

(12)

CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2021 00182

(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 EXTRAATMOSFERIC HIBRID CHIMIC-IONIC
CU COMBUSTIBIL LICHID METALOX "FLUIERAȘ"**

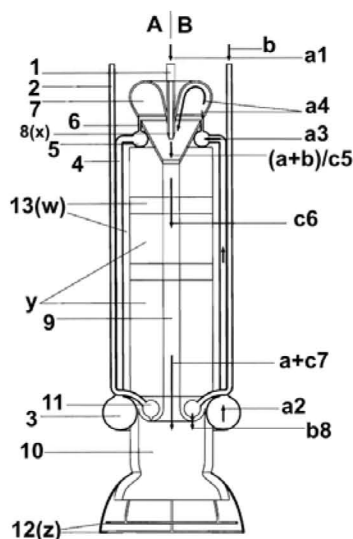
(57) Rezumat:

Invenția se referă la un propulsor extraatmosferic hibrid cu combustibil lichid Metalox care folosește o propulsie obținută din energia chimică a oxidării combustibilului lichid, care este amplificată de un sistem de ionizare și supraîncălzire a gazelor de evacuare. Propulsorul, conform invenției, cuprinde 13 repere structurale, crescătoare în ordinea direcției de curgere a combustibilului, dinspre rezervor spre spațiul exterior și anume cu niște țevi (1) de admisie combustibil lichid, niște țevi (LOX) de admisie, o cameră (3) de expansiune în formă de gogoasă, o platformă (4) cilindrică cu perete dublu pentru răcirea sistemului, o cameră (5) de presurizare a combustibilului, o admisie (6) în camera de combustie, o cameră (7) de combustie cu formă particulară, o admisie (8) proporție LOX/Anod, un canal (9) median de accelerare, o cameră (10) postcombustie, o cameră (11) de expansiune, un catod (12) generator de electroni și un izolator (13) electric/conductor termic, iar în cadrul modului de funcționare prezintă 8 etape temporale, începând cu admisia combustibilului sub presiune, din rezervor, prin țevile de admisie până la camerele de expansiune, apoi transferul combustibilului din camera de expansiune în platforma (4) cilindrică, transferul combustibilului în camera (5) de presurizare, admisia specifică în camera (7) de combustie, iar în spațiul dintre admisia proporțională de LOX și începutul canalului median are loc arderea parțială a combustibilului, apoi transferul plasmelor și combustibilului prin canalul median de accelerare,

ejecția combustibilului parțial oxidat în camera de postcombustie, completarea restului de LOX necesar arderii, stoichiometrică, a combustibilului, iar structura de ionizare cuprinde un anod (x), niște magneți + grile de accelerare (y) formând cele trei segmente, un izolator (w) electric/conductor termic și un catod (z).

Revendicări: 9

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 EXTRAATMOSFERIC HIBRID CHIMIC-IONIC
CU COMBUSTIBIL LICHID (METALOX)
„FLUIERAS”**



DESCRIEREA INVENTIEI

1. Domeniul de aplicatie al inventiei

Inventia se refera la un nou sistem de propulsie, pentru propulsie in atmosfera superioara si in spatiul extraatmosferic. Sistemul foloseste o propulsie obtinuta din energia chimica a oxidarii combustibilului lichid, care este amplificata de un sistem de ionizare si supraincalzire a gazelor de evacuare.

2. Introducere in subiectul inventiei

Avand in vedere ca inventia de fata propune o hibridizare a celor doua tipuri de propulsie, chimica si ionica, sunt cunoscute atat sisteme de propulsie extraatmosferica ce folosesc exclusiv sistemul de propulsie chimic [1], cat si sisteme ce folosesc exclusiv propulsia ionica [2].

Conform inventiei, metoda de hibridizare propusa nu are echivalent pe piata, conceptul fiind unic.

La ora actuala, pentru circularizarea orbitelor si insertie orbitala precisa, se folosesc sisteme de propulsie bazate, in mod exclusiv, pe energia chimica dezvoltata din reactia de oxidare a combustibilului. Principiul de functionare al unui astfel de sistem, respecta principiul al treilea al miscarii newtoniene. Impulsul generat din expulzia cu viteza, intr-o directie, a unei cantitati de masa, determina deplasarea cu o forta echivalenta, in partea opusa [3].

Propulsia rachetelor cu combustibil lichid aduce numeroase avantaje in comparatie cu sistemele de propulsie ce folosesc combustibil solid.

Intr-un motor de racheta cu combustibil lichid, propulsia este realizata prin evacuarea gazelor obtinute din reactia oxigenului cu combustibilul. Propulsia este influentata de cantitatea reactantilor, temperatura si presiunea din camera de combustie, tipul de nozzle folosit, tipul de combustibil, etc. [4]. Puritya combustibilului lichid permite plaje optime de stoichiometrie, in functie de profilul de zbor dorit.

Particularitatea sistemelor cu combustibil lichid este aceea ca poate fi controlata activ cantitatea de combustibil si oxidant implicate in reactie. Controlul debitului confera control asupra temperaturii si presiunii dezvoltate in camera de combustie si, astfel, asupra cantitatii si vitezei de material evacuat. Controlul masei si vitezei de evacuare este echivalenta cu controlul impulsului. Controlul asupra debitului de reactanti se face cu ajutorul unor pompe puse in functiune de motoare auxiliare. Pentru a creste presiunea si temperatura, este necesar ca lichidul sa fie pompat cu o presiune ce o depaseste pe cea din camera de combustie, pentru a evita refluxul [5].

Avand in vedere ca oxidantul si combustibilul sunt pompate in camera de combustie prin cabluri flexibile, intreg blocul propulsor poate fi deplasabil. La ora actuala se folosesc sisteme adiacente de manevrare a blocului propulsor, integrate computerizat, ce permit manevrabilitate optima pentru ghidaj si aterizare a vehiculului. Recuperarea vehiculului a determinat o revolutie in industria spatiala [6].

Sistemele ionice de propulsie folosesc, pentru deplasare, impulsul obtinut din accelerarea si evacuarea combustibilului folosind forte electromagnetice. Combustibilul este reprezentat de un material gazos, usor ionizabil si cu masa atomica mare. Atomii combustibilului, dupa ce sunt ionizati, trec printr-o grila de accelerare in care sunt atrasi intr-o directie si respinsi dinspre cealalta, in aceeasi directie, cu efect cumulativ de accelerare. Atomii ionizati sunt respinsi electromagnetic de un pol si atrasi cu aceeaasi forta de polul opus, forta de accelerare fiind proportionala cu diferenta de potential electric dintre cei doi poli. Viteza de evacuare este direct proportionala cu impulsul iar in cazul motoarelor ionice, viteza de evacuare depaseste cu ordine de marime viteza atomilor evacuati in sistemul de propulsie chimic.

Cantitatea totala de combustibil evacuata este neglijabila, raportata la timpi scurti de functionare (minute-ore), ceea ce face ca propulsia sa fie mica si motoarele ionice, desi foarte eficiente, sa fie impractice pentru misiuni de durata scurta sau manevre ce necesita un impuls mare [7].

3. Limitarile solutiilor actuale

Sistemul de propulsie **chimic** prezinta un impuls specific scazut inasa masa ejectata crescuta, pe unitatea de timp, ceea ce ii confera un impuls total mare inasa cu **durata scurta de functionare**. Limitarile sunt prezentate in ecuatia rachetei [8].

Sistemul de propulsie ionic prezinta un impuls specific ridicat, ceea ce determina o eficienta crescuta a consumului de combustibil si accelerarii acestuia. Inasa **masa totala evacuata pe unitatea de timp este scazuta**, ceea ce face impractică folosirea lor ca "upper stage"-uri. In motorul ionic, impulsul este obtinut prin accelerarea atomilor combustibilului cu ajutorul fortelor si energiilor electromagnetice. Inasa masa totala a atomilor, raportata la unitatea de timp de functionare, este foarte scazuta, generand astfel o propulsie echivalenta.

Prin urmare, **motoarele ionice nu pot fi folosite pentru decolare, insertie orbitala sau manevre rapide.**

4. Scopul inventiei

Prezenta invenție are ca scop descrierea si realizarea unui sistem de propulsie hibrid cu combustibil lichid care combina avantajele atat a propulsiei chimice cat si celei ionice, cu cresterea impulsului specific si scaderea consumului de combustibil. Gazele produse in camera de combustie sunt evacuate prin nozzle, la temperaturi si presiuni mari. Prin atingerea scopului inventiei, gazele de evacuare sunt supraincalzite iar o parte dintre acestea sunt ionizate. Materia ionizata va fi accelerata cu ajutorul unui sistem electromagnetic de accelerare. Cresterea temperaturii gazelor de evacuare, impreuna cu accelerarea ionica, creste eficienta totala a propulsiei obtinute raportata la cantitatea de gaze antrenata in cinetica, i.e. impuls specific.

5. Solutia oferita de inventie la stadiul actual al cunoasterii

Procesul de oxidare a combustibilului genereaza temperaturi mari, impreuna cu o cantitate mare de gaze. Aceste gaze sunt evacuate din camera de combustie prin intermediul strangulatiei "nozzle". In inventia de fata, se prezinta o metoda de supraincalzire a gazelor, cu ajutorul unui arc electric generat intre catodul pozitionat la terminatia clopotului de evacuare si

anodul aflat in interiorul camerei de combustie. Mediul de suport al acestui arc electric este reprezentat de gazele evacuate la temperatura ridicata, partial ionizate, in stare de plasma.

Arcul electric format ionizeaza o parte din atomii gazelor de evacuare. La nivelul strangulatiei, conform inventiei, este prezent un magnet ce are scopul de a colima traseele liniilor magnetice pe care circula atomii ionizati si plasma arcului electric. Atomii ionizati sunt supusi instantaneu fortelor electromagnetice, fiind accelerati catre evacuare, cu o forta proportionala cu diferenta de potential dintre catod si anod si intensitatea campului magnetic. La nivelul catodului, atomii ionizati isi recupereaza stabilitatea electrica, pastrand energia cinetica imprimata.

Astfel, prin realizarea inventiei, se obtine o amplificare a cineticii gazelor, cu ajutorul temperaturii generate de arcul electric si o amplificare a cineticii atomilor ionizati, cu ajutorul diferentei de potential si a campului magnetic, compensand partial, neajunsurile atat a sistemului de propulsie chimic, reprezentat de consum mare de combustibil pe unitatea de timp, cat si a celui ionic, reprezentat de impuls total foarte scazut pe unitatea de timp.

6. Descrierea detaliata a inventiei

Se da in continuare un exemplu de realizare a inventiei, in legatura cu Figura 1.

Alcatuirea motorului (LUSi – Liquid Upper Stage ionic)

Alcatuire/structuri. (Figura 1, jumatarea A)

Numerotarea crescatoare de la 1 la 13 a reperelor structurale sunt in ordinea directiei de curgere a combustibilului, dinspre rezervor spre spatiul exterior.

1. Tevi de admisie combustibil lichid
2. Tevi de admisie LOX
3. Camera de expansiune in forma de gogoasa
4. Platforma cilindrica cu perete dublu pentru racirea sistemului
5. Camera de presurizare a combustibilului
6. Admisie in camera de combustie
7. Camera de combustie cu forma particulara "spike"
8. Admisie proportie LOX/Anod
9. Canal median de accelerare
10. Camera postcombustie cu particularitatea de forma "inverted aerospike"
11. Camera de expansiune LOX
12. Catod generator de electroni
13. Izolator electric/conductor termic

Mod de functionare (Fig.1, jumatarea B: a=combustibil; b=oxidant LOX; c=stare ionizata/plasma)

Numerotarea crescatoare de la 1 la 8 reprezinta etape temporale importante in directia de curgere a combustibilului de la rezervor spre spatiul exterior

1. Admisia combustibilului sub presiune, din rezervor, prin tevile de admisie pana in camerele de expansiune
2. Transferul combustibilului din camera de expansiune in platforma cilindrica
3. Transferul combustibilului in camera de presurizare precombustie
4. Admisia specifica in camera de combustie
5. In spatiul dintre admisia proportionala de LOX si inceputul canalului median are loc arderea partiala a combustibilului
6. Transferul plamei si combustibilului prin canalul median de accelerare
7. Ejectia combustibilului partial oxidat in camera de postcombustie
8. Completarea restului de LOX necesar arderii (stoichiometrice) a combustibilului

Structura de ionizare si accelerare

- x. Anod tubular
- y. Magneti + grile de accelerare, formand cele 3 segmente
- w. Izolator electric/conductor termic
- z. Catod

Mod de functionare:

1. Descarcarea electrica incepe la catod, continua prin si este sustinuta de plasma prezenta pe toata lungimea canalului median si se incheie in anodul tubular.
2. Grilele de accelerare stabilesc densitatea fluxului de plasma pe segmentul respectiv
3. Ionii astfel generati sunt incalziti si accelerati prin plasma spre catod.

Circuitul combustibilului:

Sistemul termic de presurizare a rezervorului initiaza circulatia metanului (jumatarea B, elementul a1) prin ansamblul de tevi de transmisie catre camera de expansiune in forma de gogoasa (jumatarea A, elementul 3), unde fluxul se expandeaza (jumatarea B, elementul a2).

Din camera de expansiune, combustibilul circula prin platform cilindrica (jumatarea A, elementul 4) catre grilele de accelerare (magneti, jumatarea A, elementul y), pe care le raceste, captand inertie termica.

Metanul incalzit (jumatarea B, elementul a3) este directionat in camera de presurizare (jumatarea A, elementul 5), iar prin admisia circulara (jumatarea A, elementul 6), combustibilul (jumatarea B, elementul a4) este introdus in camera de combustie cu geometrie specifica pentru directionalitatea fluidului circulant (jumatarea A, elementul 7).

LOX este introdus in sistem prin mijlocul anodului cilindric (jumatarea A, elementul 8x). La angajarea fluxului de evacuare din camera de combustie in canalul median (jumatarea A elementul 9), o parte din combustibil reactioneaza cu LOX, generandu-se plasma (jumatarea B, elementul (a+b)/c5).

Plasma astfel formata (jumatarea B, elementul c6) si metanul neoxidat vor fi evacuate prin canalul median de accelerare (jumatarea A, elementul 9). Prin acelasi canal, in dispozitie centrala, circula fluxul de electroni ai arcului electric realizat intre catod si anod, flux cu directie inversa directiei de evacuare a gazelor. Fluxul de electroni ai arcului electric ionizeaza o parte din amestecul de plasma si combustibil (jumatarea B, elementul a+c7), efect ce contribuie la accelerare in directia dorita.

Din camera de expansiune (jumatarea A, elementul 11) este injectat restul de LOX (jumatarea B, elementul b8) in camera de postcombustie (jumatarea A, elementul 10) cu efect afterburn, pana la procentul dorit de stoichiometrie.

7. Inventia prezinta urmatoarele avantaje:

- Prin realizarea inventiei se obtine o hibridizare a celor doua metode de propulsie, chimic si ionic. In consecinta, se amelioreaza neajunsul consumului ridicat de combustibil al propulsiei chimice si se amelioreaza neajunsul thrust-ului specific scazut al propulsiei ionice.
- Consumul mai scazut de combustibil este echivalent cu o durata mai mare de functionare, ceea ce inseamna eficienta ridicata, distante mai mari parcurse, orbite mai inalte etc.
- Modelul de motor propus in inventia de fata prezinta scalabilitate.
- Hibridizarea propusa beneficiaza de avantajele de operare si manevrabilitate a motoarelor de racheta cu combustibil lichid.
- Motorul "Fluieras" prezinta o plaja larga de putere a propulsiei, inclusiv posibilitatea de oprire si repornire.
- Raportat la nivelul actual al tehnologiei, complexitatea de constructie este accesibila.
- Designul propus permite realizarea in serie
- Metoda de hibridizare propusa permite accesarea diferentiata a propulsiei, intre chimic si ionic, in functie de cantitatea de reactanti introdusa in camera de combustie si in functie de intensitatea arcului electric generator de ioni. Cantitatea mare de oxigen si combustibil confera propulsiei caracter predominant chimic iar cantitatea scazuta determina ionizarea unui numar masiv de atomi, conferind propulsiei caracter predominant ionic. Vehiculul beneficiaza astfel de avantajele ambelor sisteme de propulsie.

BIBLIOGRAFIE

1. <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/>
2. <https://www.nasa.gov/centers/glenn/about/fs21grc.html>
3. <https://www.grc.nasa.gov/www/K-12/rocket/rktpow.html>
4. http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launcher_Technology/Liquid_propulsion
5. <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/lrockth.html>
6. <https://www.spacex.com/mission/>
7. https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-522-space-propulsion-spring-2015/lecture-notes/MIT16_522S15_Lecture10-11.pdf
8. <https://www.grc.nasa.gov/www/K-12/rocket/rktpow.html>



REVENDICĂRI

1. Inventia se refera la un propulsor cu combustibil lichid caracterizat prin aceea ca gazele de evacuare sunt supraincalzite, ionizate si accelerate cu ajutorul unui sistem de ionizare, accelerare si incalzire a plasmei folosind un arc electric stabilit intre catodul pozitionat inferior camerei de postcombustie (Fig 1, jumatarea A, elementul 12(z)) si anodul prezent in camera de combustie (Fig 1, jumatarea A, elementul 8(x)). Arcul electric ce se stabileste prin fluxul plasmei de ejectie ionizeaza combustibilul iar acesta este ejectat din camera de combustie (Fig 1, jumatarea A, elementul 7), prin canalul median (Fig 1, jumatarea A, elementul 9), dotat cu magneti cilindrici si grille de accelerare (Fig 1, jumatarea A, elementul y) folositi pentru colimarea plasmei ionizate.
2. Propulsor cu combustibil lichid conform revendicarii nr. 1, caracterizat prin aceea ca in pozitia strangulatiei (Fig 1, jumatarea A, elementul 9) este prezent unul sau mai multi magneti cilindrici ce colimeaza plasma si atomii ionizati (Fig 1, jumatarea A, elementul y).
3. Propulsor cu combustibil lichid conform revendicarii nr. 1, caracterizat prin aceea ca arcul electric foloseste ca mediu de propagare gazele evacuate din camera de combustie.
4. Propulsor cu combustibil lichid conform revendicarii nr. 1, caracterizat prin aceea ca anodul tubular (Fig 1, jumatarea A, elementul 8(x)) are functia de injector de oxigen in camera de combustie
5. Propulsor cu combustibil lichid conform revendicarii nr. 1, caracterizat prin camera de combustie cu geometria specifica "spike", prezentata in Fig 1, jumatarea A, elementul 7.
6. Propulsor cu combustibil lichid conform revendicarii nr. 1, carecterizat prin aceea ca sistemul de racire (Fig 1, jumatarea A, elementul 3 si Fig 1, jumatarea A, elementul 4) este adaptat pentru racire pe toata suprafata "nozzle"-ului si clopotului, conform Figurii 1.
7. Propulsor cu combustibil lichid conform revendicarii nr. 1, caracterizat prin camera de postcombustie cu geometria specifica "inverted aerospike", prezentata in Fig 1, jumatarea A, elementul 10.
8. Propulsor cu combustibil lichid conform revendicarii nr. 1, caracterizat prin afterburner LOX in camera de postcombustie, cu LOX injectat printr-un sistem de expansionare cu geometriespecifica, prezentat in Fig 1, jumatarea A, elementul 11.
9. Propulsor cu combustibil lichid conform revendicarii nr. 1, caracterizat prin aceea ca suprafata interna a intregului sistem de evacuare este acoperita cu un material dur, rezistent la temperatura, izolator electric (Fig 1, jumatarea A, elementul 13w).



DESENE EXPLICATIVE

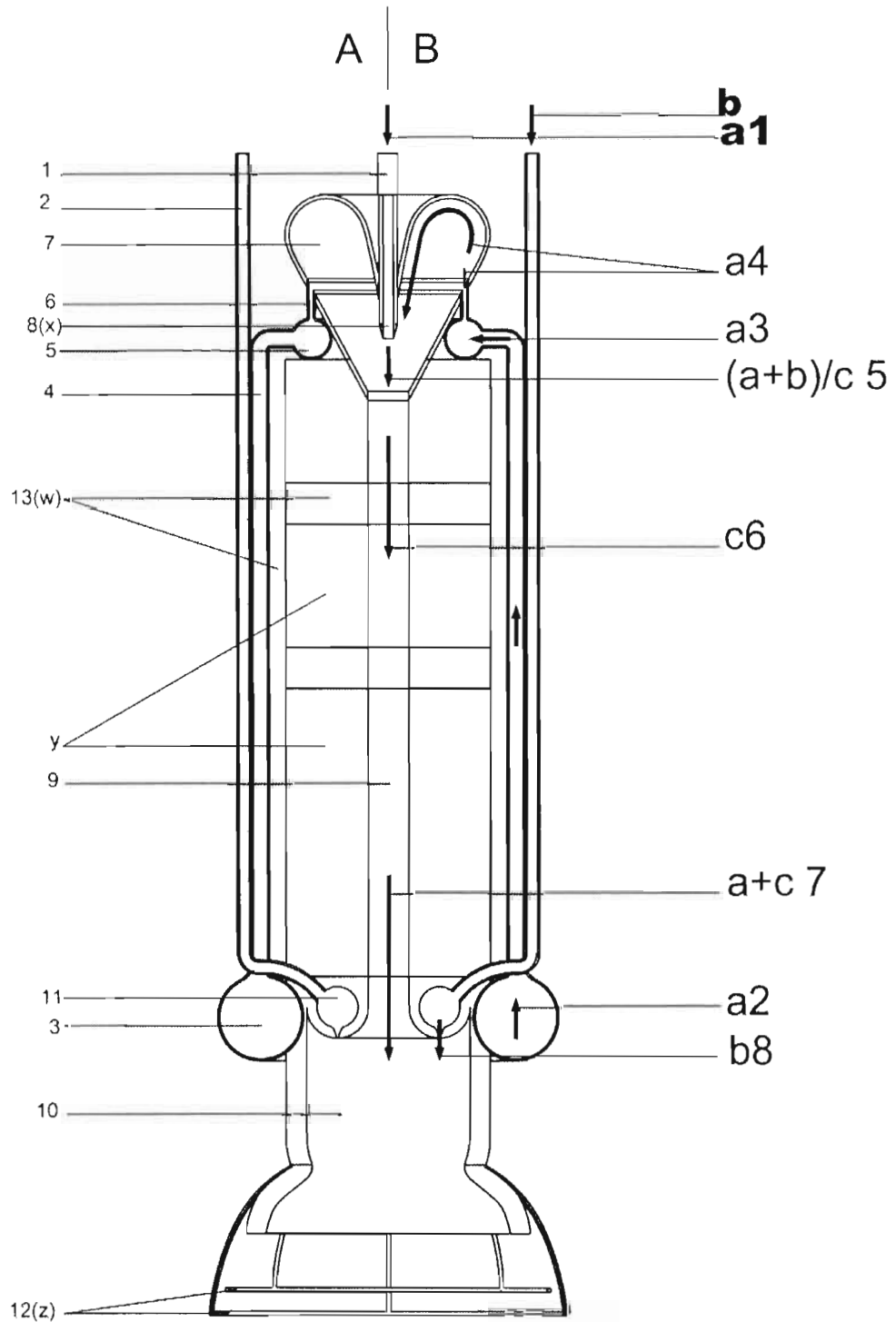


Figura 1

[Handwritten signature]

[Handwritten signature]

[Handwritten signature]