



(12) CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2011 01242

(22) Data de depozit: 28.11.2011

(41) Data publicării cererii:
30.05.2013 BOPI nr. 5/2013

(71) Solicitant:
• UNIVERSITATEA "OVIDIUS" DIN
CONSTANȚA, BD.MAMAIA NR.124,
CONSTANȚA, CT, RO

(72) Inventatori:
• BELC MARIUS, STR. FĂGETULUI NR.144,
BL. ST2, SC. A, ET. 5, AP. 18,
CONSTANȚA, CT, RO;

• ZĂGAN REMUS, ALEEA MAGNOLIEI
NR. 4A, BL. T1, AP. 2, TOMIS III,
CONSTANȚA, CT, RO;
• PĂCALĂ MIRELA, STR. FIZICIENILOR
NR.13, BL. L1, AP.8, MĂGURELE, IF, RO;
• PĂCALĂ OVIDIU, STR. FIZICIENILOR
NR.13, BL.L1, AP. 8, MĂGURELE, IF, RO

(54) DISPOZITIV DE SCĂDERE A REZISTENȚEI AERODINAMICE
A FUSELAJULUI

(57) Rezumat:

Invenția se referă la un dispozitiv de scădere a rezistenței aerodinamice a fuselajului, care, fără să acționeze, cel puțin într-o primă fază, asupra formei, încercă să reducă rezistența la înaintare, prin generarea unui nor de ioni negativi în zonele convenabile, în special, pe bordurile de atac ale fuselajului și aripilor, prin depunerea, peste un strat izolator termic, a unui strat de material termoelectroemisiv. Dispozitivul conform invenției constă în depunerea simetrică, pe ambele fețe ale unui bord (11) de atac, a unui strat (12) izolator termic, peste care se depune un material (13) termoeemisiv, conectat electric la car-casa aeronavei, și în depunerea asimetrică, preponderent pe fața superioară a unui bord (21) de atac al unei aeronave, a unui strat (22) izolator termic, un cermet, de exemplu, peste care se depune un material (23) conectat electric la carcasa aeronavei.

Revendicări: 4
Figuri: 4

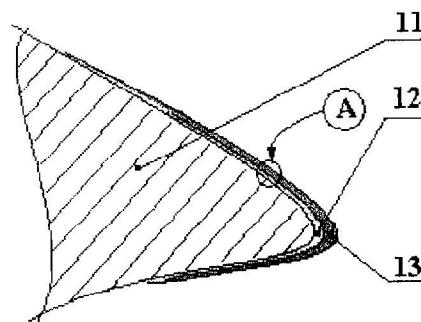


Fig. 1

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).



8

SECRET
a. 2611 01242
28-11-2011

Dispozitiv de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului

Incadrare

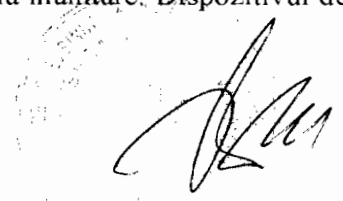
Dispozitivul se incadreaza in clasa dispozitivelor si solutiilor de imbunatatire a parametrilor aerodinamici ai aeronavelor de mare viteza, in particular cele propulsate ionic.

Stadiul cunoasterii

Sunt cunoscute solutiile de imbunatatire a curgerii, bazate pe optimizarea profilului de atac in scopul reducerii pe cat posibil a rezistentei la inaintare. Modelarea numerica a devenit un instrument puternic de lucru, capabil sa evalueze cu mare finete parametrii aerodinamici pentru orice profil imaginabil.

Dezavantajul major al acestor solutii consta in limitarile geometrice impuse de eficienta transportului aerian, mai exact nu se pot accepta aeronave foarte lungi sau foarte inguste. Ca rezultat se exploateaza doar forma fiecărei componente.

Dispozitivul de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform inventiei inlatura aceste dezavantaje prin aceea ca, fara sa actioneze cel putin intr-o prima faza asupra formei, incearca sa reduca rezistenta la inaintare prin generarea unui nor de ioni negativi in zonele convenabile, in special pe bordurile de atac ale fuselajului si aripilor. Daca aeronava este puternic incarcata electrostatic, situatie specifica propulsiei ionice, ionii vor fi respinsi de fuselaj si, respectiv, de corpul aripii, creind o depresiune in imediata sa vecinatate care conduce astfel la reducerea frecarilor deci, implicit, a rezistentei la inaintare. Dispozitivul de



scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform inventiei consta in plasarea pe bordurile de atac ale aeronavei a unui material cu energia de extractie suficient de mica dar suficient de rezistent la bombardamentul particulelor de aer de mare viteza, siliciu de exemplu, peste un strat izolator termic, un cermet de exemplu.

Pentru analiza proceselor de la suprafata materialului luam in considerare relatia cunoscuta:

$$\frac{m_0 \bar{v}^2}{2} = \frac{3}{2} k_B T$$

unde:

m_0 - masa medie a moleculei de aer $m_0 = 1.67 \cdot 28.9 \cdot 10^{-27}$ Kg deci $m_0 = 4.8 \cdot 10^{-26}$ Kg,

k_B - constanta lui Boltzman, $k_B = 1.38 \cdot 10^{-23}$ j/K

Impactul dintre moleculele de aer si suprafata de atac fiind teoretic independent de motivul apropiarii - viteza termica sau deplasare, putem urmari evolutia temperaturii echivalente generate de deplasarea aeronavei in aer, in Tabelul 1.

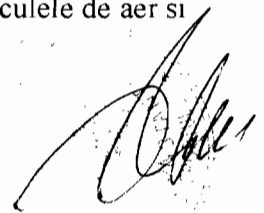
TABELUL 1

Viteza (Mach)	Energie molecula (J/eV)	Temperatura echivalenta (K)
0.5	$7.08 \cdot 10^{-22} / 0.004$	34
1.0	$2.83 \cdot 10^{-21} / 0.018$	136.7
2.0	$1.13 \cdot 10^{-20} / 0.071$	545.9
3.0	$2.55 \cdot 10^{-20} / 0.159$	1231.9
4.0	$4.53 \cdot 10^{-20} / 0.282$	2188.4

S-a considerat masa moleculelor de aer $m_{acr} = 28,9$ uam = $47,974 \cdot 10^{-27}$ Kg $\approx 4.8 \cdot 10^{-26}$ Kg

iar pentru viteza Mach 1 = 1224 km/h adica 340 m/s în condiții standard.

Incalzirea cinetica a bordurilor este direct dependenta de energia adusa de particulele de aer si de radiatia termica data de legea Stefan - Boltzman



$$W = \sigma \cdot T^4$$

Echilibrul dintre cele doua procese determina temperatura suprafetelor avionului. In literatura se vehiculeaza diverse formule empirice precum

$$\Delta t = \frac{v^2}{2000}$$

Concluzia este ca temperatura creste rapid cu viteza, creand conditii pentru emisia termoelectronica.

Se porneste de la ipoteza ca propulsia ionica genereaza o incarcare negativa puternica a aeronavei, generata de un aport de sarcina Q care va genera un potential V pe suprafata aeronavei de forma:

$$V = \frac{Q}{C}$$

Capacitatea totala C este o marime greu de evaluat teoretic dar, este intotdeauna definita.

Campul electric E se poate calcula prin metode matematice elaborate, pentru fiecare punct al fuselajului, marime de interes fiind direct implicata in evaluarea fortelor.

Plasand pe bordurile de atac un material potrivit - s-a ales pentru experimente wolfram cu suprafata carburata - se obtine o emisie puternica de electroni.

Pentru n electroni emisi in unitate de timp si pe unitate de suprafata se obtine o densitate de curent:

$$j = n \cdot e$$

capabil sa creeze un aport de sarcini negative in aerul care curge in proxima vecinatate a suprafetelor avionului. Daca densitatea acestor sarcini este $\rho(x,y,z)$, efectul imediat va fi aparitia unei depresiuni generate de respingerea electrostatica

$$\delta\rho(x,y,z) \sim \rho(x,y,z)$$



Variatia densitatii de sarcina depinde de caracteristicile curgerii si in realitate are o forma complicata dar se pot face evaluari pe modele rezonabil de apropiate de realitate.

Modeland curgerea cu un program specializat, Fluent de exemplu, cu adaugarea termenului corespunzator presiunii suplimentare, se constata ca, pentru diferite distributii de sarcina, o serie de parametri importanti ca rezistenta la inaintare, se imbunatatesc semnificativ.

Disponad pe bordul de atac un strat termoelectroemisiv intr-o distributie corect aleasa, se poate controla satisfactor distributia de curent emis deci implicit sarcina spatiala injectata in fluidul care curge.

Experimentul de laborator s-a efectuat cu wolfram-thoriu in jet fierbinte la viteze mici. La cresterea temperaturii, lucrul de extractie scade, asa incat efectul termoelectroemisiv creste. Prima observatie este ca efecte semnificative se obtin la temperaturi $T > 1000$ °C, temperaturi obtenabile prin frecare la viteze suficient de mari, dupa cum s-a putut observa din Tabelul I.

Pentru definirea unei zone fierbinti pe bordul de atac, s-a prevazut un strat termoizolator din ceramica poroasa cu termorezistenta mare, asa incat temperatura pe aripa sa ramana inferioara celei a materialului termoemisiv. Un conductor electric mentine potentialul stratului termoemisiv la valoarea potentialului fuselajului.

Dispozitivul de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform inventiei are urmatoarele *avantaje*:

- 1) este perfect modelabil in acord cu cerintele curgerii;
- 2) se oate adapta a orice geometrie a fuselajului

În continuare, procedeul si dispozitivul conform inventiei sunt prezentate pe larg, în legătură cu figurile care reprezintă:

FIG.1 sectiune longitudinala printr-o varianta de dispozitiv de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform inventiei

FIG.2 sectiune longitudinala printr-o alta varianta de dispozitiv de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform inventiei

FIG.3 o varianta de realizare conexiune electrica

FIG.4 o alta varianta de realizare conexiune electrica



In Figura 1 care reprezinta o sectiune longitudinala printr-o varianta de dispozitiv de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform inventiei si care consta in depunerea simetrica, pe ambele fete ale unui bord de atac **11** ale unei aeronavei, a unui strat izolator termic **12**, un cermet de exemplu, peste care se depune un material **13** cu energia de extractie suficient de mica dar suficient de rezistent la bombardamentul particulelor de aer de mare viteza, siliciu de exemplu. Lupa A pune in evidenta realizarea conexiunii electrice a stratului termoelectroemisiv de carcasa avionului, care va fi prezentata mai jos, in legatura cu figurile 3 si 4.

In Figura 2 care reprezinta o sectiune longitudinala printr-o alta varianta de dispozitiv de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform inventiei este reprezentat dispozitivul de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform inventiei care consta in depunerea asimetrica, preponderent pe fata superioara a unui bord de atac **21** ale unei aeronavei, a unui strat izolator termic **22**, un cermet de exemplu, peste care se depune un material **23** cu energia de extractie suficient de mica dar suficient de rezistent la bombardamentul particulelor de aer de mare viteza, siliciu de exemplu.

In Figura 3 este prezentata o varianta de realizare conexiune electrica intre un strat de material **30** termoelectroemisiv si fuselaj **33** si care se realizeaza prin montarea spatiata a placile termoizolatoare ceramice **31** pentru a permite materialului 30 sa ajunga la suprafata fuselajului prin niste spatii **32**. In Figura 4 care pune in evidenta o alta varianta de realizare conexiune electrica intre un strat **40** de material termoelectroemisiv si fuselaj **43** si care consta dintr-un conductor electric **42** montat printre placile termoizolatoare ceramice **41** si sudat de carcasa avionului. Conexiunile electrice, de orice tip ar fi, permit mentinerea potentialului stratului termoemisiv la valoarea potentialului fuselajului.



28-11-2011

Revendicari

1. Dispozitiv de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform inventiei care consta in depunerea pe suprafata unui bord de atac a unui strat izolator termic, peste care se depune un material termoemisiv, conectat electric la carcasa aeronavei.
2. Dispozitiv de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform revendicarii 1 care consta in depunerea simetrica pe ambele fete ale unui bord de atac (11) a unui strat izolator termic (12), peste care se depune un material (13) termoemisiv conectat electric la carcasa aeronavei.
3. Dispozitiv de scadere a rezistentei aerodinamice a fuselajului conform revendicarii 1 care consta in depunerea asimetrica, preponderent pe fata superioara a unui bord de atac (21) ale unei aeronavei, a unui strat izolator termic (22), un cermet de exemplu, peste care se depune un material (23) conectat electric la carcasa aeronavei.
4. Modelarea configuratiei depunerilor prin iteatii succesive cu un program de modelare numerica, ex. 'Fluent'



Figura 1

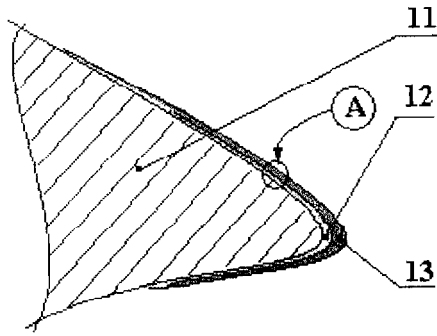


Figura 2

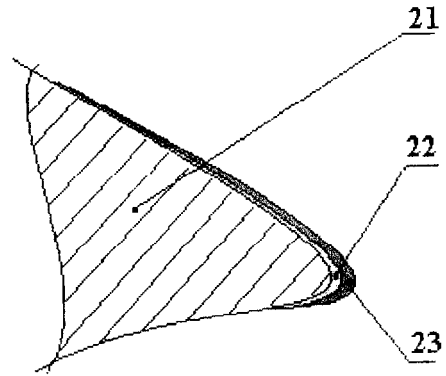


Figura 3

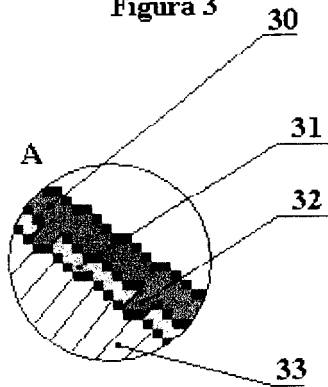
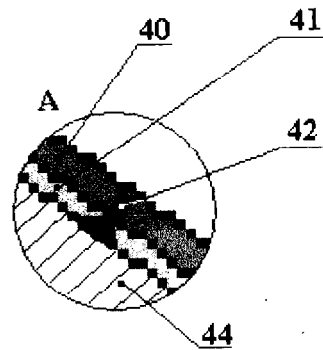


Figura 4



A handwritten signature or mark, possibly a stylized 'A' or 'B', located in the bottom right corner of the page.