

(12) CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2021 00180

(22) Data de depozit: 19/04/2021

(41) Data publicării cererii:
28/10/2022 BOPI nr. 10/2022

(71) Solicitant:
• TIMAR LIVIU-DAN, STR.VIITORULUI,
BL.15, SC.A, AP.3, LUDUȘ, MS, RO;
• SPIRIDON RADU, CALEA TURZII, NR.34,
AP.7, CLUJ-NAPOCA, CJ, RO;
• ROMAN MARIUS-GEORGE,
STR.IOAN BUDAI DELEANU, NR.78, AP.13,
CLUJ-NAPOCA, CJ, RO

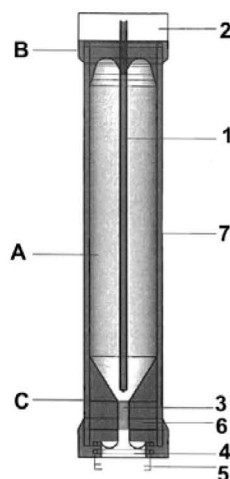
(72) Inventatori:
• TIMAR LIVIU-DAN, STR. VIITORULUI,
BL.15, SC.A, AP.3, LUDUȘ, MS, RO;
• SPIRIDON RADU, CALEA TURZII, NR.34,
AP.7, CLUJ-NAPOCA, CJ, RO;
• ROMAN MARIUS-GEORGE,
STR. IOAN BUDAI DELEANU, NR.78,
AP.13, CLUJ-NAPOCA, CJ, RO

(54) PROPULSOR DE RACHETE CU COMBUSTIBIL SOLID
"IONUȚ"

(57) Rezumat:

Invenția se referă la un propulsor de rachete cu combustibil solid destinat sistemelor de lansare care are capacitatea de a oferi control al impulsului specific, în timpul funcționării, cu modificarea consecutivă a propulsiei dezvoltate. Propulsorul, conform invenției, este alcătuit dintr-un rezervor (A) de combustibil, cilindric, închis la un capăt de un capac (B), iar la celălalt capăt are un sistem (C) de evacuare, accelerare, propulsie, capacul (C) având încorporat un sistem (1) de evaporare conectat la un sistem (2) electric al vehiculului poziționat superior, sistemul (C) de evacuare fiind format dintr-o stranguare (3), nozzle, o cameră (4) de post-combustie la care este atașat un catod (5) și care are încorporat un magnet (6) permanent în poziția stranguației, geometria sistemului fiind adaptată vitezelor de evacuare, iar un fuselaj (7) este necesar să fie realizat din material izolator electric, fiind propus și un fuselaj realizat din carton, pânză și rășină, optimizat pentru greutate redusă și timp redus de funcționare.

Revendicări: 8
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).

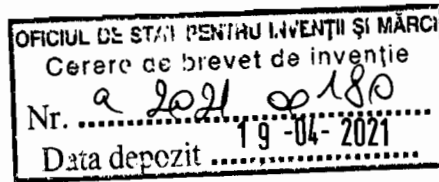


PROPULSOR DE RACHETE CU COMBUSTIBIL SOLID

“IONUȚ”

1





DESCRIEREA INVENȚIEI

1. Domeniul de aplicatie al invenției

Invenția se refera la un sistem de propulsie cu combustibil solid destinat sistemelor de lansare orbitale, ce are capacitatea de a oferi control al impulsului specific, in timpul functionarii, cu modificarea consecutiva a propulsiei dezvoltate.

2. Introducere în subiectul invenției

Un propulsor cu combustibil solid se foloseste de presiunea gazelor, generata prin reactia chimica de ardere a combustibilului. Propulsia este realizata datorita evacuării gazelor, transformand presiunea generata, in impuls, in functie de viteza de evacuare. Viteza de evacuare este influentata de mai multi factori, cum ar fi presiunea si temperatura din camera de combustie, dimensiunea si forma „nossle”-ului, tipul de combustibil, etc. Propulsia totala este data de masa gazelor evacuate pe unitatea de timp si viteza acestora, principiu prezentat in ecuatia rachetei [1].

Propulsorul de rachete cu combustibil solid sau SRB (solid rocket booster) este un sistem de propulsie in care propulsia este obtinuta prin evacuarea cu viteza a masei gazelor obtinute din reactia chimica de ardere dintre un combustibil si un agent oxidant. In urma acestei reactii chimice se obtine o cantitate mare de gaze, care sunt evacuate cu viteza, obtinand astfel propulsia, conform celui de-al treilea principiu al mecanicii [2]. Reactia chimica are loc in interiorul rezervorului.

Intr-o racheta cu combustibil solid, combustibilul si agentul oxidant sunt amestecate intr-o masa solida, formand un amestec omogen de combustie. Odata initiat procesul de ardere, chimia amestecului permite o reactie de oxidare „in lant”. Amestecul contine cantitatea necesara de oxidant astfel incat arderea odata initiata, continua pana la epuizarea combustibilului [3].

3. Limitarile solutiilor actuale

Este cunoscut faptul ca propulsoarele cu combustibil solid nu permit modificarea puterii propulsiei (thrust) in timpul functionarii. Odata initiata reactia de oxidare, aceasta continua, ca un val, in toate directiile si in tot volumul combustibilului, pana la epuizarea acestuia. Volumul gazelor produse depinde de suprafata de ardere, motiv pentru care sunt concepute diferite

distributii geometrice ale solidului, astfel incat suprafata de ardere sa ramana simetrica. Aceste forme geometrice sunt concepute in asa fel incat sa se obtina cea mai mare predictibilitate si stabilitatea arderii deoarece pierderea distributiei simetrice a masei combustibilului, in timpul functionarii, este echivalenta cu pierderea predictibilitatii thrust-ului, cresterea proportionala a vibratiilor si afectarea invariabila a integritatii fuselajului. Reactia de oxidare este pasiva, intrinseca, nu poate fi incetinita sau amplificata, ceea ce inseamna ca **nu exista control activ al puterii propulsiei**. Constructia acestor sisteme este calculata in functie de profilul de zbor dorit, dupa un plan prestabilit al chimiei combustibilului[4].

Eficienta propulsoarelor cu combustibil solid este inferioara eficientei propulsoarelor cu combustibil lichid, viteza gazelor ejectate fiind mai scazuta [5].

Directionarea gazelor evacuate confera manevrabilitate in plan orizontal, necesara pentru alinierea pe curbele de lansare si insertie orbitala [6].

In cazul propulsoarelor cu combustibil solid, acest lucru este foarte dificil de realizat datorita limitarilor de constructie a sistemului de evacuare, care trebuie sa fie destul de rezistent pentru a face fata fortelor si temperaturii dezvoltate in timpul functionarii. Camera de combustie este reprezentata de volumul rezervorului iar sistemul de evacuare este necesar sa fie in continuitate cu acest volum, limitand astfel mobilitatea sistemului de evacuare si, prin urmare, a manevrabilitatii. La ora actuala, vectorizarea propulsiei se realizeaza cu ajutorul unor complexe sisteme hidraulice auxiliare, independente, controlate computerizat, destinate mobilizarii sistemului de evacuare [7].

Modelul propus de autori nu are echivalent in tehnologia actuala, conceptul fiind unic.

4. Scopul inventiei.

In inventia de fata este descris un sistem ce permite amplificarea sau reducerea ratei de transformare a combustibilului, din solid in gaz. Acest obiectiv este atins prin utilizarea temperaturii ca factor modulator in procesul de evaporare si adaptarea complementara a chimiei combustibilului.

Avand in vedere ca scopul oricarui sistem de propulsie ce utilizeaza energia chimica este eficienta de transformare a acestei energii in lucru mecanic iar in cazul rachetelor aceasta energie

este transformata direct in impuls cu ajutorul evacuării gazelor presurizate, cu o eficiență foarte scăzută, invenția de față aduce o îmbunătățire a eficienței prin supraincalzirea și astfel suprapresurizarea gazelor evacuate, cu ajutorul unui arc electric generator de plasmă ce străbate aceste gaze. Tehnologia folosirii unui arc electric pentru a genera plasmă este cunoscută și utilizată în domenii diverse de activitate, în special în procese de sudură-taiere [8].

Elementele constitutive ale sistemului sunt astfel construite încât arcul electric ce străbate gazele de evacuare se conectează cu evaporizatorul situat în mijlocul amestecului propulsor, având ca rezultat încălzirea acestuia proporțional cu intensitatea curentului. Prin acest design inovativ se obține controlul ratei de evaporare a combustibilului și creșterea eficienței de transformare a energiei chimice în impuls mecanic.

Scopul invenției este de a controla intensitatea arderii combustibilului ce are ca și consecință capacitatea de a controla activ propulsia. Astfel, atingerea scopului determină achiziția capacității de ghidare a vehiculului prin modificarea intensității evaporării combustibilului și introducerea unui sistem hibrid chimic-ionic folosit pentru propulsie.

5. Soluția oferită de invenție la problema stadiului actual al cunoașterii.

Invenția de față propune introducerea unui sistem în care producerea presiunii necesare propulsiei se obține printr-un procedeu controlabil de generare a gazelor, cu ajutorul temperaturii emise de un sistem de evaporare.

Sistemul de evaporare presupune prezența unui evaporizator situat central, care este încălzit cu ajutorul curentului electric. Acest evaporizator este înconjurat, pe toată lungimea din interiorul rezervorului, de materialul vaporizabil. Materialul vaporizabil constituie combustibilul, acesta fiind sursa de generare a gazelor sub presiune, necesare propulsiei.

Materialul vaporizabil are ca și proprietate necesară funcționării sistemului, lipsa de stoichiometrie între oxidant și materialul oxidat, pentru a evita instabilitatea explozivă a combustiei și declanșarea reacției de oxidare totală "în lant". Caracteristica principală a combustibilului este echilibrul dintre procentul de oxigen și materialul oxidabil al combustibilului: amestecul să aibă temperatura critică de declanșare a reacției de oxidare,

scazuta. Controlul temperaturii functioneaza dincolo de aceasta limita, in care reactia de oxidare e deja inceputa iar cu temperatura sistemului de evaporare se face modularea evaporarii.

Raportul dintre oxigen si combustibil poate fi controlat, in functie de parametri optimi de functionare si profilul de zbor dorit, conferind control suplimentar al ratei de evaporare.

Reactia de oxidare si evaporare are loc in prezenta caldurii generate de evaporizator iar intensitatea oxidarii/evaporarii este dependenta de temperatura evaporizatorului. Prin urmare, intensitatea generarii gazelor, si astfel a presiunii generate, este direct proportionala cu temperatura evaporizatorului. Combustibilul propus in inventia de fata nu este conceput pentru ardere completa ci este conceput pentru oxidare partiala si evaporare totala, satisfacand atat nevoia de generare a presiunii necesare pentru propulsie cat si conditia de stabilitate chimica necesara pentru predictibilitatea ratei de evaporare.

In timpul functionarii, curentul electric introdus in evaporizator se continua, la capatul inferior al acestuia, sub forma unui arc electric ce trece prin gazele de evaporare, cu formare de plasma, supraincalzind gazele si ionizand o parte din acestea. Gazele supraincalzite si ionizate, trec printr-un camp magnetic, contribuind la cresterea impulsului specific.

Problema pe care o rezolva inventia este lipsa controlului acceleratiei pe parcursul functionarii, deoarece producerea de gaze este direct proportionala cu temperatura evaporizatorului iar temperatura evaporizatorului este controlabila prin controlul intensitatii curentului electric ce trece prin acesta. Concomitent, prezenta arcului electric si a campului magnetic determina cresterea impulsului specific.

6. Descrierea detaliata a problemei.

Se da, in continuare, un exemplu de realizare a unui propulsor cu intensitate a propulsiei foarte variabila, hibrid chimic-ionic, destinat propulsiei atmosferice, in legatura cu Figura 1 care reprezinta:

Rezervorul de combustibil (Figura 1, elementul A), cilindric, inchis la un capat de un capac (Figura 1, elementul B), iar la celalalt capat avand sistemul de evacuare/accelerare/propulsie (Figura 1, elementul C). Capacul are incorporat sistemul de evaporare (Figura 1, elementul 1),



conectat la sistemul electric al vehiculului positionat superior (Figura 1, elementul 2). Sistemul de evacuare (Figura 1, elementul C) format dintr-o strangulatie (nozzle) (Figura 1, elementul 3), camera de postcombustie (Figura 1, elementul 4) la care este atasat catodul (Figura 1, elementul 5) si care are incorporat un magnet permanent (Figura 1, elementul 6) in pozitia strangulatiei. Geometria sistemului de evacuare este adaptata vitezelor de evacuare. Fusejalul (Figura 1, elementul 7), este necesar sa fie realizat din material izolator electric. Propunem un fuselaj realizat din carton, panza si rasina, optimizat pentru greutate redusa si timp redus de functionare.

Modificarea intensitatii evaporarii combustibilului se va realiza prin modificarea puterii electrice in sistemul de evaporare. Modificarea temperaturii va determina rata de evaporare a combustibilului.

Gazele de evacuare vor fi supraincalzite pentru cresterea fortei propulsiei. Efectul de supraincalzire e realizat prin comutarea intre doua surse de alimentare a sistemului de evaporare. Prima sursa (de joasa tensiune) va fi folosita doar in momentul initierii evaporarii, dupa care sistemul de control va comuta evaporarea pe sursa de inalta tensiune care va crea, in acelasi timp, un arc electric intre cadodul de la iesire si evaporizator devenit anod, sustinut de mediul gazelor de evacuare.

Modul de functionare: Sistemul se porneste prin deschiderea circuitului in anod (Figura 1, elementul 1), insemnand pornirea sursei de joasa tensiune. Evaporizatorul va constitui anodul. La deschiderea circuitului, anodul se incalzeste la o temperatura proportionala cu puterea curentului ce trece prin acesta. Acest curent este furnizat, in prima faza, de sursa de joasa tensiune, pana la stabilirea ritmului de evaporare dorit. Consecutiv se face comutarea pe sursa de inalta tensiune, care va genera un arc electric intre catod (figura 1, elementul 5) si anodul evaporizator (figura 1, elementul 1). Cresterea temperaturii anodului determina, consecutiv, evaporarea rapida a combustibilului, cu crearea de presiune in rezervor (Figura 1, elementul A). Evacuarea gazelor sub presiune si supraincalzirea acestora are loc prin strangulatia sistemului de evacuare (Figura 1, elementul 3). Starea de ionizare a gazelor fierbinți va fi valorificata in impuls prin prezenta magnetului (Figura 1, elementul 6) in pozitia de strangulatie (figura 1, elementul 3). Gazele ionizate vor sustine arcul electric declansat intre catod (Figura 1, elementul 5) si anod (Figura 1, elementul 1).

7. Prin constructia inventiei se obtin urmatoarele avantaje:

- Principalul avantaj al sistemului de propulsie propus prin inventia de fata este **controlul acceleratiei** prin controlul cantitatii de combustibil evacuat. Aceasta abilitate inovativa, raportat la nivelul actual al tehnologiei, presupune posibilitatea de **control activ al profilului** de zbor dorit.
- Cresterea eficientei prin **cresterea impulsului specific**, realizata prin supraincalzirea si ionizarea partiala a gazelor evacuate, cu ajutorul unui arc electric. Aceste gaze sunt trecute printr-un camp magnetic, conferind o **crestere a eficientei** propulsiei. Principiul de functionare se bazeaza pe raportul direct dintre temperatura si energia cinetica, amplificat de componenta ionica.
- Complexitatea de realizare, raportata la nivelul actual al cunoasterii, este **accesibila**. . Componentele sunt accesibile pe piata.
- Numarul componentelor si metoda de ansamblare permit timpi scazuti de realizare a produsului finit, conferind abilitatea de **productie in serie**.
- Fuselajul este construit din materiale reciclabile, care, impreuna cu sistemul de recuperare ca rezultat ameliorarea incadrarii vehiculului in **normele de igiena** atat a mediului terestru cat si orbital
- Cost redus de productie datorita accesibilitatii pe piata a componentelor. Metoda de ansamblare ofera posibilitatea realizarii in serie conferind **cadenta si accesibilitate crescuta la orbite preferentiale** pentru sateliti de dimensiuni mici.
- Performanta sistemului de propulsie depinde in mod direct de performanta sistemului de stocare a energiei electrice. Cercetarile in domeniul tehnologiei acumulatorilor si sistemelor de stocare a energiei promit cresterea densitatii energetice, tehnologie de care sistemul propus in inventia de fata **beneficiaza implicit**.
- Amestecul de combustibil si oxigen este adaptat necesitatii de functionare a sistemului, avand ca si caracteristica necesara lipsa de stoichiometrie intre oxigen si combustibil, in defavoarea oxigenului. In functie de concentratia oxigenului, se obtine un **control suplimentar al ratei de evaporare**, adaptata profilului de zbor dorit.

- Proprietatea necesara a combustibilului de a avea oxigen insuficient determina **cresterea stabilitatii** de transport si manipulare, cu **cresterea marcata a sigurantei** de productie si transport a produsului finit, in comparatie cu tehnologia actuala a combustibilului solid de racheta.



BIBLIOGRAFIE

1. <https://www.grc.nasa.gov/www/K-12/rocket/rktpow.html>
2. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/newton3r.html>
3. https://www.esa.int/Education/Solid_and_liquid_fuel_rockets2
4. <https://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology/sts-newsref/srb.html#srb>
5. <https://blogs.nasa.gov/Rocketology/tag/rocket-fuel/>
6. <https://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology/sts-newsref/srb.html>
7. <https://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology/sts-newsref/srb.html>
8. <http://docshare02.docshare.tips/files/9458/94586040.pdf> > Universitatea Tehnica din Cluj-Napoca

REVENDICĂRI

1. Inventia se refera la un propulsor cu combustibil solid (SRB) caracterizat prin aceea ca debitul de evacuare a gazelor sub presiune este controlabil electronic si eficienta propulsiei este amplificata de supraincalzirea si ionizarea gazelor evacuate prin camp magnetic.
2. SRB, conform revendicarii nr 1, caracterizat prin aceea ca fuselajul (Figura 1, elementul 7) este construit din material izolator electric si reciclabil.
3. SRB, conform revendicarii nr 1, caracterizat prin aceea ca evaporarea combustibilului se realizeaza datorita incalzirii evaporatorului (Figura 1, elementul 1) prin care trece un curent electric controlat.
4. SRB, conform revendicarii nr 1 si 3, caracterizat prin aceea ca, capacul (Figura 1, elementul B) prezinta suprafata ce priveste volumul intern al cilindrului, cu forma geometrica tridimensionala adaptata prezentei evaporatorului, fortelor si miscarilor interne din timpul functionarii .
5. SRB, conform revendicarii nr 1, caracterizat prin aceea ca la nivelul strangulatiei "nozzle" (Figura 1, elementul 3) este prezent un magnet cilindric tubular (Figura 1, elementul 6).
6. SRB, conform revendicarii nr 1, caracterizat prin aceea ca supraincalzirea plasmei generate e realizata de arcul electric stabilit intre catod si anodul evaporator.
7. SRB, conform revendicarii nr 1, caracterizat prin aceea ca, camera de postcombustie "exhaust" (Figura 1, elementul 4) are geometria tridimensionala adaptata evacuarii specifice a sistemului propus (inverted aerospike).
8. Amestecul ce va constitui combustibilul, conform inventiei, are proprietatea necesara de a gasi un raport optim de oxigen si material oxidat, care sa satisfaca particularitatea de functionare a sistemului, in functie de profilul de zbor dorit.



DESENE EXPLICATIVE

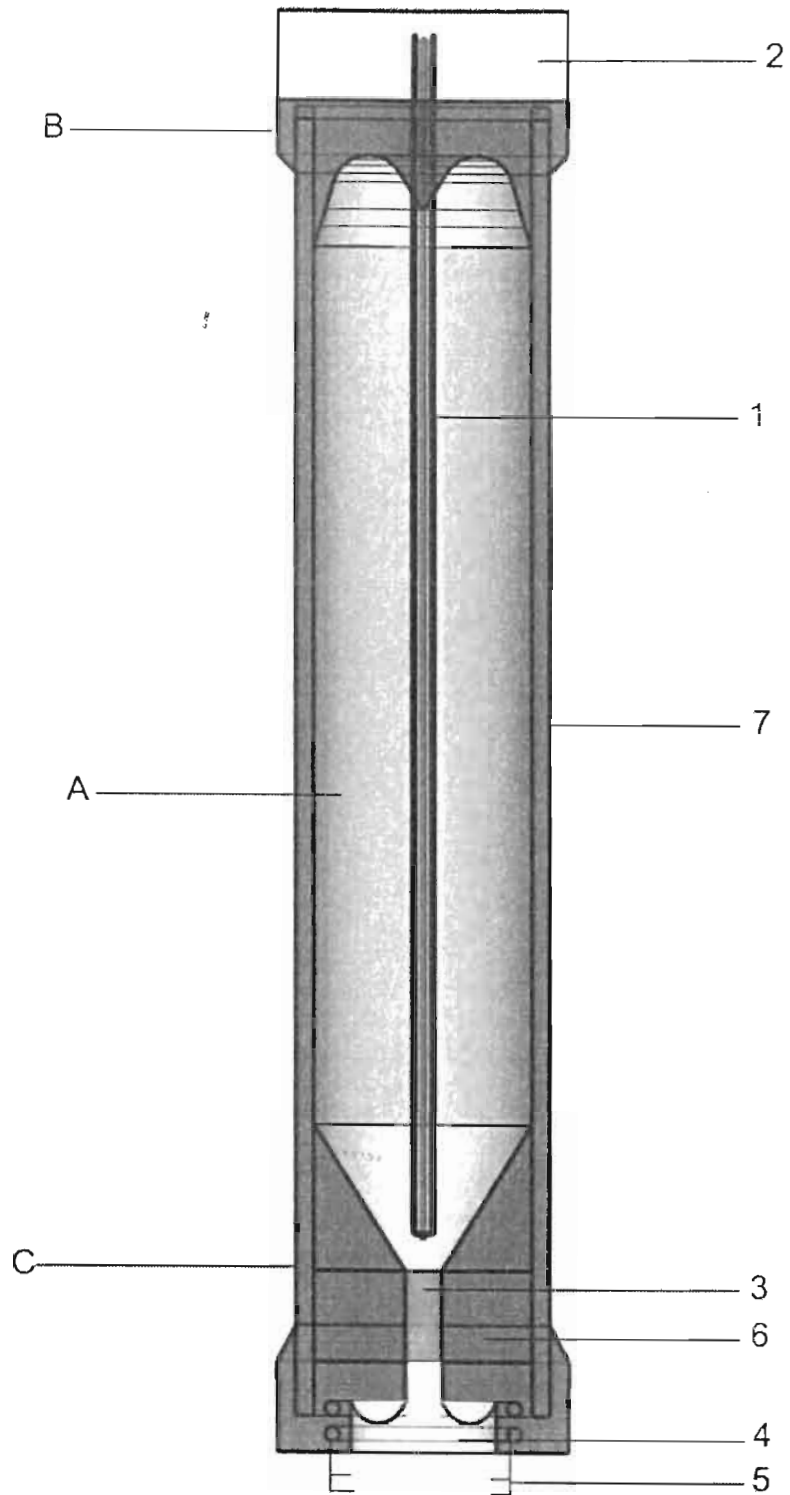


Figura 1

[Handwritten signatures and notes]