



(12)

CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: **a 2020 00133**

(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) **PROPULSOR ELECTRODINAMIC PENTRU APARATE DE ZBOR**

(57) Rezumat:

Invenția se referă la un propulsor electrodinamic, cu aplicații în domeniul aeronautic, utilizat pentru propulsia aparatelor de zbor. Propulsorul conform invenției este compus dintr-un corp (1) care include o zonă de captare cu niște captatoare (2) polare, un corp (3) aerodinamic polar central, o zonă de accelerare compusă din două părți de preaccelerare și, respectiv, de postaccelerare, prevăzută cu niște inele (4) polare negative, o cameră (5) de accelerare și recombinație, un col (6) aerodinamic, un ajutoraj (7) și o sondă electronică încărcată pozitiv, dispusă pe direcția și în sensul de tracțiune, ce are dublul rol de captare a electronilor din atomii gazelor ce compun atmosfera, și folosirea electronilor captați în scop tehnologic.

Revendicări: 3

Figuri: 2

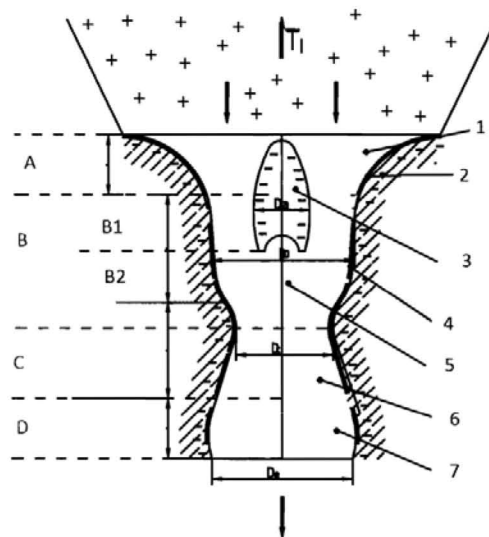


Fig.1



21

OFICIUL DE STAT PENTRU INVENȚII ȘI MĂRCI	
Cerere de brevet de invenție	
Nr.	a 2020 00133
Data depozit	06-03-2020

PROPULSOR ELECTRODINAMIC PENTRU APARATE DE ZBOR

Marcel Richard Balseanu

Prezenta invenție se refera la un sistem de propulsie electrica avand aplicatii in domeniul aeronautic ce poate functiona in atmosfere gazoase.

Sunt cunoscute in stadiul tehnicii utilizarea pentru propulsia aparatelor de zbor diferite tipuri de propulsoare ce au la baza efecte hidroaerodinamice si mecanice cunoscute. Astfel, sunt cunoscute aparate de zbor ce folosesc elice, pale rotative, propulsoare reactive, de combustie, ce utilizeaza diversi carburanti sau agenti de reactie pentru a obtine in final forta de propulsie a aparatului.

De asemenea sunt realizate aparate ce utilizeaza 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 plasmatic, de combustie sau a vaporilor. In acest fel se obtine realizarea propulsiei folosind substante combustibile ce sunt stocate in interiorul aparatului si ai caror atomi sunt ionizati si accelerati intr-un camp electric. Astfel de propulsoare ionice sunt formate in general dintr-o camera de ionizare in care este ionizat un gaz provenit dintr-un recipient intern, ionii fiind apoi accelerati si ejectati cu viteze cat mai mari, acest tip de aplicatii fiind utilizate preponderent pentru propulsia in spatiul cosmic a sondelor spatiale.

Astfel, se cunoaste patentul US4104875A 1978 inventatori Winfried Birner, Hans Mueller, Horst Listmann, Helmut Bassner care prezinta un motor ionic ce include o camera de ionizare cu o infasurare de camp pentru a produce un camp alternativ electromagnetic de inalta frecventa si in plus o cale anod-catod pentru producerea unui camp electrostatic in care gazul ionizat in interiorul camerei este accelerat in afara camerei de ionizare prin anumite deschizaturi din ancora de limitare a plamei si catod.

Se mai cunoaste patentul US2019345949 A1 inventator Giles E. HARVEY care prezinta un sistem de propulsie electrica pentru avioane ce consta dintr-o turbina ce functioneaza in mod conventional pe gaz, asistata de doua motoare electrice ce actioneaza un ventilator propulsiv. Este prezentata aceasta varianta ca alternativa la turbinele ce functioneaza integral pe gaz, devenind astfel o varianta hibrida in ideea reducerii consumului de combustibil. Un astfel de model prezinta o greutate suplimentara a celor doua motoare electrice ce vor fi instalate pe fiecare turbina a aparatului de zbor si nu inlatura in totalitate varianta clasica de functionare.

Se mai cunoaste CBI A 2005 01068 inventator Arghirescu Marius care prezinta un model de nava spaiala cu propulsie ionica. Modelul inglobeaza un propulsor ce 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 cunoaste brevetul US6317310/2010 inventator Jonathan W. Campbell care prezinta un aparat si o metoda de generare a tractiunii dintr-un sistem de module condensatoare, un modul cuprinzand un prim element conductor cu o geometrie cilindrica, un al doilea element conductor mai mic decat primul si un element dielectric dispus intre cele doua conductoare astfel incat sa formeze un modul condensator care utilizand o sursa de inalta tensiune conectata la primul si al doilea conductor este destinata sa creeze tractiune asupra modului, principiu similar celui propus de Biefield-Brown in 1923.

Propulsorul conform inventiei foloseste ca agent de propulsie atomii gazelor ce compun aerul atmosferic si utilizeaza un camp electric variabil ce determina, ca si in cazul propulsoarelor actuale existente, de exemplu pe avioane, crearea unei zone depresionare in amonte pe directia si in sensul de deplasare, iar in partea opusa aparitia unei zone cu presiune ridicata. Astfel de propulsoare pot fi montate simetric sau nu, pe o structura similara avioanelor actuale sau ar putea fi montate ca propulsoare ajutatoare pentru rachete urmand a oferi tractiune in interiorul atmosferei terestre, avantajul fiind acela ca nu este poluant, este prietenos cu mediul datorita faptului ca pentru generarea propulsiei nu sunt utilizati carburanti sau alte elemente de propulsie in miscare de tipul palelor, elicelor, a unor elemente inertiiale, magneti sau microunde.

Cu referire la figura 1, este prezentat un model de propulsor compus din corpul(1) propulsorului dealungul caruia in interior sunt dispuse in diferite zone inele(4) polare negative coaxiale, o sonda electronica ce este incarcata pozitiv pozitionata in exterior pe directia si in sensul de deplasare al aparatului, ce are rolul de extragere a electronilor din atomii ce compun aerul atmosferic determinand atingerea unui grad superior de ionizare exterioara si utilizarea acestora in cadrul propulsorului. Electronii captati de sonda electronica sunt dirijati printr-un sistem multiplicator catre zonele polare negative din interiorul propulsorului si utilizati pentru atractia si recombinarea ulterioara cu atomii ionizati anterior si incarcati pozitiv. In acest scop, dupa ce electronii sunt captati de sonda, ionii incarcati pozitiv sunt atrasi catre zona(A) de captare de captatorul(2) polar si corpul aerodinamic(3), dupa care patrund in zona(B) de accelerare prin zona(B1) de preaccelerare atrasi de inelele(4) polare. In zona(B2) de postaccelerare si recombinaare are loc in cea mai mare parte procesul de recombinaare a ionilor pozitivi cu sarcinile negative, fenomen care duce la o intensa degajare de energie de iradiere si energie Joule ce determina cresterea temperaturii si a presiunii in camera(5) de accelerare si recombinaare. Ca urmare a acestei cresteri gazele sunt ejectate prin zona(C) de col, trec prin zona(D) ajutorului si apoi prin ajutoraj(7) catre exterior. In interiorul colului(6) polar si ajutorajului(7) continua intr-o mai mica masura recombinaarea ionilor ramasi incarcati pozitiv din parcursul anterior, cu degajari mai mici de energie. Deplasarea rapida a ionilor din fata propulsorului catre zonele polare negative din interiorul acestuia conduce la aparitia unei zone de presiune joasa in directia de zbor si a unei zone cu suprapresiune in partea posterioara. Un alt element de noutate al acestui propulsor este acela ca prin aplicarea unor tensiuni si intensitati electrice variabile

intre diferite zone ale propulsorului sau ale sondei de electroni se obtine o variatie a volumul de aer ionizat din zona de iradiere frontala, care fiind atras in zona de captare de captatoarele(1) si corpul aerodinamic polar central (2) poate capata astfel viteze variabile de deplasare prin interiorul propulsorului. In acest fel poate fi controlat procesul de recombinare a ionilor, respectiv presiunea si temperatura din camera de accelerare si recombinare, controland astfel implicit nivelul de putere al propulsorului. O alta noutate adusa este caracterizata prin aceea ca se iau in considerare in modul de calcul al tractiunii propulsorului cele doua efecte combinate, contributia termodinamica a caldurii de recombinare a ionilor pozitivi ai aerului ionizat cu electronii, cat si acceleratia electrica a fascicolului de plasma cu ajutorul campului polar al propulsorului. Plasma accelerata este evacuata cu mare viteza prin colul aerodinamic (6) si ajutorajul (7) catre partea inferioara, constituind elementul reactiv de propulsie. Sonda electronica, cuplata in cadrul unui dispozitiv interior de multiplicare-amplificare, este astfel calculata incat in situatia de regim a propulsorului sa asigure intregul necesar electronic, pentru iradiere.

Cu referire la figura 2, este prezentat un model de calcul pentru un propulsor ce urmeaza a functiona la o limita ipotetica superioara astfel incat un aparat de zbor cu masa de aproximativ 5 t sa atinga o viteza hipersonica ascensionala intr-un timp de 60 de secunde, considerand astfel necesara dezvoltarea unei forte de tractiune(T_I) de $2 \cdot 10^5$ kgf. Scopul pentru care au fost alesi acesti parametri exagerat defavorabili, a fost acela de a stabili prin calcule limitele tehnologice si energetice extreme, urmand ca pe acest model sa poata fi realizat tipul optim de propulsor din punct de vedere energetic, constructiv si al performantelor.

Astfel, pentru modelul ales raza de iradiere ionizanta maxima ajunge la valoarea de 23m generand un volum de aer ionizat captat de propulsor de $82 \text{ m}^3/\text{s}$. Ca efect al recombinarii ionilor in camera(5) de recombinare a propulsorului, temperatura ajunge in jurul valorii de 566°K si presiunea in aceasta zona a camerei creste pana la $1,29 \cdot 10^5 \text{ kgf/m}^2$. Viteza aerului in sectiunea critica prezinta o valoare de 442 m/s in timp ce la iesirea din ajutoraj ajunge la 775 m/s , respectiv atingerea unui numar Mach de 2,3 si a unei tractiuni realizata prin efectul termodinamic de 8400 kgf . Comparativ cu aceasta, tractiunea realizata prin acceleratia electrica este de $2,034 \cdot 10^5 \text{ kgf}$ la o viteza a ionilor pozitivi de 18751 m/s ce genereaza o presiune dinamica a curentului ionic, excluzand frecarea, de $1,24 \cdot 10^8 \text{ kgf/m}^2$, pierderea de presiune in camera propulsorului fiind de $3,598 \cdot 10^5 \text{ kgf/m}^2$, ajungand in sectiunea critica a colului la valoarea de $5,3 \cdot 10^7 \text{ kgf/m}^2$.

Calculul dimensiunilor propulsorului evidentiaza in zona colului diametrul D_c al sectiunii critice 250 mm si un unghi de deviatie a curentului gazos $\odot_0$ fata de directia initiala de $41^\circ 58'$ comparativ cu unghiul de deviatie a curentului gazos $\odot_1$ in ajutoraj de $34^\circ 9'$. Lungimea calculata a ajutorajului L_{aj} devine 654 mm, in timp de lungimea propulsorului cu ajutoraj L ajunge la 1,6 m, iar lungimea corpului(2) aerodinamic polar L_a este de 676 mm, diametrul zonei de captare D_I in care se afla acesta fiind de 1177 mm, in timp de diametrul calculat pentru ajutoraj D_e este de 370 mm.

Calculul electrodinamic pune in evidenta intensitatea curentului ionic I_{+I} cu o valoare aproximativa de $7 \cdot 10^8 \text{ Cb/s}$, o inductie magnetica B_0 a campului electric solidar legat de curentul ionic de $3 \cdot 10^{-4} \text{ Ts}$, pierderea de presiune electro-magneto-gazo-dinamica Δp_{em} in propulsor fiind de $4,137 \cdot 10^3 \text{ kgf/m}^2$. Rezulta ca potentialul U_{RacI} necesar ciocnirilor ionizante exterioare este de 6808 V, intensitatea campului $E_{ac(av)}$ necesar avalansei ionice va fi de 837 V/cm si potentialul U_{avI} necesar declansarii avalansei ionice de $2,098 \cdot 10^6 \text{ V}$. In acest fel se ajunge la calculul potentialului total $U_{TOT(I)}$ al campului accelerator al propulsorului de $2,105 \cdot 10^6 \text{ V}$, determinandu-se apoi densitatea curentului ionic si densitatea critica la care

sistemul devine stabil, caderea de potential radial minim in fasciculul ionic intens neutralizat in propulsor prin injectare de electroni si intensitatea campului electric radial la periferia fasciculului.

Calculul realizat pentru culoarele de zbor in atmosfera indica o altitudine maxima ce poate asigura tractiune de 25700 m.

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

REVENDICARI

1. Propulsor electrodinamic **caracterizat prin aceea ca** este compus conform figurii 1 din corpul(1) propulsorului ce include zona de captare cu captatoare(2) polare, corpul(3) aerodinamic polar central, o zona de accelerare compusa din partea de preaccelerare si partea de postaccelerare prevazuta cu inele(4) polare negative, camera(5) de accelerare si recombinaire, colul aerodinamic (6), ajutorul (7) si o sonda electronica incarcata pozitiv pozitionata pe directia si in sensul de tractiune al propulsorului ce are dublul rol de captare a electronilor din atomii gazelor ce compun atmosfera si folosirea electronilor captati in scop tehnologic pentru propulsor.
2. Propulsor conform revendicarii 1 **caracterizat prin aceea ca** prin aplicarea unor tensiuni si intensitati electrice variabile intre diferite zone ale propulsorului sau ale sondei de electroni se obtine o variatie a volumul de aer ionizat din zona de iradiere frontala care determina modificarea debitului ce intervine in procesul de recombinaire a ionilor, fapt ce conduce la modificari de presiune si temperatura in camera de accelerare si recombinaire, controland astfel nivelul de putere al propulsorului.
3. Propulsor electrodinamic conform revendicarilor 1 si 2 **caracterizata prin aceea ca** tractiunea este generata de doua efecte combinate, contributia termodinamica a caldurii de recombinaire a ionilor pozitivi ai aerului ionizat cu electronii si acceleratia electrica a fascicolului de plasma cu ajutorul campului polar al propulsorului, plasma astfel accelerata fiind evacuata cu mare viteza prin colul aerodinamic (6) si ajutorul (7) catre partea inferioara, constituind elementul reactiv de propulsie.

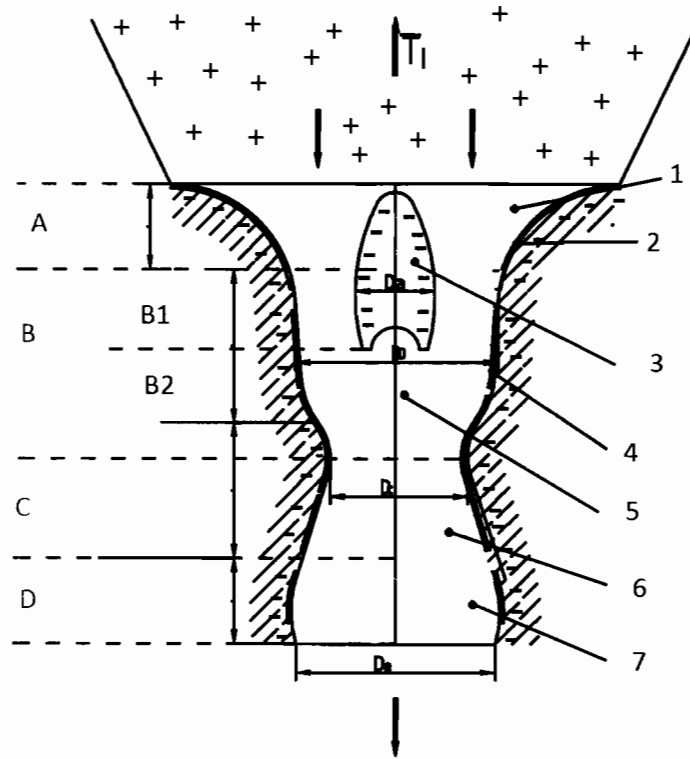


Fig. 1

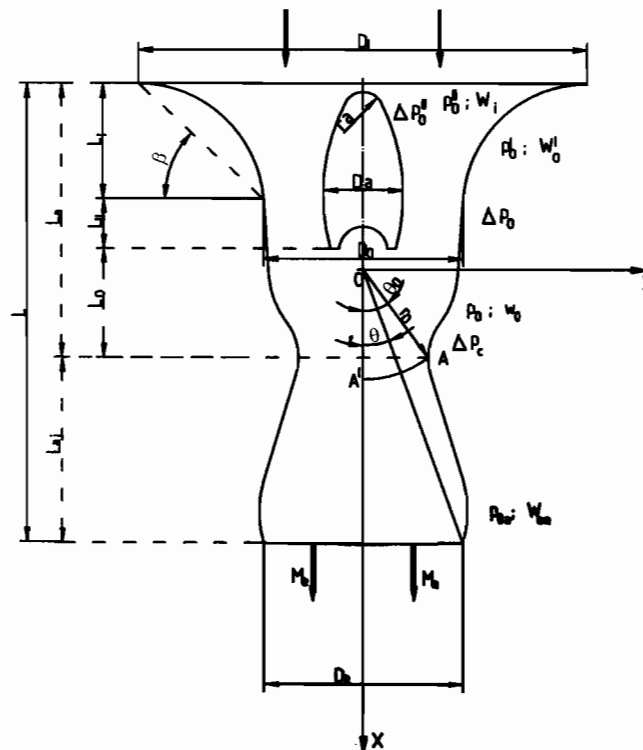


Fig. 2