

(12) **CERERE DE BREVET DE INVENȚIE**

(21) Nr. cerere: **a 2023 00293**

(22) Data de depozit: **13/06/2023**

(41) Data publicării cererii:
30/12/2024 BOPI nr. **12/2024**

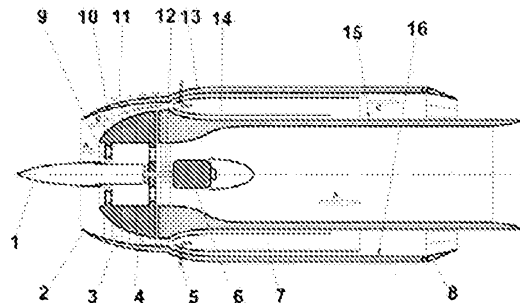
(71) Solicitant:
• **NUȚU SORIN, STR.G-RAL ȘTEFAN
BURILEANU, NR.1-3, BL.21E, SC.2, ET.3,
AP.35, SECTOR 1, BUCUREȘTI, B, RO**

(72) Inventatori:
• **NUȚU SORIN, STR.G-RAL ȘTEFAN
BURILEANU, NR.1-3, BL.21E, SC.2, ET.3,
AP.35, SECTOR 1, BUCUREȘTI, B, RO**

(54) **MOTOR AEROREACTOR ELECTRIC**

(57) Rezumat:

Invenția se referă la un motor aeroreactor electric destinat a fi utilizat în domeniul aviației. Motorul, conform invenției, cuprinde un con reglabil (1) al dispozitivului de admisie (2), un compresor axial (3) compus din 4 trepte (Ca1...Ca4), palete de rotor (R1...R4) și palete de stator (S1...S4), un rotor (4) tip tambur, al compresorului axial, injectoare de combustibil (5), un motor de antrenare a compresorului axial (6), o cameră de ardere (7) inelară, un ajutoraj de reacție (8) cu secțiune reglabilă, un lagăr anterior compresor (9), un rotor compresor axial treapta 1 (10), un stator compresor treapta 1 (11), un lagăr posterior rotor compresor (12), tuburi de foc (13, 14) exterior, respectiv interior ale camerei de ardere (7), zone de plasare (15, 16) pentru punți convertoare termoelectrice tip Seeback interioare, respectiv exterioare, ce transformă energia termică direct în energie electrică necesară motorului electric care antrenează compresorul.



Revendicări: 3
Figuri: 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).



OFICIUL DE STAT PENTRU INVENȚII ȘI MĂRCI	
Cerere de brevet de invenție	
Nr.	a 2023 00293
Data depozit	13-06-2023

DESCRIEREA INVENȚIEI

- a. **Titlul invenției:** Motorul aeroreactor electric;
- b. **Domeniul tehnic:** aviație;
- c. **Stadiul actual al tehnicii:** La ora actuală, avioanele cu propulsie reactivă sunt echipate cu motoare aeroreactoare cu turbină de tip Whittle, în diverse variante constructive și configurații, cum ar fi, dar fără să mă limitez la: motor turboreactor clasic, motor turboreactor clasic cu postcombustie, motor turbopropulsor, turbomotor, motor turboreactor cu dublu flux, cu fluxuri amestecate, denumit și cu raport mic de diluție, sau cu fluxuri separate, denumit și cu raport mare de diluție sau turboventilator, cu unul, doi sau trei arbori concentrici. Aceste turboreactoare sunt echipate cu compresoare centrifugale sau axiale, în general multietajate, cu camere de ardere individuale, inelare, radiale sau inversate, cu turbină axială cu unul sau mai multe trepte sau cu turbină centripetă. Acest tip de motor aeroreactor are o limitare a temperaturii maxime din motor din cauza materialelor sau tehnologiilor de fabricație ale elementelor turbinei.

Tot din stadiul actual al tehnicii, dar mai puțin utilizat în prezent este motoreactorul de tip Coandă, care, din punctul de vedere al configurației, este cel mai apropiat de cel al reactorului prezentat de invenție, în sensul că nu are turbina ca varianta Whittle, iar compresorul este antrenat de un motor cu piston. Acest tip de reactor a fost folosit în perioada interbelică și postbelică de multe din țările beligerante, și amintesc aici Italia, Japonia și Uniunea Sovietică.

O altă variantă de aeroreactor, poate cea mai simplă, este varianta statoreactorului, la care comprimarea aerului făcută de compresor este înlocuită de comprimarea dinamică datorită vitezei avionului. În general, un statoreactor funcționează la viteze ce depășesc cel puțin viteza sunetului în aerul în care zboară avionul. O funcționare optimă a statoreactorului se poate obține pentru viteze ale avionului ce depășesc acele viteze ce corespund unui număr Mach de 2,2.

- d. **Prezentarea problemelor tehnice rezolvate de invenție:** Fiecare din cele trei variante de reactor prezentate în stadiul tehnicii au unele probleme pe care varianta prezentată în invenție o elimină, după cum urmează:

- turboreactorul de tip Whittle având turbina în fluxul de gaze arse, imediat după camera de ardere, înainte de intrarea în turbină se impune stingerea flăcării și amestecarea cu aer de aport pentru micșorarea temperaturii gazelor până la o valoare suportată de ansamblul turbinei (stator și rotor). Tehnologiile actuale de fabricație, ce presupun practicarea unor canale interioare și a unor orificii de foarte mici dimensiuni către exteriorul paletelor pentru răcirea acestora și materialele speciale folosite, fac ca prețul acestora să fie foarte mare. În plus, după un număr de ore de funcționare, se impune atât verificarea, la aproximativ 1500 de ore de funcționare, iar apoi, schimbarea, la aproximativ 3000 de ore de funcționare, a anumitor componente ale turbinei, în special paletele de rotor de turbină, palete care au și solicitări mecanice importante din cauza rotației. Ținând cont că valoarea temperaturii maxime din motor determină și performanțele acestuia, se caută mărirea continuă a temperaturii gazelor la intrarea în turbină;
 - motoreactorul de tip Coandă, având compresorul antrenat de un motor cu piston, fără a exista turbina, este cel mai apropiat de varianta de reactor propusă, dar acesta va avea o limitare a plafonului practic determinată de scăderea puterii motorului cu piston în altitudine și, pe de altă parte, fiabilitatea scăzută a motorului cu piston fiind un al doilea dezavantaj al acestui tip de reactor;
 - statoractorul, varianta de reactor care nu mai are nicio componentă funcțională în mișcare (exceptând pompele de combustibil sau alte agregate sau sisteme auxiliare), are nevoie de o viteză minimă a avionului pentru a putea realiza arderea stabilă și eficientă a combustibilului și pentru a obține o eficiență globală satisfăcătoare a acestui tip de reactor, care, la viteze mici, corespunzătoare decolării și urcării inițiale până la altitudinea de siguranță, nu poate funcționa, avionul având nevoie de un alt tip de sistem de propulsie, ceea ce constituie un dezavantaj.
- e. **Expunerea invenției:** Motorul aeroreactor electric, care face obiectul invenției, nu mai are turbina pentru a recupera o parte din energia gazelor arse, energie necesară antrenării compresorului și a altor agregate și/sau sisteme necesare funcționării motorului și/sau avionului. O parte din energia gazelor arse este recuperată sau preluată (aceasta este o parte din energia gazelor pierdută prin pereții motorului către exterior, având în vedere că

avionul este destinat zborului la altitudini stratosferice unde temperatura ambiantă este sub -50°C), așa cum este prezentat în **revendicarea nr. 1**, de către un set de punți termoelectrice de tip Seebeck, și această energie este transformată direct în energie electrică, ce este folosită direct de motorul electric ce antrenează compresorul, și/sau poate fi folosită de agregate și/sau sisteme necesare funcționării motorului și/sau avionului, sau poate fi stocată în bateria de acumulare electrice de bord. Punțile termoelectrice sunt montate în zona de curgere a gazelor fierbinți chiar din zona unde există flacăra în camera de ardere și se prelungește pe toată lungimea tubului în care curg gazele arse, până la ieșirea în atmosferă (exceptând zona paletelor de reglaj pentru ajutorului de reacție), cu “fața” caldă spre gazele arse și fața ”rece” spre exterior.

Compresorul, pe care l-am ales a fi de tipul compresorului axial clasic cu palete, conține 4 trepte de compresor axial, cu un raport de comprimare total de 2,44, fiecare treaptă având în componența sa o paletă de rotor și o paletă de stator. Configurația rotorului de compresor axial este de tipul tambur. Compresorul este antrenat de un motor electric de mare turație, care asigură un randament maxim al compresorului pentru plaja de regimuri de funcționare pentru motor. Dacă există un deficit de energie produsă de punțile termoelectrice, în cazul regimurilor maxime de decolare și urcare inițială până la altitudinea de siguranță, energia suplimentară este asigurată de acumulatorul de bord. Între altitudinea de siguranță și altitudinea de croazieră, regimul motorului va fi redus la un regim adecvat de urcare, la care punțile termoelectrice furnizează un surplus de energie pentru toți consumatorii de bord, inclusiv, dacă este posibil, pentru reîncărcarea acumulatorilor de bord. În regimul de croazieră și la înălțimea de croazieră, energia electrică poate să scadă până la zero către motorul electric ce antrenează compresorul, motorul aeroreactor electric transformându-se în statorreactor. Există posibilitatea tehnică, pentru îmbunătățirea performanțelor ca statorreactor, de a retrage, de a escamota, atât paletele de stator cât și paletele de rotor din fluxul principal de aer ce intră în motor, sau, cel puțin, să existe posibilitatea tehnică de a modifica unghiul de așezare a paletelor de stator și rotor (la ora actuală, un mare număr de tipuri de turboreactoare au paletele de stator compresor, în totalitate sau în parte, cu unghiul de așezare reglabil, adică cu geometrie variabilă). Viteza țintă a

avionului echipat cu un astfel de propulsor este apropiată de regimul hipersonic, adică corespunzătoare unui număr Mach egal cu 4, iar altitudinea țintă este situată în stratul inferior al stratosferei, adică la aproximativ 15 km.

f. **Avantajele invenției:** Datorită lipsei turbinei din fluxul de gaze arse, motorul aeroreactor electric are o serie de avantaje, din care enumerez, fără a ține cont de o ordine a importanței:

- scăderea costurilor de fabricație și întreținere, reducerea orelor de imobilizare la sol a avionului;
- creșterea performanțelor reactorului, odată ce temperatura maximă în motor nu mai este limitată, respectiv creșterea tracțiunii specifice, creșterea randamentului total sau global al reactorului, scăderea consumului specific de combustibil;
- scăderea masei motorului;
- creșterea eficienței arderii, nemai necesitând stingerea flăcării și răcirea gazelor arse înainte de intrarea în turbină;
- posibilitatea folosirii hidrogenului drept combustibil, așa cum este prezentat în **revendicarea nr. 2**, deoarece configurația motorului permite arderea eficientă a hidrogenului, acesta asigurând o ușoară creștere a tracțiunii specifice dar și o scădere semnificativă a consumului specific de combustibil. Acest avantaj ar deschide drumul către avionul viitorului, care ar avea zero emisii de carbon în atmosferă;
- construirea unor motoare de dimensiuni și tracțiuni mici, care să asigure tracțiunea necesară unor avioane ușoare, cu o capacitate de 4-10 persoane la bord, adică cu o masă de decolare în limita a 5000 kg, pentru care, în cazul unui turboreactor de tip Whittle, ar rezulta o turbină cu o dimensiune (lungime a paletelor, în special a paletei de rotor) de câțiva milimetri, ceea ce duce la pierderi foarte mari, atât pierderi de frecare în stratul limită, cât și pierderi induse la capătul paletei de rotor. În plus, la o astfel de paletă de rotor de turbină nu se pot practica în interior canale de racire, deoarece nu permite grosimea paletei.

Pe lângă aceste avantaje, ce decurg din absența turbinei, mai pot enumera și următoarele avantaje:

- faptul că un motor electric antrenează compresorul, față de motoreactorul Coandă, puterea acestui motor electric nu este influențată de altitudine, iar pe de altă parte, fiabilitatea motorului electric este superioară motorului cu piston;
 - posibilitatea de transformare foarte rapidă în statoractor în timpul zborului, atunci când condițiile de viteză și altitudine o impun;
 - posibilitatea menținerii în zbor orizontal a avionului, în cazul unei stingeri sau expulzări a flăcării (flame out), prin antrenarea compresorului de către motorul electric, alimentat de acumuloarele de bord, și chiar și fără reaprinderea flăcării în camera de ardere, compresorul produce suficientă tracțiune, ce permite zborul până la un aeroport alternativ, dar și probabilitatea mai redusă de apariție a regimului de pompaj.
- g. **Prezentarea schemei secțiunii prin motor:** Pentru simplificarea schemei secțiunii motorului aereactor electric, am omis să figurez pe aceasta anumite detalii de rezistență, cum ar fi montanții dintre componentele interne și externe ale motorului, ferurile de fixare pe avion și ferurile de fixare ale lagărelor rotorului compresorului, sistemul de fixare al motorului electric, traseele și orificiile de răcire ale tuburilor de foc ale camerei de ardere, anumite componente esențiale ale camerei de ardere cum ar fi: turbionatorul, stabilizatorul/întorcătorul de flacără, aprinzătoarele, protecția termică a pereților interiori și exteriori ai motorului, punțile termoelectrice de tip Seebeck și circuitele electrice aferente, sistemul de acționare a conului reglabil de la dispozitivul de admisie, sistemul de reglaj al secțiunii ajutorului de reacție, alte agregate și sisteme ale motorului.
- Astfel, componentele principale ale motorului sunt:
- 1- conul reglabil al dispozitivului de admisie;
 - 2- dispozitivul de admisie;
 - 3- compresorul axial, ce este compus din:
 - treptele de compresor axial Ca1 la Ca4;
 - paletele de rotor de compresor R1 la R4;
 - paletele de stator de compresor S1 la S4;
 - 4- rotorul tip tambur, al compresorului axial;
 - 5- injectoare de combustibil;
 - 6- motor electric de antrenare a compresorului axial;

- 7- camera de ardere inelară;
 - 8- ajutoraj de reacție cu secțiune reglabilă;
 - 9- lagăr anterior compresor;
 - 10- rotor compresor axial treapta 1;
 - 11- stator compresor axial treapta 1;
 - 12- lagăr posterior rotor compresor;
 - 13- tub de foc exterior al camerei de ardere inelare;
 - 14- tub de foc interior al camerei de ardere inelare;
 - 15- zona de plasare a punților termoelectrice tip Seebeck interioare (pe toata zona caldă a motorului);
 - 16- zona de plasare a punților termoelectrice tip Seebeck exterioare (pe toata zona caldă a motorului).
- A- fluxul interior de aer de răcire motor electric și zona interioara a motorului;
- B- fluxul de aer ce intră în compresorul axial;
- C- fluxul de gaze arse din interiorul motorului.

- h. **Prezentarea unei aplicații a invenției:** Motorul aeroreactor electric, așa cum am stabilit în **revendicarea nr. 3**, se pretează a echipa un avion de mici dimensiuni cu 1 sau 2 membri ai echipajului, fiind capabil să transporte 2 până la 8 pasageri și să aibă o masă maximă de decolare de 5000 kg, cu cabina presurizată, echipat cu un sistem de navigație de tip PBN, adică navigație bazată pe performanțe (Performance Based Navigation) respectiv care folosește un GNSS, adică un sistem de navigație augmentat bazat pe satelit (Global Navigation Satellite System) și un sistem de ghidare de precizie la aterizare de tip MLS, bazat pe ghidare cu fascicul de microunde (Microwave Landing System), sisteme care există pe unele tipuri de avioane ușoare, iar sistemul de ghidare la aterizare MLS se poate instala ușor pe aeroporturi sau aerodromuri de mici dimensiuni, cu piste sub 1200 m, cu o infrastructură minimală, eventual cu un serviciu de control vamal și poliție de frontieră. Aceste tipuri de avioane, în cazul unei deturnări, nu au un impact cu același grad de penetrare ca în cazul unui avion de linie actual, cu 50 la 500 de pasageri la bord. În acest caz s-ar putea elimina controlul de securitate aeroportuară.

REVENDICAREA NUMĂRUL 1

Motorul aeroreactor electric este caracterizat prin aceea că recuperarea energiei din gazele arse, energie necesară antrenării compresorului și a altor agregate și/sau sisteme necesare funcționării motorului și/sau avionului, se face prin intermediul unor punți-convertoare termoelectrice de tip Seebeck, ce transformă energia termică direct în energie electrică necesară motorului electric ce antrenează compresorul, precum și a altor agregate și/sau sisteme necesare funcționării motorului și/sau avionului, în mod direct sau prin intermediul unui acumulator de energie electrică de bord.

REVENDICAREA NUMĂRUL 2

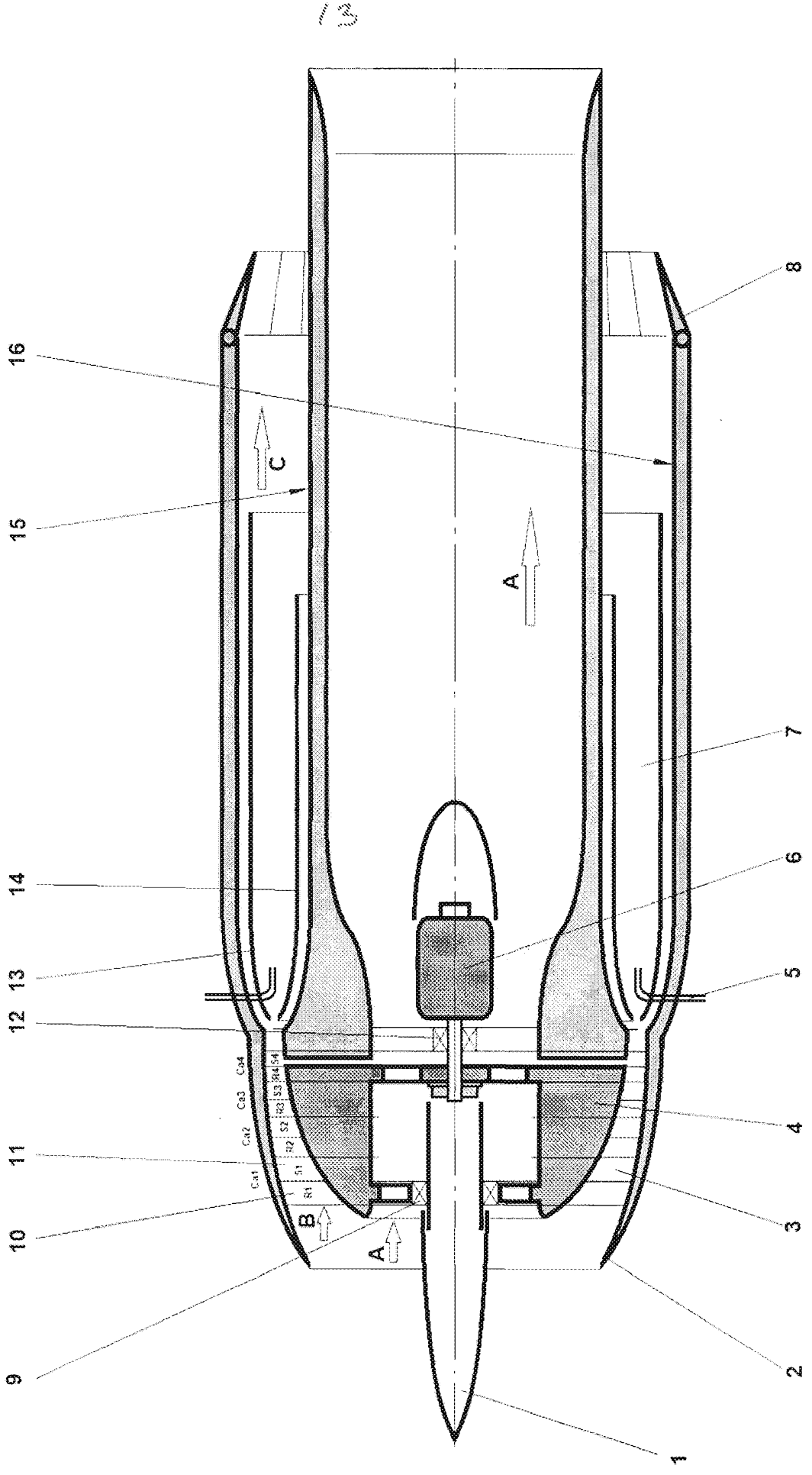
Motorul aeroreactor electric este caracterizat prin aceea că se poate alimenta atât cu combustibil clasic de tip kerosen cât și cu hidrogen, caz în care rezultă atât o îmbunătățire a performanțelor dar și o protejare a mediului prin reducerea emisiilor de carbon.

REVENDICAREA NUMĂRUL 3

Motorul aeroreactor electric este caracterizat prin aceea că se poate fabrica în varianta de mici dimensiuni, în ceea ce privește tracțiunea acestuia, și poate echipa un avion de mici dimensiuni, care poate transporta 4-10 persoane la bord, incluzând echipajul, și/sau marfă, avion ce poate fi operat de pe aeroporturi sau aerodromuri mici, cu piste de maxim 1200 m, poate naviga cu sisteme bazate pe performanță (PBN=Performance Based Navigation) cu ajutorul sistemelor de navigație prin intermediul sateliților în varianta augmentată (GNSS=Global Navigation Satellite System) și să aterizeze cu ajutorul unor sisteme de ghidare la aterizare bazate pe microunde (MLS=Microwave Landing System), evitând astfel folosirea sistemelor de securitate aeroportuară specifice marilor aeroporturi.

15

SECTIUNE PRIN MOTOR AEROREACTOR ELECTRIC



15