



(12)

CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2022 00458

(22) Data de depozit: 28/07/2022

(41) Data publicării cererii:
30/01/2024 BOPI nr. 1/2024

(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 RECONFIGURABILĂ PENTRU MISIUNI DIFERITE

(57) Rezumat:

Invenția se referă la o aeronavă cu decolare și aterizare verticală reconfigurabilă pentru misiuni diferite care folosește un număr crescut de suprafețe aerodinamice pentru a crește portanța atât în zborul orizontal, cât și în zborul vertical. Aeronava, conform invenției are un sistem de propulsie format din trei elemente (2 și 4) producătoare de tracțiune, două anterioare și unul central, montate simetric la partea din față, respectiv la partea din spate a unui fuzelaj (3) de formă alungită, profilată aerodinamică, un număr de cel puțin șase elemente producătoare de portanță, profilate aerodinamic, reprezentate de un fuzelaj (3) și cinci aripi (5, 6 și 7) principale, posterioară și respectiv suplimentare, fluxul de aer generat de elementele (2 și 4) producătoare de tracțiune este canalizat spre elementele (3, 5, 6 și 7) producătoare de portanță cu ajutorul unor limitatoare (8 și 9) de jet anterioare și posterioare, pe fuzelaj (3) sunt montate simetric cele două aripi (5) principale care prezintă cu fuzelajul (3) un unghi de incidență pozitiv, pe aripile (5) principale sunt montate limitatoarele (9) de jet posterioare, orientate spre spate și care concomitent susțin aripa (6) posterioară, distanțată față de aripile (5) principale.

Revendicări: 17

Figuri: 15

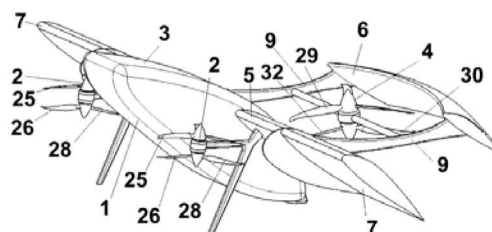


Fig. 2

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 reconfigurabila pentru misiuni diferite



Prezenta invenție se referă la o aeronava VTOL reconfigurabilă pentru misiuni diferite ce folosește un număr crescut de suprafețe aerodinamice pentru a crește portanța atât în zborul orizontal cât și în zborul vertical. Aeronava poate fi utilizată pentru misiuni diferite prin schimbarea configurației.

În continuare se va utiliza pentru o aeronava cu decolare și aterizare verticală denumirea consacrată de „aeronava VTOL”.

Invenția reprezintă o continuare în parte și o perfecționare a invențiilor RO134498 și RO134897.

Aeronavele care au capacitatea de decolare și de aterizare pe verticală (VTOL) combină avantajele elicopterelor, și anume decolarea și aterizarea pe un spațiu limitat sau pe terenuri greu accesibile, cu avantajele avioanelor convenționale, cum ar fi viteza de croazieră crescută și zborul orizontal cel mai eficient energetic. În ultimele decenii, s-au înregistrat progrese semnificative în domeniul aeronavelor cu decolare și aterizare pe verticală dar încă rămân progrese substanțiale de făcut.

O mare parte a soluțiilor de aeronave VTOL utilizează sisteme de propulsie separate pentru zborul pe orizontală și pentru zborul pe verticală ceea ce complică construcția, crește greutatea aeronavei și prezintă un cost ridicat.

De asemenea majoritatea soluțiilor de aeronave VTOL utilizează propulsia electrică distribuită (termen consacrat DEP) fără însă a folosi fenomene aerodinamice suplimentare pentru a reduce raportul tracțiune/greutate. În plus atunci când se utilizează rotoare deschise aerul este împrăștiat de acestea, fără a prioritiza o direcție anume care poate fi convenabilă din punct de vedere aerodinamic.

Unele aparate VTOL utilizează aripi pentru zborul orizontal. Acestea prezintă un gabarit extins, respectiv o proiecție pe sol marită, ceea ce le face improprie utilizării în orașe. Pe de altă parte, aeronavele VTOL fără aripi au o autonomie redusă datorită eficienței scăzute a zborului orizontal.

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 imparastie pe toata lungimea acestora, disipandu-se. In cazul US2016236775 desi este utilizata si o elice verticala, aceasta prezinta un efect redus in zborul vertical.

In consecinta devine o necesitate o aeronava VTOL care sa aiba o forma foarte compacta dar care sa fie suficient de eficienta si in zborul orizontal pentru a avea o autonomie rezonabila.

De asemenea devine o necesitate realizarea unui sistem de propulsie foarte eficient, cu raport tractiune/greutate imbunatatit, 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 de utiliza un sistem de propulsie foarte simplu, cu cost redus dar care sa ofere un nivel de redundanta suficient de ridicat pentru a mentine aeronava in zbor in cazul defectarii unui element propulsiv.

Un alt obiectiv al prezentei inventii este acela ca o aeronava VTOL sa poata fi utilizata intr-o forma compacta pentru misiuni in spatii restrinse si care intr-o alta configuratie, obinuta din cea anterioara, sa poata fi utilizata in mod eficient pentru misiuni cu autonomie extinsa.

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.

Un alt obiectiv al acestei inventii este de a oferi o varianta de aterizare sigura, de rezerva, pentru o aeronava VTOL in cazul defectiunii sistemului de propulsie sau al epuizarii sursei de energie.

Potrivit unui prim aspect al inventiei, o aeronava cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza un sistem de propulsie care foloseste trei elemente producatoare de tractiune, respectiv doua anterioare montate simetric la partea din fata a unui fuzelaj si un al treilea montat central la partea din spate a fuzelajului. Fuzelajul prezinta o forma alungita profilata aerodinamica. Concomitent aeronava utilizeaza un numar de sase elemente producatoare de portanta, profilate aerodinamic, reprezentate de fuzelaj, de doua aripi principale, de o aripa posterioara si de doua aripi suplimentare. Fluxul de aer generat de elementele producatoare de tractiune este canalizat spre elementele producatoare de portanta cu ajutorul unor limitatoare de jet anterioare si a altora posterioare. Pe fuzelaj sunt montate simetric cele doua aripi principale care prezinta cu fuzelajul un unghi de incidenta pozitiv. In pozitia statica respectiv la decolare si aterizare, aripile principale formeaza cu orizontala un unghi cuprins intre 25° si 50° . Pe aripile principale sunt montate limitatoarele de jet posterioare, orientate spre spate si care concomitent sustin aripa posterioara, distantata fata de aripile principale si care are un profil aerodinamic in mod substantial aliniat cu profilele aerodinamice ale aripilor principale. Fiecare element producator de portanta, respectiv aripile principale, aripile suplimentare, fuzelajul si aripa posterioara posedata un extradados, un intrados, un bord de atac si un bord de fuga. Planele de rotatie ale elementelor producatoare de tractiune anterioare sunt substantial orizontale in pozitia statica, respectiv la decolare/aterizare. Planele de rotatie ale elementelor producatoare de tractiune anterioare fac cu palnul de rotatie al elementului producator de tractiune posterior un unghi cuprins intre 160° si 180° . Planele de rotatie ale elementelor producatoare de tractiune anterioare sunt pozitionate in apropierea bordului de atac al aripilor principale si sub intradosul acestora astfel incit o parte din fluxul de aer provocat de elementele producatoare de tractiune anterioare sa fie directionat spre intradosul aripilor principale. Planul de rotatie al elementului producator de tractiune posterior este pozitionat deasupra extradadosului fuzelajului astfel incit elementului producator de tractiune posterior sa se alimenteze cu aer de pe acesta. Totodata elementul producator de tractiune posterior este astfel pozitionat incit o parte din fluxul de aer provocat de el sa fie directionat spre intradosul aripii posterioare. Pe fiecare aripa principala este montat limitatorul de jet anterior astfel pozitionat incit fluxul de aer generat de fiecare element producator de tractiune anterior sa fie canalizat pe o anumita portiune a intradosului numita de presiune marita. Suplimentar limitatoarele de jet posterioare au rolul de a fixa elementul producator de tractiune posterior la partea din spate a fuzelajului prin intermediul unei traverse. Elementele producatoare de tractiune anterioare sunt fixate de

aripile principale prin intermediul unor brate. Din fiecare brat se ramifica spre in jos un pilon pe care se sprijina aeronava la decolare/aterizare. La partea din spate, respectiv in zona mediana a fuzelajului este montat o piesa de sprijin, care serveste ca al treilea punct de contact cu solul al aeronavei la decolare/aterizare. Intr-o alta configuratie aripile suplimentare pot fi demontate si aeronava poate fi utilizata in spatii inguste, dar ofera o autonomie mai mica.

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 elementului producator de tractiune posterior fata de elementele producatoare de tractiune anterioare, ceea ce induce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei. Pe perioada zborului orizontal aripile principale fac cu fluxul frontal de aer un unghi de atac cuprins intre 1° si 13° . Unghiul de atac format de aripile principale este mai mare cind nu sunt atasate aripile suplimentare si este mai mic cind aripile suplimentare sunt atasate. Datorita pozitionarii elementelor producatoare de tractiune anterioare fata de aripile principale are loc cresterea presiunii aerului care circulă pe intrados. Simultan datorita pozitionarii elementului producator de tractiune posterior aerul este absorbit de pe extradusul fuzelajului ceea ce produce un fenomen de succiune, aerul fiind expulzat spre aripa posterioara unde are loc cresterea presiunii pe intradosul acesteia. Atit depresiunea cit si presiunile create pe elementele producatoare de portanta contribuie la amplificarea fortei de tractiune pe verticala, inclusiv in conditii statice, respectiv la decolare/aterizare.

Conform unui alt aspect al inventiei o aeronava prezinta la decolare/aterizare un fuzelaj pozitionat orizontal. Pe fuzelaj este fixat un tren de aterizare cu roti. In acest caz, o metoda de a realiza decolarea/aterizarea consta in accelerarea vitezei de rotatie a elementelor producatoare de tractiune anterioare fata de elementul producator de tractiune posterior, ceea ce induce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei, respectiv inclinarea fuzelajului spre spate. La o anumita altitudine se realizeaza revenirea fuzelajului in pozitie orizontala prin marirea vitezei de rotatie a elementului producator de tractiune posterior fata de elementele producatoare de tractiune anterioare si trecerea la zborul orizontal. Acest tip de aeronava poate totodata sa decoleze si aterizeze prin rularea pe piste scurte atunci cind se doreste sau in caz de necesitate datorita defectarii unor componente.

Aeronava conform inventiei este un mijloc convenabil si sigur de a transporta cel putin un pasager sau marfuri între doua locatii fara amenajeri speciale cu o eficienta maxima. Asa cum este conceputa, aeronava este stabila în timpul zborului si are o dimensiune compactă, astfel încât amprenta aeronavei la sol, respectiv aria necesara de stocare la sol să fie minime. Nivel redus de spatiu necesar la decolare si aterizare fac aeronava ideală pentru o utilizare zilnică, inclusiv in orase. Randamentul propulsiei este imbunatatit in zborul vertical datorita fenomenelor aerodinamice de amplificare si al controlului imbunatatit al circulatiei aerului de pe suprafetele aerodinamice. Randamentul propulsiei este imbunatatit in zborul orizontal datorita aripilor suflate. Este o constructie simpla care nu utilizeaza actuatori pentru controlul zborului. Majoritatea partilor componente inclusiv fuzelajul, sunt astfel construite incit sa ofere portanta pe perioada zborului orizontal ceea ce creste randamentul zborului si concomitent mareste autonomia. Nivelul de redundanta al eronavei este ridicat in conditiile unei constructii simple, avind un cost redus.

Se dau mai jos un numar de exemple de realizare a inventiei in legatura cu figurile 1-15 reprezinta:

- Fig. 1, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala cu tren de aterizare fix in pozitia de repaus;
- Fig. 2, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 1 in faza decolarii sau aterizarii;
- Fig. 3, o vedere laterala a aeronava de la figura 1 in faza decolarii sau aterizarii;
- Fig. 4, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 1, in faza zborului de tranzitie;
- Fig. 5, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 1, in faza zborului orizontal;
- Fig. 6, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 1, in faza zborului orizontal cu viteza economica de croaziera;
- Fig. 7, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 1, in faza zborului orizontal, fara aripi suplimentare;
- Fig. 8, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave de pasageri cu tren de aterizare cu roti in faza de repaus;
- Fig. 9, o vedere izometrica dinspre spate a aeronavei de la figura 8 cu cupola de acces rabatata;

- Fig. 10, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 8 in faza decolarii sau aterizarii;
- Fig. 11, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 8, in faza zborului orizontal;
- Fig. 12, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 8, in faza zborului orizontal, fara aripi suplimentare;
- Fig. 13, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave de pasageri cu tren de aterizare cu roti si element producator de tractiune posterior de tipul pivotant, in faza zborului orizontal;
- Fig. 14, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala cu trei elice, avind tren de aterizare fix in pozitia de decolare/aterizare;
- Fig. 15, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala cu trei elice, cu element producator de portanta posterior compus.

Intr-un prim exemplu de realizare a inventiei o aeronava 1, cu decolare si aterizare pe verticala utilizeaza un sistem de propulsie care foloseste trei elemente producatoare de tractiune, respectiv doua anterioare 2, montate simetric la partea din fata a unui fuzelaj 3 si un al treilea 4, montat central la partea din spate a fuzelajului 3, ca in figurile 1-7. Fuzelajul 3 prezinta o forma alungita profilata aerodinamica. Concomitent aeronava 1 utilizeaza un numar de sase elemente producatoare de portanta, profilate aerodinamic, reprezentate de fuzelajul 3, de doua aripi principale 5, de o aripa posterioara 6 si de doua aripi suplimentare 7. Fluxul de aer generat de elementele producatoare de tractiune 2 si 4 este canalizat spre elementele producatoare de portanta, respectiv aripile principale 5, aripile suplimentare 7, fuzelajul 3 si aripa posterioara 6, cu ajutorul unor limitatoare de jet anterioare 8 si a altora posterioare 9. Pe fuzelajul 3 sunt montate simetric cele doua aripi principale 5 care prezinta cu fuzelajul 3 un unghi de incidenta pozitiv. In pozitia statica respectiv la decolare si aterizare, aripile principale 5 formeaza cu orizontala un unghi α cuprins intre 25° si 50° . Pe aripile principale 5 sunt montate limitatoarele de jet posterioare 9, orientate spre spate si care concomitent sustin aripa posterioara 6, distantata fata de aripile principale 5 si care are un profil aerodinamic in mod substantial aliniat cu profilele aerodinamice ale aripilor principale 5. Aripa posterioara 6 are o forma curbata. Fiecare aripa principala 5 prezinta un extradados 10, un intrados 11, un bord de atac 12 si un bord de fuga 13. Aripa posterioara 6 posedea un extradados 14, un intrados 15, un bord de

atac 16 si un bord de fuga 17. Fuzelajul 3 prezinta un extradados 18, un intrados 19. Planele de rotatie ale elementelor producatoare de tractiune anterioare 2 sunt substantial orizontale in pozitia statica, respectiv la decolare/aterizare. Planele de rotatie ale elementelor producatoare de tractiune anterioare 2 fac cu palnul de rotatie al elementului producator de tractiune posterior 4 un unghi β cuprins intre 160° si 180° ca in figura 3. Planele de rotatie ale elementelor producatoare de tractiune anterioare 2 sunt pozitionate in apropierea bordului de atac 12 al aripilor principale 5 si sub intradosul 11 al acestora astfel incit o parte din fluxul de aer provocat de elementele producatoare de tractiune anterioare 2 sa fie directionat spre intradosul aripiilor principale 5. Fluxul de aer provocat de elementele producatoare de tractiune anterioare 2 este strict canalizat intre fuzelajul 3 si limitatoarele de jet anterioare 8, provocind pe fiecare aripa principala 5 o zona de inalta presiune 20. Planul de rotatie al elementului producator de tractiune posterior 4 este pozitionat deasupra extradadosului 18 al fuzelajului 3 astfel incit elementul producator de tractiune posterior 4 sa se alimenteze cu aer de pe acesta. Totodata elementul producator de tractiune posterior 4 este astfel pozitionat incit o parte din fluxul de aer provocat de el sa fie directionat cu ajutorul limitatoarelor de jet posterioare 9 spre intradosul 15 al aripii posterioare 6. Suplimentar limitatoarele de jet posterioare 9 au rolul de a fixa elementul producator de tractiune posterior 4 la partea din spate a fuzelajului 3 prin intermediul unei traverse 21. Elementele producatoare de tractiune anterioare 2 sunt fixate de aripile principale 5 prin intermediul unor brate 22. Din fiecare brat 22 se ramifica spre in jos un pilon 23 pe care se sprijina aeronava 1 la decolare/aterizare. La partea din spate, respectiv in zona mediana a fuzelajului 3, este montata o piesa de sprijin 24, care serveste ca al treilea punct de contact cu solul al aeronavei 1 la decolare/aterizare. Fiecare element producator de tractiune anterior 2 utilizeaza o elice 25 si o elice 26, contrarotativa. Fiecare elice 25 si 26 este actionata de un motor electric 27. Elicele 26 au niste palete pliabile 28 care atunci cind nu sunt actionate sunt pozitionate in lungula axei motorului electric 27 corespunzator. Elementul producator de tractiune posterior 4 utilizeaza o elice 29 si o elice 30, contrarotativa. Fiecare elice 29 si 30 este actionata de un motor electric 31. Elicea 30 are niste palete pliabile 32 care atunci cind nu sunt actionate sunt pozitionate in lungula axei motorului electric 31. Elicele 29 si 30, situate posterior, pot avea diametrul exterior mai mare decit al elicelor 25 si 26, situate anterior. Elicele 26 si 30 au pasul elicei si forma optimizate pentru zborul vertical. Elicele 25 si 29 au pasul elicei si forma optimizate pentru zborul orizontal. Intr-o alta configuratie aripile suplimentare 7 pot fi demontate si aeronava 1 poate fi utilizata in spatii inguste, dar ofera o autonomie mai

mica, ca in figura 7. In functionare, trecerea de la zborul vertical la cel orizontal si invers se realizeaza prin variatia vitezei de rotatie a elementului producator de tractiune posterior 4 fata de elementele producatoare de tractiune anterioare 2, ceea ce induce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei 1, ca in figurile 4 si 5. Pe perioada zborului orizontal aripile principale 5 fac cu fluxul frontal de aer un unghi de atac cuprins intre 1° si 13° . La aceiasi viteza de deplasare pe orizontala, unghiul de atac format de aripile principale 5 este mai mare cind nu sunt atasate aripile suplimentare si este mai mic cind aripile suplimentare sunt atasate. Datorita pozitionarii elementelor producatoare de tractiune anterioare 2 fata de aripile principale 5 are loc cresterea presiunii aerului care circula pe intradosul 11. Simultan datorita pozitionarii elementului producator de tractiune posterior 4 aerul este absorbit de pe extradusul 18 al fuzelajului 3 ceea ce produce un fenomen de succiune, aerul fiind expulzat spre aripa posterioara 6 unde are loc cresterea presiunii pe intradosul 15 al acesteia. Atit depresiunea cit si presiunile create pe elementele producatoare de portanta contribuie la amplificarea fortei de tractiune pe verticala exercitata asupra aeronavei 1, inclusiv in conditii statice, respectiv la decolare/aterizare. In zborul economic, de croaziera, motoarele electrice 27 si 31 care actioneaza elicele 26 si 30 sunt intrerupte si paletetele pliabile 28 si 32 sunt pozitionate in lungula axei motorului electric corespunzator, ca in figura 6.

Intr-un al doilea exemplu de realizare a inventiei o aeronava 40 prezinta la decolare/aterizare un fuzelaj 41, pozitionat orizontal, ca in figurile 8-12. Pe fuzelajul 41 este fixat un tren de aterizare 42 ce utilizeza cel putin trei roti 43. Pe fuzelajul 41 este montata o cupola 44, transparenta, ce inchide o cabina 45. Cupola 44 poate fi rabatata in sus pentru a permite accesul in cabina 45, ca in figura 9. Elementele producatoare de tractiune 2 sunt fixate pe aripile 5 cu ajutorul unor suporturi 46. Celelalte componente sunt asemanatoare cu cele descrise la exemplul anterior. In acest caz, o metoda de a realiza decolarea/aterizarea consta in accelerarea vitezei de rotatie a elementelor producatoare de tractiune anterioare 2 fata de elementul producator de tractiune posterior 4, ceea ce induce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei 40, respectiv inclinarea fuzelajului 41 spre spate, ca in figura 10. La o anumita altitudine se realizeaza revenirea fuzelajului 41 in pozitie orizontala prin marirea vitezei de rotatie a elementului producator de tractiune posterior 4 fata de elementele producatoare de tractiune anterioare 2 si respectiv trecerea la zborul orizontal, ca in figura 11. Aeronava 40 poate totodata sa decoleze si aterizeze prin rulara pe piste scurte atunci cind se doreste, respectiv in caz de necesitate datorita

defectarii unor componente, sau in cazul epuizarii sursei de energie, si in acest caz decolarea si aterizarea se face cu fuzelajul 41 in pozitie orizontala. Decolarea si aterizarea de pe si pe piste se face cu un consum energetic mult mai mic decit in cazul decolarii si aterizarii pe verticala.

Intr-un al treilea exemplu de realizare a inventiei o aeronava 50, derivata din cea descrisa anterior utilizeaza un element producator de tractiune posterior 51 de tipul pivotant, ca in figura 13. Elementul producator de tractiune posterior 51 este fixat pe limitatoarele de jet posterioare 9 prin intermediul unui arbore 52, actionat de un actuator (nefigurat). In functionare, pe perioada zborului orizontal, elementul producator de tractiune posterior 51 este inclinat la verticala in asa fel incit jetul de aer produs sa fie directionat in mod substantial orizontal.

Intr-un al patrulea exemplu de realizare a inventiei o aeronava 60 utilizeaza trei elemente producatoare de tractiune, respectiv doua anterioare 61, montate simetric la partea din fata a unui fuzelaj 62 si un al treilea posterior 63, montat central la partea din spate a fuzelajului 62, ca in figura 14. Fiecare element producator de tractiune anterior 60 utilizeaza o elice 64. Fiecare elice 64 este actionata de un motor electric 65. Elementul producator de tractiune posterior 63 utilizeaza o elice 66 actionata de un motor electric 67. In aceat caz, la partea din spate este fixata o aripa posterioara 68, considerata plana care are un profil aerodinamic in mod substantial aliniat cu profilele aerodinamice ale aripilor principale.

Intr-un al cincilea exemplu de realizare a inventiei o aeronava 70, derivata din cea anterioara, utilizeaza un fuzelaj 71 pe care este fixat, la partea din spate, cu ajutorul unor limitatoare de jet posterioare 72, un element producator de portanta 73, ca in figura 15. Elementul producator de portanta 73 este format din doua semi-aripi 74 care se imbina in zona mediana si formeaza intre ele un unghi obtuz, deschis spre directia in jos. Semi-aripile 74 au profilele aerodinamice in mod substantial aliniat cu profilele aerodinamice ale aripilor principale.

Toate sistemele de propulsie descrise pot fi alimentate de un pachet de baterii electrice. Intr-o alta varianta toate sistemele de propulsie descrise pot fi alimentate de un sistem hibrid.

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

Revendicari

1. Aeronava de tipul celor descrise in inventiile cu numar de publicare RO134498 si RO134897 din data de 10/10/2019, care propun utilizarea unor fenomene aerodinamice aditionale pentru a crea o portanta indusa in tote fazele zborului, inclusiv la decolare si aterizare, caracterizata prin aceea ca o aeronava (1), cu decolare si aterizare pe verticala, utilizeaza un sistem de propulsie care foloseste trei elemente producatoare de tractiune, respectiv doua anterioare (2), montate simetric la partea din fata a unui fuzelaj (3) si un al treilea (4), montat central la partea din spate a fuzelajului (3), si

fuzelajul (3) prezinta o forma alungita profilata aerodinamica, si

aeronava (1) utilizeaza un numar de cel putin sase elemente producatoare de portanta, profilate aerodinamic, reprezentate de fuzelajul (3), de doua aripi principale (5), de o aripa posterioara (6) si de doua aripi suplimentare (7), si

fluxul de aer generat de elementele producatoare de tractiune (2) si (4) este canalizat spre elementele producatoare de portanta, respectiv aripile principale (5), aripile suplimentare (7), fuzelajul (3) si aripa posterioara (6), cu ajutorul unor limitatoare de jet anterioare (8) si a altora posterioare (9), si

pe fuzelajul (3) sunt montate simetric aripile principale (5) care prezinta cu fuzelajul (3) un unghi de incidenta pozitiv, si

pe aripile principale (5) sunt montate limitatoarele de jet posterioare (9), orientate spre spate si care concomitent sustin aripa posterioara (6), distantata fata de aripile principale (5) si care are un profil aerodinamic in mod substantial aliniat cu profilele aerodinamice ale aripilor principale (5), si

aripa posterioara (6) prezinta un extradados (14), un intrados (15), un bord de atac (16) si un bord de fuga (17), si

fuzelajul (3) prezinta un extradados (18), un intrados (19), si

planele de rotatie ale elementelor producatoare de tractiune anterioare (2) fac cu palnul de rotatie al elementului producator de tractiune posterior (4) un unghi β cuprins intre 160° si 180° , si

planele de rotatie ale elementelor producatoare de tractiune anterioare (2) sunt pozitionate in apropierea bordului de atac (12) al aripilor principale (5) si sub intradosul (11) al acestora astfel incit o parte din fluxul de aer provocat de elementele producatoare de tractiune anterioare (2) sa fie directionat spre intradosul aripilor principale (5), si

fluxul de aer provocat de elementele producatoare de tractiune anterioare (2) este strict canalizat intre fuzelajul (3) si limitatoarele de jet anterioare (8), provocind pe fiecare aripa principala (5) o zona de inalta presiune (20), si

planul de rotatie al elementului producator de tractiune posterior (4) este pozitionat deasupra extradadosului (18) al fuzelajului (3) astfel incit elementul producator de tractiune posterior (4) sa se alimenteze cu aer de pe acesta, si

elementul producator de tractiune posterior (4) este astfel pozitionat incit o parte din fluxul de aer provocat de el sa fie directionat cu ajutorul limitatoarelor de jet posterioare (9) spre intradosul (15) al aripii posterioare (6), si

suplimentar limitatoarele de jet posterioare (9) au rolul de a fixa elementul producator de tractiune posterior (4) la partea din spate a fuzelajului (3) prin intermediul unei traverse (21).

2. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca elementele producatoare de tractiune anterioare (2) sunt fixate de aripile principale (5) prin intermediul unor brate (22), si

din fiecare brat (22) se ramifica spre in jos un pilon (23) pe care se sprijina aeronava (1) la decolare/aterizare, si

la partea din spate, respectiv in zona mediana a fuzelajului (3), este montata o piesa de sprijin (24), care serveste ca al treilea punct de contact cu solul al aeronavei (1) la decolare/aterizare.

3. Aeronava ca la revendicarea 2 caracterizata prin aceea ca in pozitia statica, respectiv la decolare si aterizare, aripile principale (5) formeaza cu orizontala un unghi α cuprins intre 25° si 50° , si planele de rotatie ale elementelor producatoare de tractiune anterioare (2) sunt substantial orizontale in pozitia statica, respectiv la decolare/aterizare.

4. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (40) prezinta la decolare/aterizare un fuzelaj (41), pozitionat orizontal, si pe fuzelajul (41) este fixat un tren de aterizare (42) ce utilizeaza cel putin trei roti (43), si elementele producatoare de tractiune (2) sunt fixate pe aripile (5) cu ajutorul unor suporturi (46).

5. Aeronava ca la revendicarile 3 si 4 caracterizata prin aceea ca fiecare element producator de tractiune anterior (2) utilizeaza o elice (25) si o elice (26), contrarotativa, si

fiecare elice (25) si (26) este actionata de un motor electric (27), si elicele (26) au niste palete pliabile (28) care atunci cind nu sunt actionate sunt pozitionate in lungula axei motorului electric (27) corespunzator, si elementul producator de tractiune posterior (4) utilizeaza o elice (29) si o elice (30), contrarotativa, si

fiecare elice (29) si (30) este actionata de un motor electric (31), si elicea (30) are niste palete pliabile (32) care atunci cind nu sunt actionate sunt pozitionate in lungula axei motorului electric (31), si

elicele (26) si (30) au pasul elicei si forma optimizate pentru zborul vertical, si elicele (25) si (29) au pasul elicei si forma optimizate pentru zborul orizontal.

6. Aeronava ca la revendicarea 5 caracterizata prin aceea ca o aeronava (50) utilizeaza un element producator de tractiune posterior (51) de tipul pivotant, si elementul producator de tractiune posterior (51) este fixat pe limtatoarele de jet posterioare (9) prin intermediul unui arbore (52), actionat de un actuator.

7. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca elicele (29) si (30), situate posterior, au diametrul exterior mai mare decit al elicelor (25) si (26), situate anterior.

8. Aeronava ca la revendicarea 3 caracterizata prin aceea ca fiecare element producator de tractiune anterior (60) utilizeaza o elice (64), si

fiecare elice (64) este actionata de un motor electric (65), si

elementul producator de tractiune posterior (63) utilizeaza o elice (66) actionata de un motor electric (67).

9. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca atunci cind aripile suplimentare (7) sunt demontate aeronava (1) poate fi utilizata in spatii inguste.

10. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca aripa posterioara (6) are o forma curbata.

11. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aripa posterioara (68), considerata plana are un profil aerodinamic in mod substantial aliniat cu profilele aerodinamice ale aripilor principale (5).

12. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (70) utilizeaza un fuzelaj (71) pe care este fixat, la partea din spate, cu ajutorul unor limitatoare de jet posterioare (72), un element producator de portanta (73), si

elementul producator de portanta (73) este format din doua semi-aripi (74) care se imbina in zona mediana si formeaza intre ele un unghi obtuz, deschis spre directia in jos, si

semi-aripile (74) au profilele aerodinamice in mod substantial aliniata cu profilele aerodinamice ale aripilor principale (5).

13. Aeronava ca la revendicarea 4 caracterizata prin aceea ca pe fuzelajul 41 este montata o cupola (44), transparenta, ce inchide o cabina (45), si cupola (44) poate fi rabatata in sus pentru a permite accesul in cabina (45).

14. Metoda de operare pentru aeronava de la revendicarea 3 caracterizata prin aceea ca in functionare, trecerea de la zborul vertical la cel orizontal si invers se realizeaza prin variatia vitezei de rotatie a elementului producator de tractiune posterior (4) fata de elementele producatoare de tractiune anterioare (2), ceea ce induce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei (1), si

pe perioada zborului orizontal aripile principale (5) fac cu fluxul frontal de aer un unghi de atac cuprins intre 1° si 13° , si

la aceiasi viteza de deplasare pe orizontala, unghiul de atac format de aripile principale (5) este mai mare cind nu sunt atasate aripile suplimentare si este mai mic cind aripile suplimentare sunt atasate, si

datorita pozitionarii elementelor producatoare de tractiune anterioare (2) fata de aripile principale (5) are loc cresterea presiunii aerului care circula pe intradosul (11), si simultan datorita pozitionarii elementului producator de tractiune posterior (4) aerul este absorbit de pe extradusul (18) al fuzelajului (3) ceea ce produce un fenomen de succiune, aerul fiind expulzat spre aripa posterioara (6) unde are loc cresterea presiunii pe intradosul (15) al acesteia, si

atit depresiunea cit si presiunile create pe elementele producatoare de portanta contribuie la amplificarea fortei de tractiune pe verticala exercitata asupra aeronavei (1), inclusiv in conditii statice, respectiv la decolare/aterizare, si

in zborul economic, de croaziera, motoarele electrice (27) si (31) care actioneaza



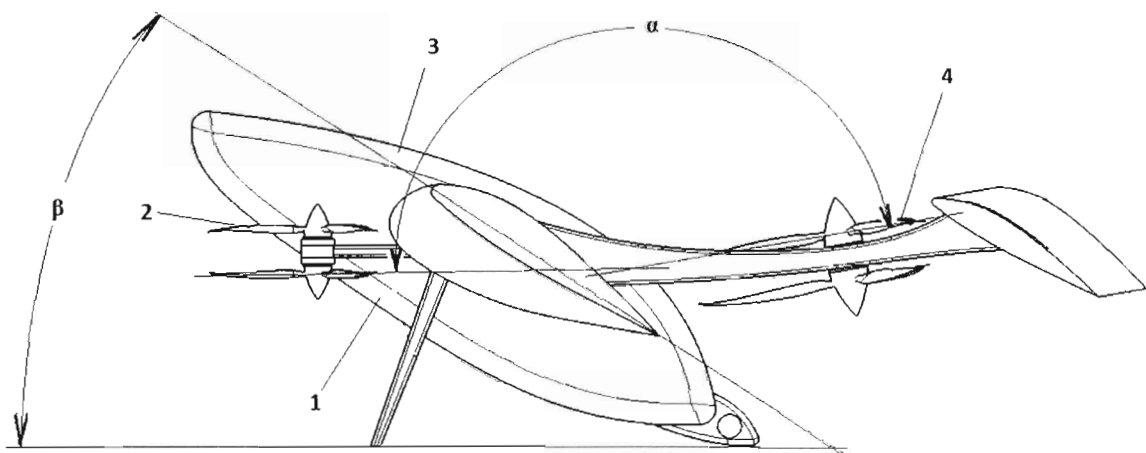
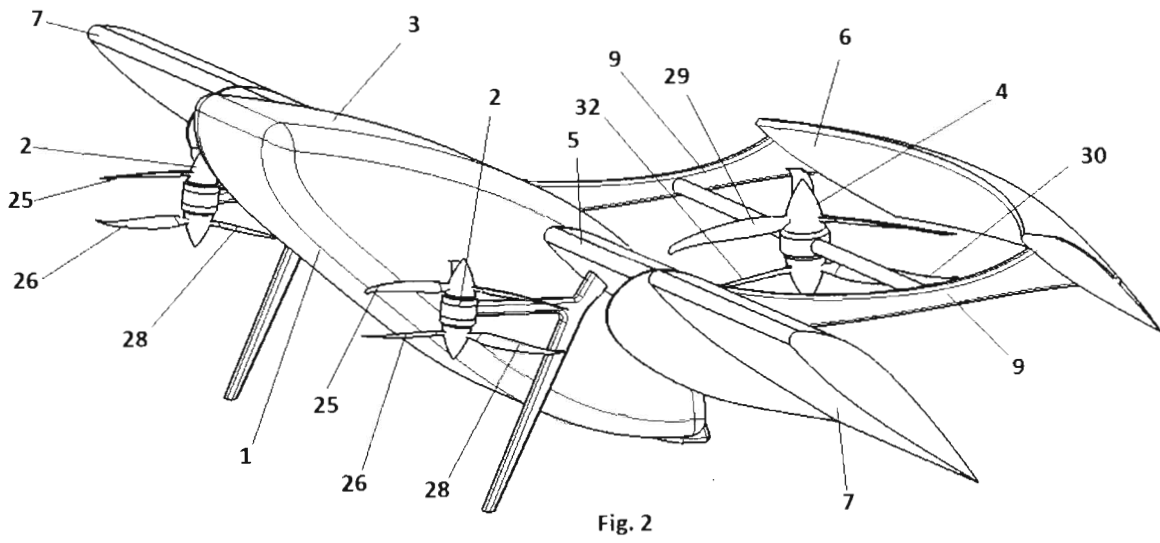
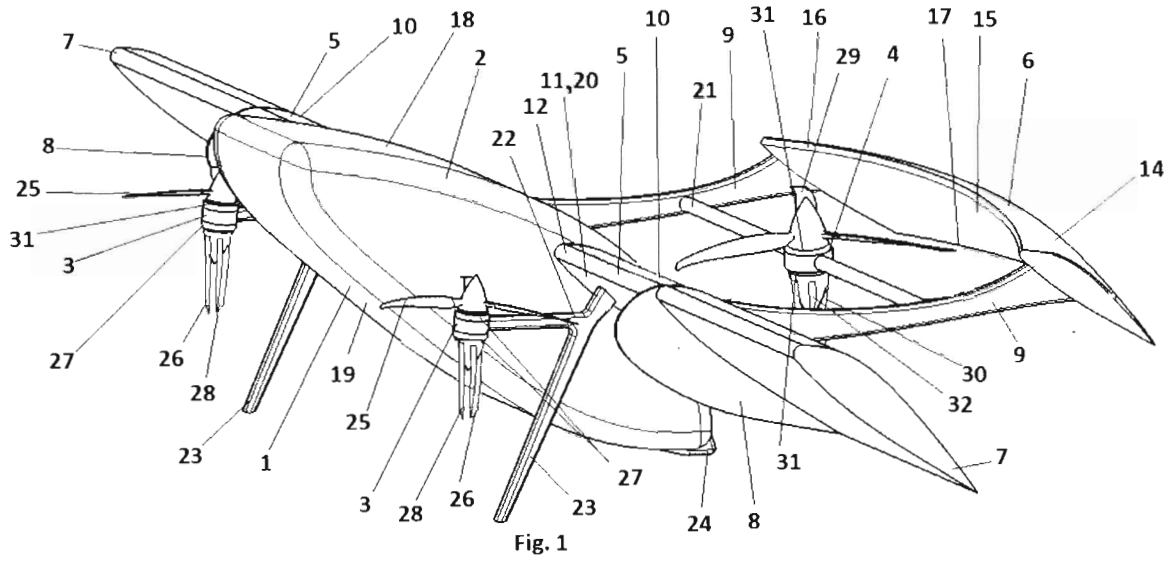
elicele (26) si (30) sunt stopate si paletele pliabile (28) si (32) sunt pozitionate in lungul axei motorului electric corespunzator.

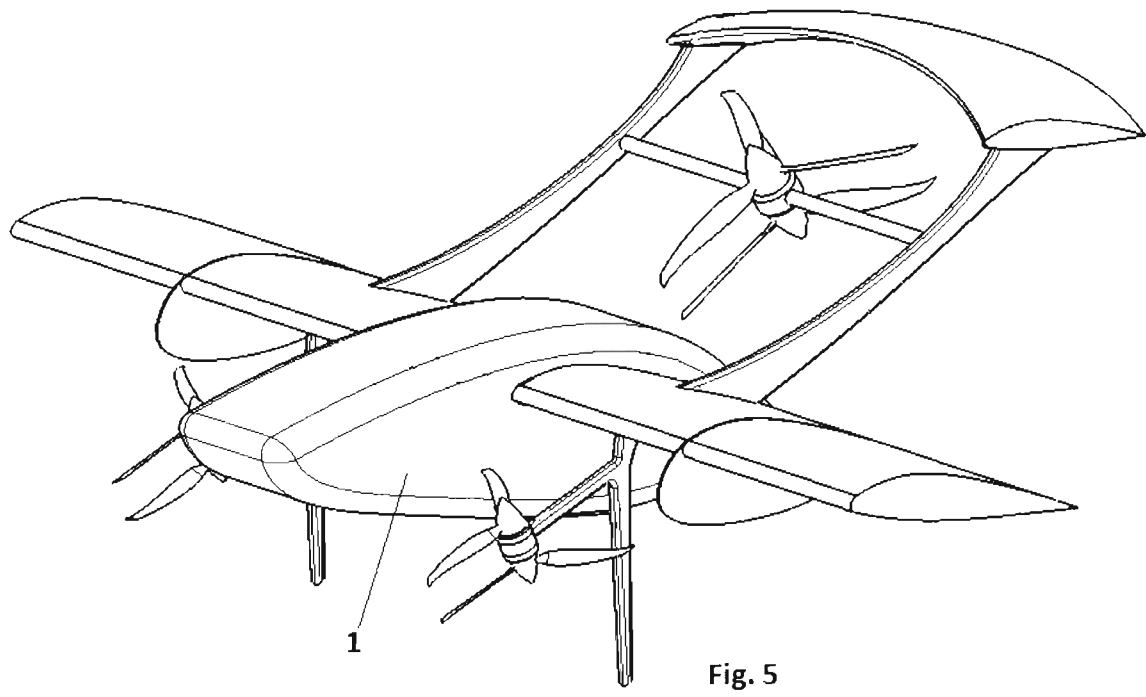
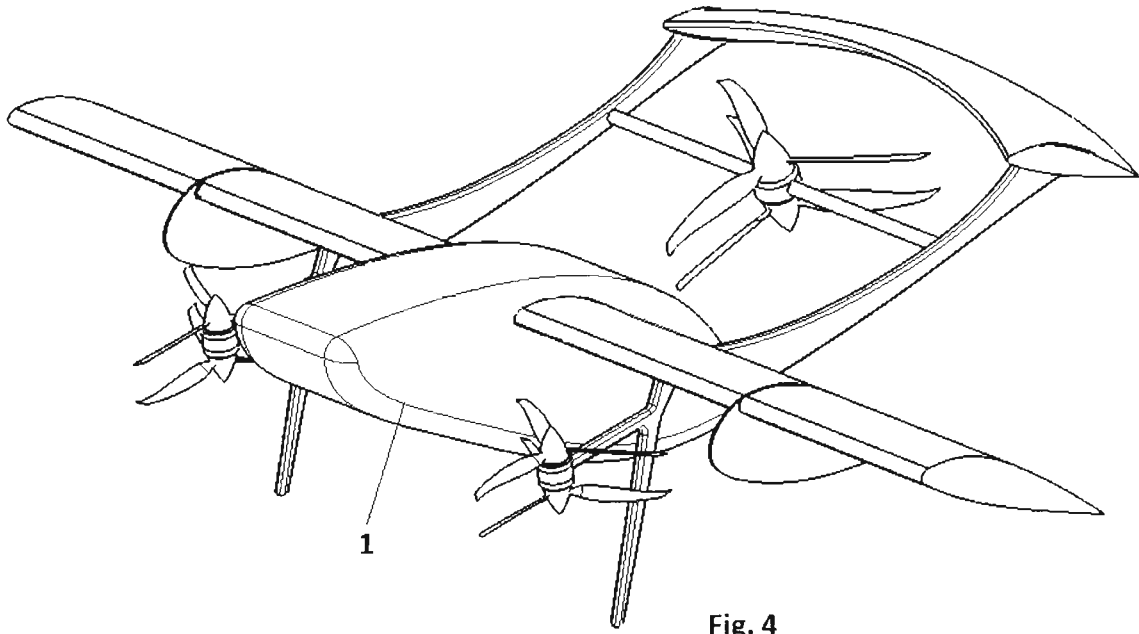
15. Metoda de operare pentru aeroanva de la revendicarea 4 caracterizata prin aceea ca in functionare la decolare se produce accelerarea vitezei de rotatie a elementelor producatoare de tractiune anterioare (2) fata de elementul producator de tractiune posterior (4), ceea ce induce modificarea unghiului de tangaj al aeronavei (40), respectiv inclinarea fuzelajului (41) spre spate, si

la o anumita altitudine se realizeaza revenirea fuzelajului (41) in pozitie orizontala prin marirea vitezei de rotatie a elementului producator de tractiune posterior (4) fata de elementele producatoare de tractiune anterioare (2) si respectiv trecerea la zborul orizontal.

16. Metoda ca la revendicarea 15 caracterizata prin aceea ca aeronava (40) decoleaza si aterizeaza cu ajutorul trenului de aterizare (42) prin rulara pe piste scurte atunci cind se doreste, respectiv in caz de necesitate, si decolarea si aterizarea se face avind fuzelajul (41) in pozitie orizontala.

17. Metoda ca la revendicarea 6 caracterizata prin aceea ca in functionare, pe perioada zborului orizontal, elementul producator de tractiune posterior (51) este inclinat la verticala in asa fel incit jetul de aer produs sa fie directionat in mod substantial orizontal.





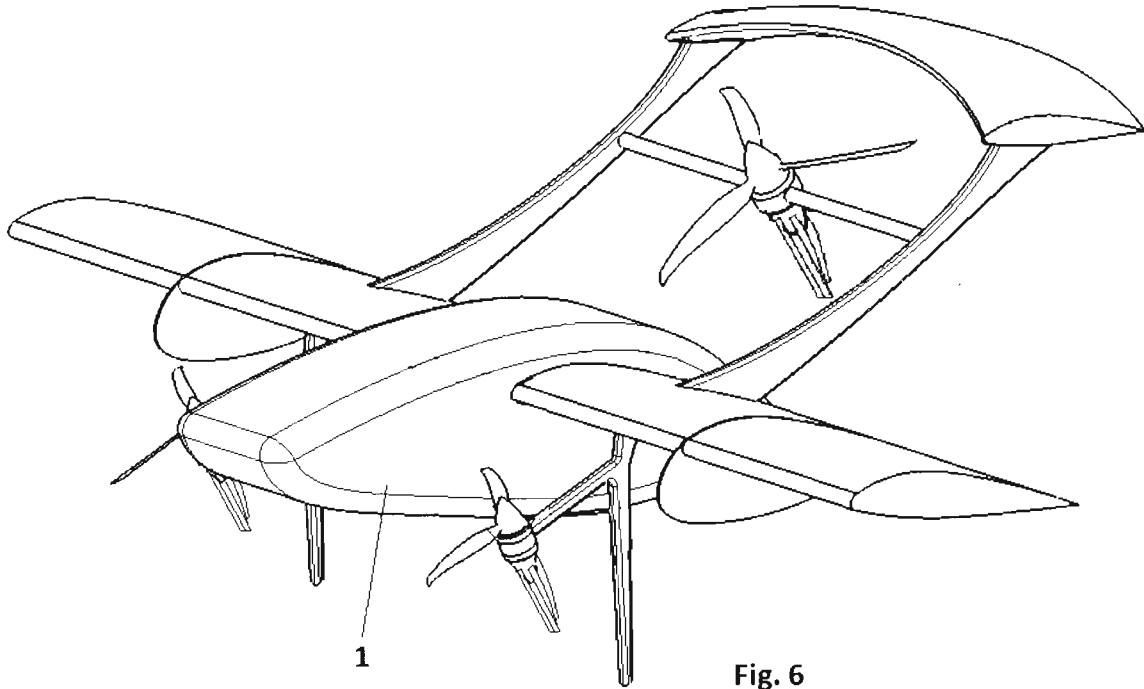


Fig. 6

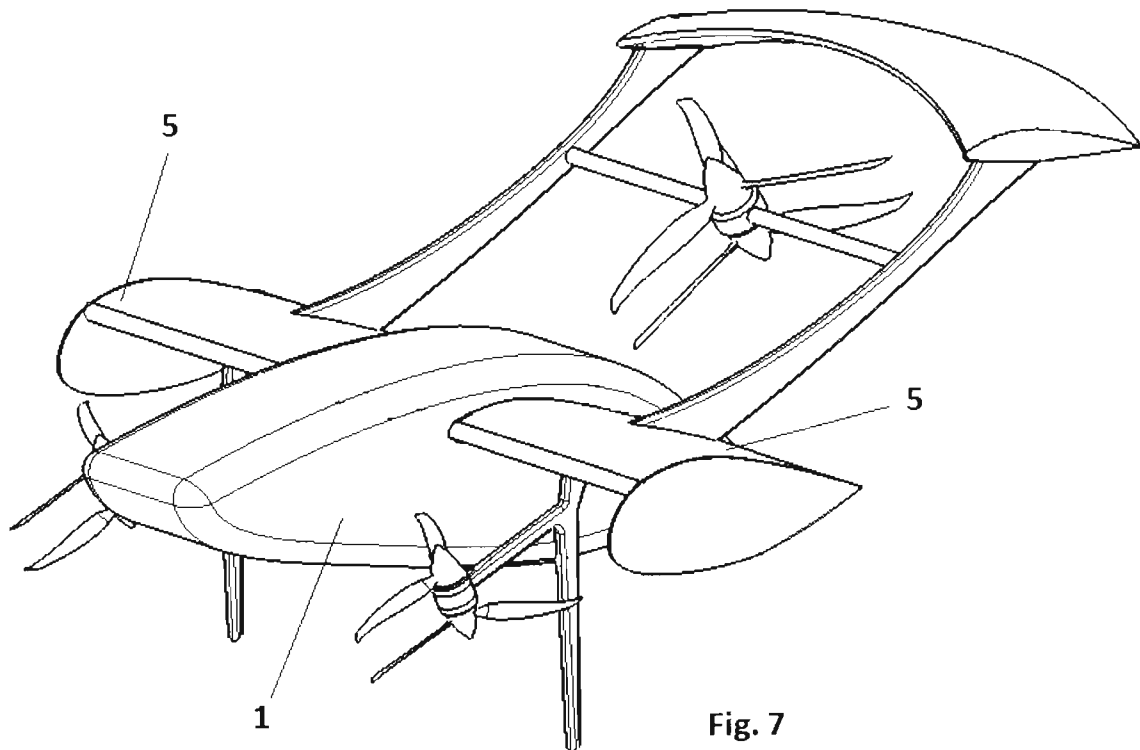


Fig. 7

57

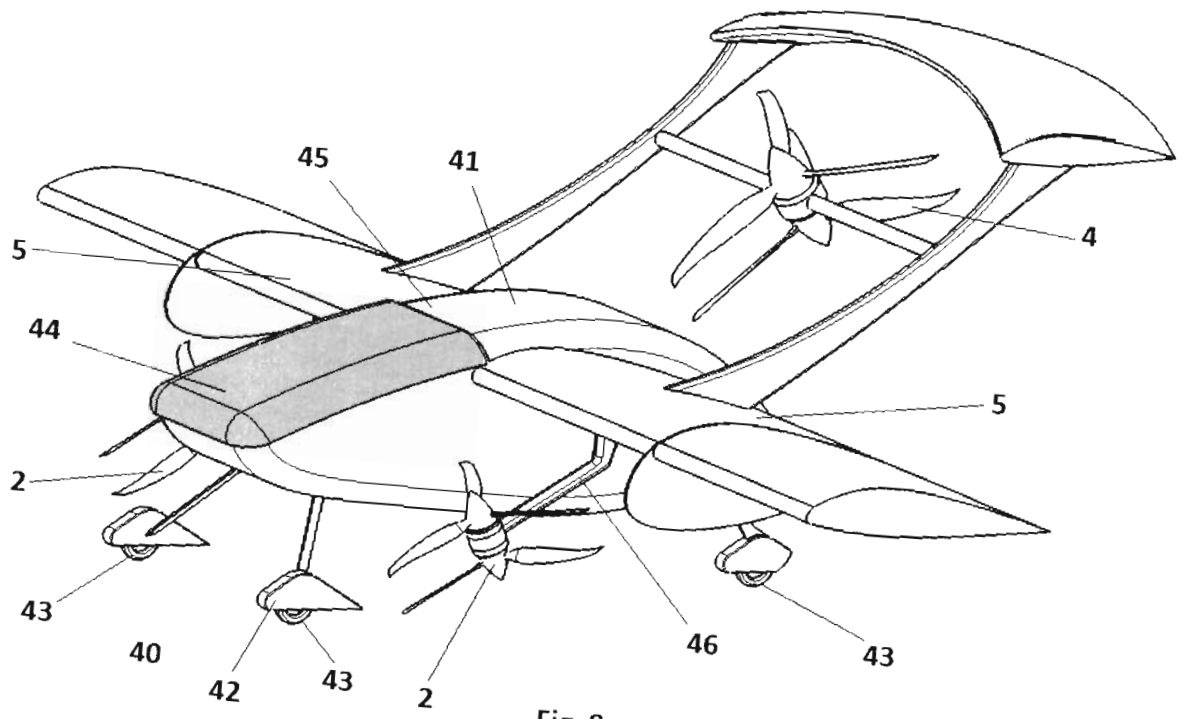


Fig. 8

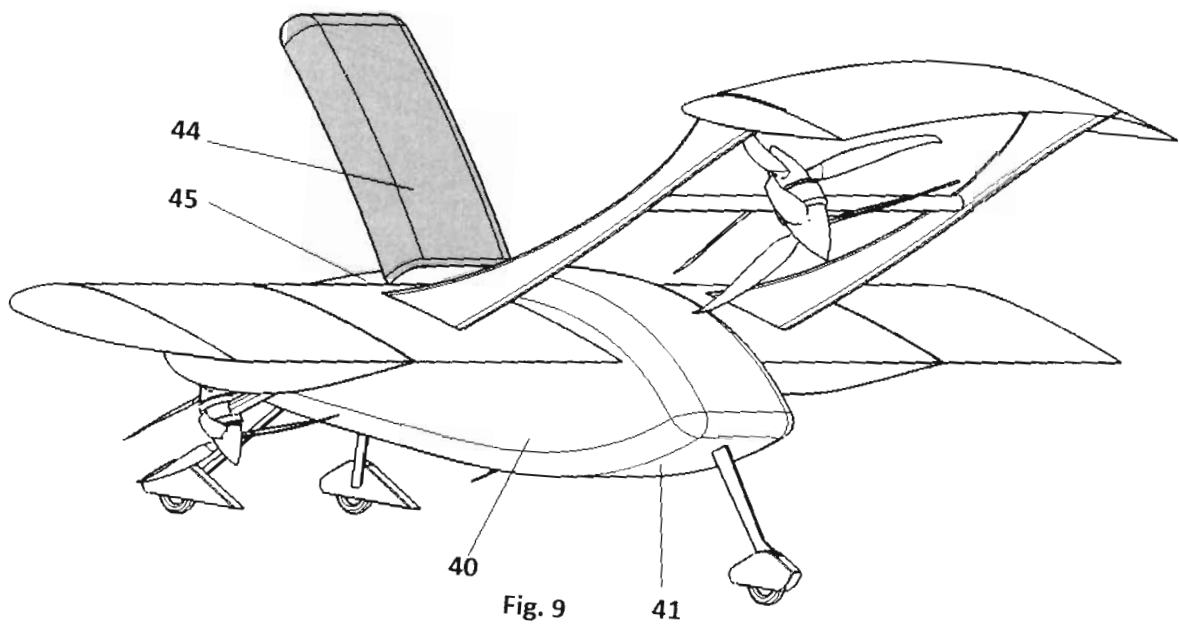


Fig. 9

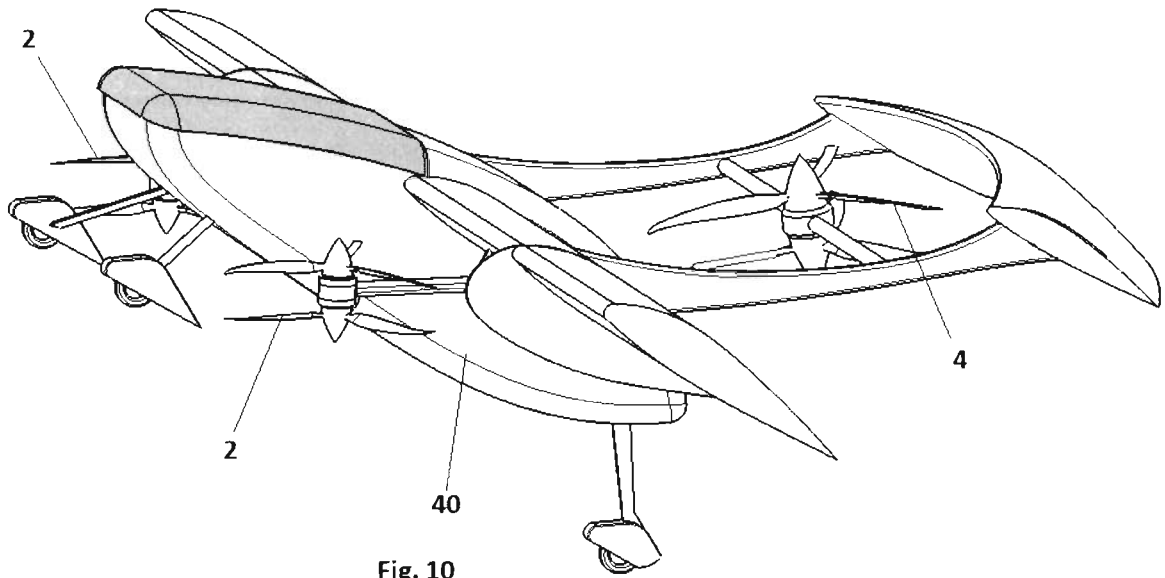


Fig. 10

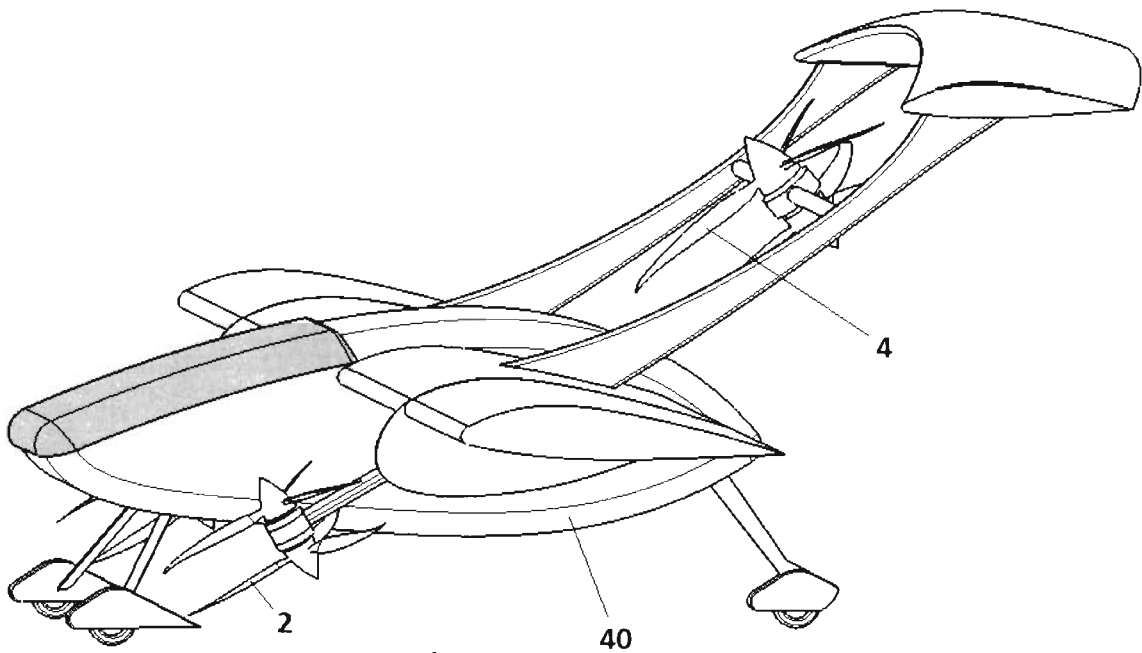
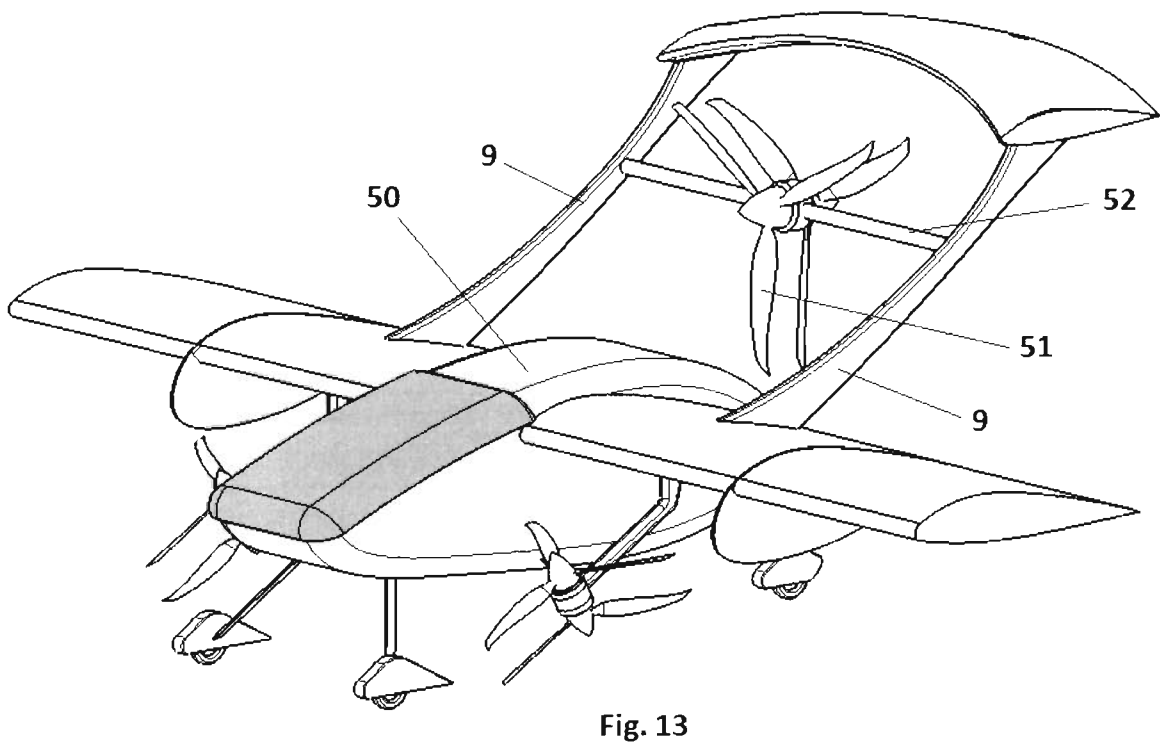
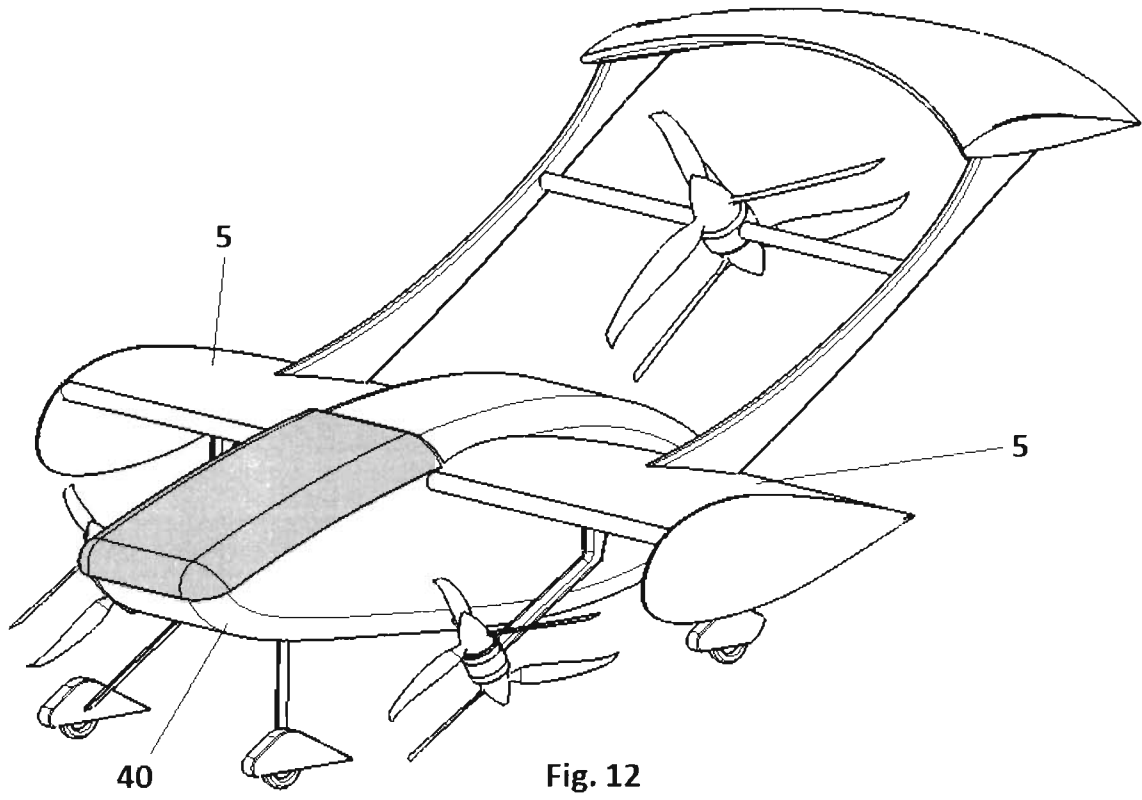


Fig. 11



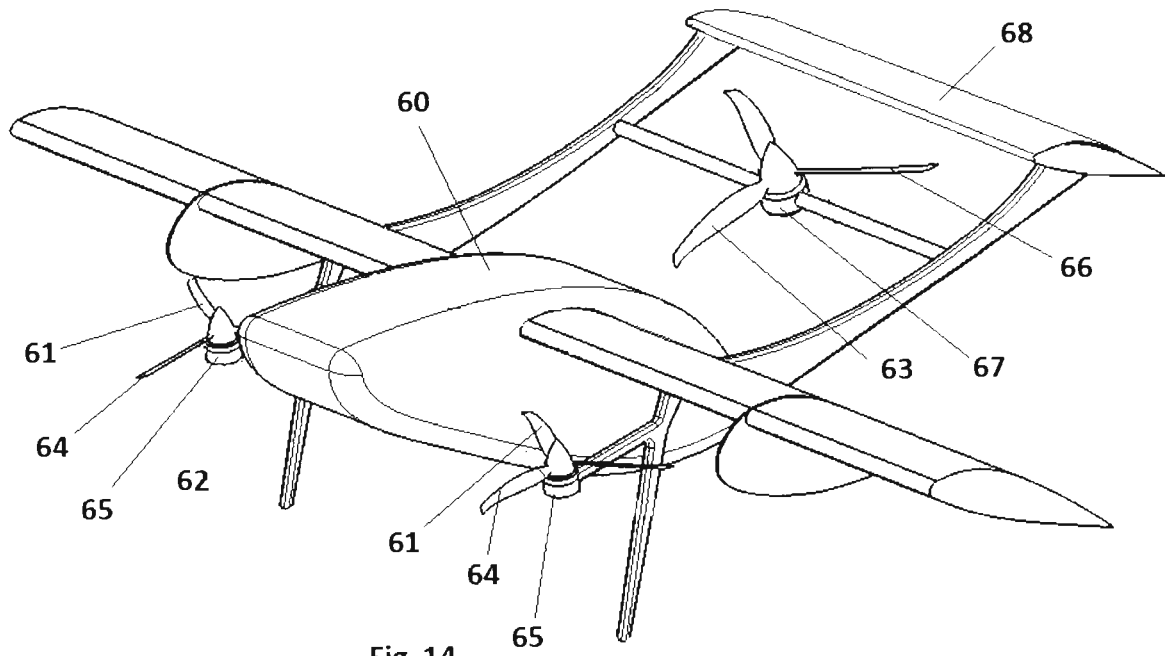


Fig. 14

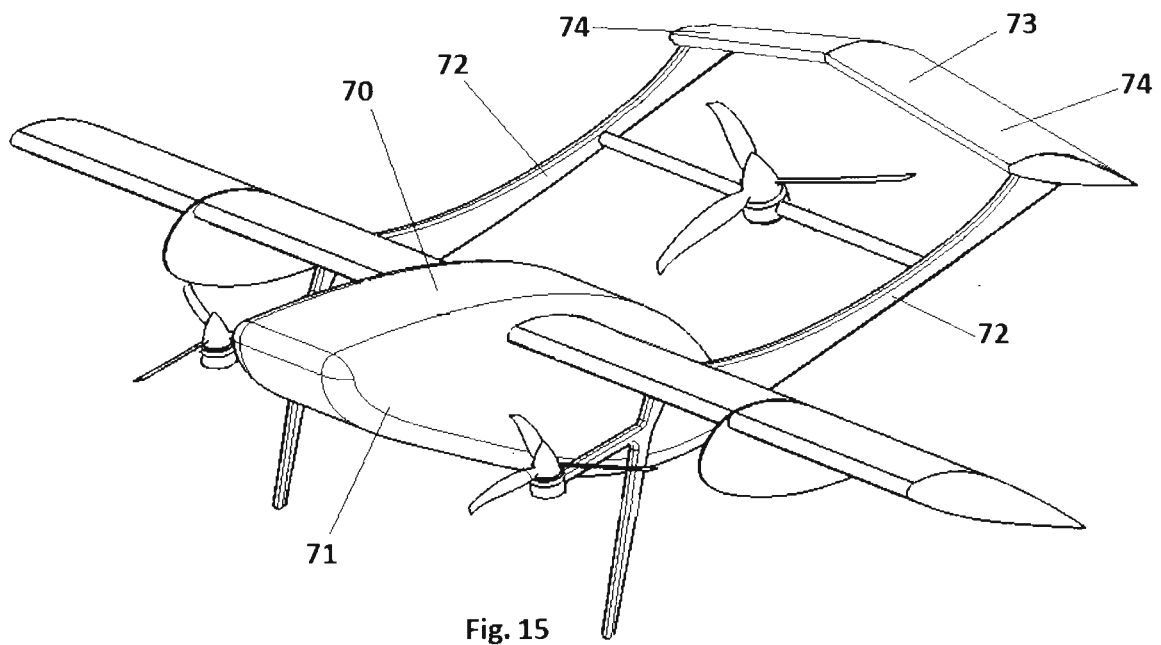


Fig. 15