

# UTJECAJ KINEMATSKIH I MASENIH KARAKTERISTIKA GASNOG TOKA NA OSNOVNU BRZINU SAGORIJEVANJA DVOBAZNIH RAKETNIH GORIVA

## EFFECTS OF KINEMATICS AND MASS CHARACTERISTICS OF GAS FLOW TO BASIC RATE BURNING OF DOUBLE-BASE ROCKET PROPELLANTS

Berko Zečević, Jasmin Terzić i Sabina Serdarević-Kadić  
Mašinski fakultet u Sarajevu, Odjeljenje za odbrambene tehnologije

**Ključne riječi:** brzina sagorijevanja, masena brzina produkata sagorijevanja, raketni motor, pogonsko punjenje

### SAŽETAK

Osnovna brzina sagorijevanja raketnih goriva se određuje u standardnim balističkim motorima i izražava se u obliku zakona  $r=a p^n$ . Veličina motora, uslovi gasnog toka unutar raketnog motora, pritisak sagorijevanja, temperatura, tehnologija izrade utiče na promjenu trenutne vrijednosti brzine sagorijevanja u realnim raketnom motorima. Trenutna brzina sagorijevanja može da bude veća ili manja od osnovne brzine sagorijevanja. Istraživana su dva tipa dvobaznih raketnih motora u standardnim i realnim raketnim motorima i ustanovljena eksperimentalna zavisnost nekih kinetičkih i masenih karakteristika gasnog toka na promjenu osnovnog zakona brzine gorenja.

**Key words:** burning rate, mass velocity of burning products, rocket motor, propellant

### ABSTRACT

Burning rate of propellant determines at standard ballistic motors and it is defined in form of law  $r=a p^n$ . Motor size, freestream conditions at inside of rocket motor, burning pressure, temperature, technology of manufacture influence to change instantaneous value of burning rate in real rocket motors. Burning rate can be more or less than elementary burning rate. Two type of double-base propellants at standard and real rocket motors are researched and were established experimental dependence some kinetic and mass characteristics of freestream on change elementary law of burning rate.

## 1. OSNOVNE NAZNAKE

Brzina sagorijevanja pogonske materije je put koji pređe fronta plamena u jedinici vremena, mjereno normalno na površinu sagorijevanja. Ona je funkcija pritiska i generalno, u ograničenom području pritiska, izražava se u obliku de Saint-Robert ili Vieill-ovog zakona:

$$r = a \cdot p^n \quad (1)$$

Eksponent pritiska  $n$  i temperaturna konstanta  $a$  su zavisni od hemijskog sastava pogonske materije i početne temperature pogonskog punjenja. Koeficijenti proporcionalnosti i red funkcionalne zavisnosti brzine sagorijevanja od pritiska, određuju se eksperimentalnim ispitivanjem u balističkim motorima [7, 6, 7, 9, 10].

Jednačina brzine sagorijevanja raketnih goriva je bazirana na brojnim eksperimentalnim ispitivanjima u standardnim balističkim motorima i navedeni zakon odgovara strogo određenoj oblasti pritiska sagorijevanja i u slučaju kada je pritisak jedina značajna promjenjiva. Tokom eksperimentalnih ispitivanja u standardnim balističkim motorima primjenjuju se konfiguracije pogonskih punjenja koje treba da omoguće malu brzinu gasne struje iznad površine sagorijevanja, odnosno mali maseni fluks u kanalu za prolaz gasova, a eksponent pritiska  $n$  treba da je neovisan od pritiska u određenoj oblasti pritiska ispitivanja i da važi za određenu temperaturu okoline. Brzina sagorijevanja određena eksperimentalnim putem u standardnim balističkim motorima korigira se u procesu projektiranja realnih raketnih motora i to u zavisnosti od veličine motora i uslova njihove primjene. Pri upotrebi tih podataka u realnim raketnim motorima, potrebno je voditi računa o uslovima za koji je definiran zakon promjene brzine sagorijevanja i u skladu sa tim izvršiti odgovarajuća podešavanja. Tipični koeficijent podešavanja brzine sagorijevanja za primjenu u realnim raketnim motorima je 1.01-1.05 [10].

Za postojeća raketna goriva u oblasti pritiska od 3 do 15 MPa, eksponent pritiska u zakonu brzine sagorijevanja se kreće između 0,2 do 0,7 [3]. Kod dvobaznih raketnih goriva koji sadrže katalizatore brzine gorenja, eksponent pritiska  $n$  se koristi za procjenu efikasnosti katalizatora u proizvodnji "plateau" i "mesa" efekta. Pri eksponentu pritiska  $n$  približno nula javlja se "plateau" efekat, brzina sagorijevanja se ne mijenja sa promjenom pritiska, a kada je eksponent pritiska  $n$  negativan pojavljuje se "mesa" efekta, pri kome sa porastom pritiska brzina sagorijevanja opada. Eksponent pritiska  $n$  u području super brzog gorenja, "plateau" ili "mesa" efekta, uveliko zavisi od fizikalnih i hemijskih svojstava, geometrijskih i masenih karakteristika čestica jedinjenja olova i hemijske strukture dvobaznog goriva.

Stvarna brzina sagorijevanja u realnim raketnim motorima je podložna i drugim utjecajima, pa je brzina sagorijevanja jedan od balističkih parametara kojeg je najteže procjeniti.

Trenutna brzina sagorijevanja u realnom raketnom motoru, pored osnovne vrijednosti određene u standardnim balističkim motorima, sadrži načelno u sebi više komponenti, od kojih su najznačajnije one koje zavise od masenog fluksa i radijalnog ubrzanja. Određivanje ovih komponenti je složen zadatak i podrazumijeva uvođenje čitavog niza pretpostavki radi procjene utjecaja svake komponente na ukupnu vrijednost trenutne brzine sagorijevanja.

Trenutna brzina sagorijevanja se može izraziti kao:

$$r_i = a \cdot p_c^n + \sum \delta r_i \quad (2)$$

gdje je  $\delta r_i$   $i$ -ta komponenta utjecaja na osnovnu brzinu sagorijevanja,  $a$  i  $n$  parametri brzine sagorijevanja određeni u balističkim raketnim motorima.

Iz jednačine o održanju mase koja uspostavlja ravnotežu između mase  $\dot{m}_g$  nastale sagorijevanjem pogonske materije u jedinici vremena i sume masa produkata sagorijevanja akumuliranih u raketnom motoru  $dM/dt$  i mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu  $\dot{m}_n$ :

$$\dot{m}_g = \frac{dM}{dt} + \dot{m}_n, \quad (3)$$

određuje se trenutna brzina sagorijevanja [1, 2]:

$$r = \frac{1}{\rho_p \cdot A_b} \cdot \left( \frac{p_c}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dV}{dt} + \frac{V}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt} + \frac{p_c \cdot A_{th}}{c^*} \right) \quad (4)$$

gdje su:  $\rho_p$  – gustina pogonske materije [kg/m<sup>3</sup>];  $A_b$  – površina sagorijevanja pogonske materije [m<sup>2</sup>];  $r$  – brzina sagorijevanja pogonske materije [m/s],  $\rho_g$  – gustina gasovitih produkata sagorijevanja u raketnom motoru;  $V$  – slobodna zapremina za prolaz gasova [m<sup>3</sup>];  $p_c$  – pritisak sagorijevanja [Pa];  $R$  – univerzalna gasna konstanta;  $T_c$  – temperatura sagorijevanja u raketnom motoru [K],  $A_{th}$  – površina kritičnog presjeka mlaznice [m<sup>2</sup>] i  $c^*$  – karakteristična brzina gasovitih produkata sagorijevanja.

Promjenu osnovne brzine sagorijevanja je moguće procijeniti poslije izdvajanja utjecaja ostalih komponenti. Rezultati istraživanja utjecaja masenog fluksa na osnovnu brzinu sagorijevanja [8, 10], vršena od strane brojnih stranih autora, potvrđuju da je utjecaj strujanja produkata sagorijevanja iznad površine sagorijevanja dominantan na pojavu erozivnog sagorijevanja u odnosu na ostale utjecaje.

## 2. MASENA BRZINA TOKA

Masa produkata sagorijevanja, generirana u komori raketnog motora, funkcija je brzine sagorijevanja i mase koja odlazi kroz kritični presjek mlaznika [5, 6, 10], tako da jednačina održanja mase ima oblik:

$$\frac{d(\rho_g \cdot V_c)}{dt} = \dot{m}_b - \dot{m}_{th} \quad (5)$$

gdje su  $V_c$  -slobodna zapremina u komori i  $\rho_g$  - gustina sagorijelog gasa u komori.

Masena brzina generirana u komori sagorijevanja je jednaka masenoj brzini sagorijevanja pogonske materije:

$$\dot{m}_b = \rho_p \cdot A_b \cdot r \quad (6)$$

gdje su  $\rho_p$  -gustina pogonske materije,  $A_b$  - površina sagorijevanja i  $r$  - brzina sagorijevanja.

Masena brzina istjecanja produkata sagorijevanja kroz kritični presjek mlaznika je proporcionalna pritisku u komori sagorijevanja:

$$\dot{m}_{th} = C_D \cdot A_{th} \cdot p_c \quad (7)$$

Odnos površine sagorijevanja  $A_b$  i površine kritičnog presjeka  $A_{th}$  je veoma važan parametar za unutrašnju balistiku (strujno polje) raketnih motora na čvrsto gorivo. U Njemačkoj se zove koeficijent Klemmung, a u Francuskoj koeficijent zbijanja [4]:

$$K = A_b / A_{th} \quad (8)$$

Vrijednosti koeficijenta zbijanja  $K$  u praksi se kreće u intervalu:

$$50 < K < 600 \quad (9)$$

Međutim, u praksi je često potrebno izvršiti balističku analizu dizajna pogonskih punjenja s obzirom da se javljaju dva fenomena, kao što su pad pritiska između prednjeg i zadnjeg dijela kanala za prolaz gasova i lokalnog povećanja brzine sagorijevanja, nazvanog erozivnim sagorijevanjem, u slučajevima kada brzina gasnog toka iznad površine sagorijevanja dostigne red veličine 100-150 m/s. Za brzu balističku analizu, da bi se uspostavila veza između dizajna pogonskog punjenja i unutrašnjeg gasnog toka, koriste se pored koeficijenta zbijanja  $K$  i slijedeći koeficijenti:

$$K_p = \frac{A_b}{A_c} \quad i \quad J = \frac{A_{th}}{A_c} \quad (10)$$

gdje je  $A_c$  - površina poprečnog presjeka kanala za prolaz gasa.

Koeficijent  $J$  uzima u obzir maksimalnu brzinu gasne struje i odražava sve poteškoće u unutrašnje balističkom dizajnu. Visoke vrijednosti koeficijenta  $J$  se primjenjuju kod geometrije pogonskih punjenja prilagođenih visokom padu pritiska duž njegove ose simetrije, visokom erozivnom sagorijevanju i kritičnoj fazi pripaljivanja ( $J=1$ ) što je slučaj kod motora sa upuštenim mlaznikom. U praksi se nastoji postići vrijednost koeficijenta :

$$J < 0,5. \quad (11)$$

Veza između navedenih koeficijenata ima oblik:

$$K_p = K \cdot J \quad (12)$$

Maseni fluks u kanalu pogonskog punjenja se može izraziti preko koeficijenta  $K_p$ :

$$G = \rho_p \cdot r \cdot K_p. \quad (13)$$

Maseni fluks u raketnom motoru definira se kao odnos mase produkata sagorijevanja u jedinici vremena i površine poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova  $A_p(t)$  i on je funkcija aksijalne pozicije razmatranog presjeka  $x$  i vremena  $t$  [1]:

$$\frac{\dot{m}_x(t)}{A_p(t)} = \frac{A_{bx}(t, x) \cdot r \cdot \rho_p}{A_p(t)} \quad (14)$$

Najveća vrijednost masenog fluksa se postiže u poprečnom presjeku, neposredno do početka konvergentnog dijela mlaznika i u početnim trenucima rada raketnog motora, kada je odnos  $J=A_b/A_p$  najveći (površina kanala za prolaz gasova je tada najmanja).

Promjena brzine sagorijevanja na prisustvo masenog fluksa, razmatrana je u okviru analize sagorijevanja raketnih motora na osnovu poznatih parametara pogonske materije, pogonskog punjenja i raketnih motora. Uočena je značajnija razlika između trenutne brzine sagorijevanja određene u standardnim opitnim balističkim motorima i brzine sagorijevanja određene u realnim motorima i ta razlika je posljedica djelovanja masenog fluksa, odnosno strujanja gasa paralelno površini sagorijevanja. Taj utjecaj nije jednoznačno određen vrijednošću masenog fluksa, nego je povezan i sa vrijednošću trenutnog pritiska sagorijevanja. To je u skladu sa istraživanjima koje je vršio Kreidler [11], da je pri sagorijevanju nekih pogonskih materija izloženih malim masenim fluksovima uočeno smanjenje brzine sagorijevanja, odnosno da pri većim vrijednostima masenog fluksa nastupa povećanje brzine sagorijevanja u odnosu na osnovnu brzinu sagorijevanja, određenu u standardnim balističkim motorima. Granična vrijednost masenog fluksa, pri kojoj dolazi do porasta brzine sagorijevanja, zavisi od pritiska sagorijevanja i za različite vrijednosti pritisaka drugačije su vrijednosti graničnih masenih fluksova. Da bi se u potpunosti poznavao gasni tok unutar raketnog motora, potrebno je poznavati lokalnu brzinu, pritisak i temperaturu. Razvijeni su kompjuterski kodovi, koji omogućavaju poznavanje svake od ovih karakteristika, s tim da je potrebno posebno razmatrati proces pripaljivanja, kojeg karakterišu intenzivne promjene pritiska po vremenu, zatim proces po uspostavljanju stabilnog gasnog toka unutar kanala punjenja i strujanje u konvergentnom dijelu mlaznika. Problem se komplikuje kod kanala punjenja čiji poprečni presjek nije kružni, kao što je slučaj kod geometrije kanala oblika zvijezde, kada postoji  $N$  simetrija. Strujanje fluida postaje još složenije kod raketnih motora koji imaju obrtanje oko uzdužne ose simetrije.

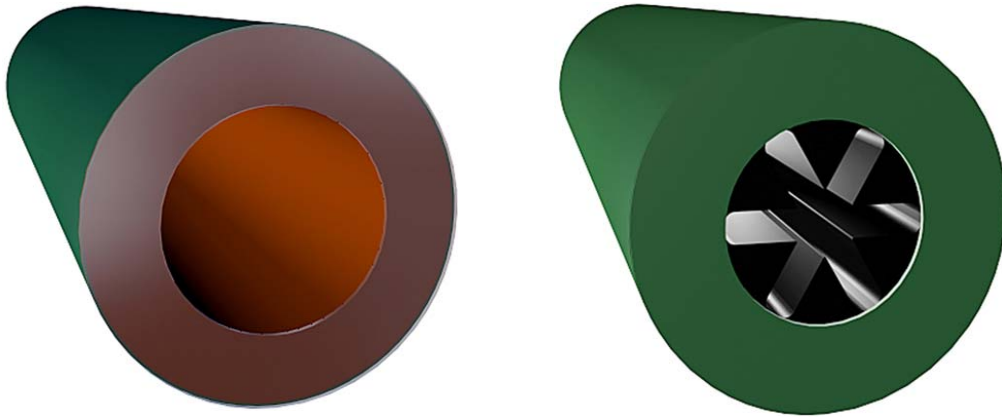
### 3. ISTRAŽIVANJA

Istraživanja utjecaja kinematskih i masenih karakteristika gasnog toka na promjenu osnovne brzine sagorijevanja vršena su u eksperimentalnim motorima. Konstruktivne karakteristike, sva četiri tipa raketnih motora (dva tipa dvobaznih raketnih goriva sa po dvije geometrije punjenja), su veoma slične i razlike se očituju u podsistemu mlaznika (sl. 1). Razmatrana dva tipa dvobaznih goriva su različitog hemijskog sastava (DRG-A i DRG-B) i sa dvije geometrije pogonskog punjenja (sl.2). Prva geometrija pogonskog punjenja sa unutrašnjim sagorijevanjem je imala poprečni presjek kanala za prolaz gasova u obliku šestokrake zvijezde DRG-A-Z i DRG-B-Z), a druga geometrija pogonskog punjenja sa unutrašnjim sagorijevanjem je imala cilindrični kanal za prolaz gasova (DRG-A-C i DRG-B-C). Spoljni oblik i dimenzije pogonskih punjenja su bile identične i razlikovali su se samo po obliku poprečnog presjeka kanala za prolaz produkata sagorijevanja. Vanjska i čeone površine pogonskih punjenja su bile inhibirane.

Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa izvršena je analizom dijagrama *pritisak vs vrijeme* sva četiri tipa raketnih motora, za poznate geometrije pogonskih punjenja, poznate karakteristike raketnih motora i osnovne zakone sagorijevanja određene u balističkim motorima (zanemarljivo mali utjecaj masenog fluksa).

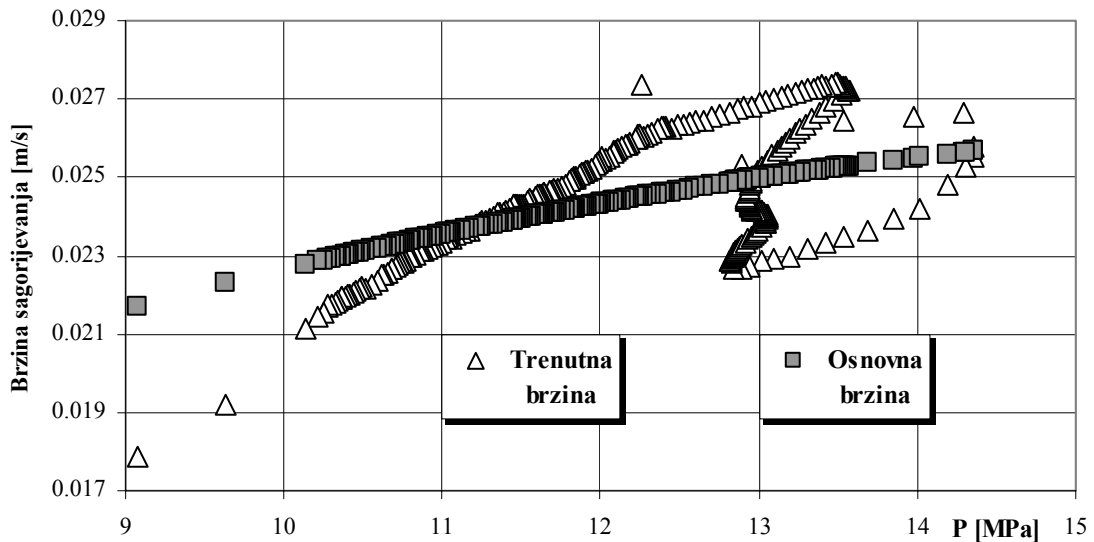


Sl.1. Realni ekperimentalni motor



Sl.2. Geometrijske konfiguracije dvobaznog raketnog punjenja

Uz pretpostavku da samo maseni fluks utječe na izmenu osnovnog zakona brzine sagorijevanja, određene su trenutne vrijednosti brzine sagorijevanja koristeći jednačinu (4) u intervalima pritiska sagorijevanja širine  $1 \text{ MPa}$ . Na sl. 3 je dat uporedni prikaz promjene trenutne brzine sagorijevanja i osnovne brzine sagorijevanja u datom intervalu pritiska za raketni motor DRG-A-Z. Posebno je zanimljivo zapažanje da za istu vrijednost pritiska sagorijevanja postoje tri vrijednosti trenutne brzine sagorijevanja, što ukazuje da na njenu promjenu utječe masenu fluks produkata sagorijevanja koji nastrujavaju iznad površine sagorijevanja [1].



Sl. 3 Promjena trenutne i osnovne brzine sagorijevanja za konfiguraciju DRG-A-Z

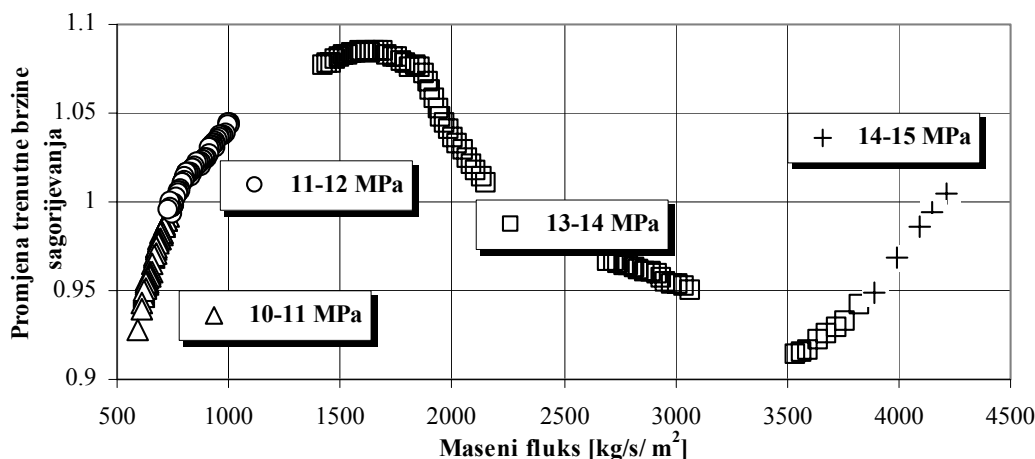
Komponenta trenutne brzine sagorijevanja kao posljedica utjecaja masenog fluksa određena je na sljedeći način [1]:

$$\delta r_{\dot{m}} = r(p_c, \dot{m}_{A_p}) - a \cdot p_c^n \quad (15)$$

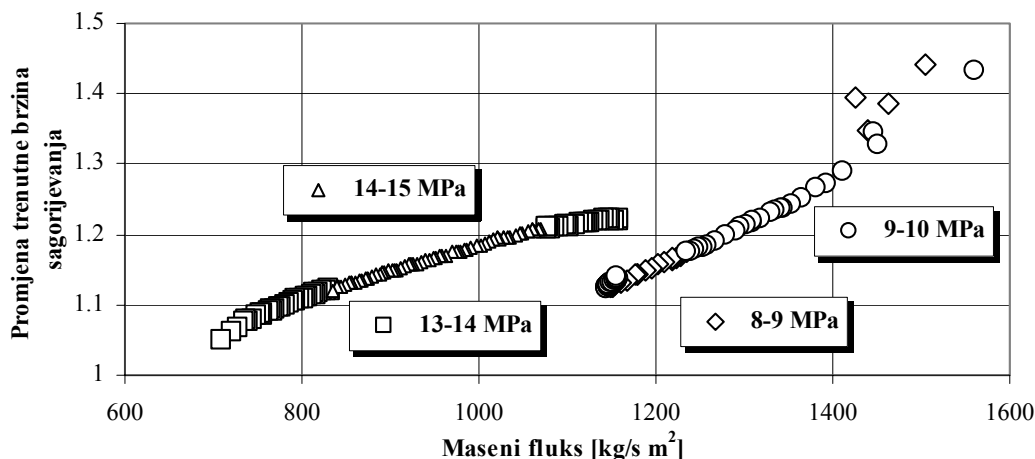
Promjena trenutne brzine sagorijevanja u odnosu na osnovnu brzinu sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za sva četiri tipa pogonskih punjenja prikazana je na slikama 3 do 6.

Za pogonsku materiju DRG-A (sl. 4 i 5) uočeni su slijedeći utjecaji masenog fluksa na promjenu osnovne brzine sagorijevanja [1]:

- ◆ Promjena trenutne brzine sagorijevanja na utjecaj promjene masenog fluksa je veća kod pogonskog punjenja DRG-A-C nego kod punjenja DRG-A-Z.
- ◆ Karakter promjene i stepen promjene trenutne brzine sagorijevanja veoma mnogo zavisi od pritiska sagorijevanja. Pri nižim pritiscima intenzivnija je promjena trenutne brzine sagorijevanja pri promjeni masenog fluksa. Međutim, ta promjena nije jednoznačna i važi samo u odgovarajućem području vrijednosti masenih fluksova. Za testirane realne raketne motore sa pogonskim punjenjima DRG-A-Z, vrijednosti masenog fluksa su bile u intervalu  $500\text{-}4.300\text{ kg/sm}^2$ , dok za punjenja DRG-A-C vrijednosti masenog fluksa su bile u intervalu  $700\text{-}1.600\text{ kg/sm}^2$ .
- ◆ Kod pogonskih punjenja DRG-A-Z u intervalu vrijednosti masenih fluksova  $1.600\text{-}3.500\text{ kg/sm}^2$ , vrijednost promjene trenutne brzine sagorijevanja opada sa porastom masenog fluksa, dok u intervalima masenog fluksa do vrijednosti  $1.600\text{ kg/sm}^2$  i iznad  $3.500\text{ kg/sm}^2$  raste vrijednost trenutne brzine sagorijevanja. Pri vrijednostima masenog fluksa do  $750\text{ kg/s m}^2$  i iznad  $2.200\text{ kg/s m}^2$  trenutna brzina sagorijevanja je imala nižu vrijednost od osnovne brzine sagorijevanja određene u standardnim balističkim motorima.
- ◆ Kod pogonskih punjenja DRG-A-C promjena trenutne brzine sagorijevanja raste sa porastom vrijednosti masenog fluksa.



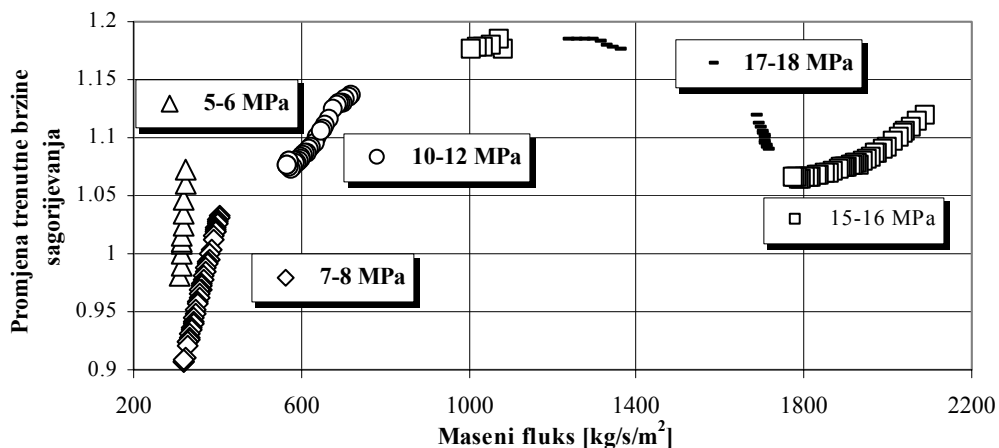
Sl. 4 Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje DRG-A-Z



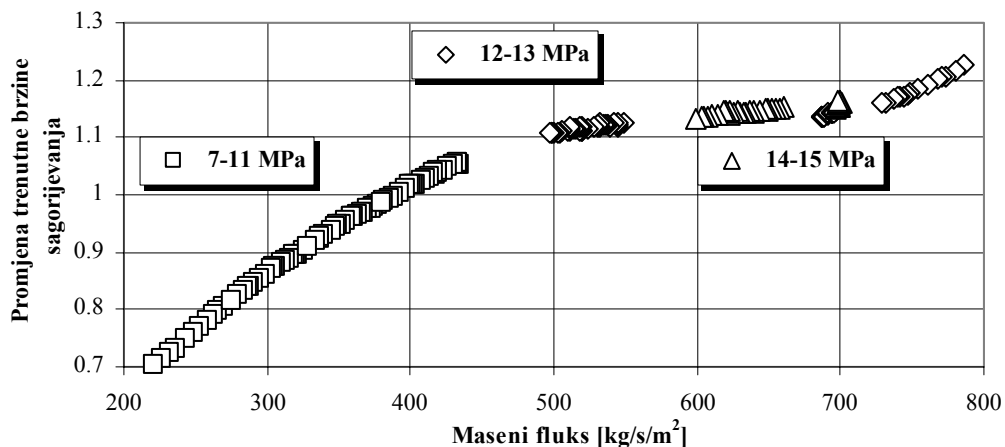
Sl. 5 Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje DRG-A-C

Za pogonsku materiju DRG-B (sl. 6 i 7) uočljivo je [1]:

- ◆ Potvrđuje se prethodno zapaženje da pogonsko punjenje DRG-B-C ima veću promjenu trenutne brzine sagorijevanja od DRG-B-Z, s tim da je intenzitet te promjene kod pogonske materije DRG-B veći od NGR-A za isti maseni fluks i pritisak sagorijevanja.
- ◆ Potvrđeno je da karakter promjene i stepen promjene trenutne brzine sagorijevanja veoma zavisi od pritiska sagorijevanja. Pri nižim pritiscima je veoma intenzivna promjena trenutne brzine sagorijevanja pri maloj promjeni masenog fluksa. Međutim, ta promjena trenutne brzine sagorijevanja nije jednoznačna i mijenja se sa promjenom intervala vrijednosti masenih fluksova. Za testirane raketne motore sa pogonskim punjenjima DRG-B-Z, vrijednosti masenih fluksova su se kretale u intervalu  $400\text{-}2.100\text{ kg/s m}^2$ , dok za punjenje DRG-B-C vrijednosti masenih fluksa su se kretale u intervalu  $220\text{-}800\text{ kg/s m}^2$ .
- ◆ Kod pogonskih punjenja DRG-B-Z u intervalu vrijednosti masenih fluksa  $1.200\text{-}1.700\text{ kg/s m}^2$ , vrijednost trenutne brzine sagorijevanja opada sa porastom masenog fluksa, da bi za vrijednosti masenog fluksa do  $1.200\text{ kg/s m}^2$  i iznad  $1.700\text{ kg/s m}^2$  trenutna brzina sagorijevanja rasla sa porastom vrijednosti masenog fluksa. Pri vrijednosti masenog fluksa do  $400\text{ kg/s m}^2$ , vrijednost trenutne brzine sagorijevanja je bila niža od vrijednost osnovne brzine sagorijevanja određene u standardnom balističkom motoru.
- ◆ Kod pogonskih punjenja DRG-B-C vrijednost trenutne brzine sagorijevanja raste sa rastom vrijednosti masenog fluksa, s tim da u intervalu masenog fluksa do vrijednosti  $400\text{ kg/s m}^2$ , vrijednost trenutne brzine sagorijevanja je manja od osnovne brzine sagorijevanja određene u standardnim balističkim motorima, za iste pritiske sagorijevanja.



Sl. 6 Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje DRG-B-Z



Sl. 7 Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje DRG-B-C

## 4. ZAKLJUČAK

Utjecaj masenog fluksa na vrijednost trenutne brzine sagorijevanja bi se mogao sažeti u slijedećim zaključcima:

- ◆ Geometrija kanala za prolaz gasova u pogonskom punjenju utječe znatno na promjenu trenutne brzine sagorijevanja, tako da pogonska punjenja sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova generalno imaju veću promjenu trenutne brzine sagorijevanja i njen rast sa porastom vrijednosti masenog fluksa.
- ◆ Stepem promjene trenutne brzine sagorijevanja je znatno veći pri nižim pritiscima sagorijevanja za isti prirast masenog fluksa.
- ◆ Pogonska materija sa katalizatorima brzine sagorijevanja i “plateau” efektom ima znatno manji stepen promjene trenutne brzine sagorijevanja od pogonske materije bez “plateau” efekta.
- ◆ Kod pogonskih punjenja geometrije kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde, za obje pogonske materije, uočeno je smanjenje trenutne brzine sagorijevanja sa porastom vrijednosti masenih fluksova, u pojedinim intervalima vrijednosti masenih fluksova.

## 5. LITERATURA

1. Zečević B.: Utjecaj promjenljivog polja visokog radijalnog ubrzanja na unutrašnju balistiku raketnog motora sa dvobaznim gorivom, Doktorska disertacija, Mašinski fakultet u Sarajevu, Sarajevo 1999.
2. Zečević B., Terzić J.: Određivanje trenutne brzine sagorijevanja u standardnom balističkom motoru, 2. Međunarodni skup, Revitalizacija i modernizacija proizvodnje RIM'99, ISBN 9958-624-06-0, Bihać, oktobar 1999.
3. Davenas A.: Solid Rocket Motor Design, Tactical Missile propulsion, Edited by Jensen E. G. and Netzer W.D., Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 170, AIAA, 1996.
4. Zeller B.: Conception et dimensionnement des chargements propulsifs, Davenas A. et collaborateurs: Technologie des propergols solides, Masson, Paris, 1989.
5. Davenas A. et collaborateurs : Technologie des propergols solides, Masson, Paris, 1989.
6. Sutton P. G.: Rocket Propulsion Elements -An Introduction to the Engineering of Rockets- John Wiley&Sons, Fifth Edition, 1986, New York.
7. Kubota N.: Survey of Rocket Propellants and Their Combustion Characteristics, Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, Edited by Kuo K.K. and Summerfield, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90, AIAA, 1984.
8. Razdan K.M. and Kuo K.K.. Erosive Burning of Solid Propellants, Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, Edited by Kuo K.K. and Summerfield, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90, AIAA, 1984.
9. Anon: Solid Propellant Selection and Characterization, NASA Report SP 8 064, June 1971, N52-13737.
10. Anon: Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction, NASA Report SP 8039, May 1971, N72-18785.
11. Kreidler J.W., Erosive Burning: New Experimental Techniques and Methods of Analysis, AIAA Solid Propellant Rocket Conference, AIAA-64-155, 1964.