



(12) CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2014 00322

(22) Data de depozit: 29.04.2014

(41) Data publicării cererii:  
28.11.2014 BOPI nr. 11/2014

(71) Solicitant:  
• RUGESCU DRAGOȘ RADU DAN,  
STR. PICTOR OCTAV BĂNCILĂ NR. 18,  
SECTOR 6, BUCUREȘTI, B, RO

(72) Inventatori:  
• RUGESCU DRAGOȘ RADU DAN,  
STR. PICTOR OCTAV BĂNCILĂ NR. 18,  
SECTOR 6, BUCUREȘTI, B, RO

(54) RETROINJECTOR PENTRU LICHIDE INSTABILE ȘI  
PROCEDEU DE FABRICAȚIE

(57) Rezumat:

Invenția se referă la un injector pentru lichide instabile, utilizate ca și combustibil într-un motor de rachetă, și, respectiv, la un procedeu de fabricație a acestuia. Injectorul conform invenției este alcătuit dintr-un corp (1) în care este montat un suport (2) prevăzut axial cu un orificiu (4) circular, în suport (2) fiind plasat un ventil (5) care poate culisa între o poziție limită din amonte, în care ventilul (5) este în contact cu un scaun (6) care delimitează un orificiu (17) de aspirație, pe care îl închide etanș, și o poziție limită din aval, în care ventilul (5) închide etanș un alt orificiu (7), în corp (1) putând fi practicat un șanț inelar, în care este montat un mini-magnet (16) inelar. Procedeu conform invenției constă în practicarea unui orificiu (12) axial, inelar, înfundat într-o bară (13) metalică, primară, în care este introdus un dorn (11) hexagonal, iar pe o suprafață exterioară a barei (13) este aplicată o presiune cvasiuniformă, a cărei valoare depășește valoarea presiunii de curgere a metalului din care este fabricată bara (13), prin strângere, prin acționare normală, între niște gheare (10) de strângere, până la deformarea completă a materialului din jurul orificiului (12) circular, înfundat, care ia forma dornului (11), după care bara (13) este eliberată din gheare (10) și este extras dornul (11), bara (13) fiind apoi prelucrată la exterior și, respectiv, la interior, prin așchiere pe strung, pentru a decupa din ea suportul (2).

Revendicări: 4  
Figuri: 5

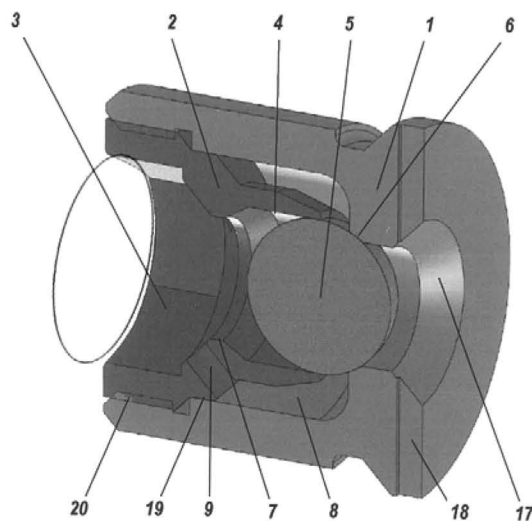


Fig. 1

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).



a 2014-00322  
29.04 2014

## Descriere invenției

**(a) Titlul invenției:** *Retroinjector pentru lichide instabile și procedeu de fabricație* (Solicitant Dragoș Radu Dan Rugescu; inventator Dragoș Radu Dan Rugescu.)

### **(b) Domeniul invenției**

Invenția se referă la domeniul sistemelor de propulsie rachetă, mai detaliat la sistemele de injecție a componentelor lichide ale propulsantului în camera/camerele de combustie din motoarele rachetă și/sau din sistemele gazogeneratoare cu aport de căldură, de tip compus, hibrid și combinat, utilizate în propulsia spațială, civilă sau militară.

### **(c) Detalierea domeniului invenției**

În cazul motoarelor reactive și gazogeneratoarelor propulsantul este substanța sau combinația de substanțe ce produce, prin autocombustie, gaze cu entalpie ridicată, deci cu temperatură ridicată și masa moleculară mică, ce sunt accelerate în efuzorul motorului spre a produce forța propulsivă, sau produc presiunea necesară acționării unor turbine sau dizlocării lichidelor propulsante din rezervoare spre a alimenta camera/camerele de ardere, în cazul gazogeneratoarelor [12].

Propulsantul este depozitat la bordul vehiculului, de unde este pompat spre și consumat de motor, iar în gazogeneratoare pentru producerea lucrului mecanic de dislocare prin intermediul gazului rezultat din combustia propulsantului la presiune ridicată. Uzual se utilizează propulsanți chimici în formă fie solidă, fie lichidă, dar motoarele rachetă combinate aspiră aer atmosferic spre a economisi oxidant de la bord, motoarele compuse folosesc propulsant solid autoinflamabil și componentă lichidă deseori instabilă, iar motoarele hibride utilizează componente solide ne-autoinflamabile.

Injecția de lichide reactante și instabile în motoarele și gazogeneratoarele compuse prezintă un risc încă mai ridicat de curgere inversă (*blow back*) decât în celelalte sisteme de propulsie rachetă, deoarece componenta solidă a propulsantului, amplasată în camera de tracțiune, este autoinflamabilă și produce gaze la presiuni potențial excedentare față de presiunea lichidului injectat, inițiind curgeri inverse cu efect detonant.

Un oxidant chimic eficient pentru motoarele rachetă este protoxidul de azot  $N_2O$ , substanță în principiu instabilă, datorită entalpiei de formare pozitive și mari ( $\Delta H_f^0 = 1377$  kJ/kg). Această valoare ridicată a entalpiei este o calitate termochimică deosebit de favorabilă, dar prezintă pe de altă parte un mare risc de deflație, ce poate fi inițiată de curgerile inverse, când produsele de ardere fierbinți ar trece înapoi prin sistemul de injecție în colectoare, spre conducte și rezervoare, ajungând în contact cu protoxidul de azot și putând iniția deflația acestuia. În respectivele spații închise efectele devin distrugătoare. Literatura menționează câteva astfel de accidente cu urmări deosebit grave. La temperaturi de până la circa  $600^\circ C$  protoxidul de azot gazos este stabil, dar peste această temperatură devine, în fază gazoasă, autodetonant. Riscul de deflație la curgeri inverse este prezent și la apa oxigenată concentrată  $H_2O_2$ , un alt oxidant mult folosit în motoare rachetă. Acest risc planează îndeosebi asupra motoarelor și gazogeneratoarelor combinate, datorită caracterului autoinflamabil al propulsantului solid din cameră, cu efect asupra oricărui lichid instabil, și necesită mijloace de împiedicare sigură a curgerilor inverse de gaze fierbinți, obiectiv rezolvat prin prezenta invenției. Riscul curgerilor inverse există și la motoarele hibride, datorită reducerii presiunii lichidului prin autodislocare, putând apare înaintea injectoarelor starea bifazică sau gazoasă a lichidului instabil. În stare gazoasă un astfel de lichid reactant și instabil poate deflona în contact cu substanțe reducătoare (dacă este oxidant) sau oxidante (dacă este carburant), în special gaze de ardere fierbinți. A se vedea descrierea accidentului dezastruos înregistrat de societatea Scaled Composites Company în timpul manipulării la rece a protoxidului de azot lichid [1].

#### **(d) Stadiul actual în domeniu**

În construcțiile cunoscute de motoare hibride (motoare compuse nu există încă în exploatare sau nu sunt cunoscute) singura metodă de diminuare a riscului de detonație oxidantului instabil constă în asigurarea unei presiuni suficiente a lichidului, pentru ca acesta să nu se vaporizeze în timpul injecției, ceea ce reprezintă o metodă indirectă de protecție, depinzând de numeroase efecte nestaționare, cum ar fi instabilitatea arderii din motor [10] sau efecte locale de cavitație în conductele de alimentare cu lichid. Din această cauză literatura menționează curgerile inverse ca principalul risc ce afectează fiabilitatea motoarelor hibride. Accidentul fatal produs la societatea Scaled Composites Company (SCC) în 2007 în timpul alimentării cu protoxid de azot a rezervorului principal al motorului rachetă hibrid al avionului suborbital Spaceship-two, când detonarea protoxidului rece inițiată probabil de un mic reziduu de hidrocarbură a produs explozia rezervorului, moartea a trei muncitori datorită schijelor rezultate și rănirea gravă a altor trei a produs o justificată reacție internațională în domeniu. Explozia s-a produs în timpul manevrelor la rece, fără combustie, ceea ce este alarmant. Gravul accident arată cât de periculoasă este instabilitatea chimică a protoxidului de azot, în anumite condiții, dacă se produce vaporizarea necontrolată a lichidului. Și în alte incidente curgerile inverse au fost principala cauză a exploziei camerelor de tracțiune sau a rezervorului de oxidant a unor motoare hibride (Incidentele 3 și 4 descrise în [13]).

În prezent cauzele intime ale acestor detonații nu sunt în întregime cunoscute. Declarațiile de presă ale șefului de proiect al societății SCC Burt Rutan [2] denotă necunoașterea acestor riscuri, sau cunoașterea superficială a acestora, ceea ce explică lipsa unor măsuri de securitate adecvate [1], fie în proiectarea sistemelor, fie în manipularea acestora. Este deci necesară găsirea unor noi metode de protecție împotriva vaporizărilor locale inițiate de curgerile inverse.

Se observă că SCC este în prezent singurul utilizator important de motoare rachetă hibride și datorită imaginii de succes a experiențelor sale cu avioanele rachetă suborbitale *Space Ship* a produs declanșarea în întreaga lume a unui nejustificat interes pentru motoarele rachetă hibride, motoare altfel deosebit de ineficiente din punct de vedere termochimic, spre deosebire de motoarele compuse. SCC utilizează motorul hibrid fabricat de Space-Dev din Denver, Colorado, actualmente achiziționată de Sierra Nevada Corporation și transformată în divizia Space Propulsion, motor cu alimentare prin autoevaporare. Singura măsură de protecție față de curgerile inverse este utilizarea unei supape de sens unic pe conducta interioară de dizlocare a lichidului. Până la această supapă poate avea loc infiltrare de gaze fierbinți, ceea ce rămâne un considerabil factor de risc. Raportul comisiei statale de anchetă [7] atestă foarte clar că managerii SCC nu au elaborat măsuri corespunzătoare de protecție a muncii personalului în timpul testelor cu protoxid de azot.

Pe lângă recomandarea de a se utiliza sisteme de presurizare exterioară și a menține astfel lichidul volatil permanent în fază lichidă [10], [11], alte recomandări sau soluții constructive nu se cunosc. După cunoștințele noastre nu există brevet sau lucrări publicate cu referire la injectoare ce pot împiedica, direct din camera de combustie, apariția curgerilor inverse, ceea ce a lăsat, până în prezent, riscul curgerilor inverse nerezolvat. Prezentul brevet aduce soluția așteptată prin construcția unui nou tip de retroinjector pentru sistemele de injecție destinate motoarelor rachetă și gazogeneratoarelor pentru astfel de motoare combinate, compuse și hibride, soluție ce elimină rapid și complet curgerile inverse, construcția fiind în același timp simplă și ieftină.

#### **(e) Problema rezolvată prin prezenta invenție**

Invenția rezolvă problema blocării foarte rapide și complete a curgerii inverse de gaze reactante fierbinți, înapoi din camera de ardere prin sistemul de injectoare spre rezervorul de lichid, curgeri periculoase și des întâlnite în motoarele rachetă hibride, de asemenea mult mai prezente și foarte periculoase în motoarele rachetă sau gazogeneratoarele combinate.

Retroinjectorul pentru lichide instabile, conform prezentei invenții, oferă o protecție totală împotriva curgerilor inverse, chiar la interfața cu camera motorului, izolând lichidul volatil și exploziv de gazele fierbinți chiar la suprafața chiulasei cu injectoare. El oprește rapid curgerile inverse, împiedică reîntoarcerea produselor de ardere fierbinți în interiorul colectoarelor de injecție și a tubulaturii sistemului de alimentare, atât la pornirea agregatului compus, când se produce mai întâi aprinderea solidului din cameră, cât și după oprirea curgerii lichidului prin injectoare, când este din nou posibil ca gazele de ardere să se reîntoarcă, datorită suprapresiunii acestora, în sistemul de alimentare. Revenirea rapidă a ventilului pe scaun este asigurată prin masa sa redusă și prin masa redusă de lichid antrenat la închiderea ventilului. Se oferă proiectanților de sisteme de propulsie rachetă bazate pe lichide instabile, cum este protoxidul de azot, soluția de eliminare a riscului curgerilor inverse și funcționarea corectă a agregatelor rachetă compuse, hibride sau combinate.

Invenția propusă elimină astfel neajunsurile menționate anterior, realizând o injecție sigură, fără curgeri inverse, prin retroinjectorul de mici dimensiuni pentru pulverizarea în condiții de siguranță a lichidelor chimic instabile și volatile, cu entalpie de formare pozitivă, oprind în totalitate curgerile inverse. Acest tip de protecție absolută este asigurată și pentru gazogeneratoarele compuse, combinate și hibride. Pe lângă aceasta, retroinjectorul propus prin invenție are caracteristici de pulverizare superioare injectoarelor uzuale, prin geometria duzelor sale, cum se descrie mai jos.

Este de asemenea propus procedeul de fabricație original a cavotății de ieșire a jetului pulverizat din injector, ce servește simultan ca locaș de acționare a cheii imbus pentru montarea prin înșurubare și etanșarea sigură a suportului retroinjectorului în corpul acestuia, urmată sau nu de eventuala brazare a retroinjectorului în chiulasa camerei de combustie.

#### **(f) Prezentarea soluției tehnice**

În contrast cu toate tipurile de injectoare pentru lichid cunoscute, la care curgerea lichidului este posibilă în ambele sensuri, direcționarea depinzând numai de sensul diferenței de presiune din retroinjector, retroinjectorul propus nu permite decât curgerea lichidului într-un singur sens, indiferent de sensul căderii de presiune pe capetele retroinjectorului, prin combinarea într-o singură construcție a injectorului axial sau centrifugal clasic cu supapa de sens unic. Se realizează astfel o microsupapă de sens unic chiar pe suprafața dinspre camera de ardere, a chiulasei motorului rachetă, având simultan și rolul de injector pentru lichid, supapă care se opune la cea mai mică tendință de curgere inversă, din camera spre rezervoare, a gazelor de combustie fierbinți, protejând complet sistemul de injecție împotriva efectelor distructive ce ar putea fi induse de gazele fierbinți.

În cazul normal, în care presiunea de intrare a lichidului în retroinjector este mai mare decât presiunea de ieșire a lichidului în camera de ardere, având astfel loc o cădere pozitivă de presiune prin retroinjector, lichidul este împins prin orificiul convergent din corpul (1) al retroinjectorului, împinge ventilul sferic (5), îl ridică de pe scaunul de supapă (6) deplasându-l prin micul canal cilindric (4) până la limita de așezare a ventilului pe reazemul opus (7) din interiorul suportului (2), scaun pe care rămâne presat etanș atâta timp cât căderea de presiune este pozitivă. Lichidul injectat poate astfel să parcurgă cu ușurință canalul lateral inelar (8) dintre corpul (1) și suportul (2) al retroinjectorului, ajungând la intrarea în duzele calibrate multiple de injecție (9) și consumându-și la trecerea prin aceste duze întreaga energie potențială de presiune, care se transformă astfel în energie cinetică, accelerând considerabil lichidul și pulverizându-l în orificiul larg hexagonal de ieșire (3). Deoarece orificiile duzelor (9) sunt practicate înclinat la 45 de grade față de axa de simetrie a suportului, axele lor sunt reciproc perpendicular și produc intersectarea jeturilor individuale de lichid ce ies prin fiecare duză. Această "ciocnire" a jeturilor de lichid este o metodă cunoscută de sporire a gradului de pulverizare a injectoarelor axiale și în cazul de față este folosită în retroinjector, pentru amplificarea turbulenței și atomizarea puternică a unicului lichid dislocat prin retroinjector, spre deosebire de cazurile cunoscute.

La cea mai mica tendință de inversare a sensului căderii de presiune pe retroinjector, de exemplu când debitul de gaze produs de propulsantul solid din cameră crește temporar, sau presiunea de alimentare cu lichid scade temporar, ventilul (5) cu masa foarte mică, sub un gram, va fi antrenat puternic de gazele din cameră, ce tind să curgă invers prin injector, datorită deschiderii mai mari a orificiului central (7) din suportul (2) de sub ventil decât deschiderile duzelor laterale (9) (de cel puțin 5 ori mai mare) și împins cu accelerație foarte mare spre scaunul (6). Deschiderea de 5 ori mai redusă a duzelor face ca, la aceiași cădere de presiune  $\Delta p_j \equiv p_j - p_c$ , eventualul debit invers al fluidului prin duze să fie de tot atâtea ori mai redus decât debitul antrenat prin orificiul central, la deschiderea maximă a acestuia, deoarece debitul  $D_{ox}$  este proporțional cu aria de trecere a fluidului prin injectoare  $A_{j\Sigma}$  și cu coeficientul de debit al injectoarelor  $c_D$ , ambele evident constante,

$$D_{ox} \equiv c_D A_{j\Sigma} \sqrt{2\rho_j(p_j - p_c)} = c_D A_{j\Sigma} \sqrt{2\rho_j \Delta p_j} .$$

Ocolirea ventilului de către gaze este împiedicată și de masa de lichid care încă este prezentă în injector și acționează ca un piston incompresibil. Deschiderea mai largă a orificiul de sub ventil (7) față de deschiderea duzelor (9) diminuează suplimentar tendința gazelor de a ocoli ventilul pe calea laterală (8) și va ridica rapid ventilul pe scaunul (6). La o suprapresiune inversă de 70 bar accelerația de închidere a ventilului poate ajunge la 40000 g, timpul de închidere a ventilului, adică timpul de parcurgere a celor 2 mm de drum de întoarcere pe scaun fiind de numai 20 microsecunde. În aceste condiții, pe distanța de numai 2 mm ventilul capătă o viteză de 21 m/s echivalentă cu viteza unei căderi libere de la înălțimea de 20 de metri. Efectul ciocnirii elastice la reîntoarcerea ventilului pe scaunul (6) se resimte ca o presiune de 500 bar pe scaun, lucru de care se va ține seama la alegerea materialului de construcție pentru corpul retroinjectorului. În același interval de timp gazele fierbinți nu penetrează în canalul lateral (8) al injectorului pe mai mult de 5 mm, astfel încât ventilul se închide înainte de ajungerea gazelor deasupra lui. Eficacitatea închiderii retroinjectorului este astfel mult superioară celei a supapelor de sens unic care, pe lângă masa și constanta de timp ridicate, nu pot fi amplasate decât la o anumită distanță de la interfața directă cameră-injectoare, lăsând spațiu pentru interacțiunea dintre lichidul detonant și gazele fierbinți. Acest neajuns este înlăturat prin prezenta invenției, care blochează complet curgerea inversă.

Intr-o altă versiune de realizare, forța de revenire pe scaun a ventilului este suplimentar sporită prin câmpul creat de masa magnetică a corpului retroinjectorului, confecționat din aliaj inoxidabil hipermagnetic coercitiv corespunzător aplicației concrete, de exemplu ALNICO sau ALNIFE. Forța suplimentară asigurată pe cale magnetică poate ajunge la echivalentul unei diferențe de presiune de 4 bar în injectorul propriuzis, depășită de suprapresiunea normală de injecție de minim 10 bar, necesară pentru a menține lichidul volatil în fază exclusiv lichidă, spre a evita astfel cavitația locală.

### (g) Exploatarea industrială

Retroinjectorul individual cu jeturi intersectate, datorită capacității sale unice de oprire a curgerilor inverse de fluid, este anume destinat motoarelor și gazogeneratoarelor cu propulsant compus solid-lichid, deosebit de expuse la riscul curgerilor inverse, dar și motoarelor hibride în general, aflate astăzi la modă în întreaga lume aerospațială, fiind utilizate pe scară industrială. Retroinjectorul are deci utilizare industrial de anvergură mai mare decât motoarele rachetă hibride actuale, pentru toate aplicațiile la care motoarele rachetă hibride și compuse se pretează, civile sau militare.

Deoarece motoarele hibride au o eficiență propulsivă foarte redusă, nu pot servi ca mijloc principal de propulsie în sistemele de lansare orbitale, unde sunt necesare viteze de zbor extreme de ridicate, dar motoarele compuse pot servi cu succes la construcția lansatoarelor orbitale eficiente. Retroinjectorul este de o utilitate esențială în astfel de motoare. Odată riscul principal de detonație prin curgeri inverse eliminate, toate celelalte perfecționări ale acestor motoare devin realizabile.

### **(h) Avantajele soluției tehnice**

Invenția, prin construcția și funcționarea retroinjectorului, prezintă următoarele avantaje unice:

1. Crearea unei interfețe de izolare la imediată interfață camera de ardere-injectoare, pe peretele chiulasei dinspre camera, prin amplasarea supapei de sens unic chiar în injectoare.
2. Astfel eliminarea completă a posibilității de penetrare a volumului liber din sistemul de injecție de către gazele de ardere prin curgere inversă constituie cheia asigurării unei fiabilități egale a motoarelor compuse și hibride cu a celorlalte motoare rachetă cu propulsanți chimici aflate în exploatare curentă.
3. Amplasare supapei de sens unic chiar în injectoare, în construcția unică descrisă, reduce la zero masa de lichid acționată în sens invers la suprapresiunile din motor, ceea ce contribuie la reducerea constantei de timp de închidere a retroinjectorului.
4. Masa foarte redusă a ventilului mobil, sub un gram, reduce din nou constanta de timp de închidere a retroinjectorului.
5. Jeturile laterale intersectate reduc durata de pulverizare și vaporizare a lichidului. Jeturi unicului lichid ce parcurge retroinjectorul se intersectează sub un unghi de 90°, spre deosebire de construcțiile curente, unde sunt intersectate jeturile axiale simple ale lichidelor diferite, ca în motoarele rachetă uzuale cu lichid cu două component, cu efect de atomizare întârziat.
6. Pulverizare la ieșirea din duzele retroinjectorului, în cavitatea hexagonală a suportului, produce efect de amortizare a instabilității presiunii de combustie din camera de ardere și de amortizor de vibrații acustice, ca o mică antecameră de ardere, ceea ce reduce impactul asupra mediului și sporește durabilitatea sistemului de injecție din motor, permițând construcția sa cu material mai puțin și deci mai ușor, element decisiv în realizare unor caracteristici superioare de zbor a aparatelor rachetă în general.

### **(i) Scurtă prezentare a desenelor**

Figura 1 înfățișează, în semisecțiune 3-D, un prim exemplu de realizare a retroinjectorului, conform invenției, cu culoare verde corpul (1), cu culoare brună suportul (2) și albastru ventilul (5) sferic.

Figura 2 înfățișează suportul retroinjectorului, în același exemplu de realizare, dar în poziția ce permite vederea duzelor de injecție (9) și a hexagonului (3) de montaj, practicate în suport.

Figura 3 prezintă schematic procedeul de fabricație a cavității hexagonale (3) prin deformare plastică la rece a materialului preliminar pe dornul hexagonal (11), propus prin invenție.

Figura 4 reproduce exemplul 2 de realizare, în care corpul retroinjectorului este prevăzut cu un inel hipermagnetic (16) cu magnetism permanent, iar Figura 5 redă diagram forței magnetostatice.

### **(j) Descrierea detaliată a materializării preferate a invenției**

#### **EXEMPLUL 1 DE MATERIALIZARE**

Exemplul 1 de materializare (în legătură cu Figurile 1, 2 și 3) este prezentat în Figura 1, în semisecțiune axonometrică. Retroinjectorul, conform invenției, are corpul (1) fabricat din oțel inoxidabil sau, eventual, din material magnetic inoxidabil și este evidențiat în culoarea verde. Se va avea în vedere că în poziționarea din figură camera de ardere a motorului pe care este amplasat retroinjectorul se află în partea stângă a desenului, denumită aval, iar colectorul, care aduce lichidul sub presiune la retroinjector, se află în partea dreaptă a desenului, denumită amonte. Suportul (2) este realizat din oțel inoxidabil austenitic paramagnetic, de exemplu de tipul 316L sau echivalent și este fixat în corpul retroinjectorului prin înșurubare cu un filet fin, cuplul de înșurubare fiind aplicat cu o cheie hexagonală imbus introdusă în hexagonul (3) a suportului.

Supportul susține ventilul (5) pe orificiul din aval (7) al suportului, când retroinjectorul este deschis prin simpla suprapresiune de lichid intrat prin orificiul (17) opus, din amonte. La reducerea treptată a presiunii de acces a lichidului prin orificiul (17) din amonte, la oprirea sistemului de alimentare, sau în toate cazurile fortuite, eventuala contrapresiune ridicată a gazelor din camera de combustie constituie unicul factor ce acționează asupra ventilului (5) prin orificiul din aval (7) și împinge în contracurent ventilul spre scaunul de închidere (6), etapă în care suportul asigură conducerea corespunzătoare a ventilului prin canalul cilindric de culisare (4) până în apropierea scaunului (6), dar lăsând un mic drum necondus în apropierea scaunului (6), suficient pentru a evita așezarea asimetrică a ventilului pe scaun și compromiterea închiderii etanșe. Rolul de conducere corect centrată a ventilului de pe orificiul din aval (7) spre scaunul (6) este asigurat prin toleranțele de coaxialitate impuse suportului și corpului pe mica suprafață (19) comună cilindrică de centrare, anume prevăzută în acest scop. Închiderea retroinjectorului în prezența contrapresiunilor accidentale sau de oprire este fermă chiar fără utilizarea unui resort elastic, ceea ce simplifică considerabil construcția retroinjectorului și îi sporește fiabilitatea. Fixarea întregului ansamblu retroinjector pe chiulasa motorului se face prin înșurubare, cu ajutorul filetelui exterior (14) al corpului, cuplul fiind realizat cu o șurubelniță ce intră în șanțul (18) transversal, cu dimensiuni standardizate, prevăzut în scop de montaj pe capul corpului. Etanșarea corpului retroinjectorului pe găurile de montaj din chiulasă se realizează pe suprafața conică (15) de sub capul corpului, cu geometrie precis controlată.

Figura 2 înfățișează separate suportul retroinjectorului, în perspectivă dinspre aval, în același exemplu de realizare a geometriei retroinjectorului, dar în poziția ce permite evidențierea duzelor multiple de injecție (9), în exemplul de față în număr de 3, practicate echidistant, în dreptul șanțurilor hexagonului (3) de montaj. Diametrul duzelor este dictat de debitul tarat al retroinjectorului, iar diametrul orificiului (7) de descărcare a presiunii din aval este stabilit de patru ori mai mare decât al duzei individuale, astfel încât aria sa transversală este de peste 5 ori mai mare decât aria cumulată a duzelor, asigurând o închidere rapidă și sigură a ventilului sub acțiunea contrapresiunii din camera de ardere din aval, înainte de penetrarea gazelor prin duze.

Figura 3 cuprinde schematic procedeul de fabricație a cavității hexagonale (3) prin deformare plastică la rece a găurii (12) circulare din bara (13) de material primar pe dornul hexagonal (11), prin strângere în universalul (10) strungului de fabricare, procedeu propus prin invenție.

## EXEMPLUL 2 DE MATERIALIZARE

Figura 4 reproduce exemplul 2 de realizare, în care corpul retroinjectorului este prevăzut cu un inel hipermagnetic (16) cu magnetism permanent, confecționat din aliaj potrivit ALNICO, ALNIFE sau echivalent, fixat prin fretare în capul retroinjectorului, unde s-a prevăzut în prealabil un șanț circular cu secțiune dreptunghiulară și toleranțe geometrice adecvate. Prin instalarea acestui mini-magnet inelar, corpul retroinjectorului devine capabil să asigure reînchiderea retroinjectorului prin atragerea ventilului pe scaun chiar în lipsa unei contrapresiuni gazodinamice aval-amonte. Forța magnetică de menținere pe scaun, în valoare posibilă de 6 N, este impresionantă, echivalând cu o contrapresiune gazodinamică de 6 bar, dar la deschiderea treptată a retroinjectorului forța scade cvazi-hiperbolic, diagrama forță-deplasare fiind reprezentată în Figura 5. Deplasarea ventilului este măsurată axial, începând cu valoarea 0 din poziția complet închis, fiind redată în mm.

Acțiunea magnetică a corpului asupra ventilului are un rol dublu. În poziția normal-închis a retroinjectorului, forța magnetostatică asigură menținerea retroinjectorului în poziția închis chiar în prezența vibrațiilor sau șocurilor inerțiale de orice fel, ce pot apare în timpul instalării sistemului de injecție pe standul de probă sau pe sistemul de lansare. În poziția deschis, forța magnetostatică asigură readucerea retroinjectorului în poziția închis, chiar în lipsa unor contrapresiuni gazodinamice, efect util pentru oprirea normală a sistemului de injecție, pe parcursul căreia presiunea de alimentare cu lichid se reduce treptat până la valoarea presiunii ambiante.

## BIBLIOGRAFIE

1. Knights Arrow web page (2013), Scaled Composites accident - Mojave Desert, California, Comments on the Inspection Report CSHO E4114/2012 (Inspection No. 31081103), 8 pages, <http://www.knightsarrow.com/rockets/scaled-composites-accident/>
2. Abdollah, Tami, and Silverstein, Stuart (27 July 2007), Test site explosion kills three, Los Angeles Times, <http://articles.latimes.com/print/2007/jul/27/local/me-explode27>.
3. \*\*\* Patent Rusesc [http://russianpatents.com/img\\_show/8699453.html](http://russianpatents.com/img_show/8699453.html).
4. Grainger, Chris (2006), Hybrid Propulsion System, U.S. Patent No. 7,069,717.
5. MacKlin, Frank, and Grainger, Chris (2004-2009), Hybrid Propulsion System, US Patent 7503165 B2, <http://www.google.com.tr/patents/US7503165>.
6. MacKlin, Frank, and Grainger, Chris (2009-2012), Hybrid Propulsion System, US Patent 8099945
7. \*\*\* Occupational Safety and Health Authority (2008), Report on the Scaled Composites Company, LLC accident on July 26, 2007 at TST area on the Mojave Airport.
8. \*\*\* Patente în motoare rachetă hibride <http://hybridsnow.tripod.com/patent.html>.
9. Drexhage, M. G. (1973), Reverse flow internally-cooled rocket engine, US Patent US3712059, Assignee Textron Inc., Providence, R.I. (US), <http://www.google.com/patents/US3712059>.
10. Bae, Warren E. (editor), Netzer, W. David (1972), *Hybrid Rocket Internal Ballistics*, JHU, NAVAIR Contract 330, AD0754769, <https://archive.org/details/hybridrocketinte69netz>.
11. \*\*\* Autodiverse Rocket, *Risk management in Hybrid Propulsion Systems*, The definitive paper, <http://www.knightsarrow.com/rockets/autodiverse-rocket-the-definitive-paper/>.
12. Alexei Pogosovich Adzhian, Vladimir Jurievich Bogushev, Valentina Dmitrievna Kolesnikova, Alexandr Mikhailovich Samsonov, Jury Anatolievich Tjurin, Boris Ivanovich Katorgin (1999-2001), *Gas generator for liquid propellant rockets*, United States Patent US6244040B1.
13. Bruno Berger (2007), *Is nitrous oxide safe ?*, SPL, October 07, [www.spl.ch](http://www.spl.ch).
14. Huzel, K. Dieter, and Huang, H. David (1967), *Design of Liquid Propellant Rocket Engines*, Rocketdyne Division, North American Aviation, Inc., NASA, Washington DC, 472 pag.
15. Gamper, E., and Hink, R. (2013), *Design and Test of Nitrous Oxide Injectors for a Hybrid Rocket Engine*, DLR Congress 2013, D-301266.
16. \*\*\* (1968), *F-1 Rocket Engine*, Technical Manual Supplement (R-3896-1A), Engine Data, Injector Head, pp 1-1 to 1-4.
17. Knuth, W. H., Chiaverini, M. J., and Gramer, D. J. (2005), *Hybrid rocket engine and method of propelling a rocket*, United States Patent US6865878, Assignee Orbital Technologies Corp., Madison, WI (US).
18. Eilers, S. D., and Whitmore, S. A. (2008), Correlation of Hybrid Rocket Propellant Regression Measurements with Enthalpy Balance Model Predictions, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **45**, 5(2008), pp 1010-020.
19. Shanks, R., and Hudson, M. K. (2000), A Labscale Hybrid Rocket Motor for Instrumentation Studies, *Journal of Pyrotechnics* 11 (2000), web page accessed 20 March 2014 <http://users.rowan.edu/~marchese/rockets05/paper1.pdf>.
20. Gill, G. S., and Nurick, W. H. (1976), *Liquid Rocket Engine Injectors*, NASA SP-8089.
21. Ashgriz, N. (2011), *Handbook of Atomization and Sprays, Theory and Applications*, ISBN 978-1-4419-7263-7.
22. Lefebvre, A. (1989), *Atomization and Sprays*, CRC Press, Taylor and Francis, ISBN 0-89116-603-3, 434 pag.
23. Gotzmer, Carl Jr. (1976), *Process for preparing high density solid propellants*, United States Patent US3981756.
24. Schöyer H. F. R. (Zoetermeer, NL), Korting P. A. O. G. (Uwintsheul, NL), Mul J. M. (Delft, NL), (1990), *Hybrid High-performance propellant combinations for a rocket engine*, United States Patent US4938814, Assignee European Space Agency (Paris, FR).



25. Dadieu, Armin, Damm, Ralf, and Schmidt, Eckart W. (1968), *Raketentreibstoffe*, Springer-Verlag, Wien, New York, L. C. Cat. No. 67-28408, with 278 fig., 247 tables, 2770 references, xviii, 805 pag.
26. Löbbecke, W. (1969), *Rocket combustion chamber*, German Patent DE1290375B, Assignee Bölkow GmbH.
27. \*\*\* *Unified combined rocket system*, <http://russianpatents.com/patent/233/2333869.html>, Russian patent RU 2333869.
28. \*\*\* *Hybrid rocket engine*, <http://russianpatents.com/patent/233/2338083.html>, Russian patent RU 2338083.
29. Grainger, Ch., Macklin, F. (2006), *Hybrid Propulsion System*, United States Patent US7069717 B2, Assignee SpaceDev, Inc., Poway, CA (US).
30. Macklin, F., and Grainger, Ch. (2009), *Hybrid Propulsion System*, United States Patent US7503165, Assignee SpaceDev, Inc., Poway, CA (US).
31. Drexhage, M. G. (1971), *Injection head for delivering liquid fuel and oxidizers*, United States Patent US3603092, Assignee NASA.
32. Olson, Delwyn L. (1955), *Rocket engine injector head*, United States Patent US2703962, Assignee US Navy.
33. \*\*\* (2013), *Head test device of multifunctional solid-liquid*, Chinese Patent CN102080608B.
34. Watkins, W. B. and Fowler, R. B. (2010), *Three component injector for kerosene oxygen rocket engine*, United States Patent US7685807, Assignee United Technologies Corp., Hartford, CT (US).
35. \*\*\* (2013), *Layer board type injection device for oxygen+methane low-thrust engine*, Chinese Patent CN102400815B.
36. \*\*\* (2010), *Multiunit coaxial injector component for test and manufacturing method*, Chinese Patent Application CN101782030A.
37. Bendel, T. B. (2010), *Liquid Propellant Rocket Engine with Pintle Injector and Acoustic Damping*, United States Patent US7827781B2.
38. Park, J. W., Smith, Durward B. II, and Horn, Paul (1999), *Injector and ignition system for rocket engines*, European Patent Application EP0953759A2, Applicant United Technologies Corporation, Hartford, CT 06101 (US).
39. Cornelius, Ch. S., Myers, W. N., Shadoan, M. D., and Sparks, David L. (2000), *Injector for liquid fuelled rocket engine*, United States Patent US6116020, Assignee NASA.
40. Stahn, B., Klotz, Hans-Joachim, and Ewald, R., all of Germany (1997), *Injection head for rocket power unit*, German Patent DE19625735C1, Assignee Daimler-Benz Aerospace AG, Germany.
41. Stahn, B., Klotz, Hans-Joachim, and Ewald, R., all of Germany (1999), *Injection head for rocket engines*, United States Patent US5983626, Assignee Daimler-Chrysler AG, Germany.
42. Loebbecke, Wilhelm (1969), *Raketenbrennkammer*, German Patent DE1290375B, Applicant Boelkow GmbH, Germany.
43. Horrocks, R. A. (1965), *Injection head for rocket*, United States Patent US3194012, Assignee United Aircraft Corporation, East Hartford, Conn., USA.
44. Lewis, D. W. (1957), *Injector for rocket motor*, United States Patent US2808701.
45. Kellog, R. R. (1961), *Shut-off valve*, United States Patent US3001365, Assignee Aerojet General Corp.
46. Munger, W. P. (1956), *Automatic valve*, United States Patent US2754656, Assignee Reaction Motors, Inc., Rockaway, N. J. (US).
47. van Duzer-Longacre, F. (1925), *Valve*, United States Patent US1550376, Assignee Ingersoll Band Company, Jersey City, N. J. (US).
48. Pohl, H. O., Capps, Jack E., and Ferguson, Richard B. (1970), *Two-step rocket engine bipropellant valve*, United States Patent US3490238, Assignee NASA.
49. Koplín, H. (1961), *Dump valve*, United States Patent US2984448, Assignee Zephyr Laundry Machinery Company, Skokie IL (US).

50. Africano, A., and Chillson, Ch. W. (1960), *Fuel injection apparatus*, United States Patent US2962858, Assignee USAF.
51. Hasbrouck, A. (1966), *Rocket injection head*, German Patent DE977508C, Assignee United Aircraft Corporation, East Hartford, Conn., USA.
52. Sion, M., Beaurem, A., and Desclos, P. (France) (1997), *Injection system with concentric slits and the associated injection elements*, United States Patent US5603213, Assignee: Societe Europeenne de Propulsion, Suresnes, France EU.
53. Cole, L. E., and Zabsky, J. M. (1973), *Self-stabilizing pressure compensated injector*, United States Patent US3748852.
54. Greason, J. K., Jones, Douglas B., and DeLong, Daniel L. (2011), *Micro coaxial injector for rocket engine*, United States Patent US7900435, XCOR-Aerospace, Mojave CA (US).
55. De Maurits, W., Hensel, Ch., and Mattstedt, Thomas (Germany) (2002), *Ignition system for combustion chambers in rocket engines*, European Patent Application EP1172545A1, Applicant Astrium GmbH, Stork Product Engineering B. V.
56. Watkins, W. B., and Fowler, R. B. (2010), *Three component injector for kerosene-oxygen rocket engine*, United States Patent US7685807, Applicant United Technologies Corporation, Hartford, CT 06101 (US).
57. Larson, L. L. (1972), *Coaxial injector for reaction motors*, United States Patent US3662547, Assignee NASA.
58. Drexhage, M. G. (1971), *Injection head for delivering liquid fuel and oxidizers*, United States Patent US3603092, Assignee NASA.
59. Rugescu, R. D. (1999), ADDA Rocket Engines Research Program: Principles and Thermochemical Data, *Buletinul Științific al U.P.B.*, seria D, Inginerie Mecanică, **61**, 3-4(1999), pp. 405-414.
60. Rugescu, R. D. (2000), Burning Laws of Solid Propellants by Multiple Splines, *Scientific Bulletin of U.P.B.*, series B, Chemistry and Materials Science, **62**, 1(2000), pp. 41-50.
61. Rugescu, R. D. (2001), *Theory of Space Propulsion Systems-Thrust and the Aerodynamic Interactions* (159p.), University "Politehnica" of Bucharest Press.
62. Rugescu, R. D. (2005), *Thermische Turbomaschinen*, ISBN 973-30-1846-5, Ed. D.P. București, 206 pag.

## Revendicări

Referitor la cererea de brevet cu titlul “*Retroinjector pentru lichide instabile și procedeu de fabricație*”, solicităm protecția invenției privind următoarele 6 aspecte de noutate, corelate cu desenele însoțitoare din figurile 1, 2, 3, 4 și 5, care sunt numai două exemple posibile de realizare a invenției:

1. Retroinjector pentru lichide instabile caracterizat prin aceea că în corpul (1) tubular se montează cu asigurarea coaxialității suportul (2) prevăzut cu orificiul axial cilindric circular (4), suport în care culisează fără frecare ventilul (5) sferic, între poziția limită din amonte, unde ventilul stă rezemat pe scaunul tronconic (6) al orificiului de aspirație (17) pe care îl închide etanș și poziția limită din aval, când ventilul (5) se reazemă pe marginile orificiului (7) pe care îl închide de asemenea etanș.
2. Retroinjector pentru lichide instabile, conform revendicării 1, caracterizat prin aceea că pe partea frontală a capului corpul (1) este practicat un șanț transversal (18) pentru șurubelniță iar orificiul de ieșire axial din suportul (2) are secțiunea transversală hexagonală în care se poate introduce o cheie imbus potrivită pentru înșurubarea suportului în corp prin filetul fin (20) practicat în cele două piese, cuplul de asamblare fiind realizat între șurubelnița de pe corp și cheia imbus de pe suport.
3. Retroinjector pentru lichide instabile, conform revendicărilor 1 și 2, caracterizat prin aceea că în capul corpului (1) se practică un șanț inelar în care se montează prin fretare un mini-magnet (16) inelar din aliaj hipermagnetic permanent.
4. Procedeu de fabricație a cavității (3) hexagonale axiale caracterizat prin aceea că în interiorul orificiului (12) axial circular înfundat practicat în bara (13) metalică primară se introduce dornul (11) hexagonal înscris, iar pe suprafața exterioară a barei (13) se aplică o presiune cvazi-uniformă ce depășește presiunea de curgere a metalului barei prin strângere între ghearele (10) capului universal al strungului, presiune aplicată manual prin cheia de strângere a barei (13) în universal, până la deformarea completă a orificiului (12) circular care ia forma dornului (11) hexagonal, după care bara se eliberează din ghiare, dornul se extrage și bara este prelucrată mai departe exterior și interior prin așchiere pe strung spre a decupa suportul (2) retroinjectorului.

**Desene**

Referitoare la cererea de brevet cu titlul "Retroinjector pentru lichide instabile și procedeu de fabricație", solicitant Dragoș Radu Dan Rugescu, inventator Dragoș Radu Dan Rugescu.

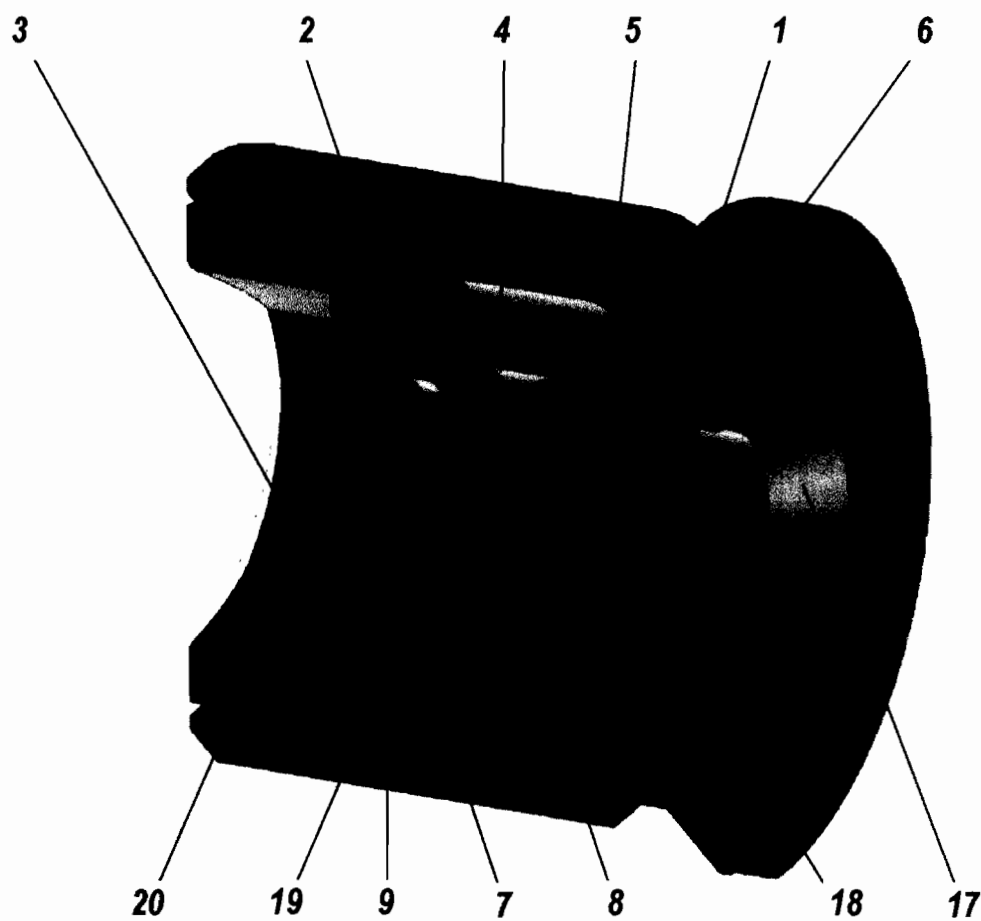


Fig. 1.

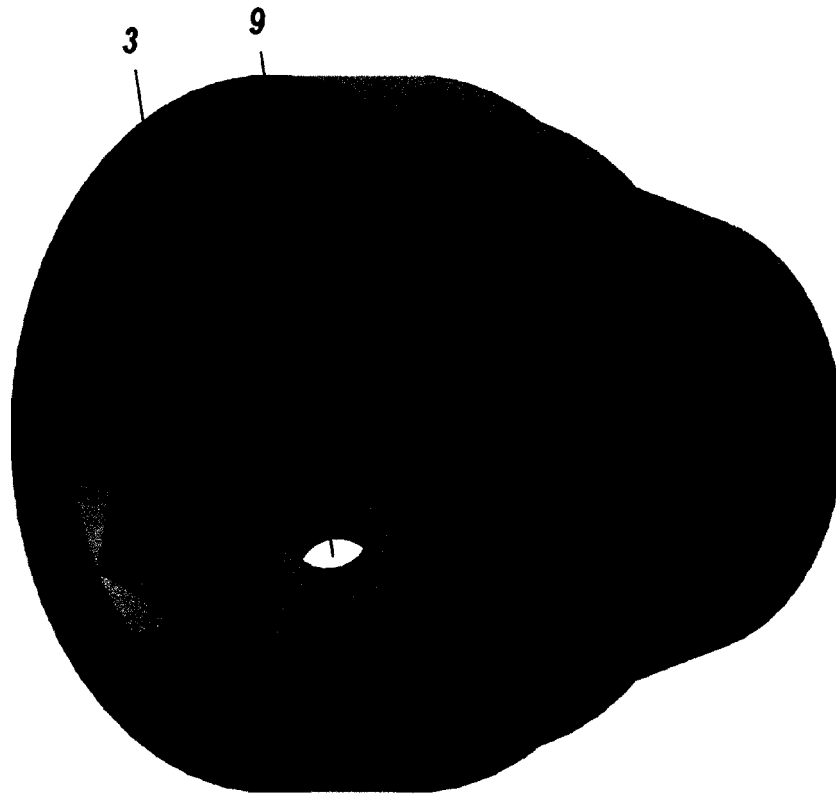


Fig. 2.

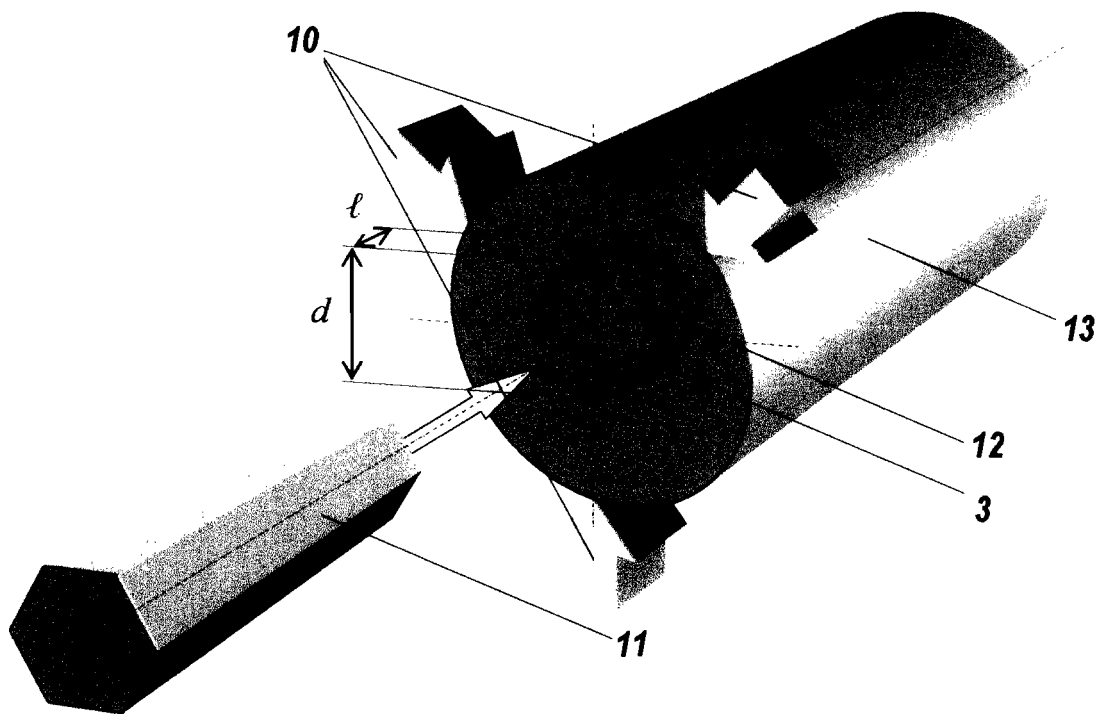


Fig. 3.

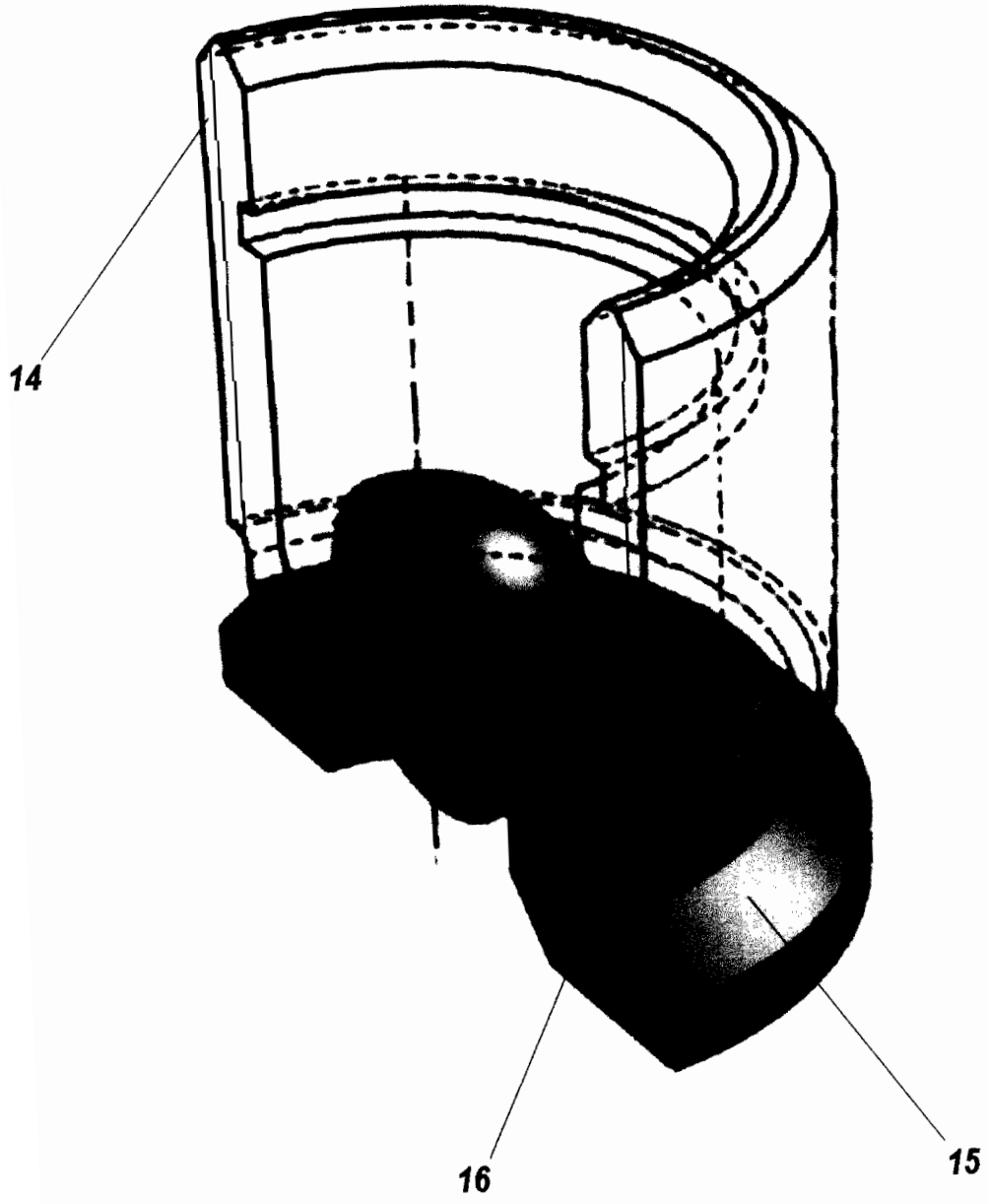


Fig. 4.

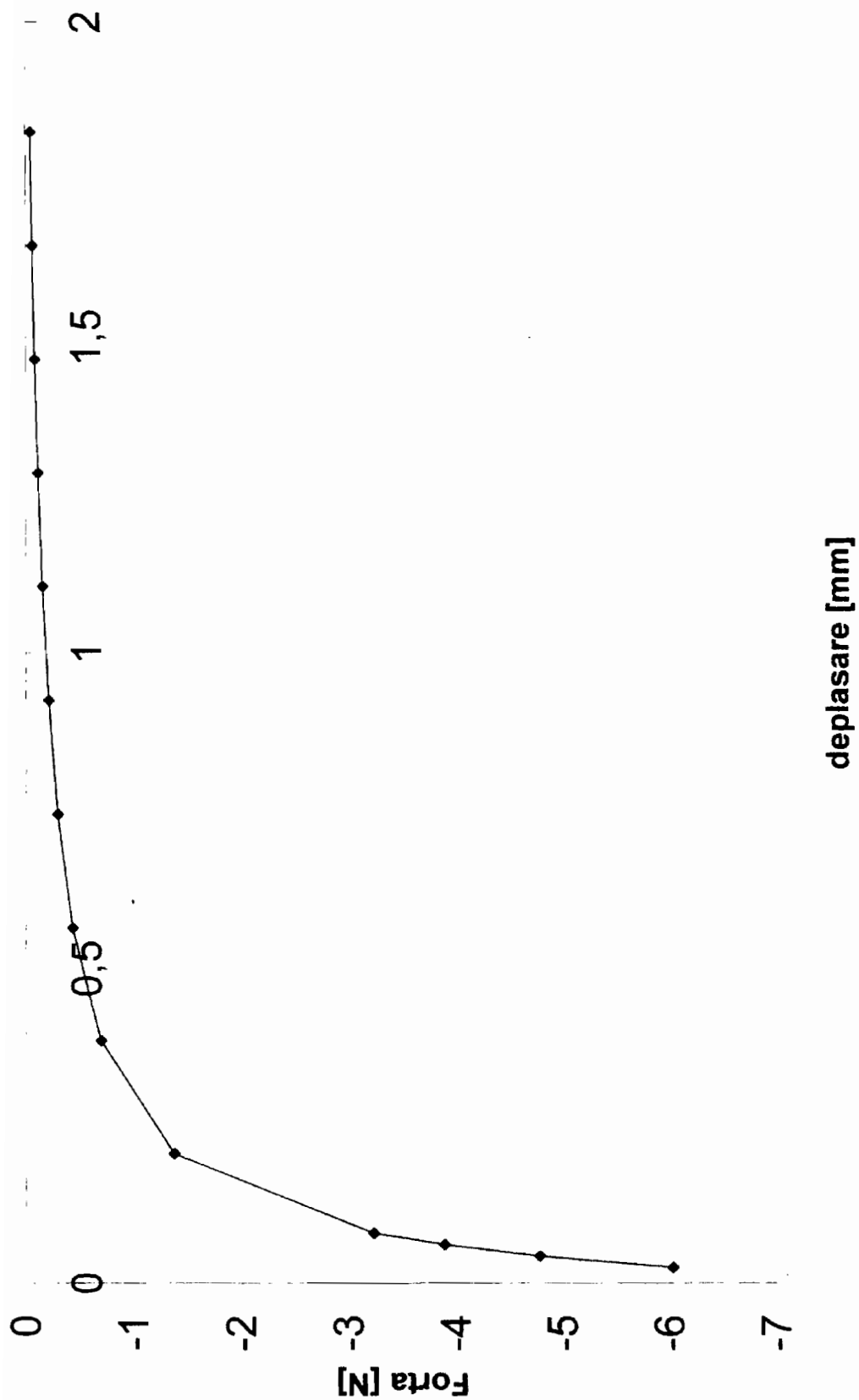


Fig. 5.