



(12)

CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2022 00714

(22) Data de depozit: 10/11/2022

(41) Data publicării cererii:
30/05/2024 BOPI nr. 5/2024

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

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

(54) AERONAVĂ VTOL ULTRA-UȘOARĂ CU AUTONOMIE EXTINSĂ

(57) Rezumat:

Invenția se referă la o aeronavă ultra-ușoară cu autonomie extinsă ce poate fi utilizată pentru transportul a cel puțin unui pasager în locații fără amenajări speciale. Aeronava, conform invenției are două unități (2 și 3) de propulsie, anterioară și posterioară fixate pe un cadru (4) tubular, cele două unități (2 și 3) de propulsie, anterioară și posterioară includ fixate simetric de o parte și de alta a cadrului (4) câte o pereche de elemente (5 și 6) producătoare de tracțiune, anterioare și posterioare, pe cadru (4), de o parte și de alta a acestuia, respectiv între cele două unități (2 și 3) de propulsie, anterioară și posterioară, este montat simetric câte un element producător de portanță constituit dintr-o aripă (8) care conține două borduri (9 și 10) de atac și de fugă, un intrados (11) și un extrados (12), la decolare/aterizare, elementele (5 și 6) producătoare de tracțiune, anterioare și posterioare și aripile (8) sunt dispuse una după alta, în linie, în mod substanțial la aceeași înălțime, având spații reduse între ele, elementele (5 și 6) producătoare de tracțiune, anterioare și posterioare sunt dispuse în apropierea bordurilor (9 și 10) de atac și respectiv de fugă și formează cu aripile (8) câte un unghi (β) cuprins între 100° și 140° .

Revendicări: 21

Figuri: 21

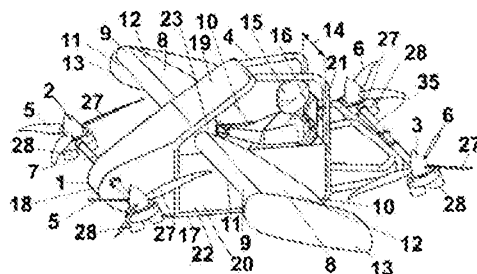


Fig. 1

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



**Aeronava VTOL ultra-usoara cu autonomie extinsa**

OFICIUL DE STAT PENTRU INVENTII SI MARCI	
Cerere de brevet de invenție	
Nr.	a 2022 0714
Data depozit 10-11-2022	

Prezenta inventie se refera la o aeronava VTOL ultra-usoara cu autonomie extinsa ce poate fi utilizata pentru transportul a cel putin un pasager in locatii fara amenajeri speciale.

In continuare se va utiliza pentru o aeronava cu decolare si aterizare verticala denumirea consacrata de „aeronava VTOL” de la prescurtarea in engleza VTOL care inseamna ”Vertical Take-Off and Landing”.

Inventia reprezinta o continuare in parte si o perfectionare a inventiilor cu numarul RO134498 si RO134897.

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

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

De asemenea majoritatea solutiilor de aeronave VTOL utilizeaza propulsia electrica distribuita (termen consacrat DEP) fara insa a folosi fenomene aerodinamice suplimentare pentru a reduce raportul tractiune/greutate.

Sunt cunoscute solutiile descrise de inventiile US2016236775, WO2018208596 si US2014158815 care descriu aeronave VTOL avind diferite unghiuri intre planele rotoarelor si aripi. La toate aceste solutii jetul de aer produs de elice nu este directionat precis spre o anumita portiune a aripilor si se impartie pe toata lungimea acestora, disipandu-se. In plus dispunerea elicelelor si aripilor lasa putin loc, sau de loc pentru accesul pasagerilor prin zona centrala a aeronavei.

Este cunoscuta solutia adoptata pentru o aeronava individuala ultra-usoara de compania Jetson Aero. Aceasta aeronava VTOL utilizeaza un sistem de propulsie cu opt elice, grupate in patru elemente producatoare de tractiune. Aeronava nu foloseste aripi pentru zborul orizontal ceea ce face ca autonomia ei sa fie redusa.

In consecinta devine o necesitate realizarea unui sistem de propulsie foarte eficient, cu raport tractiune/greutate cit mai mic, 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.

Un obiectiv principal al prezentei inventii este acela ca aeronava VTOL sa fie foarte compacta pe toate cele trei directii si in consecinta sa aiba o greutate cit mai mica.

Un alt obiectiv al inventiei este acela ca o aeronava VTOL ultra-usoara sa aiba o autonomie extinsa in conditiile unui nivel de redundanta ridicat.

Un alt obiectiv al inventiei este acela de a utiliza tehnici active de hiper-sustentatie ca de exemplu aspirarea si suflarea stratului limită si controlul precis al circulației aerului pe suprafetele aerodinamice pentru a mari eficienta in zbor a unei aeronave.

Inventia inlatura dezavantajele aratate mai sus prin aceea ca intr-o prima varianta o aeronava pentru o persoana, avind decolare si aterizare pe verticala, utilizeaza, conform unui prim aspect al inventiei, un cadru realizat din materiale ultra-usoare, carosat la partea anterioara pentru a reduce pierderile aerodinamice. Pe cadru se monteaza o unitate de propulsie anterioara ce utilizeaza un numar de doua pina la patru elice frontale fixate cu ajutorul unui suport tubular, montat simetric pe cadru la partea din fata a acestuia. In mod similar, pe cadru se monteaza o unitate de propulsie posterioara ce utilizeaza un numar de doua pina la patru elice posterioare fixate cu ajutorul unui suport tubular, montat simetric pe cadru la partea din spate a acestuia. Planul de rotatie al elicelor este inclinat la decolare/aterizare. Pe cadru, de o parte si de alta a acestuia, respectiv intre unitatea de propulsie anterioara si cea posterioara, este montata cite un element producator de portanta constituit dintr-o aripa care contine un bord de

atac, un bord de fuga, un intrados si un extradados. Fiecare aripa este perpendiculara pe un plan median longitudinal al aeronavei. La decolare/aterizare, aripa este inclinata cu un unghi fix cuprins între 8° si 40° fata de un plan orizontal si este astfel pozitionata incit elicea frontala sa fie situata in apropierea bordului de atac si sub intrados, iar elicea posterioara sa fie situata in apropierea bordului de fuga si deasupra extradadosului atunci cind aeronava se afla in zbor orizontal. La capetele aripilor sunt montate niste limitatoare de jet ce se prelungesc spre ambele directii, respectiv spre elicele frontale dar si spre elicele posterioare, care impiedica disiparea in lateral a aerului ce circula in jurul aripii. Centrul de greutate al aeronavei se afla situat in spatiul dintre elicele frontale si cele posterioare respectiv in zona delimitata de aripi. Cadrul prezinta la partea din spate o deschidere avind dimensiunea suficient de mare pentru ca pasagerul (sau pilotul) sa poata intra in interiorul cadrului si sa se aseze pe un scaun.

Intr-o alta varianta una dintre aripi poate fi rotita in sus din pozitia de functionare pe o articulatie ca sa permita un acces facil din lateral al pasagerului in interiorul cadrului. Dupa instalarea pasagerului aripa este blocata la loc in pozitia de functionare.

In conformitate cu alt aspect al inventiei o metoda de a controla trecerea de la zborul vertical la cel orizontal si invers se realizeaza prin variatia vitezei de rotatie a elicelor posterioare fata de elicele anterioare, ceea ce produce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei. Elementele producatoare de portanta functioneaza inclusiv in zbor vertical, respectiv la decolare/aterizare, producind sustentatie datorita cresterii de presiune de pe intradosul aripii si datorita depresiunii create pe extradadosul aripii. Pe perioada zborului orizontal fuzelajul aeronavei se inclina spre fata cu un unghi cuprins între 6° si 38° , respectiv aripile fac cu fluxul frontal de aer un unghi de atac cuprins între 2° si 36° . Datorita pozitionarii fata de aripi functionarea aeronavei pe perioada zborului orizontal este similara cu cea de la aeronavele cu aripi suflate deci in aceasta perioada se creeaza o portanta marita raportata la suprafata aripilor.

Aeronava conform inventiei este un mijloc convenabil si sigur pentru transportul a cel puțin unui pasager între doua locatii fara amenajeri speciale. Asa cum este conceputa, aeronava este stabila în timpul zborului si are o dimensiune compactă, astfel încât amprenta aeronavei la sol să fie minima iar greutatea ei sa fie minima. Randamentul propulsiei este imbunatatit in zborul orizontal datorita componentei generata de

depresiunea de pe extradados si de presiunea de pe intrados. Este o constructie simpla, avind un cost redus, care nu utilizeaza actuatori pentru controlul zborului. Nivelul de redundanta al aeronavei este ridicat in conditiile unei constructii foarte usoare.

Se dau mai jos un numar de exemple de realizare a inventiei in legatura cu figurile 1-21 care reprezinta:

- Fig. 1, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave individuale, ultra-usoare, cu decolare si aterizare pe verticala cu patru elice in faza decolarii/aterizarii;
- Fig. 2, o vedere cu sectiune prin aeronava de la figura 1;
- Fig. 3, o vedere izometrica dinspre fata a cadrului aeronavei de la figura 1;
- Fig. 4, o vedere izometrica dinspre spate a cadrului aeronavei de la figura 1;
- Fig. 5, o ilustrare a fazelor succesive de functionare ale aeronavei de la figura 1;
- Fig. 6, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 1 in faza tranzitiei;
- Fig. 7, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 1 in faza zborului orizontal;
- Fig. 8, o vedere izometrica a unei aripi izolate;
- Fig. 9, o sectiune printr-un element producator de tractiune cu doua motoare electrice asezate in paralel;
- Fig. 10, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave amfibii;
- Fig. 11, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave cu opt elice in faza decolarii/aterizarii;
- Fig. 12, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 11 in faza zborului orizontal;
- Fig. 13, o vedere izometrica dinspre spate a unei aeronave avind o aripa pivotanta inainte de imbarcarea pasagerului;
- Fig. 14, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 12 dupa imbarcarea pasagerului, pregatita pentru decolare;
- Fig. 15, o vedere izometrica a unei aripi pivotante;
- Fig. 16, un detaliu al mecanismului de blocare al aripii pivotante;
- Fig. 17, o vedere laterala cu sectiune printr-o aeronava cu sursa de alimentare pur electrica;
- Fig. 18, o vedere laterala cu sectiune printr-o aeronava cu sursa de alimentare hibrida;

- Fig. 19, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave, ultra-usoare, cu decolare si aterizare pe verticala, pentru doua persoane;
- Fig. 20, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 19 cu usile pivotante ridicate;
- Fig. 21, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave, cu decolare si aterizare pe verticala, pentru doua persoane, de tipul amfibiu.

Intr-un prim exemplu de realizare o aeronava 1, individuala, avind decolare si aterizare pe verticala, utilizeaza la partea anterioara o unitate de propulsie 2 si la partea posterioara o unitate de propulsie 3, fixate pe un cadru 4, tubular, ca in figurile 1-8. Aeronava 1 este considerata ca avind o pozitie substantial orizontala la decolare/aterizare ca in figura 1 si 2. Unitatea de propulsie 2, anterioara, include , fixate simetric de o parte si de alta a cadrului 4, o pereche de elemente producatoare de tractiune 5, anterioare. Unitatea de propulsie 3, posterioara, include , fixate simetric de o parte si de alta a cadrului 4, o pereche de elemente producatoare de tractiune 6, posterioare. Elementele producatoare de tractiune 5, anterioare, sunt fixate pe cadrul 4 prin intermediul unui suport 7, tubular. Elementele producatoare de tractiune 6, posterioare, sunt fixate pe cadrul 4 prin intermediul unui suport 35, tubular. Pe cadrul 4, de o parte si de alta a acestuia, respectiv intre unitatea de propulsie 2, anterioara, si 3, posterioara, este montat simetric cite un element producator de portanta constituit dintr-o aripa 8 care contine un bord de atac 9, un bord de fuga 10, un intrados 11 si un extradados 12. Aceasta amplasare permite realizarea unei dimensiuni foarte compacte pe lungime a aeronavei 1. Fiecare aripa 8 este perpendiculara pe un plan median longitudinal al aeronavei 1. La decolare/aterizare, aripile 8 sunt inclinate cu un unghi α cuprins intre 8° si 40° fata de un plan orizontal. Elementele producatoare de tractiune 5, anterioare, aripile 8 si elementele producatoare de tractiune 6, posterioare, sunt pozitionate succesiv, una dupa alta, in linie, avind spatii reduse intre ele, pentru ca aeronava 1 sa aiba o dimensiune compacta pe orizontala, ca in figurile 1 si 2. In plus, elementele producatoare de tractiune 5, anterioare, sunt situate in apropierea bordului de atac 9 formeaza cu aripile 8 un unghi β cuprins intre 100° si 140° . Elementele producatoare de tractiune 6, posterioare, sunt situate in apropierea bordului de fuga 10 formeaza cu aripile 8 un unghi β cuprins intre 100° si 140° . Pe de alta parte, in zborul orizontal, elementele producatoare de tractiune 5, anterioare, sunt situate sub intradosul 11 si elementele producatoare de tractiune 6, posterioare, sunt situate deasupra

extradosului 12 pentru a obtine o dimensiune compacta a aeronavei 1 si pe verticala, ca in figura 7. La capetele aripilor 8 sunt montate niste limitatoare de jet 13 ce se prelungesc spre ambele directii, respectiv spre fata si spre spate, care impiedica disiparea in lateral a aerului ce circula in jurul aripii 8. Centrul de greutate al aeronavei 1 se afla situat in spatiul dintre elementele producatoare de tractiune 5, anterioare, si elementele producatoare de tractiune 6, posterioare, respectiv in zona delimitata de aripile 8. Cadrul 4 prezinta la partea din spate o deschidere 14 avind dimensiunea suficient de mare pentru ca un pilot 15 sa poata intra in interiorul cadrului 4 si sa se aseze pe un scaun 16, fixat pe o podea 17. Cadrul 4 este acoperit la partea din fata de un capotaj 18, aerodinamic, ce se prelungeste in partea de sus cu un parbriz 19, transparent. In partile laterale capotajul 18 se prelungeste cu niste panouri laterale 20. In spatele scaunului 16 este montat un panou posterior 21. Capotajul 18, panourile laterale 20, podeaua 17 si panoul posterior 21 formeaza impreuna o structura etansa 22 in interiorul careia este montat scaunul 16. Structura 22 permite aeronavei 1 sa aterizeze in caz de necesitate fortat si pe apa fara sa se scufunde. Cadrul 4 este construit ca o grinda cu zabrele si prezinta in partea mediana doua gusee 23 pe care este fixata o traversa 24, tubulara, ce serveste la rigidizarea cadrului 4, ca in figurile 3 si 4. Fiecare aripa 8 contine un corp principal 25 si un ax 26, de fixare, ca in figura 8. In traversa 24 se monteaza la fiecare capat axul 26 al fiecarei aripi 8, traversa 24 suportind fortele aerodinamice transmise de aripile 8 pe perioada zborului. Aripile 8 sunt blocate axial pe cadrul 4 cu ajutorul unor suruburi (nefigurate). Fiecare element producator de tractiune 5, anterior, si fiecare element producator de tractiune 6, posterior, utilizeaza un bloc motor 27 ce actioneaza o elice 28, ca in figura 9. Blocul motor 27 contine doua motoare electrice 29, paralele, ce se rotesc in sensuri contrare, fiecare actionind un pinion cilindric 30. Cele doua pinioane cilindrice 30 angreneaza cu o roata dintata centrala 31, avind diametrul mai mare decit cel al pinioanelor cilindrice 30, roata dintata centrala 31 transmitindu-si miscarea direct la elicea 28. In cazul defectarii unuia dintre cele doua motoare electrice 29, celalalt motor electric 29 continua sa se roteasca si sa antreneze singur elicea 28, ceea ce asigura redundanta sistemului. In functionare, descrisa in figura 5, la trecerea de la zborul vertical (figura 5a si 5b) la cel orizontal (figura 5c si 5d) si invers se realizeaza prin variatia vitezei de rotatie a elementelor producatoare de tractiune 6, posterioare, fata de elementele producatoare de tractiune 5, anterioare, ceea ce produce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei 1. Elementele producatoare de portanta, respectiv aripile 8 functioneaza inclusiv in zbor vertical,

respectiv la decolare/aterizare, producind sustentatie datorita cresterii de presiune de pe intradosul 11 si datorita depresiunii create pe extradusul 12. Pe perioada zborului orizontal, fuzelajul aeronavei 1 se inclina spre fata cu un unghi cuprins intre 6° si 38° , respectiv aripile 8 fac cu fluxul frontal de aer un unghi de atac cuprins intre 2° si 36° . Datorita pozitionarii fata de aripile 8, functionarea aeronavei 1 pe perioada zborului orizontal este similara cu cea de la aeronavele cu aripi suflate deci in aceasta perioada se ceeaza o portanta marita raportata la suprafata aripiilor 8.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 40, de tipul amfibiu, asemanatoare cu cea anterioara, utilizeaza doua flotoare 41 fixate simetric pe un cadru 42, respectiv la partea inferioara a acestuia, ca in figura 10. Flotoarele 41 permit aeronavei 40 sa decoleze de pe apa si sa aterizeze pe apa.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 50, asemanatoare cu cele anterioare, utilizeaza doua elemente producatoare de tractiune 51, anterioare, si doua elementele producatoare de tractiune 52, posterioare, continind fiecare cite doua motoare electrice, unul superior 53 si altul inferior 54, ca in figurile 11 si 12. Motorul electric superior 53 antreneaza in miscare de rotatie o elice tractoare 55 si motorul electric inferior 54 antreneaza in miscare de rotatie o elice propulsiva 56, contra-rotativa fata elicea tractoare 55.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 60, asemanatoare cu cele anterioare, utilizeaza o aripa 61, pivotanta intr-o traversa 77, care sa permita accesul facil al pilotului 15 in interiorul unui cadru 62, ca in figurile 13-16. Cealalta aripa 8 este fixata pe cadrul 62 si nu este mobila. In acest caz aeronava 60 utilizeaza niste panouri laterale 63 de dimensiune redusa care permit accesul din lateral al pilotului 15 pe scaunul 16, asa cum se arata in figura 13. La partea din spate, pe cadrul 62 este fixat un guseu 64. Aripa 61 contine un corp principal 65, un ax 66, plasat in apropierea bordului de atac, si un mecanism de blocare 67, situat in apropiere bordului de fuga al aripii 61, care fixeaza aripa 61 de cadrul 62 pe perioada zborului, ca in figura 15. Spre capatul exterior, axul 66 prezinta un sant 68. Mecanismul de blocare 67 utilizeaza un zavor 69, preferabil de sectiune rectangulara, ce contine o suprafata superioara 70 si o suprafata inclinata 71, ca in figura 16. Zavorul 69 culiseaza intr-un locas 72 al corpului principal 65 si este impins spre exteriorul corpului principal 65 de un resort (nefigurat). Cursa



zavorului 69 este limitata prin intermediul unui pinten 73 ce se blocheaza intr-o brida 74 ce apartine corpului principal 65. Aripa 61 se monteaza cu axul 66 in traversa 24, tubulara, care este folosita ca o articulatie. Cel putin un opritor 75 este fixat pe traversa 77 si intra in santul 68 pentru a bloca axial aripa 61, ca in figura 14. Opritorul 75 nu impiedica rotatia axului 66 in traversa 24. In guseul 64 este practicat un locas 76, de preferinta rectangular in care poate intra zavorul 69. Pentru a intra in interiorul aeronavei 60, pilotul 15 rabate aripa 61 cu bordul de fuga in sus ca in figura 13. Dupa ce se asaza pe scaunul 16, pilotul 15 rabate in jos aripa 61 in pozitia de zbor similara cu cea aripii 8, simetrice, ca in figura 14. In aceasta pozitie zavorul 69 este blocat automat in locasul 76. Cind pilotul 15 doreste sa iasa din aeronava 1 actioneaza asupra pintenului 73 si rabate spre in sus aripa 61.

Intr-o prima varianta de alimentare cu energie, o aeronava individuala 80 ca cele descrise anterior, este de tipul pur electrica, si este alimentata de doua pachete de baterii electrice, unul anterior 81 si altul posterior 82, ca in figura 17. Pachetele de baterii electrice anterior 81 si posterior 82 sunt astfel amplasate incit centrul de greutate al aeronavei 80 sa fie situat intre ele. Pachetele de baterii electrice anterior 81 si posterior 82 sunt de preferinta localizate sub scaunul 16 si sunt fixate pe podeaua 17 si pe cadrul 4.

Intr-o a doua varianta de alimentare cu energie, o aeronava individuala 90 ca cele descrise anterior, este de tipul hibrid-electrica, si este alimentata de un pachet de baterii electrice 91, amplasata anterior si sub scaunul 16, si de o unitate hibrida 92, amplasata in spatele scaunului 16, centrul de greutate al aeronavei 90 fiind localizat intre pachetul de baterii electrice 91 si unitatea hibrida 92, ca in figura 18. Unitatea hibrida 92 poate fi constituita dintr-un motor cu ardere interna asociat cu un alternator, dintr-un motor cu pistoane libere asociat cu un generator liniar, dintr-o micro-turbina asociata cu un alternator, sau dintr-o pila de combustibil.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 100, cu decolare si aterizare pe verticala, pentru doi pasageri 101, utilizeaza un fuzelaj 102, complet inchis pe toate partile, care contine o cabina 103, ca in figurile 19 si 20. Pasagerii 101 stau asezati pe doua scaune 104. Sistemul de propulsie al aeronavei 100 este identic cu cele descrise la exemplele anterioare. Pe fuzelajul 102 sunt montate simetric pe fiecare parte laterala doua usi

105, pivotante. Usile 105, au un singur grad de libertate si se rotesc cu circa 90° spre in sus, dupa o axa transversala, respectiv pe o traversa tubulara (nefigurata), ca cea descrisa la exemplele anterioare. Pe fiecare use 105 este montata o aripa 106 inclinata la decolare/aterizare cu un unghi cuprins intre 8° si 40° fata de un plan orizontal. Usile 105 se blocheaza in pozitia de decolare/aterizare cu ajutorul unui mecanism de inchidere (nefigurat), ca in figura 19. Cind usile 105 sunt rotite in sus, se permite accesul pasagerilor 101 in cabina 103 de pe ambele parti ale aeronavei 100 ca in figura 20. Aeronava 100 utilizeaza un tren de aterizare 107 cu o roata frontala 108 si doua roti posterioare 109 montate sub fuzelajul 102. Cu ajutorul trenului de aterizare 107, aeronava 100 poate ateriza sau decola in caz de urgenta prin rulara pe o pista, situatie in care consumul de energie este mult mai redus decit in cazul decolarii si aterizarii pe verticala.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 110, de tipul amfibiu, avind decolare si aterizare pe verticala, utilizeaza un fuzelaj 111, complet inchis pe toate partile, care contine o cabina 112, ca in figurile 21. La partea inferioara, pe fuzelajul 111 sunt fixate simetric doua flotoare 113. Flotoarele 113 permit aeronavei 110 sa decoleze de pe apa si sa aterizeze pe apa.

Oricare combinatii dintre exemplele descrise anterior sunt considerate ca facind parte din descriere si revendicari.

Revendicari

1. Aeronava individuala ultra-usoara, cu decolare si aterizare pe verticala, de tipul celor care utilizeaza fenomene aerodinamice suplimentare pentru a creste sustentatia atat in zbor vertical cit si in zbor orizontal, avind dimensiuni reduse atat pe lungime cit si pe inaltime caracterizata prin aceea ca aeronava (1) utilizeaza la partea anterioara o unitate de propulsie (2) si la partea posterioara o unitate de propulsie (3), fixate pe un cadru (4), tubular, si

unitatea de propulsie (2), anterioara, include, fixate simetric de o parte si de alta a cadrului (4), o pereche de elemente producatoare de tractiune (5), anterioare, si

unitatea de propulsie (3), posterioara, include, fixate simetric de o parte si de alta a cadrului (4), o pereche de elemente producatoare de tractiune (6), posterioare, si pe cadrul (4), de o parte si de alta a acestuia, respectiv intre unitatea de propulsie (2), anterioara, si (3), posterioara, este montat simetric cite un element producator de portanta constituit dintr-o aripa (8) care contine un bord de atac (9), un bord de fuga (10), un intrados (11) si un extrados (12), si

fiecare aripa (8) este de preferinta perpendiculara pe un plan median longitudinal al aeronavei (1), si

la decolare/aterizare, aripile (8) sunt inclinate cu un unghi fix α cuprins intre 8° si 40° fata de un plan orizontal, si

la decolare/aterizare, elementele producatoare de tractiune (5), anterioare, aripile (8) si elementele producatoare de tractiune (6), posterioare, sunt pozitionate in succesiune, una dupa alta, in linie, in mod substantial la aceiasi inaltime, avind spatii substantial reduse intre ele, si

elementele producatoare de tractiune (5), anterioare, sunt situate in apropierea bordului de atac (9) si formeaza cu aripile (8) un unghi β cuprins intre 100° si 140° , si

elementele producatoare de tractiune (6), posterioare, sunt situate in apropierea bordului de fuga (10) si formeaza cu aripile (8) un unghi β cuprins intre 100° si 140° , si

in zborul orizontal, elementele producatoare de tractiune (5), anterioare, sunt pozitionate sub intradosul (11) si elementele producatoare de tractiune (6), posterioare, sunt pozitionate deasupra extradosului (12), si

la capetele aripilor (8) sunt montate niste limitatoare de jet (13) ce se prelungesc spre ambele directii, respectiv spre fata si spre spate, care impiedica

disiparea în lateral a aerului ce circula în jurul aripilor (8), și

centrul de greutate al aeronavei (1) se afla situat în spațiul dintre elementele producătoare de tracțiune (5), anterioare, și elementele producătoare de tracțiune (6), posterioare, respectiv în zona delimitată de aripile (8), și

cadrul (4) prezintă la partea din spate o deschidere (14) având dimensiunea suficient de mare pentru ca un pilot (15) să poată intra în interiorul cadrului (4) pe deasupra aeronavei (1) și să se așeze pe un scaun (16), fixat pe o podea (17).

2. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizată prin aceea că cadrul (4) este construit ca o grindă cu zabrele și este acoperit la partea din față de un capotaj (18), aerodinamic, ce se prelungește în partea de sus cu un parbriz (19), transparent, și

în părțile laterale capotajul (18) se prelungește cu niște panouri laterale (20), și în spatele scaunului (16) este montat un panou posterior (21), și

capotajul (18), panourile laterale (20), panoul posterior (21) și podeaua (17) formează împreună o structură etanșă (22) în interiorul căreia este montat scaunul (16), și

cadrul (4) prezintă în partea mediană două gusee (23) pe care este fixată o traversă (24), tubulară, ce servește la rigidizarea cadrului (4), și

elementele producătoare de tracțiune (5), anterioare sunt fixate pe cadrul (4) prin intermediul unui suport (7), tubular, și

elementele producătoare de tracțiune (6), posterioare sunt fixate pe cadrul (4) prin intermediul unui suport (35), tubular.

3. Aeronava ca la revendicarea 2 caracterizată prin aceea că fiecare aripă (8) conține un corp principal (25) și un ax (26), de fixare, și

în traversă (24) se montează la fiecare capăt axul (26) al fiecărei aripi (8), traversă (24) suportând forțele aerodinamice transmise de aripile (8) pe perioada zborului, și

aripile (8) sunt blocate axial pe cadrul (4) cu ajutorul unor suruburi.

4. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizată prin aceea că fiecare element producător de tracțiune (5), anterior, și fiecare element producător de tracțiune (6), posterior, utilizează o bloc motor (27) ce acționează o elice (28), și

blocul motor (27) conține două motoare electrice (29), paralele, ce se rotesc în

sensuri contrare, fiecare actionind un pinion cilindric (30), si

pinioanele cilindrice (30) angreneaza cu o roata dintata centrala (31), avind diametrul mai mare decit cel al pinioanelor cilindrice (30), roata dintata centrala (31) transmitindu-si miscarea de rotatie direct la elicea (28).

5. Aeronava ca la revendicarea 4 caracterizata prin aceea ca in cazul defectarii unuia dintre cele doua motoare electrice (29), celalalt motor electric (29) continua sa se roteasca si sa antreneze singur elicea (28), pentru a asigura redundanta sistemului.

6. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca in functionare, trecerea de la zborul vertical la cel orizontal si invers se realizeaza prin variatia vitezei de rotatie a elementelor producatoare de tractiune (6), posterioare, fata de elementele producatoare de tractiune (5), anterioare, ceea ce produce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei (1), si

elementele producatoare de portanta, respectiv aripile (8) functioneaza inclusiv in zbor vertical, respectiv la decolare/aterizare, producind sustentatie datorita cresterii de presiune de pe intradosul (11) si datorita depresiunii create pe extradossul (12), si

pe perioada zborului orizontal fuzelajul aeronavei (1) se inclina spre fata cu un unghi cuprins intre 6° si 38° , respectiv aripile (8) fac cu fluxul frontal de aer un unghi de atac cuprins intre 2° si 36° .

7. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (40), de tipul amfibiu, utilizeaza doua flotoare (41) fixate simetric pe un cadru (42), respectiv la partea inferioara a acestuia.

8. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (50), utilizeaza doua elemente producatoare de tractiune (51), anterioare si doua elementele producatoare de tractiune (52), posterioare continind fiecare cite doua motoare electrice, unul superior (53) si altul inferior (54), si

motorul electric superior (53) antreneaza in miscare de rotatie o elice tractoare (55) si motorul electric inferior (54) antreneaza in miscare de rotatie o elice propulsiva (56), contra-rotativa fata elicea tractoare (55).

9. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (60), utilizeaza o aripa (61), pivotanta intr-o traversa (77), fixata pe un cadru (62), si
 cealalta aripa (8) este fixata pe cadrul (62) si nu este mobila, si
 la partea din spate, pe cadrul (62) este fixat un guseu (64), si
 aripa (61) contine un corp principal (65), un ax (66), plasat in apropierea bordului de atac, si un mecanism de blocare (67), situat in apropiere bordului de fuga al aripii (61), care fixeaza aripa (61) de cadrul (62) pe perioada zborului, si
 spre capatul exterior, axul (66) prezinta un sant (68), si
 aripa (61) se monteaza cu axul (66) in traversa (24), tubulara, care este folosita ca o articulatie, si
 cel putin un opritor (75) este fixat pe traversa (77) si intra in santul (68) pentru a bloca axial aripa (61), fara a-i bloca rotatia.

10. Aeronava ca la revendicarea 9 caracterizata prin aceea ca mecanismul de blocare (67) utilizeaza un zavor (69), preferabil de sectiune rectangulara, ce contine o suprafata superioara (70) si o suprafata inclinata (71), si
 zavorul (69) culiseaza intr-un locas (72) al corpului principal (65) si este impins spre exteriorul corpului principal (65) de un resort, si
 cursa zavorului (69) este limitata prin intermediul unui pinten (73) ce se blocheaza intr-o brida (74) ce apartine corpului principal (65), si
 aripa (61) se monteaza cu axul (66) in traversa (24), tubulara, care este folosita ca o articulatie, si
 in guseul (64) este practicat un locas (76), de preferinta rectangular in care intra zavorul (69).

11. Aeronava ca la revendicarea 10 caracterizata prin aceea ca pentru a intra in interiorul aeronavei (60), pilotul (15) rabate aripa (61) cu bordul de fuga in sus, si
 dupa ce se asaza pe scaunul (16), pilotul (15) rabate in jos aripa (61) in pozitia de zbor similara cu cea aripii (8), simetrice, si in aceasta pozitie zavorul (69) este blocat automat in locasul (76), si
 cind pilotul (15) doreste sa iasa din aeronava (1) actioneaza asupra pintenului (73), deblocind zavorul (69), si rabate spre in sus aripa (61).

12. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (80) este de tipul pur electrica, si este alimentata de doua pachete de baterii electrice, unul anterior (81) si altul posterior (82), si

pachetele de baterii electrice anterior (81) si posterior (82) sunt astfel amplasate incit centrul de greutate al aeronavei (80) sa fie situat intre ele, si

pachetele de baterii electrice anterior (81) si posterior (82) sunt de preferinta localizate sub scaunul (16) si sunt fixate pe podeaua (17) si pe cadrul (4).

13. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava individuala (90) este de tipul hibrid-electrica, si este alimentata de un pachet de baterii electrice (91), amplasat anterior si sub scaunul (16), si de o unitate hibrida (92), amplasata in spatele scaunului (16), centrul de greutate al aeronavei (90) fiind localizat intre pachetul de baterii electrice (91) si unitatea hibrida (92).

14. Aeronava ca la revendicarea 13 caracterizata prin aceea ca unitatea hibrida (92) este constituita dintr-un motor cu ardere interna asociat cu un alternator electric.

15. Aeronava ca la revendicarea 13 caracterizata prin aceea ca unitatea hibrida (92) este constituita dintr-un motor cu pistoane libere asociat cu un generator liniar.

16. Aeronava ca la revendicarea 13 caracterizata prin aceea ca unitatea hibrida (92) este constituita dintr-o micro-turbina asociata cu un alternator.

17. Aeronava ca la revendicarea 13 caracterizata prin aceea ca unitatea hibrida (92) este constituita dintr-o pila de combustibil.

18. Aeronava ultra-usoara, cu decolare si aterizare pe verticala, de tipul celor care utilizeaza fenomene aerodinamice suplimentare pentru a creste sustentatia atat in zbor vertical cit si in zbor orizontal, avind dimensiuni reduse atat pe lungime cit si pe inaltime caracterizata prin aceea ca o aeronava (100), pentru doi pasageri (101), utilizeaza un fuzelaj (102), complet inchis pe toate partile, care contine o cabina (103), si

pasagerii (101) stau asezati pe doua scaune (104), si

pe fuzelajul (102) sunt montate simetric, pe fiecare parte laterala, doua usi



(105), pivotante, si

usile (105), au un singur grad de libertate si se rotesc cu circa 90° spre in sus, dupa o axa transversala, respectiv pe o traversa tubulara, si

pe fiecare use (105) este montata o aripa (106) inclinata la decolare/aterizare cu un unghi cuprins intre 8° si 40° fata de un plan orizontal, si

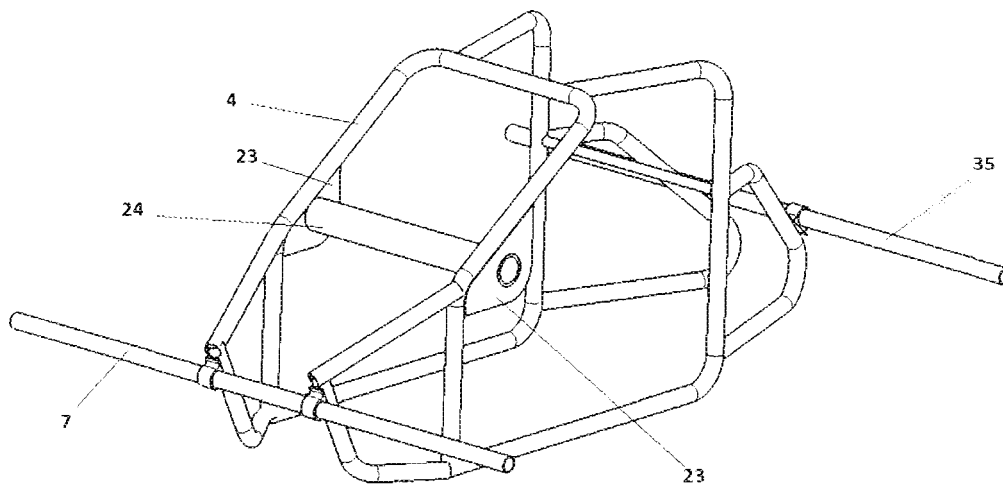
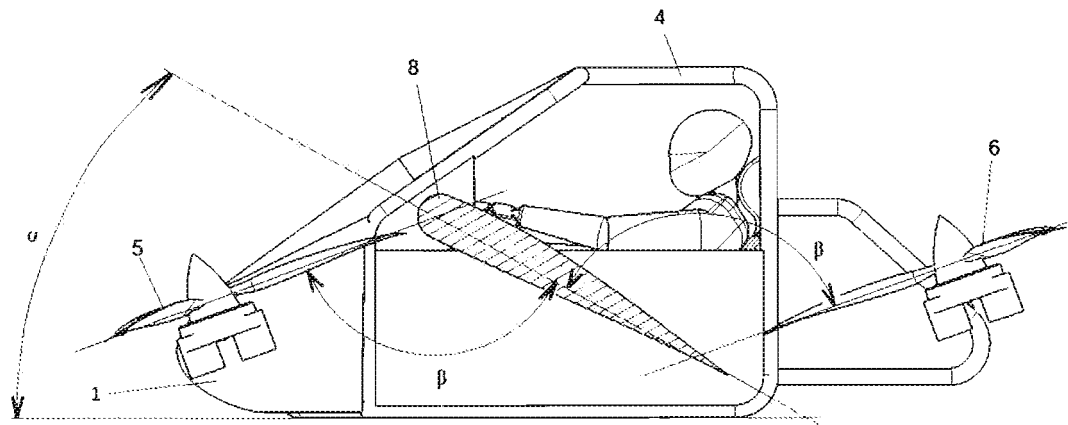
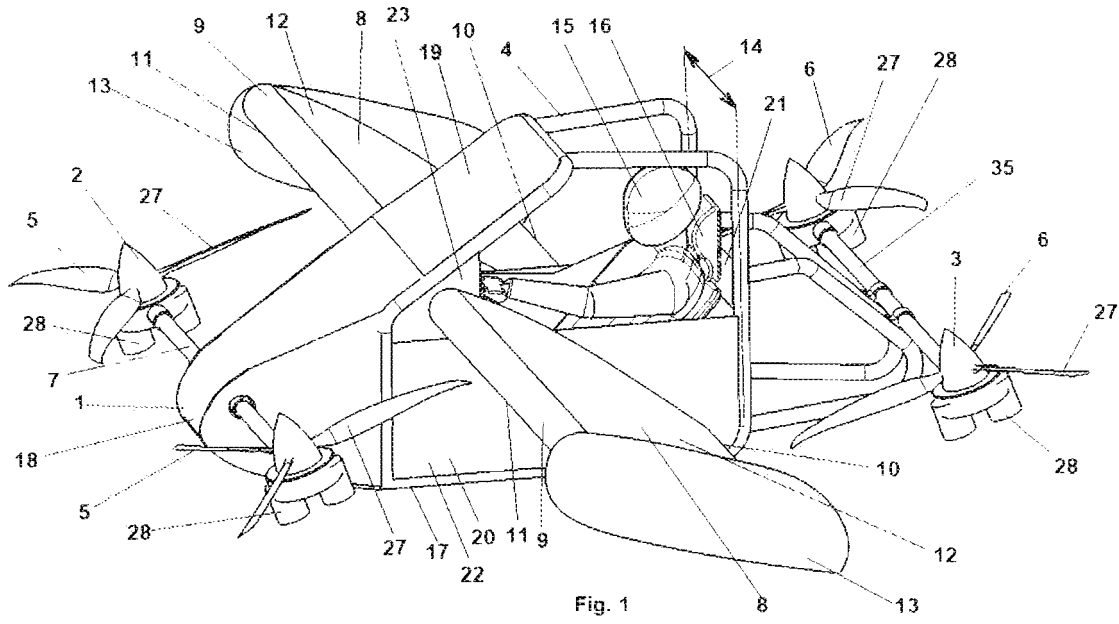
usile (105) se blocheaza in pozitia de decolare/aterizare cu ajutorul unui mecanism de inchidere.

19. Aeronava ca la revendicarea 18 caracterizata prin aceea ca aeronava (100) utilizeaza un tren de aterizare (107) cu o roata frontala (108) si doua roti posterioare (109), toate fiind montate sub fuzelajul (102).

20. Aeronava ca la revendicarea 19 caracterizata prin aceea ca prin utilizarea trenului de aterizare (107), aeronava (100) poate ateriza sau decola prin rulara pe o pista, situatie in care consumul de energie este mult mai redus decit in cazul decolarii si aterizarii pe verticala.

21. Aeronava ca la revendicarea 18 caracterizata prin aceea ca o aeronava (110), de tipul amfibiu, utilizeaza un fuzelaj (111), complet inchis pe toate partile, care contine o cabina (112), si

la partea inferioara, pe fuzelajul (111) sunt fixate simetric doua flotoare (113), folosite pentru decolarea si aterizarea de pe apa.



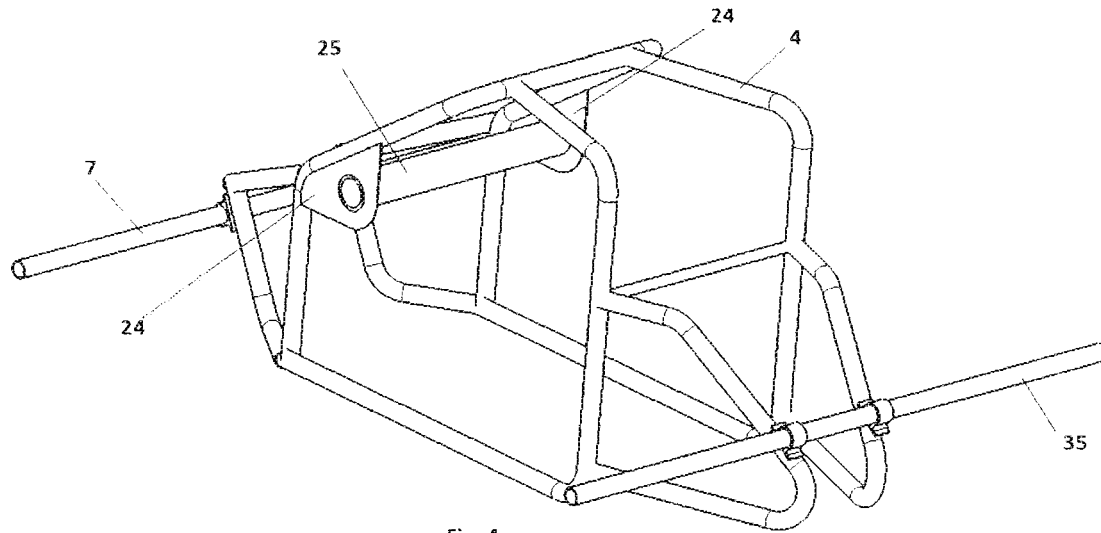


Fig. 4

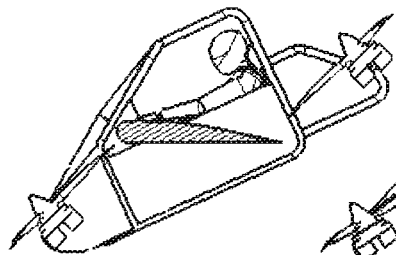


Fig. 5d

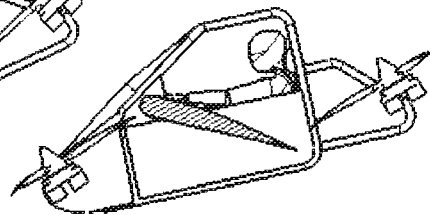


Fig. 5c

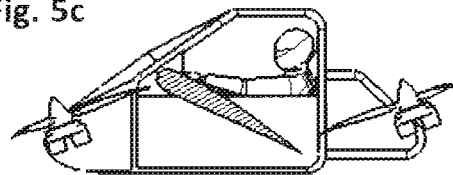


Fig. 5b

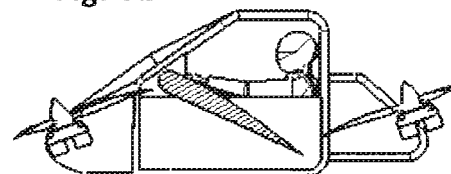
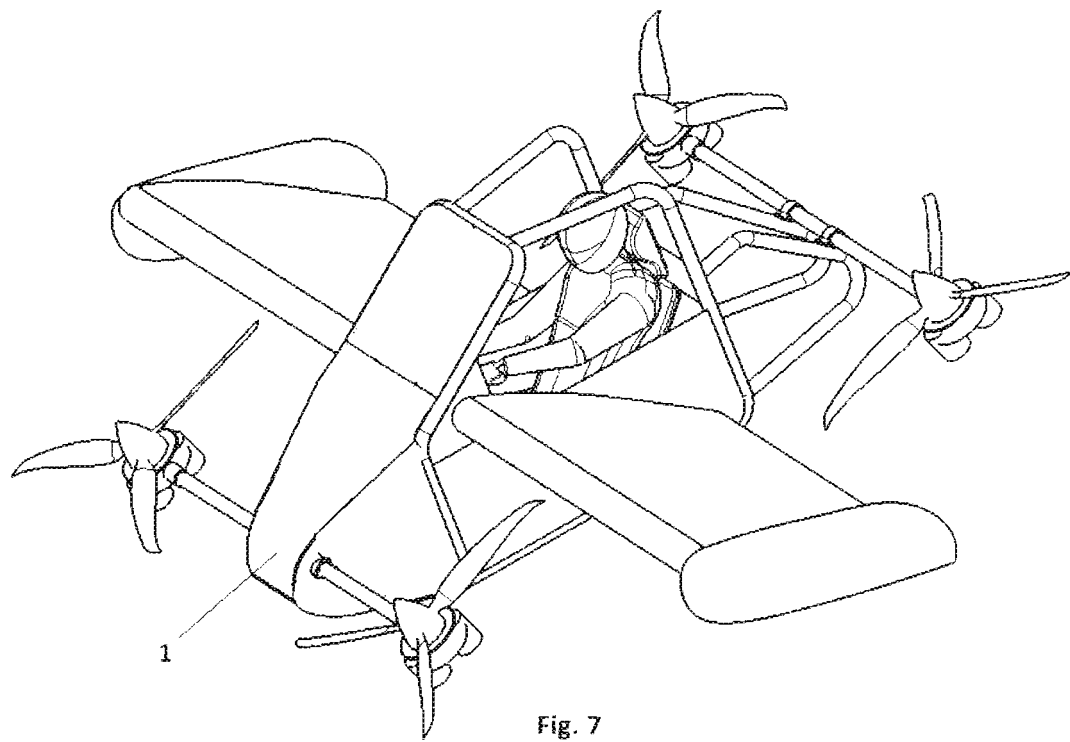
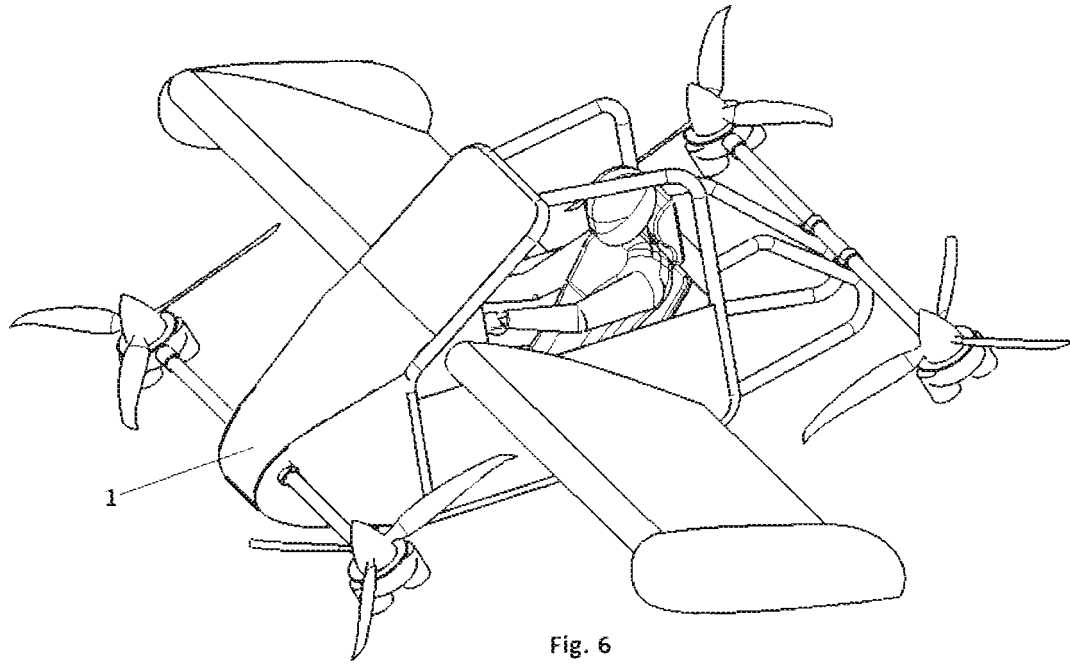
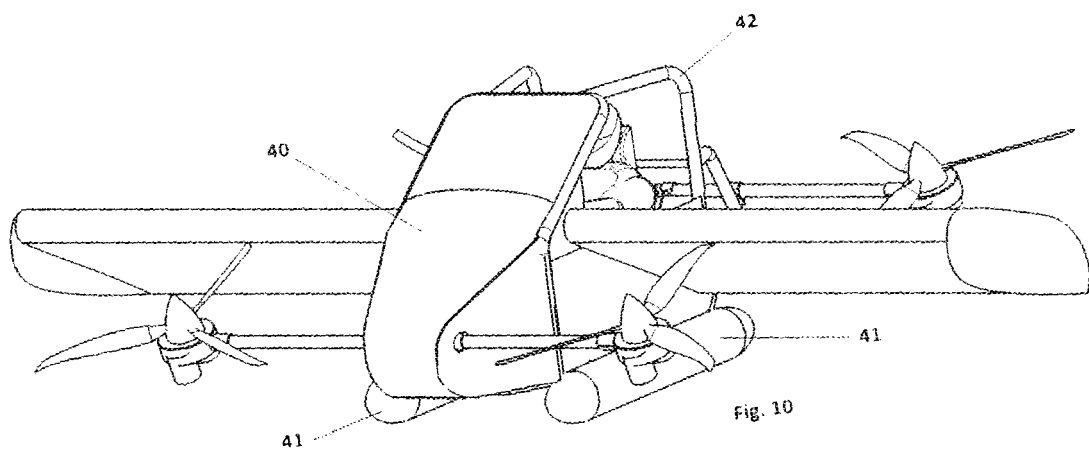
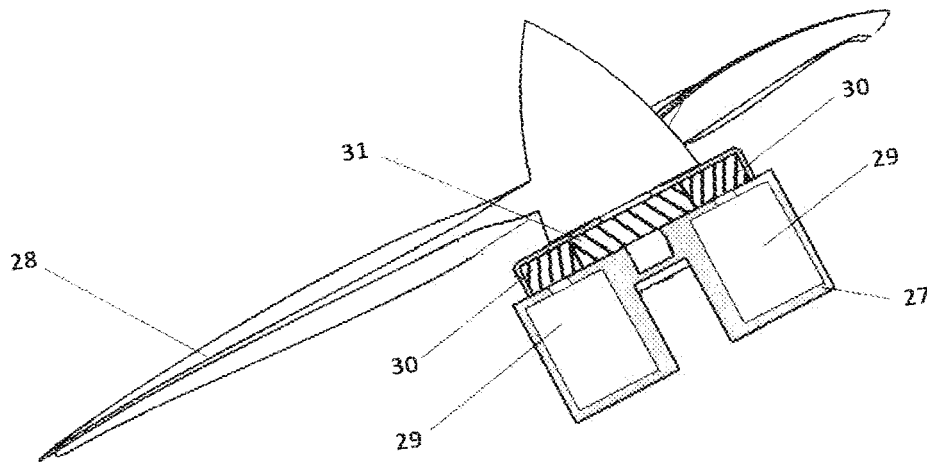
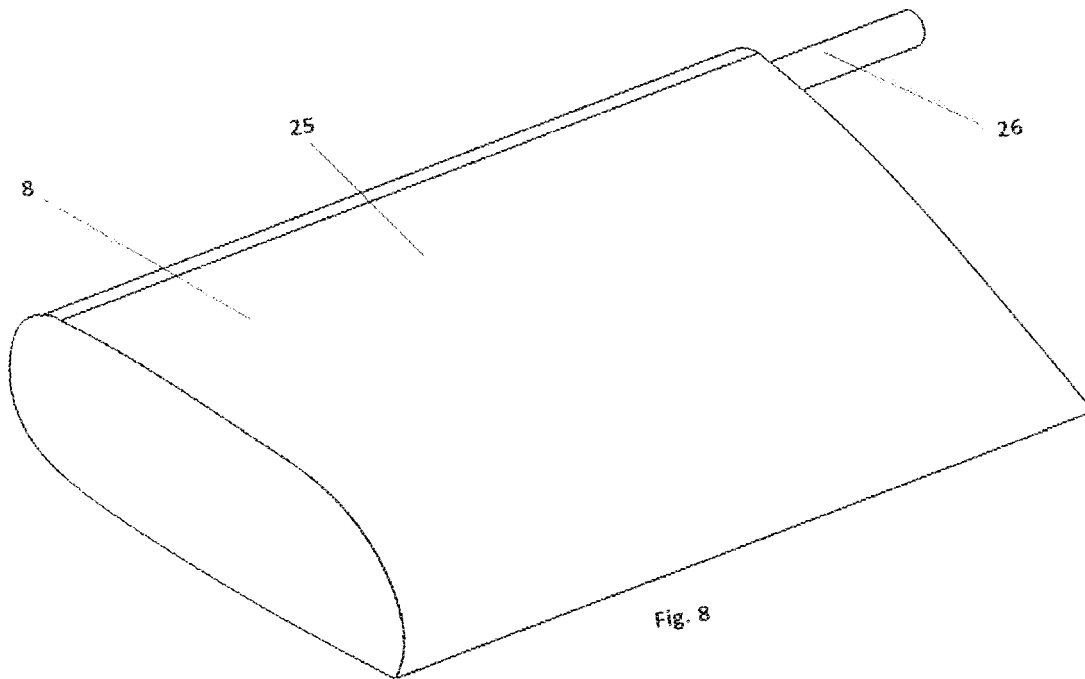


Fig. 5a

Fig. 5





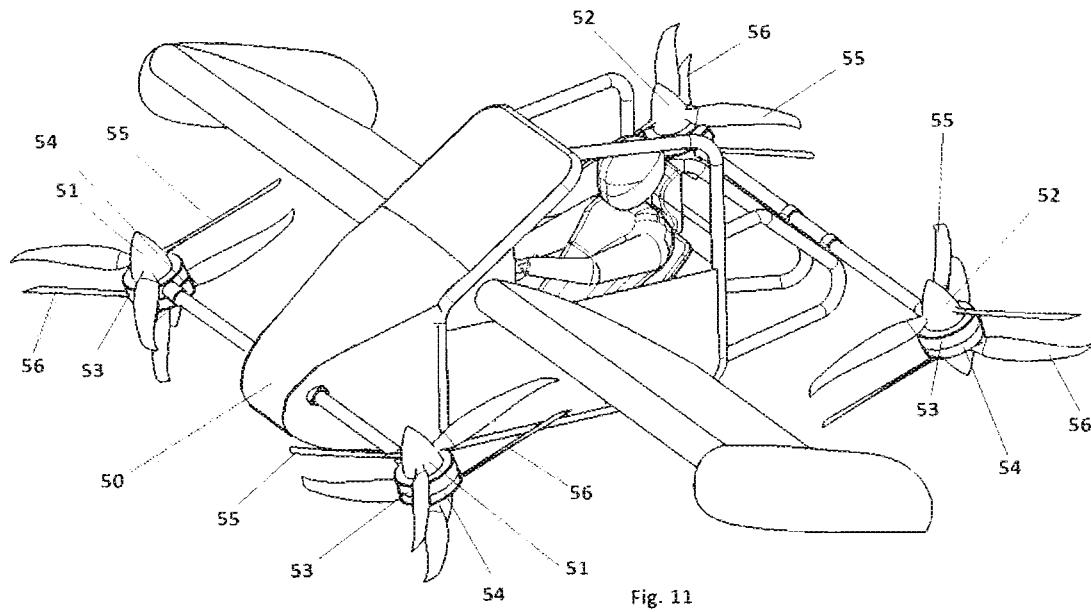


Fig. 11

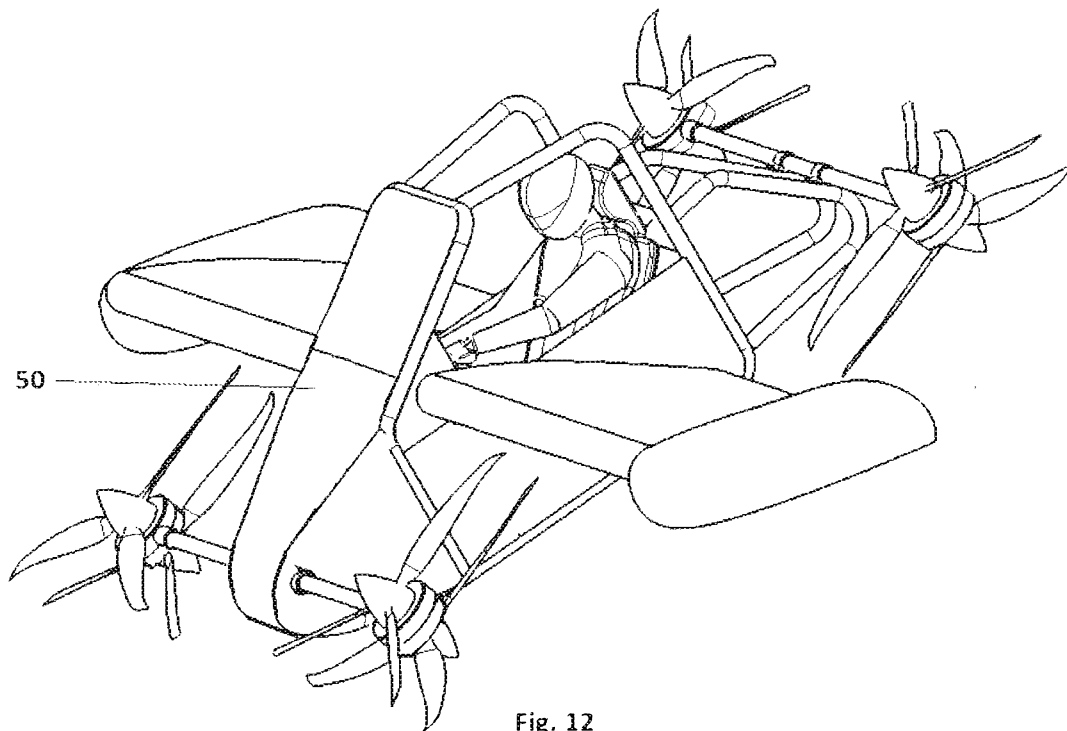
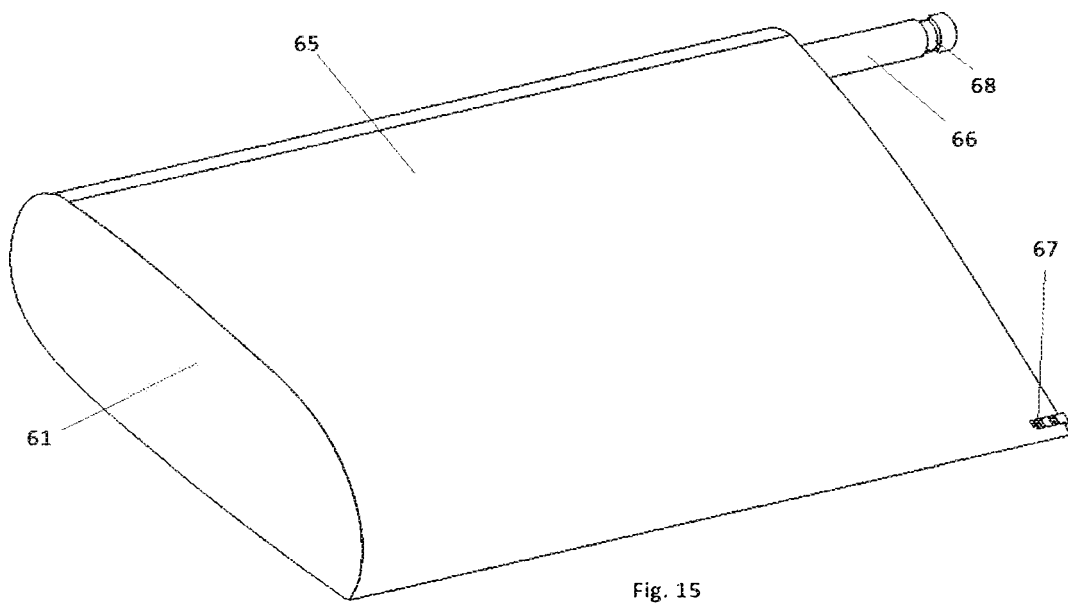
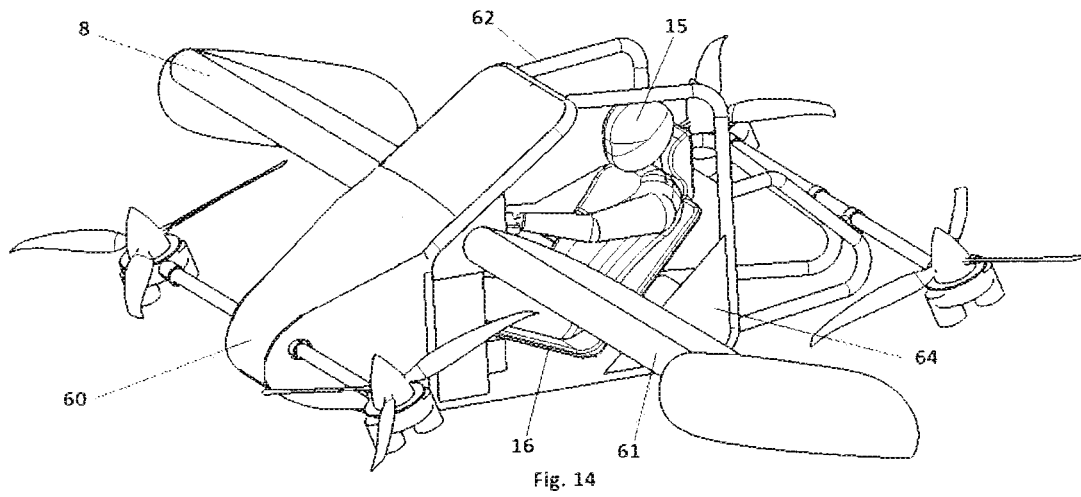
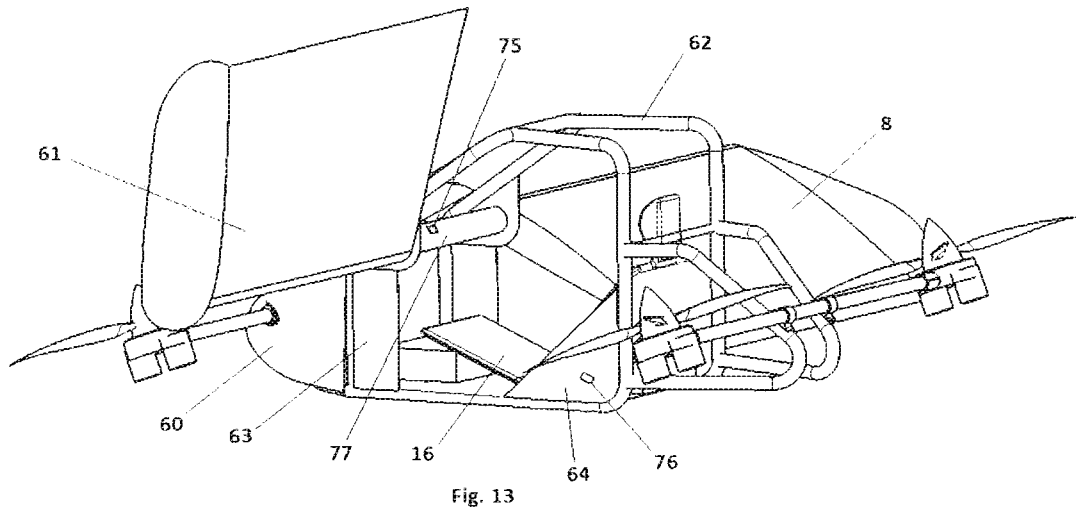


Fig. 12



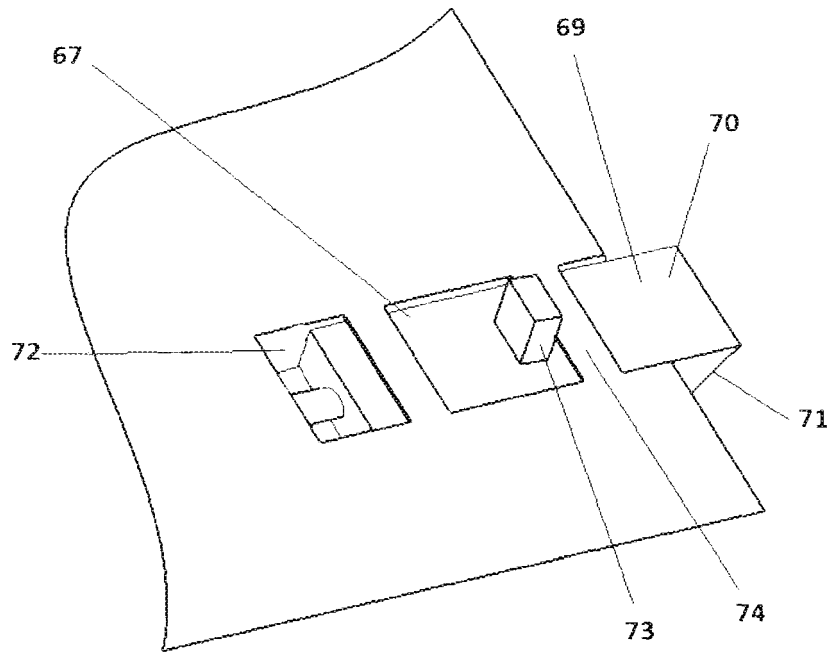


Fig. 16

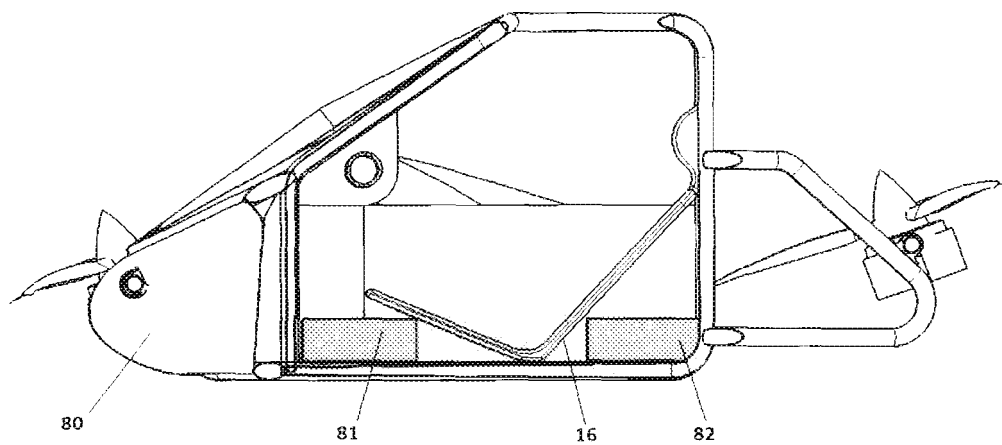


Fig. 17

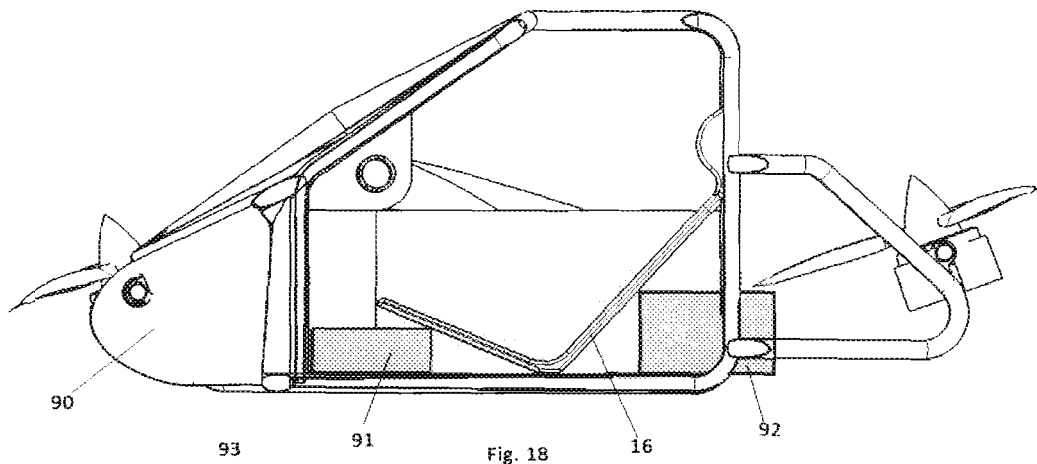


Fig. 18

