



(12)

BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: **a 2011 01225**

(22) Data de depozit: **24/11/2011**

(45) Data publicării mențiunii acordării brevetului: **28/02/2020** BOPI nr. **2/2020**

(41) Data publicării cererii:
30/08/2013 BOPI nr. **8/2013**

(73) Titular:
• **UNIVERSITATEA POLITEHNICA DIN
BUCUREȘTI, SPLAIUL INDEPENDENȚEI
NR.313, SECTOR 6, BUCUREȘTI, B, RO**

(72) Inventatori:
• **CHELARU TEODOR VIOREL,
STR. VASILE CONTA NR.1, BL.34 A2,
AP.16, PLOIEȘTI, PH, RO;**
• **MINGIREANU FLORIN, STR. BRĂILEI
NR. 198, BL. B3A, AP. 7, GALAȚI, GL, RO;**
• **ION DĂNUȚ, STR. PIAȚA MIHAI VITEAZU
NR. 4 BL. 11 B1 ET. 8 AP. 31, PLOIEȘTI,
PH, RO;**
• **NEAGU ION, STR. CRISTIANUL NR. 26,
BL. 156H, ET. 4, AP. 17, PLOIEȘTI, PH, RO;**

• **RĂDULESCU MARIUS TITUS,
STR. DOCTOR CAROL DAVILA NR.18,
BL.120 D, SC.B, AP.30, PLOIEȘTI, PH, RO;**
• **MARINESCU DAN MĂLIN,
STR. MIHAI BRAVU NR. 192, BL. 35A,
AP. 15, PLOIEȘTI, PH, RO;**
• **TANTAU MIRCEA, STR. FLORILOR,
BL. 17, SC. A, AP. 4, ZĂRNEȘTI, BV, RO;**
• **BENDEAC IOAN, STR. SOHODOL NR. 26,
ZĂRNEȘTI, BV, RO;**
• **BORLAN ADRIAN, STR. HAGI-GHIȚĂ
NR. 25, SECTOR 1, BUCUREȘTI, B, RO;**
• **CHELARU ADRIAN, STR. VASILE CONTA
NR. 1, BL. 34 A2, AP. 16, PLOIEȘTI, PH, RO**

(56) Documente din stadiul tehnicii:
RU 2108539 C1; GB 2418242 A

(54) **RACHETĂ SUBORBITALĂ DE SONDAJ CU CONTROL
GAZODINAMIC**



RO 128775 B1

1 Invenția se referă o rachetă suborbitală de sondaj cu control gazodinamic, dedicată
ridicării unor sarcini utile de mici dimensiuni la înălțimi cuprinse între 10 și 100 km, în scopul
3 efectuării de experimente științifice sau testări de aparatură și echipamente cu destinație
spațială sau meteorologică.

5 Aceste tipuri de rachete sunt rachete cu două sau trei trepte cu combustibil solid, care
funcționează continuu fără timp de întârziere la decuplarea treptelor, ceea ce asigură o evoluție
7 previzibilă a acestora, fără împrăștieri semnificative ale elementelor rachetei sau a sarcinii utile.
Această abordare conduce la un preț de cost scăzut al sistemului, dar cu performanțe modeste
9 în ceea ce privește înălțimea atinsă. O soluție în vederea îmbunătățirii performanțelor este
indicată în brevetul **RU 2108539 C1**, destinat unei rachete meteorologice în trepte, care
11 propune startarea cu întârziere a celui de-al doilea motor (întârzierea decuplării treptelor), ceea
ce conduce la un câștig important în înălțime. Brevetul respectiv stabilește chiar o relație de
13 calcul ce leagă masa treptelor și diametrul și durata de întârziere. În condițiile în care racheta
este nedirijată, această soluție de întârziere a startării treptei a doua poate conduce la
15 împrăștiere mare a punctului de cădere a elementelor rachetei (etajul inferior) și a sarcinii utile,
cu repercusiuni negative asupra dimensiunii zonelor de siguranță aferente unei lansări.

17 Din documentul **GB 2418242 A** se cunoaște un motor pentru zbor extra-atmosferic, mai
precis, pentru controlul atitudinii unei rachete ghidate, ce cuprinde un rezervor care conține un
19 prim component în formă lichidă sau gazoasă, și un alt rezervor ce conține un al doilea
component solid sau pastă, care, prin combinare, furnizează forța de propulsie. Specific acestui
21 motor este faptul că face controlul atitudinii de zbor prin controlul gazelor arse. Traectoria de
zbor a rachetei este influențată printr-o multitudine de ajutaje antagonice prin care un sistem
23 de comandă gazodinamică dirijează jeturi de gaze fierbinți, pentru controlul rotației pe cele trei
axe.

25 Principalul dezavantaj al acestei soluții tehnice constă în faptul că execută controlul pe
gazele arse, timpii de reacție al închiderii și deschiderii supapelor influențând direct asupra
27 consumului suplimentar de amestec carburant.

29 Problema tehnică pe care o rezolvă invenția este controlul atitudinii de zbor, coroborat
cu micșorarea consumului de carburanți.

31 Racheta suborbitală de sondaj înlătură dezavantajele menționate și rezolvă problema
tehnică propusă prin aceea că va cuprinde trei trepte și un compartiment pentru sarcina utilă,
un rezervor unic de oxidant în legătură cu un distribuitor de oxidant, primele două trepte fiind
33 prevăzute la exterior cu ampenaje stabilizatoare, și cuprinzând niște motoare cu combustibil
solid, iar între ele, niște sisteme de cuplare/decuplare a treptelor, având și câte un sistem de
35 întârziere a desprinderii, unde treapta a treia cuprinde un motor principal de marș cu combustibil
hibrid, alimentat prin sistemul de comandă gazodinamic, comandat de un sistem de navigație
37 inerțială, la care sistemul de comandă gazodinamic va cuprinde rezervorul de oxidant în
legătură cu un distribuitor de oxidant și niște micromotoare hibride, pentru controlul atitudinii
39 (rului, tangaj și girație), și în motorul principal de marș, pentru controlul forței axiale.

Racheta suborbitală de sondaj, conform invenției, prezintă următoarele avantaje:

- 41 - poate asigura ridicarea unei sarcini utile de până la 10 kg la înălțimi cuprinse între 10 și
100 km, cu o împrăștiere redusă de cădere a elementelor rachetei și a sarcinii utile;
- 43 - permite lansarea la o înălțime dorită, prin funcționarea controlată a motorului de marș
și a timpului de întârziere a desprinderii treptelor;
- 45 - asigurarea unei împrăștieri minime a punctelor de cădere a elementelor treptelor
rachetei după desprindere, și a punctului de expulzare a sarcinii utile;
- 47 - acționarea unei parașute care să asigure o durată mare de cădere a sarcinii utile,
pentru efectuarea de măsurători în condiții optime.

RO 128775 B1

Se dau, în continuare, câteva exemple de realizare a invenției, în legătură cu fig. 1...4, ce reprezintă:	1
- fig. 1, rachetă suborbitală cu sistem comandă gazodinamic hibrid;	3
- fig. 2, sistem de comandă gazodinamic;	
- fig. 3, reprezentare schematică a unui micromotor hibrid;	5
- fig. 4a, reprezentare schematică a unui sistem de șase micromotoare cu combustibil hibrid, independente;	7
- fig. 4b, reprezentare schematică a ajutorajelor relativ la axa longitudinală.	
Racheta suborbitală cu sistem comandă gazodinamic hibrid, conform invenției, este alcătuită din trei trepte, unde primele două A și B sunt prevăzute cu câte un motor 6 cu combustibil solid, largabil, cu niște sisteme 5 de cuplare/decuplare a treptelor, prevăzute cu elemente de întârziere a decuplării și pornirii motorului superior, iar a treia treaptă C cuprinde un motor 4 principal de marș, de tip motor rachetă hibrid, guvernat de un sistem 3 de comandă gazodinamic, un sistem de navigație inerțială 2 și o sarcină utilă 1 . Compartimentul sarcinii utile este supra calibru, asigurând o mărire a volumului de stocare. Treptele unu A și doi B sunt prevăzute cu ampenaje 7 care asigură stabilitatea rachetei în straturile dense ale atmosferei.	9
Treapta trei C , deoarece va funcționa în straturile superioare rarefiate, nu are ampenaj, conține două sisteme importante, care asigură mărirea înălțimii finale și micșorarea zonei de risc: un sistem 5 de întârziere a decuplării treptelor, format dintr-un dispozitiv de siguranță inerțial și un întârziator electronic, ceea ce permite reglarea și creșterea înălțimii maxime la care poate ajunge sarcina utilă 1 , plus un sistem 3 de comandă gazodinamic, ce asigură, împreună cu sistemul de navigație inerțială 2 , menținerea sub control a împrăștierii traiectoriei rachetei.	13
Soluția tehnică utilizată pentru sistemul de comandă gazodinamic adoptat (fig. 4) este bazată pe două micromotoare 10 cu combustibil hibrid (oxidant gazos, carburant solid), care asigură controlul orientării rachetei pe canalul de ruluu și câte două pe canalele longitudinale (tangaj, girație). Acest lucru se realizează pentru fiecare pereche de motoare prin funcționarea la parametri nominali numai a celui dorit, cele inactive funcționând în regim minimal. Avantajul și necesitatea utilizării micromotoarelor 10 cu combustibil hibrid constă în aceea că regimul de funcționare al acestora poate fi controlat prin debitul de oxidant, care este precis dozat printr-un distribuitor 9 .	15
Pentru a asigura un sistem eficient de comandă, poate fi utilizat un singur rezervor de oxidant 8 , ce furnizează oxidantul necesar întregului ansamblu. Prin controlul debitului de oxidant se poate realiza un control optim al traiectoriei treptei superioare, asigurându-se micșorarea consumului de carburanți și, implicit, o precizie crescută pentru transportul sarcinii utile.	17
În fig. 2 este prezentată schematic o pereche de micromotoare 10 hibride, care se alimentează de la un rezervor de oxidant comun 8 , reglarea tracțiunii fiecărui motor fiind asigurată prin distribuitorul 9 , care este un element cu piese în mișcare ce asigură modularea (reducerea/creșterea) și comutarea jetului de oxidant între cele două micromotoare 10 .	19
Într-o variantă constructivă realizată experimental, micromotorul poate fi realizat ca în fig. 3, unde este evidențiat un micromotor 10 hibrid, compus dintr-un injector 11 care pulverizează oxidantul pe un baton 12 de combustibil, ieșirea gazelor arse fiind asigurată de un ajutoraj 13 lateral.	21
Soluția tehnică prezentată în fig. 3 are în vedere adaptarea sistemului de reacție și control la forma și dimensiunile existente ale rachetei purtătoare. Totodată, acest sistem valorifică rezultatele experimentale obținute în cadrul proiectelor anterioare, unde a fost dezvoltat un motor hibrid prin păstrarea dimensiunilor celulei de combustibil (aceleași diametru interior și exterior), cu reducerea lungimii acesteia, obținând astfel o rondelă de carburant superioară.	23

RO 128775 B1

1 Această formă poate asigura păstrarea duratei de ardere obținută în experimentările anterioare,
de aproximativ 60 s, cu reducerea tracțiunii proporțional cu reducerea lungimii celulei. Pentru
3 simetrie se poate avea în vedere o soluție cu două runde de combustibil, dispuse simetric în
raport cu axul ajutorului.

5 La nivel de ansamblu, pentru asigurarea controlului traiectoriei și orientării vehiculului,
se are în vedere utilizarea a șase micromotoare dispuse în pereche, câte două pentru fiecare
7 canal de comandă, după cum se poate vedea în fig. 4a și 4b.

9 Pentru acest tip de sistem de reacție și control, fiecare dintre micromotoarele **10** poate
funcționa până la 60 s, iar tracțiunea va fi modulată între anumite limite, controlând debitul de
oxidant.

11 Creând o diferență de tracțiune între o pereche de micromotoare, de exemplu, la
micromotoarele de tangaj, se va realiza un moment după acea axă care în final va duce la
13 modificarea orientării rachetei. În mod similar se întâmplă pe oricare dintre cele trei canale: ruliu,
tangaj și girație. Ca buclă de control a traiectoriei poate fi implementată o unitate de ghidare
15 inerțială (GNC), care va sesiza modificările de atitudine ale vehiculului, și va face corecțiile
necesare. Pentru realizarea sistemului de reacție și control se are în vedere un sistem de șase
17 micromotoare dispuse ca în fig. 4, în pereche, pentru a asigura o simetrie a comenzii după un
anumit canal.

19 Astfel, ajutoarele pentru cele două direcții de comandă a unui canal trebuie să fie cât mai
aproape posibil în lungul axei longitudinale a rachetei, ceea ce asigură în final simetria comenzii
21 pe canalul respectiv. Avem în vedere șase micromotoare cu o valoare a forței maxime de 60 N
și minime de 10 N. Ca o caracteristică importantă a sistemului de reacție și control dezvoltat
23 este faptul că cele șase micromotoare au o funcționare continuă, nefiind necesară oprirea sau
pornirea pentru niciunul dintre acestea.

25 Fig. 4 prezintă și conceptul funcțional al sistemului de reacție și control. Se pot observa
două circuite, cel subțire pornind de la dispozitivul de control, și reprezentând bucla de control
27 al sistemului, și circuitul îngroșat, care este circuitul de oxidant care leagă rezervorul comun de
oxidant cu injectorul fiecărui micromotor **10**, trecând prin distribuitorul **9**, iar tracțiunea este
29 controlată de ajutoarele dispuse lateral. Axa fiecărui micromotor coincide cu axa rachetei, astfel
încât durata de funcționarea a micromotoarelor coincide și cu durata de funcționarea a motorului
31 hibrid, cele două având același calibru și aceeași dimensiune la gaura internă a celulei de
carburant.

33 Pentru realizarea sistemului a fost utilizat un oxidant care poate fi stocat o durată
îndelungată (protoxid de azot, NOX), și un combustibil **12** solid netoxic (polietilenă), în ideea de
35 a fi în concordanță cu condițiile de mediu impuse la nivel european pentru lansatoarele orbitale
și suborbitale.

RO 128775 B1

Revendicare

Rachetă suborbitală de sondaj cu control gazodinamic, constituită din trei trepte (**A**, **B**, **C**) și un compartiment pentru sarcina utilă (**1**), un rezervor unic de oxidant (**8**), în legătură cu un distribuitor de oxidant (**9**), primele două trepte (**A**, **B**) prevăzute la exterior cu ampenaje stabilizatoare (**7**) cuprinzând niște motoare (**6**) cu combustibil solid (**12**) largabile, asamblate între ele cu niște sisteme de cuplare/decuplare a treptelor, având și câte un sistem de întârziere a desprinderii (**5**), **caracterizată prin aceea că** treapta a treia (**C**) cuprinde un motor principal (**4**) de marș cu combustibil hibrid, alimentat cu oxidant prin sistemul de comandă gazodinamic (**3**), comandat de un sistem de navigație inerțială (**2**), la care sistemul de comandă gazodinamic (**3**) va cuprinde rezervorul de oxidant (**8**) în legătură cu un distribuitor de oxidant (**9**) care dozează cantitatea de oxidant în niște micromotoare (**10**) hibride, pentru controlul atitudinii (rului, tangaj și girație), și în motorul principal de marș, pentru controlul forței axiale.

(51) Int.Cl.

F42B 15/08 (2006.01);

G01W 1/08 (2006.01)

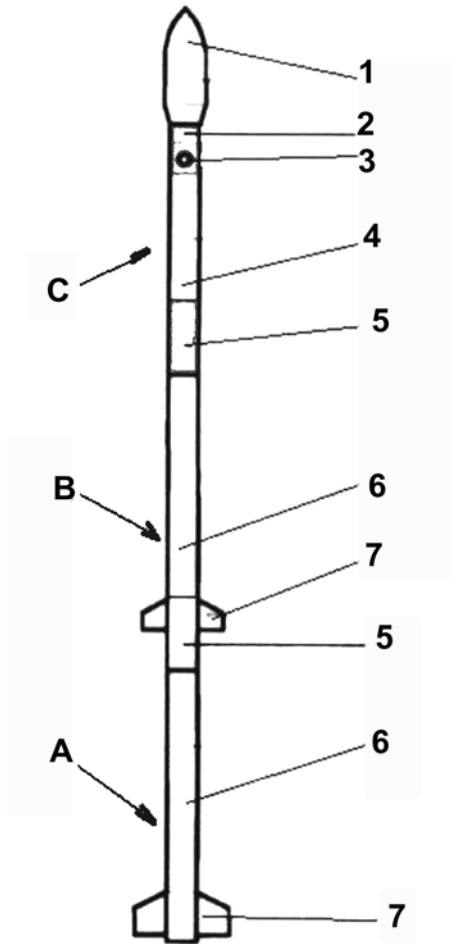


Fig. 1

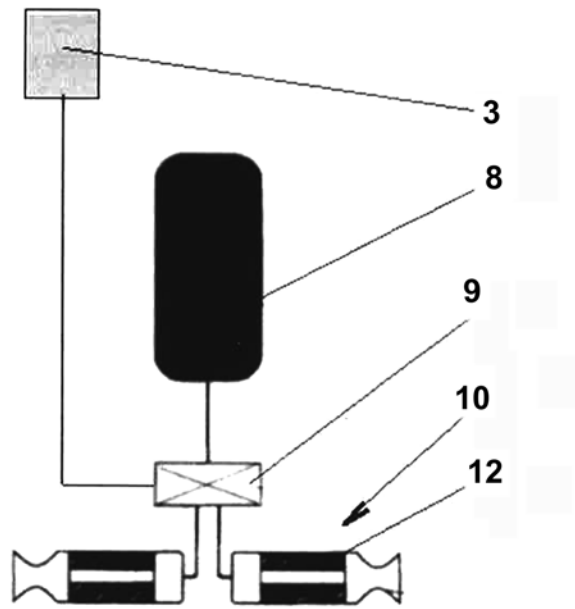


Fig. 2

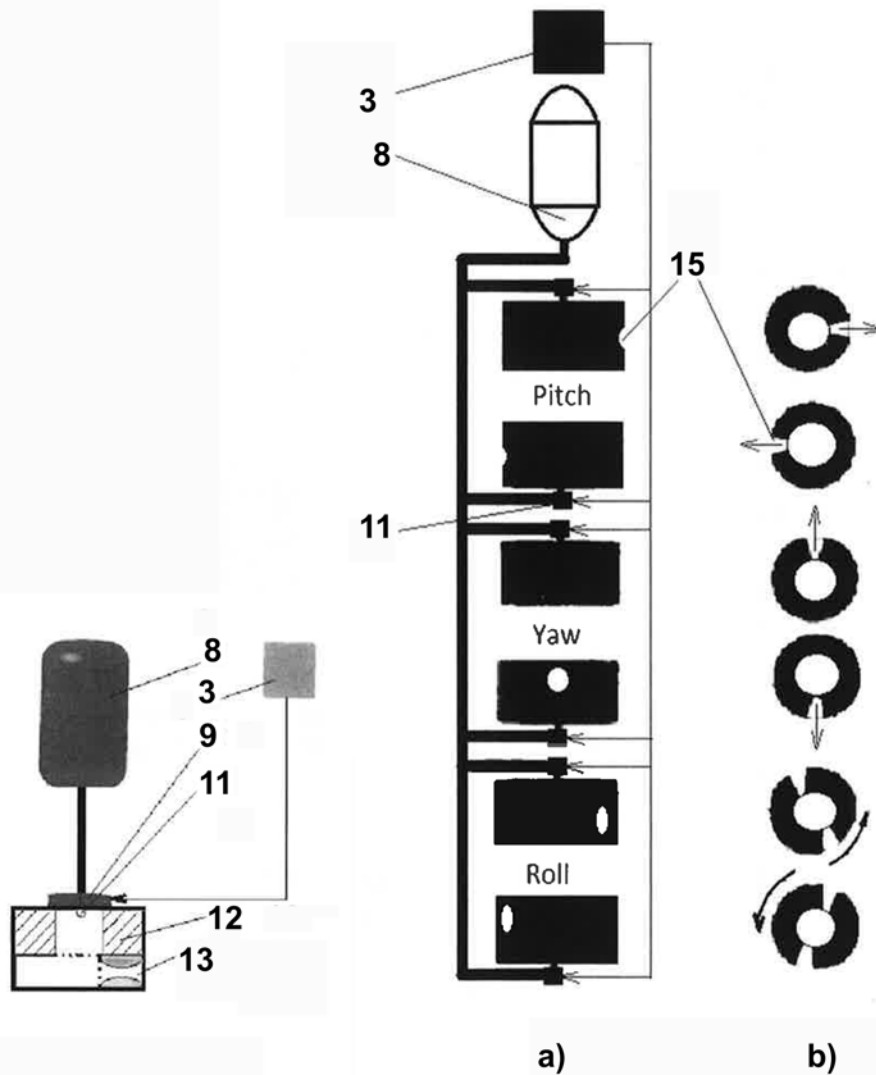


Fig. 3

Fig. 4

