



(12)

## CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: **a 2022 00814**

(22) Data de depozit: **14/12/2022**

(41) Data publicării cererii:  
**28/06/2024** BOPI nr. **6/2024**

(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 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 și care este capabilă să orienteze un jet de aer în mod convenabil după diverse direcții. Aeronava, conform invenției are un fuzelaj (2) aerodinamic, pe care este montat un sistem (3) de propulsie care conține trei elemente (4 și 5) producătoare de tracțiune, anterioare și respectiv posterior conectate rigid între ele prin intermediul unui suport (6) rotativ, cele două elemente (4) producătoare de tracțiune, anterioare sunt conectate cu suportul (6) rotativ prin intermediul a două brațe (7) anterioare dispuse simetric în raport cu un plan median longitudinal al fuzelajului (2), sistemul (3) rotativ poate fi rotit prin intermediul suportului (6) rotativ de un actuator cu redundanță inclusă, pe fuzelaj (2) fiind montată simetric în zona superioară o aripă (11) principală care are la fiecare capăt montată o aripă (12) pivotantă acționată de un mecanism de rotire.

Revendicări: 14  
Figuri: 17

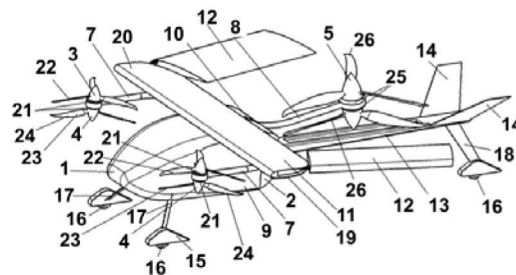


Fig. 1



**Aeronava cu utilizare duala**

<b>OFICIUL DE STAT PENTRU INVENȚII ȘI MĂRCI</b>	
<b>Cerere de brevet de invenție</b>	
Nr. ....	a 2022 0814
Data depozit .....	14-12-2022

Invenția se refera la o aeronava cu utilizare duala, respectiv care 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 in mod convenabil dupa diverse directii.

In continuare se va utiliza pentru o aeronava cu decolare si aterizare pe verticala denumirea consacrata de „aeronava VTOL” si pentru o aeronava cu decolare si aterizare scurta denumirea consacrata de „aeronava STOL”

Inventia reprezinta o continuare in parte si o perfectionare a a inventiei cu numar de publicare RO135271 care descrie o aeronava VTOL ce utilizeaza vectorizarea tractiunii sistemului de propulsie.

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 inasa a folosi fenomene aerodinamice suplimentare pentru a reduce raportul tractiune/greutate.

Unele aparate VTOL utilizeaza aripi pentru zborul orizontal. Acestea prezinta un gabarit extins, respectiv o proiectie pe sol marita, ceea ce le face improprii utilizarii

in orase. Pe de alta parte, aeronavele VTOL fara aripi au o autonomie redusa datorita eficientei scazute a zborului orizontal.

Aeronavele VTOL in marea lor majoritate nu au posibilitatea, ca in caz de urgenta, sa aterizeze ca un avion conventional sau ca unul STOL utilizind o pista de aterizare. Pe de alta parte, in cazul unui defect major al sistemului de propulsie este posibil ca singura posibilitate de salvare sa fie aterizarea prin rularea pe o pista situata in apropiere.

Sunt cunoscute aeronavele VTOL ce utilizeaza elice (rotoare) pivotante in jurul axei aripii, ca de exemplu inventia cu numarul US20220388647A1. Aceste vehicule prezinta un numar de dezavantaje. Sistemul de propulsie al aeronavei este complex având în vedere adaugarea de mecanisme de rotație a elicei la capătul fiecăreia dintre ele. Adăugarea acestor elemente contribuie în special la creșterea masei totale a vehiculului prin urmare, a consumului de energie. Pe de alta parte elicele, care de obicei sunt montate pe aripi, produc un jet de aer care este frinat de aripi, ceea ce micsoreaza eficienta propulsiei in special in tranzitie si zbor vertical. Mai mult, la acest tip de aeronave elicele si mecanismele de basculare aferente fiind montate pe aripi, se majoreaza foarte mult masa acestora. Aceasta caracteristica intra in contradictie cu cerinta ca vehiculele VTOL sa aiba greutatea cit mai mica pentru a dimiuna puterea necesara a sursei de energie imbarcate.

Este de asemenea cunoscuta inventia cu numarul US 9187174B2 care de asemenea utilizeaza elice pivotane si prezinta aceleasi dezavantaje. In plus mecanismele ce realizeaza pivotarea elicelor sunt foarte complexe, ceea ce creste probabilitatea de defectare si majoreaza pretul de cost.

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 de a utiliza tehnici active de hiper-sustentatie ca de exemplu aspirarea si suflarea stratului limită si controlul

precis al circulației aerului pe suprafețele aerodinamice, fara obstructii suplimentare, pentru a mari eficienta in zbor a unei aeronave.

Un alt obiectiv al prezentei inventii este acela de a utiliza un sistem de propulsie redundant, dar care sa aiba cit mai putine piese componente in vederea reducerii greutatii si a pretului de cost.

Un alt obiectiv al inventiei 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, obinute din cea anterioara, sa poata fi utilizata in mod eficient pentru misiuni cu autonomie extinsa.

Un alt obiectiv al acestei inventii este de a oferi o varianta de functionare sigura pentru o aeronava VTOL in cazul defectiunii sistemului de propulsie.

Un alt obiectiv al acestei inventii este acela ca o aeronava cu decolare si aterizare pe verticala sa poata ateriza in caz de urgenta ca o aeronava conventionala pe o pista de dimensiuni reduse.

Inventia inlatura dezavantajele aratate mai sus prin aceea ca o aeronava, cu decolare si aterizare pe verticala, prezinta un fuzelaj aerodinamic pe care este montat un sistem de propulsie ce contine doua elemente producatoare de tractiune anterioare si un element producator de tractiune posterior, conectate rigid intre ele prin intermediul unui suport rotativ. Elementele producatoare de tractiune anterioare sunt conectate cu suportul rotativ prin intermediul a doua brate anterioare. Elementul producator de tractiune posterior este conectat cu suportul rotativ prin intermediul unui brat posterior. Fuzelajul prezinta niste panouri laterale. Pe fiecare panou lateral se poate roti suportul rotativ. Bratul posterior iese din fuzelaj printr-o fanta centrala care este suficient de extinsa pentru a-i permite sa pivoteze. Intregul sistem de propulsie poate fi rotit prin intermediul suportului rotativ de un actuator cu redundanta inclusa. Pe fuzelaj este montata simetric in zona superioara o aripa principala. La fiecare capat aripa principala prezinta montata o aripa pivotanta actionata de un mecanism de rotire. Aripile pivotane pot fi rotite paralel cu fuzelajul la decolare/aterizare pentru ca proiectia pe sol a aeronavei sa fie minima, si sunt

rotite în prelungirea aripilor principale în zborul orizontal pentru a crește portanța aeronavei. Fuzelajul se continuă spre spate cu o grindă orizontală, sau coada, poziționată în zona mediană a aeronavei, ce prezintă la partea din capăt două stabilizatoare înclinate simetrice. În poziția de decolare/aterizare elementele producătoare de tracțiune anterioare și elementul producător de tracțiune posterior au niste plane de rotație poziționate în mod substanțial orizontal. În faza de decolare/aterizare elementele producătoare de tracțiune anterioare sunt amplasate în fața aripilor principale și elementul producător de tracțiune posterior este amplasat în spatele fuzelajului și deasupra grinzii orizontale. Aeronava prezintă un tren de aterizare cu roți fixat sub fuzelaj.

Într-o altă variantă o aeronava, cu decolare și aterizare pe verticală, prezintă un fuzelaj aerodinamic pe care este montat un sistem de propulsie ce conține două elemente producătoare de tracțiune anterioare și două elemente producătoare de tracțiune posterioare, conectate rigid între ele prin intermediul unui suport rotativ. Elementele producătoare de tracțiune anterioare sunt conectate cu suportul rotativ prin intermediul a două brate anterioare. Elementele producătoare de tracțiune posterioare sunt conectate cu suportul rotativ prin intermediul a două brate posterioare. Fuzelajul prezintă niste panouri laterale. Pe fiecare panou lateral se poate roti suportul rotativ. Întregul sistem de propulsie poate fi rotit prin intermediul suportului rotativ de un actuator cu redundanță inclusă. Acest tip de aeronava poate utiliza un fuzelaj de la o aeronava existentă în fabricație, la care se aduc un număr de modificări minime.

Aeronavele conform invenției pot să utilizeze atât decolarea și aterizarea pe verticală cât și decolarea și aterizarea scurtă.

Ca sursă de energie aceste aeronave pot utiliza un pachet de baterii electrice sau o unitate hibridă.

Aeronava conform invenției este un mijloc convenabil și sigur de a transporta cel puțin un pasager sau marfuri între două locații fără amenajeri speciale. Așa cum este concepută, aeronava este stabilă în timpul zborului și are o dimensiune compactă, astfel încât amprenta aeronavei la sol, respectiv aria necesară de stocare la sol să fie

minime. Schimbarea regimului de zbor se realizeaza cu usurinta prin modificarea turatiei elementelor producatoare de tractiune si a orientarii jeturilor de aer. Prezenta inventie elimina necesitatea existentei suprafetelor de control, ceea ce simplifica constructia si reduce pretul de cost al aeronavei. Pozitia naturală a pilotului si pasagerilor în timpul zborului si un nivel redus de spatiu necesar la decolare si aterizare fac aeronava ideală pentru o utilizare zilnică, inclusiv in orase. Randamentul propulsiei este imbunatatit in zbor datorita componentei generate de depresiunea de pe extradusul si de presiunea de pe intradosul aripilor. 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 1-17 care reprezinta:

- Fig. 1, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala cu trei elemente producatoare de tractiune in faza decolarii aterizarii;
- Fig. 2, o vedere izometrica dinspre spate a aeronavei de la figura 1;
- Fig. 3, o vedere de sus a aeronavei de la figura 1;
- Fig. 4, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 1 cu aripile pivotante extinse dupa decolare;
- Fig. 5, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 1 in faza tranzitiei;
- Fig. 6, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 1 in faza zborului orizontal;
- Fig. 7 o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 1 in faza zborului orizontal cu viteza economica;
- Fig. 8, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 1 in faza decolarii/aterizarii de pe o pista ca aeronava STOL;
- Fig. 9, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala cu trei elemente producatoare de tractiune, avind fiecare o singura elice, in faza decolarii aterizarii;
- Fig. 10, o vedere laterala cu sectiune a unei uitati electrice redundante;
- Fig. 11, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 9 in faza zborului orizontal;

- Fig. 12, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala cu patru elemente producatoare de tractiune in faza decolarii aterizarii;
- Fig. 13, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 12 in faza tranzitiei;
- Fig. 14, o vedere cu sectiune a aeronavei de la figura 12 in faza de zbor orizontal, avind elicele rotite;
- Fig. 15, o vedere izometrica dinspre fata a aeronavei de la figura 12 in faza zborului orizontal, cu viteza economica;
- Fig. 16, o vedere izometrica a aeronavei de la figura 12 in faza decolarii/aterizarii de pe o pista ca aeronava STOL;
- Fig. 17, o vedere izometrica dinspre fata a unei aeronave cu decolare si aterizare pe verticala cu sursa de alimentare hibrida.

Intr-o prima varianta constructiva o aeronava 1, cu decolare si aterizare pe verticala, prezinta un fuzelaj 2 aerodinamic ca in figurile 1-8. Pe fuzelajul 2 este montat un sistem de propulsie 3 ce contine doua elemente producatoare de tractiune anterioare 4 si un element producator de tractiune posterior 5, conectate rigid intre ele prin intermediul unui suport rotativ 6, pozitionat transversal fata de fuzelajul 2 si in partea de superioara a acestuia, ca in figura 2. Elementele producatoare de tractiune anterioare 4 sunt conectate cu suportul rotativ 6 prin intermediul a doua brate anterioare 7 pozitionare simetric in raport cu un plan median longitudinal al fuzelajului 2. Elementul producator de tractiune posterior 5 este conectat cu suportul rotativ 6 prin intermediul unui brat posterior 8 ce poate pivota in planul median longitudinal al fuzelajului 2. Fuzelajul 2 prezinta niste panouri laterale 9, simetrice. Suportul rotativ 6 se poate roti fiind sustinut de cele doua panouri laterale 9. Bratul posterior 8 iese din fuzelajul 2 printr-o fanta centrala 10 care este suficient de mare pentru a-i permite sa pivoteze. Intregul sistem de propulsie 3 poate fi rotit prin intermediul suportului rotativ 6 de un actuator cu redundanta inclusa (nefigurat). Pe fuzelajul 2 este montata simetric in zona superioara o aripa principala 11. La fiecare capat aripa principala 11 prezinta montata o aripa pivotanta 12 actionata de un mecanism de rotire (nefigurat). Aripile pivotane 12 pot fi rotite paralel cu fuzelajul 2, fiind astfel pliate la decolare/aterizare pentru ca proiectia pe sol a aeronavei 1 sa fie minima, ca in figura 1. Aripile pivotane 12 sunt rotite in prelungirea aripii principale

11 in zborul orizontal pentru a creste portanta aeronavei 1, ca in figura 4. Fuzelajul 2 se continua spre spate cu o grinda orizontala 13, sau coada, pozitionata in zona mediana a aeronavei 1, ce prezinta la partea din capat doua stabilizatoare 14 inclinate si simetrice. In pozitia de decolare/aterizare elementele producatoare de tractiune anterioare 4 si elementul producator de tractiune posterior 5 au niste plane de rotatie pozitionate in mod substantial orizontal. In faza de decolare/aterizare elementele producatoare de tractiune anterioare 4 sunt amplasate in fata aripilor principale 11 si elementul producator de tractiune posterior 5 este amplasat in spatele fuzelajului 2 si deasupra grinzii orizontale 13. Aeronava 1 prezinta un tren de aterizare 15, avind niste roti 16 fixate sub fuzelajul 2, cu ajutorul unor suporturi 17 si 18. Aripa principala 11 prezinta un intrados 19 si un extradados 20. Diametrul elementului producator de tractiune posterior 5 este in mod substantial mai mare decit diametrele elementelor producatoare de tractiune anterioare 4. Intr-o prima varianta de realizare, elementele producatoare de tractiune anterioare 4 utilizeaza doua motoare electrice 21 ce antreneaza doua elice una superioara 22 si alta inferioara 23, care sunt contrarotative. Elicea inferioara 23 prezinta niste palete 24, pliabile, atinci cind motorul electric 21 corespunzator nu functioneaza. In mod similar, elementul producator de tractiune posterior 5 utilizeaza doua motoare electrice 25 ce antreneaza doua elice 26, contrarotative. In functionare, la decolarea pe verticala elementele producatoare de tractiune anterioare 4 si elementul producator de tractiune posterior 5 sunt pozitionate in mod substantial orizontal, iar aripile pivotante 12 sunt pliate paralel cu fuzelajului 2. Cind sunt actionate, elementele producatoare de tractiune anterioare 4 si elementul producator de tractiune posterior 5 creeaza o forta de ascensiune pe verticala. Dupa ce aeronava 1 se ridica in aer, aripile pivotante 12 sunt extinse pina ajung in prelungirea aripilor principale 11. Dupa o perioada scurta de timp, in faza tranzitiei spre zborul orizontal sistemul de propulsie 3 incepe sa se incline cu totul spre in fata, ceea ce provoaca aparitia unei componente a fortei de tractiune orientata orizontal, ca in figura 5. Pe masura ce viteza pe orizontala a aeronavei 1 creste, aripa principala 11 si aripile pivotante 12 produc o forta de sustentatie din ce in ce mai mare pina ce ajunge sa echilibreze greutatea aeronavei 1. Unghiul de inclinare al sistemului de propulsie 3 creste si el si componenta de tractiune pe orizontala devine majoritara, ca in figura 6. In functionarea cu viteza economica pe orizontala elicele inferioare 23 sunt oprite si paletele 24, pliabile, sunt impinse de fluxul frontal de aer in lungul axei motoarelor electrice 21, ca in figura 7, ceea ce



reduce rezistenta la inaintarea in aer si diminueaza energia absorbita de sistemul de propulsie 3. In timpul zborului de tranzitie si orizontal elementele producatoare de tractiune anterioare 4 produc o presiune marita asupra intradosului 19 al aripilor principale 11 si concomitent, elementul producator de tractiune posterior 5 absoarbe aerul de pe extradusul 20 al aripilor principale 11 si de pe suprafata superioara a fuzelajului 2, ceea ce maresc portanta generala a aeronavei 1. In cazul epuizarii sursei de energie sau in alte cazuri de urgenta, aeronava 1 poate decola si ateriza ca o aeronava cu decolare si aterizare scurta STOL si in aceste situatii sistemul de propulsie 3 are o inclinare medie spre in fata, in asa fel incit elementele producatoare de tractiune anterioare 4 sa nu atinga solul, ca in figura 8.

Intr-un alt exemplu de realizare a inventiei, o aeronava 40, asemanatoare cu cea anterioara, utilizeaza un sistem de propulsie 41 ce contine doua elemente producatoare de tractiune anterioare 42 si un element producator de tractiune posterior 43, ca in figurile 9-11. Fiecare element producator de tractiune anterior 42 utilizeaza o elice 44 actionata de un bloc motor 45 ca in figura 10. Blocul motor 45 contine doua motoare electrice 46, paralele, ce se rotesc in sensuri contrare, fiecare actionind un pinion cilindric 47. Cele doua pinioane cilindrice 47 angreneaza cu o roata dintata centrala 48, avind diametrul mai mare decit cel al pinioanelor cilindrice 47, roata dintata centrala 48 transmitindu-si miscarea direct la elicea 44. In cazul defectarii unuia dintre cele doua motoare electrice 46, celalalt motor electric 46 continua sa se roteasca si sa antreneze singur elicea 44, ceea ce asigura redundanta sistemului. In mod similar, elementul producator de tractiune posterior 43 utilizeaza o elice 49 actionata de un bloc motor 50.

Intr-un alt exemplu de realizare a inventiei, o aeronava 70, cu decolare si aterizare pe verticala, prezinta un fuzelaj 71, aerodinamic, pe care este montat un sistem de propulsie 72 ce contine doua elemente producatoare de tractiune anterioare 73 si doua elemente producatoare de tractiune posterioare 74, conectate rigid intre ele prin intermediul unui suport rotativ 75, ca in figurile 12-16. Suportul rotativ 75 este pozitionat transversal pe fuzelajul 71, in partea mediana a acestuia., respectiv in zona centrului de greutate al aeronavei 70. Fuzelajul 71 poate fi preluat de la o aeronava existenta, aflata in fabricatie. Fuzelajul 71 prezinta niste panouri laterale 76. Pe fiecare panou lateral 76 se poate roti o extremitate a suportului rotativ 75. Intregul

sistem de propulsie 72 poate fi rotit prin intermediul suportului rotativ 75 de un actuator cu redundanta inclusa (nefigurat). Elementele producatoare de tractiune anterioare 73 sunt conectate cu suportul rotativ 75 prin intermediul a doua brate anterioare 78, fiecare sustinind un suport 79. Pe fiecare suport 79, de o parte si de alta a acestuia, sunt fixate doua motoare electrice 80 si 81, contrarotative. Motorul electric 80 antreneaza o elice superioara 82. Motorul electric 81 antreneaza o elice inferioara 83. Elicea inferioara 83 prezinta niste palete pliabile 84. Elementele producatoare de tractiune posterioare 74 sunt conectate cu suportul rotativ 75 prin intermediul a doua brate posterioare 85, fiecare sustinind doua motoare electrice 86 si 87 montate in continuarea bratului posterior 85 corespunzator. Motoare electrice 86 si 87 sunt contrarotative si fiecare antreneaza o elice 88. Pe fuzelajul 71 este montata simetric in partea superioara si deasupra suportului rotativ 75 o aripa 89. Aripa 89 prezinta un intrados 90 si un extradados 91. . In faza de decolare/aterizare elementele producatoare de tractiune anterioare 73 sunt amplasate in fata aripii 89 si elementele producatoare de tractiune posterioare 74 sunt amplasate in spatele aripii 89. Aeronava 70 prezinta un tren de aterizare 92, escamotabil, avind niste roti 93, ca in figura 12. In functionare, la decolarea pe verticala elementele producatoare de tractiune anterioare 73 si elementele producatoare de tractiune posterioare 74 sunt pozitionate in mod substantial orizontal. Elementele producatoare de tractiune anterioare 73 si elementele producatoare de tractiune posterioare 74 realizeaza o forta de ascensiune pe verticala. Dupa o perioada scurta de timp, in faza tranzitiei spre zborul orizontal sistemul de propulsie 72 incepe sa se incline cu totul spre in fata, ceea ce provoaca aparitia unei componente a fortei de tractiune orientata orizontal, ca in figura 13. Pe masura ce viteza pe orizontala a aeronavei 70 creste, aripa 89 produce o forta de sustentatie din ce in ce mai mare pina ce ajunge sa echilibreze greutatea aeronavei 70. Unghiul de inclinare al sistemului de propulsie 72 creste si el si componenta de tractiune pe orizontala devine majoritara, ca in figura 14. In functionarea cu viteza economica pe orizontala elicele inferioare 83 sunt oprite si paletele 84, pliabile sunt impinse de fluxul frontal de aer in lungul axei motoarelor electrice 80 si 81, ca in figura 15, ceea ce reduce rezistenta la inaintarea in aer si diminueaza energia absorbita de sistemul de propulsie 72. In timpul zborului de tranzitie si orizontal elementele producatoare de tractiune anterioare 73 produc o presiune marita asupra intradosului 90 al aripii 89 si concomitent, elementele producatoare de tractiune posterioare 74 absorb aerul de pe extradadosul 91 al aripii 89, ceea ce mareste portanta

generala a aeronavei 70. In cazul epuizarii sursei de energie sau in alte cazuri de urgenta, aeronava 70 poate decola si ateriza ca o aeronava cu decolare si aterizare scurta STOL si in aceste situatii sistemul de propulsie 72 are o inclinare medie spre in fata, in asa fel incit elementele producatoare de tractiune anterioare 73 sa nu atinga solul, ca in figura 16.

Variantele prezentate sunt alimentate de un pachet de baterii electrice.

Intr-un alt exemplu de realizare a inventiei, o aeronava 100, asemanatoare cu cea de la exemplul anterior, utilizeaza un fuzelaj 101, care la partea anterioara prezinta un compartiment 102, ca in figura 17. Compartimentul 102 contine o unitate hibrida (nefigurata) care se alimenteaza cu aer prin intermediul unei deschideri frontale 103. Unitatea hibrida poate fi un turbo-generator, un motor termic asociat cu un generator electric sau o pila de combustie.

## Revendicari

1. Aeronava cu utilizare duala de tipul celor descrise in inventia cu numarul RO135271, care utilizeaza fenomene aerodinamice aditionale pentru a crea o portanta indusa, caracterizata prin aceea ca o aeronava (1), prezinta un fuzelaj (2), si pe fuzelajul (2) este montat un sistem de propulsie (3) ce contine doua elemente producatoare de tractiune anterioare (4) si un element producator de tractiune posterior (5), conectate rigid intre ele prin intermediul unui suport rotativ (6), pozitionat transversal fata de fuzelajul (2) si in partea de superioara a acestuia, si elementele producatoare de tractiune anterioare (4) sunt conectate cu suportul rotativ (6) prin intermediul a doua brate anterioare (7) pozitionare simetric in raport cu un plan median longitudinal al fuzelajului (2), si elementul producator de tractiune posterior (5) este conectat cu suportul rotativ (6) prin intermediul unui brat posterior (8) ce poate pivota in planul median longitudinal al fuzelajului (2), si fuzelajul (2) prezinta niste panouri laterale (9), simetrice, pe care se poate roti suportul rotativ (6), si bratul posterior (8) iese din fuzelajul (2) printr-o fanta centrala (10) care este suficient de extinsa pentru a-i permite sa pivoteze, si intregul sistem de propulsie (3) poate fi rotit prin intermediul suportului rotativ (6) de un actuator cu redundanta inclusa, si in pozitia de decolare/aterizare elementele producatoare de tractiune anterioare (4) si elementul producator de tractiune posterior (5) au niste plane de rotatie pozitionate in mod substantial orizontal, si pe fuzelajul (2) este montata simetric in zona superioara o aripa principala (11), si fuzelajul (2) se continua spre spate cu o grinda orizontala (13), pozitionata in zona mediana a aeronavei (1), ce prezinta la capat doua stabilizatoare (14) inclinate, simetrice, si in faza de decolare/aterizare elementele producatoare de tractiune anterioare (4) sunt amplasate in fata aripii principale (11) si elementul producator de tractiune posterior (5) este amplasat in spatele fuzelajului (2) si deasupra grinzii orizontale (13), si

aeronava (1) prezinta un tren de aterizare (15) , avind niste roti (16) fixate sub fuzelajul (2), cu ajutorul unor suporti (17) si (18), si

aripa principala (11) prezinta un intrados (19) si un extradados (20), si diametrul elementului producator de tractiune posterior (5) este in mod substantial mai mare decit diametrele elementelor producatoare de tractiune anterioare (4).

2. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca la fiecare capat aripa principala (11) prezinta montata o aripa pivotanta (12) actionata de un mecanism de rotire.

3. Aeronava ca la revendicarea 2 caracterizata prin aceea ca aripile pivotane (12) pot fi rotite paralel cu fuzelajul (2), fiind astfel pliate la decolare /aterizare pentru ca proiectia pe sol a aeronavei (1) sa fie minima, si

aripile pivotane (12) sunt rotite in prelungirea aripii principale (11) in tranzitie si zbor orizontal pentru a creste portanta aeronavei (1).

4. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca elementele producatoare de tractiune anterioare (4) utilizeaza doua motoare electrice (21) ce antreneaza doua elice una superioara (22) si alta inferioara (23), care sunt contrarotative, si

elicea inferioara (23) prezinta niste palete (24), pliabile, atunci cind motorul electric (21) corespunzator nu functioneaza, si

elementul producator de tractiune posterior (5) utilizeaza doua motoare electrice (25) ce antreneaza doua elice (26), contrarotative.

5. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca in functionare, la decolarea pe verticala elementele producatoare de tractiune anterioare (4) si elementul producator de tractiune posterior (5) sunt pozitionate in mod substantial orizontal, iar aripile pivotane (12) sunt pliate paralel cu fuzelajului (2), si

cind sunt actionate, elementele producatoare de tractiune anterioare (4) si elementul producator de tractiune posterior (5) produc o forta de ascensiune pe verticala, si

aeronava (1) se ridica in aer si aripile pivotane (12) sunt extinse pina ajung in

prelungirea aripii principale (11), si

dupa o perioada scurta de timp, in faza tranzitiei spre zborul orizontal sistemul de propulsie (3) incepe sa se incline cu totul spre in fata, ceea ce provoaca aparitia unei componente a fortei de tractiune orientata orizontal, si

pe masura ce viteza pe orizontala a aeronavei (1) creste, aripa principala (11) si aripile pivotante (12) produc o forta de sustentatie din ce in ce mai mare pina ce ajunge sa echilibreze greutatea aeronavei (1), si

unghiul de inclinare al sistemului de propulsie (3) creste si el si componenta de tractiune pe orizontala devine majoritara, si

la functionarea cu viteza economica pe orizontala elicele inferioare (23) sunt oprite si paletele (24), pliabile sunt impinse de fluxul frontal de aer in lungul axei motoarelor electrice (21), ceea ce reduce rezistenta la inaintarea in aer si diminueaza energia absorbita de sistemul de propulsie (3), si

in timpul zborului de tranzitie si orizontal elementele producatoare de tractiune anterioare (4) produc o presiune marita asupra intradosului (19) al aripii principale (11) si concomitent, elementul producator de tractiune posterior (5) absoarbe aerul de pe extradusul (20) al aripii principale (11) si de pe suprafata superioara a fuzelajului (2), ceea ce mareste portanta generala a aeronavei (1).

6. Aeronava ca la revendicarea 5 caracterizata prin aceea ca in cazul epuizarii sursei de energie, respectiv in cazuri de urgenta, aeronava (1) poate decola si ateriza ca o aeronava cu decolare si aterizare scurta si in aceste situatii sistemul de propulsie (3) are o inclinare medie spre in fata, in asa fel incit elementele producatoare de tractiune anterioare (4) sa nu atinga solul.

7. Aeronava ca la revendicarea 1 caracterizata prin aceea ca o aeronava (40), utilizeaza un sistem de propulsie (41) ce contine doua elemente producatoare de tractiune anterioare (42) si un element producator de tractiune posterior (43), si

fiecare element producator de tractiune anterior (42) utilizeaza o elice (44) actionata de un bloc motor (45), si

blocul motor (45) contine doua motoare electrice (46), paralele, ce se rotesc in sensuri contrare, fiecare actionind un pinion cilindric (47), si

cele doua pinioane cilindrice (47) angreneaza cu o roata dintata centrala (48), avind diametrul mai mare decit cel al pinioanelor cilindrice (47), roata dintata

centrala (48) transmitindu-si miscarea direct la elicea (44), si  
elementul producator de tractiune posterior (43) utilizeaza o elice (49)  
actionata de un bloc motor (50).

8. Aeronava ca la revendicarea 7 caracterizata prin aceea ca in cazul defectarii unuia  
dintre cele doua motoare electrice (46), celalalt motor electric (46) continua sa se  
roteasca si sa antreneze singur elicea (44), ceea ce asigura redundanta sistemului.

9. Aeronava cu utilizare duala caracterizata prin aceea ca o aeronava (70), prezinta  
un fuzelaj (71), aerodinamic, pe care este montat un sistem de propulsie (72) ce  
contine doua elemente producatoare de tractiune anterioare (73) si doua elemente  
producatoare de tractiune posterioare (74), conectate rigid intre ele prin intermediul  
unui suport rotativ (75), si

suport rotativ (75) este positionat transversal pe fuzelajul (71), in partea  
mediana a acestuia, respectiv in zona centrului de greutate al aeronavei (70), si  
fuzelajul (71) prezinta niste panouri laterale (76), pe care se poate roti suportul  
rotativ (75), si

intregul sistem de propulsie (72) se rotește prin intermediul suportului rotativ  
(75), actionat de un actuator cu redundanta inclusa, si

elementele producatoare de tractiune anterioare (73) sunt conectate cu  
suportul rotativ (75) prin intermediul a doua brate anterioare (78), fiecare sustinind  
un suport (79), si

pe fiecare suport (79), de o parte si de alta a acestuia, sunt fixate doua motoare  
electrice (80) si (81), contrarotative, si

motorul electric (80) antreneaza o elice superioara (82), si

motorul electric (81) antreneaza o elice inferioara (83), si

elicea inferioara (83) prezinta niste palete pliabile (84), si

elementele producatoare de tractiune posterioare (74) sunt conectate cu  
suportul rotativ (75) prin intermediul a doua brate posterioare (85), fiecare sustinind  
doua motoare electrice (86) si (87) montate in continuarea bratului posterior (85)  
corespunzator, si

motoare electrice (86) si (87) sunt contra-rotative si fiecare antreneaza o elice  
(88), si

pe fuzelajul (71) este montata simetric in partea superioara si deasupra

suportului rotativ (75) o aripa (89), si

aripa (89) prezinta un intrados (90) si un extradados (91), si

in faza de decolare/aterizare elementele producatoare de tractiune anterioare (73) sunt amplasate in fata aripii (89) si elementele producatoare de tractiune posterioare (74) sunt amplasate in spatele aripii (89), si

aeronava (70) prezinta un tren de aterizare (92), escamotabil, avind niste roti (93).

10. Aeronava ca la revendicarea 9 caracterizata prin aceea ca fuzelajul (71) poate fi preluat de la o aeronava existenta, aflata in fabricatie.

11. Aeronava ca la revendicarea 9 caracterizata prin aceea ca in functionare, la decolarea pe verticala elementele producatoare de tractiune anterioare (73) si elementele producatoare de tractiune posterioare (74) sunt pozitionate in mod substantial orizontal, si

elementele producatoare de tractiune anterioare (73) si elementele producatoare de tractiune posterioare (74) sunt actionate si realizeaza o forta de ascensiune pe verticala, si

dupa o perioada scurta de timp, in faza tranzitiei spre zborul orizontal, sistemul de propulsie (72) incepe sa se incline cu totul spre in fata, ceea ce provoaca aparitia unei componente a fortei de tractiune orientata orizontal, si

pe masura ce viteza pe orizontala a aeronavei (70) creste, aripa (89) produce o forta de sustentatie din ce in ce mai mare pina ce ajunge sa echilibreze greutatea aeronavei (70), si unghiul de inclinare al sistemului de propulsie (72) creste si el si componenta de tractiune pe orizontala devine majoritara, si

in functionarea cu viteza economica pe orizontala elicele inferioare (83) sunt oprite si paletele (84), pliabile sunt impinse de fluxul frontal de aer in lungul axei motoarelor electrice (80) si (81), ceea ce reduce rezistenta la inaintarea in aer si diminueaza energia absorbita de sistemul de propulsie (72), si

in timpul zborului de tranzitie si orizontal elementele producatoare de tractiune anterioare (73) produc o presiune marita asupra intradosului (90) al aripii (89) si concomitent, elementele producatoare de tractiune posterioare (74) absorb aerul de pe extradadosul (91) al aripii (89), ceea ce mareste portanta generala a aeronavei (70).



12. Aeronava ca la revendicarea 11 caracterizata prin aceea ca in cazul epuizarii sursei de energie, respectiv in cazuri de urgenta, aeronava (70) poate decola si ateriza ca o aeronava cu decolare si aterizare scurta si in aceste situatii sistemul de propulsie (72) are o inclinare medie spre in fata, in asa fel incit elementele producatoare de tractiune anterioare (73) sa nu atinga solul.

13. Aeronava ca la revendicarea 9 caracterizata prin aceea ca aeronava (70) este alimentata de un pachet de baterii electrice.

14. Aeronava ca la revendicarea 9 caracterizata prin aceea ca o aeronava (100), utilizeaza un fuzelaj (101), care la partea anterioara prezinta un compartiment (102), si compartimentul (102) contine o unitate hibrida ca sursa de energie a aeronavei (100), si unitate hibrida se alimenteaza cu aer prin intermediul unei deschideri frontale (103).

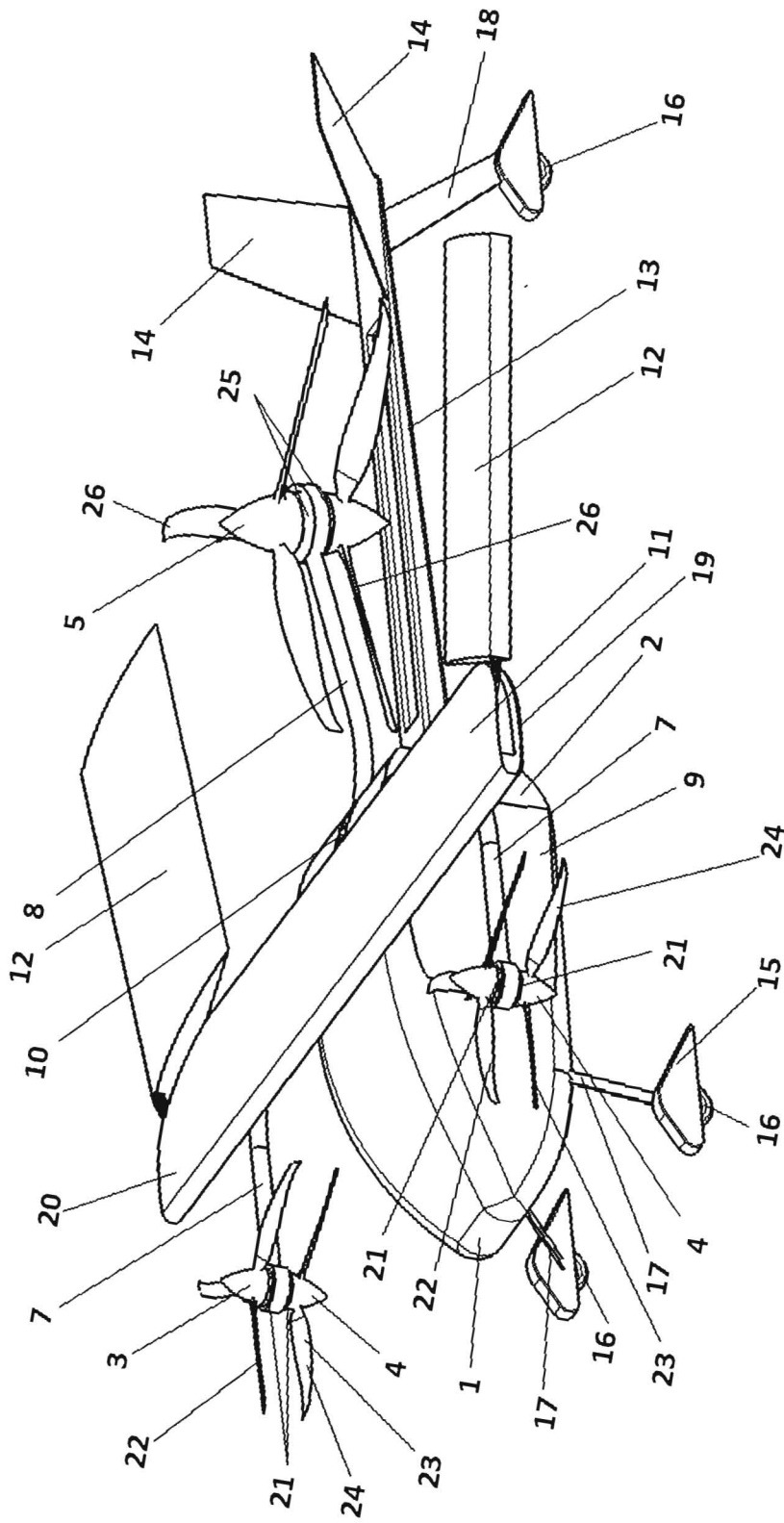


Fig. 1

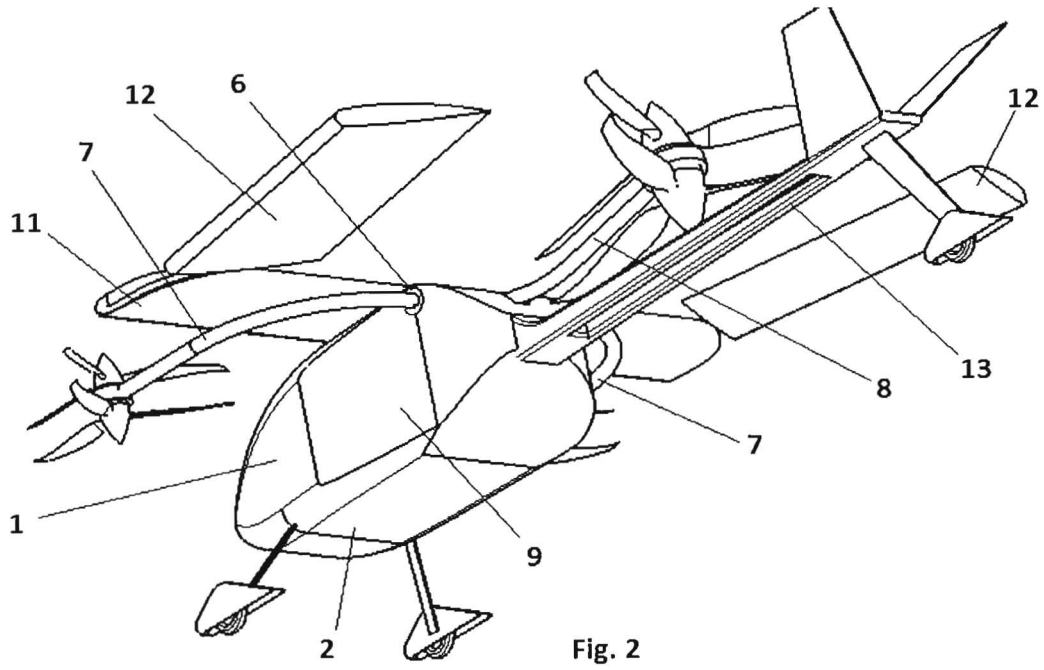


Fig. 2

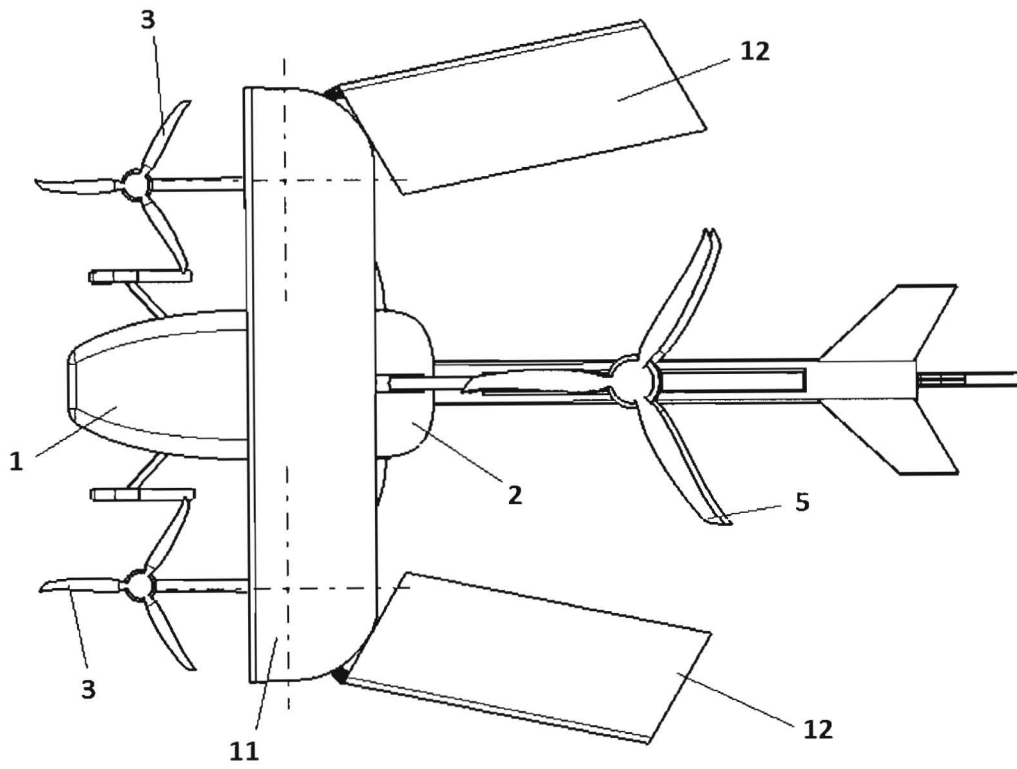


Fig. 3

56

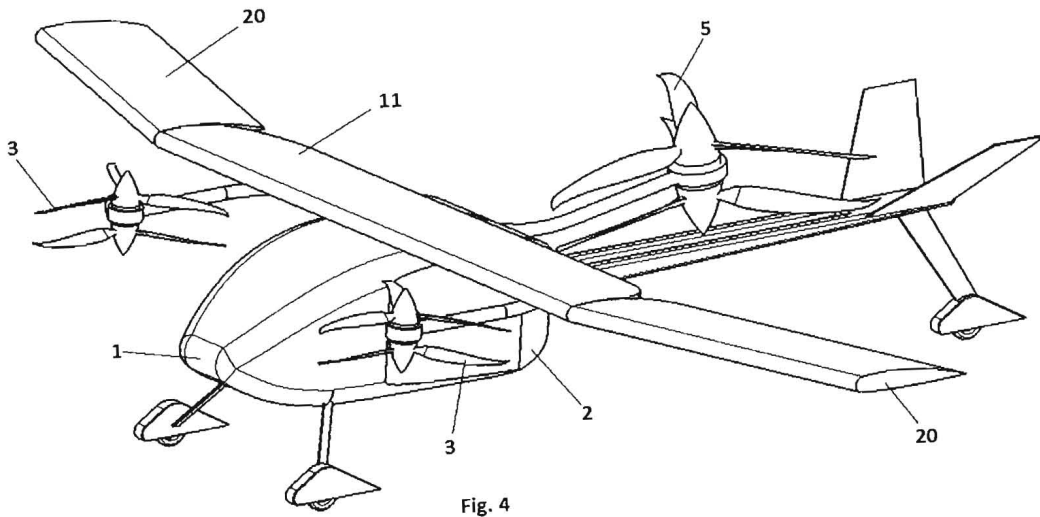


Fig. 4

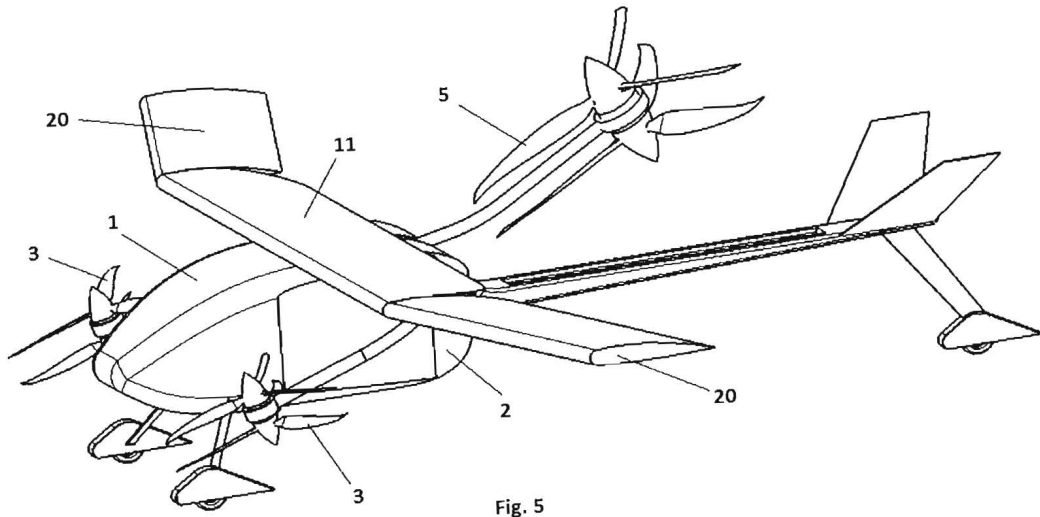


Fig. 5

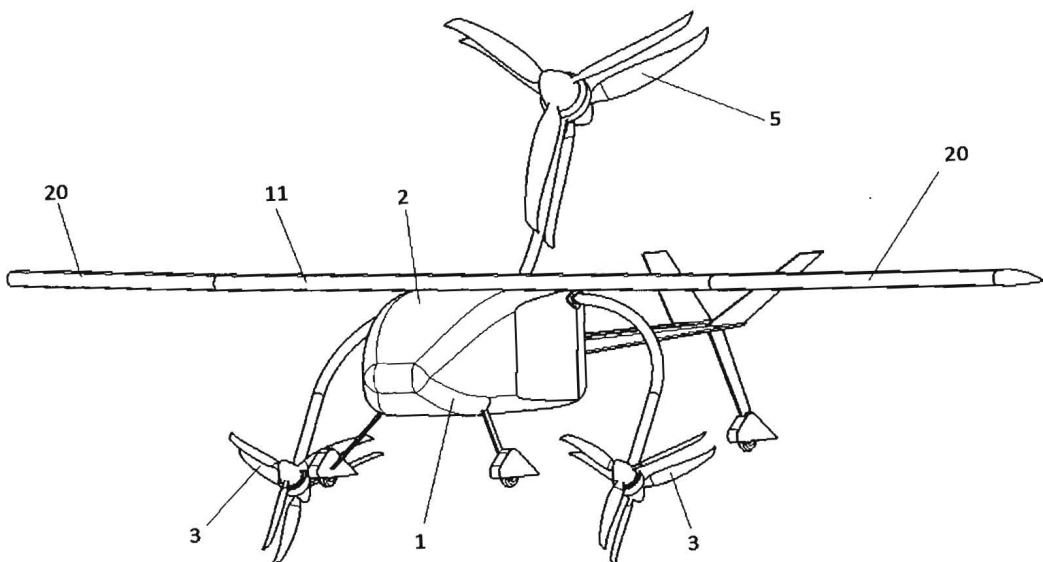


Fig. 6

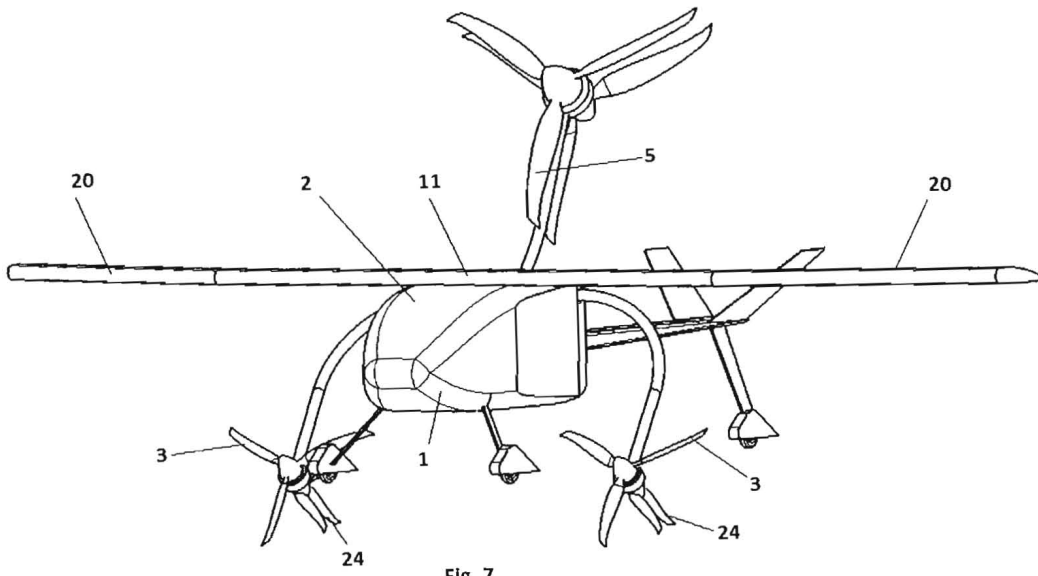


Fig. 7

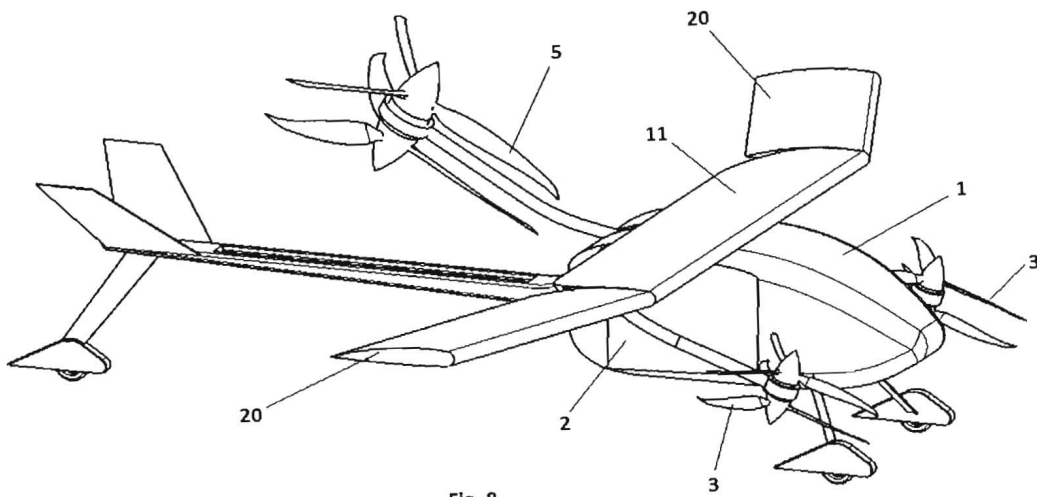


Fig. 8

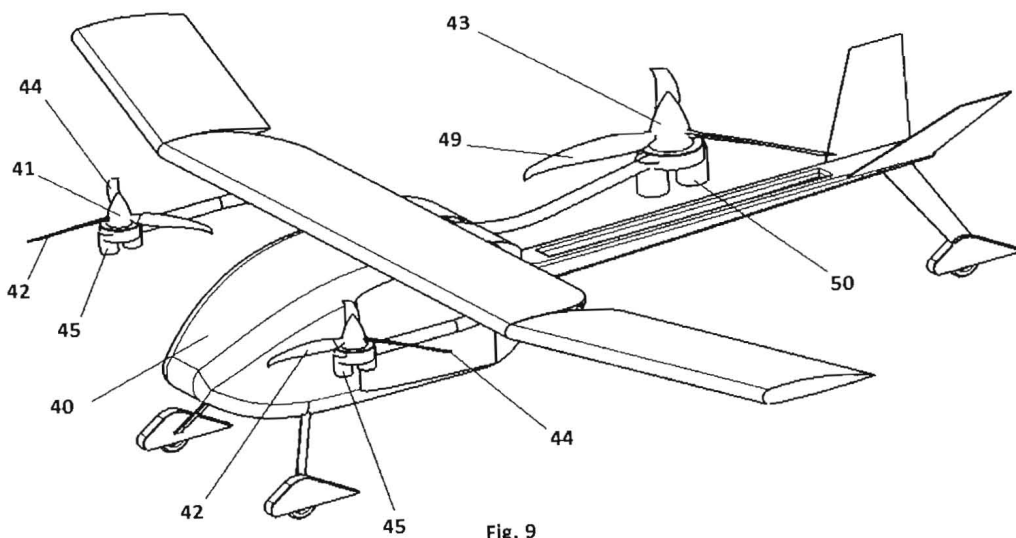


Fig. 9

84

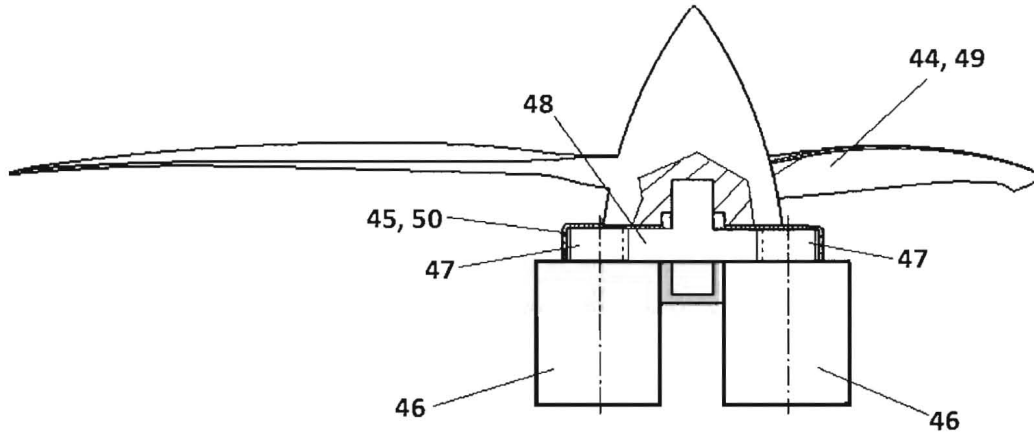


Fig. 10

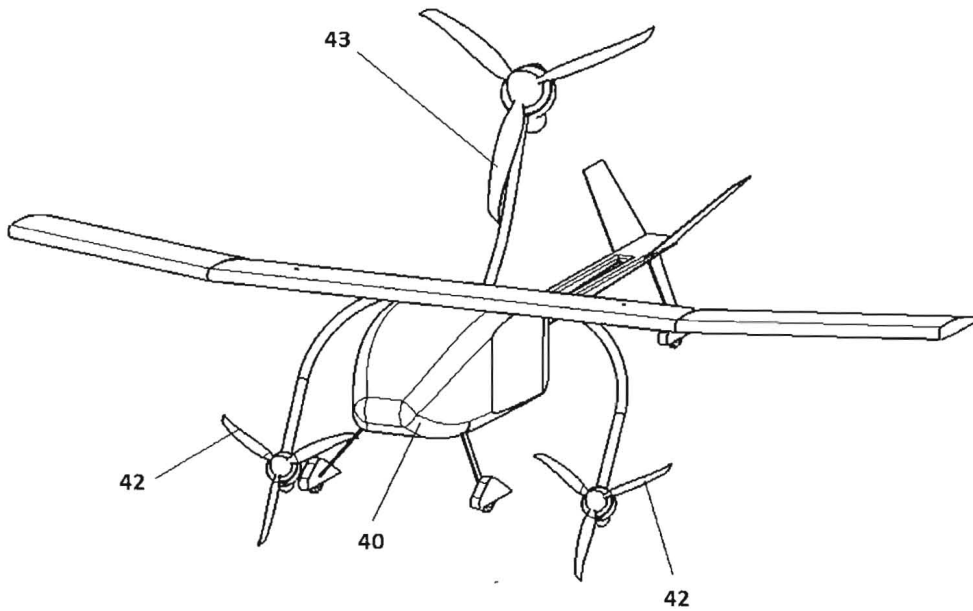


Fig. 11

B

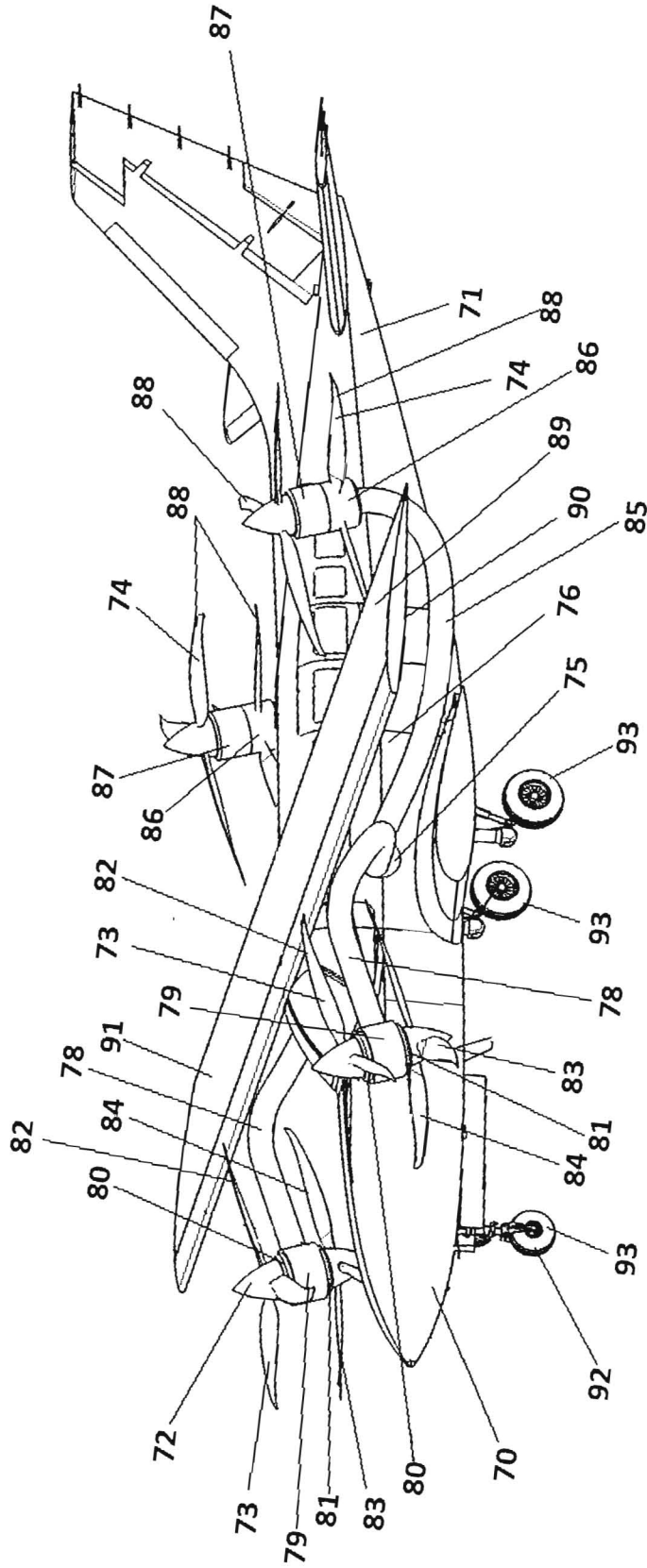


Fig. 12

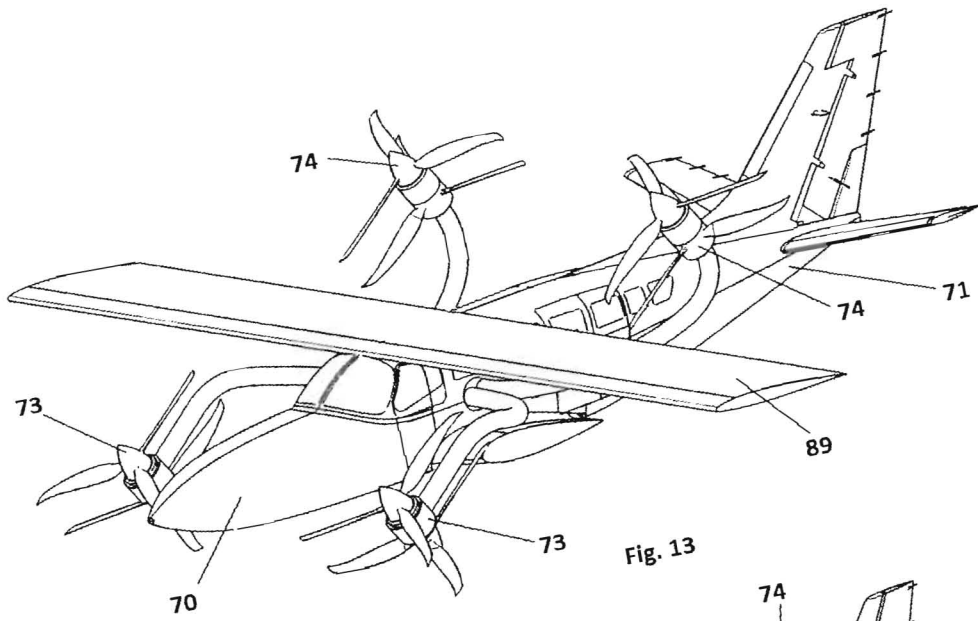


Fig. 13

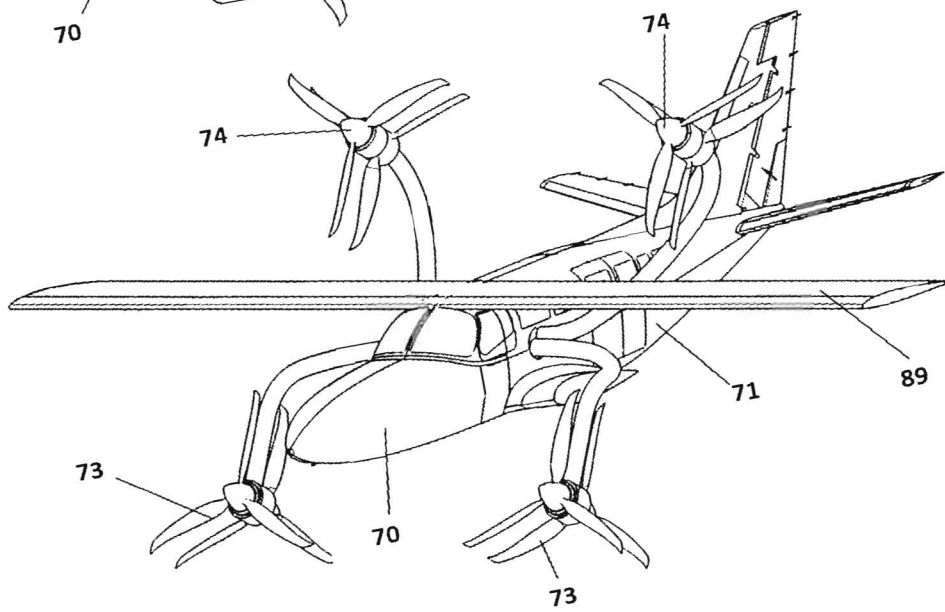


Fig. 14

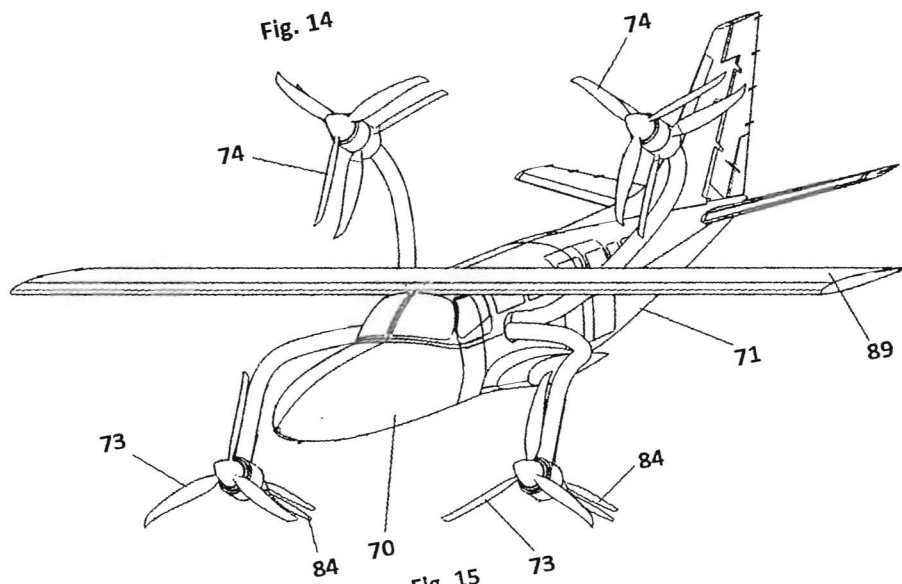


Fig. 15



