

## Potisak raketnog motora pilotskog sedišta određen na osnovu ispitivanja lansiranjem sa zemlje

Dr Milorad Savković, dipl.inž.<sup>1)</sup>  
Milija Batočanin, dipl.inž.<sup>1)</sup>

Raketni motor pilotskog sedišta ima složen geometrijski oblik s više mlaznika, tako da njegov potisak deluje pod određenim uglom u odnosu na ravan simetrije pilotskog sedišta. Katapultiranje pilotskog sedišta obavljeno je sa lutkom koja simulira masu pilota. Izvršena je analiza letnog ispitivanja pilotskog sedišta katapultiranjem sa zemlje u početnom periodu za vreme rada raketnog motora. Obradeni su rezultati merenja ubrzanja, koji su korišćeni za identifikaciju potiska raketnog motora pilotskog sedišta. Rad prikazuje rezultate uporedne analize identifikovanog potiska iz letnog i statičkog ispitivanja.

*Ključne reči:* pilotsko sedišta, katapultiranje, raketni motor, potisak, ubrzanje.

### Uvod

U sistemu spašavanja pilota izbacivo sedišta obezbeđuje više različitih funkcija od kojih je najdelikatnije prinudno napuštanje aviona (katapultiranje). Cilj katapultiranja je da se pilot odbaci od aviona na bezbednu udaljenost i da se ostvare uslovi za otvaranje padobrana.

Ceo proces, od trenutka aktiviranja izbacivog sedišta do trenutka prizemljenja, potpuno je automatizovan i ostvaruje se aktiviranjem pojedinih pirotehničkih elemenata po određenom redosledu [1,2]. To su piropatrone i raketni motor. U početku katapultiranja pod dejstvom piropatrona sedišta klizi duž vodice teleskopske cevi. Nakon razdvajanja sedišta i teleskopa, vrši se aktiviranje raketnog motora. Rad raketnog motora omogućava da se pilot pravovremeno nađe na bezbednoj udaljenosti od letelice i da ima odgovarajuću brzinu za pravilnu funkciju padobrana.

Raketni motor pilotskog sedišta mora da ima veliku pouzdanost. Mora sigurno delovati i ostvarivati potisak s minimalnim odstupanjem od nominalne vrednosti po intenzitetu i pravcu. Mlaznice raketnog motora su zakošene u dve ravni, tako da potisak ne leži u ravni simetrije motora, čime je postignuto da se putanje aviona i pilotskog sedišta razilaze posle aktiviranja raketnog motora.

Iz navedenih razloga tokom razvoja i provere kvaliteta raketnih motora veoma je bitno da se izvrši korektno ispitivanje potiska raketnog motora. Njegova identifikacija obavlja se direktno, merenjem delujućih sila u funkciji vremena na statičkom opitnom stolu, ili indirektno, tokom letnog ispitivanja, merenjem ubrzanja pilotskog sedišta.

### Rezultujući potisak i moment raketnog motora pilotskog sedišta određen statičkim opitom

Određivanje vektora potiska raketnog motora izbacivog pilotskog sedišta podrazumeva određivanje intenziteta i

napadne linije ovog vektora na osnovu izmerenih veličina na višekomponentnom opitnom stolu [3,4]. Tokom rada raketnog motora na opitnom stolu, mere se komponente ( $F_x$ ,  $F_y$  i  $F_z$ ) glavnog vektora sistema  $F_R(t)$  i komponente ( $M_x$ ,  $M_y$  i  $M_z$ ) glavnog momenta sistema  $M(t)$ . Obradom rezultata merenja dobijaju se i srednje vrednosti  $\bar{F}_R$  i  $\bar{M}$ , čiji intenziteti pomnoženi sa efektivnim vremenom  $t_{ef}$  rada motora daju iste integrale intenziteta tih veličina u funkciji vremena. Srednje vrednosti glavnih vektora sile i momenta određuju se iz relacija:

$$\bar{F}_R = \frac{1}{t_{ef}} \cdot \int_0^{t_u} \sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2} \cdot dt \quad (1)$$

$$\bar{M} = \frac{1}{t_{ef}} \cdot \int_0^{t_u} \sqrt{M_x^2 + M_y^2 + M_z^2} \cdot dt \quad (2)$$

Rezultujuća sila je po intenzitetu jednaka glavnom vektoru sile i leži na centralnoj osi sistema. Rezultujuća sila i moment nalaze se pod određenim prostornim uglom  $\delta$ , koji se određuje iz relacije [4,5]:

$$\delta = \arccos \frac{F_x \cdot M_x + F_y \cdot M_y + F_z \cdot M_z}{\sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2} \cdot \sqrt{M_x^2 + M_y^2 + M_z^2}} \quad (3)$$

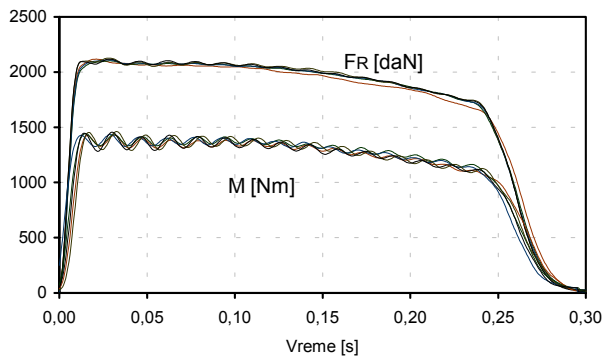
### Izmerene vrednosti rezultujuće sile i momenta

Radi određivanja intenziteta i pravca delovanja potiska izvršen je veći broj statičkih opita s originalnim i domaćim raketnim motorima pilotskih sedišta [6]. Merene su u funkciji vremena tri komponente vektora potiska i momenti oko tri ose sistema. Odgovarajućom obradom rezultata merenja, određeni su za svaki opit totalni impuls rezultujuće sile, integral glavnog momenta i srednja vrednost ugla između glavnog vektora sile i momenta.

Eksperimentima je dobijena zadovoljavajuća

<sup>1)</sup> Vojnotehnički institut VJ, 11000 Beograd, Katanićeva 15

reproduktivnost rezultata, utvrđeno je da je ugao između glavnog vektora sile i momenta  $\delta \cong 90^\circ$ . Međutim, u realnim uslovima rada motora na opitnom stolu, usled grešaka pri merenju komponenti vektora potiska i karakteristika motora, dobijeno je odstupanje ugla  $\delta$  od nominalne vrednosti. Utvrđeno je da se odstupanje ugla  $\delta$  u realizovanim opitima kretalo u granicama  $\pm 1^\circ$ . Tipični dijagrami rezultujuće sile i momenta raketnog motora pilotskog sedišta u funkciji vremena dati su na sl.1.



Slika 1. Rezultujuće sile i momenti raketnih motora pilotskih sedišta

### Ispitivanje pilotskog sedišta lansiranjem sa zemlje



Slika 2. Katapultiranje pilotskog sedišta



Slika 3. Lutka-model pilota

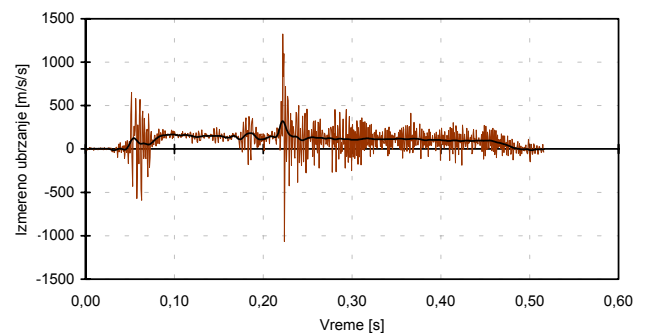
Poligonsko ispitivanje (sl.2) vršeno je lansiranjem pilotskog sedišta u statičkim uslovima, slično uslovima katapultiranja pilota pri nultoj visini i brzini aviona. Za te potrebe napravljena je lansirna rampa u krutom spoju s

podlogom. Na lansirnu rampu je montiran balistički katapult sa sedištem i drvenom lutkom koja ima masu, položaj težišta i momente inercije slične pilotu (sl.3). Lutka je za sedišto vezana standardnim pilotskim vezama. Prilikom ispitivanja vršeno je merenje ubrzanja i praćen je let sedišta s više ultrabrzih kamera [7].

### Merenje ubrzanja

Ubrzanje je mereno na jednom mernom mestu i to na vrhu naslona sedišta s desne strane pilota. Pretvarač ubrzanja i sedišto bili su u čvrstoj vezi. Merni lanac se sastojao od: pretvarača ubrzanja na principu merne trake, pojačivača na principu mernog mosta, mernog magnetofona i kablova za povezivanje pojedinih elemenata mernog lanca.

Vremenski tok ubrzanja, reprodukovano s trake mernog magnetofona, digitalizovan je pomoću digitalnog osciloskopa i obrađen je pomoću posebnog programa. Merni zapis ubrzanja dat je na sl.4.



Slika 4. Dijagram izmerenog ubrzanja  $a(t)$

Vremenski tok izmerenog ubrzanja pored jednosmerne komponente sadrži i više harmonika (naizmeničnih komponenti) visokog intenziteta oscilovanja, koji su generisani usled impulsne pobude sistema pilot-sedište i znatno zavise od načina ispitivanja (karakter veze elemenata u sistemu i uticaj položaja mernog mesta).

Jednosmerna komponenta ubrzanja nastaje od kretanja sistema pilot-sedište, dok su naizmenične komponente lokalnog karaktera i nastaju od oscilovanja tačaka sistema oko svog ravnotežnog položaja. Naizmenično ubrzanje viših učestanosti, kao što je u ovom slučaju, nije opasno po ljude pri jednokratnom izlaganju.

Dalja obrada vremenskog toka ubrzanja pokazala je da je zanemarljiv uticaj naizmeničnih komponenti ubrzanja na brzinu i put sistema pilot-sedište. Obrada je u osnovi sadržavala dvostruku integraciju izmerenog ubrzanja, pri čemu prva integracija daje brzinu, a druga integracija put sistema pilot-sedište [7].

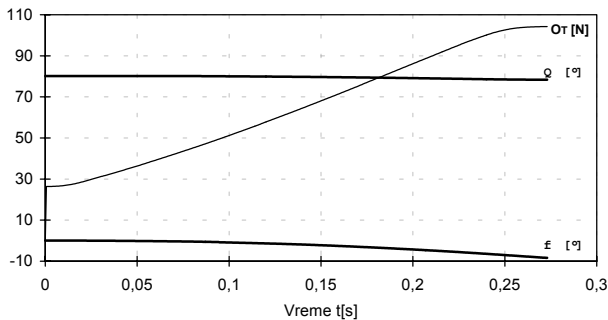
### Identifikacija potiska raketnog motora pilotskog sedišta na osnovu ispitivanja lansiranjem sa zemlje

Na dijagramu ubrzanja pilotskog sedišta (sl.4) s letnih ispitivanja, uočavaju se dva karakteristična perioda; prvi za vreme rada piropatrone dok je sedišto vezano za teleskopsku cev i drugi za vreme rada raketnog motora. Ova dva perioda razdvojena su pikom koji je nastao usled promene režima kretanja. U prvom periodu kretanje se obavlja prinudno po teleskopskoj cevi, a u drugom sedišto slobodno leti pod dejstvom raketnog motora.

Sile koje deluju na sedišto usmeravaju njegovo kretanje. Najintenzivnija sila je potisak raketnog motora, koji se aktivira neposredno posle dejstva određene piropatrone. Otpor vazduha i težina sedišta su manje sile, ali utiču na

trajektoriju sedišta.

Kretanje pilotskog sedišta je složeno, međutim uz određena uprošćenja može da se prihvati model kretanja u jednoj ravni kako je prikazano u radu [7]. Tangenta na putanju sedišta je pod uglom  $\theta$ . Rotacija izazvana momentom koji stvara raketni motor iznosi  $\varphi$ . Otpor vazduha  $O_T$ , zavisan je od brzine sedišta i drugih parametara. Promene tih veličina u funkciji vremena su određene rešavanjem diferencijalnih jednačina kretanja sedišta u radu [7]. Predstavljene su na sl.5 u obliku dijagrama u funkciji vremena.



Slika 5. Veličine iz teoretskog proračuna leta sedišta u [7]

Njihove linearne aproksimacije u funkciji vremena  $t$  su sledeće:

$$\begin{aligned} \theta(t) &= 80,14 - 5,84 \cdot t \\ \varphi(t) &= -32,05 \cdot t \\ O_T(t) &= 25 + 300 \cdot t \end{aligned} \quad (4)$$

Tokom rada raketnog motora, početna masa sedišta  $m_o$  s pilotom i raketnim motorom, menja se zbog isticanja gasovitih produkata sagorevanja iz raketnog motora po relaciji:

$$m(t) = m_o - \frac{F_R(t)}{I_{sp}} \cdot t \quad (5)$$

gde su:

$F_R(t)$  – potisak,

$$I_{sp} = \frac{\int_0^{t_u} F_R(t) \cdot dt}{m_G} \quad \text{– specifični impuls,}$$

$m_G$  – masa pogonskog punjenja i

$t_u$  – vreme rada raketnog motora

Međutim, uz minimalna uprošćenja gornja zavisnost može se linearizovati relacijom:

$$m(t) = m_o - \frac{m_G}{t_u} \cdot t \quad (6)$$

Identifikacija potiska  $F(t)$  je ostvarena na osnovu izmerenog ubrzanja  $a(t)$  tokom letnih ispitivanja u početnom periodu katapultiranja pilotskog sedišta. Korišćen je deo izmerenog ubrzanja, koji je nastao usled rada raketnog motora. Određivanje potiska izvršeno je uz pomoć izraza [7]:

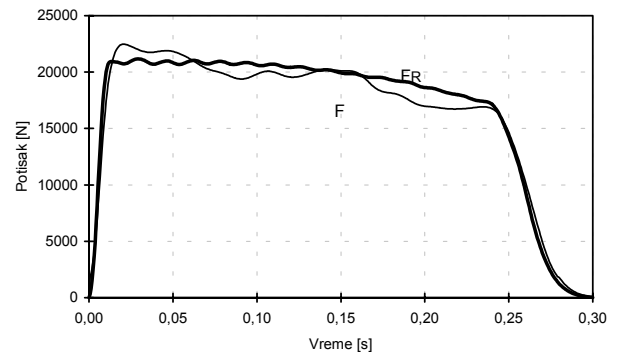
$$F(t) = [(a(t) + g \cdot \sin \theta(t)) \cdot m(t) + O_T(t)] \cdot \frac{1}{\cos \varphi(t)} \quad (7)$$

Ostale uticajne veličine ( $\theta(t)$ ,  $m(t)$ ,  $O_T(t)$  i  $\varphi(t)$ ) korišćene su u linearizovanom obliku, kako je već dato. Na sl.6 predstavljeni su uporedno, dijagram potiska sa statičkog opita i dijagram potiska identifikovan iz ubrzanja

izmerenog tokom letnih ispitivanja.

Analizom tih dijagrama utvrđeno je da odstupanje pojedinih parametara iznosi:

- 0,9% za totalno vreme rada,
- 6,1% za maksimalnu vrednost,
- 1,7% za integral i
- 4,5% za srednje kvadratno odstupanje u odnosu na srednju vrednost potiska.



Slika 6. Uporedni dijagrami identifikovanog potiska  $F(t)$  iz ispitivanja lansiranjem sa zemlje i potiska određenog na statičkim ispitivanjima  $F_R(t)$

Sva navedena odstupanja govore o relativno malim razlikama potiska dobijenog merenjem na opitnoj stanici i identifikovanog iz ubrzanja merenog prilikom ispitivanja lansiranjem sa zemlje. Izložena metoda omogućava dopunski način provere karakteristika raketnih motora pilotskih sedišta.

## Zaključak

Statičkim ispitivanjem raketnog motora na višekomponentnom opitnom stolu, merene su tri komponente sile i tri komponente momenta. Rezultati merenja pokazali su da su glavni vektori sile i momenta upravni.

Katapultiranje pilotskog sedišta obavljeno je s lutkom koja je simulirala masu pilota. Tokom ispitivanja pilotskog sedišta lansiranjem sa zemlje, mereno je ubrzanje. U radu je izdvojen deo izmerenog ubrzanja, koji je nastao u drugom delu početnog perioda katapultiranja, za vreme rada raketnog motora, na osnovu koga je identifikovan potisak raketnog motora.

Predstavljene postupci određivanje potiska raketnog motora pilotskog sedišta neposrednim merenjem u statičkom opitu na višekomponentnom stolu i identifikacijom iz ubrzanja izmerenog tokom letnih ispitivanja imaju prihvatljiv nivo slaganja, tako da mogu poslužiti za ocenu rada raketnog motora.

## Literatura

- [1] HEWISH, M. Bringing safety down to earth. *Jane's International Defense Review*, 1999, vol.31, no.5, pp.45-53.
- [2] WINN, A. Fast exit. *Flight International*, 1997, 18-24 June, pp.56-60.
- [3] LAZIĆ, R., PETRIĆ, A. Primena savitljivih elemenata u ispitivanju raketnih motora. *Naučnotehnički pregled*, 1984, vol XXXIV, no.2, pp.19-28.
- [4] SAVKOVIĆ, M. Određivanje potiska raketnog motora pilotskog sedišta na višekomponentnom opitnom stolu. *Naučnotehnički pregled*, 1997, vol.XLVII, no.3, pp.17-20.
- [5] RUSOV, L. *Mehanika I - Statika*. Privredni pregled, Beograd, 1973.
- [6] NENADOVIĆ, L.J. *Rezultati ispitivanja PP raketnih motora pilotskih sedišta "MB" na višekomponentnom stolu*. Int. dok. VTI-03-01-0386,

Beograd, 1997.

Rad primljen: 26.3.2002.god.

- [7] SAVKOVIĆ, M. Analiza kretanja pilotskog sedišta u početnom periodu katapultiranja. *Naučnotehnički pregled*, 1998, vol.XLVIII, no.4, pp.17-20.

