

(12) CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2020 00134

(22) Data de depozit: 06/03/2020

(41) Data publicării cererii:
28/08/2020 BOPI nr. 8/2020

(71) Solicitant:
• BALSEANU MARCEL RICHARD,
STR.TIBUCANI 37A, VOLUNTARI, IF, RO

(72) Inventatori:
• BALSEANU MARCEL RICHARD,
STR. TIBUCANI 37A, VOLUNTARI, IF, RO

(54) PROCEDEU DE PROPULSIE ELECTRICĂ ȘI APARAT
ZBURĂTOR AUTONOM CU PROPULSIE ELECTRICĂ

(57) Rezumat:

Invenția se referă la un procedeu de propulsie electrică și la un aparat de zbor autonom cu propulsie electrică, având aplicații în domeniul aeronautic, în atmosfere gazoase și cu posibilități de zbor în spațiul cosmic. Procedeu conform invenției constă în apariția în urma acțiunii a unor forțe dinamice concentrice de recombinare a unor ioni pozitivi cu sarcini negative, în zona opusă direcției de deplasare, creând în această zonă un domeniu de presiune P_0 ridicată, ca urmare a transformării energiei cinetice a unor forțe F_0 aerodinamice în energie potențială, și generând o forță F_1 rezultantă, capabilă să asigure portanța și deplasarea unui aparat de zbor. Aparatul conform invenției este compus dintr-un corp (1) având o formă discoidală, pe care sunt montate niște plăci (2) polare și niște ionizatoare (3) variabile, care au un centru (5) de comandă, și sunt încărcate cu potențiale și intensități diferite, pentru a forma un câmp electrostatic și o direcție de ionizare preferențială pentru deplasare, o sursă (4) de energie care alimentează un generator (6) de câmp și un generator (7) complementar, conectate la plăcile (2) polare și la ionizatoare (3), o sursă (8) de ionizare ce deservește un motor (9) suplimentar cu propulsie ionică, folosit în afara atmosferei terestre, o sursă (10) a motorului (9) ionic și o sondă electronică, pentru a putea disocia un număr suplimentar de atomi în atmosferă în ioni încărcăți pozitiv, și electroni care sunt captați de sondă și trec printr-un dispozitiv (11) multiplicator de electroni.

Revendicări: 4
Figuri: 3

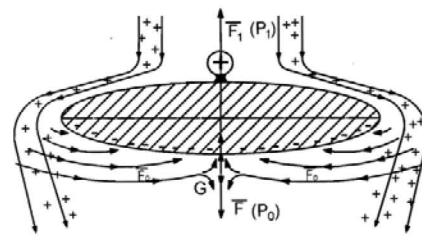


Fig. 1

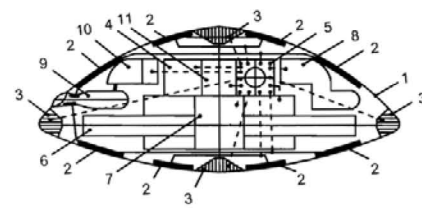
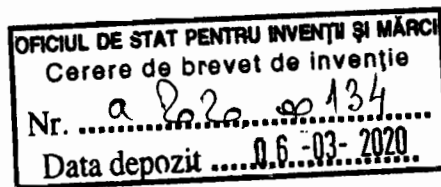


Fig. 3

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).





PROCEDEU DE PROPULSIE ELECTRICA SI APARAT ZBURATOR AUTONOM CU PROPULSIE ELECTRICA

Marcel Richard Balseanu

Prezenta inventie se refera la un procedeu de propulsie electrica si un aparat zburator autonom cu propulsie electrica, avand aplicatii in domeniul aeronautic in atmosfere gazoase, cu posibilitati de zbor si in spatiul cosmic.

Sunt cunoscute in stadiul tehnicii utilizarea diferitelor procedee de zbor sau de sustentatie, pe baza efectelor hidro-aerodinamice si mecanice cunoscute, atat in domeniul aviatic cat si in tehnica rachetelor.

Principalele procedee autonome cunoscute si utilizate in tehnica de zbor sau sustentatie, au la baza diversificat: procedeu folosirii elicei, paletelor rotative, procedeu de zbor si propulsie cu reactie sau procedeu de propulsie prin rachete cu diversi carburanti sau agenti de propulsie plasmatice de combustie sau a vaporilor.

De asemenea sunt cunoscute si realizate motoare ionice si electrodinamice, bazate pe principiul maririi vitezei gazelor de evacuare din ajutajele acestor motoare prin accelerarea electromagnetica in interiorul acestor motoare a produselor plasmatice, de combustie sau a vaporilor.

Printre inconvenientele principale ale tipurilor si procedeele de zbor sau sustentatie cunoscute se pot numara:

-Transportul in interiorul aparatelor de zbor a carburantilor, a agentilor de carburatie sau a altor agenti de propulsie in rezervoarele interne, element ce mareste gabaritul acestor aparate, necesitand consumuri energetice suplimentare pentru transportul acestora.

-Limitarea vitezei de zbor si a tractiunii specifice a acestor aparate, la performantele maxime oferite de tipul de combustibil utilizat, modul de lucru sau caracteristicile constructive.

-Incalzirea corpului aparatului de zbor prin frecarea cu atmosfera, fapt ce necesita limitarea vitezei de zbor in paturile atmosferice, cat si utilizarea unor sisteme de protectie costisitoare in cazul vizelor superioare.

-Limitarea posibilitatilor de manevrabilitate in timpul zborului.

-Consumul ridicat de carburanti si agenti de propulsie ce polueaza mediul inconjurator.

-Complexitatea elementelor constructive ale diferitelor tipuri de aparate de zbor si propulsie.

-Lipsa posibilitatilor multidirectionale de zbor, limitate la constructia si principiul de deplasare al tipului de aparat.

Astfel, la avionul cu elice, deplasarea se efectueaza prin fenomenul de "insurubare" a elicei in aer, ceea ce aerodinamic inseamna deplasarea aerului din fata avionului, unde se creeaza astfel o depresiune, catre zona din spate, unde are loc o suprapresiune, elemente care conduc la deplasarea acestuia. Corelandu-se acestea cu elementele geometrice ale avionului, apare ca efect portanta. In mod relativ asemanator, fenomenul este produs si la elicoptere. Performantele acestor aparate sunt limitate de posibilitatile mecanice ale dispozitivelor de rotatie. Sunt cunoscute deasemenea performantele si limitele celorlalte tipuri de zbor, cu reactie sau al rachetelor.

Se cunoaste patentul US 2016/0040658 A1 inventator Krauss, Ethan Daniel care prezinta un model de aparat de zbor ce foloseste efectul de ionizare al aerului realizat dintr-un ansamblu format dintr-o tesatura metalica cu rol de emitor si colector de sarcini controlat printr-un circuit de control. Patentul este axat mai ales pe descrierea ansamblului si a materialelor componente si utilizeaza tensiuni de ordinul zecilor de kilovolti ce indica faptul ca este vorba despre un aparat de mici dimensiuni si extrem de usor pentru a se putea obtine portanta. Exista realizate astfel de aparate usoare care folosesc ionizarea aerului pentru a se ridica. Pentru aceasta sunt utilizate surse de energie variabile, ridicarea in aer obtinandu-se prin incercari succesive la diferite tensiuni de alimentare in functie de greutatea modelului, neexistand un model de calcul efectiv energetic sau de dimensionare in functie de dimensiuni, greutate sau parametrii impusi de zbor.

Se mai cunoaste cererea de brevet de inventie (CBI) A 2005/01068 inventator Arghirescu Marius, care prezinta un model de nava spaiala cu propulsie ionica ce difera substantial constructiv si din punct de vedere al modului de functionare. Modelul in discutie are un motor magnetoelectric cu doua rotoare contrarotite, este prevazut cu magneti si pale si are un rezervor de combustibil compartimentat in minim sase zone prevazute fiecare cu camere de gazeificare, ionizare si accelerare, total diferit fata de solutia propusa prin prezenta inventie care nu foloseste elemente in miscare nu are magneti sectoare rotative sau rezervoare de combustibil necesare pentru a produce arderea in amestecul cu aerul. Mai mult, solutia in cauza utilizeaza pentru ionizare fascicule de microunde in impulsuri produse de magnetroane de putere.

Se mai cunoaste CBI 1977/90232 inventator Marcel Anghel Balseanu care prezinta un aparat de zbor discoidal si procedeu de realizare ce are de asemenea o forma discoidala si foloseste un camp electric pentru ionizarea aerului atmosferic utilizand placi polare superioare si inferioare cu un sistem de ionizare variabil pentru o ionizare suplimentara ce determina controlul directiei de deplasare, dar nu prezinta elemente si efecte suplimentare cum ar fi atractia suplimentara a electronilor din straturile de plasma exterioare si utilizarea acestora in sistemul de functionare al aparatului prin captarea acestora cu ajutorul unei sonde electronice astfel incat in situatia de regim sa asigure intregul necesar electronic.

Se mai cunoaste patentul US6404089 B1 inventator Mark R. Tomion care prezinta un model de aparat ce are o carcasa conductiva impartita in sectiuni electrice distincte si contine un rotor plat conductor legat electric la diferite sectiuni negative sau pozitive ale carcasei, pe care sunt montate rotativ mai multe bobine generatoare de camp. Ansamblul include siruri de magneti permanenti fixati in carcasa care induc un curent constant in interiorul bobinelor in timpul rotatiei acestora generand astfel un camp electric dinamic in jurul carcasei, aparatul datorita elementelor in rotatie devenind astfel un generator de camp electrodinamic variabil.

Solutia propusa conform inventiei inlatura aceste dezavantaje prin aceea ca pentru asigurarea propulsiei sau a portantei nu sunt utilizati nici un fel de carburanti sau alte elemente de propulsie in miscare de tipul palelor, elicelor, a unor elemente inertiiale, magneti sau microunde. Din punct de vedere aerodinamic pentru zborul in straturile atmosferice, aparatul de fata are un principiu similar, respectiv deplasarea aerului din directia de deplasare catre partea posterioara respectiv crearea unei zone puternic depresionara (P_1) in directia de zbor si o zona cu suprapresiune (P_2) in partea posterioara.

Inventia este prezentata in continuare cu referire la figurile 1, 2 si 3 care reprezinta:

- Fig.1, efectul aerodinamic al reactiunilor perpendiculare (ARP)
- Fig.2, pozitionarea placilor polare si ionizatoarelor
- Fig.3, aparat de zbor cu propulsie electrica

Procedeul de propulsie electrica conform inventiei are loc pe baza efectului aerodinamic al reactiunilor perpendiculare (ARP) ilustrat schematic in sectiunea din figura 1 ce apare in urma actiunii fortelor dinmice concentrice F_0 de recombinare a ionilor pozitivi si sarcinilor negative catre zona centrala a partii inferioare creand in aceasta zona un domeniu de presiune ridicata P_0 ca urmare a transformarii energiei cinetice a fortelor aerodinamice F_0 in energie potentiala. Sunt evidentiatae doua elemente principale de functionalitate ale aparatului, sistemul de iradiere ionizanta directionala exterioara si campul electric al aparatului.

Sistemul de iradiere ionizanta este caracterizat prin aceea ca particulele ionizante de iradiere preconizate in aceasta varianta sunt electronii cu energii si intensitati corespunzatoare, care sa asigure un grad superior de ionizare a volumului de aer NTP stabilit ($\eta \cong 50\%$), unghiul solid de iradiere directionala este cuprins intre $98^\circ - 120^\circ$ fiind astfel ales incat pentru volumul de aer pe secunda impus de conditiile aerodinamice sa se utilizeze o energie minima pentru electronii de iradiere corespunzatoare accesibilitatilor tehnologice si constructive ale aparatului. O alta caracteristica este aceea ca procesul de recombinare a ionilor din aer este fundamental diminuat in conditiile existentei concomitent cu iradierea ionizanta a unui intens camp in dotarea aparatului care produce deplasarea spontana a sarcinilor electrice ale aerului ionizat, la aceasta contribuind si continuitatea iradierii ionizante. iar in conditiile existentei concomitente a iradierii ionizante si a deplasarii in campul aparatului a sarcinilor electrice rezultate se creaza o zona cu o stare puternic depresionara (P_1), care corelata cu viteza mare a electronilor de iradiere, conduce la posibilitatea maririi parcursului acestora prin microrarea numarului de ciocniri. conducand astfel la posibilitatea folosirii pentru iradiere a electronilor cu energii mult mai mici, accesibili tehnologic pentru necesarul volumului de aer dislocat prin asa numitul fenomen de "excavare electronica".

Utilizarea electronilor ca particule de iradiere ionizanta, necesita doua elemente: sursa de electroni si sistemul de accelerare a electronilor pana la energia necesara parcursului minim a acestora. Se propune un dispozitiv de iradiere cu posibilitatea de schimbare directionala a zonei si a unghiului solid de iradiere.

Al doilea element de functionalitate respectiv campul electric al aparatului, este propus a fi realizat din motive tehnologice si constructive, cu referire la figura.2, din placi(2) polare segmentate dispuse circular pe corpul(1) aparatului cu posibilitatea incarcarii acestora la potentiale diferite ce realizeaza un camp de tip electrostatic. Intrucat marea majoritate a ionilor exteriori rezultati prin ionizare sunt incarcati pozitiv constituind prin masa lor totala elementul aerodinamic al aparatului, sarcina placilor(2) polare de camp de la partea inferioara va fi negativa. Dispunerea simetrica si uniforma a placilor(2) polare de camp permite functionalitatea aparatului in orice directie, concomitent cu posibilitatea tehnologica

de variatie a intensitatii electrice corespunzatoare variatiilor parametrilor aerodinamici impusi. Calculul intensitatii campului tine seama de viteza ionilor atrasi, de viteza impusa de parametrii aerodinamici, de ciocnirile dintre particule din zona plasmoida si de ecranarea superficiala a placilor(2) polare de catre ionii atrasi. Totodata s-a tinut seama si de descarcarea particulelor ionizate pe secunda, la suprafata placilor(2) polare.

Realizarea campului necesita doua elemente principale, sursa de sarcini electrostatice (electroni) pentru placile(2) polare negative si sistemul de incarcare si reglare electrostatica a suprafetelor polare de camp.

In conceptia aparatului, se pot deosebi doua situatii, situatia de start a aparatului, de la sol, in care nu este inclus startul din pozitia de sustentatie (stationara) a aparatului in aer si situatia de regim de zbor, in care este inclusa si situatia de sustentatie-stationare atmosferica a aparatului. Atat pentru sistemul de iradiere ionizanta exterioara, cat si pentru necesarul electrostatic negativ al campului, se utilizeaza aceleasi particule electrice, electronii. In prima situatie amintita mai sus, in situatia de start de la sol, care este de scurta durata, se foloseste o sursa(9) de electroni, din dotarea tehnologica a aparatului.

Cu referire la figura 3, este prezentat conform inventiei un model de aparat de zbor caracterizat prin aceea ca pe corpul (1) al aparatului sunt pozitionate la partea superioara si inferioara placi polare(2) segmentate dispuse circular, incarcate pozitiv respectiv negativ, in zona centrala superioara si inferioara precum si pe circumferinta sunt amplasate ionizatoare(3) variabile care prin variatia tensiunii sau intensitatii electrice determina o ionizare suplimentara variabila avand ca rezultat deplasarea aparatului in anumite directii iar la partea superioara dispune de o sonda electronica incarcata pozitiv ce are un dublu rol, acela de atractie si deplasare a electronilor secundari din sistemul de plasma exterior pentru atingerea unui grad superior de ionizare exterioara, cat si rolul de a capta electroni in scop tehnologic pentru aparat, cuplata in cadrul unui dispozitiv interior de multiplicare-amplificare, fiind calculata astfel incat in situatia de regim a aparatului sa asigure intregul necesar electronic, pentru iradiere si camp. Aparatul mai contine o sursa de energie(4), un centru de comanda si control(5) folosit pentru controlul incarcarilor pe ionizatoarele(3) variabile, un generator(6) de camp folosit pentru alimentarea placilor(2) polare ce asigura stabilitatea aparatului, un generator complementar(7) de camp, o sursa(8) de ionizare ce deserveste motorul suplimentar(9) cu propulsie ionica utilizat in afara atmosferei terestre, sursa(10) a motorului(9) ionic si o sonda electronica incarcata pozitiv amplasata la partea superioara a aparatului ce are un dublu rol, acela de atractie si deplasare a electronilor secundari din sistemul de plasma exterior pentru atingerea unui grad superior de ionizare exterioara, cat si rolul de a capta electroni in scop tehnologic pentru aparat fiind cuplata in cadrul unui dispozitiv interior(11) de multiplicare-amplificare, calculata astfel incat in situatia de regim a aparatului sa asigure intregul necesar electronic, pentru iradiere si camp.

Prin schimbarea directiei de iradiere ionizanta exterioara in corelare cu directia si intensitatea campului polar al aparatului, se pot obtine deplasari in orice directie sau unghi al aparatului, inclusiv perpendicular sau de stationare in aer. Intensificand gradul de ionizare externa sau variind intensitatea campului se pot obtine viteze variabile de deplasare, de la sustentatie la valori extreme de viteze si acceleratii. Caracterul multidirectional de deplasare a aparatului a impus din punct de vedere aerodinamic forma discoidala pentru aparat, aceasta fiind optima, neavand directii privilegiate de deplasare din punct de vedere erodinamic sau constructiv.

La vitezele extrem de mari capabile sa le dezvolte aparatul in atmosfera, incalzirea prin frecare a acestuia este diminuata sub limita critica, chiar pentru perioade indelungate de zbor cu aceste viteze, datorita fenomenului cunoscut al protectiei termice ale corpurilor puternic electrificate in zbor. Cum este de altfel cunoscut atat teoretic cat si experimental, in

general corpurile in zbor cu viteze foarte mari, incarcate la suprafata lor cu un potential apreciat in unele experimente in jurul valorii de 30 kV, prin crearea la suprafata lor a unui strat gazos electrizat, sunt protejate intr-o foarte mare masura la frecarea atmosferica, stratul electric superficial jucand un rol asemanator unui lubrefiant izolator repulsiv. Putem mentiona printre alte lucrari in aceasta directie si rezultatul cercetarilor efectuate la firma Northrop Corporation - S.U.A. (G.M. Andrew si M.S. Cohn). Utilizarea acestui procedeu pentru protectia termica prin incarcarea electrostatica a invelisurilor exterioare, este limitat la aparatele de zbor si rachetele clasice actuale, necesitand instalatii si dispozitive auxiliare suplimentare ce incarca pe o parte gabaritul acestor aparate iar pe alta parte necesita consumuri suplimentare de energie.

Cu totul deosebita este situatia in cazul aparatului de fata, unde incarcarea suprafetelor polare exterioare si insasi mediul electrizat exterior fac parte integranta din insusi principiul de functionare a aparatului. Totodata legat de principiul de zbor se utilizeaza si potentiale electrice mult mai mari avand ca ordin de marime sute de kV sau in anumite situatii de zbor chiar MV, elemente care asigura o protectie termica de frecare suficient de eficace la vitezele mari de zbor in atmosfera. Deasemenea protectia termica prin frecare este favorizata in acest caz si de rarefierea atmosferica creata in directia de zbor a aparatului, cat si de mediul exterior puternic ionizat.

Se prezinta in continuare un model etapizat de calcul pentru un aparat autonom de zbor sau sustentatie, discoidal, ce are posibilitati multidirectionale de deplasare in medii fluide, atmosferice si in spatiul cosmic, utilizand procedeul descris anterior. Modelul de calcul se refera la un prototip, anume ales ca dimensiuni, greutate si performante, avand o carcasa(1) cu diametrul de 6 m, inaltimea elipsoidala de 2 m, greutatea de cca. 47 tone, cu posibilitati de atingere a unei viteze de 10 km/s in timp de 60 de secunde, respectiv atingerea unei acceleratii ipotetice de $166,7 \text{ m/s}^2$ in atmosfera. Calculele amanuntite efectuate in aceasta directie pentru aparatul de fata, au confirmat concluziile stiintifice anterioare, dovedind in plus posibilitatea deplasarii acestui tip de aparat de zbor, cu viteze extrem de mari la altitudini joase ale atmosferei. Astfel, in cazul deplasarii pe verticala cu viteza maxima calculata excluzand campul, rezulta pentru modelul considerat un coeficient total de frecare de $2,4 \cdot 10^{-4}$ ce genereaza o temperatura in coloana de plasma de $292,9^{\circ}\text{C}$, fata de situatia de stationare in aer unde coeficientul total de frecare ajunge la $2,9 \cdot 10^{-3}$ iar temperatura in coloana de plasma corespunde unei valori de numai $2,33^{\circ}\text{C}$.

Prototipul de calcul a fost special ales ca dimensiuni, greutate sau acceleratie, ca fiind cel mai dezavantajos posibil, elemente care premeditat sunt nereale respectiv greutatea fiind supradimensionata pentru dimensiunile considerate si acceleratia foarte mare, cu cel putin un ordin de marime fata de o situatie reala. Corelarea acestei valori a acceleratiei cu greutatea foarte mare in raport cu dimensiunile de gabarit foarte mici ale aparatului conduce la consumuri energetice foarte mari. Scopul pentru care au fost alesi acesti parametri exagerat defavorabili, nereali, a fost acela de a stabili prin calcule limitele tehnologice maxime si energetice extreme, urmand ca pe acest model sa poata fi realizat tipul optim de aparat din punct de vedere energetic, constructiv si al performantelor.

Cu referire la modelul ales, in prima parte esentiala a calculelor, au reiesit posibilitatile de zbor, de sustentatie, mobilitatea si performantele aparatului, dar si certitudinea posibilitatilor de realizare practica a acestuia. Deasemenea calculele au condus la determinarea parametrilor si a elementelor tehnologice de baza ale aparatului. Elementele de calcul s-au referit la cazul de fata, dar metodologia de calcul poate fi folosita prin similitudine la orice alt prototip de aparat similar ca principiu dar cu alte dimensiuni de gabarit, greutate sau performante.

Modelul de calcul pentru aparatul considerat include urmatoarele calcule de dimensionare sau energetice, dar nu limitativ, deplasarea pe verticala in pozitia disc vertical

cu acceleratia max. $166,77\text{m/s}^2$, stationare in atmosfera in pozitia disc vertical, deplasarea pe verticala in pozitia disc orizontal cu acceleratia max. $166,7\text{m/s}^2$, stationare in atmosfera in pozitia disc orizontal, deplasarea pe orizontala sau sub un unghi oarecare in pozitia disc orizontal sau oblic, deplasarea in orice directie inclusiv variatia vitezelor, posibilitatea de iesire in spatiul cosmic cu prima sau a doua viteza cosmica.

Calcululele au fost efectuate in intregime pentru fiecare din situatiile sus mentionate, in mod separat, pentru zona din directia de deplasare cat si pentru zona din sens invers directiei de deplasare, tinandu-se seama totodata de corelarea in ansamblu a acestora si a altor factori ce apar cum ar fi unda de soc. Astfel, in functie de pozitia aparatului, presiunile aerului rezultate in zona din anomte pe directia de deplasare se incadreaza intre $660 - 2500 \text{ kgf/m}^2$ in timp ce in coloana de plasma din amonte pe directia de deplasare presiunea poate ajunge la marimi de ordinul 10^7 kgf/m^2 . Aceste valori sunt corespunzatoare unor densitati in coloana de aer intre $0,0128 - 0,04 \text{ kgfs}^2/\text{m}^4$, respectiv unor densitati in coloana de plasma de $3,2 \text{ kgfs}^2/\text{m}^4$ si a unei greutatei specifice cuprinse in intervalul $0,12 - 0,4 \text{ kgf/m}^3$, respectiv $31,4 \text{ kgf/m}^3$ pentru plasma in aceeasi zona. Viteza de deplasare a aerului din zona amonte a discului catre zona posterioara determina in functie de directia de deplasare si pozitia discului in zbor se incadreaza intre limitele $1800 - 10100 \text{ m/s}$ corespunzator unui debit volumetric de aer deplasat intre $1870 - 30200 \text{ m}^3/\text{s}$ si unui debit gravimetric de $2300 - 38000 \text{ kgf/s}$. In schimb viteza atinsa pentru aceeasi zona a aparatului, dar in coloana de plasma, este in jurul valorii de 10^8 m/s . Calcule similare au fost realizate si pentru zona din spatele aparatului.

Pentru modelul ales, nivelul tensiunii totale aplicate ajunge la valori de ordinul megavoltilor intre 1 si 4 MV in functie de pozitia aparatului in timpul deplasarii. Aceste valori corespund unor sarcini electrostatice totale pentru suprafata aparatului de 10^9 u.e.s. in C.G.S. si unui numar de electroni situat in jurul valorii de 10^{18} pentru suprafata totala a discului.

In cazul cel mai nefavorabil in care fluxul ionic pozitiv, prin miscarea sa se neutralizeaza in intregime extragand in totalitate electronii suprafetei polare(2) negative a corpului(1), necesarul de electroni pe secunda pentru aceasta suprafata polara corespunde unei valori maxime de 10^{30} electroni/s, valoare ce include electronii necesari iradierii si necesarul pentru suprafata polara negativa.

Sonda electronica pozitiva are rolul de a produce o ionizare suplimentara prin deplasarea electronilor din straturile plasmei exterioare, dar si rolul de a capta o parte din electronii plasmei pentru asigurarea necesarului electronic al aparatului in functionarea de regim. Pentru aceasta, sonda este cuplata la un dispozitiv multiplicator de electroni cu un grad de multiplicare de minim $M \cong 10^9$ electroni/electron fiind calculata in acest caz pentru valori ale tensiunii maxime de aproximativ 320 kV.

Valorile obtinute in cazul modelului ales reprezinta limite superioare care ar putea fi atinse. In cazul unui model real multe din valorile calculate sunt diminuate cu unul sau mai multe ordine de marime, fapt ce permite utilizarea pentru propulsie a unor tensiuni si intensitati electrice accesibile. Calculata pentru performantele acestuia, intensitatea campului aparatului corespunde posibilitatilor practice de realizare.

Etapizarea calcululelor efectuate are in linii generale urmatorul parcurs: calcululele aerodinamice excluzand electro-magneto-dinamica proceselor, calcululele zonelor si volumelor exterioare supuse iradierii ionizante, calcululele electro-magneto-dinamice ale deplasarii exterioare a starii plasmaticice a aerului ionizat sub actiunea campului aparatului, calculul potentialelor campului aparatului, a ecranarii electrostatice si a conditiilor de declansare a avalansei ionice, calculul fenomenelor magnetice insotitoare, a conditiilor de vecinatate si a perturbarilor, calcululele conditiilor de propagare a undelor electro-magnetice la strabaterea invelisului plasmatic electrizat al aparatului, calcululele proceselor de frecare la perete si a temperaturilor la perete in conditiile deplasarii in atmosfera cu viteze maxime, calcululele

electro-magneto-gazo-dinamice si magneto-hidro-dinamice (M.H.D) corespunzatoare situatiilor aerodinamice ale aparatului amintit anterior, calculele magneto-acustice, calculele iradierii electronice ionizante exterioare si conditiile necesare obtinerii parametrilor stabiliti, calculul bilanturilor electrostatice si electronice ale aparatului in situatiile aerodinamice amintite, calculul efectului aerodinamic al reactiunilor perpendiculare ARP-vertical, calculul si dimensionarea sondei electronice, precum si elementele generale de calcul cinetic, dinamic si ballistic corelat cu conditiile si parametrii de iesire in spatiul cosmic cu prima si a doua viteza cosmica si a culoarelor atmosferice corespunzatoare de zbor.

Rezultatele obtinute prin calcule indica existenta unei dependente functionale si tehnologice intre parametrii de gabarit si greutate. Cresterea gabaritului, in special a diametrului discului, favorizeaza pozitiv suprafata de iradiere electronica exterioara de flux, micșorand parcursul necesar particulelor de iradiere exterioara, reducand in final consumul energetic al aparatului. Cresterea gabaritului favorizeaza de asemenea marirea volumului util pentru aparatura componenta interioara, spatiul util si volumul aferent sursei energetice din dotare. Marirea valorii acceleratiei de zbor in regim continuu conduce la marirea consumului energetic intern. Atingerea unor viteze mari de zbor se poate realiza utilizand acceleratii mult reduse care cresc astfel timpul necesar, dar necesita componente de aparatura interioara mult mai accesibila tehnologic si mai puțin pretentioasa. Devine astfel mai economic din punct de vedere energetic cu cateva ordine de marime, folosirea unor acceleratii mai mici pentru o perioada mai indelungata de timp, pentru atingerea vitezei propuse. Folosirea unor impulsuri de acceleratii variate devine o varianta optima pentru diminuarea consumului energetic.

Calculul realizat pentru culoarele de zbor in atmosfera indica o altitudine maxima ce poate asigura sustentatia de 25,7 km pentru pozitia orizontala a discului si demonstreaza posibilitatea iesirii din atmosfera sub un unghi calculat cu prima sau a doua viteza cosmica atat in cazul plecarii de la sol cat si pentru iesirea direct din stationare la o anumita altitudine sau din regim de zbor.

Pentru executarea diverselor manevre in spatiul cosmic si imprimarea de acceleratii suplimentare in spatiul cosmic, este prevazuta dotarea suplimentara cu un motor ionic(9), cu metale grele, prevazut cu o sursa(10) care nu numai ca este eficace in spatiul cosmic, dar este mult mai puternic in acest caz, putand utiliza dotarea tehnologica de camp accelerator al aparatului. Prin utilizarea campului produs de aparat in motorul ionic(9) suplimentar, aparatul poate fi propulsat cu mari viteze in spatiul cosmic, prin impulsuri, pe baza principiului inertiei de zbor.

Trebuie mentionat ca pentru calculele iradierii electronice exterioare in scopul ionizarii exterioare nu au fost luate in considerare in mod intentionat procesul de ionizare a electronilor secundari atrasi in campul aparatului a caror multiplicare este exponentiala si reduce cu mai multe ordine de marime necesarul de electroni de iradiere pe secunda stabiliti prin calcul. Nu a fost luat in considerare nici procesul de emisie de electroni de catre suprafata exterioara a aparatului prin actiunea ionilor exteriori, electroni care accelerati de campul negativ al aparatului sunt proiectati catre zona de ionizare exterioara si contribuie substantial la procesul de iradiere electronica si ionizare externa, scazand astfel necesarul de electroni calculat.

Conform celor expuse, optimizarea reala a aparatului de zbor prin corelarea optima a parametrilor de dimensiune, greutate, acceleratie, mod de functionalitate cat si luarea in considerare a proceselor omise de ionizare exterioara prin electronii secundari si aportul termodinamic de recombinare ionica din aval, in partea din spate a aparatului, vor scadea cu mai multe ordine de marime consumul energetic al aparatului, necesarul de iradiere electronica exterioara si valorile de camp, constructia acestuia devenind tehnologic accesibila, cu obtinerea unor performante superioare ce devin caracteristice acestui tip de aparat.

In varianta tehnologica calculata se are in vedere utilizarea de catre aparat a unei surse(4) hibride de energie electrica obtinuta prin conversie directa si acumulatori sau doar prin conversie directa a energiei nucleare in energie electrica.

Conform procedului si efectelor generate, cuprinse in inventie, acestea se pot aplica si altor aparate de zbor cu forme geometrice diferite.

REVENDICARI

1. Procedeu de propulsie electrica **caracterizat prin aceea ca** se manifesta pe baza efectului aerodinamic al reactiunilor perpendiculare (ARP) ilustrat schematic in sectiunea din figura 1 ce apare in urma actiunii unor forte dinamice concentrice de recombinare a ionilor pozitivi cu sarcinile negative in zona opusa directiei de deplasare, creand in aceasta zona un domeniu de presiune ridicata P_0 ca urmare a transformarii energiei cinetice a fortelor aerodinamice F_0 in energie potentiala si genereaza o forta rezultanta F_1 capabila sa asigure portanta si deplasarea aparatului.

2. Aparat de zbor **caracterizat prin aceea ca** foloseste pentru propulsie procedeul conform revendicarii 1 si este compus conform fig.2 si fig.3 din corpul(1) aparatului ce contine la partea superioara si inferioara placi polare(2) segmentate dispuse simetric circular, incarcate pozitiv respectiv negativ, include ionizatoare variabile(3) care prin variatia parametrilor curentului electric determina o ionizare suplimentara variabila si implicit deplasarea pe o anumita directie, o sursa de energie(4), centru de comanda si control(5) folosit pentru controlul incarcarilor pe ionizatoarele(3) variabile, generator(6) de camp folosit pentru alimentarea placilor(2) polare ce asigura stabilitatea aparatului, generator complementar(7) de camp, sursa(8) de ionizare ce deserveste motorul suplimentar(9) cu propulsie ionica utilizat in afara atmosferei terestre, sursa(10) a motorului(9) ionic si o sonda electronica incarcata pozitiv amplasata la partea superioara a aparatului ce are un dublu rol, acela de atractie si deplasare a electronilor secundari din sistemul de plasma exterior pentru atingerea unui grad superior de ionizare exterioara, cat si rolul de a capta electroni in scop tehnologic pentru aparat fiind cuplata in cadrul unui dispozitiv interiorde multiplicare-amplificare(11), dimensionata astfel incat sa asigure intregul necesar electronic pentru iradiere si camp in situatia de regim a aparatului.

3. Aparat de zbor conform revendicarii 2 **caracterizat prin aceea ca** dispune de doua sisteme principale de functionalitate ale aparatului, un sistem pentru iradierea ionizanta directionala ce asigura deplasarea in orice directie si sens cu viteze si acceleratii variabile utilizand ionizatoarele(3) variabile, sursa(8) de ionizare, generatorul complementar(7) de camp si un alt sistem pentru campul electric al aparatului, ce asigura sustentatia acestuia utilizand placile(2) polare si generatorul(6) de camp si avand optional pentru deplasarea in spatiul cosmic motorul(9) suplimentarcu propulsie ionica

4. Aparat de zbor conform revendicarii 2 si 3 **caracterizat prin aceea ca** prin aplicarea unor tensiuni si intensitati electrice variabile in diferite zone ale aparatului, respectiv asupra placilor polare(2), a ionizatoarelor variabile(3) si a sondei electronice se produce o variatie controlata a procesului de recombinare a ionilor pozitivi cu sarcinile negative ce determina controlul vitezei si acceleratiei de deplasare a aparatului pe directia dominanta de ionizare.

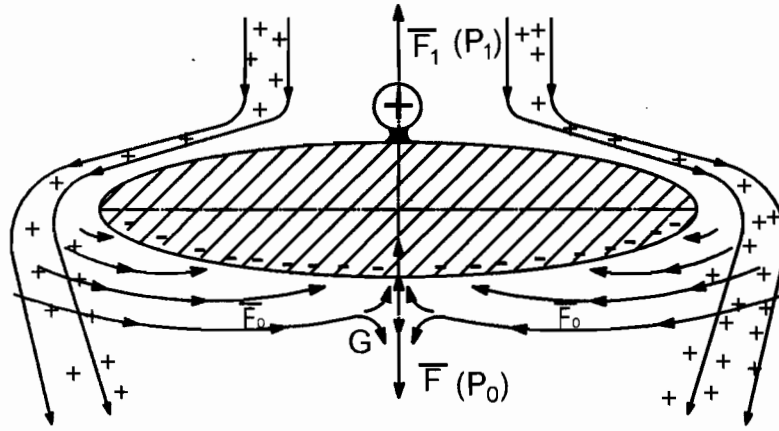


Fig. 1

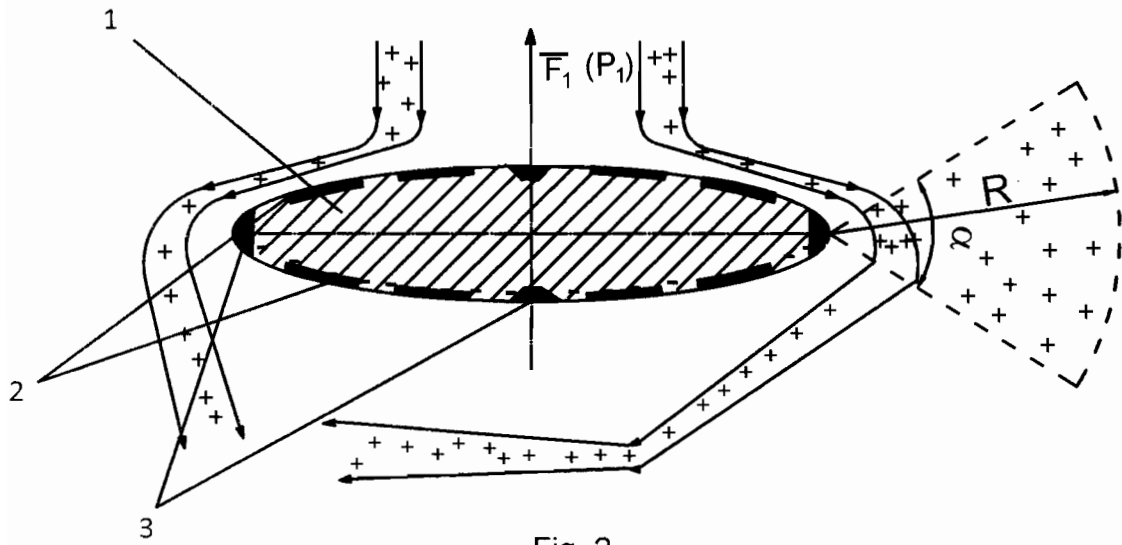


Fig. 2

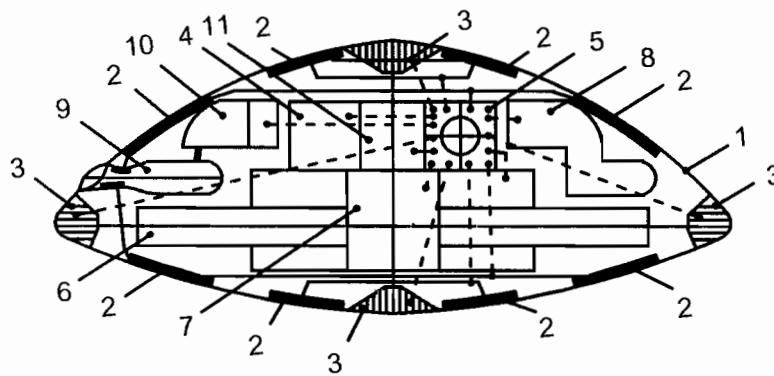


Fig. 3