



(12)

## CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2022 00057

(22) Data de depozit: 07/02/2022

(41) Data publicării cererii:  
30/08/2023 BOPI nr. 8/2023

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

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

## (54) AERONAVĂ CU UTILIZARE DUALĂ

(57) Rezumat:

Invenția se referă la o aeronavă cu utilizare duală, care poate fi folosită ca aeronavă cu decolare și aterizare pe verticală sau ca aeronavă cu decolare și aterizare scurtă. Aeronava, conform invenției are cel puțin două unități (61) propulsive, anterioare dispuse simetric de o parte și de alta a unui fuzelaj (62) având o formă aerodinamică a cărei secțiune transversală poate fi considerată în mod substanțial rectangulară, având muchiile rotunjite, fuzelajul (62) se prelungeste la partea din spate cu un stabilizator (63) vertical, care are de-o parte și de alta câte două unități (64) propulsive, posterioare, asemănătoare cu unitățile (61) propulsive, anterioare, fiecare unitate (61 sau 64) propulsivă are două aripi (65 și 66) inferioară și superioară unite la capătul dinspre fuzelaj (62) de o placă (67) de rigidizare, fiecare unitate (61 sau 64) propulsivă are la un capăt un disc (68) cilindric, având rolul unui arbore, care se poate roti pe un lagăr (69) existent în fuzelaj (62), discul (68) fiind solidar cu placa (67) de rigidizare.

Revendicări: 17

Figuri: 13

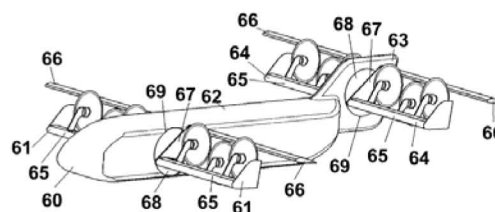


Fig. 8



OFICIUL DE STAT PENTRU INVENȚII ȘI MĂRCI	
Cerere de brevet de invenție	
Nr. ....	a 222 000 57
Data depozit .....	07-02-2022

### Aeronava cu utilizare duala

Invenția se refera la o aeronava cu utilizare duala, respectiv ce poate fi folosita ca aeronava cu decolare si aterizare pe verticala – VTOL sau ca aeronava cu decolare si aterizare scurta – STOL, si care este capabila sa orienteze un jet de aer dupa diverse directii utilizind un sistem de propulsie biplanar. Invenția reprezinta o perfectionare a inventiilor RO134383 si US2021/0323662 care descriu sisteme de propulsie biplanare aplicate la diverse tipuri de aeronave.

Sunt in general cunoscute aeronavele cu decolare si aterizare pe verticala – denumite VTOL (dupa termenul in engleza Vertical Take-Off and Landing), destinate pasagerilor sau marfurilor si care au aripi pentru zborul orizontal. Sunt de asemenea cunoscute aeronavele cu decolare si aterizare scurta – denumite STOL (dupa termenul in engleza Short Take-Off and Landing).

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 comercial semnificativ nu a fost atins.

O mare parte a solutiilor de aeronave VTOL utilizeaza propulsia distribuita fara insa a folosi fenomene aerodinamice suplimentare pentru a reduce raportul tractiune/greutate care in majoritatea cazurilor este supraunitar (1.2 – 1.4). O astfel de solutie care utilizeaza sase elice este prezentata in brevetul US2011315809A1. Pe de alta parte raportul tractiune/greutate este mult mai mare pentru vehiculele aeriene VTOL decit pentru cele STOL sau cele conventionale.

Majoritatea vehiculelor VTOL nu sunt capabile sa aterizeze intr-o maniera conventionala fiindca de obicei au un tren de aterizare fara roti, sau cind au unul cu roti acesta este subdimensionat si nu este suficient de robust pentru aterizarea cu rulaj.

Este cunoscuta solutia din cererile de inventie RO134383 si US2021/0323662. Acestea descriu un sistem de propulsie biplanar care utilizeaza o aripa-canal pentru a produce

sustenatia si un efect de amplificare a tractiunii. In acest caz sistemul de propulsie este solidar cu corpul aeronavei si basculeaza impreuna cu acesta pentru a realiza zborul vertical. Acest tip de solutie nu poate fi utilizata la aeronave mari si foarte mari, ca cele utilizate de zborurile comerciale. In plus aceste aeronave nu pot decola si ateriza prin rularea pe o pista.

Provocarea inginereasca in realizarea unei aeronave versatile, destinata unor misiuni diverse, consta in atingerea citorva obiective principale.

Primul este de a realiza un zbor vertical redundant și controlabil, astfel încât să fie necesare aceleași mecanisme și echipamente pentru zborul vertical si pentru cel orizontal. Orice greutate a mecanismelor de zbor exclusiv verticale este inutila pe perioada zborului orizontal si reprezinta o reducere a sarcinii disponibile în raport cu capacitatea unei aeronave cu aripă fixa.

Al doilea obiectiv constă în realizarea unei diferente cit mai mici între puterea utilizata pentru zborul vertical si puterea utilizata pentru zborul orizontal. Aceasta înseamna ca o aeronava VTOL avansata trebuie sa necesite o putere cit mai redusa la decolare/aterizare, respectiv in zborul la punct fix.

Un al treilea obiectiv este acela de a crea o aeronava VTOL care in cazuri de urgenta sa aterizeze ca un vehicul aerian conventional sau care sa poata fi utilizata si ca o aeronava STOL.

Un al patrulea obiectiv este acela de a permite realizare unor aeronave VTOL sau STOL de dimensiuni mari sau foarte mari.

Prezenta inventie inlatura dezavantajele aratate mai sus prin aceea ca o aeronava utilizeaza cel putin doua unitati propulsive amplasate simetric de o parte si de alta a unui fuzelaj. Fiecare unitate propulsiva utilizeaza doua aripi, una inferioara si alta superioara care sunt suprapuse si paralele, fiind situate la o distanta A. Aripa inferioara este decalata fata de aripa superioara si in lungul acesteia cu o anumita distanta B. Fiecare unitate de propulsie prezinta la un capat un disc cilindric, avind rolul unui arbore, ce se poate roti pe un lagar existent in fuzelaj, discul fiind solidar cu aripa inferioara si cea superioara. La capatul opus aripa inferioara prezinta un limitator de jet. Pe cele doua aripi sunt fixate un numar de elemente producatoare de tractiune ce creeaza niste jeturi de aer orientate paralel cu profilul aripilor.

Aeronavele conform inventiei pot utiliza doua, patru, sase sau n unitati propulsive biplanare.

Conform unui alt aspect al inventiei jeturile de aer produse de elementele producatoare de tractiune impreuna cu aripile pot fi orientate cu un unghi  $\alpha$  de incidenta cuprins intre  $30^\circ$  si  $85^\circ$  la decolare/aterizare, respectiv in zborul la punc fix si cu un unghi de incidenta cuprins intre  $2^\circ$  si  $15^\circ$  in zborul orizontal, in timp ce fuzelajul ramine in toate situatiile orizontal.

Conform unui alt aspect al inventiei in zborul orizontal o unitatea propulsiva situata la partea din spate se alimenteaza partial cu aer de pe suprafata superioara a fuzelajului, controlind stratul limita ce se scurge pe fuzelaj, ceea ce mareste portanta aeronavei in ansamblu.

Sistemul de propulsie biplanar prezinta un randament ridicat deoarece creeaza diferente de presiuni pe aripi pentru a produce si amplifica forta de sustentatie chiar si in conditii statice. In consecinta puterea maxima necesara decolarii este diminuata comparativ cu solutiile cunoscute. Schimbarea regimului de zbor se realizeaza cu usurinta prin modificarea turatiei elementelor producatoare de tractiune si a o orientarii jeturilor de aer, respectiv a aripilor. Prezenta inventie elimina necesitatea existentei suprafetelor de control, deoarece controlabilitatea va fi realizata prin variatia unghiului de incidenta si a portantei in sistemul de propulsie biplanar. Aceasta solutie de propulsie este utilizabila si la aeronave mari sau foarte mari, ca cele destinate zborurilor comerciale. Aeronava care utilizeaza acest sistem de propulsie poate fi folosita pentru misiuni diferite si are un sistem de redundanta suplimentar, putind ateriza si ca o aeronava conventionala.

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 si 13 care reprezinta:

- Fig. 1, o vedere izometrica a unei aeronave, cu decolare si aterizare pe verticala, avind patru unitati propulsive cu elice propulsive, in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 2, o sectiune logitudinala partiala prin aeronava de la figura 1;
- Fig. 3, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 1 in perioada zborului de tranzitie;
- Fig. 4, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 1 in perioada zborului pe orizontala;
- Fig. 5, o sectiune logitudinala partiala prin aeronava de la figura 1 in perioada zborului de croaziera;

- Fig. 6, o sectiune longitudinala partiala printr-o aeronava, cu decolare si aterizare pe verticala, avind patru unitati propulsive cu elice tractoare si elice propulsive, in pozitia de zbor orizontal.
- Fig. 7, o vedere izometrica a unei aeronave amfibii;
- Fig. 8, o vedere izometrica a unei aeronave, cu decolare si aterizare pe verticala, avind patru unitati propulsive, in pozitia de zbor orizontal;
- Fig. 9, o vedere izometrica a unei aeronave, cu decolare si aterizare pe verticala, avind sase unitati propulsive, in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 10, o vedere izometrica a unei aeronave, cu decolare si aterizare pe verticala, avind doua unitati propulsive, in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 11, o vedere laterala a aeronavei de la figura 10
- Fig. 12, o vedere izometrica a unei aeronave, cu decolare si aterizare pe verticala, avind doua unitati propulsive, in pozitia de zbor vertical;
- Fig. 13, o vedere laterala a aeronavei de la figura 12, in pozitia de zbor orizontal.

Intr-un prim exemplu de realizare o aeronava 1 utilizeaza cel putin doua unitati propulsive 2, anterioare, amplasate simetric de o parte si de alta a unui fuzelaj 3, avind o forma aerodinamica aplatizata, ca in figurile 1, 2, 3, 4 si 5. Fuzelajul 3 se prelungeste la partea din spate cu un stabilizator vertical 4. De o parte si de alta a stabilizatorului vertical 4 sunt montate doua unitati propulsive 5, posterioare, asemanatoare cu unitatile propulsive 2, anterioare. Fiecare unitate propulsiva 2 sau 5, utilizeaza doua aripi, una inferioara 6 si alta superioara 7 care sunt suprapuse si paralele situate la o distanta A. Aripa inferioara 6 este decalata fata de aripa superioara 7 si in lungul acesteia cu o anumita distanta B. Fiecare unitate propulsiva 2 sau 5 prezinta la un capat un disc 8, cilindric, avind rolul unui arbore, ce se poate roti pe un lagar 9 existent in fuzelajul 3, discul 8 fiind solidar cu aripa inferioara 6 si cea superioara 7. Proiectia aripii inferioare 6 si cea aripii superioare 7 pe discul 8 nu depaseste suprafata delimitata de diametrul exterior al discului 9. La capatul opus aripa inferioara 6 prezinta un limitator de jet 10. Pe aripa inferioara 6 sunt fixate un numar de elemente producatoare de tractiune anterioare 11 si un numar de elemente producatoare de tractiune posterioare 12 ce creeaza niste jeturi de aer orientate paralel cu profilul aripiilor inferioara 6 si cea superioara 7. Fiecare unitate propulsiva 2 sau 5 se poate roti cu discul 8 corespunzator, care este comandat de un actuator (nefigurat), ceea ce face ca jetul de aer

produs sa poata fi orientat dupa orice directie in functie de necesitati. Fiecare unitate propulsiva 2 sau 5 poate fi comandata de un actuator separat (nefigurat) ceea ce creeaza posibilitati extinse de control al zborului. Intr-o alta varianta grupul de unitati propulsive 2 poate fi comandat de un singur actuator (nefigurat) si in mod similar grupul de unitati propulsive 5 poate fi comandat de un al doilea actuator (nefigurat), ceea ce simplifica constructia. Fuzelajul 3, avind o forma aerodinamica prezinta o suprafata superioara 13, situata deasupra si o suprafata inferioara 14, situata dedesubt. Pe suprafata inferioara 14 este montat un tren de aterizare 15, de preferinta excamotabil, care utilizeaza cel putin trei roti 16. Trenul de aterizare 15 este utilizat inclusiv pentru decolarea/aterizarea scurta. Unitatile propulsive 5, posterioare, sunt fixate pe stabilizatorul vertical 4 la o inaltime mai mare decit unitatile propulsive 2, anterioare. In functionarea aeronavei 1 atit ca aeronava cu decolare si aterizare pe verticala, cit si ca aeronava cu decolare si aterizare scurta la decolare/aterizare, elementele producatoare de tractiune anterioare 11 si posterioare 12, impreuna cu aripile inferioare 6 si superioare 7 sunt orientate cu un unghi de incidenta  $\alpha$  cuprins intre  $30^\circ$  si  $85^\circ$ , ca in figurile 1, 2 si 3. In aceasta faza elementele producatoare de tractiune anterioare 11 si posterioare 12 creeaza o depresiune importanta pe extradusul aripii inferioare 6 si o presiune crescuta pe intradosul aripii superioare 7, chiar si in conditii statice, ceea ce mareste considerabil forta de portanta. In zborul orizontal elementele producatoare de tractiune anterioare 11 si posterioare 12, impreuna cu aripile inferioare 6 si superioare 7 sunt orientate cu un unghi de incidenta cuprins intre  $2^\circ$  si  $15^\circ$  ca in figura 4. In tranzitie elementele producatoare de tractiune anterioare 11 si posterioare 12, impreuna cu aripile inferioare 6 si superioare 7 au o orientare intermediara ca in figura 3. Fuzelajul 3 ramine in toate fazele de zbor orizontal. Daca unitatile propulsive 2 si 5 sunt orientate spre spate, aeronava 1 poate zbura pe directia inapoi.

Intr-o prima varianta unitatile propulsive 2, anterioare si 5, posterioare utilizeaza un numar de elice propulsive 17, anterioare si un numar de elice propulsive 18, posterioare. Planele de rotatie ale elicelor propulsive 18, posterioare, sunt situate in spatele planelor de rotatie ale elicelor propulsive 17, anterioare, respectiv la o distanta C. Elicele propulsive 18, posterioare, utilizeaza niste palete 19, pliabile. Elicele propulsive 17, anterioare, sunt actionate de niste motoare electrice 20, fixate pe niste suportii 21 pe aripa inferioara 6. Elicele propulsive 18, posterioare, sunt actionate de niste motoare electrice 22, fixate pe niste suportii 23 pe aripa

inferioara 6. Diametrul maxim al elicele propulsive 17, anterioare, este ales preferabil mai mare decit distanta A dintre aripile inferioare 6 si cele superioare 7. Suportii 21 sunt astfel amplasati incit elicele propulsive 17, anterioare, sa fie situate deasupra aripiei inferioare 6 si in proximitatea aripiei superioare 7 dar fara sa o atinga. Diametrul maxim al elicele propulsive 18, posterioare, este ales preferabil mai mare decit distanta A dintre aripile inferioare 6 si cele superioare 7. Suportii 23 sunt astfel amplasati incit elicele propulsive 18, posterioare, sa fie situate dedesubtul aripiei superioare 7 si in proximitatea aripiei inferioare 6, dar fara sa o atinga. Planele de rotatie ale elicelor propulsive 17, anterioare se suprapun cu anumite portiuni peste planele de rotatie ale elicelor propulsive 18, posterioare, pentru ca jetul produs de aer sa fie cit mai compact. In functionarea la viteza de croaziera, respectiv cea care este considerata economica, un numar de motoare electrice 22 sunt oprite si paletele 19, pliabile ale elicelor propulsive 18, corespunzatoare sunt impinse de curentul frontal de aer in asa fel incit rezistenta la inaintarea in aer sa fie minima, ca in figura 5. In zborul orizontal unitatile propulsive 5, posterioare sunt astfel pozitionate incit elicele propulsive 17, anterioare, sa realizeze o depresiune pe suprafata superioara 13 a fuzelajului 3, exercitind controlul stratului limita si generind o forta de sustentatie suplimentara.

Intr-o a doua varianta unitatile propulsive 2, anterioare si 5, posterioare utilizeaza un numar de elice tractive 30, anterioare si un numar de elice propulsive 18, posterioare ca in figura 6. Elicele tractive 30, anterioare, sunt actionate de niste motoare electrice 31, fixe cu niste suportii 32 pe aripa superioara 7.

Intr-o a treia varianta (nefigurata) unitatile propulsive 2, anterioare si 5, posterioare utilizeaza un numar de ventilatoare intubate (nefigurate) montate intre aripa inferioara 6 si aripa superioara 7 care functioneaza similar cu solutiile anterioare.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 40, de tipul amfibiu, utilizeaza doua flotoare 41 fixate simetric la partea inferioara de fuzelajul 3, ca la figura 7. Aeronava 40 are de asemenea o functionare versatila putind avea o decolare si aterizare pe verticala sau o decolare si aterizare scurta. In plus aeronava 40 poate functiona in zborul orizontal cu efect de sol, la o distanta reduca de suprafata apei, ceea ce reduce consumul energetic.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 60 utilizeaza cel putin doua unitati propulsive 61, anterioare, amplasate simetric de o parte si de alta a unui fuzelaj 62, ce prezinta o forma



aerodinamica a carui sectiune transversala poate fi considerata in mod substantial rectangulara, avind muchiiile rotunjite, ca in figura 8. Fuzelajul 62 se prelungeste la partea din spate cu un stabilizator vertical 63. De o parte si de alta a stabilizatorului vertical 63 sunt montate doua unitati propulsive 64, posterioare, asemanatoare cu unitatile propulsive 61, anterioare. Fiecare unitate propulsiva 61 sau 64, utilizeaza doua aripi, una inferioara 65 si alta superioara 66. Aripa inferioara 65 si cea superioara 66 sunt unite la capatul dinspre fuzelaj de o placa 67, de rigidizare. Fiecare unitate propulsiva 61 sau 64 prezinta la un capat un disc 68, cilindric, avind rolul unui arbore, ce se poate roti pe un lagar 69 existent in fuzelajul 62, discul 68 fiind solidar cu placa 67, de rigidizare. In acest caz proiectia aripilor inferioare 65 si superioara 66 depaseste suprafata discului 68 si permite utilizarea unor unitati propulsive 61 si 64 de dimensiuni extinse. Celelalte componente sunt asemanatoare cu cele de la exemplele anterioare si functionarea este similara.

Toate aeronavele descrise anterior utilizeza ca sursa de energie un pachet de baterii electrice sau un sistem hibrid.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 50, foloseste un fuzelaj 51 ce are o forma considerata in mod substantial cilindrica, ca la figura 9. Aeronava 50 utilizeaza doua unitati propulsive 52, anterioare, si doua unitati propulsive 53, mediane, toate amplasate simetric de o parte si de alta a fuzelajului 51. Fuzelajul 51 se prelungeste la partea din spate cu un stabilizator vertical 54. De o parte si de alta a stabilizatorului vertical 54 sunt montate doua unitati propulsive 55, posterioare, asemanatoare cu unitatile propulsive 52 si 53. Aeronava 50 are un gabarit si o greutate marite si deci un consum de energie electrica ridicat ceea ce necesita o sursa de energie hibrida. Sursa de energie este formata din cel putin un turbo generator 56, amplasat de preferinta la partea superioara a fuzelajului 51.

Aeronavele conform inventiei pot utiliza doua, patru, sase sau  $n$  unitati propulsive biplanare, unde  $n$  este un numar par.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 70 utilizeaza doua unitati propulsive 2, anterioare, amplasate simetric de o parte si de alta a unui fuzelaj 71, avind o forma aerodinamica aplatizata, ca in figurile 10 si 11. Fuzelajul 71 prezinta la partea din spate doua aripi posterioare 72, inclinate fata de fuzelajul 71 si care se pleunjesec cu doua brate 73. Bratele 73 sunt unite prin intermediul unei traverse 74. Pe traversa 74 sunt fixate doua motoare electrice



75 si 76. Motorul electric 75 antreneaza o elice 77 iar motorul electric 76 antreneaza o elice 78. Cele doua elice 77 si 78 sunt contrarotative. Pe bratele 73 sunt fixate doua ampenaje verticale 79. In functionare, la decolare si aterizare sunt actionate unitatile propulsive 2 impreuna cu elicele 77 si 78. In zborul orizontal elicele 77 si 78 sunt oprite.

Intr-un alt exemplu de realizare o aeronava 90 utilizeaza doua unitati propulsive 61, anterioare, amplasate simetric de o parte si de alta a unui fuzelaj 91, ce prezinta o forma aerodinamica a carui sectiune transversala poate fi considerata in mod substantial rectangulara, avind muchii rotunjite, ca in figurile 12 si 13. La partea din spate fuzelajul 91 prezinta doua incinte cilindrice 92, verticale, in care lucreaza doua elice 93. Fiecare incinta cilindrica 92 si elicea 93 asociata constituie un ventilator intubat 94. La fiecare incinta cilindrica 92 intrarea aerului este controlata de doua capace 95, pivotante, montate pe suprafata superioara a fuzelajului 91 . Fiecare capac 95 este rotit in jurul unei articulatii 96 de un actuator (nefigurat). Iesirea aerului din fiecare incinta cilindrica 92 este controlata de niste jaluzele 97, montate pe suprafata inferioara a fuzelajului 91. Jaluzelele 97 sunt actionate de un actuator (nefigurat). La decolare/aterizare capacele 95 si jaluzelele 97 sunt deschise ceea ce permite ca ventilatoarele intubate 94 sa produca o forta de propulsie pe verticala. Forta de propulsie a ventilatoarelor intubate 94 se adauga la forta de propulsie dezvoltata de unitatile propulsive 61 ceea ce produce deplasarea pe verticala. In zborul orizontal ventilatoarele intubate 94 sunt oprite si capacele 95, respectiv jaluzele 97 se inchid pentru ca incintele cilindrice 92 sa nu produca marirea rezistentei la inaintarea in aer.



## Revendicari

1. Vehicul aerian cu sau fara pilot, de tipul celor care au o functionare duala, respectiv care poate decola/ateriza pe verticala sau poate rula pentru decolare/aterizare pe o pista folosind portanta creata de un sistem de aripi, care constuie o perfectionare a inventiilor RO134383 si US2021/0323662 caracterizat prin aceea ca o aeronava (1) utilizeaza cel putin doua unitati propulsive (2), anterioare, amplasate simetric de o parte si de alta a unui fuzelaj (3), si

fiecare unitate propulsiva (2), utilizeaza doua aripi, una inferioara (6) si alta superioara (7) care sunt suprapuse si paralele, situate la o distanta A, si

aripa inferioara (6) este decalata fata de aripa superioara (7) si in lungul acesteia cu o anumita distanta B, si

fiecare unitate propulsiva (2) prezinta la un capat un disc (8), cilindric, avind rolul unui arbore, ce se poate roti pe un lagar (9) existent in fuzelajul (3), discul (8) fiind solidar cu aripa inferioara (6) si cea superioara (7), si

la capatul opus aripa inferioara (6) prezinta un limitator de jet (10), si

pe aripa inferioara (6) sunt fixate un numar de elemente producatoare de tractiune anterioare (11) si un numar de elemente producatoare de tractiune posterioare (12) ce creeaza niste jeturi de aer orientate paralele cu profilul aripilor inferioara (6) si superioara (7).

2. Vehicul aerian ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca fiecare unitate propulsiva (2) se poate roti impreuna cu discul (8) corespunzator, care este comandat de un actuator, ceea ce face ca jetul de aer produs sa poata fi orientat dupa orice directie in functie de necesitati.

3. Vehicul aerian ca la revendicarea 2 caracterizat prin aceea ca proiectia aripilor inferioare (6) si cea aripilor superioare (7) pe discul (8) nu depaseste suprafata delimitata de diametrul exterior al discului (9).

4. Vehicul aerian ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca fuzelajul (3) se prelungeste la partea din spate cu un stabilizator vertical (4), de o parte si de alta a stabilizatorului vertical (4) fiind montate doua unitati propulsive (5), posterioare, si unitatile propulsive (5), posterioare, sunt fixate pe stabilizatorul vertical (4) la o inaltime mai mare decit unitatile propulsive (2), anterioare.

5. Vehicul aerian ca la revendicarea 4 caracterizat prin aceea ca fuzelajul (3), are o forma aerodinamica aplatizata ce prezinta o suprafata superioara (13), situata deasupra si o suprafata inferioara (14), situata dedesubt, si

pe suprafata inferioara (14) este montat un tren de aterizare (15), de preferinta excamotabil, care utilizeaza cel putin trei roti (16) si care utilizat inclusiv pentru decolarea/aterizarea scurta.

6. Vehicul aerian ca la revendicarea 5 caracterizat prin aceea ca in functionarea aeronavei (1) atit ca aeronava cu decolare si aterizare pe verticala, cit si ca aeronava cu decolare si aterizare scurta la decolare/aterizare, elementele producatoare de tractiune anterioare (11) si posterioare (12), impreuna cu aripile inferioare (6) si superioare (7) sunt orientate cu un unghi de incidenta  $\alpha$  cuprins intre  $30^\circ$  si  $85^\circ$ , si

in faza decolare/aterizare elementele producatoare de tractiune anterioare (11) si posterioare (12) creeaza o depresiune importanta pe extradusul aripii inferioare (6) si o presiune crescuta pe intradosul aripii superioare (7), inclusiv in conditii statice, ceea ce mareste considerabil forta de portanta, si

in zborul orizontal elementele producatoare de tractiune anterioare (11) si posterioare (12), impreuna cu aripile inferioare (6) si superioare (7) sunt orientate cu un unghi de incidenta cuprins intre  $2^\circ$  si  $15^\circ$ , si

in tranzitie elementele producatoare de tractiune anterioare (11) si posterioare (12), impreuna cu aripile inferioare (6) si superioare (7) au o orientare intermediara, si

atunci cind unitatile propulsive (2) si (5) sunt orientate spre spate, aeronava (1) poate zbura pe directia inapoi, si

fuzelajul (3) ramine in toate fazele de zbor intr-o pozitie considerata orizontala.

7. Vehicul aerian ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca unitatile propulsive (2), anterioare si (5), posterioare utilizeaza un numar de elice propulsive (17), anterioare si un numar de elice propulsive (18), posterioare, si

planele de rotatie ale elicelor propulsive (18), posterioare, sunt situate in spatele planelor de rotatie ale elicelor propulsive (17), anterioare, respectiv la o distanta C, si

elicele propulsive (18), posterioare, utilizeaza niste palete (19), pliabile, si

elicele propulsive (17), anterioare, sunt actionate de niste motoare electrice (20), fixate pe niste suporturi (21) pe aripa inferioara (6), si

elicele propulsive (18), posterioare, sunt actionate de niste motoare electrice (22), fixate pe niste suportii (23) pe aripa inferioara (6), si

diametrul maxim al elicele propulsive (17), anterioare, este ales preferabil mai mare decit distanta A dintre aripile inferioare (6) si cele superioare (7), si

suportii (21) sunt astfel amplasati incit elicele propulsive (17), anterioare, sa fie situate deasupra aripii inferioare (6) si in proximitatea aripii superioare (7) dar fara sa o atinga, si

diametrul maxim al elicele propulsive (18), posterioare, este ales preferabil mai mare decit distanta A dintre aripile inferioare (6) si cele superioare (7), si

suportii (23) sunt astfel amplasati incit elicele propulsive (18), posterioare, sa fie situate dedesubtul aripii superioare (7) si in proximitatea aripii inferioare (6), dar fara sa o atinga, si

planele de rotatie ale elicelor propulsive (17), anterioare se suprapun peste planele de rotatie ale elicelor propulsive (18), posterioare, pentru ca jetul produs de aer sa fie cit mai compact.

8. Vehicul aerian ca la revendicarea 7 caracterizat prin aceea ca in functionarea la viteza de croaziera, respectiv cea care este considerata economica, un numar de motoare electrice (22) sunt oprite si paletele (19), pliabile ale elicelor propulsive (18), corespunzatoare sunt impinse de curentul frontal de aer in asa fel incit rezistenta la inaintarea in aer sa fie minima, si

in zborul orizontal unitatile propulsive (5), posterioare sunt astfel pozitionate incit elicele propulsive (17), anterioare, sa realizeze o depresiune pe suprafata superioara (13) a fuzelajului (3), exercitind controlul stratului limita si generind o forta de sustentatie suplimentara exercitata asupra aeronavei (1).

9. Vehicul aerian ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca unitatile propulsive (2), anterioare si (5), posterioare, utilizeaza un numar de elice tractive (30), anterioare si un numar de elice propulsive (18), si elicele tractive (30), anterioare, sunt actionate de niste motoare electrice (31), fixate cu niste suportii (32) pe aripa superioara (7).

10. Vehicul aerian ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca unitatile propulsive (2), anterioare si (5), posterioare utilizeaza ca unitati producatoare de tractiune un numar de ventilatoare intubate montate intre aripa inferioara (6) si aripa superioara (7).

11. Vehicul aerian ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca o aeronava (40), de tipul amfibiu, utilizeaza doua flotoare (41) fixate simetric la partea inferioara de fuzelajul (3).

12. Vehicul aerian ca la revendicarea 4 caracterizat prin aceea o aeronava (60) utilizeaza cel putin doua unitati propulsive (61), anterioare, amplasate simetric de o parte si de alta a unui fuzelaj (62), ce prezinta o forma aerodinamica a carui sectiune transversala poate fi considerata in mod substantial rectangulara, avind muchiile rotunjite, si

fuzelajul (62) se prelungeste la partea din spate cu un stabilizator vertical (63), si de o parte si de alta a stabilizatorului vertical (63) sunt montate doua unitati propulsive (64), posterioare, si

fiecare unitate propulsiva (61) sau (64), utilizeaza doua aripi, una inferioara (65) si alta superioara (66), si

aripa inferioara (65) si cea superioara (66) sunt unite la capatul dinspre fuzelaj de o placa (67), de rigidizare, si

fiecare unitate propulsiva (61) sau (64) prezinta la un capat un disc (68), cilindric, avind rolul unui arbore, ce se poate roti pe un lagar (69) existent in fuzelajul (62), discul (68) fiind solidar cu placa (67), de rigidizare, si

proiectia aripilor inferioare (65) si superioara (66) depaseste suprafata discului (68) si permite utilizarea unor unitati propulsive (61) si (64) de dimensiuni extinse.

13. Vehicul aerian ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca o aeronava (50), foloseste un fuzelaj (51) ce are o forma considerata in mod substantial cilindrica, si aeronava (50) utilizeaza doua unitati propulsive (52), anterioare, si doua unitati propulsive (53), mediane, toate amplasate simetric de o parte si de alta a fuzelajului (51), si

fuzelajul (51) se prelungeste la partea din spate cu un stabilizator vertical (54), si de o parte si de alta a stabilizatorului vertical (54) sunt montate doua unitati propulsive (55), posterioare, si

aeronava (50) utilizeaza o sursa de energie formata din cel putin un turbo generator (56), amplasat de preferinta la partea superioara a fuzelajului (51).

14. Vehicul aerian ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca o aeronava (70) utilizeaza doua unitati propulsive (2), anterioare, amplasate simetric de o parte si de alta a unui fuzelaj (71), si



fuzelajul (71) prezinta la partea din spate doua aripi posterioare (72), inclinate fata de fuzelajul 71 si care se plelunjesc cu doua brate (73), in lungul aeronavei (70), si

bratele (73) sunt unite prin intermediul unei traverse (74) pe care sunt fixate doua motoare electrice (75) si (76), si

motorul electric (75) antreneaza o elice (77) iar motorul electric (76) antreneaza o elice (78), si

cele doua elice (77) si (78) sunt contrarotative, si

pe bratele (73) sunt fixate doua ampenaje verticale (79).

15. Vehicul aerian ca la revendicarea 14 caracterizat prin aceea ca in functionare, la decolare si aterizare sunt actionate unitatile propulsive (2) impreuna cu elicele (77) si (78), si in zborul orizontal elicele (77) si (78) sunt oprite.

16. Vehicul aerian ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca o aeronava (90) utilizeaza doua unitati propulsive (61), anterioare, amplasate simetric de o parte si de alta a unui fuzelaj (91), si

la partea din spate fuzelajul (91) prezinta doua incinte cilindrice (92), verticale, in care lucreaza doua elice (93), si

fiecare incinta cilindrica (92) si elicea (93) asociata constituie un ventilator intubat (94), si

la fiecare incinta cilindrica (92) intrarea aerului este controlata de doua capace (95), pivotante, montate pe suprafata superioara a fuzelajului (91), si

fiecare capac (95) este rotit in jurul unei articulatii (96) de un actuator, si

iesirea aerului din fiecare incinta cilindrica (92) este controlata de niste jaluzele (97), montate pe suprafata inferioara a fuzelajului (91), si jaluzelele (97) sunt actionate de un actuator.

17. Vehicul aerian ca la revendicarea 1 caracterizat prin aceea ca la decolare/aterizare capacele (95) si jaluzelele (97) sunt deschise ceea ce permite ca ventilatoarele intubate (94) sa produca o forta de propulsie pe verticala, si forta de propulsie a ventilatoarelor intubate (94) se adauga la forta de propulsie dezvoltata de unitatile propulsive (61) ceea ce produce deplasarea pe verticala a aeronavei (90), si

in zborul orizontal ventilatoarele intubate (94) sunt oprite si capacele (95), respectiv

jajuzele (97) se inchid pentru ca incintele cilindrice (92) sa nu produca marirea rezistentei la inaintarea in aer.

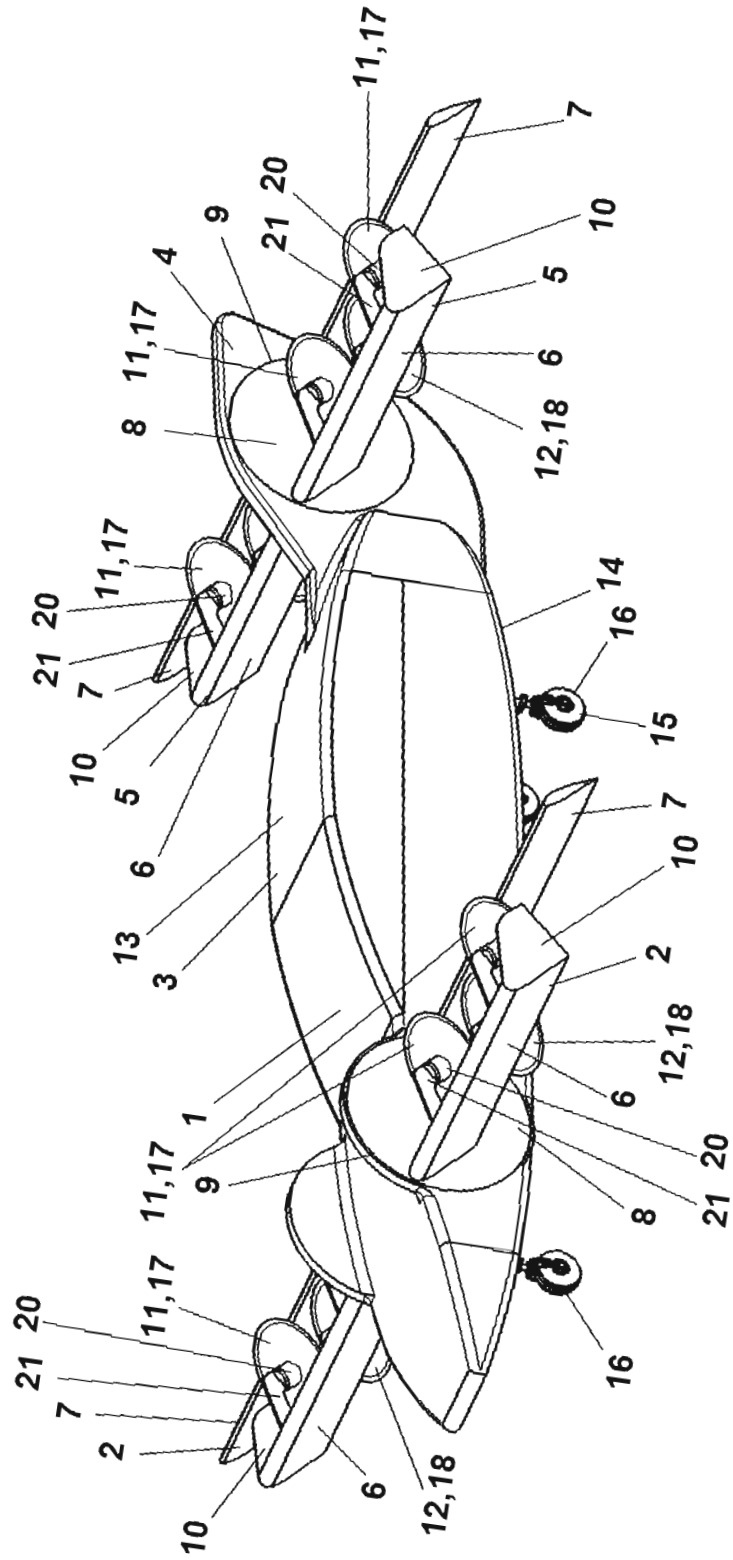
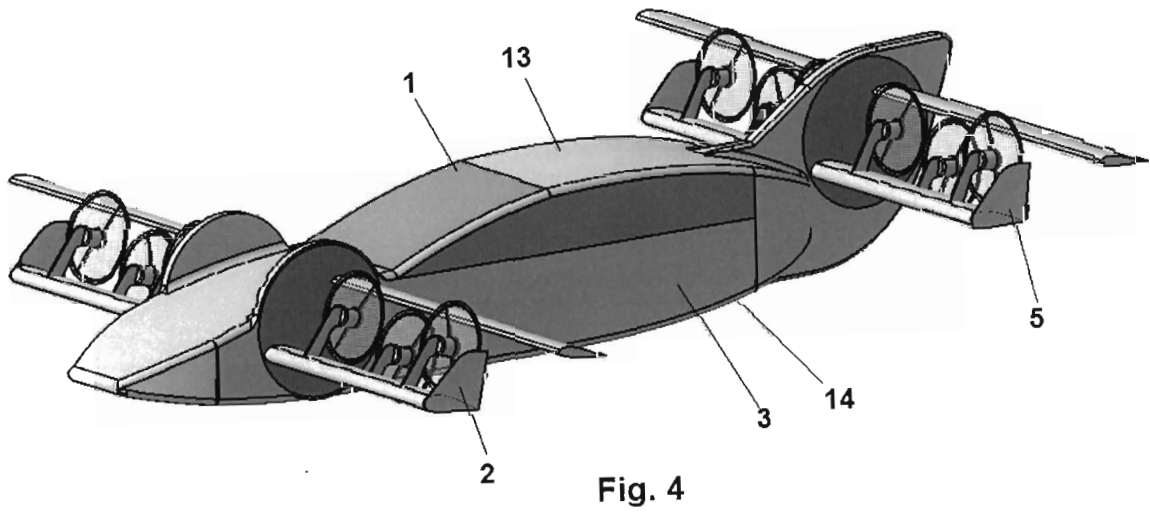
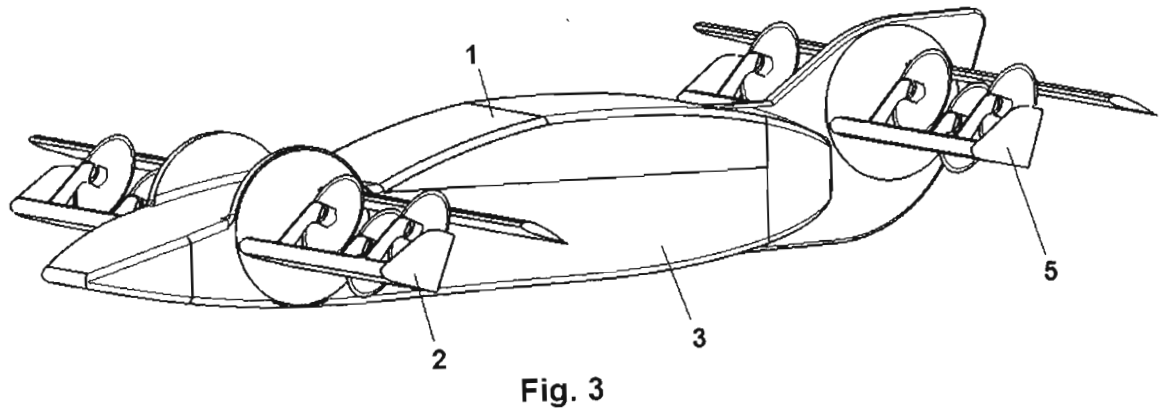
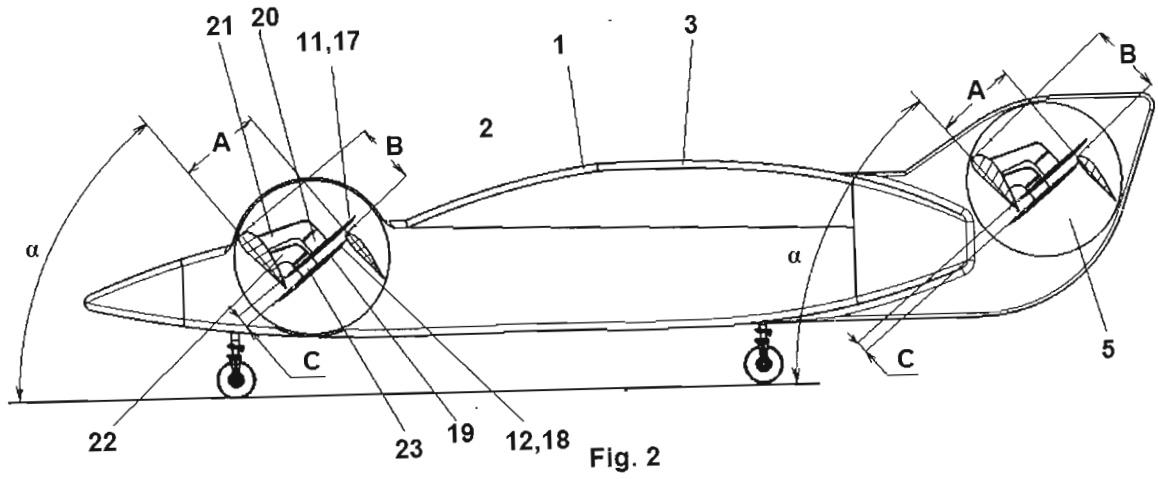


Fig. 1



48



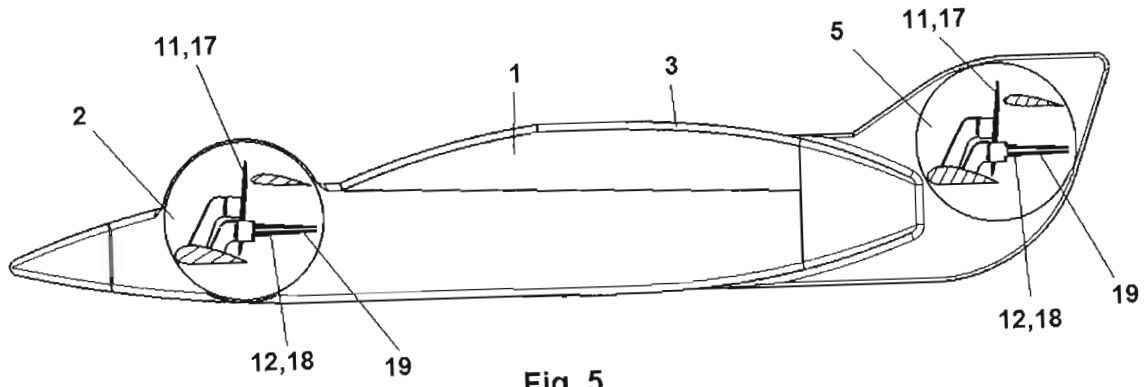


Fig. 5

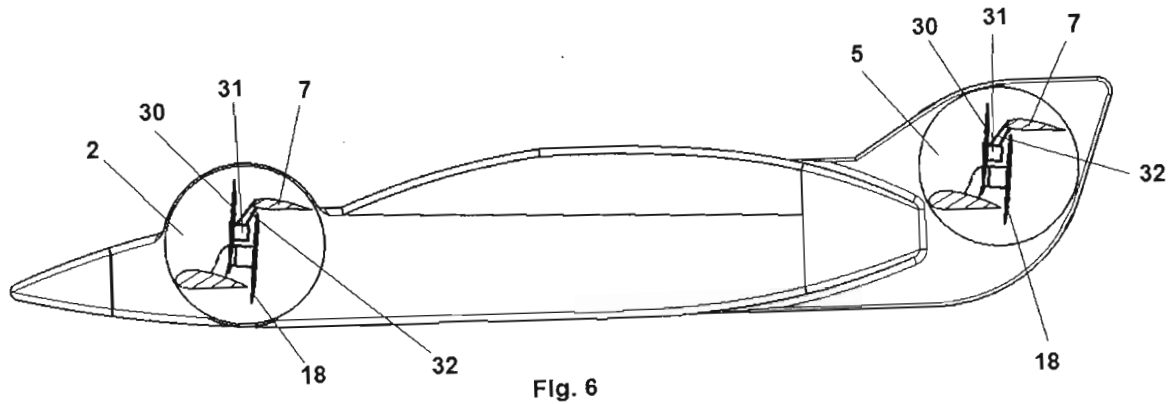


Fig. 6

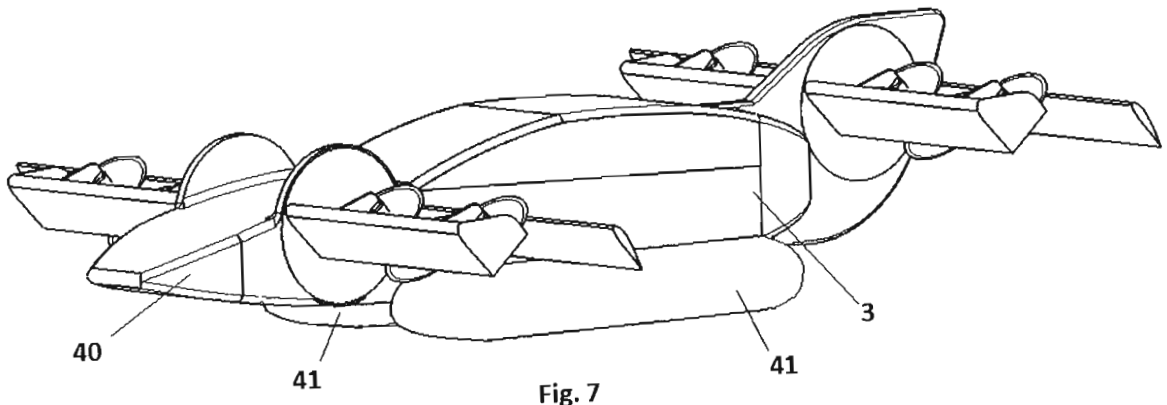


Fig. 7

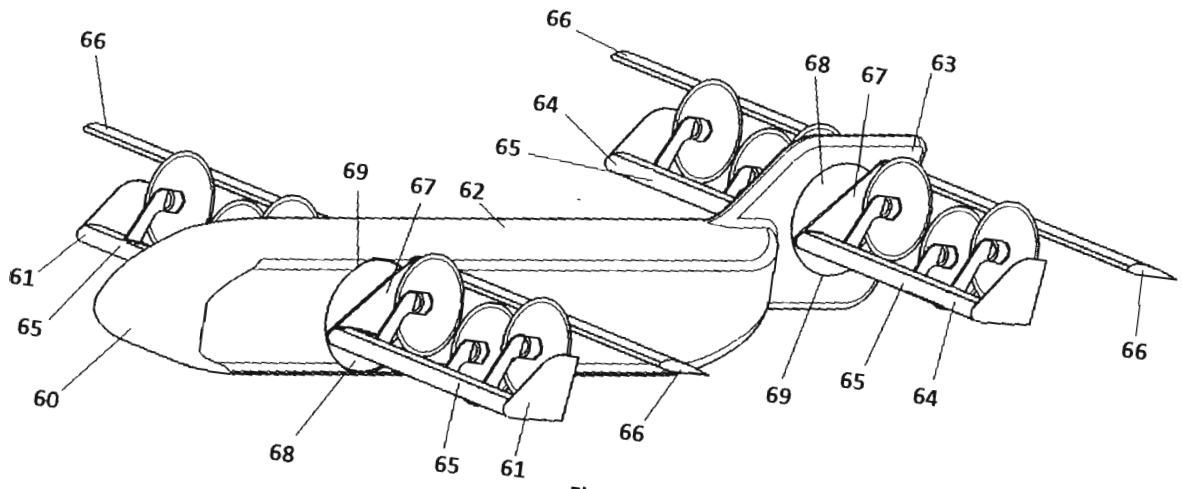


Fig. 8

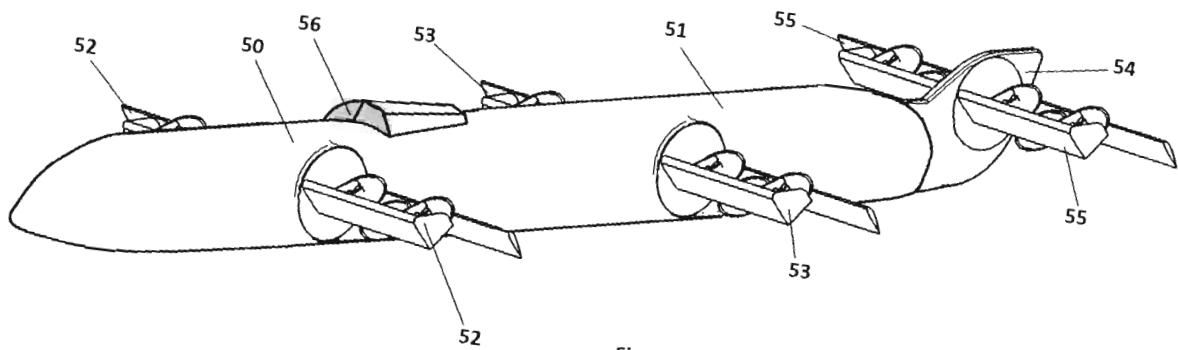


Fig. 9

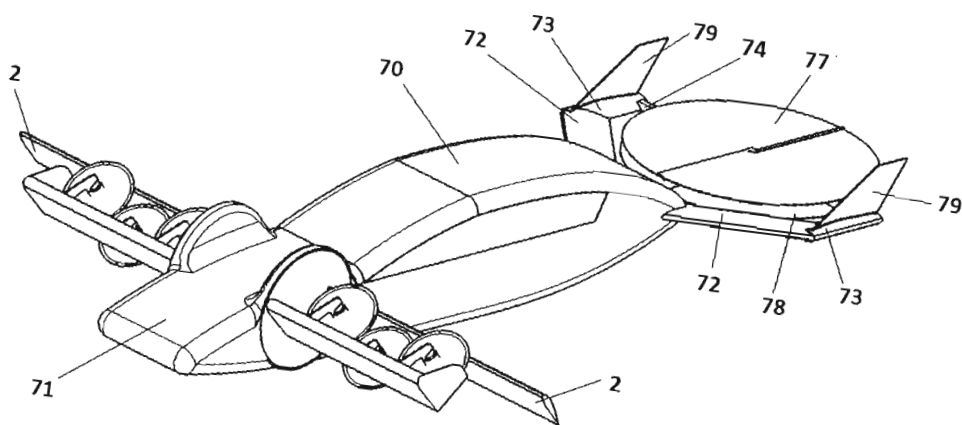
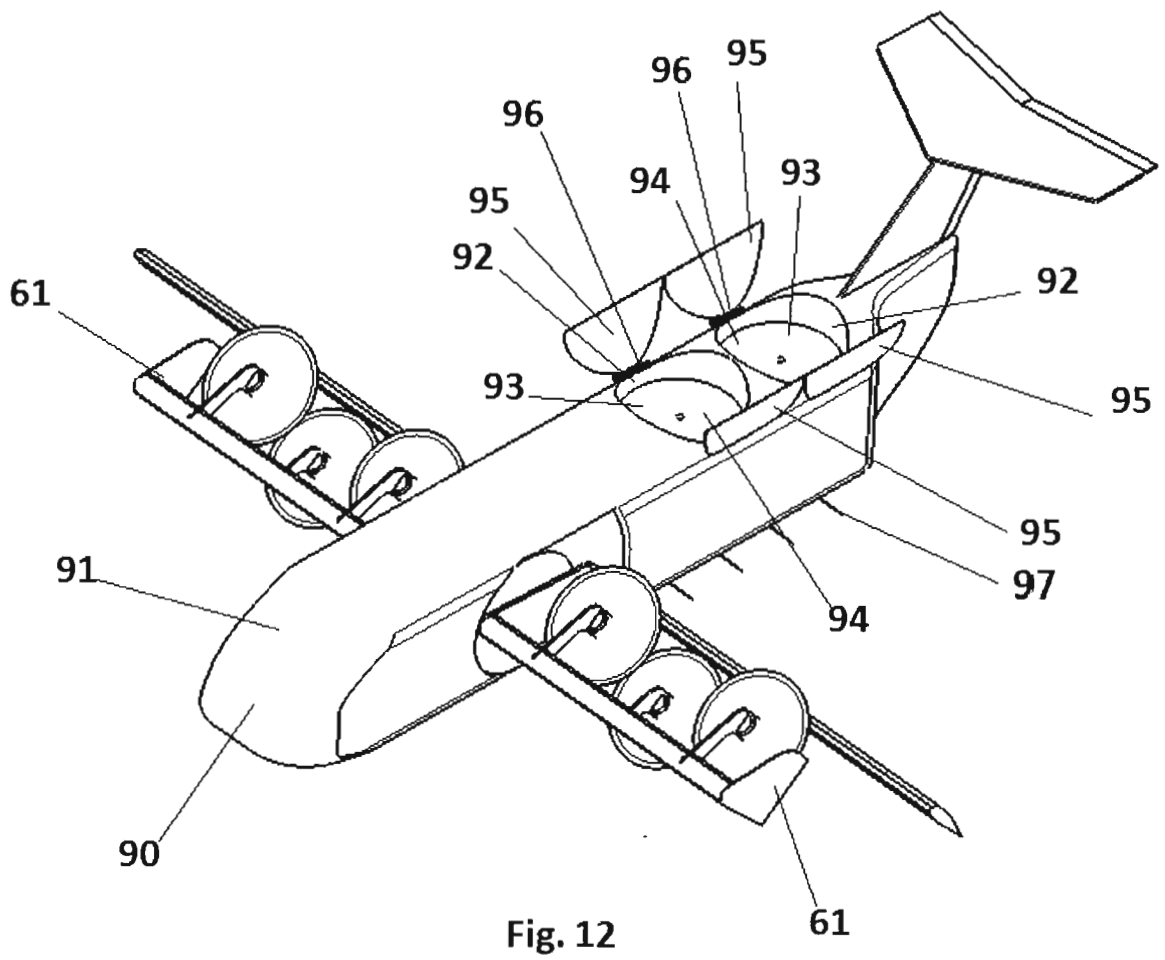
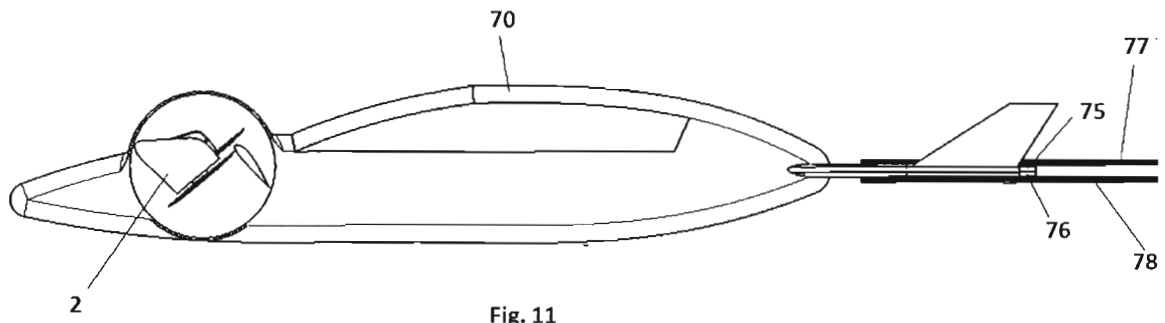


Fig. 10



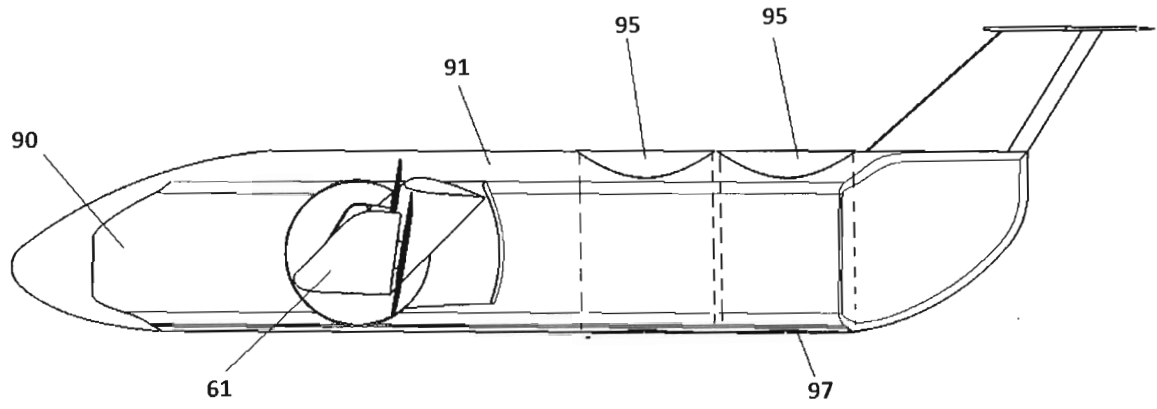


Fig. 13