

Eksperimentalno određivanje brzine sagorevanja i specifičnog impulsa čvrstih raketnih goriva

Mr Radislav Stojanović, dipl.inž.¹⁾
Nikola Kilibarda, dipl.inž.¹⁾
Stevan Kozomara, dipl.inž.¹⁾

Prikazana je alternativna eksperimentalno-računarska metoda određivanja osnovnih kinetičkih (brzina sagorevanja i njena temperaturna osetljivost, zakon brzine sagorevanja) i energetskih parametara (specifični impuls i njegova promena s pritiskom sagorevanja) čvrstih raketnih goriva. Metoda je zasnovana na kontrolisanoj promeni površine sagorevanja i detektovanom pritisku i potisku u posmatranom vremenskom intervalu. Time je omogućeno da se na osnovu rezultata merenja iz jednog opita dođe do kompletnih gore navedenih parametara raketnih goriva.

Cljučne reči: čvrsta raketna goriva, brzina sagorevanja, specifični impuls.

Uvod

LINEARNA brzina sagorevanja čvrstih raketnih goriva, odnosno zakon brzine sagorevanja i njena temperaturna osetljivost, kao i specifični impuls, osnovne su karakteristike raketnih goriva i neizostavni su zahtevi prilikom projektovanja određenog raketnog goriva i raketnog motora ili pri proveru kvaliteta urađenog raketnog goriva. Stoga je poznavanje ovih parametara imperativ, kako u istraživačkim aktivnostima, tako i pri kontroli finalnog proizvoda.

Teorijsko određivanje brzine sagorevanja veoma je kompleksan proces, i sa stanovišta valjanosti rezultata neizvestan, usled kompleksnih mehanizama sagorevanja i mnoštva faktora koji na njega utiču i čiji je uticaj, usled složenosti ili nedovoljno validnih podataka, veoma teško prikazati adekvatnim fizičkim i/ili matematičkim modelom. Stoga je još od samog početka osvajanja i primene raketnih goriva razvijan pragmatičniji i efikasniji način određivanja brzine sagorevanja, koji je ujedno bio i dovoljno precizan i pouzdan. Na taj se način došlo do eksperimentalnih metoda određivanja brzine sagorevanja, od kojih su neke referentne (razne adaptacije Krafordove metode) [1,2], dok se druge oslanjaju na različite konstrukcije opitnih raketnih motora, više ili manje prilagođenih tipovima i podvrstama raketnih goriva, ili razvijanih za posebne prilike [3-5]. Zajednička karakteristika ovakvih ispitivanja je uslov neutralnog sagorevanja, odnosno konstantne površine sagorevanja pogonskog punjenja, što rezultira ravnim profilom detektovane krive pritisak - vreme sagorevanja, odakle se posrednim putem izračunava brzina sagorevanja na izračunatom, srednjem pritisku. Da bi se odredio zakon brzine sagorevanja, potrebno je izvršiti više opita s različitim kritičnim presecima mlaznika, a za različite temperature ispitivanja, potrebno je ponoviti čitav

postupak. Osnovni nedostatak je relativno veliki broj opita koji se izvode da bi se pokrio određeni opseg pritisaka, a posebno neregularnosti u obliku krive pritisak - vreme koje se javljaju kada se izade iz relativno uskog domena pritisaka. U tom slučaju primenjena obrada eksperimentalnih rezultata je neadekvatna.

Nastojeći da se eksperimentalno određivanje brzine sagorevanja učini sa stanovišta rezultata merenja pouzdanijim i sveobuhvatnijim, a sa stanovišta utroška vremena i materijala bržim i ekonomičnijim, u *Vojnotehničkom institutu VJ* je razvijena posebna metoda određivanja brzine sagorevanja i zakona brzine sagorevanja raketnih goriva, a simultano i specifičnog impulsa i zavisnosti specifičnog impulsa na osnovu jednog opita. Ovakva metoda zahteva autentičnu konstrukciju raketnog motora i konfiguraciju pogonskog punjenja, kao i novu obradu rezultata merenja. Na sličnoj osnovnoj ideji zasnovana su i ispitivanja i u BATES raketnom motoru [6,7], kao i u modifikovanoj „optičkoj” bombi [8].

Primenom spomenute metode testiranja raketnih goriva u originalnom eksperimentalnom raketnom motoru, moguće je:

- određivanje brzine sagorevanja i zakona brzine sagorevanja u širokom opsegu pritisaka (40-250 bar) na osnovu jednog opita,
 - određivanje promene odnosa površine sagorevanja prema površini kritičnog preseka, s pritiskom u navedenom opsegu pritiska na osnovu istog opita,
 - određivanje potiska i specifičnog impulsa u funkciji pritiska, u velikom domenu pritisaka (40-250 bar), takođe iz jednog istog opita,
 - određivanje temperaturne osetljivosti brzine i pritiska sagorevanja u traženom opsegu temperatura iz još dva dodatna opita, takođe u širokom opsegu pritisaka.
- Sama metoda i način izračunavanja znatno povećava

¹⁾ Vojnotehnički institut VJ, 11000 Beograd, Katanićeva 15

pouzdanost i preciznost određivanja navedenih parametara. Uz značajno smanjenje troškova i vremena ispitivanja, omogućena je detaljnija i pouzdana karakterizacija raketnih goriva.

Kompjuterizovani merni i kontrolni sistem dizajniran je tako da obezbedi jednostavnost i pouzdanost njegovog korišćenja prilikom ispitivanja raketnih goriva u eksperimentalnom raketnom motoru, maksimalnu tačnost merenja i rezultata obrade, kao i raspolaganje rezultatima neposredno nakon opita. On se sastoji od kompjuterizovanih mernih i kontrolnih uređaja i softvera za akviziciju podataka i njihovu naknadnu obradu, kao i softvera za testiranje merne opreme i njenu kalibraciju. Zahvaljujući izabranoj opremi, definisanim principima merenja i metodologiji obrade podataka merenja implementiranoj u odgovarajući softver, sistematska greška merenja je na nivou standardnih metoda za ove svrhe.

Sve elektronske uređaje kontroliše računar, a softver je namenjen radu u MS Windows 9x i MS Windows 2000 operativnim sistemima.

Metoda i osnovne pretpostavke

Eksperimentalno određivanje brzine sagorevanja, odnosno zakona brzine sagorevanja specifičnog impulsa i promene specifičnog impulsa s pritiskom, na osnovu jednog opita i u opsegu pritisaka do 250 bar, zasnovani su na ideji da se kumulativna kriva promene pritiska, odnosno potiska, s vremenom može, u svom određenom delu i za dovoljno mali interval vremena sagorevanja, predstaviti kao niz uzastopnih stacionarnih, sa stanovišta bilansa mase u raketnom motoru, promena pritiska (potiska). Uz definisanu promenu površine sagorevanja s vremenom i poznatu gustinu raketnog goriva, moguće je izračunati debljinu sagorelog svoda za posmatrani vremenski interval, odnosno linearnu brzinu sagorevanja na posmatranom srednjem pritisku u datom intervalu vremena sagorevanja. Ukoliko se razmatranje primeni na krivu potisak – vreme, odnosno na njen deo reprezentovan istim intervalom vremena, dolazi se do vrednosti za specifični impuls na posmatranom srednjem pritisku u datom intervalu vremena sagorevanja. Ponavljanjem izračunavanja za nove intervale vremena, dolazi se do niza diskretnih vrednosti za brzinu sagorevanja (r) i specifični impuls (I_s) na srednjim pritisacima (p) sagorevanja u svakom od posmatranih intervala vremena. Regresionom analizom ovih diskretnih parova pritisak – brzina sagorevanja i pritisak – specifični impuls, dolazi se do koeficijenta u zakonu brzine sagorevanja ($r = a \cdot p^n$), odnosno polinomske zavisnosti koja najuspešnije reprezentuje promenu specifičnog impulsa.

Ovakva metoda izračunavanja podrazumeva i set neophodnih pretpostavki:

- za analizirani segment krive promene pritiska (potiska) s vremenom, odnosno posmatrani dovoljno kratak interval vremena u okviru spomenutog segmenta, pretpostavlja se da nema akumulacije mase u komori za sagorevanje, tj. masa produkata sagorevanja formirana u posmatranom vremenskom intervalu \dot{m}_g , jednaka je masenom protoku produkata sagorevanja u istom intervalu vremena, \dot{m}_n :

$$\dot{m}_g = \dot{m}_n \quad (1)$$

- za dovoljno kratak interval između dva uzorkovanja,

Δt_i , važi:

$$\dot{m}_n = \frac{\Delta m_i}{\Delta t_i} \quad (2)$$

- promena karakteristične brzine, C^* sa pritiskom je u skladu sa sledećim izrazom [9]:

$$C^* = C_{avg}^* \left(\frac{p}{p_{avg}} \right)^X \quad (3)$$

gde je:

$$X = \frac{\ln \left(\frac{C_{p_1}^*}{C_{70}^*} \right)}{\ln \left(\frac{p_1}{70} \right)} \quad (4)$$

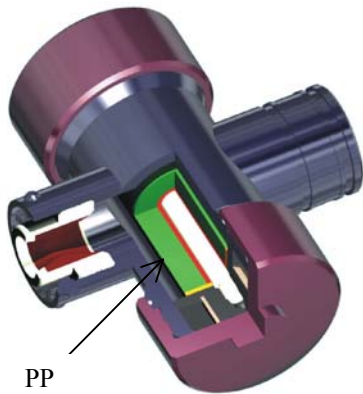
Karakteristične brzine $C_{p_1}^*$ i C_{70}^* se izračunavaju termohemijskim proračunom za pritisak sagorevanja od 70 bar i željeni p_1 .

Indeks avg u izrazu (3) označava da su veličine na koje se odnosi određene eksperimentalno za ukupno vreme sagorevanja.

Navedene pretpostavke predstavljaju minimum aproksimacija koje je nužno uvesti, da bi se izložena metoda mogla realizovati. Pretpostavke vezane za stacionarnost pojave uslovljene su vremenom između dva uzastopna uzorkovanja, koje se izborom veoma brzog A/D konvertora može postaviti dovoljno kratko da prve dve pretpostavke učini validnim. Premda je vrednost eksponenta u izrazu (3) mala (do 0.01), aproksimacija vezana za promenu karakteristične brzine s pritiskom u komori za sagorevanje predstavlja bolji izbor u odnosu na pretpostavku da je karakteristična brzina nezavisna od pritiska sagorevanja. Kao i karakteristična brzina, eksponent u izrazu (3) prvenstveno zavisi od vrste raketnog goriva, odnosno od temperature sagorevanja.

Konstrukcija pogonskog punjenja i raketnog motora

Oblik i dimenzije pogonskog punjenja i raketnog motora, namenjenih eksperimentalnom ispitivanju navedenih kinetičkih i energetskih svojstava raketnih goriva proizašli su iz zahteva za pouzdanim merenjem specifičnog impulsa i brzine sagorevanja i namere da se jednim opitom dosegne što veći opseg pritisaka, kao i potrebe da pripaljivanje bude efikasno, gradijent porasta pritiska veoma brz, da se izbegne pojava erozivnog i nestabilnog sagorevanja, kao i pojava erozije grla mlaznika raketnog motora. Na osnovu navedenog, proizašla je odgovarajuća kompromisna konstrukcija pogonskog punjenja i raketnog motora, sl.1.



Slika 1. Eksperimentalni raketni motor PRM-2 i odgovarajuće pogonsko punjenje (PP)

Pogonsko punjenje je cilindričnog oblika s unutrašnjim kanalom. Odnos spoljašnjeg i unutrašnjeg prečnika pogonskog punjenja podešen je da, u zavisnosti od eksponenta brzine sagorevanja, omogući odnos razmatranih pritisaka od 2.750 (za $n=0$) do 7.563 (za $n=0.5$). Pogonsko punjenje je inhibirano s unutrašnje strane i sa bočnih strana. Inhibiranje se vrši postupkom livenja u posebnom alatu. Na taj način je definisan degresivni karakter sagorevanja i to po paralelnim slojevima. Masa neinhibiranog pogonskog punjenja se kreće od 2.8 kg do 3.3 kg, u zavisnosti od vrste goriva. Vreme sagorevanja ovakvog pogonskog punjenja je između 1.5 i 3.5 s. Uložak mlaznika je od pirolitičkog grafita. Omogućena je slobodna termička dilatacija pogonskog punjenja, ravnomerno i jednovremeno pripaljivanje pogonskog punjenja, kao i stabilan režim sagorevanja.

Osnovni izrazi

Nakon odabira intervala krive pritisak (potisak) – vreme, validnog za dalju obradu, definisanja površine sagorevanja na početku odabranog intervala, uključujući i uticaj pripale, posredno se izračunavaju brzina sagorevanja i specifični impuls.

Brzina sagorevanja u i -tom koraku izračunava se na osnovu sledećeg izraza:

$$r^i = \frac{A_i \int_{t_{i-1}}^{t_i} p dt}{C^{*i} \rho_p A_b^{i-1} \Delta t_i} \quad (5)$$

gde su: A_i - površina kritičnog preseka, ρ_p - gustina raketnog goriva, A_b - površina sagorevanja, Δt - interval između dva uzorkovanja.

Specifični impuls se izračunava kao:

$$I_s^i = \frac{C^{*i} \int_{t_{i-1}}^{t_i} F dt}{A_i \int_{t_{i-1}}^{t_i} p dt} \quad (6)$$

Takođe se izračunava i promena odnosa površine sagorevanja prema površini kritičnog preseka K_n sa pritiskom:

$$K_n^i = \frac{A_b^i}{A_i} \quad (7)$$

Zakon brzine sagorevanja, promene K_n i specifičnog impulsa s pritiskom izračunavaju se regresionom analizom diskretnih vrednosti dobijenih jednačinama (5-7), za posmatrani interval pritisaka (potiska).

Da bi se odredila temperaturna osetljivost brzine sagorevanja pri konstantnom pritisku σ_p , izraz (8), i temperaturna osetljivost pritiska sagorevanja pri konstantnom K_n , π_{K_n} , izraz (9), pri konstantnom odnosu površine sagorevanja prema površini kritičnog preseka K_n , potrebno je izvršiti još jedan ili dva dodatna opita, u zavisnosti od posmatranog temperaturnog intervala.

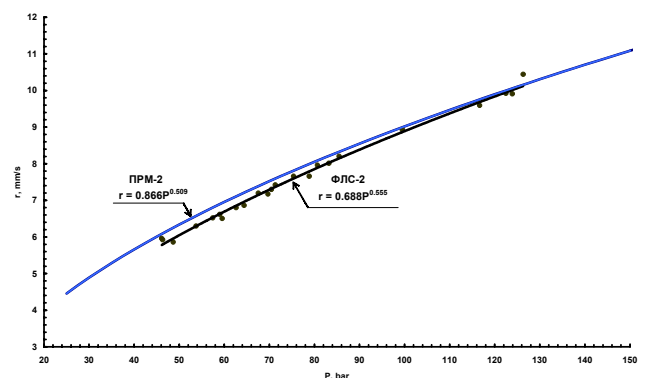
$$\sigma_p = \left(\frac{\partial \ln r}{\partial T} \right)_p \approx \left(\frac{\Delta \ln r}{\Delta T} \right)_p = \left(\frac{\ln r_2 - \ln r_1}{T_2 - T_1} \right)_p \quad (8)$$

$$\pi_{K_n} = \left(\frac{\partial \ln p}{\partial T} \right)_{K_n} \approx \left(\frac{\Delta \ln p}{\Delta T} \right)_{K_n} = \left(\frac{\ln p_2 - \ln p_1}{T_2 - T_1} \right)_{K_n} \quad (9)$$

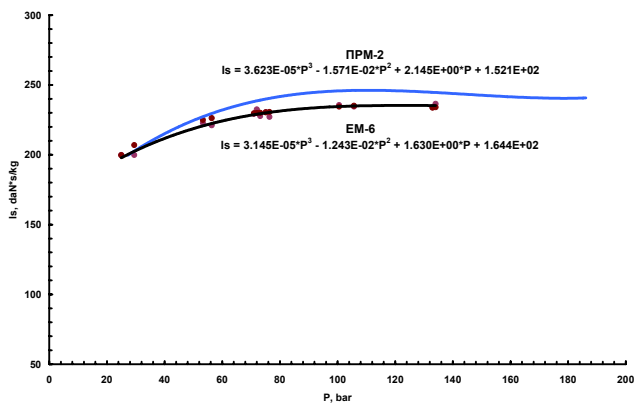
Ukoliko je potrebno proširiti opseg razmatranih pritisaka na posmatranoj temperaturi ispitivanja, dovoljno je izvesti još jedan opit s odgovarajućom mlaznicom.

Rezultati eksperimentalnih ispitivanja

Izložena metoda je proverena kroz niz eksperimenata s dvobaznim i kompozitnim raketnim gorivima, odnosno s različitim tipovima raketnih goriva u okviru ove dve navedene vrste. Dobijeni rezultati su komparirani sa njima odgovarajućim rezultatima dobijenim klasičnim separatnim i repetativnim načinom ispitivanja brzine sagorevanja i specifičnog impulsa. Za određena raketna goriva nađena su odstupanja u brzini sagorevanja do 8%, odnosno za specifični impuls do 6% (u odnosu na diskretne vrednosti dobijene referentnim ispitivanjima u FLS-2, EM-2 i EM-6 eksperimentalnim raketnim motorima namenjenim određivanju brzine sagorevanja, odnosno specifičnog impulsa). Ilustracije navedenog prikazane su na slikama 2 i 3:



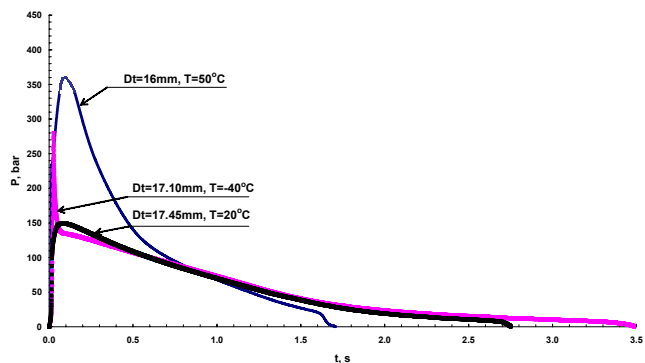
Slika 2. Zakon brzine sagorevanja određen u PRM-2 (jedan opit) i FLS-2 (23 opita)



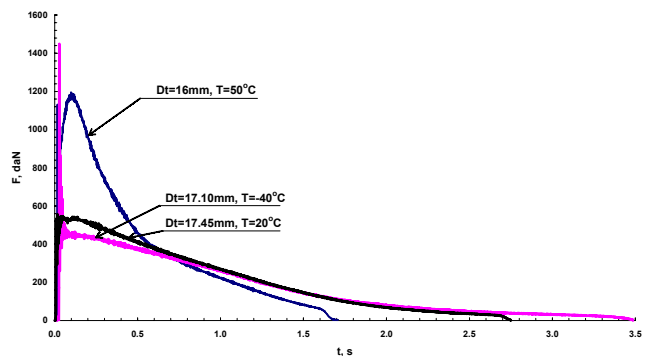
Slika 3. Specifični impuls određen u PRM-2 (jedan opit) i EM-6 (12 opita)

Ukoliko se uzme u obzir i relativna greška merenja i nužne aproksimacije koje važe za referentna ispitivanja, odstupanja su takva da opravdavaju uvođenje nove metode za eksperimentalno određivanje kinetičkih i energetskih karakteristika raketnih goriva.

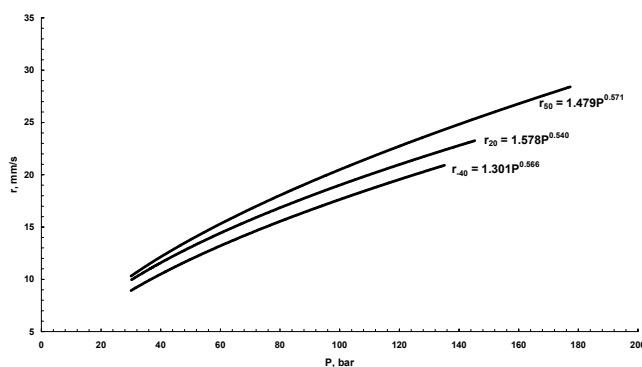
Na slikama 4 i 5 prikazane su detektovane krive pritisak – vreme i potisak – vreme za određeno dvobazno raketno gorivo. Na osnovu tih podataka i izložene metode izračunate su diskretne vrednosti brzine sagorevanja, specifičnog impulsa i odnosa površine sagorevanja i poprečnog preseka grla mlaznika, zakonitost njihovih promena s pritiskom, kao i temperaturna osetljivost brzine sagorevanja i temperaturna osetljivost pritiska sagorevanja. Rezultati su prikazani na slikama 6-10.



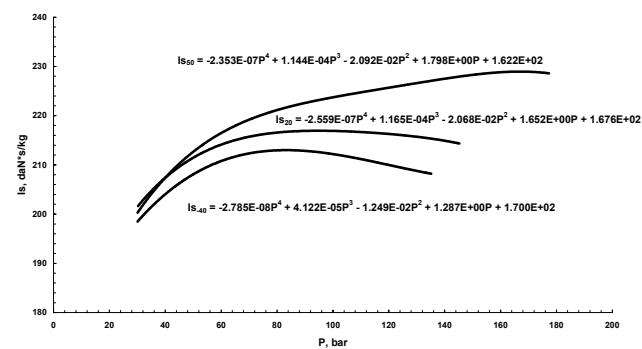
Slika 4. Eksperimentalne p-t krive



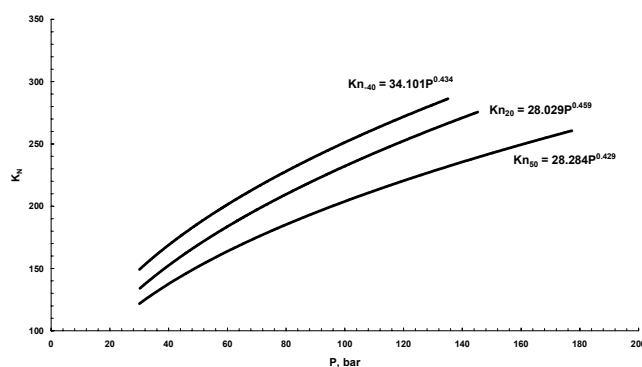
Slika 5. Eksperimentalne F-t krive



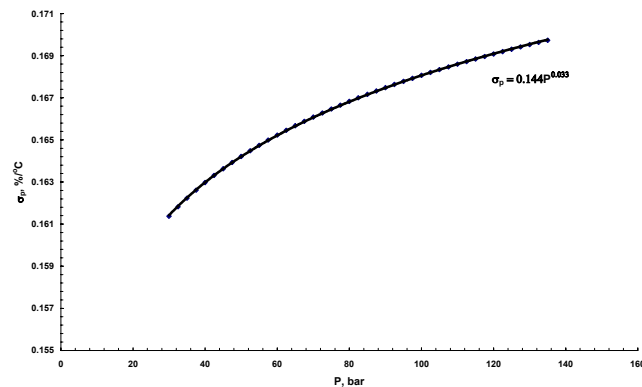
Slika 6. Izračunate r-p krive



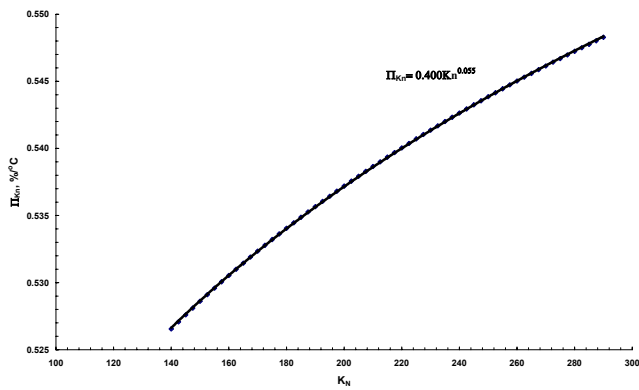
Slika 7. Izračunate Isp-p krive



Slika 8. Izračunate Kn-p krive



Slika 9. Izračunata sigma_p-p kriva

Slika 10. Izračunata $\Pi_{Kn}-K_n$ kriva

Zaključak

Primenom nove konstrukcije eksperimentalnog raketnog motora, specifične konfiguracije pogonskog punjenja i postupka postprocesiranja rezultata merenja, razvijena je i uspešno primenjena alternativna eksperimentalno-računarska metoda određivanja osnovnih kinetičkih (brzina sagorevanja, zakon brzine sagorevanja, temperaturna osetljivost brzine i pritiska sagorevanja) i energetskih parametara (specifični impuls i njegova promena s pritiskom sagorevanja) čvrstih raketnih goriva.

Metoda omogućuje da se jednim opitom odredi zakon brzine sagorevanja i zavisnost specifičnog impulsa od pritiska sagorevanja u opsegu od 40 bar do 250 bar, pri eksponentu pritiska $n \geq 0.5$. Za $n < 0.5$, odnosno za širi razmatrani opseg pritiska, potrebno je izvršiti još jedan opit s odgovarajućom mlaznicom. Dodatnim opitom na različitoj temperaturi ispitivanja dolazi se do temperaturne osetljivosti brzine i pritiska sagorevanja čvrstih raketnih goriva.

Provera valjanosti i pouzdanosti primenjene metode, opreme i softvera izvršena je na više sastava ranije definisanih raketnih goriva. Rezultati su uglavnom bili veoma bliski, uz pojedina relativna odstupanja do 6% za specifični impuls, odnosno do 8% za brzinu sagorevanja. Smatramo da izložena eksperimentalno-računarska metoda određivanja kinetičkih i energetskih karakteristika čvrstih raketnih goriva može konkurisati kao standardna metoda za te namene.

Literatura

- [1] CRAWFORD,B.L., HUGGETT,C. Direct Determination of Burning Rates of Propellant Powders. *Analytical Chemistry*. 1947,vol.19, no.9, pp.630-633.
- [2] TISAJ,K., ZGAGA,V. i dr. *Optoelektronični uređaj za mjerenje brzine sagorevanja čvrstih raketnih goriva*, XV simpozijum o eksplozivnim materijama, Sekcija B, 1984, pp.183-197.
- [3] *Document revis an titre du contract de licence SNPE/UNIS*, licencna dokumentacija, 1980.
- [4] *Licence documentation Nike-Hercules/VTI VJ*. Licencna dokumentacija, 1985.
- [5] KAPOR,V., SAVKOVIĆ,M., BATOČANIN,M. *Identifikaciona ispitivanja originalnog pogonskog punjenja PZ-AM*. Tehnički izveštaj VTI-004-01-0191, Beograd, 1999.
- [6] MILOŠ,M. *Metoda za određivanje koeficijenata u osnovnom zakonu brzine gorenja čvrstih raketnih goriva na bazi eksperimenta u BATES motoru*. XVIII simpozijum o eksplozivnim materijama, Sekcija B1, 1990, pp.355-362.
- [7] GATIĆ,Đ., BOŽIĆ,V., MILOŠ,M. *Merenje energetskih karakteristika kompozitnih raketnih pogonskih materija u BATES motoru*. XVIII simpozijum o eksplozivnim materijama, Sekcija B1, 1990, pp.355-362.
- [8] PAVLETIĆ,G., KOLAR,V., PERŠIN,A. *Univerzalna komora za ispitivanje parametara sagorevanja čvrstih raketnih goriva*, XV simpozijum o eksplozivnim materijama, Sekcija B, 1984, pp.172-182.
- [9] YUAN,C.I. *An Interactive Computer Code for Preliminary Design of Solid Propellant Rocket Motors*. AD A 192869, Monterey CA, 1987.

Rad primljen: 10.5.2002.god.

