

Prostiranje plamena duž čvrstog raketnog goriva za vreme procesa pripaljivanja

Dr Dragan Lemić, dipl.inž.¹⁾

Prostiranje plamena duž čvrstog raketnog goriva je veoma važna faza prelaznog procesa pripaljivanja raketnih motora. Tom prilikom, usled brzog povećanja površine sagorevanja dolazi do najvećih promena parametara u komori motora. Prikazana je zavisnost brzine prostiranja plamena od pritiska, brzine strujanja i koncentracije oksidatora u okolnom gasu. Razmotren je uticaj prenosa toplote na odvijanje procesa za slučajeve pripaljivanja motora sa čeone i mlaznične strane. Utvrđeno je da konvekcija dominira u prvom slučaju i znatno povećava brzinu širenja plamena. Pokazano je da snižavanje koncentracije oksidatora, pri uslovima koji odgovaraju položaju pripale na mlazničnoj strani, smanjuje brzinu prostiranja plamena do veličina bliskih brzini sagorevanja čvrstog raketnog goriva. Prikazane su metode određivanja brzine prostiranja fronta plamena, ili njegovog položaja u funkciji vremena za slučaj čeonog pripaljivanja.

Ključne reči: Raketni motor sa čvrstim raketnim gorivom, čvrsto raketno gorivo, prostiranje plamena, pripaljivanje, prelazni proces.

Uvod

PRIPALJIVANJE raketnih motora sa čvrstim gorivom je prelazni proces, koji dovodi do stacionarnog sagorevanja, a deli se na tri faze:

1. period indukcije - od početka dejstva produkata sagorevanja pripale na gorivo, do nastanka kritičnih uslova potrebnih za pripaljivanje;
2. period prostiranja plamena - od trenutka pojave prvog pripaljivanja do trenutka kada počinje celokupna izložena površina goriva da sagoreva, i
3. period ispunjavanja komore - do postizanja ravnotežnih vrednosti unutrašnjebalističkih parametara u komori motora.

U fazi prostiranja (širenja) plamena, posle pripaljivanja jednog početnog dela površine goriva, dolazi do zagrevanja preostale, još nezapaljene površine produktima sagorevanja pripale, i već zapaljenog dela goriva. Tada su najveće promene veličina u raketnom motoru, jer se tokom odvijanja ove faze veličina početne površine sagorevanja povećava do maksimalne vrednosti, tako da je ona veoma značajna za tačno predviđanje procesa pripaljivanja i projektovanje motora. Brz porast pritiska u komori motora obično počinje sa početkom brzog prostiranja plamena. Na proces širenja plamena duž čvrstog raketnog goriva utiču: način prenosa toplote na još nepripaljeno gorivo, geometrijske karakteristike pripale i motora, konfiguracija goriva, mehanizam pripaljivanja, gasodinamički parametri komore motora i fizičko-hemijska svojstva pripale i goriva.

U većini slučajeva, prostiranje plamena odvija se kontinualno pripaljivanjem delova površine goriva, koji se nalaze neposredno do fronta plamena [1]. Na taj način, korišćena je kod jednostavnih konfiguracija goriva

pretpostavka o kontinualnom prostiranju perimetra plamena (npr. [2,3]). Kod složenih geometrijskih konfiguracija goriva može da se pojavi neravnomernost u vremenu sagorevanja pojedinih još nepripaljenih delova površina goriva koji se nalaze na istoj aksijalnoj koordinati. U nekim eksperimentima, fotografije ukazuju da se plamen prostire diskretnim koracima (mali plamenovi se javljaju na određenom delu površine goriva i razvijaju u potpunu površinu sagorevanja širenjem na dve strane, a pripaljivanje se javlja na susednom površinskom elementu goriva pojavom nove grupe malih plamenova) (npr. [4]). Često se i proces, koji se odvija na takav način, aproksimuje kontinualnim prostiranjem "efektivnog" plamena [3].

U nekim istraživanjima uočena je i pojava pripaljivanja dela površine goriva daleko od fronta plamena [5,6], tzv. sekundarno pripaljivanje kao posledica povećanog prenosa toplote na tim mestima i površinske hrapavosti.

Prilikom prostiranja plamena, toplota se prenosi na još nezapaljenu površinu goriva provođenjem iz gasne faze i česticama, aksijalnim provođenjem kroz gorivo, konvekcijom produkata sagorevanja koji struje preko goriva i zračenjem gasova i čestica. Mnogi autori smatraju da se aksijalno provođenje toplote kroz gorivo može zanemariti u odnosu na druge načine prenosa toplote (npr. [7]).

Kod pripaljivanja sa čeone strane raketnog motora dominantan je konvektivni prenos toplote na gorivo. Razvijeno je više modela prostiranja plamena [2,3,7,8], pri čemu je korišćeno, kao kriterijum pripaljivanja, dostizanje jedne kritične temperature površine goriva, jer je vreme odvijanja hemijskih reakcija kratko u odnosu na vreme zagrevanja punjenja.

Prilikom pripaljivanja sa mlaznične strane, strujna slika

¹⁾ Vojnotehnički institut VJ, 11000 Beograd, Katanićeva 15

u kanalu goriva je potpuno različita. Produkti sagorevanja pripale sabijaju gas u kanalu stvarajući jednu zaustavnu zonu. Prvo pripaljivanje javlja se obično pri kraju motora, ali u nekim slučajevima i oko sredine kanala. Tada važnu ulogu u procesu ima prenos toplote na gorivo zračenjem i kondukcijom iz gasne faze. Plamen se prostire u oba smera, ali većom brzinom prema kraju goriva. Brzine prostiranja su, generalno manje nego kod pripaljivanja sa čone strane. Opisano modela za određivanje brzine prostiranja plamena kod pripaljivanja raketnog motora sa strane mlaznika prema saznanju autora u otvorenoj literaturi nema.

U cilju razjašnjenja procesa prostiranja plamena duž goriva, vršena su eksperimentalna i teorijska istraživanja, kako izdvojenog fenomena, tako i celokupnog procesa pripaljivanja čvrstih raketnih goriva.

Eksperimentalna istraživanja

Mitchell i Ryan su ispitivali prostiranje plamena u eksperimentalnoj cevi [9]. Sveže obrađeni uzorak kompozitnog goriva bio je postavljen u delu cevi blizu mlaznika radi postizanja kontrolisanih uslova. Uzorak goriva bio je pripaljivan zagrejanom žicom, a posle postizanja ravnotežnog sagorevanja uzorka goriva, uništavana je membrana u mlazniku i usled isticanja iz cevi nastajao je proces prostiranja plamena koji je sniman ultrabrzom kamerom. Temperatura u komori je merena pomoću platinskog otpornog termometra. Pritisak i brzina strujanja gasa bili su konstantni za vreme eksperimenta. Na osnovu dobijenih rezultata, autori su brzinu prostiranja plamena prikazali u sledećem obliku:

$$\frac{dx}{dt} = \frac{\beta}{\alpha} \cdot \frac{d(\alpha x)}{d\tau} \quad (1)$$

gde su: $\tau = \beta t$ - bezdimenziono vreme, a parametri α i β karakteristike procesa. Parametar α predstavlja recipročno rastojanje, ima dimenziju cm^{-1} , a sa brzinom strujanja povezan je relacijom $\alpha v^{0,55} = 41.3$ i malo zavisi od pritiska. Parametar β zavisi od pritiska ($\beta \sim p^{1,25}$), ali ne od brzine i dat je relacijom $\beta [\text{cm}^{-1}] = 4\dot{q}_0 / [\pi^{1/2} (\lambda_p \rho_p c_p) T_{pr}^2]$, gde je \dot{q}_0 toplotni fluks na granici zone sagorevanja. Dobijene vrednosti brzina prostiranja plamena kretale su se od 0,13 m/s na početku procesa, pri nižim brzinama strujanja, do 4 m/s pri višim vrednostima pritiska i brzine. Uočeno je da se plamen ne prostire kontinualno, već se u zoni sagorevanja javljaju odvojene grupe tankih plamenova. Autori smatraju da je uticaj pritiska na brzinu prostiranja plamena veći od brzine strujanja, a porast oba parametra dovodi do porasta v_f . Treba napomenuti da je u eksperimentima korišćen relativno hladan gas.

Prostiranje plamena duž uzoraka dvobaznih raketnih goriva i komponenti goriva ispitivali su McAlevy i saradnici u mirnoj atmosferi u velikoj eksperimentalnoj vakuum komori na pritiscima između 0.0981 i 0.981 bar [1]. Pripaljivanje uzoraka dužine 38 mm vršeno je zagrejanom žicom a proces širenja plamena sniman je kamerom. Varirana je koncentracija kiseonika u ambijentu (mešavina kiseonika i azota) i ispitivan uticaj hrapavosti površine goriva. Proces je teorijski razmatran na osnovu gasno-fazne teorije pripaljivanja a kretanje produkata razlaganja goriva duž uzorka nije obuhvaćeno jer je

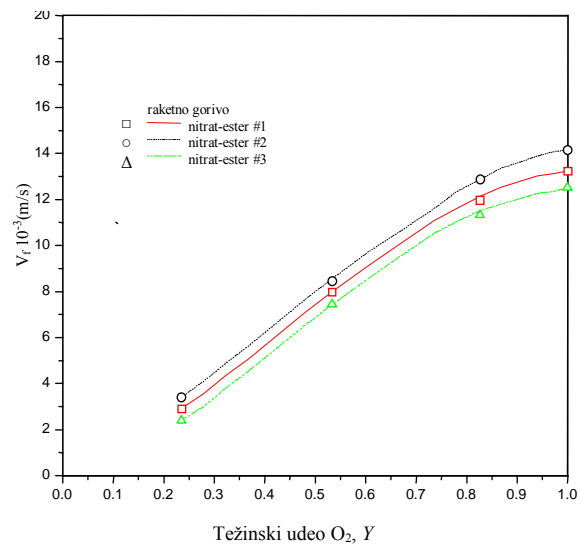
pretpostavljeno da njihova difuzija ne utiče na koncentraciju gasa korišćenog za ispitivanje. Pojednostavljenom analizom, na osnovu jednačine održanja energije i uz pretpostavku da je koncentracija para goriva na rastojanju y^* od površine, na kome se obavlja reakcija, proporcionalna veličini ρt^n , dobijen je izraz za vreme kašnjenja pripaljivanja:

$$t_{pr} \sim (Y_0 p)^{-1/(n+1)} \quad (2)$$

odnosno brzinu prostiranja plamena duž uzorka

$$V_f \sim (Y_0 p)^{1/(n+1)} = (Y_0 p)^m \quad (3)$$

Ova analiza procesa predviđa stepenu zavisnost brzine širenja plamena od pritiska i težinske frakcije reaktivne komponente gasa okoline Y_0 . Eksponent $m = 1/(n+1)$ je uvek manji od 1. Ova zavisnost je potvrđena za uzorke goriva sa glatkom površinom. Kod uzoraka sa hrapavom površinom, zavisnost brzine prostiranja plamena od Y_0 i p bila je jače izražena. Uočena je izvesna nestabilnost brzine v_f odmah posle pripaljivanja, ali se stabilizovala pre nego što je plamen došao do sredine uzorka.

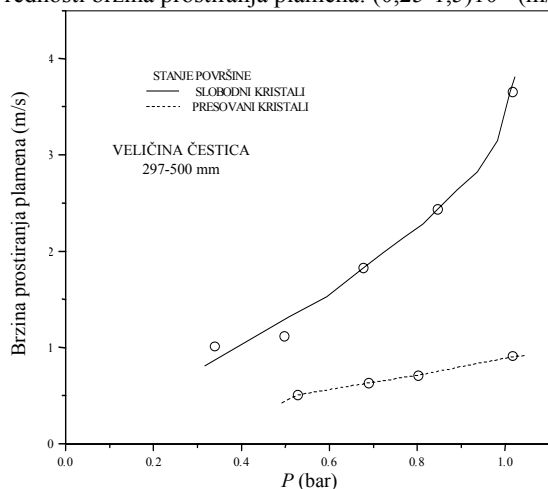


Slika 1. Uticaj koncentracije oksidatora pri atmosferskom pritisku na brzinu prostiranja plamena za tri goriva na bazi nitrat-estra [1]

Na sl.1 je prikazan uticaj sadržaja oksidatora u gasu okoline na prostiranje plamena za goriva na bazi nitrat-estra. Najveća brzina se javlja kod goriva 2, koje je i najbrže pripaljivo, dok gorivo 3, kome je trebalo najviše vremena da se pripali, ima najmanju brzinu prostiranja plamena.

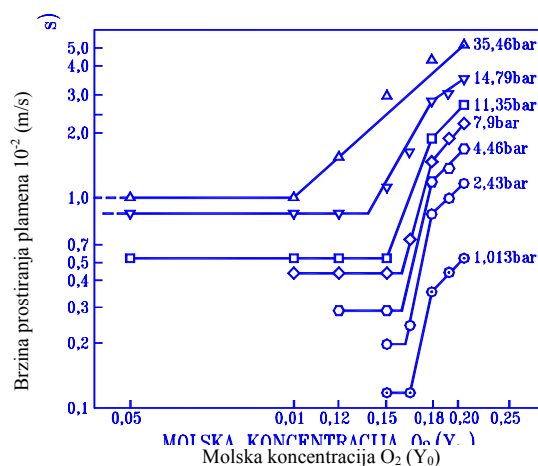
Brzina prostiranja plamena obrnuto je srazmerna glatкости površine uzorka. Utvrđeno je da se kod uzoraka sa grubom površinom često javljaju slučajna mesta pripaljivanja ispred fronta plamena. Autori su smatrali da je uzrok tome pojačan prenos toplote zračenjem. Na sl.2 je prikazan uticaj stanja površine i pritiska okolne atmosfere na v_f . Presovanjem kristala amonijum-perhlorata dobijana je ravnija površina. Mora se konstatovati da su koncentracije oksidatora korišćene u opitima znatno iznad vrednosti u realnim raketnim motorima u fazi pripaljivanja i prostiranja plamena. Zaključak autora je da se prostiranje

plamena vrši kontinualnim pripaljivanjem u gasnoj fazi. Niski pritisci i miran okolni gas uzročnici su malih vrednosti brzina prostiranja plamena: $(0,25-1,5)10^{-2}$ (m/s).



Slika 2. Uticaj pritiska na brzinu prostiranja plamena duž uzorka od amonijum-perhorata u atmosferi čistog metana u funkciji stanja površine [1]

Siddiqui i Smith su istraživali brzinu širenja plamena vertikalno naniže kod uzoraka dvobaznog platonizovanog goriva u funkciji koncentracije oksidatora (O_2) i pritiska mirnog okolnog gasa [10]. Takvi uslovi pripaljivanja su karakteristični za slučaj pripaljivanja sa mlaznične strane (nema konvektivnog strujanja gasa duž površine goriva). I molska frakcija kiseonika do 0,21, odgovara uslovima koji su prisutni za vreme pripaljivanja raketnih motora sa čvrstim gorivom. Različiti profili uzorka koji sagoreva bili su uočeni zavisno od odnosa brzine prostiranja plamena v_f i sagorevanja r . Pri visokim koncentracijama kiseonika, kada v_f znatno nadmašuje r , javljao se konični profil goriva. Smanjenje koncentracije O_2 uzrokuje smanjenje brzine prostiranja plamena sve dok se ne izjednači sa brzinom sagorevanja na pritiscima bliskim atmosferskom, pa važi odnos $r = v_f \sin \theta$ gde je θ početni poluugao konusa uzorka goriva. Za pritiske znatno iznad atmosferskog i dalje važi $v_f > r$. Dalje snižavanje koncentracije O_2 dovodi do konkavnog oblika površine goriva usled toplotnog gubitka na ivici uzorka goriva koji smanjuje brzinu sagorevanja, nestabilnog sagorevanja i $v_f < r$. Autori smatraju da su dobijeni profili površine sagorevanja nezavisni od geometrije i dimenzija uzorka goriva.



Slika 3. Brzina prostiranja plamena u funkciji koncentracije O_2 za različite vrednosti pritiska [10]

Na sl. 3 se mogu uočiti tri različita regiona brzine prostiranja plamena kada se molska frakcija O_2 smanjuje do nule (osim za pritisak od 35 bar). Kod molskih frakcija O_2 između 0,21 i 0,18 važi stepena zavisnost $v_f \sim Y_0^m$, gde je $m = 0,23$ a brzine v_f je veća od tri brzine sagorevanja ($v_f > 3r$). U drugom regionu gde se Y_0 kreće od 0,18 do neke granične vrednosti zavisne od pritiska, zavisnost v_f od Y_0 je veća. Treći region karakteriše konstantna vrednost brzine širenja plamena.

Na sl.3 je jasno da je iznad određene granične vrednosti, uticaj koncentracije oksidatora veći od uticaja pritiska. Brzine širenja plamena kretale su se od 1 do $50 \cdot 10^{-3}$ m/s.

Andoh i saradnici su eksperimentalno ispitivali dvobazna raketna goriva sa i bez katalizatora u atmosferskim uslovima [11]. Uzorak goriva dužine 120 mm, postavljen u vazdušni tunel, bio je pripaljivan zagrejanom žicom, a neutralni gas (azot) na sobnoj temperaturi bio je puštan da struji iznad goriva radi stvaranja turbulentnog graničnog sloja. Temperature još nepripaljenog goriva su merene termoparovima, a toplotni fluks od gasa na gorivo kalorimetrom. Brzine prostiranja plamena su određivane fotografskim snimanjem. Uočeno je da širenje plamena nije uvek kontinualno, već da može da dođe i do sekundarnog pripaljivanja (daleko od fronta plamena) pa i do prostiranja plamena na tim mestima unazad. Ovakve pojave registrovane su pri nižim brzinama strujanja gasa (npr. $v = 12,1$ m/s) ili kod goriva koja imaju veću normalnu brzinu sagorevanja. Pri većim brzinama ($v = 20$ m/s), pri istim ostalim uslovima, nije bilo diskontinualnog prostiranja plamena.

Radi razjašnjenja fenomena autori su izvršili analizu procesa uz dosta pojednostavljenja [6]. Razmatrano je nestacionarno jednodimenziono provođenje toplote na još nepripaljenom delu čvrstog raketnog goriva. Pored prenosa toplote iz gasne faze na površinu goriva ($\dot{q}_g = \dot{q}_{g1} + \dot{q}_{g2}$ gde je \dot{q}_{g1} - konvektivni a \dot{q}_{g2} - konduktivni deo toplotnog fluksa) obuhvaćena je i toplota nastala usled egzotermne reakcije koja se javlja prilikom površinskog razlaganja goriva $\dot{q}_z = \rho_p Q_z Z_c \exp(-E / RT_z)$.

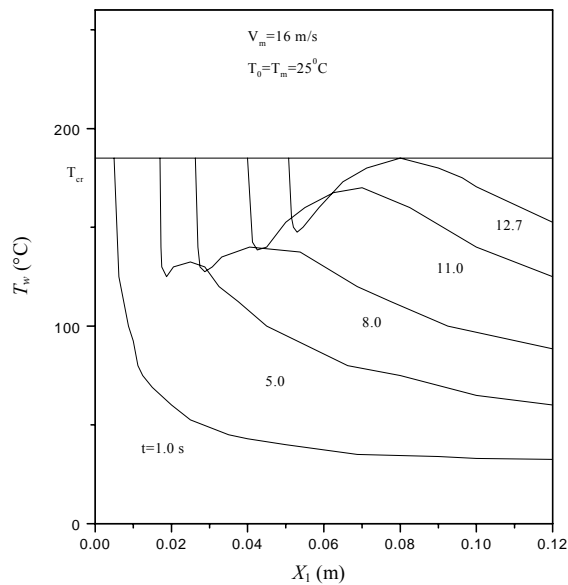
U tom slučaju granični uslov prenosa toplote na površini goriva ima sledeći oblik:

$$-\lambda_p \frac{\partial T_p(x,t)}{\partial y} = \dot{q}_g(x,t) + \dot{q}_z(x,t) \quad (4)$$

Pošto su koristili kriterijum dostizanja kritične temperature površine goriva, autori su dobili jednačinu:

$$T_{pr} - T_0 = \frac{1}{\lambda_p} \left(\frac{a_p}{\pi} \right)^{1/2} \int_0^{t_{pr}} \frac{\dot{q}(x,\tau)}{(t_{pr} - \tau)^{1/2}} d\tau \quad (5)$$

Numeričkim rešavanjem (5) dobijen je položaj fronta plamena $L(t)$ uz pretpostavku da je deo goriva već zapaljen ($L = L_0$ za $t = 0$). Izračunate vrednosti dobro se slažu sa izmerenim brzinama prostiranja plamena ($0.2 - 0.7$) 10^{-2} m/s. Brzina širenja plamena v_f raste sa porastom brzine slobodne struje gasa i normalne brzine sagorevanja goriva. Za manje brzine struje azota, računski su dobijeni efekti sekundarnog pripaljivanja koji se slažu sa eksperimentalno dobijenim podacima (sl.4). Autori smatraju da je pojava sekundarnog pripaljivanja posledica uduvavanja gasa nastalog sagorevanjem goriva.



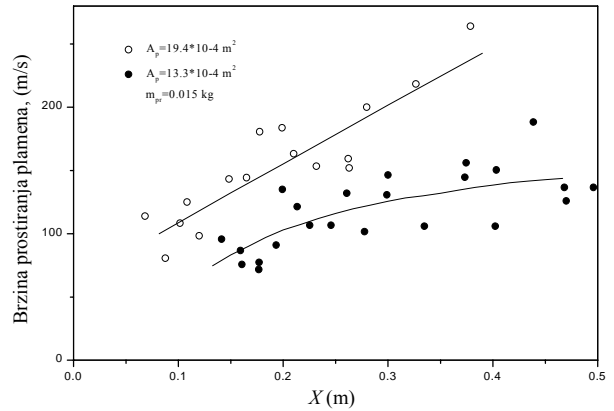
Slika 4. Zavisnost temperature površine goriva od položaja za različita vremena [6]

Male vrednosti brzine prostiranja plamena rezultat su malih izmerenih vrednosti toplotnog fluksa na površini goriva ($100 - 400 \text{ MW/m}^2$).

Parker, Most i Summerfield su ispitivali proces prostiranja plamena u okviru ispitivanja procesa pripaljivanja čvrstih raketnih goriva u jednom ravanskom eksperimentalnom motoru dužine 0.24 m, koji je omogućavao snimanje procesa [4]. Utvrđeno je da se proces prostiranja plamena ne odvija kontinualno već je rezultat sukcesivnog pripaljivanja delova površine goriva. Takođe je uočen veliki uticaj konvektivnog prenosa toplote na gorivo na brzinu prostiranja plamena. U slučajevima kada nema konvekcije, brzina prostiranja plamena je reda brzine sagorevanja čvrstih raketnih goriva. Kada je konvekcija dominantna u raketnom motoru, brzina širenja plamena je do hiljadu puta veća.

Barrere je u [2] prikazao brzine prostiranja plamena

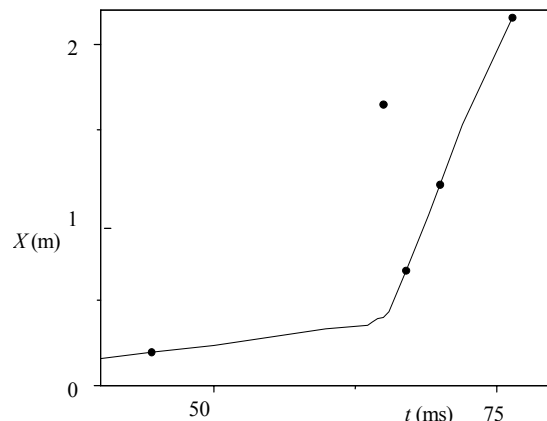
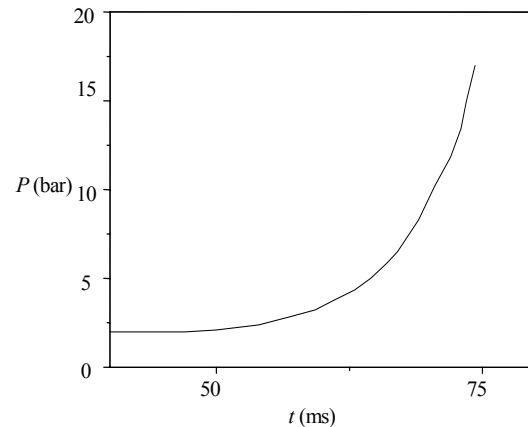
dobijene eksperimentima u dvodimenzionom eksperimentalnom motoru sa bočnom vizualizacijom i gorivom dužine 0.5 m.



Slika 5. Promene brzine prostiranja plamena duž goriva [2]

Izmerene su veće vrednosti v_f : od 72 do 264 m/s. Vidi se da se brzina prostiranja povećava prilikom pomeranja fronta plamena duž goriva.

Larue je eksperimentalno ispitivao prelazni proces pripaljivanja čvrstih raketnih goriva u velikom motoru sa gorivom dužine 2.2 m i profilom osmokrake "zvezde"[12]. Položaj fronta plamena u funkciji vremena, registrovan je jonizacijom sondama postavljjenim duž goriva. Na sl.6 vidi se sinhronizovanost položaja fronta plamena sa pritiskom izmerenim na čelu motora. Brzina prostiranja plamena u početku raste sa napredovanjem fronta pripaljivanja, a zatim dostiže konstantnu vrednost od ≈ 150 m/s.

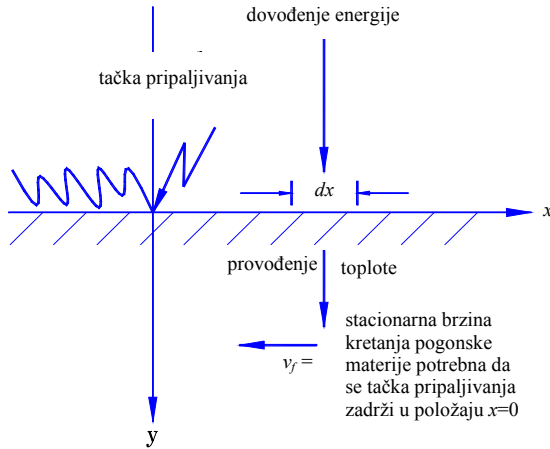


Slika 6. Upravljanje položaja plamena sa pritiskom u komori u periodu prostiranja plamena duž goriva [12]

Prilikom eksperimentalnog istraživanja pripaljivanja raketnih motora sa čvrstim gorivom sa visokim brzinama strujanja u kanalu, Peretz i saradnici su snimali širenje plamena duž kompozitnih goriva dužine 0.495 m u ravanskom motoru sa bočnom vizualizacijom [5]. Snimci su ukazali na diskontinualnost procesa, jer se javlja veći broj pripaljenih tačaka, a ne tačno određeni front plamena koji napreduje duž goriva. Upoređujući rezultate dobijene pri različitim uslovima, autori su zaključili da porast masenog protoka pripale i odnosa površina protočnog preseka kanala i grla mlaznika A_p / A_t dovodi do povećanja v_f .

Teorijska razmatranja

U monografiji [3] postavljen je veoma jednostavan model prostiranja plamena od jednog već pripaljenog dela goriva na preostalu izloženu površinu. Uvođenjem pokretnog koordinatnog sistema, obezbeđeno je da se mesto pripaljivanja goriva nalazi uvek u koordinatnom početku (sl.7) tako da je brzina prostiranja plamena duž goriva jednaka sa brzinom kretanja koordinatnog sistema.



Slika 7. Šematski prikaz procesa prostiranja plamena [3]

Kao kriterijum pripaljivanja korišćena je temperatura pripaljivanja čvrstog raketnog goriva koju površina dostiže usled zagrevanja vrelim produktima sagorevanja. Uz pretpostavku da se provođenje toplote duž goriva može zanemariti u odnosu na y osu, korišćena jednačina održanja energije u čvrstoj fazi ima oblik:

$$\lambda_p \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + v_f \rho_p C_p \frac{\partial T}{\partial x} = 0 \quad (6)$$

Granični uslovi jednačine (6) su:

$$T = T_{pr}, \text{ za } x = 0, \quad y = 0 \quad (7)$$

$$T \rightarrow T_0 \text{ za } x \rightarrow \infty \quad (0 < y < \infty) \text{ i } y \rightarrow \infty \quad (0 < x < \infty)$$

Drugi član jednačine (6) predstavlja brzinu rasta energije jednog elementa čvrstog raketnog goriva za vreme njegovog kretanja duž x ose.

Toplotni fluks na površini nepripaljenog dela goriva je:

$$\dot{q}(x) = -\lambda_p \frac{\partial T}{\partial y}, \quad (y = 0, \quad 0 < x < \infty) \quad (8)$$

Rešavanjem jednačine (6), uz pretpostavku o ekspanzionalnoj zavisnosti toplotnog fluksa duž goriva ($\dot{q}(x) = \dot{q}_0 \exp(-x/L)$) dobijena je veza između v_f i T_{pr} :

$$T_{pr} - T_0 = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{v_f \rho_p C_p}{\lambda_p}} \int_0^\infty \frac{1}{\sqrt{\beta}} B(\beta) \cdot \exp\left(-\sqrt{\frac{v_f \rho_p C_p \beta}{\lambda_p}} y\right) \exp(-\beta^2 x) d\beta \quad (9)$$

gde su

$$\alpha = \dot{q}_0 / \lambda_p (T_{pr} - T_0), \quad \beta = \alpha^2 \lambda_p / (v_f \rho_p C_p) \text{ i} \\ B = L^{-1} \{2\dot{q} / (v_f \rho_p C_p)\}$$

Brzina prostiranja plamena koja se dobija iz (9):

$$v_f = \left[\int_0^\infty \frac{1}{\sqrt{\beta}} L^{-1} \{\dot{q}\} d\beta \right]^2 / \left[\lambda_p \rho_p C_p (T_{pr} - T_0)^2 \right] \quad (10)$$

zahteva korišćenje inverznih Laplasovih transformacija pa je uvođenjem nekih pojednostavljenja dobijen izraz pogodniji za parametarsku analizu:

$$v_f = \frac{L \cdot \alpha^2}{\lambda_p \rho_p C_p} \frac{(T_g - T_0)^2}{(T_{pr} - T_0)^2} \quad (11)$$

gde je α koeficijent konvektivnog prenosa toplote ($\dot{q}_0 = \alpha(T_g - T_0)$). Dobijena zavisnost ukazuje na jak uticaj konvekcije na brzinu prostiranja plamena.

Nešto proširen izraz za brzinu prostiranja plamena navodi Barrere u [2].

$$v_f = CL \frac{k_{pr}}{\rho_p C_p x^2} \left[\frac{(\dot{m}_{t_{pr}} + Pxr)x}{A_p \mu} \right]^{1.6} \left(\frac{T_g - T_0}{T_{pr} - T_0} \right)^2 \quad (12)$$

gde su: P perimetar centralnog kanala goriva, a L karakteristična dužina zavisna od promene toplotnog fluksa ispred fronta plamena ("dubina prodiranja fluksa"). Relacija (12) ukazuje na važnost prenosa toplote konvekcijom, a posebno odnosa masenog protoka pripale i površine poprečnog preseka centralnog kanala $\dot{m}_{t_{pr}} / A_p$.

Jednostavne metode proračuna prostiranja plamena duž unutrašnjeg kanala cilindričnog punjenja postavio je Rajzberg u [8] za slučaj prenosa toplote konvekcijom i zračenjem, odvojeno.

Pri zagrevanju goriva usled strujanja vrelih gasova, pretpostavljeno je da se, na početku kanala pojavio plamen u trenutku $t=0$. Koeficijent prenosa toplote konvekcijom određivan pomoću Nuseltove kriterijalne zavisnosti za ravnu ploču:

$$\frac{\alpha(x - x_f)}{\lambda_g} = C \left[\frac{\rho v(x - x_f)}{\mu} \right]^m \quad (13)$$

Temperatura površine goriva određivana rešavanjem jednodimenzione jednačine provođenja toplote za polubeskonačno telo, imala je oblik:

$$\begin{aligned}
T &= T_0 + \frac{1}{\sqrt{\pi\lambda_p\rho_p C_p}} \int_{t_x}^t \frac{\dot{q}(x,t)}{\sqrt{t-\tau}} d\tau = \\
&= T_0 + \frac{a}{\sqrt{\pi\lambda_p\rho_p C_p}} \int_{t_x}^t \frac{\lambda}{x-x_f} \left[\frac{\rho v_g(x-x_f)}{\mu} \right]^m \cdot \\
&\quad \cdot (T_g - T_0) \frac{d\tau}{\sqrt{t-\tau}}
\end{aligned} \quad (14)$$

gde su $t_x = \int_0^x dx / v_{pr}$ - vreme početka zagrevanja goriva u

preseku određenom aksijalnom koordinatom x , v_{pr} - brzina kretanja prednjeg fronta produkata sagorevanja pripale i $x_f(t)$ - koordinata fronta plamena.

Na osnovu zakona o održanju mase primenjenog na deo gorivog kanala definisan koordinatom x i ceo kanal (uz pretpostavku o uniformnosti gustine gasova u kanalu), dobijeni su zavisnosti:

$$A_p \cdot x \frac{d\rho}{dt} = \rho v_0 A_p + \rho_p x_f P_z r - \rho A_p v \quad (15)$$

$$A_p L \frac{d\rho}{dt} = \rho v_0 A_p + \rho_p x_f P_z r - \rho A_p v_L \quad (16)$$

gde su: v_0 brzina na ulazu u kanal a v_L brzina na kraju kanala. Na osnovu tih relacija, koristeći kriterijum temperature pripaljivanja, zanemarujući akumulaciju produkata sagorevanja u kanalu i uvodeći vrednost masenog protoka za slučaj fronta plamena na polovini kanala, autor je postavio implicitnu zavisnost za bezdimenzionu vrednost fronta plamena ($\bar{x} = x/L$, $\bar{t} = t/t_{pr}$).

$$\begin{aligned}
\bar{x} &= \left[\frac{C\lambda\sqrt{t_{pr}}}{L\sqrt{\pi}(m-0.5)\sqrt{\lambda_p\rho_p C_p}} \frac{T_g - T_0}{T_{pr} - T} \left(\frac{\rho_0 v_0 L}{\mu} \right) \right] \cdot \\
&\quad \cdot \left(1 + \frac{\rho_p P_z L r}{2\rho_0 v_0 A_p} \bar{x} \right) \left(1 - \frac{\bar{x}}{\bar{t}} \right)^{m-0.5} \left[1 - \frac{1}{\bar{t}} \right]^{-1} \frac{1}{\bar{t}^{2(1-m)}}
\end{aligned} \quad (17)$$

Iz jednačine (17), jasno se vidi uticaj produkata sagorevanja pripale i već pripaljenog dela goriva. Autor navodi da je, u početku procesa, brzina strujanja gasova veća od brzine prostiranja plamena, tako da gasovi zagrevaju još nepripaljeni deo goriva. Brzina prostiranja plamena se povećava tokom procesa.

Pošto produkti sagorevanja mnogih pripala sadrže zagreane čestice, autor je postavio i model prostiranja plamena usled zagrevanja zračenjem. Rastopljene čestice kreću se zajedno sa gasovitim produktima sagorevanja pripale, prolaze front plamena i zračenjem zagrevaju površinu goriva koja se nalazi ispred fronta plamena. Pošto toplotni fluks zračenjem mnogo zavisi od temperature čestica ($\dot{q}_z = a\sigma T_c^4$), njegova vrednost je najveća u zoni bliskoj frontu plamena jer temperatura čestica naglo opada. Sa temperaturom pripaljivanja kao kritičnim uslovom i vezom između vremena hlađenja čestice za koje se T_c smanji za $\sqrt{2}$ puta, i vremena zadržavanja u struji gasa, od trenutka prolaska kroz front plamena, uz pretpostavku da su brzina strujanja gasa i brzina fronta plamena konstantni u razmatranom trenutku t , dobijen je izraz za brzinu prostiranja plamena u obliku:

$$v_f = \frac{v}{1 + \left[\frac{\sqrt{\pi}\sqrt{\lambda_p\rho_p C_p}(T_{pr} - T_0)}{2a\sigma T_{\max}^4 \sqrt{\tau_\epsilon} I(z)} \right]^2} \quad (18)$$

gde je:

$$I(z) = \int_0^{\frac{x-x_1}{(v-v_f)\tau_\epsilon}} \frac{dz}{(1+z)^{4/3}} \approx \int_0^{\frac{x}{v\tau_\epsilon}} \frac{dz}{(1+z)^{4/3}} \quad (19)$$

gde su: v_ϵ - brzina kretanja čestice, t_ϵ - vreme za koje se početna temperatura čestica T_{\max} smanji za $\sqrt{2}$ puta, x_1 - koordinata fronta plamena u nekom trenutku τ ($0 \leq \tau \leq t$), $z = \sqrt{(x-x_1-v_f t)/(v_\epsilon-v_f)t_\epsilon}$. Vidi se da pri konstantnoj brzini strujanja gasova, sa porastom veličine položaja fronta plamena, dolazi do porasta brzine prostiranja plamena.

Polazeći od jednačine kontinuiteta za prelazni režim rada pripaljivanja raketnog motora sa uniformnim parametrima u komori

$$t_s \frac{dp_c}{dt} + p_c = \frac{\dot{m}}{C_D A_t} \quad (20)$$

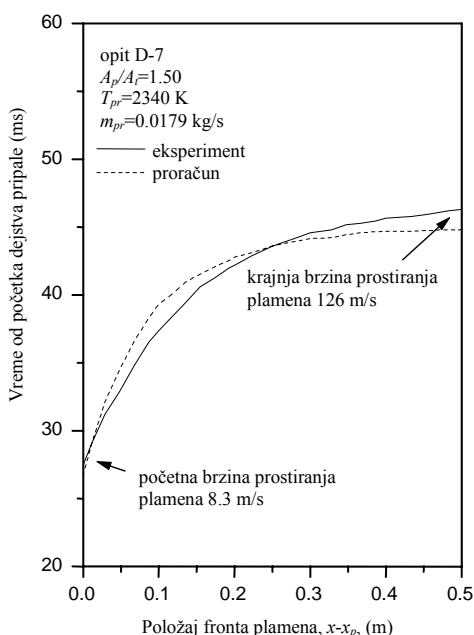
gde je $t_s = V/(RT_c C_D A_t)$ - vreme zadržavanja gasova u komori, B. Gossant u [13] uvodi relaciju:

$$\ell u \left\{ \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_{c0}} \right)^{1-n} \right]^{-1} \right\} = \frac{1-n}{t_s} t \quad (21)$$

koja omogućava da se, na osnovu izmerenih vrednosti pritiska u komori raketnog motora, odredi vreme prostiranja plamena. Ovde je p_{c0} pritisak u komori koji odgovara ravnotežnom radu.

Pored ovako jednostavnih modela, koji uglavnom služe za parametarsku procenu procesa pripaljivanja, brzina prostiranja plamena može da se odredi na osnovu rezultata proračuna ukupnog procesa pripaljivanja raketnog motora sa čvrstim raketnim gorivom [4,5,14,16] preko položaja fronta plamena u funkciji vremena

$$v_f = \frac{x_{f,i+1} - x_{f,i}}{t_{pr,i+1} - t_{pr,i}} \quad (22)$$



Slika 8. Položaj fronta plamena u funkciji od vremena [5]

Na sl.8 se vidi dobro slaganje proračunskih i izmerenih vrednosti položaja fronta plamena [5]. Brzina širenja plamena povećava se, duž goriva približno 15 puta.

Caveny i saradnici proširili su analizu iz [5] na predviđanje performansi u prelaznom režimu velikog raketnog motora koji se sastoji od segmenata [17]. Autori su zaključili da kada se jednom prednji deo raketnog motora pripali, brzina širenja plamena je karakteristika motora na koju uglavnom ne utiču promene pripale i varijacije goriva.

Ako je poznata srednja vrednost toplotnog fluksa na gorivo i može da se izrazi kao neprekidna funkcija koordinate x , prema [15] brzina prostiranja plamena određuje se pomoću izraza:

$$v_f = \frac{1}{\frac{dt_{pr}}{dq} \cdot \frac{dq(x)}{dx}} \quad (23)$$

Zaključak

Prostiranje plamena duž čvrstih raketnih goriva je važan deo procesa pripaljivanja i njegovo poznavanje ima značajno mesto u projektovanju raketnih motora. Utvrđen je jak uticaj pritiska i koncentracije oksidatora u okolnom gasu na širenje plamena duž čvrstog raketnog goriva. Temperatura gasova, površinska hrapavost, i naročito brzina strujanja gasova, značajno deluju na odvijanje procesa. Porast navedenih parametara dovodi do povećanja brzine prostiranja plamena. Utvrđeno je da goriva koja se lakše pripaljuju imaju veću brzinu širenja plamena. Dokazan je značaj prenosa toplote na brzinu odvijanja procesa. Utvrđena je znatna razlika u prostiranju plamena zavisno od položaja pripale u raketnom motoru. Kod pripaljivanja sa čeonog strane komore, dominantan je konvektivni prenos toplote, a brzine prostiranja plamena su visoke. Za pripaljivanje sa mlaznične strane, brzine širenja plamena su znatno niže, a prevladajući uticaj ima

provođenje toplote od gasova i usijanih čestica. Na tok procesa značajno utiču geometrijske karakteristike motora (npr. odnos A_p / A_t) i maseni protok produkata sagorevanja pripala. Pokazano je da se, kod većine raketnih motora, proces prostiranja plamena duž punjenja ubrzava sa vremenom do pripaljivanja celokupne početne površine sagorevanja goriva, ili do postizanja neke, praktično, konstantne brzine prostiranja. Utvrđeno je da u uslovima koji odgovaraju pripaljivanju sa mlaznične strane, snižavanje koncentracije oksidatora dovodi do smanjenja brzine prostiranja plamena do vrednosti reda normalne brzine sagorevanja čvrstih raketnih goriva.

Literatura

- [1] MC ALEVY, R.F.III, MAGEE, R.S., WRUBE, J.A., HOROWITZ, F.A. Flame Spreading over the Surface of Igniting Solid Rocket Propellants and Propellant Ingredients. *AIAA Journal*, 1967, vol.5, no.2, p.265-271.
- [2] BARRERE, M. L'allumage des propergols solides. Considerations generales, *La Recherche Aerospatiale*. 1968, no.123, p.15-28.
- [3] WILLIAMS, F.A., BARRERE, M., HUANG, N.C.: Fundamental Aspects of Solid Propellant Rockets. *AGARDograph* 116, 1969.
- [4] PARKER, K.H., MOST, E.J., SUMMERFIELD, M. The Ignition Transient in Solid Propellant Rocket Motors, *Astronautica Acta*, 1966, vol.12, no.4, p.245-257.
- [5] PERETZ, A., KUO, K.K., CAVENY, L.H., SUMMERFIELD, M. Starting Transient of Solid Propellant Rocket Motors with High Internal Gas Velocities, *AIAA Journal*, 1973, vol.11, no.12, p.1719-1727.
- [6] ANDOH, E., MIZIMOTO, M., IKAI, S. Flame Spreading over the Surface of a Solid Propellant. Part II: Simplified Model, *Combustion Science and Technology*, 1982, vol.28, p.1-13.
- [7] DE SOTO, S., FRIEDMAN, H.A. Flame Spreading and Ignition Transients in Solid Grain Propellants, *AIAA Journal*, 1965, vol.3, no.3, p.405-412.
- [8] RAJZBERG, B.A. Fizičke osnove i matematičkaskaja model' procesa rasprostranjenja fronta plameni po poverhnosti tvjordogo topliva v period ego vosplamenenija. *Fizika gorenija i vzryva*, 1968, no.4, p.568-578.
- [9] MITCHELL, R.C., RYAN, N.W. Flame Spread on Solid Propellant, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1965, vol.2, no.4, p.610-612.
- [10] SIDDQUI, K.M., SMITH, I.E. Flame Spreading Phenomena in Double Base Propellants, *Combustion and Flame*, 1975, vol.25, no.3, p.335-341.
- [11] KUMAR, M., KUO, K.K. Flame Spreading and Overall Ignition Transient, *Fundamentals of Solid Propellant Combustion*, edited by Kuo K.K. and Summerfield M., *Progres in Astronautics and Aeronautics*, 1984, vol.90, p.305-360.
- [12] LARUE, P. Dispositif experimental d'etude de l'allumage d'un bloc de propergol solide de grandes dimensions, *La Recherche Aerospatiale*, 1968, no.123, p.29-43.
- [13] GOSSANT, B. Solid Propellant Combustion and Internal Ballistics of Motors, *Solid Rocket Propulsion Technology*, edited by Davenas A., Oxford, Pergamon Press, 1993, p.111-191.
- [14] RAJZBERG, B.A., EROHIN B.T., SAMSONOV K.P.: Osnovy teorii rabočih processov v raketnyh sistemah na tvjordom toplive. *Mašinostroenie*, Moskva, 1972.
- [15] VOLKOV, E.B., SYRICIN, T.A., MAZING, G.J. Statika i dinamika RDU II deo, Moskva. *Mašinostroenie*, 1978.
- [16] LEMIĆ, D. Istraživanje procesa pripaljivanja raketnih motora sa čvrstim gorivom. *doktorska disertacija*, Mašinski fakultet, Beograd, 1997.
- [17] CAVENY, L.M., KUO, K.K., SHACKELFORD, B.W. Thrust and Ignition Transients of the Space Shuttle Solid Rocket Motor. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Nov.-Dec. 1980, vol.17, p.489-494.