

Pogonsko punjenje poboljšanih performansi raketnog motora pilotskog sedišta

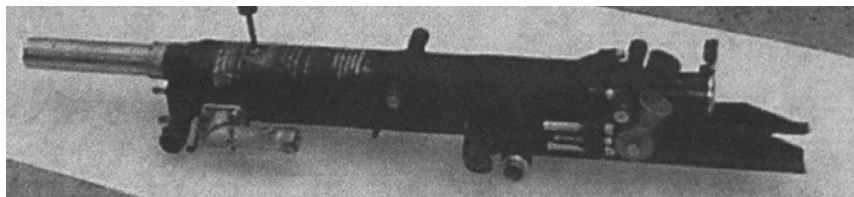
Dr Miloš Filipović, dipl.inž.¹⁾
Mr Vladimir Kapor, dipl.inž.¹⁾
Mr Dragiša Milosavljević, dipl.inž.¹⁾
Momčilo Nikolić, dipl.inž.¹⁾
Milija Batočanin, dipl.inž.¹⁾

Prikazani su rezultati istraživanja i razvoja novog dvobaznog pogonskog punjenja poboljšanih performansi raketnog motora pilotskog sedišta KM-1. Uporedna analiza performansi ukazala je na značajne prednosti novog rešenja u odnosu na referentno rešenje. Balističke performanse novog pogonskog punjenja eliminišu potrebu zamene mlaznica.

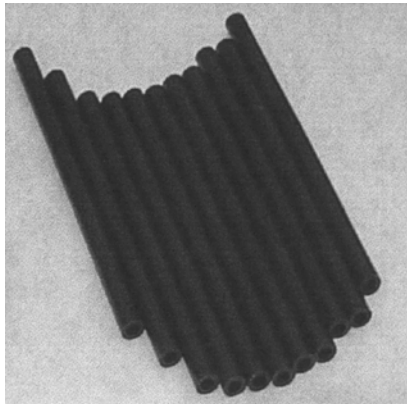
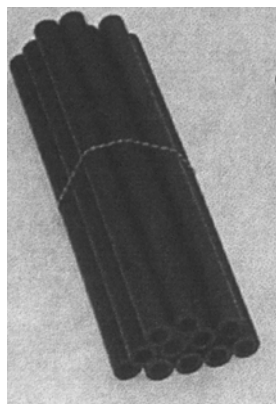
Ključne reči: Pilotsko sedišta, raketni motor, pogonsko punjenje, dvobazno raketno gorivo.

Uvod

PILOTSKO sedišta KM-1 namenjeno je za smeštaj pilota u kabini aviona i za napuštanje aviona pri katapultiranju. Bezbedno napuštanje aviona izbacivanjem sedišta vrši se pomoću kombinovanog mehanizma za izbacivanje na svim visinama horizontalnog leta do brzine 1200 km/h, a takođe i za vreme poletanja i sletanja aviona pri brzinama većim od 130 km/h [1, 2].



Slika 1. Raketni motor pilotskog sedišta KM-1



Slika 2. Pogonsko punjenje PZ-M

Kombinovani mehanizam za izbacivanje sedišta sastoji se od dva energetska uređaja, mehanizma za opaljivanje (I stepen) i raketnog motora (II stepen). Mehanizam za opaljivanje obezbeđuje početno izbacivanje pilotskog sedišta KM-1 (mase 135kg + masa pilota) i dostizanje brzine od 15m/s. Kada sedišta, pod dejstvom energije mehanizma za opaljivanje, pređe put od 820 ± 5 mm aktivira se piropatrona PV-50, koja pripaljuje pogonsko punjenje PZ-M raketnog motora. Raketni motor obezbeđuje sedištu sa pilotom dodatnu brzinu od 15 m/s i izbacuje sedišta na najmanju visinu od 45 m, pri brzini aviona većoj od 130 km/h.

Raketni motor pilotskog sedišta KM-1 (sl.1) sastoji se od: uređaja za pripaljivanje, tela raketnog motora, pogonskog punjenja i sklopa mlaznica [1].

Na telu raketnog motora zavareni su nosači za vezivanje sedišta, a u komori je smešteno pogonsko punjenje. Telo raketnog motora ujedno predstavlja komoru za sagorevanje pogonskog punjenja.

U uređaj za pripaljivanje raketnog motora smeštena je piropatrona PV-50, koja se aktivira u strogo određenom položaju mehanizma za opaljivanje.

Pogonsko punjenje (sl.2) raketnog motora sastoji se od 11 cilindričnih, aksijalno simetričnih, barutnih cevi spoljašnjeg prečnika $24,3 \pm 0,3$ mm,

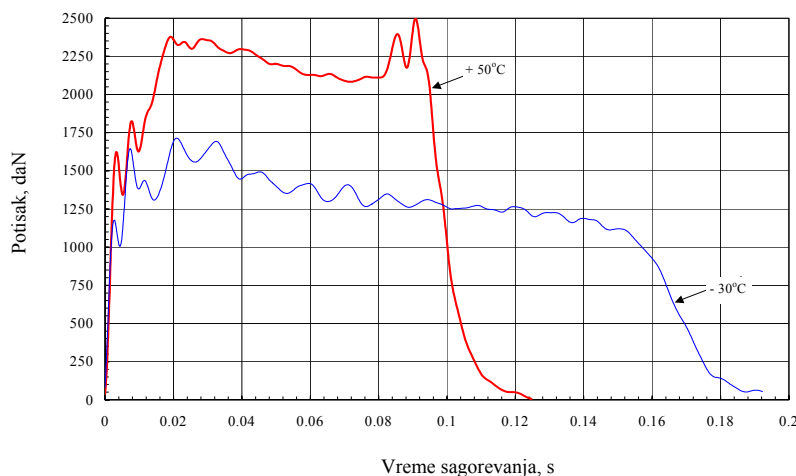
¹⁾ Vojnotehnički institut VJ, 11000 Beograd, Katanićeva 15

debljine zida $5,0 \pm 0,25$ mm i dužine 409 ± 1 mm i ukupne mase $2,2 \pm 0,15$ kg.

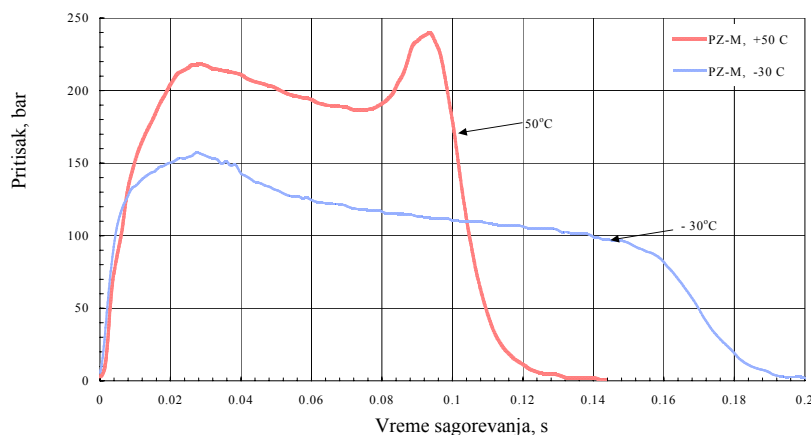
Uslovi kojima je pogonsko punjenje izloženo tokom upotrebe (poletanja, leta i sletanja aviona) nameće potrebu njegove zamene posle dve godine korišćenja. Osobnost ovog pogonskog punjenja je relativno veliki eksponent pritiska u zakonu brzine sagorevanja koji uslovljava potrebu da se za svaku proizvedenu seriju punjenja posebno određuje kritični presek mlaznica, što znači, da se i mlaznice zamenjuju istovremeno kada i pogonsko punjenje. Osnovni cilj razvoja novog pogonskog punjenja, koji je ostvaren kroz modelska istraživanja i izradu i ispitivanje prototipske partije, bio je da razvijena pogonska punjenja imaju iste eksploatacione i bezbednosne karakteristike kao i referentno rešenje [3]. Pored ovog osnovnog cilja,

fizičko-hemijska, mehanička, energetska i kinetička svojstva punjenja budu takva da obezbeđuju zahtevane balističke performanse definisanog raketnog motora, pri čemu postupak proizvodnje treba da bude bezbedan, a proizvod (pogonsko punjenje) potrebnog kvaliteta i reproduktivnosti? Ovako postavljeni zadatak pretpostavljao je da se najpre definišu tehnički zahtevi za pogonsko punjenje, odnosno, balističke performanse raketnog motora pilotskog sedišta KM-1. Ove performanse određene su na osnovu rezultata statičkih ispitivanja pogonskih punjenja PZ-M u realnim raketnim motorima na temperaturama -30 i 50°C (temperaturni interval u kome je moguće funkcionisanje raketnog motora u realnim uslovima). Rezultati ispitivanja prikazani su na slikama 3 i 4.

Analizom rezultata ispitivanja uzoraka pogonskog



Slika 3. Potisak raketnog motora u funkciji vremena sagorevanja pogonskog punjenja PZ-M



Slika 4. Pritisak gasova u raketnom motoru u funkciji vremena sagorevanja pogonskog punjenja PZ-M

postavljen je i zahtev da se, ako to bude moguće, razvije pogonsko punjenje poboljšanih performansi koje bi eliminisalo potrebu zamene mlaznica.

Definisanje i izrada novog pogonskog punjenja

Tehnički problem, koji se rešavao ovim istraživanjima i razvojem, sastojao se u sledećem: kako izraditi dvobazno pogonsko punjenje raketnog motora pilotskog sedišta KM-1, korišćenjem raspoloživih sirovina i postupkom ekstrudovanja bez isparljivih rastvarača, tako da masa, oblik i dimenzije odgovaraju referentnom rešenju, i da

punjenja PZ-M (referentno rešenje), definisani su potrebni zahtevi koji treba da obezbede da razvijena pogonska punjenja imaju iste bezbednosne i eksploatacione karakteristike kao i strano rešenje. Ovi zahtevi prikazani su u tabeli 1.

Modeli i prototipska partija novog dvobaznog pogonskog punjenja izrađeni su postupkom ekstrudovanja, bez isparljivog rastvarača [4]. Razvijeno je novo dvobazno raketno gorivo koje, za razliku od referentnog sastava, odlikuje manji eksponent pritiska u zakonu brzine sagorevanja u širokom opsegu pritiska i manja temperaturna

osetljivost brzine sagorevanja u temperaturnom intervalu od -30 do $+50^{\circ}\text{C}$ [5].

Tabela 1. Tehnički zahtevi za pogonsko punjenje

| Red. broj | Karakteristika | Tehnički zahtevi |
|---|--|---|
| HEMIJSKI SASTAV | | |
| 1. | Nitroceluloza | Količine i odnos energetskih komponenti treba da obezbede potrebne energetske i mehaničke karakteristike, kao i mogućnost izrade. |
| 2. | Nitroglicerol | |
| 3. | Stabilizator | Treba da obezbedi hemijsku stabilnost |
| 4. | Balistički modifikatori | Treba da obezbedi zahtevane zakone brzine sagorevanja |
| ENERGETSKE KARAKTERISTIKE | | |
| 1. | Toplotni potencijal | Treba da obezbedi zahtevani totalni impuls |
| MEHANIČKE KARAKTERISTIKE | | |
| 1. | Čvrstoća na pritisak | Treba da obezbede mehaničku izdržljivost pogonskog punjenja u svim eksploatacionim uslovima |
| 2. | Kritična čvrstoća na pritisak | |
| BRZINA I ZAKON BRZINE SAGOREVANJA | | |
| 1. | Brzina i zakoni brzine sagorevanja u intervalu od -30 do $+50^{\circ}\text{C}$ | Treba da obezbede zahtevane unutrašnje-balističke karakteristike |
| UNUTRASNJBALISTIČKE KARAKTERISTIKE | | |
| | Temperaturski interval, $^{\circ}\text{C}$ | -30 do $+50$ |
| 1. | Maksimalni pritisak, bar | Treba da omogući bezbedan rad raketnog motora |
| 3. | Srednje efektivno vreme sagorevanja, s | Treba da omogući da ubrzanje sedišta sa pilotom ne bude veće od dozvoljenog |
| 6. | Totalni impuls, daN s | Treba da obezbedi dodatnu brzinu sedišta sa pilotom i uslove za otvaranje padobrana |

Rezultati ispitivanja i diskusija

Hemijska stabilnost dvobaznog raketnog goriva [3, 5] od kojeg se izrađuje novo pogonsko punjenje u potpunosti odgovara hemijskoj stabilnosti za ovakav tip raketnih goriva.

Fizička i mehanička svojstva barutnih cevi obezbeđuju mehaničku izdržljivost pogonskog punjenja u svim eksploatacionim uslovima [3, 5].

Manji eksponent pritiska dvobaznog raketnog goriva i manja temperaturna osetljivost razvijenog pogonskog punjenja u odnosu na strano rešenje, omogućavaju ujednačeniji i bezbedniji rad raketnog motora pilotskog sedišta KM-1 u temperaturnom intervalu korišćenja od -30 do $+50^{\circ}\text{C}$ [3, 5, 6].

Verifikaciona i završna ispitivanja novog pogonskog punjenja izvršena su uporedno sa referentnim punjenjem prema programu prikazanom u tabeli 2.

Posle izvršenih ispitivanja vibriranjem, na pregledanim pogonskim punjenjima nisu zapažene bilo kakve promene.

Pogonska punjenja, koja su ispitana vibriranjem, ponovo su laborisana u raketne motore i podvrgnuta veštačkom starenju. Posle završenog veštačkog starenja, delaboracije i pregleda pogonskih punjenja na kojima nisu zapažene bilo kakve promene, izvršena je ponovna laboracija punjenja i statičko ispitivanje na temperaturi $+20^{\circ}\text{C}$. Rezultati ispitivanja potiska raketnog motora prikazani su na sl.5.

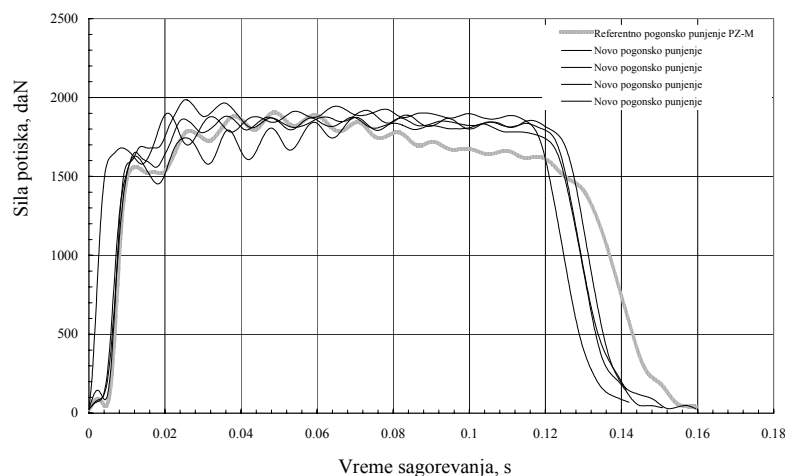
Dobijena vrednost integrala potiska raketnog motora sa referentnim pogonskim punjenjem praktično se poklapa sa srednjom vrednošću integrala potiska motora koja je dobijena za grupu od četiri motora sa novim pogonskim punjenjima. To znači, da raketni motor sa novim pogonskim punjenjem obezbeđuje zahtevanu dodatnu brzinu sedišta sa pilotom.

U realnim raketnim motorima vršeno je termičko

Tabela 2. Program završnih ispitivanja novog pogonskog punjenja

| Redni broj | Vrsta ispitivanja | Veličina uzorka | Način izvršenja | Merenja |
|------------|--|------------------------------|--|---|
| 1. | Ispitivanje pogonskih punjenja u realnim raketnim motorima vibriranjem | 4+1* komplet | Prema SNO 0514-1A [7] | Delaboracija i pregled pogonskih punjenja |
| 2. | Veštačko starenje pogonskih punjenja u realnim raketnim motorima | 4+1* komplet | Prema SNO 0187 [8], režim B, 14 dana i SNO 0188 [10], režim B, 14 dana | Delaboracija i pregled pogonskih punjenja |
| 3. | Statičko ispitivanje raketnih motora iz tačke 2. | 4+1* komplet | Na temperaturi $+20^{\circ}\text{C}$ | Potisak u funkciji vremena |
| 4. | Termičko cikliranje pogonskih punjenja u realnim raketnim motorima korišćenim u tački 3. | 4+1* komplet 4+1* komplet | Prema SNO 0186 [9], režim B tri ciklusa po 8 ^h | |
| 5. | Statičko ispitivanje raketnih motora iz tačke 4. | 4+1* komplet 4+1* komplet | 5 komada na -30°C 5 komada na $+50^{\circ}\text{C}$ | Pritisak i potisak u funkciji vremena |

* referentno pogonsko punjenje



Slika 5. Potisak raketnog motora u funkciji vremena sagorevanja pogonskog punjenja (novog i referentnog) na temperaturi $+20^{\circ}\text{C}$

cikliranje dve grupe od po pet pogonskih punjenja (4 nova pogonska punjenja i 1 referentno pogonsko punjenje).

Posle izvršenog cikliranja prva grupa od pet pogonskih punjenja ispitana je statički na temperaturi $+50^{\circ}\text{C}$. Rezultati ispitivanja potiska raketnog motora dati su na slici 6. Analizom izmerenih vrednosti efektivnog vremena sagorevanja, t_{ef} i efektivne sile potiska F_{ef} za raketne motore sa referentnim pogonskim punjenjem i srednje vrednosti ovih veličina za motore sa četiri nova ogonska punjenja, zaključeno je da je za motore sa novim pogonskim punjenjem srednja vrednost t_{ef} veća je za $\approx 15\%$, a F_{ef} je manja $\approx 15\%$ u odnosu na odgovarajuće vrednosti za raketni motor sa referentnim pogonskim punjenjem. Dobijeni rezultat povoljno utiče na zadovoljenje zahteva da ubrzanje pilotskog sedišta bude manje od dozvoljenog.

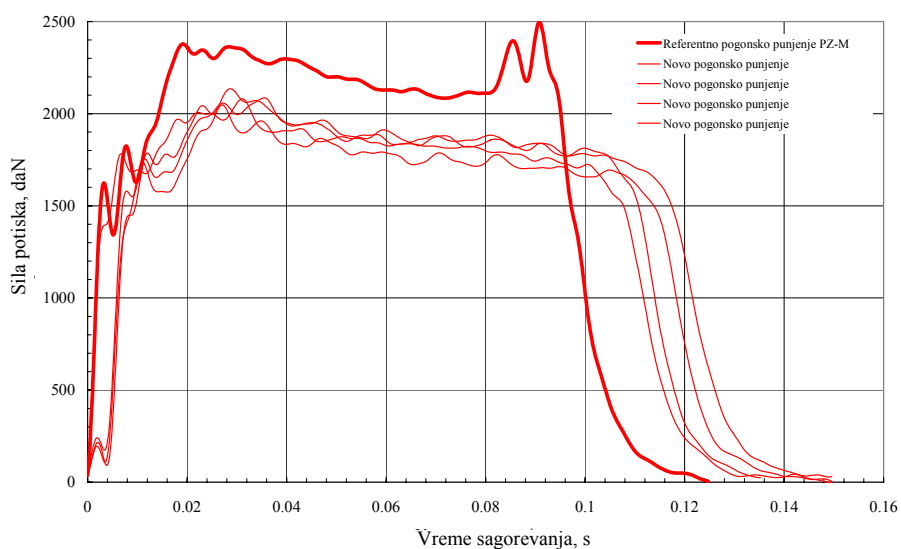
Druga grupa od pet pogonskih punjenja, koja je termički ciklirana pod istim uslovima kao i prva grupa, ispitana je statički u realnim raketnim motorima na temperaturi -30°C . Rezultati ispitivanja potiska raketnog motora dati su na sl.7.

veličina za motore sa 4 nova pogonska punjenja zaključeno je, suprotno od rezultata ispitivanja na $+50^{\circ}\text{C}$, da je za motore sa novim pogonskim punjenjem srednja vrednost t_{ef} manja za $\approx 15\%$, a F_{ef} je veća za $\approx 15\%$ u odnosu na odgovarajuće vrednosti za raketni motor sa referentnim pogonskim punjenjem. Dobijeni rezultat povoljno utiče na stabilnost rada raketnog motora na ovoj temperaturi.

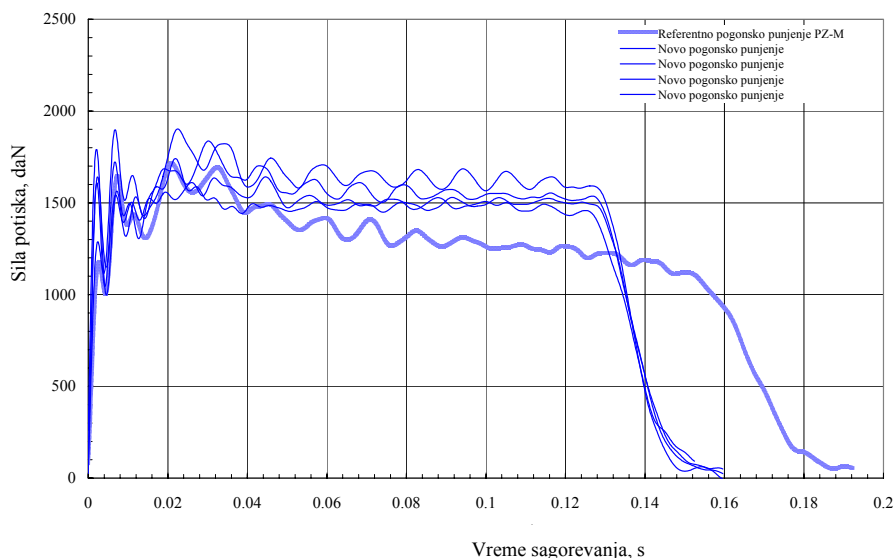
Srednje vrednosti integrala potiska raketnih motora sa novim pogonskim punjenjima odgovaraju, pri ispitivanjima na svim temperaturama, vrednostima dobijenim u raketnim motorima sa referentnim pogonskim punjenjima. Time je obezbeđeno da zahtevana brzina sedišta sa pilotom bude ostvarena u temperaturnom intervalu od -30 do $+50^{\circ}\text{C}$.

Rezultati ispitivanja pritiska gasova u raketnom motoru u funkciji vremena sagorevanja za prethodne dve grupe pogonskih punjenja prikazani su na sl.8.

Na osnovu analize rezultata ispitivanja može se zaključiti da na temperaturi ispitivanja $+50^{\circ}\text{C}$ raketni motor sa novim pogonskim punjenjem ima manje vrednosti



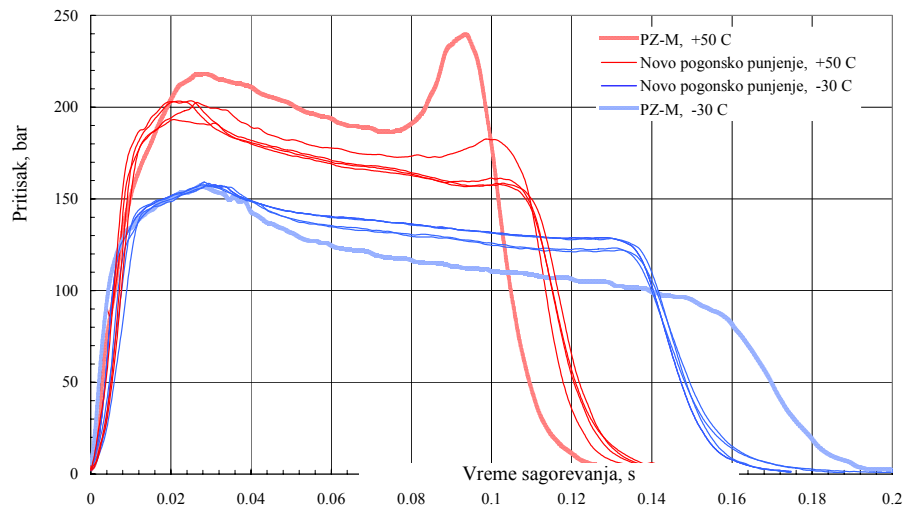
Slika 6. Potisak raketnog motora u funkciji vremena sagorevanja pogonskog punjenja (novog i referentnog) na temperaturi $+50^{\circ}\text{C}$



Slika 7. Potisak raketnog motora u funkciji vremena sagorevanja pogonskog punjenja (novog i referentnog) na temperaturi -30°C

Analizom izmerenih vrednosti efektivnog vremena sagorevanja t_{ef} i efektivne sile potiska F_{ef} za motore sa referentnim pogonskim punjenjem i srednje vrednosti ovih

maksimalnog pritiska $\approx 15\%$ i veće efektivno vreme $\approx 10\%$ u odnosu na motor sa referentnim pogonskim punjenjem. Dobijeni rezultat povoljno utiče na bezbedan



Slika 8. Pritisak gasova u raketnom motoru u funkciji vremena sagorevanja pogonskog punjenja (novog i referentnog) na temperaturama -30°C i +50°C

rad raketnog motora na ovoj temperaturi.

Na temperaturi ispitivanja -30° C dobijeni su drugačiji odnosi. Za novo pogonsko punjenje maksimalni pritisak veći je približno 15%, a efektivno vreme kraće je približno 15%.

Ako se uporedi razlika t_{ef} za temperature -30°C i +50°C ($t_{ef}^{-30^{\circ}C} - t_{ef}^{+50^{\circ}C}$) za novo pogonsko punjenje, i razlika t_{ef} ($t_{ef}^{-30^{\circ}C} - t_{ef}^{+50^{\circ}C}$) za referentno pogonsko punjenje, zaključuje se da je ta razlika za novo pogonsko punjenje dvostruko manja (31.7 ms) nego za referentno pogonsko punjenje (66,2 ms), što povoljno utiče na ujednačeniji režim rada raketnog motora pilotskog sedišta KM-1 pri promeni temperature.

Zaključak

Na osnovu dobijenih rezultata istraživanja može da se zaključi sledeće:

Postupak proizvodnje novog pogonskog punjenja, postupak koji definiše kvalitet polaznih sirovina, način njihove pripreme, količine i način doziranja sistema balističkih modifikatora i uslove prerade barutne mase (želatinizacija, ekstrudovanje i sečenje barutnih cevi) u potpunosti je definisan.

Masa, oblik i dimenzije novog pogonskog punjenja odgovaraju referentnom rešenju, a fizičko-hemijska, mehanička, energetska i kinetička svojstva pogonskog punjenja obezbeđuju zahtevane balističke performanse definisanog raketnog motora, pri čemu je postupak proizvodnje bezbedan, a proizvod (pogonsko punjenje) potrebnog kvaliteta i reproduktivnosti.

Hemijska stabilnost dvobaznog raketnog goriva, od kojeg se izrađuje novo pogonsko punjenje, u potpunosti odgovara hemijskoj stabilnosti za ovakav tip raketnih goriva.

Mehanička svojstva barutnih cevi obezbeđuju čvrstoću pogonskog punjenja u svim eksploatacionim uslovima.

Razvijeno pogonsko punjenje u potpunosti zadovoljava taktičko-tehničke zahteve i može da se koristi za laboraciju raketnog motora pilotskog sedišta KM-1.

Manji eksponent pritiska dvobaznog raketnog goriva i manja temperaturna osetljivost razvijenog pogonskog punjenja u odnosu na referentno rešenje, omogućava ujednačeniji i bezbedniji rad raketnog motora pilotskog sedišta KM-1 u temperaturnom intervalu primene od -30 do +50°C i, za razliku od referentnog rešenja, ne zahteva zamenu mlaznica raketnog motora pri periodičnoj zameni pogonskog punjenja.

Literatura

- [1] *...Izbacivo pilotsko sedište KM-1*. int.dok. KRV i PVO-03. VTUP. Beograd, 010/17.
- [2] ALEKSEEV,S.M., BALKIND,JA., at.all. *Sredstva spasenija ekipaža samoleta*. Машиностроение, Москва, 1975.
- [3] FILIPOVIĆ,M., KAPOR,V., MILOSAVLJEVIĆ,D., NIKOLIĆ,M., BATOČANIN,M. *Raketni motor pilotskog sedišta KM-1 - Razvoj pogonskog punjenja raketnog motora*, int.dok. VTI-04-01-0177, Vojnotehnički institut VJ, Beograd, 1998.
- [4] STOJANOVIĆ,R. *Opšti tehnološki postupak proizvodnje dvoobaznih raketnih goriva i pogonskih punjenja*. TP 5000, int.dok.VTI-004-01-0109, Vojnotehnički institut VJ, Beograd, 1994.
- [5] KAPOR,V., FILIPOVIĆ,M. *Dvobazno raketno gorivo DRG 016*, SNO 8560, Vojnotehnički institut VJ, Beograd, 1997.
- [6] FILIPOVIĆ,M., KAPOR,V., MILOSAVLJEVIĆ,D. *Pogonsko punjenje NGR-151*, SNO 8507, Vojnotehnički institut VJ, Beograd, 1997.
- [7] SNO 0514-1A, *Vibracije – Uslovi ispitivanja vazduhoplovne opreme i naoružanja u uslovima primene*, Beograd.
- [8] SNO 0187, *Ispitivanje spoljnih uticaja na sredstva naoružanja i vojne opreme – povišena temperatura – Metoda 102*, Beograd.
- [9] SNO 0186, *Ispitivanje spoljnih uticaja na sredstva naoružanja i vojne opreme – nagle promene temperature – Metoda 101*, Beograd.
- [10] SNO 0188, *Ispitivanje spoljnih uticaja na sredstva naoružanja i vojne opreme – snižena temperatura – Metoda 103*. Beograd.