o forma substantial dezvoltata pe lungime, utilizeaza o unitate de propulsie (341), amplasata la partea superioara a unei cabine (102), a pasagerilor si marfurilor, si

in fata cabinei (102) este amplasata o cabina (342) a echipajului, si

fiecare ventilator centrifugal (342) este alimentat cu aer printr-un ajutoraj (343) practicat in cabina (342).

48. Aeronava ca la revendicarea 7, 8 si 10 caracterizata prin aceea ca o unitate de propulsie poate sa functioneze ca un vehicul autonom de tip drona.

49. Aeronava ca la revedicarea 7, 8,10, 24, 29, 30, 36, 39, 40, 41, 42, 43, 46 si 47 caracterizata prin aceea ca in functionare aeronavele cu control al stratului limita generat de efect Coanda pot sa decoleze si sa aterizeze pe apa datorita flotabilitatii naturale a aeronavei si aunitatii de propulsie.

50. Aeronava ca la revedicarea 7, 8,10, 24, 29, 30, 36, 39, 40, 41, 42, 43, 46 si 47 caracterizata prin aceea ca in functionare aeronavele cu control al stratului limita generat de efect Coanda, pe perioada zborului orizontal, utilizeaza efectul de sol, respectiv zborul cu randament ridicat la joasa inaltime deasupra unor suprafete de naturi diferite.

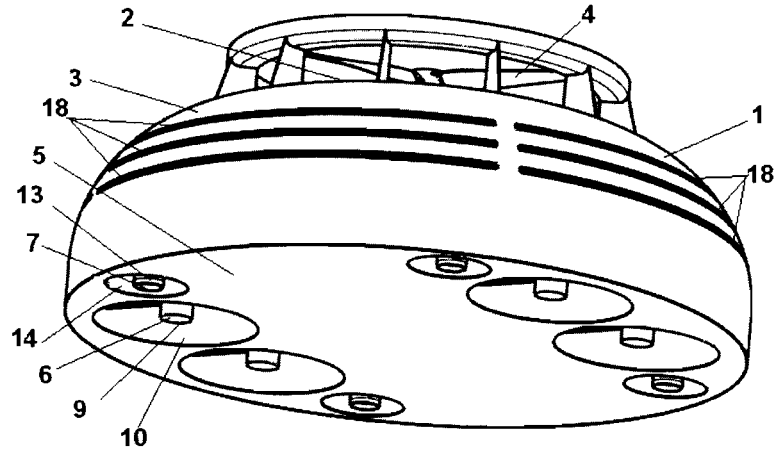


Fig. 1

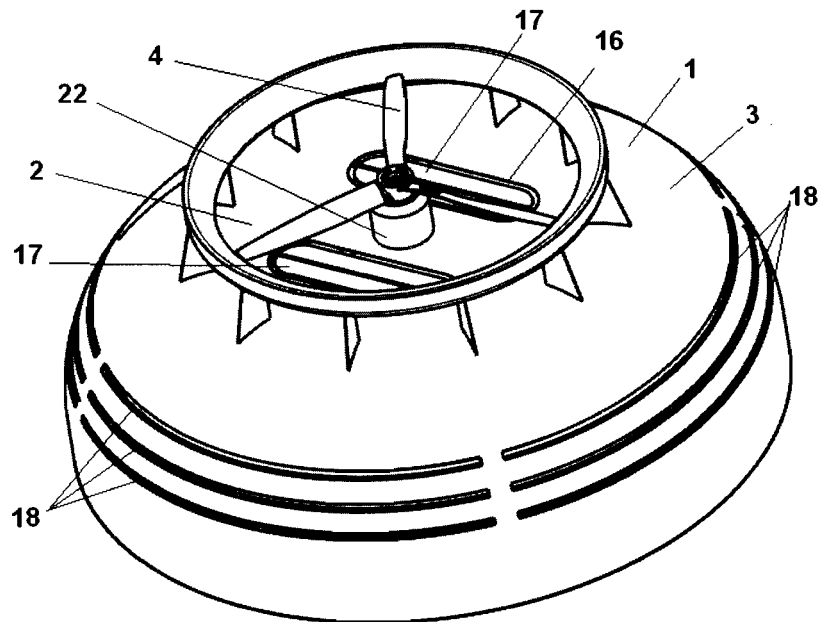


Fig. 2

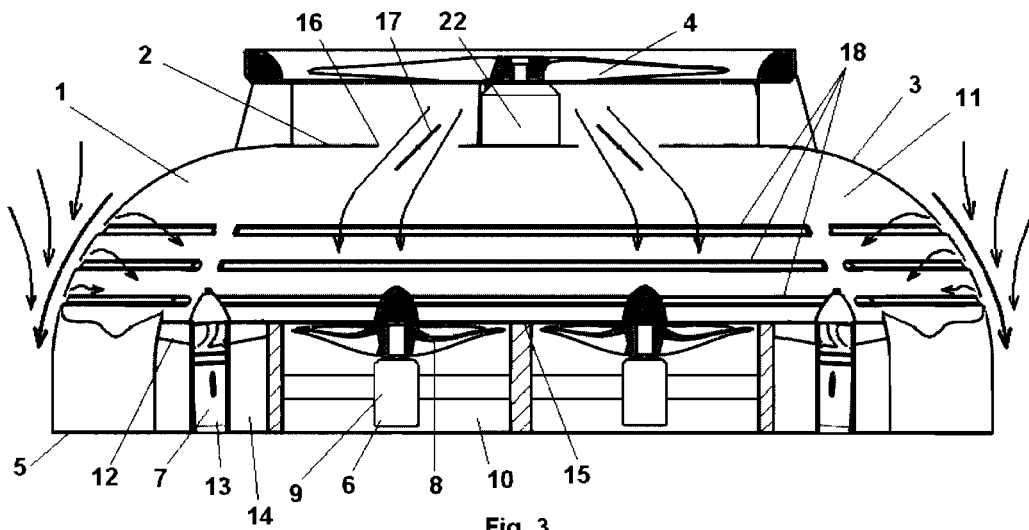


Fig. 3

98

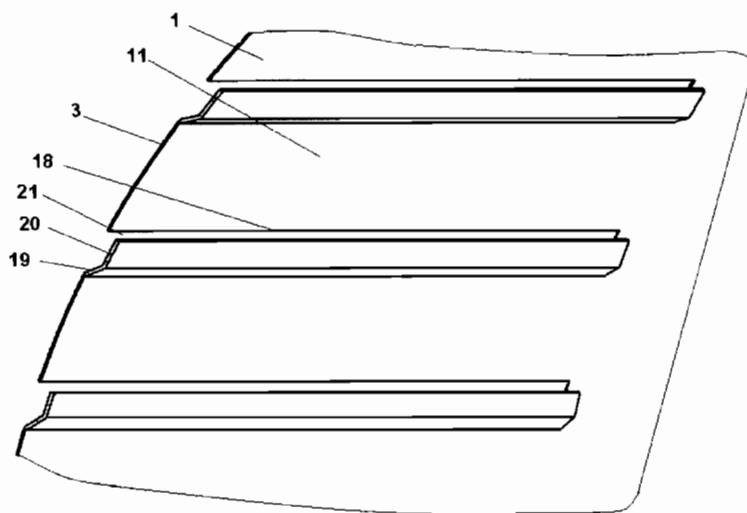


Fig. 4

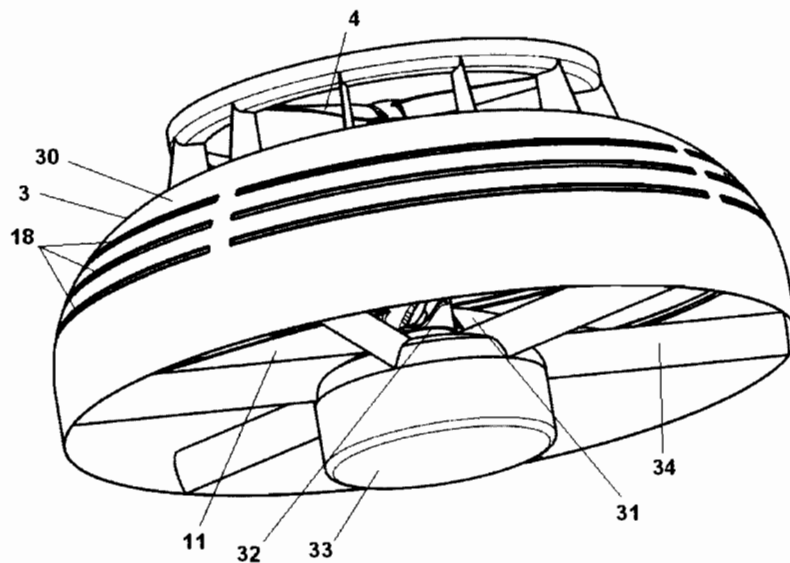


Fig. 5

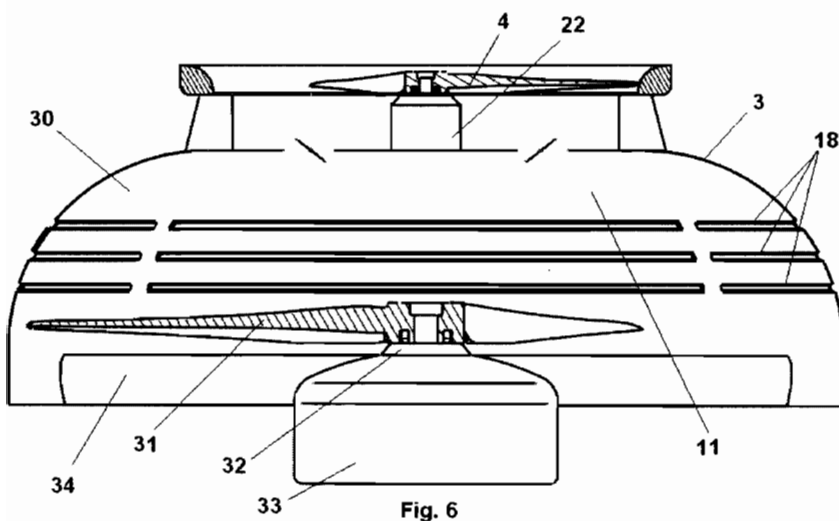


Fig. 6

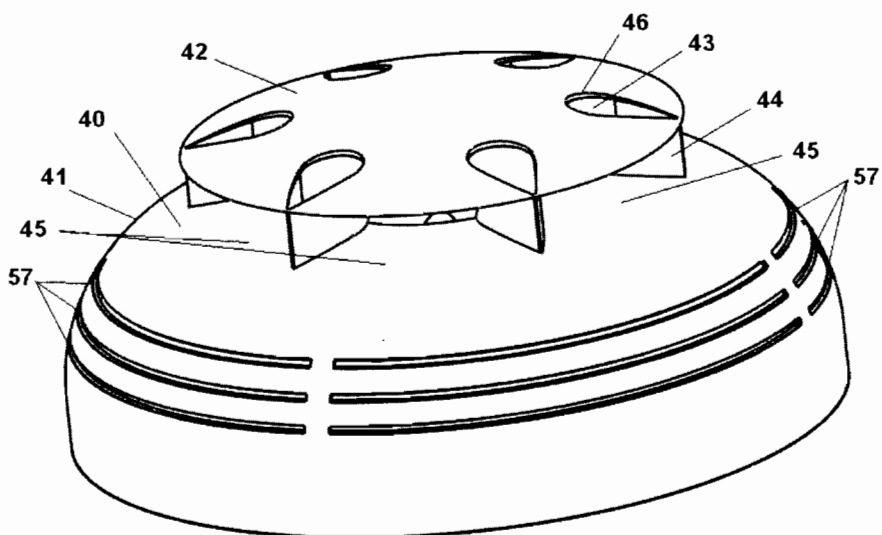


Fig. 7

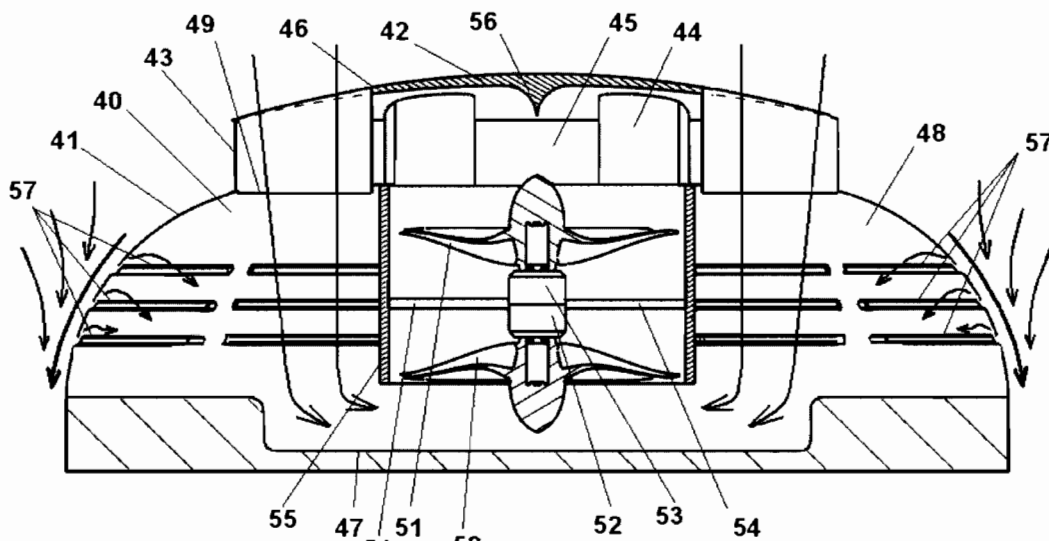


Fig. 8

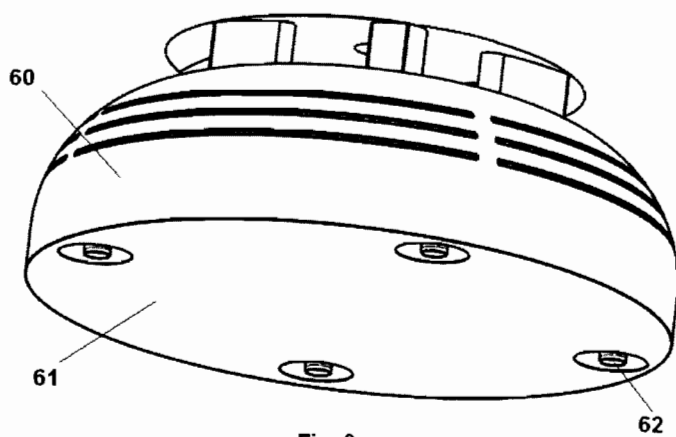


Fig. 9

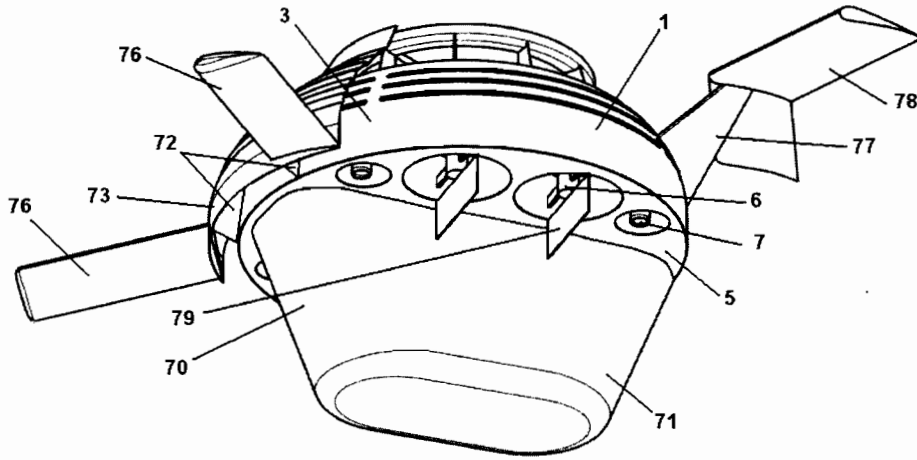


Fig. 10

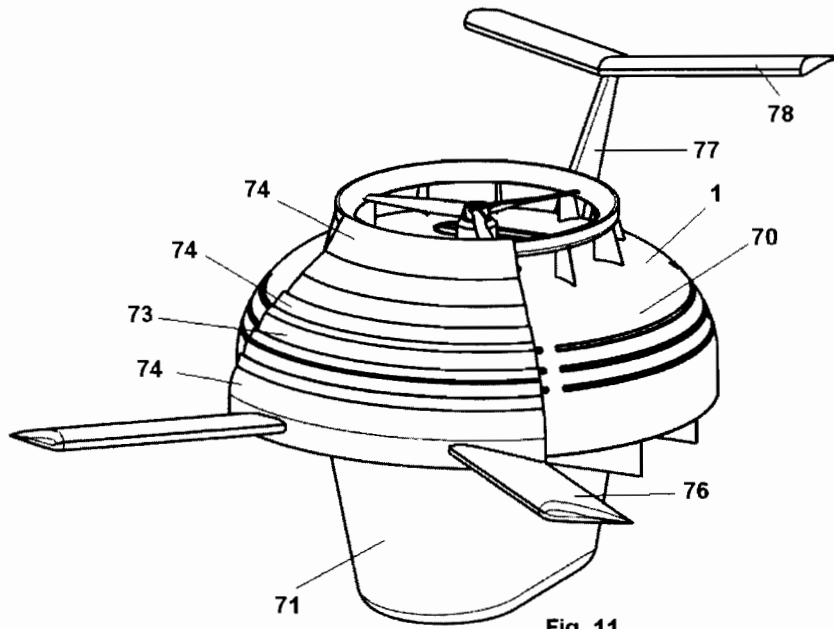


Fig. 11

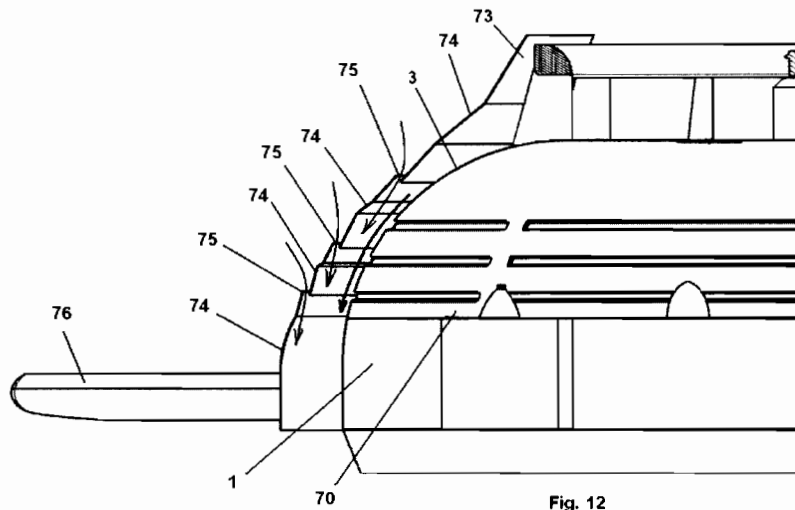


Fig. 12

91

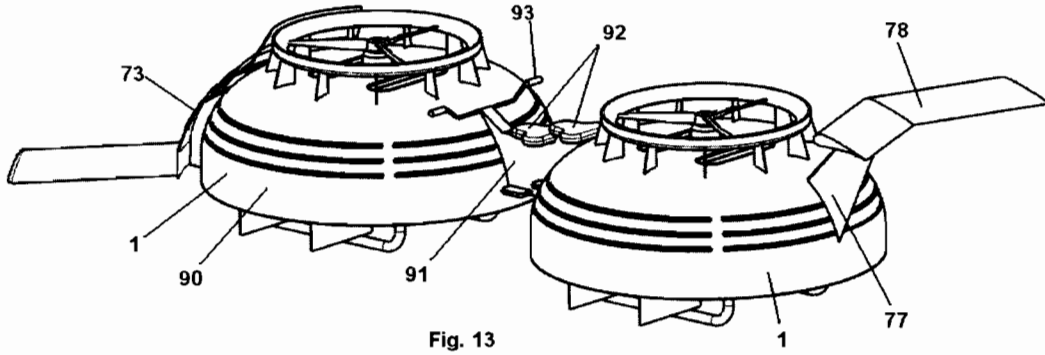


Fig. 13

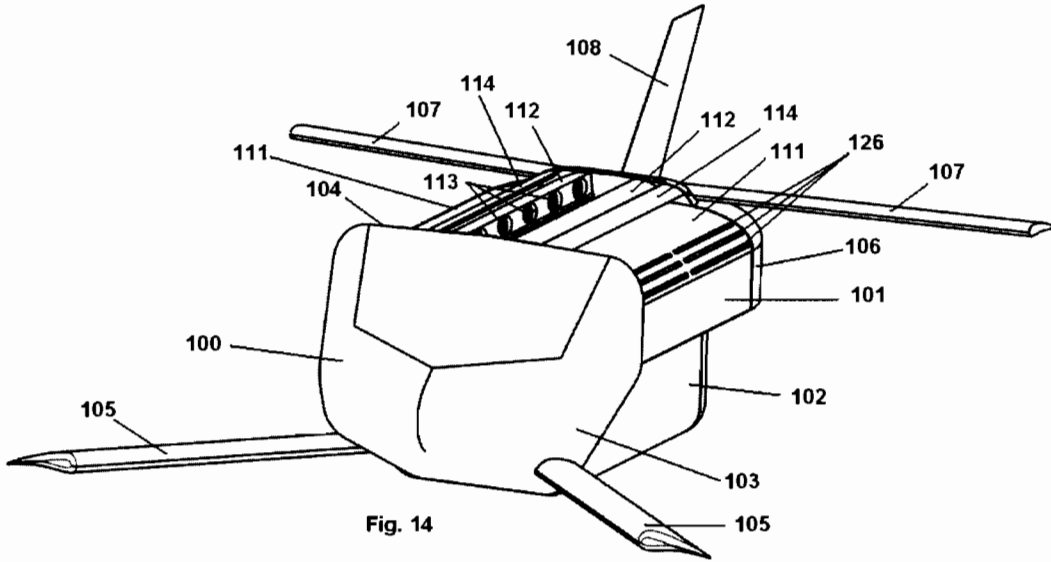


Fig. 14

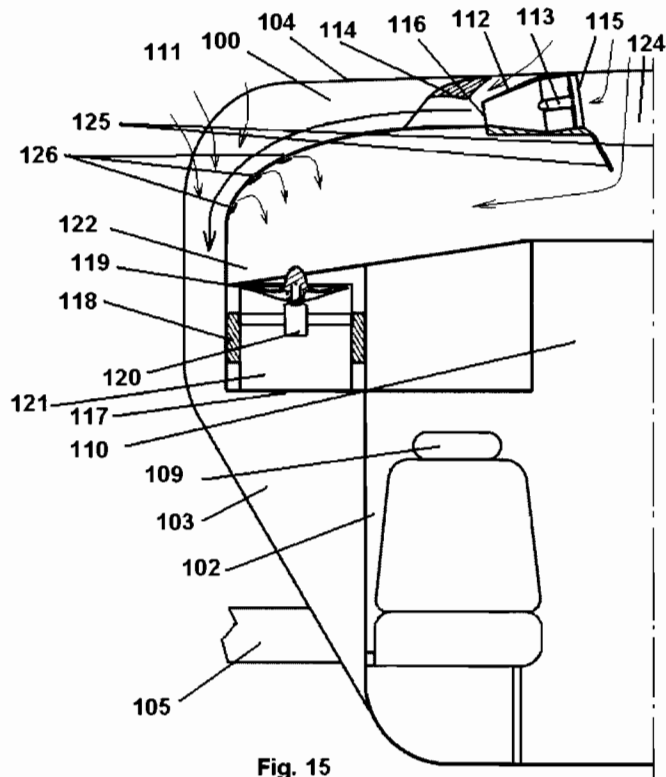


Fig. 15

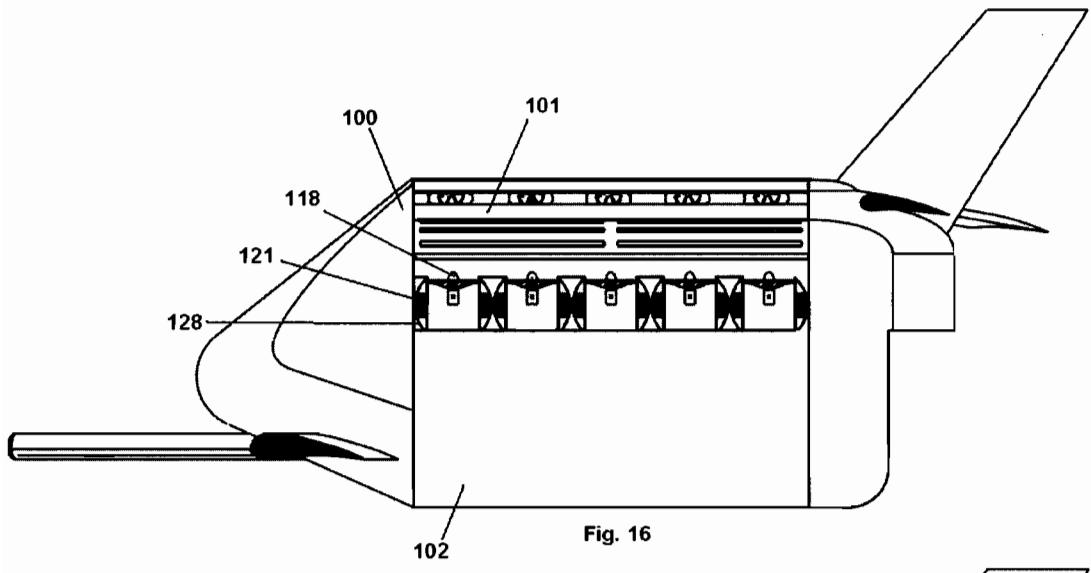


Fig. 16

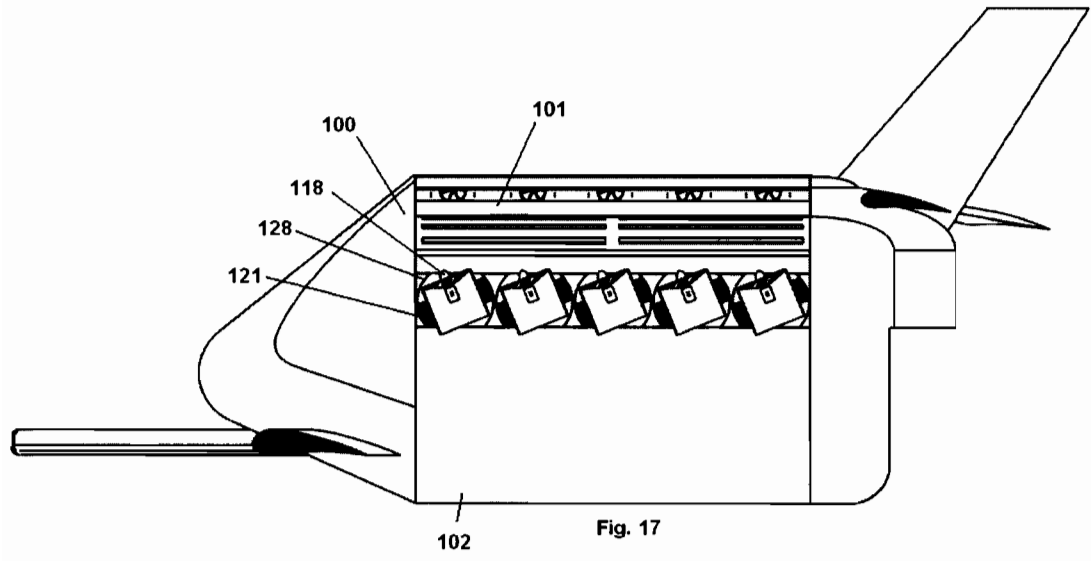


Fig. 17

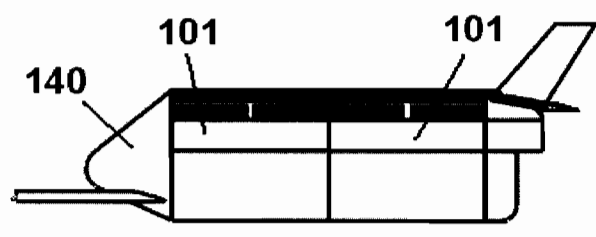


Fig. 18

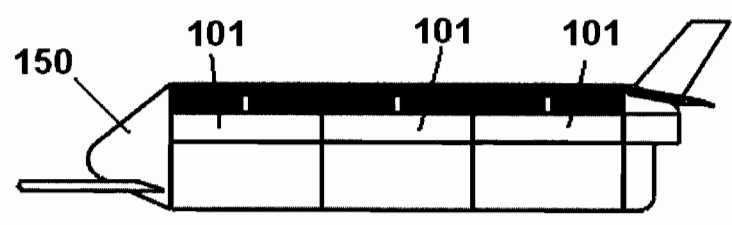


Fig. 19

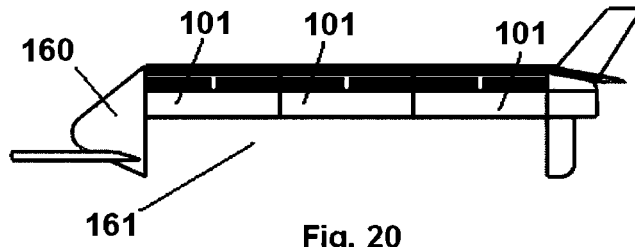


Fig. 20

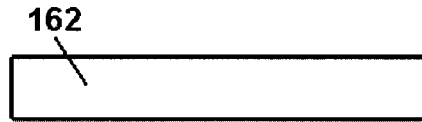


Fig. 21

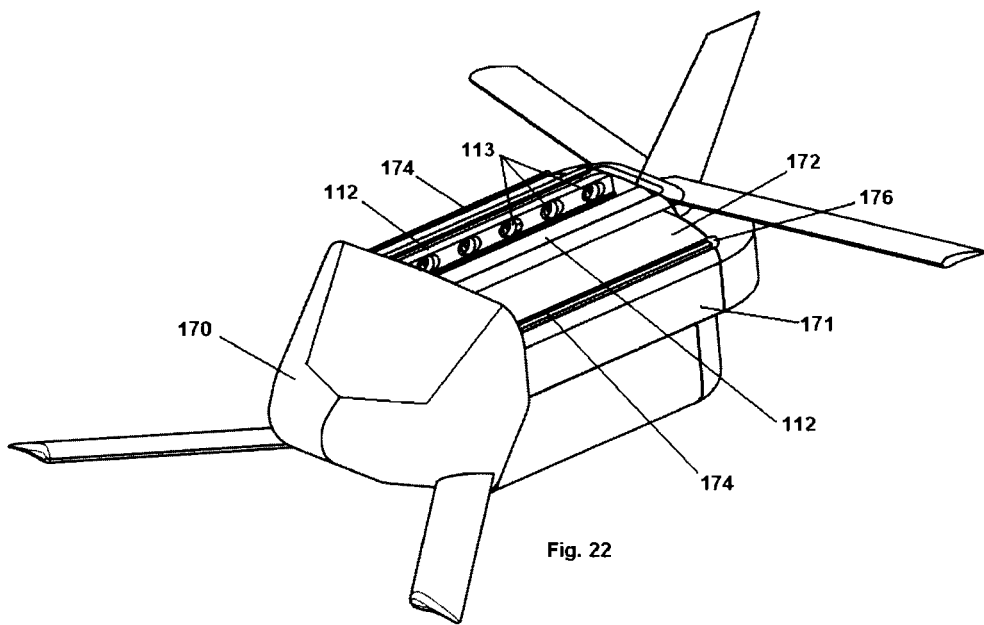


Fig. 22

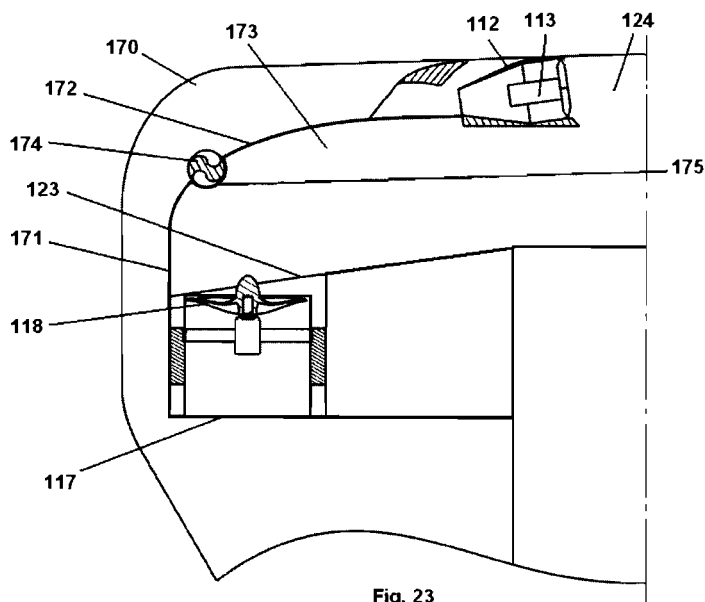


Fig. 23

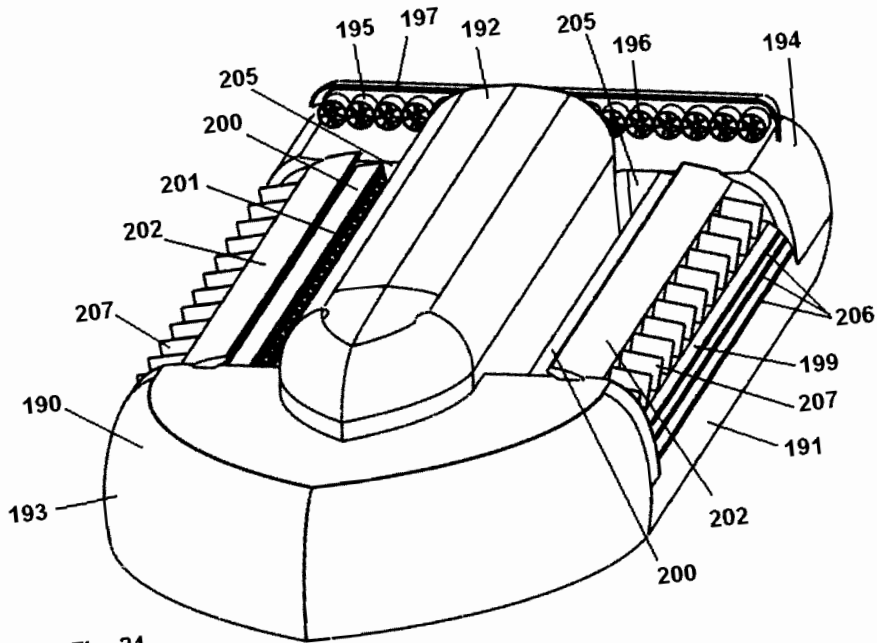


Fig. 24

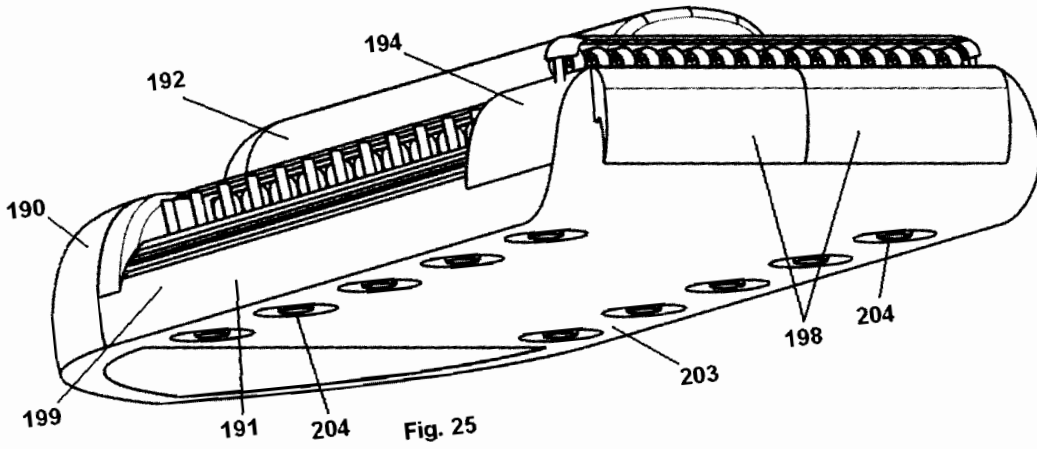


Fig. 25

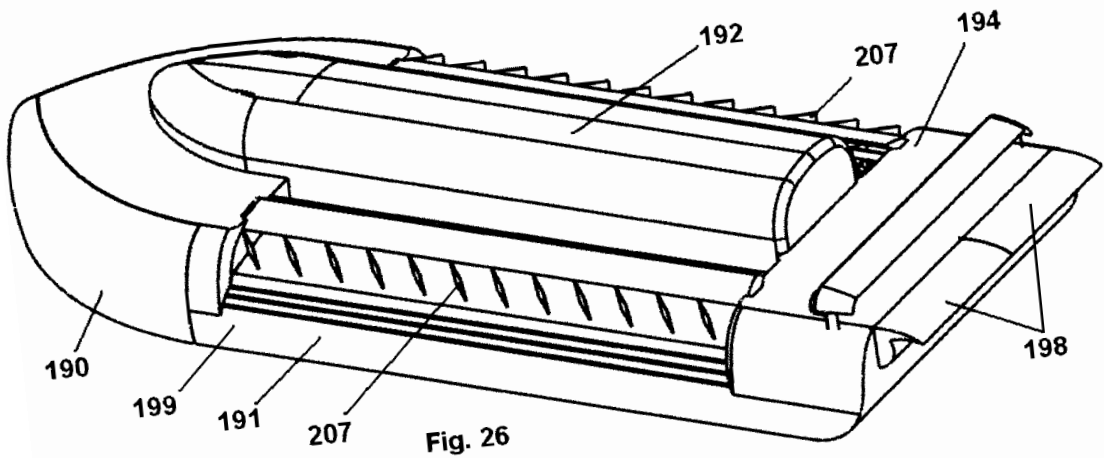
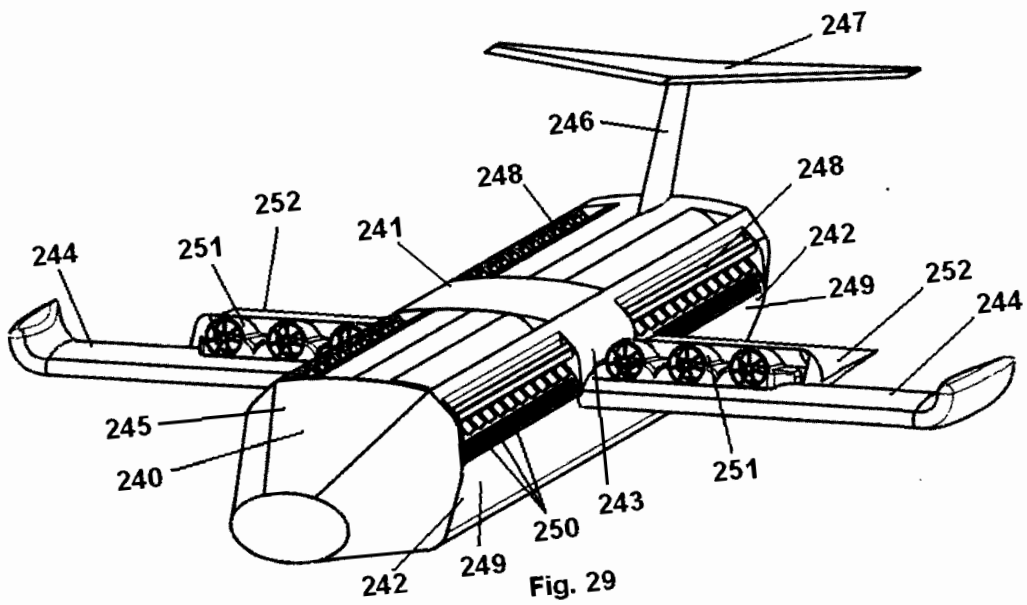
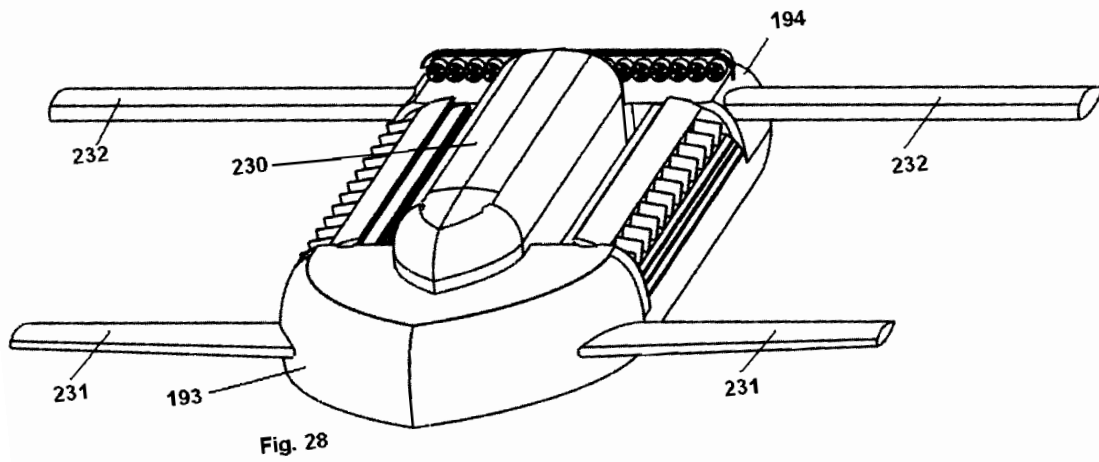
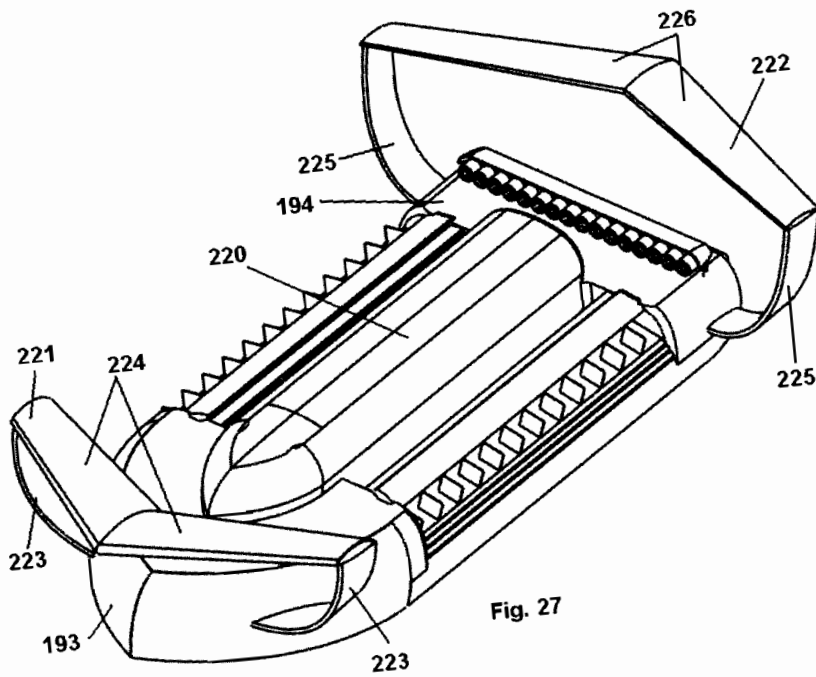
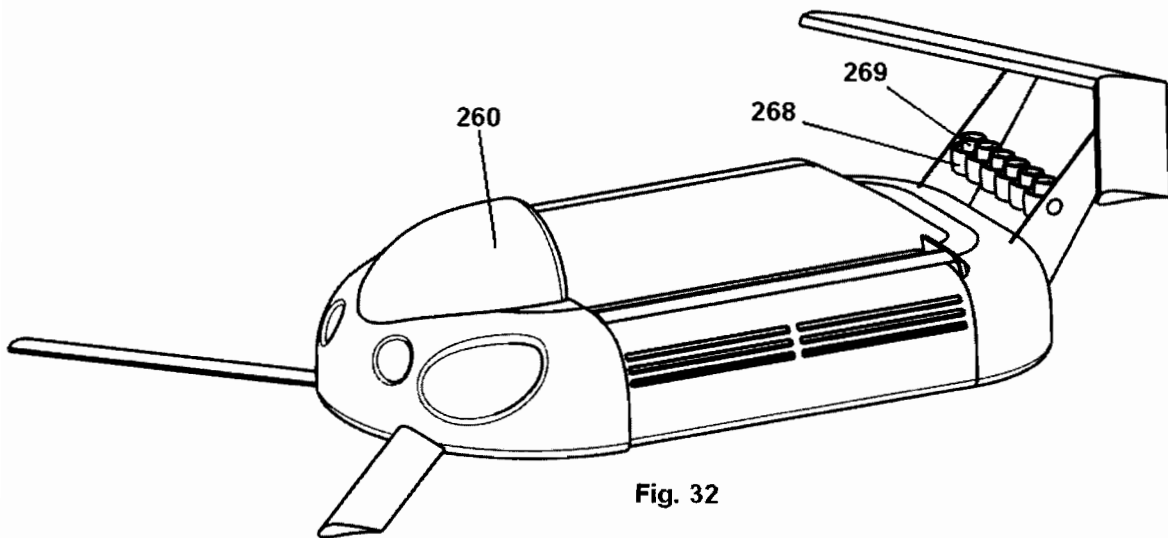
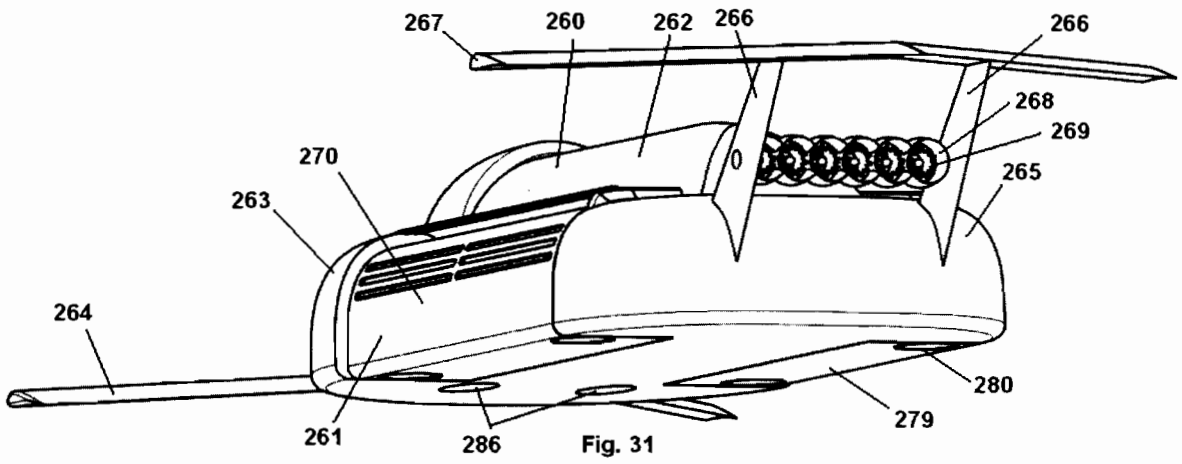
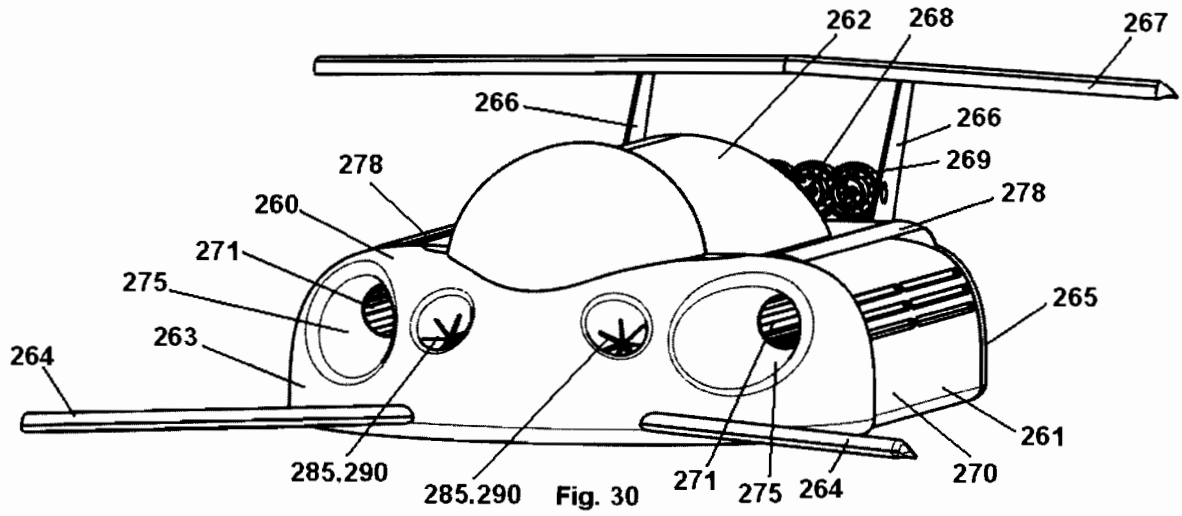


Fig. 26





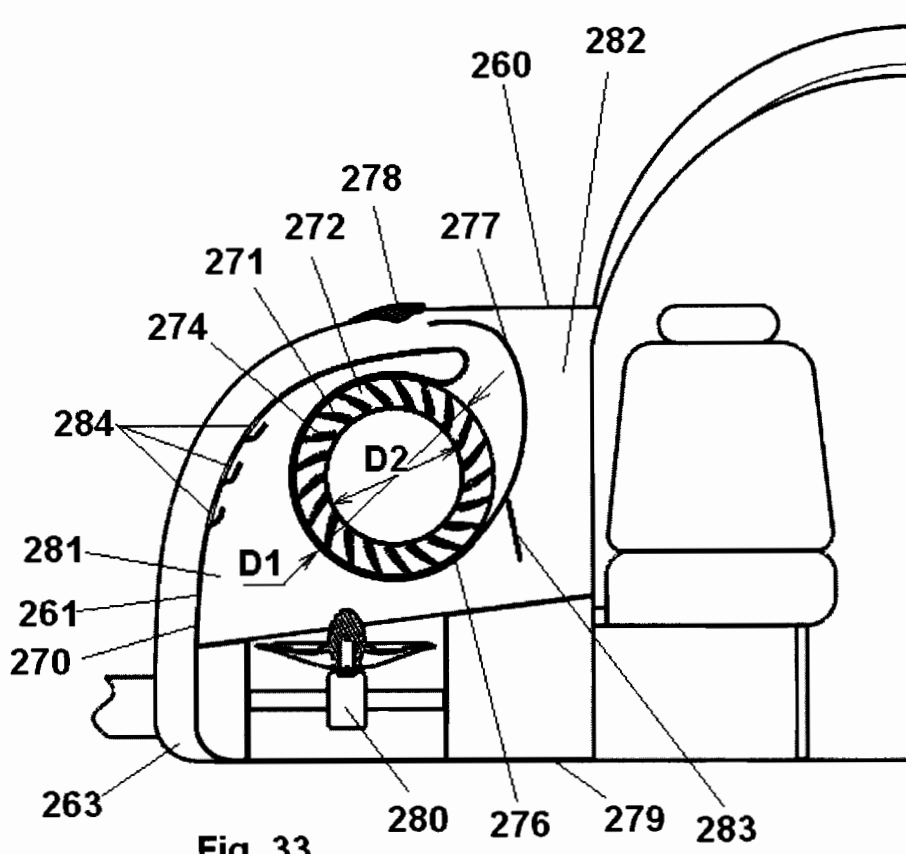


Fig. 33

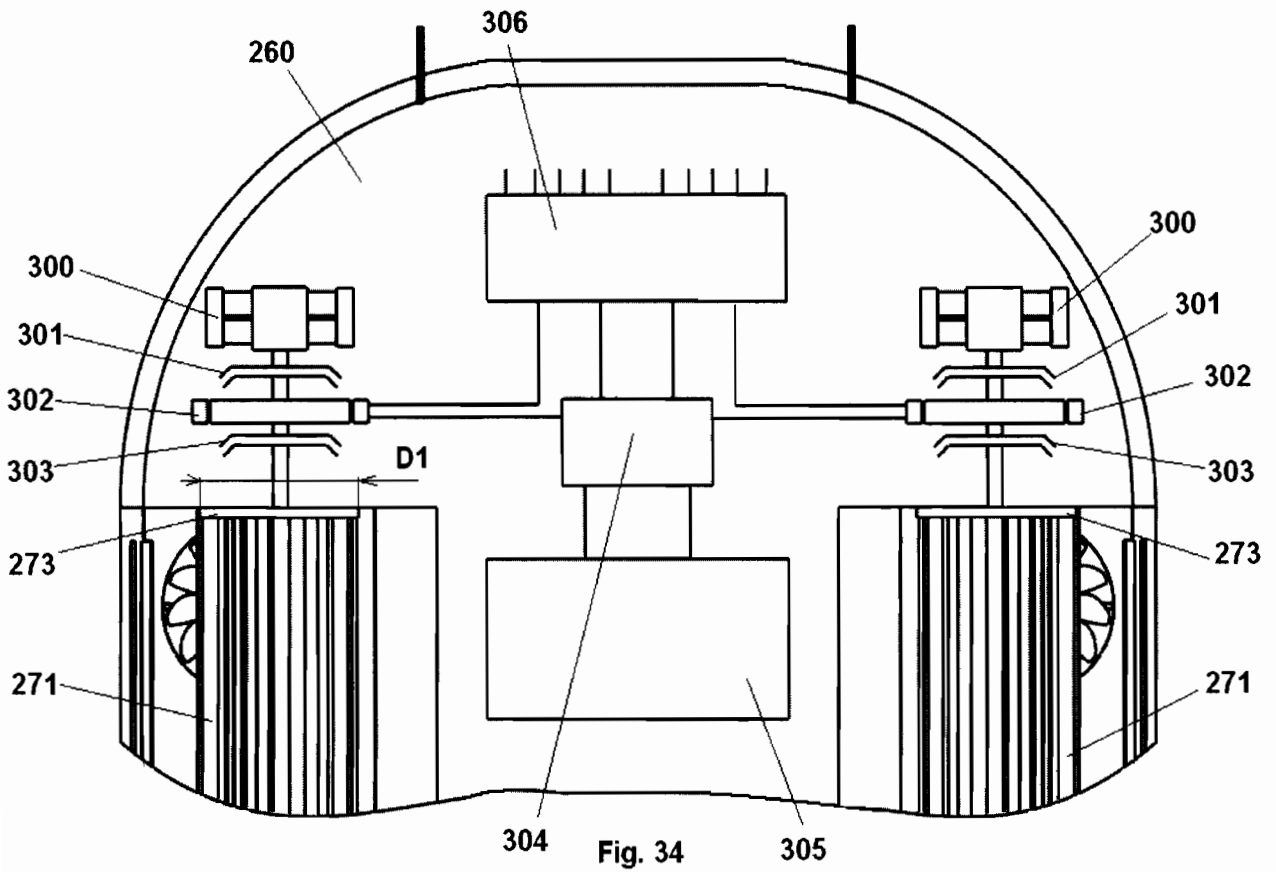


Fig. 34

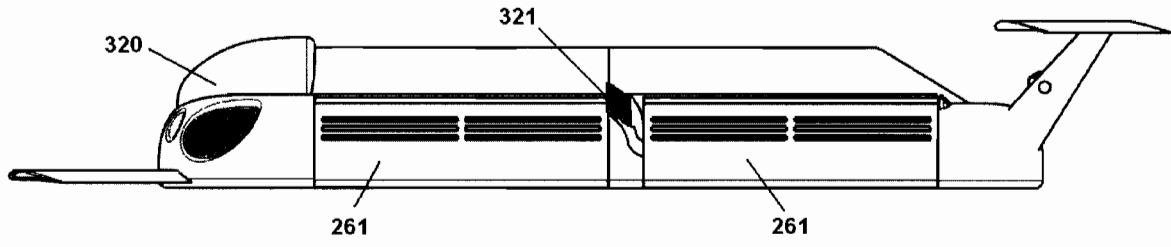


Fig. 35

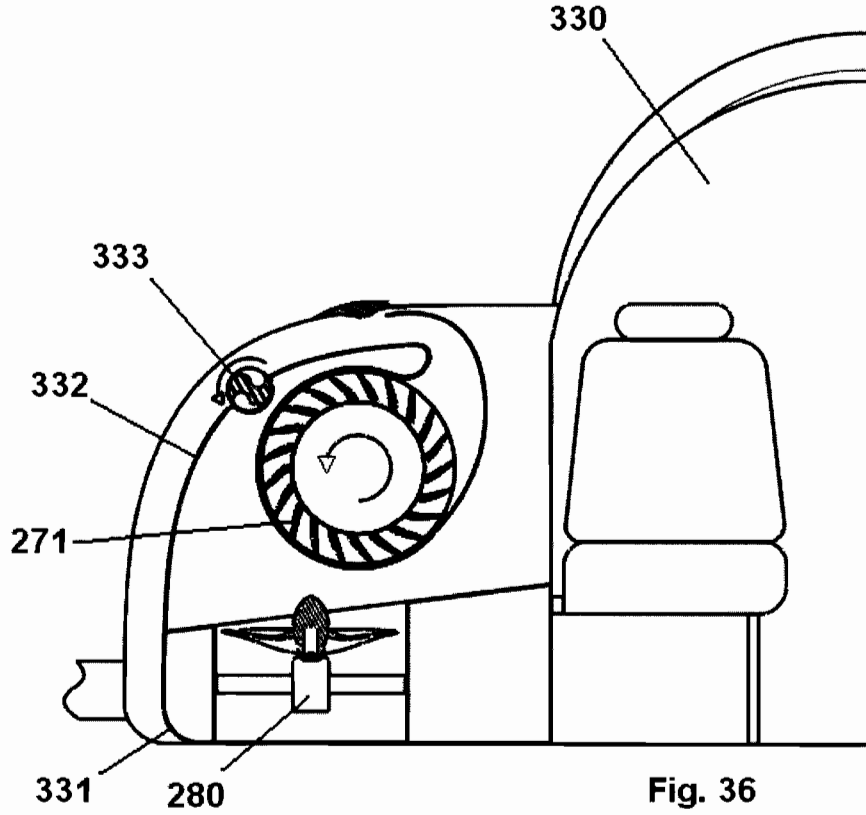


Fig. 36

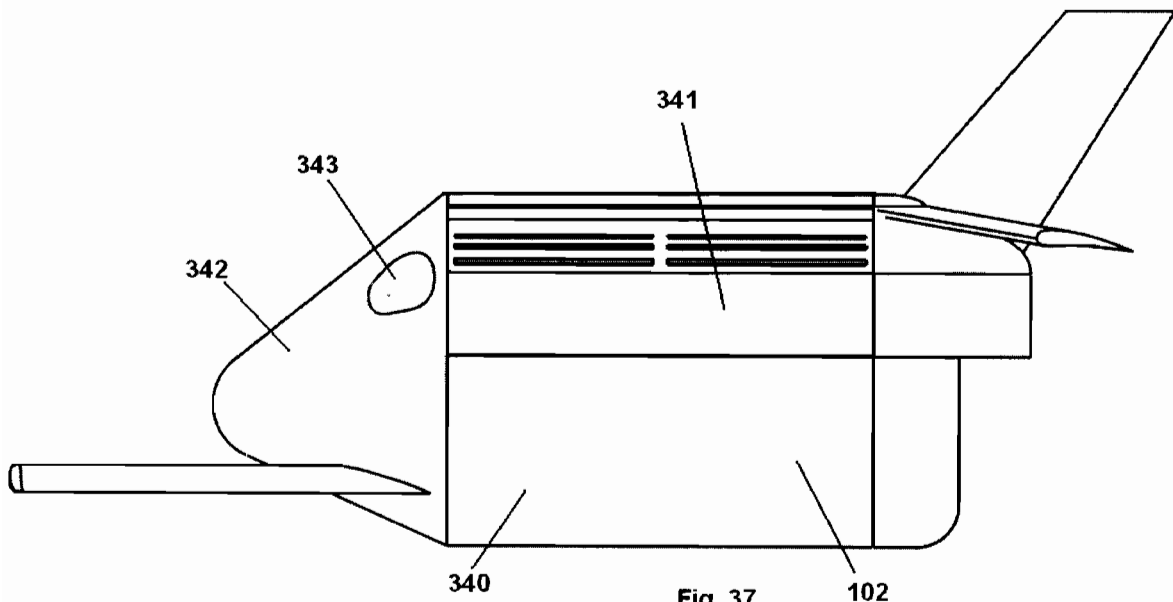


Fig. 37

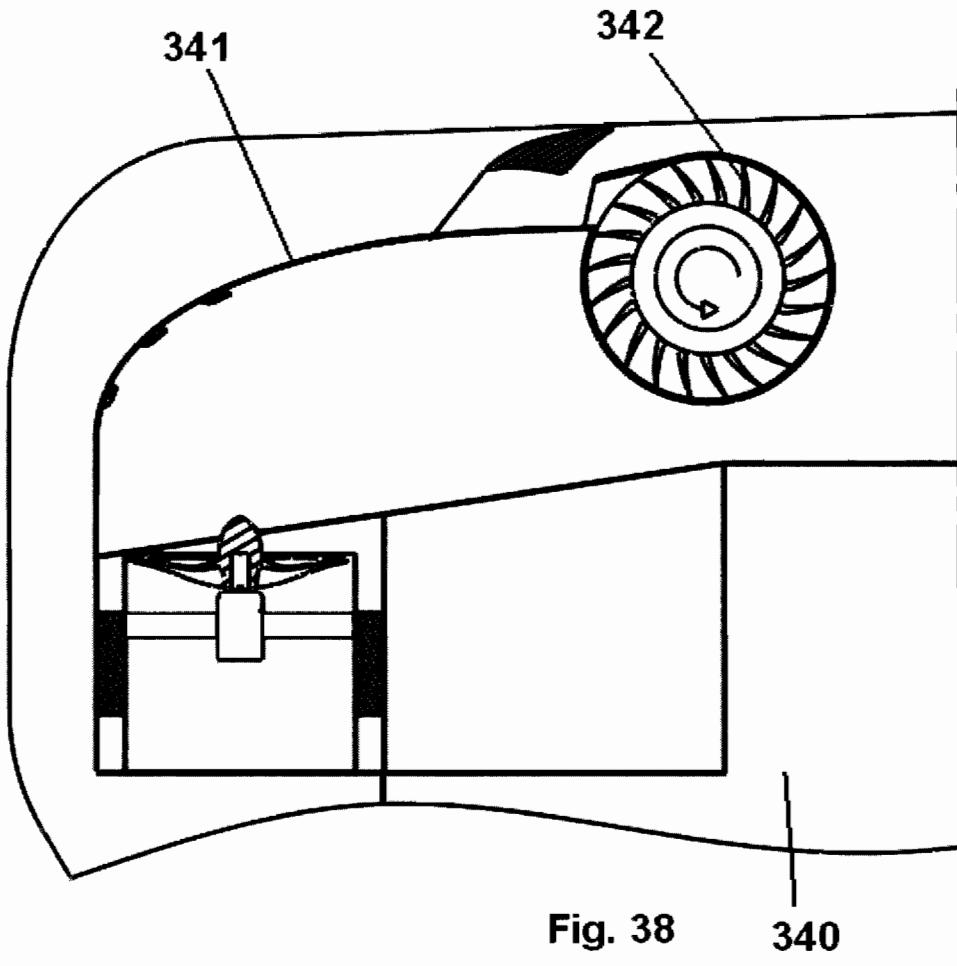


Fig. 38

340