

ODREĐIVANJE TRENUTNE BRZINE SAGORIJEVANJA U STANDARDNOM BALISTIČKOM MOTORU

ESTIMATING CURRENT BURNING RATE IN STANDARD BALLISTIC ROCKET MOTOR

Dr Berko Zečević dipl. maš. inž.,

Jasmin Terzić dipl. maš. inž.

Mašinski fakultet u Sarajevu, Odjeljenje za odbrambene tehnologije
Mechanical Engineering Faculty Sarajevo, Defense Technology Department

SAŽETAK

Posljednjih godina se pokazalo da je zakon brzine sagorijevanja, oblika $r=ap^n$ određen grafo-analitičkim putem obradom eksperimentalnih podataka dobivenih iz standardnog balističkog raketnog motora, podložan greškama mjerenja i da postoje primjetne razlike tokom ispitivanja u realnim raketnim motorima. Autori su isključili grafički pristup u određivanju brzine sagorijevanja, brzinu sagorijevanja u nekom trenutku procesa sagorijevanja posmatraju kao trenutnu brzinu i iz jednog dijagrama pritisak vs vrijeme je moguće dobiti više podataka o trenutnim brzinama sagorijevanja čime se tačnost određivanja brzine sagorijevanja znatno povećava. Izvršena eksperimentalna istraživanja pokazuju da postoji razlika oko 5% između srednje brzine sagorijevanja određene standardnim metodama (grafo-analitička metoda) i metodom proračuna trenutnih brzina sagorijevanja.

Ključne riječi: srednja - trenutna brzina sagorijevanja, pogonsko punjenje, raketni motor

ABSTRAKT

Last years are shown that law of burning rate, $r=ap^n$, which is defined from graphic-analytic methods adapting experimental data for standard ballistic motors, gives errors of measurement. There are important differences between results obtaining in real ballistic motor and results from standard ballistic motor. Authors turn-off graphical way for estimating burning rate and, for them, burning rate in any moment is current burning rate. From a figure pressure-time can obtain more information about current burning rate and thus accuracy is increased. Experiments are shown that there are differences about 5% between standard methods for mean burning rate and methods for estimating current burning rate.

Key words: average – current burning rate, propellant, rocket motor

1. Uvod

Sagorijevanje pogonskog punjenja karakteriše izmjena njegove površine sagorijevanja i brzina te izmjene je put koji pređe plamen u jedinici vremena, mjereno normalno na površinu sagorijevanja. Brzina sa kojom se pomjera front plamena, pri sagorijevanju pogonske materije u raketnom motoru, obično je vezana za odgovarajući pritisak u komori sagorijevanja. Ona se može predstaviti nekim od analitičkih izraza, kao funkcija pritiska za datu početnu temperaturu pogonskog punjenja. Brzina

sagorijevanja pogonske materije 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 [1,2,6].

Jednačina brzine sagorijevanja je bazirana na brojnim empirijskim mjerenjima i treba voditi računa o tome da navedeni zakon odgovara strogo određenoj oblasti pritiska sagorijevanja i u slučaju kada je pritisak jedina značajna promjenljiva. Primijenjene konfiguracije pogonskih punjenja u standardnim balističkim motorima treba da ispunjavaju slijedeće kriterije:

- Malu brzinu gasne struje iznad površine sagorijevanja, odnosno mali maseni fluks u kanalu za prolaz gasova;
- Eksponent pritiska n treba da je neovisan od pritiska u određenoj oblasti pritiska ispitivanja i da važi za određenu temperaturu okoline;
- Razvoj površine sagorijevanja treba da omogući:
 - ❖ da brzina sagorijevanja bude konstantna po cijeloj dužini kanala i bez fenomena poremećaja sagorijevanja, kao što su erozivno ili nestabilno sagorijevanje,
 - ❖ da geometrijske karakteristike, posebno gustoća i masa punjenja mogu biti precizno određeni,
 - ❖ nagli prelazni proces pri pripaljivanju i završnom padu pritiska;
- Da izrada bude jednostavna, radi smanjivanja troškova proizvodnje i
- Da masa pogonskog punjenja bude dobar kompromis, između vrijednosti dovoljne da podnese određenu relativnu grešku u procesu mjerenja i vrijednosti koja poštuje ranije navedene kriterijume.

U francuskoj firmi SNPE se pretežno koriste pogonska punjenja sa centralnim kanalom za prolaz gasova u obliku zvijezde sa deset krakova, dok se u američkoj industriji koriste punjenja sa kružnim kanalom za prolaz gasova i bez inhibiranih čeonih površina. U tabeli T1 date su geometrijske i masene karakteristike pogonskih punjenja koja se koriste kod ispitivanja standardnih balističkih motora.

T1 Geometrijske karakteristike pogonskih punjenja standardnih balističkih raketnih motora

Naziv punjenja	Punjenje sa kanalom u obliku zvijezde		Punjenje sa cilindričnim kanalom				Punjenje sa čeonim gornjem		
	Mimosa	Campanule	Bates 3,5"	Bates 7"	Bates 12"	32x16	Flora	Phlox	Panisse
Prečnik punjenja, mm	203	90	90	177,8	304,8	32	157	90	100
Prečnik goriva, mm	198	86	86	167,6	298,4	32	151	85	90
Dužina goriva, mm	500	298	157	304,8	508	125	100	90	90
Prečnik zvijezde, mm	113,5	50,3	-	-	-	-	-	-	-
Prečnik kanala, mm	-	-	60	116,8	203,2	16	-	-	-
Volumen goriva, cm ³	12.000	1.340	470	3.460	19.000	75	1.790	510	570
Web punjenja, mm	43,6	18,6	13	25,4	47,6	8	100	90	90

Odnos površine za prolaz gasova unutar raketnog motora A_p i kritičnog presjeka mlaznika A_{th} mora da bude takav da onemogući efekat erozivnog gorenja tj. da je odnos $J = A_{th} / A_p < 0,2$. Odnos dužine i prečnika punjenja treba da je manji od 4 ili poželjnije oko 2. Konvergentni ugao mlaznika treba da je 90° , dok divergentni ugao 30° .

2. Eksperimentalne metode određivanja brzine sagorijevanja

Čvrsta raketna goriva imaju složenu hemijsku strukturu tako da dosadašnja obimna eksperimentalna i teoretska istraživanja omogućavaju sagledavanje osnovnih procesa razlaganja i gorenja, mada detaljni mehanizmi ovih procesa i dalje ostaju nepoznati. Obzirom da je struktura čvrstog raketnog goriva

homogena, struktura plamena sagorijevanja izgleda također homogeno i usvaja se da je jednodimenzionalna duž pravca sagorijevanja. Gasni produkti dekompozicije i površina sagorijevanja sadrže izmiješane oksidirajuće i gorive komponente na molekularnom nivou [7].

Osnovni izvor objektivnih informacija o karakteristikama sagorijevanja čvrstih goriva predstavljaju eksperimentalna istraživanja. Postoje brojne eksperimentalne metode određivanja brzine sagorijevanja, neke se koriste u različitim stadijima istraživanja, dok se druge koriste tokom procesa kontrole proizvodnje. Većinom su to test metode sa umanjnim balističkim modelima i one su uslovljene veličinom troškova istraživanja.

Kod fundamentalnih istraživanja brzine sagorijevanja [5] primjenjuju se: *metoda gorivih blokova (strand burner)*, *metoda gorivih blokova u tečnosti* i *ultrazvučna metoda*.

Uobičajena istraživanja brzine sagorijevanja vrše se u standardnim balističkim raketnim motorima, čije su dimenzije i karakteristike zavisne od tipa pogonske materije i veličine realnog raketnog motora za koji će se koristiti rezultati istraživanja. Da bi se rezultati istraživanja mogli upoređivati, potrebno je znati karakteristike goriva, primijenjenu metodu ispitivanja, uslove ispitivanja i tek tada primijeniti odgovarajuće tehnike redukcije podataka.

Metoda gorivih blokova

Ova metoda se zasniva na sagorijevanju malog bloka goriva, dimenzija $10 \times 10 \times 170 \text{ mm}$ ili $5 \times 5 \times 170 \text{ mm}$, pri konstantnom pritisku sagorijevanja. Bočne uzdužne strane uzorka i jedna čeona strana su inhibirane i sagorijevanje se odvija u ravnima paralelnim čeonoj površini. U uzorak su ugrađene četiri niti koje su povezane električnim kontaktima, radi registrovanja pozicije fronta plamena i iz poznatog rastojanja i vremena sagorijevanja se mogu odrediti srednja brzina sagorijevanja za dati pritisak sagorijevanja. Balistička bomba koja se koristi za ispitivanje ove metode (sl. 1), načinjena je od čelika, unutrašnje zapremine 750 cm^3 , spojena je sa rezervoarom azota radi ostvarenja konstantnog pritiska sagorijevanja tokom procesa sagorijevanja.

Prednosti metode su mala cijena koštanja, lakoća i brzina izvođenja opita. Nedostatak metode je što smanjivanje dužine uzorka utiče više na eksperimentalne rezultate nego eventualne nehomogenosti u gorivu.

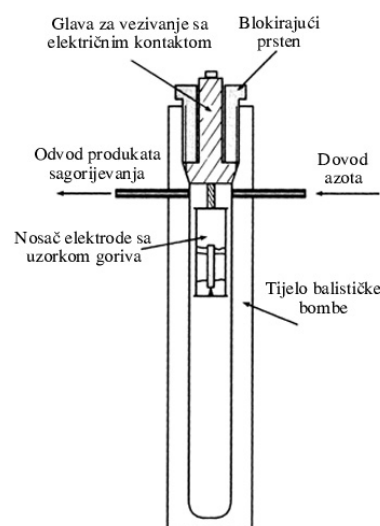
Metoda gorivih blokova u tekućini

Ova metoda koristi blok pogonske materije, istih poprečnih dimenzija kao prethodna metoda, samo što je dužina bloka 68 mm i ne sadrži pripalno punjenje. Bomba za ispitivanje je ispunjena do odgovarajuće visine vodom, koja se koristi kao inhibitor bočnih strana bloka goriva. Preostali unutrašnji dio bombe je ispunjen azotom, odgovarajućeg pritiska i tokom procesa sagorijevanja pogonske materije nije moguće mijenjati pritisak azota. Mjerenje brzine sagorijevanja se vrši poznavajući dužinu bloka pogonskog punjenja koja nije uronjena u vodu i vrijeme sagorijevanja.

Prednost ove metode je što nije potrebno inhibirati bočne površine bloka pogonske materije.

Ultrazvučna metoda

Zasnovana je na korištenju ultrazvučnog uređaja koji funkcioniše kao prijemnik i odašiljač istovremeno. Postavljen je bočno u odnosu na gorivo i ultrazvučni talas se odbija od površinu sagorijevanja. Postoje razlike u akustičnim impendansama, između goriva i produkata sagorijevanja, određivanjem vremena između emitovanja i povratka signala moguće je izračunavanje brzine sagorijevanja. Koristi se mali raketni motor sa cilindričnim pogonskim punjenjem (prečnika 86 mm) i sa čeonim sagorijevanjem. Frekvencija emitovanja talasa je $2,25 \text{ MHz}$.

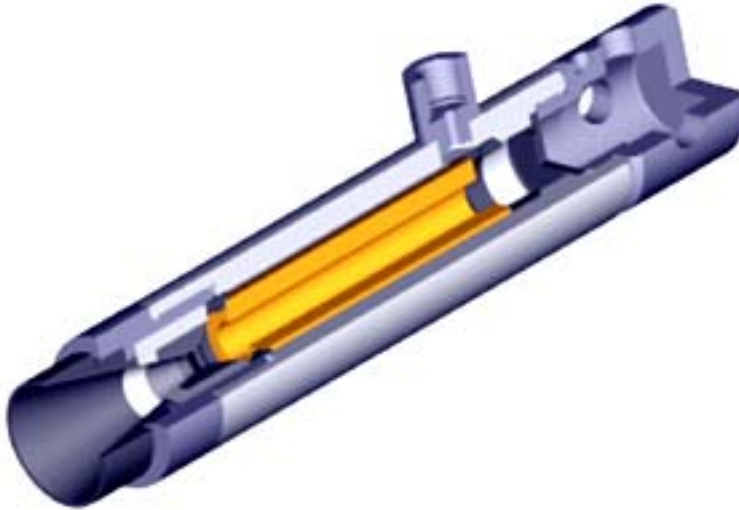


Sl.1 Šema balističke bombe

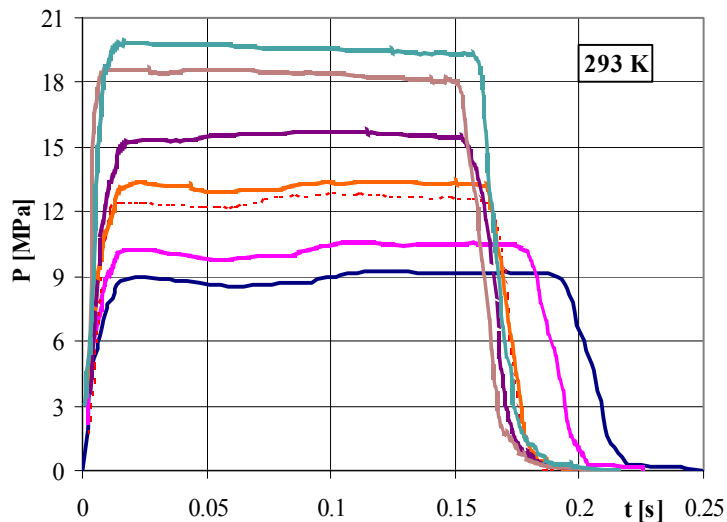
2.1 Određivanja brzine sagorijevanja u standardnom balističkom motoru

2.1.1 Srednja brzina sagorijevanja

Balistički opitni raketni motor FLS-2, sa pogonskim punjenjem čija geometrija odgovara šupljim cilindru vanjskog prečnika 32 mm, unutrašnjeg 16 mm i dužine 125 mm, projektovani su tako, da promjena pritiska sagorijevanja sa vremenom ima približno neutralan karakter, sa prilično strmim padom pritiska u fazi izduvavanja (sl. 2).



Sl.2 Balistički opitni raketni motor FLS-2



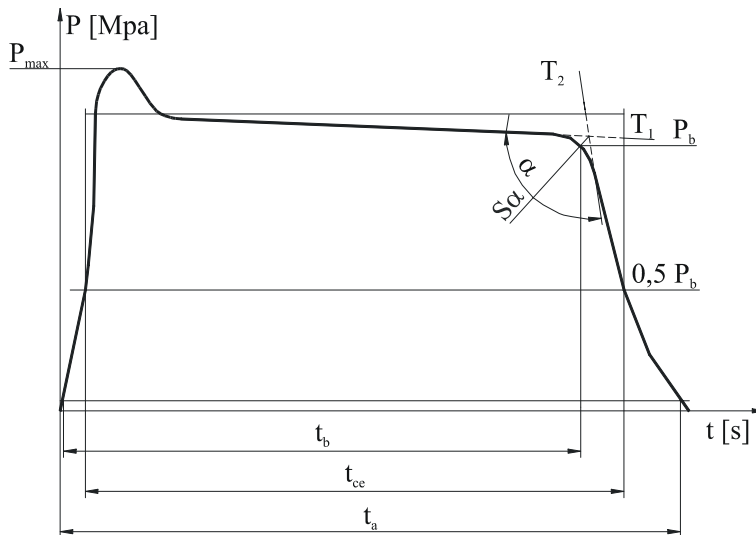
Sl.3 Skup krivih *pritisak vs vrijeme* za sve opite na jednoj ambijentalnoj temperaturi

označava 10% maksimalnog pritiska i tačke na silaznom dijelu krive pritiska koja je određena kao presjekom bisektrise tangenti na krivu *pritisak vs vrijeme* sa krivom. Tačka maksimalne brzine promjene krivine na silaznom dijelu dijagrama *pritisak vs vrijeme* određena je balističkim parametrima t_b i p_b (pritisak na kraju procesa sagorijevanja). Ukupno vrijeme rada raketnog motora t_a je vremenski interval između tačaka na uzlaznom i silaznom dijelu krive koje označavaju 10 % vrijednosti maksimalnog pritiska.

Osnovni zakon brzine sagorijevanja određuje se iz skupa krivih *pritisak vs vrijeme* (sl.3), dobivenih ispitivanjem raketnog goriva u standardnom balističkom motoru. Skup krivih *pritisak vs vrijeme* postiže se izmjenom površine kritičnog presjeka mlaznika, dok su ostali parametri pogonskog punjenja i raketnog motora ne promijenjeni. Brzina sagorijevanja se definiše u određenom intervalu pritiska i za tri ambijentalne temperature ispitivanja, (-30°C, 20°C, 50°C). Broj krivih za svaku ambijentalnu temperaturu ispitivanja zavisi od karaktera promjene zakona brzine sagorijevanja, pri čemu je minimalan broj eksperimentalnih tačaka pet.

Balistički parametri potrebni za određivanje brzine sagorijevanja na bazi dijagrama *pritisak vs vrijeme* standardnog balističkog motora su pritisak i vrijeme (sl. 4). Definicija pojma vremena je veoma kompleksna i nije jednoznačna, tako da se u USA primjenjuje pojam vrijeme sagorijevanja t_b , u Francuskoj i prethodnoj Jugoslaviji pojam efektivno vrijeme rada motora t_{ce} i ukupno vrijeme rada raketnog motora t_a [1,4].

Po američkoj nomenklaturi [1], vrijeme sagorijevanja t_b se definiše kao interval između tačke na uzlaznom dijelu krive pritiska koja



Sl. 4. Dijagram *pritisak vs vrijeme* za standardnu obradu rezultata

Po francuskoj nomenklaturi [3] efektivno vrijeme rada motora t_{ce} se definiše kao vremenski interval između tačaka na uzlaznom i silaznom dijelu krive *pritisak vs vrijeme* koje označavaju 50 % vrijednosti pritiska p_b , određenog presjekom bisektrise tangenti na silaznu krivu. Ukupno vrijeme rada raketnog motora t_a je definisan kao vremenski interval između tačaka na uzlaznom i silaznom dijelu krive koje označavaju 1 % maksimalnog pritiska.

Razlika između vremena sagorijevanja t_b odnosno efektivnog vremena t_{ce} rada su do 2 % za

sagorijevanje bez erozije i za pogonska punjenja bez zaostataka (sliver-a), dok je u suprotnom, ta razlika iznosi 5 % i više. Uticaj zaostalog dijela mase punjenja u razlici vremena je proporcionalan odnosu zaostalog dijela prema ukupnoj masi punjenja.

Srednji pritisak sagorijevanja računa se prema obrascu:

$$P_{sr} = \frac{\int P dt}{t_{ce}} \text{ ili } P_{sr} = \frac{\int P dt}{t_b} \quad (2)$$

gdje veličina $\int P dt$ predstavlja integral pritiska.

Srednja brzina sagorijevanja pogonske materije u funkciji srednjeg pritiska sagorijevanja u komori raketnog motora, korištenjem prethodnih definicija, definiše se izrazom

$$r_{av} = \frac{W}{t_{ce}} \text{ ili } r_{av} = \frac{W}{t_b} \quad (3)$$

gdje je W – ukupna debljina svoda sagorijevanja.

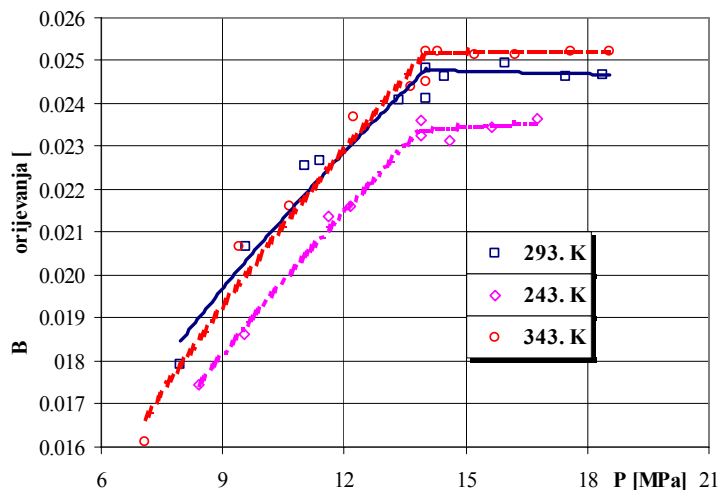
Obradom svih dijagrama *pritisak vs vrijeme*, za sve tri ambijentalne temperature, dobije se skup tačaka srednjih brzina sagorijevanja u funkciji srednjeg pritiska u raketnom motoru.

Zakon brzine sagorijevanja pogonske materije, u obliku de Saint-Robert zakona sagorijevanja, određuje se aproksimacijom tačaka brzine sagorijevanja u funkciji pritiska sagorijevanja primjenom metode najmanjih kvadrata, u pojedinim područjima pritiska (sl. 5).

2.1.2 Trenutna brzina sagorijevanja

Metodologija određivanja trenutnih brzina sagorijevanja bazira se na posmatranju sagorijevanja pogonske materije neprekidno i isključuje grafo-analitički pristup određivanja brzine sagorijevanja [9]. Iz jednog dijagrama *pritisak vs vrijeme* moguće je dobiti više podataka o trenutnoj brzini sagorijevanja čime se tačnost određivanja brzine zakona sagorijevanja znatno povećava.

Poznavajući promjenu pritiska sagorijevanja u raketnom motoru za svaki opit, geometrijske, masene i termohemijske karakteristike pogonskog punjenja i površinu kritičnog presjeka mlaznika, primjenom



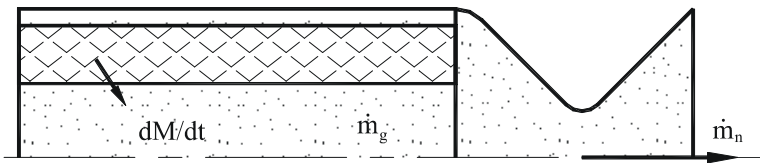
Sl. 5 Kinetičke karakteristike dvobazne pogonske materije

jednačine održanja mase moguće je odrediti brzinu sagorijevanja u svakom trenutku. Masa nastala sagorijevanjem pogonske materije \dot{m}_g jednaka je sumi mase produkata sagorijevanja akumuliranih u raketnom motoru dM/dt i mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu \dot{m}_n (sl. 6):

$$\dot{m}_g = \frac{dM}{dt} + \dot{m}_n. \quad (4)$$

Masa nastala sagorijevanjem pogonske materije \dot{m}_g data je izrazom,

$$\dot{m}_g = \rho_p \cdot A_b \cdot r \quad (5)$$



Sl. 6 Bilans mase sagorijevanjem goriva u raketnom motoru

gdje je: ρ_p – gustina pogonske materije [kg/m^3];
 A_b – površina sagorijevanja pogonske materije [m^2];
 r – brzina sagorijevanja pogonske materije [m/s].

Za cijev sa unutrašnje-spoljnim sagorijevanjem, pogonsko punjenje koje se primjenjuje u standardnom balističkom motoru, promjena površine sagorijevanja A_b data je izrazom ,

$$A_b = 2\pi(R_a + R_b)(L - 2w_y), \quad (6)$$

gdje je: R_a – vanjski radijus pogonske materije;
 R_b – unutrašnji radijus pogonske materije;
 L – dužina pogonske materije,
 w_y – trenutni položaj fronta plamena.

Mase produkata sagorijevanja akumuliranih u raketnom motoru dM/dt da je

$$\frac{dM}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho_g V) = \rho_g \frac{dV}{dt} + V \frac{d\rho_g}{dt}, \quad (7)$$

gdje je: $\rho_g = \frac{p_c}{R \cdot T_c}$ – gustina gasovitih produkata sagorijevanja u raketnom motoru [kg/m^3];

V – slobodna zapremina za prolaz gasova [m^3];
 p_c – pritisak sagorijevanja [Pa];
 R – univerzalna gasna konstanta;
 T_c – temperatura sagorijevanja u raketnom motoru [K] i

$\frac{d\rho_g}{dt} \approx \frac{1}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt}$, promjena gustine gasovitih produkata sagorijevanja,

odnosno

$$\frac{dM}{dt} = \rho_g \frac{dV}{dt} + \frac{V}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt}. \quad (8)$$

Mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu \dot{m}_n data je izrazom

$$\dot{m}_n = \frac{p_c \cdot A_{th}}{c^*} \quad (9)$$

gdje je: A_{th} – površina kritičnog presjeka mlaznice [m^2];
 c^* – karakteristična brzina gasovitih produkata sagorijevanja.

Sada izraz za trenutnu brzinu sagorijevanja ima oblik [9]

$$r = \frac{1}{\rho_p \cdot A_b} \cdot \left(\frac{p_c}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dV}{dt} + \frac{V}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt} + \frac{A_{th} \cdot p_c}{c^*} \right). \quad (10)$$

Proces određivanja trenutnih brzina, na osnovu prethodnog izraza, ostvariv je ako se poznaju:

- Detaljno poznavanje geometrijskih parametara pogonskih punjenja i standardnog balističkog motora;
- Promjena pritisak sagorijevanja u balističkom raketnom motoru za sve opite;

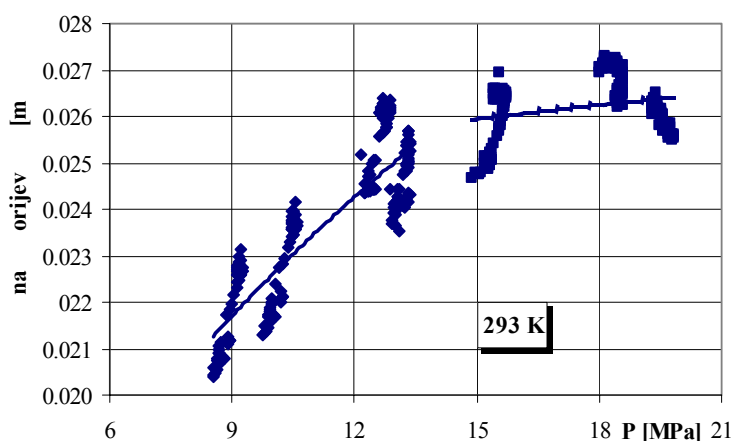
- Teoretske vrijednosti termohemijskih parametara pogonske materije, za ravnotežno stanje produkata sagorijevanja, za očekivani radni pritisak sagorijevanja i idealnu ekspanziju produkata sagorijevanja (pritisak na izlaz iz mlaznika jednak je ambijentalnom pritisku).

Osnovni algoritam određivanja trenutnih brzina je:

1. Određivanje teoretske karakteristične brzine C^* , za ravnotežno stanje produkata sagorijevanja i njegova korekcija u funkciji promjene pritiska u komori sagorijevanja;
2. Za poznatu geometriju pogonskog punjenja i raketnog motora na osnovu trenutnog položaja fronta plamena definiše se promjena površine sagorijevanja i promjena slobodne zapremine za prolaz gasova;
3. Određivanje trenutne brzine sagorijevanja na osnovu izraza 10;
4. Ponavljanjem koraka 2 i 3 dok vrijednost trenutnog položaja fronta plamena ne konvergira. Postupak iteracije se prekida kada razlika vrijednost trenutnog položaja fronta plamena između dva koraka bude manja od 10^{-6} .

Za određivanje zakona sagorijevanja, na osnovu trenutnih brzina sagorijevanja, uzimaju se rezultati proračuna u području gdje krivulja *pritisak vs vrijeme* ima približno neutralan karakter tj. gdje imamo tzv. kvazistacionarno stanje sagorijevanja u raketnom motoru.

Metoda srednjih brzina sagorijevanja je iz jedog opita omogućavala određivanje samo jedne tačke $r_{av}=f(p_{av})$, dok se metodom trenutnih brzina sagorijevanja određuje skup tačaka brzine sagorijevanja u funkciji trenutnog pritiska u raketnom motoru. Na sl. 7 predstavljena je promjena trenutne brzine sagorijevanja pogonske materije NGR-A pri ambijentalnoj temperaturi od 293 K na bazi sedam ispitivanja standardnih balističkih raketnih motora.



Sl. 7 Kinetičke karakteristike dvobazne pogonske materije određene metodom trenutnih brzina [9]

3. Uporedba vrijednosti trenutne i srednje brzine sagorijevanja

Stvarna brzina sagorijevanja u motoru podložna je uticajima erozivnog sagorijevanja pa je uslijed tog brzina sagorijevanja jedan od balističkih parametara koje je najteže procijeniti. Znajući tačno brzinu sagorijevanja na svakom mjestu duž punjenja, može se precizno predvidjeti (sa tačnošću od 1%) pritisak i potisak u funkciji vremena [1].

Koristeći odnos vrijednosti brzina sagorijevanja, dobivenih metodom srednjih brzina i metodom trenutnih brzina sagorijevanja pri istim pritiscima sagorijevanja i za sve tri ambijentalne temperature:

$$k_r = \frac{r(p, T)}{r_{av}(p, T)} \quad (11)$$

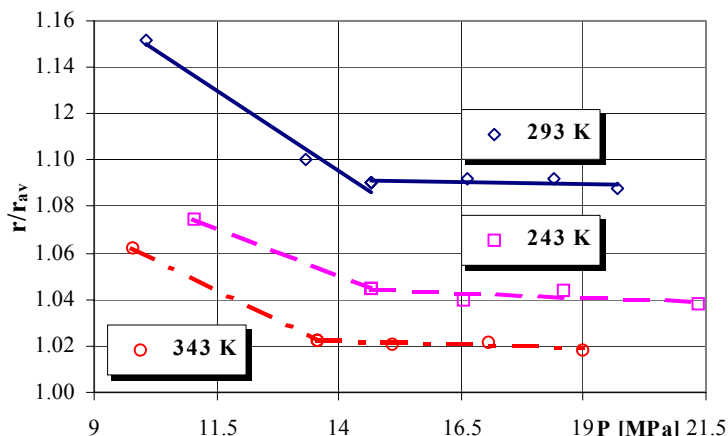
dobija se karakter promjene relativne trenutne brzine sagorijevanja (sl. 8).

Iz sl. 8 moguće je konstatovati sljedeće:

- Karakter promjene zakona brzine sagorijevanja kod obje metode je sličan,
- Vrijednosti brzina dobivene metodom trenutnih brzina su veće od vrijednosti brzina dobivenih metodom srednjih brzina i zavise od područja pritiska i ambijentalne temperature. U području "plateau" efekta (pri pritiscima sagorijevanja iznad 14 MPa) to povećanje iznosi 9% pri ambijentalnoj temperaturi od 293 K do 2% pri temperaturi 323 K. Najveće razlike su uočene pri

nižim pritiscima sagorijevanja i ona iznosi 15% pri pritisku sagorijevanja od 10 MPa na ambijentalnoj temperaturi 293K.

Te razlike su potvrđene i u realnim raketnim motorima [8]. Odstupanja između srednje brzine sagorijevanja u realnom raketnom motoru i zakona brzine sagorijevanja određenog na osnovu srednjih brzina u standardnom balističkom motoru su značajna [8].



Sl.8 Odnosa trenutne i srednje brzine sagorijevanja za dvobaznu pogonsku materiju (tehnologija šnekovanja)

4. Zaključak

Metoda određivanja srednjih brzina može da se koristi jedino u procesu kontrolnih ispitivanja pogonske materije u fazi proizvodnje.

Metoda trenutnih brzina sagorijevanja omogućava da se zakon promjene brzine sagorijevanja koristi kao i za kontrolna ispitivanja tako i za proces dizajna pogonskog punjenja i za predviđanje unutrašnje balističkih parametara raketnog motora.

Istraživanja su pokazala da razlike u vrijednostima između trenutne i srednje brzine sagorijevanja su značajne, nisu jednoznačne u funkciji pritiska sagorijevanja i da zavise od karaktera procesa sagorijevanja dvobaznog raketnog goriva ("platau" i "mesa" sagorijevanje). Najveće razlike su uočene pri nižim pritiscima sagorijevanja.

Uticaj ambijentalne temperature ne odražava se značajno na karakter promjene brzine sagorijevanja.

5. Literatura

1. Anon: Solid Propellant Selection and Characterization, NASA Report SP 8 064, June 1971, N52-13737.
2. Anon: Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction, NASA Report SP 8039, May 1971, N72-18785.
3. Davenas A. et collabrateurs : Technologie des propergols solides Masson, Paris, 1989.
4. 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.
5. Gossant B.: Combustion des propergols solides et balistique interieure des propulseurs Davenas A. et collabrateurs : Technologie des propergols solides Masson, Paris, 1989.
6. 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.
7. Lengelle G., Bizot A., Duterque J. and Trubert F.J.: Steady-State Burning of Homogeneous Propellants Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, Edited by Kuo K.K. and Summerfield, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90, AIAA, 1984.
8. Zečević B., Fišer N.: Brzina sagorijevanja – komparativna analiza rezultata u realnom i standardnom opitnom raketnom motoru XVI Simpozijum o eksplozivnim materijama, Vogošća 1986.
9. Zečević B.: Utjecaj promjenljivog polja visokog radijalnog ubrzanja na unutrašnju balistiku raketnog motora sa dvobaznim gorivom Doktorska disertacija, Mašinski fakultet u Sarajevu, Sarajevo 1999.