



(12)

BREVET DE INVENȚIE

- (21) Nr. cerere: **a 2015 00640**
- (22) Data de depozit: **04/09/2015**
- (45) Data publicării mențiunii acordării brevetului: **29/03/2024** BOPI nr. **3/2024**

(41) Data publicării cererii:
30/03/2017 BOPI nr. **3/2017**

(73) Titular:
• **INSTITUTUL NAȚIONAL DE
CERCETARE-DEZVOLTARE
TURBOMOTOARE - COMOTI,
BD.IULIU MANIU NR.220 D, SECTOR 6,
BUCUREȘTI, B, RO**

(72) Inventatori:
• **SANDU CONSTANTIN,
STR. PRELUNGIREA GHENCEA NR. 171,
ET. 4, AP. 28, SECTOR 6, BUCUREȘTI, B,
RO;**

• **SILIVESTRU VALENTIN,
STR. DRUMUL GHINDARI NR. 62H,
SECTOR 5, BUCUREȘTI, B, RO;**
• **BRAȘOVEANU DAN,
4603 VIRGINIA AVENUE, BROOKLYN, US**

(56) Documente din stadiul tehnicii:
**WO 2006106204 A2; EP 2366627 A1;
CN 105599921 A**

(54) **SISTEM DE PROPULSIE CU GAZ RECE
PENTRU MINISATELIȚI DE ORBITĂ JOASĂ**



RO 131750 B1

1 Invenția se referă la un sistem de propulsie cu gaz rece pentru minisateliți de orbită
joasă, care utilizând energia solară capătă o durată de funcționare mărită, fapt ce permite
3 implicit creșterea duratei de exploatare a sateliților (GPS) sau altor echipamente spațiale
care utilizează acest tip de propulsie.

5 Sunt cunoscute mai multe soluții de sisteme de propulsie cu gaz rece, rolul acestora
fiind atât pentru orientare cât și pentru restabilirea orbitei în special pentru sateliții de orbită
7 joasă (Low Earth Orbit). Sistemele de propulsie cu gaz rece constau în principal dintr-un
rezervor cu gaz comprimat (azot, bioxid de carbon, heliu, hidrogen, amoniac) o micro-
9 supapă, conducte de conexiune și un ajutoraj Laval ([http://cdn.intechopen.com/pdfs-wm/
37528.pdf](http://cdn.intechopen.com/pdfs-wm/37528.pdf)). Când altitudinea satelitului scade, micro-supapa se deschide un timp controlat
11 și gazul se destinde accelerând astfel satelitul care își restabilește orbita la înălțimea inițială.

13 Din documentul **WO 2006106204 A2** se cunoaște un rezervor pentru un sistem de
propulsie cu gaz rece bifazic al unei nave spațiale cuprinzând o structură microporoasă să
15 asigure, într-o porțiune a rezervorului, opusă unui orificiu descărcarea gazului în afara
rezervorului, reținerea capilară în faza lichidă a unui fluid bifazic conținut în rezervor. Un
17 dispozitiv pentru controlul termic al rezervorului cuprinde cel puțin un încălzitor asociat cu
partea rezervorului care conține faza gazoasă, precum și un termistor în partea menționată
și cel puțin un alt termistor în partea rece a rezervorului ce conține structura microporoasă
19 și faza lichidă. Structura mecanică a rezervorului este montată pe structura navei spațiale
printr-o interfață montată rigid și o interfață montată flexibil. Invenția este utilă în special
21 pentru echiparea sateliților care cântăresc între câteva zecimi și câteva sute de kilograme.

23 Din documentul **EP 2366627 A1** se mai cunoaște un rezervor pentru depozitarea
unui propulsor lichid A și furnizarea de vapori produși prin evaporarea unei părți a gazului
25 lichid A într-o locație externă cuprinde un corp de rezervor pentru depozitarea combustibilu-
lui lichid A, un element de plasă dispus în interiorul corpului rezervorului acoperă suprafața
27 lichidă a gazului lichid A, împărțind interiorul corpului rezervorului într-o zonă de stocare a
gazului lichid LA și o zonă de stocare a gazului GA. Un încălzitor este dispus pe o zonă de
29 stocare a gazului GA pe partea corpului rezervorului pentru a menține zona de stocare a
gazului GA la o temperatură mai mare decât temperatura din zona de stocare a gazului lichid
LA.

31 Dezavantajul principal al acestor sisteme de propulsie este că au o durată mică de
funcționare deoarece după fiecare accelerare, masa și presiunea gazului din rezervor scad
33 până la consumarea completă a gazului, situație în care satelitul pătrunde în straturile dense
ale atmosferei unde arde. Din acest motiv, durata de serviciu a sateliților de orbită joasă ca
35 și durata de funcționare a altor sisteme spațiale care utilizează pentru propulsie-orientare
cest tip de sistem de propulsie este limitată.

37 Problema tehnică obiectivă pe care o rezolvă sistemul de propulsie cu gaz rece
conform prezentei invenții constă în aceea că utilizează razele solare concentrate printr-o
39 oglină parabolică, pentru încălzirea și vaporizarea gazului lichid stocat în rezervoare.

41 Sistemul de propulsie conform prezentei invenții rezolvă problema tehnică menționată
prin aceea că rezervorul de gaz lichid este vopsit în negru mat la exterior, plasat printr-un
suport în focarul unei oglinzi parabolice pliabilă formată dintr-o suprafață parabolică
43 reflectorizantă centrală, identică cu unul din pereții unei cutii ce conține minisatelitul, placată
cu folie de aur numai pe fața exterioară și niște bare cu pereți subțiri, unele drepte și unele
45 curbe, barele fiind articulate și constituite ca niște rame pentru niște segmente parabolice
reflectorizante obținute din plăci subțiri din material compozit, placate pe ambele fețe cu folii
47 reflectorizante din aur.

RO 131750 B1

Sistemul de propulsie conform prezentei invenții, prezintă următoarele avantaje:	1
- simplitate constructivă;	
- costuri de fabricație reduse;	3
- costuri de exploatare reduse;	
- durată de funcționare mărită; tehnologie de fabricație simplă.	5
Se dă în continuare un exemplu de realizare a invenției, în legătură cu fig. 1...3 care reprezintă:	7
- fig. 1, vedere a satelitului având oglinda parabolică pliată peste rezervorul de gaz;	
- fig. 2, vedere a satelitului având oglinda parabolică extinsă;	9
- fig. 3, ilustrarea principiului de funcționare al oglinzii parabolice a satelitului.	
Sistemul de propulsie cu gaz rece conform prezentei invenții este alcătuit (fig. 1, 2) din ansamblul oglinzii parabolice pliabilă 1 , formată din tuburile drepte cu pereți subțiri 2, 3 , tuburile parabolice cu pereți subțiri 4, 5 confecționate din compozit sau aliaje ușoare, rezervorul de gaz comprimat 6 și suportul 7 care poziționează rezervorul în focarul oglinzii parabolice. Suprafețele parabolice reflectorizante ale oglinzii s₁, s₂, s₄ și s₅ sunt formate din plăci subțiri de materiale compozite aplicate pe ambele fețe cu folii reflectorizante din aur și sunt fixate de tuburile 2, 3, 4 și 5 . Suprafața parabolică reflectorizantă centrală s₃ este formată din unul din pereții cutiei satelitului 8 , fiind placată cu folie de aur numai pe fața exterioară. Tuburile drepte 2 sunt articulate în punctele a, b .	11
Rezervorul de gaz 6 este unul obișnuit cu excepția faptului că este vopsit la exterior în negru mat. Acest rezervor este chiar rezervorul principal al satelitului sau un rezervor de serviciu care se încarcă cu gaz de la rezervorul principal înainte de deschiderea micro-supapei pentru destinderea gazelor în ajutorul Laval. Restul componentelor sistemului de propulsie (nerepresentate) sunt aceleași ca la sistemele de propulsie cu gaz rece actuale.	13
Principiul de funcționare al sistemului de propulsie conform prezentei invenții este următorul:	15
Oglinda parabolică 1 este în mod normal pliată peste rezervorul 6 protejându-l de razele solare directe care sunt reflectate de folia de aur placată pe partea convexă a oglinzii (părțile convexe ale segmentelor s₁, s₂, s₄, s₅). Înainte de fiecare deschidere a micro-supapei de gaz (nerepresentată), segmentele s₁, s₂, s₄ și s₅ sunt deschise cu ajutorul unor micromotoare (nerepresentate) formând astfel o suprafață parabolică reflectorizantă a cărei axă focală coincide cu axa rezervorului de gaz 6 . Razele de lumină incidente paralele, i , venind de la Soare sunt reflectate, r , de oglinda parabolică 1 spre suprafața rezervorului 6 . Fiind vopsit în negru, rezervorul se comportă aproape ca un corp absolut negru, absorbind întreaga lumină care cade pe suprafața sa. În felul acesta presiunea gazului din rezervor crește de fiecare dată până la valoarea inițială permițând obținerea unei forțe de reacție ridicată la fiecare expansiune a gazului în ajutorul Laval (evident că înainte de prima detentă a gazului nu se recurge la încălzirea rezervorului deoarece presiunea în acesta este la valoarea proiectată maximă). Aceste creșteri succesive de energie internă a gazului din rezervor pe seama energiei preluată de la razele solare, asigură o durată de funcționare mărită a sistemului de propulsie.	17
	19
	21
	23
	25
	27
	29
	31
	33
	35
	37
	39
	41

RO 131750 B1

1

Revendicare

3

Sistem de propulsie cu gaz rece pentru minisateliți de orbită joasă, alcătuit dintr-un rezervor (6) de gaz lichid comprimat solidarizat de un perete exterior al unui minisatelit,

5

caracterizat prin aceea că, rezervorul (6) de gaz lichid este vopsit în negru mat la exterior, plasat printr-un suport (7) în focarul unei oglinzi parabolice pliabilă (1) formată dintr-o supra-

7

față parabolică reflectorizantă centrală (s_3), identică cu unul din pereții unei cutii (8) ce conține minisatelitul, placată cu folie de aur numai pe fața exterioară și niște bare cu pereți

9

subțiri, unele (2, 3) drepte și unele (4, 5) curbe, barele (2) fiind articulate în punctele (a, b),

11

ce constituie niște rame pentru niște segmente (s_1, s_2, s_4, s_5) parabolice reflectorizante, acestea fiind obținute din plăci subțiri din material compozit, placate pe ambele fețe cu folii reflectorizante din aur.

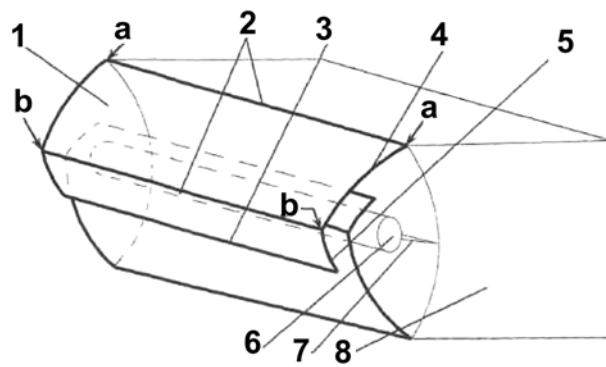


Fig. 1

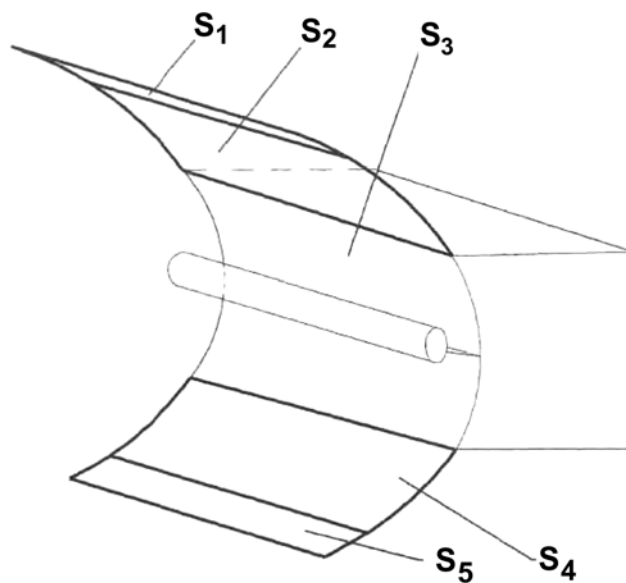


Fig. 2

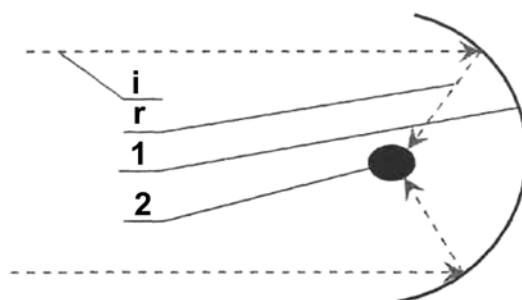


Fig. 3

