

**Dr Radun Jeremić,**  
pukovnik, dipl. inž.  
Vojna akademija – Odsek logistike,  
Beograd

## NEKI ASPEKTI PERFORMANSI RAKETNIH GORIVA I PRAVCI RAZVOJA ČVRSTIH RAKETNIH GORIVA

UDC: 621.45.07-66

### Rezime:

*Radi povećanja korisnog tereta raketnih sistema napori istraživača u oblasti raketnih goriva usmereni su, pre svega, na osvajanje novih sastava sa visokim sadržajem energije, koji će obezbediti veći zapreminski specifični impuls. U radu je dat kratak pregled dosadašnjeg razvoja raketnih goriva, sa posebnim osvrtom na najnovija dostignuća u poboljšanju energetskih karakteristika postojećih sastava, kao i osvajanje potpuno novih sastava visokoenergetskih čvrstih raketnih goriva.*

*Ključne reči: visokoenergetska raketna goriva, hidrazin-nitroformat, ultrafini aluminijum.*

---

## SOME ASPECTS OF ROCKET PROPELLANT PERFORMANCES AND SOLID ROCKET PROPELLANT DEVELOPMENT TENDENCIES

### Summary:

*In order to increase payloads in missile systems, research work in the domain of rocket propellants concentrates on conquering new, high-energy compositions providing a greater volume specific impulse. A short survey of rocket propellant development up to present days is followed by the most recent achievements in enhancing energy characteristics of existing compositions and in conquering completely new compositions of high-energy solid rocket propellants.*

*Key words: high-energy rocket propellants, hydrazine-nitroformate, ultra-fine aluminium.*

---

### Uvod

Raketna goriva su hemijske smeše goriva i oksidatora, koja sagorevanjem u raketnom motoru proizvode odgovarajuću energiju koja obezbeđuje silu potiska neophodnu za let rakete.

Razvoj raketa bio je uslovljen razvojem raketnih goriva. Ako se izuzme upotreba crnog baruta kao raketnog goriva (u Kini još u 7. veku, a u Evropi u 18. i 19. veku), onda se može tvrditi da je epoha razvoja i šire primene raketnih go-

riva započela sa Drugim svetskim ratom<sup>1</sup>. U SAD je formiran sastav na bazi balistita, poznat pod oznakom JP i JPN, a u SSSR-u je proizvedeno slično dvobazno gorivo sa dodatkom dinitrotoluena, poznato kao kordit. U Nemačkoj je u toku rata konstruisana prva raketa na tečno gorivo, pod oznakom V-2, koja je kao gorivo koristila 75%-tni metil-alkohol sa tečnim kiseonikom kao oksidatorom<sup>2</sup>.

Veliki napredak ostvaren je osvajanjem proizvodnje kompozitnih goriva tehnologijom livenja, čime su se mogla

proizvesti pogonska punjenja željenih prečnika. Prva kompozitna goriva bila su na bazi asfalta, kao vezivne komponente, koga je ubrzo zamenio polisulfid, zatim polivinil-hlorid, a pedesetih i šezdesetih godina 20. veka proizvedena su termostabilna veziva na bazi poliuretana i poli-butadiena sa znatno boljim karakteristikama od prethodnih. Kao oksidator najpre je korišćen kalijum-perhlorat koji je kasnije zamenjen mnogo boljim amonijum-perhloratom, koji i danas ima najširu primenu. Za poboljšanje energetskih svojstava, kao gorivna komponenta, dodavani su metalni prahovi od kojih najveću primenu ima aluminijum u prahu.

Prema svom agregatnom stanju raketna goriva mogu biti tečna, čvrsta i hibridna.

### **Tečna raketna goriva**

Kod raketa na tečno gorivo oksidator i goriva komponenta smešteni su u odvojenim rezervoarima i doziraju se pomoću sistema cevi, ventila i turbopumpi u komoru za sagorevanje, gde se mešaju i sagorevaju. Motori na tečno gorivo složenije su konstrukcije u odnosu na motore na čvrsto gorivo, ali imaju i mnogo prednosti. Njihova osnovna prednost je što omogućuju kontrolu doziranja goriva u komoru, čime je moguće menjati potisak u toku leta, isključivanje i ponovno startovanje raketnog motora. S druge strane, tečna raketna goriva imaju manju gustinu od čvrstih, što zahteva veće rezervoare za njihov smeštaj, čime se povećava ukupna masa raketnog sistema.

Temperatura skladištenja takođe je vrlo bitna. Goriva sa niskom temperatu-

rom skladištenja, tzv. kriogena goriva, zahtevaju termičku izolaciju, čime se masa sistema povećava. Pojedina tečna goriva su vrlo agresivna, što zahteva primenu specijalnih otpornih materijala u konstrukciji rezervoara i sistema za doziranje.

Načelno, tečna goriva mogu se podeliti na tri grupe: goriva na bazi naftinih derivata, kriogena goriva i hipergoli.

Od naftinih derivata kao gorivo koristi se visokorafinisani kerozin koji predstavlja smešu složenih ugljovodonika. On se najčešće primenjuje u kombinaciji sa tečnim kiseonikom kao oksidatorom. Specifični impuls ovih goriva znatno je manji u odnosu na kriogena goriva.

Kriogena goriva najčešće predstavljaju kombinaciju tečnog vodonika i tečnog kiseonika koji se skladište na vrlo niskim temperaturama (vodonik prelazi u tečno stanje na  $-253^{\circ}\text{C}$ , a kiseonik na  $-183^{\circ}\text{C}$ ).

Zbog niske temperature kriogenih goriva vrlo je teško da se čuvaju duže vreme, pa nisu pogodna za primenu u raketnim sistemima namenjenim za vojne svrhe. Uz to, tečni vodonik ima vrlo malu specifičnu masu, što iziskuje znatno veće rezervoare u odnosu na druga goriva. Bez obzira na to, zbog visoke efikasnosti ovih goriva (imaju 40% veći specifični impuls u odnosu na ostala raketna goriva) ona uvek imaju prednost kada problem skladištenja nije izražen i kada faktor vremena nije bitan.

Tečni vodonik i tečni kiseonik najčešće se primenjuju u visokoeffikasnim raketnim motorima kosmičkih raketa nosača (tabela 1).

Kod hipergolnog goriva dolazi do spontanog pripaljivanja pri kontaktu oksidatora i gorivne komponente, tako da

Prikaz nekih raketnih sistema i njihovih goriva <sup>30</sup>

Raketa	Stepen	Raketno gorivo	Specifični impuls (s)
Atlas/Kentaur	0	tečni O <sub>2</sub> /rafinisani kerozin	259/292 (vak.)
	1	tečni O <sub>2</sub> /rafinisani kerozin	220/309 (vak.)
	2	tečni O <sub>2</sub> /tečni H <sub>2</sub>	444 (vak.)
Titan II	1	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /Aerozine 50*	259
	2	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /Aerozine 50	312 (vak.)
Saturn V	1	tečni O <sub>2</sub> /rafinisani kerozin	260
	2	tečni O <sub>2</sub> /tečni H <sub>2</sub>	424 (vak.)
	3	tečni O <sub>2</sub> /tečni H <sub>2</sub>	414 (vak.)
Spejs Šatl	0	čvrsto	242/269 (vak.)
	1	tečni O <sub>2</sub> /tečni H <sub>2</sub>	455 (vak.)
	OMS**	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /monometil-hidrazin	313 (vak.)
	RCS***	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /monometil-hidrazin	260–280 s (vak.)

\* smeša hidrazina i dimetil-hidrazina (50: 50)

\*\* sistem za orbitalno manevrisanje (orbital maneuvering system)

\*\*\* reaktivni kontrolni sistem (reaction control system)

ne zahtevaju izvor pripaljivanja. Lako startovanje i mogućnost ponovnog starta čini ova goriva idealnim za sisteme koji služe za manevrisanje vasionkim brodovima (npr. Spejs Šatl). Takođe, hipergoli se nalaze u tečnom stanju i na običnoj temperaturi, tako da nisu izraženi problemi njihovog skladištenja. Hipergolna goriva obično čine hidrazin, monometil-hidrazin ili nesimetrični dimetil-hidrazin. Oksidator je najčešće azotetraoksid (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>) ili azotna kiselina (HNO<sub>3</sub>).

### Hibridna raketna goriva

Raketni motori sa hibridnim gorivima predstavljaju kombinaciju motora sa čvrstim i tečnim gorivom, mada postoje i kombinacije čvrsto-čvrsto i čvrsto-gasovito, koje se teško mogu primeniti kod zemaljskih raketa. Jedna komponenta je u čvrstom stanju, obično gorivna, dok je druga, najčešće oksidator, u tečnom ili gasovitom stanju. Oksidator se pomoću brizgaljki direktno ubrizgava u produkte sagorevanja čvrste komponente, čime se efikasnost sagorevanja izrazito povećava.

Ova goriva imaju visoke performanse, a glavna prednost im je što se brzina sagorevanja može podešavati u određenim granicama, pa čak i zaustaviti i ponovo startovati.

### Čvrsta goriva

Raketni motori na čvrsta goriva najjednostavnije su konstrukcije. Za razliku od motora na tečno gorivo, raketni motori na čvrsto gorivo se ne mogu gasiti i ponovo startovati. Postoje dve osnovne vrste čvrstih goriva – homogena i kompozitna. I jedna i druga imaju relativno veliku gustinu, stabilna su na normalnoj temperaturi i ne zahtevaju posebne uslove skladištenja.

Homogena goriva najčešće su dvobazna, sadrže dve osnovne komponente; nitrocelulozu i nitroglicerina, a mogu biti i jednobazna (sadrže samo jednu osnovnu komponentu – nitrocelulozu). Pored osnovnih komponenti goriva sadrže, u manjim količinama, i različite dodatke (plastifikatore, stabilizatore, balističke modifikatore, itd.).

Specifični impuls homogenih goriva obično se kreće do 210 s u standardnim uslovima. Njihovi produkti sagorevanja ne sadrže dimove, pa su pogodna za rakete taktične namene. Često se primenjuju i za izradu busterova vođenih i višestepenih raketnih sistema.

Savremena kompozitna goriva najčešće su na bazi poliuretana ili polibutadiena, kao vezivne komponente, amonijum-perhlorata, kao oksidansa, i metalnih prahova, najčešće aluminijuma, koji sagorevanjem oslobađaju veliku količinu toplote i time podižu temperaturu sagorevanja. Imaju bolje mehaničke i energetske karakteristike od homogenih goriva (tabela 2), pa se

uglavnom upotrebljavaju za izradu pogonskih punjenja marševskih motora kod raketnih sistema taktičke namene, kao i za izradu buster motora velikih raketnih sistema (npr. za nosač rakete Titan).

### Tendencije u razvoju čvrstih raketnih goriva

Većina raketnih goriva koja se i danas primenjuju razvijena je pedesetih i šezdesetih godina 20. veka. U tabeli 3 prikazani su najčešći tipovi čvrstih raketnih goriva koji se primenjuju u svetu i kod nas.

Tabela 2

Uporedni pregled osnovnog sastava i specifičnog impulsa različitih vrsta raketnih goriva

Gorivo	Osnovni sastav	$I_{sp}$ (s)
Crni barut	kalijum-nitrat, sumpor, drveni ugalj	$\approx 125$
Dvobazno	nitroceluloza, nitroglicerini asfalt, amonijum-perhlorat	$\approx 200$ $\approx 180$
	polisulfid, amonijum-perhlorat	$\approx 200$
Kompozitno	poliuretan, amonijum-perhlorat	$\approx 225-230$
	polibutadien, amonijum-perhlorat	$\approx 230-235$
	poliuretan, aluminijum, amonijum-perhlorat	$\approx 240$
	polibutadien, aluminijum, amonijum-perhlorat	$\approx 245$
	polibutadien akrilonitril, aluminijum, amonijum-perhlorat	$\approx 250$
	kompozitno modifikovana dvobazna goriva (NC, NGL, HMX, Al)	$\approx 275$
	PBAA, aluminijum, amonijum-perhlorat	$\approx 275$
Tečno	kerozin, tečni kiseonik	$\approx 300$
	tečni vodonik, tečni kiseonik	$\approx 450$

Tabela 3

Sastavi nekih karakterističnih tipova čvrstih raketnih goriva

Gorivo	Tip	Sastav
J.P.N., Balistit (SAD)	homogeno dvobazno	nitroceluloza (51,5%), nitroglicerini (43%), diefilftalat (3%), ostali dodaci (2,5%)
Cordit (Rusija)	homogeno dvobazno	nitroceluloza (56,5%), nitroglicerini (28%), etilcentralit (4,5%), dinitrotoluen (11%)
SRB gorivo (SAD)	kompozitno	polibutadien akrilonitril (12%), amonijum-perhlorat (70%), aluminijum prah (16%), ostali dodaci (2%)
NGR gorivo (SCG)	homogeno dvobazno	nitroceluloza (), nitroglicerini (), plastifikator (), ostali dodaci ()
PU gorivo (SCG)	kompozitno	amonijum-perhlorat (65%), poliuretan (21%), aluminijum prah (12%), ostali dodaci (2%)

Razvoj i usavršavanje raketnih goriva odvija se u dva pravca. Jedan je poboljšanje performansi postojećih vrsta goriva dodavanjem novih komponenti, primena efikasnijih balističkih modifikatora ili, osvajanje novih oksidatora i veziva. Na drugoj strani vrše se istraživanja radi osvajanja potpuno novih goriva koja bi imala mnogo bolje performanse od postojećih.

### **Poboljšanje performansi postojećih goriva**

S obzirom na relativno mali specifični impuls, težišta istraživanja u području čvrstih raketnih goriva su usmerena, pre svega, na poboljšanje energetskih svojstava, zatim zakonitosti brzine sagorevanja, smanjenje osetljivosti na spoljne impulse, poboljšanje mehaničkih karakteristika, itd.

Za poboljšanje energetskih svojstava dvobaznih goriva najpre su dodavani amonijum-perhlorat i aluminijum, čime su dobijena tzv. kompozitnomodifikovana dvobazna goriva (CMDB). Ova vrsta goriva korišćena je npr. za pogon trećeg stepena rakete „Minitmen“. Dalje poboljšanje energetskih svojstava ove vrste goriva postignuto je dodatkom nitramina, heksogena ili oktogena, koji imaju veliku specifičnu masu i energiju, što se naročito pozitivno odrazilo na poboljšanje zapreminskog specifičnog impulsa. Goriva sa dodatkom HMX-a našla su primenu kod raketnih sistema „Trident“, „MX“ i drugih. Međutim, dodatkom HMX-a povećana je i njihova osetljivost, što onemogućava da se koriste za raketne sisteme većih gabarita.

Što se tiče kompozitnih raketnih goriva, istraživanja su usmerena na poboljšanje energetskih svojstava postojećih sastava dodatkom energetskih komponenti, na razvoju novih veziva, oksidatora, kao i metalnih prahova.

Kao veziva i danas se najčešće koriste polimeri na bazi poliuretana i polibutadiena (CTPB – karboksi terminirani polibutadien, HTPB – hidroksiterminirani polibutadien, PBAN – polibutadien akrilonitril i PBAA – kopolimer butadiena i akrilne kiseline), koji su razvijeni šezdesetih godina 20. veka. Usavršavanje veziva usmereno je, pre svega, u pravcu povećanja njihove energetske moći, poboljšanja reoloških karakteristika i smanjenja toksičnosti produkata sagorevanja.

U tom smislu proizvedena su nova energetska veziva tipa nitropolimera, od kojih je primenu našao nitrouretan (NU), zatim polimeri na bazi fluora i ugljenika (fluorougljenici), poliglicidilazid (GAP), poli 3,3 bis<sup>a</sup>azidomethyl<sup>o</sup> oxetane (BAMO), poly 3-nitrometoxymetil oxetane (PLN) poliglicidil-nitrate (PGN) i druga. Pored toga, za povećanje energetske moći standardnim sastavima kompozitnih goriva u određenom odnosu dodaju se i nitraminski eksplozivi NMX i RDX, a vrše se i ispitivanja goriva sa najnovijim nitraminskim eksplozivom HNIW (heksanitro-heksaazoisovurcitan).

Što se tiče gorivnih komponenti primenu su našli metalni hidridi kao što su LiH i LiAlH<sub>4</sub>, MgH<sub>2</sub>, LiBH<sub>4</sub>, ili, pak, AlH<sub>3</sub> i BeH<sub>2</sub>, koji su nestabilni, pa se moraju vezati u komplekse sa organskim molekulima da bi bili stabilni. Sastavi na bazi berilijuma daju najveći specifični impuls, ali pri sagorevanju stvaraju otrovne produkte. Od metalnih prahova, pored aluminijuma, magne-

zijuma, bora, berilijuma, perspektivu ima gorivo na bazi cirkonijuma, jer ima visoku temperaturu sagorevanja i veliku specifičnu masu (6,49.), pa se dobija veliki zapreminski specifični impuls.

Od oksidanasa je razvijeno nekoliko novih jedinjenja sa znatno većom energijom od amonijum-perhlorata, kao što su nitronijum-perhlorat NP ( $\text{NO}_2\text{ClO}_4$ ), litijum-perhlorat,  $\text{LiClO}_4$ , hidrazinijumdiperhlorat,  $\text{N}_2\text{H}_6(\text{ClO}_4)_2$ . Međutim, zbog izuzetno velike osetljivosti na spoljne impulse, nemaju značajniju primenu u raketnim gorivima.

### **Nova dostignuća u razvoju čvrstih raketnih goriva**

Do sada se kao oksidator u kompozitnim raketnim gorivima uglavnom koristio amonijum-perhlorat. Međutim, nedavno je Holandska agencija za svemirska istraživanja, u okviru Evropske svemirske agencije (ESA), razvila energetski jači oksidator, hidrazin/nitroformat ( $\text{N}_2\text{H}_5\text{C}(\text{NO}_2)_3$ )<sup>40</sup>. U kombinaciji sa savremenim vezivima, kao što su glicidil azid polimer (GAP), BAMO (poly 3,3 bis<sup>a</sup>azidomethyl<sup>o</sup> oxetane), PLN (poly 3-nitromethoxy-methyl oxetane) ili PGN (poly glycidyl nitrate), ovaj oksidans ne samo da povećava performanse raketnih motora na čvrsto gorivo već i sa ekološkog aspekta ne utiče na zagađenje okoline, jer pri sagorevanju ne oslobađa otrovni hlorovodonik.

Glavni produkti sagorevanja su azot, voda, ugljen-dioksid, azotovi oksidi i, ako je gorivu dodat aluminijum, aluminijum-oksid.

U početku proizvodnje glavni problem je bio kristalografske prirode, odnosno tendencija hidrazin-nitroformata

(HNF) da formira igličastu kristalnu formu različitih veličina i oblika. To je onemogućavalo proizvodnju goriva sa visokim udelom čvrste frakcije, za koja je poželjan sferični oblik oksidatora. Dalja istraživanja bila su usmerena na rešavanje ovog problema (primenom različitih postupaka kristalizacije i rekristalizacije) koji je ublažen ali još uvek nije potpuno rešen.

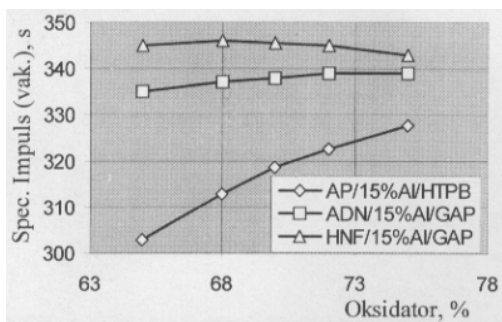
U toku razvoja posebna pažnja posvećena je definisanju pogodnog umreživača, katalizatora polimerizacije i postupka polimerizacije. Iako postupak još uvek nije optimizovan već se proizvode goriva za potrebe eksperimentalnih balističkih ispitivanja.

Istraživanja ovih goriva fokusirana su na kombinaciju HNF sa GAP i aluminijumom. Pokazalo se da ovo gorivo ima veliku brzinu sagorevanja, ali i tendenciju znatnog povećanja brzine sagorevanja sa pritiskom (eksponent brzine sagorevanja je  $\approx 0,8$ ).

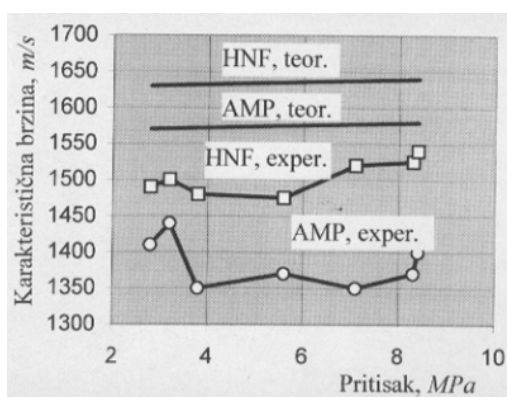
Daljim istraživanjem identifikovani su balistički modifikatori kojima je eksponent brzine sagorevanja snižen na 0,59, a istraživanja se nastavljaju radi njegovog daljeg smanjenja.

Istraživanja su pokazala da, iako je HNF visokoenergetski oksidans, njegova termička dekompozicija odvija se umereno, čak i na temperaturama iznad  $260^\circ\text{C}$ . To je vrlo važno za praktičnu upotrebu ovih goriva u raketnim motorima.

Teorijski proračuni i balistička ispitivanja goriva na bazi GAP/Al/HNF u eksperimentalnom motoru pokazala su da pri istim uslovima daju do 10% veći specifični impuls u odnosu na najbolja konvencionalna goriva na bazi HTPB/Al/AP (slike 1 i 2).



Sl. 1 – Usporedne teorijske performanse nekih sastava RG (ADN – amonijumdinitrid)



Sl. 2 – Teorijske i eksperimentalne vrednosti karakteristične brzine HTPB goriva na bazi AMP i HNF

Na slici 2 prikazani su usporedni rezultati merenja karakteristične brzine (ona daje direktne informacije o sagorevanju i performansama goriva, a množenjem sa koeficijentom potiska dobija se specifični impuls).

Očekuje se da će se ovim gorivom postići još veći specifični impuls, jer još uvek nije postignuta potpuna optimizacija sastava. U poslednjih nekoliko godina vrše se intenzivna istraživanja dvobaznih i kompozitnih goriva sa dodatkom ultrafinog aluminijuma u prahu (čiji je komercijalni naziv „Alex“), čija je granulacija reda veličine 50 do 200 nanometara.

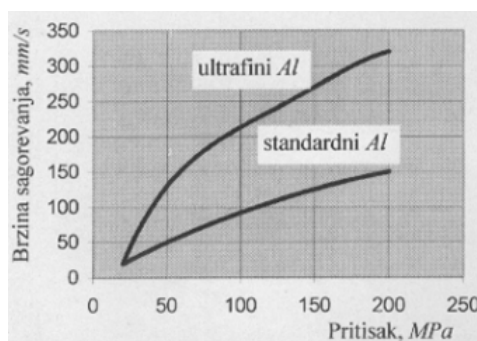
Dokazano je da ultrafini aluminijum povećava brzinu sagorevanja kompozitnih goriva za 70%, a dvobaznih goriva i do 100% u odnosu na sastave sa standardnim aluminijumom, uz istovremeno smanjenje eksponenta brzine sagorevanja pri visokim pritiscima (280 MPa) sa 0,8 na 0,66, kao i povećanje stabilnosti sagorevanja (slika 3) <sup>5, 6</sup>.

Zbog izuzetno efikasnog sagorevanja ultrafini aluminijum povećava zapreminski specifični impuls, kako kod čvrstih goriva, tako i kod tečnih i hibridnih.

S obzirom na veliku brzinu sagorevanja (100 do 400 mm/s), goriva sa ultrafinim aluminijumom pogodna su za izradu dodatnih punjenja koja služe kao akcelerator klasičnih projektila, zatim kao buster ili pripala kod raketnih motora koji rade pri visokim pritiscima.

### Hipotetička goriva

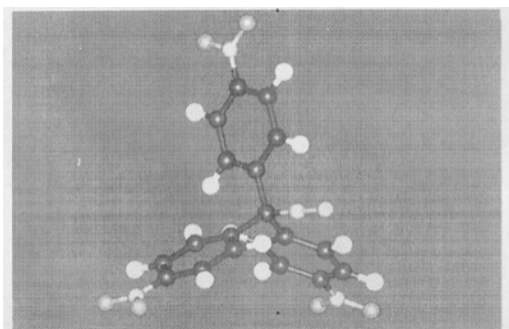
Ratno vazduhoplovstvo SAD nedavno je pokrenulo ambiciozan program čiji je cilj smanjenje mase kosmičkih letelica. Jedan od načina za to je sinteza novih hemijskih jedinjenja koja bi se



Sl. 3 – Zavisnost brzine sagorevanja CTPB goriva od pritiska sa standardnim i ultrafinim aluminijumom

upotrebljavala kao raketna goriva, a koja bi imala mnogo veću gustinu, veći specifični impuls i bila jeftinija. Istraživanja se sprovode u Superkompjuterskom centru Arktičkog regiona (ARSC) gde se uz pomoć moćnih računara obavlja modeliranje i definisanje kompleksnih hemijskih jedinjenja visoke energije i gustine, koja bi se mogla upotrebiti kao raketna goriva <sup>a7°</sup>.

Kao rezultat ovih istraživanja dobijena je teorijska struktura jednog jona, kao potencijalne osnove za sintezu poliazotnih jedinjenja koja se mogu upotrebiti u visokoenergetskim raketnim gorivima (slika 4). Značajniji rezultati tek se očekuju u budućnosti.



Sl. 4 – Teorijski model strukture trifenilmetildiazonijum jona

### Zaključak

Cilj istraživanja u oblasti čvrstih goriva usmeren je na dobijanje goriva sa što većom energijom, odnosno što većim zapreminskim specifičnim impulsom. Zato

se istraživanja odvijaju paralelno u dva pravca. S jedne strane, napori su usmereni na poboljšanje i optimizaciju sastava postojećih goriva dodatkom novih, energetski jačih komponenti, a s druge strane intenzivno se radi na sintezi potpuno novih hemijskih jedinjenja za dobijanje visokoenergetskih goriva. Jedan od poslednjih značajnijih napredaka ostvaren je sintezom novog, energetski jakog oksidatora, hidrazin-nitroformata, koji je u kombinaciji sa poliglicidil-azidom, kao vezivom, doprineo povećanju specifičnog impulsa za oko 10%.

Značajno poboljšanje balističkih performansi, pre svega brzine sagorevanja, ostvareno je zamenom standardnog aluminijuma u prahu sa ultrafinim aluminijumom. Na taj način kod dvobaznih raketnih goriva ostvareno je povećanje brzine sagorevanja za više od dva puta.

### Literatura:

- <sup>a1°</sup> Bedard, A.: Solid Rocket Propellants, Encyclopedia Astronautica, www.astronautix.com, 2003.
- <sup>a2°</sup> ^olakovij, M.: Goriva za raketni pogon, Vojnoizdavački zavod, Beograd, 2002.
- <sup>a3°</sup> Braeunig, R. A.: Rocket and Space Technology, www.users.comkey.net, 2003.
- <sup>a4°</sup> Schöyer, H.F.R.: ESA's New Solid Propellant based on Hydrazium Nitroformate, Propulsion and Aerothermodynamics Division, ESTEC, European Space Agency, www.esa.int, 2003.
- <sup>a5°</sup> Baschung, B. i dr.: Combustion Phenomena of a Solid Propellant based on Aluminium Powder, www.argonide.com, 2003.
- <sup>a6°</sup> M. M. Mench, C. L. Yeh, and K. K. Kuo: Propellant burning rate enhancement and thermal behavior of ultra-fine aluminum powders (Alex), 29th International Annual Conference of ICT, Karlsruhe, Federal Republic of Germany, 1998.
- <sup>a7°</sup> J. Boatz: Designing New Materials-Advanced Rocket Propellants, www.arcs.edu, 2003.