

**BOSNA I HERCEGOVINA  
UNIVERZITET U SARAJEVU  
MAŠINSKI FAKULTET U SARAJEVU**

**Berko Zečević**

**UTJECAJ PROMJENJIVOГ POLJA VISOKOG  
RADIJALNOГ UBRZANJA NA UNUTRAŠNјU  
BALISTIKU RAKETNIH MOTORA SA  
DVOBAZNIM GORIVOM**

**-DOKTORSKA DISERTACIJA-**

**SARAJEVO, 1999. GOD.**

**BOSNA I HERCEGOVINA  
UNIVERZITET U SARAJEVU  
MAŠINSKI FAKULTET U SARAJEVU**

**UTJECAJ PROMJENJIVOГ POLJA VISOKOG  
RADIJALNOГ UBRZANJA NA UNUTRAŠNјU  
BALISTIKU RAKETNIH MOTORA SA  
DVOBAZNIM GORIVOM**

**-DOKTORSKA DISERTACIJA-**

**Mentor: Prof. dr Ejup Ganić**

**Autor: Berko Zečević**

**SARAJEVO, 1999. GOD.**

## PODACI ZA BIBLIOGRAFSKU KARTICU

**UDK:**

**621.453/457.001.57:519.637**

**Ključne riječi:**

*Raketni motor, dvobazno gorivo, radikalno ubrzanje, pogonsko punjenje, brzina sagorijevanja, pritisak sagorijevanja, opitni sto, obrtanje.*

**Naučno područje:**

**TEHNIČKE NAUKE**

**Naučno polje:**

*Raketni motori na čvrsta goriva*

**Institucija u kojoj je rad urađen:**

*Univerzitet u Sarajevu  
Mašinski fakultet u Sarajevu*

**Mentor rada:**

*Prof. dr Ejup Ganić*

**Broj stranica:**

**182**

**Broj slika:**

**115**

**Broj tablica:**

**14**

**Broj korištenih bibliografskih jedinica:**

**83**

**Datum odbrane:**

**Komisija:**

*Prof. dr Ejup Ganić*

*Prof. dr Vlatko Doleček*

*Prof. dr Alija Lekić*

**Institucija u kojoj je rad pohranjen:** *Mašinski fakultet u Sarajevu*

## ZAHVALA

Karakter teme doktorske disertacije zahtjeva je dugotrajna i skupa eksperimentalna istraživanja i ona su bila moguća samo zahvaljujući izvanrednoj i nesebičnoj pomoći ljudi iz:

1. Tvornice PRETIS iz Vogošće u obezbjeđenju izrade više od dvije stotine struktura raketnih motora i
2. Tvornice "Slobodan Princip Seljo", odnosno "Vitezit" iz Viteza u obezbijeđenju pogonskih punjenja i ustupanje opreme za izvođenje eksperimentalnih ispitivanja.

Materije koja se obrađuje u ovoj doktorskoj disertaciji je izrazito specifična i bili su potrebni posebni napor i mojih profesora u praćenje rada na njoj, te izražavam duboku zahvalnost:

1. Redovnom profesoru dr Ejupu Ganiću, mentora doktorske disertacije na stvaranju pretpostavki da pristupim izradi doktorske disertacije i
2. Redovnim profesorima dr Vlatku Dolečeku i dr Aliji Lekiću na njihovim izvanrednim sugestijama u definitivnom oblikovanju disertacije.

U mom svakodnevnom radu sam nailazio na nesebičnu podršku kolege Jasmina Terzića dipl. maš. inž., a posebno u izradi neophodnih računarskih programa.

Posebnu zahvalu upućujem supruzi Fatimi i kćerkama Zvjezdani i Svjetlani na strpljenju tokom mog višegodišnjeg rada na doktorskoj disertaciji i njihovoj sposobnosti da u takvim uslovima ostvare harmoniju u našoj porodici.

Nažalost, moji roditelji nisu više u stanju da se raduju mojim uspjesima, iako su oni najzaslužniji za ovo što jesam i što će biti, u znak zahvalnosti mogu da zaželim da i dalje počivaju u miru.

*Berko Zečević*

# S A D R Ž A J

I	Oznake .....	I
II	Spisak slika .....	III
III	Spisak tabela .....	VI
IV	Predgovor .....	VII
V	Sažetak rada .....	VIII
VI	Summary .....	IX
1.	<b>Uvod .....</b>	1
2.	<b>Unutrašnja balistika raketnih motora na dvobazna goriva .....</b>	6
2.1	Dvobazna raketna goriva .....	6
2.2	Sagorijevanje dvobaznih goriva .....	10
2.2.1	Struktura talasa sagorijevanja .....	10
2.2.2	Opšte karakteristike talasa sagorijevanja dvobaznog goriva .....	21
2.2.3	Brzina sagorijevanja čvrstog raketnog goriva .....	28
2.3	Eksperimentalne metode određivanje brzine sagorijevanja .....	30
2.4	Pregled dostupnih istraživanja utjecaja visokog radijalnog ubrzanja na unutrašnju balistiku raketnih motora sa dvobaznim gorivom .....	37
2.4.1	Utjecaj geometrije pogonskog punjenja .....	37
2.4.2	Utjecaj obrtanja na sliku strujanja gasa unutar raketnog motora ....	38
2.4.3	Utjecaj balističkih aditiva .....	41
2.4.4	Promjene parametara procesa sagorijevanja u raketnom motoru ....	49
3.	<b>Istraživanja unutrašnjo balističkih parametara dvobaznih raketnih goriva u polju visokog promjenjivog radijalnog ubrzanja .....</b>	52
3.1	Osnove .....	52
3.2	Balističke performanse raketnih motora na čvrsto gorivo .....	53
3.2.1	Procijena gubitaka specifičnog impulsa .....	60
3.2.2	Ugaona brzina raketnog motora .....	66
3.3	Metodologija eksperimentalnog istraživanja .....	68
3.4	Eksperimentalna oprema za istraživanje .....	69
3.4.1	Vertikalni obrtni sto .....	69
3.4.2	Horizontalni opitni sto sa lamelama .....	70
3.4.3	Kalorimetrijska bomba .....	71
3.4.4	Mjerna oprema .....	71
3.4.5	Senzori .....	72
3.5	Eksperimentalni raketni motori .....	72
3.5.1	Balistički opitni raketni motor FLS-2 .....	73
3.5.2	Eksperimentalni realni raketni motori .....	73
3.6	Pogonska punjenja .....	75
3.7	Karakteristike dvobaznih goriva .....	77
3.7.1	Fizičko-hemijske karakteristike .....	80
3.7.2	Mehaničke karakteristike .....	80
3.7.3	Kinetičke karakteristike .....	81
3.7.4	Energetske karakteristike .....	88
3.8	Metodologija izvođenja opita .....	95
3.9	Rezultati ispitivanja .....	95

<b>4. Analiza rezultata istraživanja .....</b>	<b>112</b>
4.1 Metod obrade rezultata istraživanja .....	112
4.2 Utjecaj tipa i geometrije konvergentnog dijela mlaznika .....	113
4.3 Dinamika relativnog kretanja čvrstih čestica u polju ubrzanja .....	121
4.4 Utjecaj na integral pritisak-vrijeme .....	130
4.5 Utjecaj na srednji pritisak sagorijevanja .....	131
4.6 Utjecaj na pritisak na kraju procesa sagorijevanja .....	134
4.7 Utjecaj na srednju brzinu sagorijevanja .....	135
4.8 Utjecaj na karakterističnu brzinu isticanja .....	136
4.9 Utjecaj na trenutnu brzinu sagorijevanja .....	138
4.9.1 Utjecaj masenog fluksa .....	139
4.9.2 Utjecaj radijalnog ubrzanja .....	143
4.9.3 Eksponent n u zakonu brzine sagorijevanja .....	147
4.10 Specifični impuls raketnog motora .....	150
4.11 Utjecaj na trenutni pritisak sagorijevanja .....	154
4.12 Utjecaj izmjene tehnologije izrade .....	160
<b>5. Prethodno predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazno gorivo u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja .....</b>	<b>165</b>
5.1 Balistički zahtijevi .....	165
5.2 Zahtijevi misije projektila .....	165
5.3 Izbor pogonske materije .....	166
5.4 Teoretske performanse pogonske materije .....	167
5.5 Geometrija mlaznika i izbor materijala .....	167
5.6 Predviđanje gubitaka performansi raketnog motora .....	168
5.7 Površina kritičnog presjeka i izlaznog presjeka mlaznika .....	168
5.8 Dizajn pogonskog punjenja .....	170
5.9 Promjena pritiska i potiska sa vremenom .....	172
<b>6. Zaključak .....</b>	<b>173</b>
<b>7. Literatura .....</b>	<b>177</b>
<b>Kratka biografija .....</b>	<b>182</b>
<b>Short biography .....</b>	<b>182</b>

## Oznake

Simbol	Opis simbola	Dimenzija
$A$	površina	$L^2$
$a$	temperaturna konstanta u zakonu brzine sagorijevanja	-
$c^*$	karakteristična brzina isticanja	$L/t$
$C_D$	koeficijent masene brzine	$t/L$
$C_F$	koeficijent potiska mlaznika	-
$c$	specifična toplota	$Q/(M \times T)$
$D_{th}$	prečnik kritičnog presjeka	$L$
$E$	energija aktivizacije	$Q$
$F$	trenutna vrijednost potiska	$F/L^2$
$G$	maseni fluks u poprečnom presjeku kanala za prolaz gasova	$M/(L^2 \times t)$
$I_{sp}$	specifični impuls	$(F \times t)/M$
$I_{tot}$	totalni impuls	$F \times t$
$J$	odnos površina kritičnog presjeka mlaznice i površine kanala punjenja za prolaz gasova, moment inercije	-
$K$	koeficijent zbijanja, koeficijent Klemung-a	-
$K_c$	proizvod koeficijenta $K$ i $J$	-
$L$	debljina zone sagorijevanja	$L$
$\overline{M}$	molekularna masa	$N$
$\dot{m}$	masena brzina stvaranja produkata sagorijevanja	$M/t$
$n$	broj mlaznica	-
$O$	obim geometrije presjeka kanala za prolaz gasova	$L$
$p$	pritisak sagorijevanja	$F/L^2$
$Q$	energija reakcije po jedinici mase	$Q/M$
$R$	univerzalna gasna konstanta, trenutni položaj fronta plamena	$Q/(N \times T)$
$r$	brzina sagorijevanja u zakonu $r = a \cdot p^n$	$L/t$
$S$	meridijanski presjek projektila	$L^2$
$t$	vrijeme sagorijevanja	$t$
$T$	temperatura	$T$
$u$	brzina otičućeg gasa	$L/t$
$V$	zapremina	$L^3$
$v$	brzina	$L/t$
$w$	web ili debljina svoda sagorijevanja pogonskog punjenja	$L$
$x$	faktor složenosti geometrije punjenja, koordinata	$-, L$
$Y$	maseni udjeli vrsta goriva	$N/M$
$y$	koordinata	$L$
$Z$	predeksponecijski faktor u Arenius-ovom zakonu brzine	$L/t$
$z$	koordinata	$L$
$\alpha$	poluugao konusa divergentnog dijela mlaznika, koeficijent prelaza toplotne	radian, $(Q \times t)/(L^2 \times t)$
$\alpha_p$	toplotna difuzivnost goriva	$L^2/t$
$\delta$	nagib ose mlaznice u odnosu na uzdužnu osu projektila	radian
$\mu$	dinamički viskozitet gase	$M/(L \times t)$
$\omega$	ugaona brzina obrtanja raketnog motora	radiana/t
$\varepsilon$	ekspanzionalni odnos u divergentnom dijelu mlaznika	-
$\rho$	gustina	$M/L^3$
$\eta_\delta$	koeficijent gubitka specifičnog impulsa zbog nagiba ose mlaznice u odnosu na osu motora	-
$\lambda$	koeficijent toplotne provodljivosti	$Q/(L \times T \times t)$
$\gamma$	odnos specifičnih toplota	-
$\varepsilon_{BL}$	gubitak $I_{sp}$ zbog pojave graničnog sloja	-
$\varepsilon_{TP}$	gubitak $I_{sp}$ zbog dvo-faznog toka	-

$\varepsilon_{ANGL}$	gubitak $I_{sp}$ zbog izmjene geometrije ulaznog dijela mlaznika	-
$\varepsilon_{MULT}$	promjene $I_{sp}$ zbog složenosti gasnog toka kod više mlaznica periferno raspoređenih	-
$\varepsilon_{SUB}$	gubitak $I_{sp}$ zbog uronjenosti mlaznika	-
$\varepsilon_{KIN}$	kinetički gubitak $I_{sp}$	-
$\varepsilon_{DIV}$	gubitak $I_{sp}$ zbog neparalelnosti isticanja gasa	-
$\varepsilon_{EROS}$	promjena $I_{sp}$ zbog erozije mlaznika	-
$\eta_{acc}$	efikasnost $I_{sp}$ zbog prisustva polja radijalnog ubrzanja	-
$\eta_{C^*}$	koeficijent efikasnosti karakteristične brzine	-
$\eta_{C_F}$	koeficijent efikasnosti potiska	-

### Subscripts

$a$	ambijentalno stanje
$aver$	srednja vrijednost
$b$	sagorijevanje (površine pogonske materije, kraj procesa)
$c$	stanje u komori
$d$	pokazatelj stepena zavisnosti debljine tamne zone od pritiska, stanje u tamnoj zoni
$e$	stanje na izlazu iz mlaznika
$F$	gorivo
$f$	stanje u zoni kipljenja
$g$	stanje gasne faze
$i$	i-ta hemijska materija
$j$	j-ta hemijska materija
$n$	ukupni red reakcije u tamnoj zoni
$nozl$	mlaznik
$O$	oksidator
$P$	pogonska materija, produkti sagorijevanja
$p$	pogonska materija, produkata sagorijevanja
$s$	stanje čvrste faze (površina sagorijevanja)
$s^+$	stanje između gasne faze i površine sagorijevanja
$s^-$	stanje između čvrste faze i površine sagorijevanja
$teo$	teoretska vrijednost
$th$	stanje u kritičnom presjeku mlaznika

### Superscript

$n$	eksponet pritiska u zakonu brzine gorenja
-----	---

### Dimenzioni simboli

$F$	Sila	$Q$	Toplotra
$L$	Dužina	$radian$	Ugao
$M$	Masa	$t$	Vrijeme

## Spisak slika

Redni broj	Naziv slika	Strana broj
1.	Sl. 1.1 Razvoj krive pritiska za motor NOTS 551 pri različitim uslovima ispitivanja	1
2.	Sl. 2.1 Efekat super brzog sagorijevanja pod utjecajem aditiva	9
3.	Sl. 2.2 Šematski prikaz talasa sagorijevanja dvobaznog raketnog goriva	11
4.	Sl. 2.3 Utjecaj aditiva na efekat super brzog sagorijevanja	13
5.	Sl. 2.4 Površinska struktura goriva sa katalizatorom brzine sagorijevanja	15
6.	Sl. 2.5 Debljine zona sagorijevanja	16
7.	Sl. 2.6 Debljina tamne zone za pritiske sagorijevanja od 1 MPa, 2 MPa i 3 MPa respektivno	19
8.	Sl. 2.7 Temperaturni profil u čvrstoj fazi	21
9.	Sl. 2.8 Temperaturni profil u gasnoj fazi	21
10.	Sl. 2.9 Šema ravnoteže topotne energije u talasu sagorijevanja	22
11.	Sl. 2.10 Profil izmjene masenih udjela vrsta, temperature i topotne ravnoteže u talasu sagorijevanja	23
12.	Sl. 2.11 Model step funkcije u gasnoj fazi	26
13.	Sl. 2.12 Šema balističke bombe	31
14.	Sl. 2.13 "Slab" testni motor	33
15.	Sl. 2.14 Balistička bomba sa centrifugom	35
16.	Sl. 2.15 Uporedni rezultati ispitivanja NASA LRC "slab" i USNPS "strand" motora	36
17.	Sl. 2.16 Uporedni rezultati ispitivanja NASA LRC "slab" i "CP" motora	36
18.	Sl. 2.17 Utjecaj složenosti geometrije pogonskog punjenja na promjenu temperaturne konstante $a/a_0$ u zakonu brzine sagorijevanja	38
19.	Sl. 2.18 Razvoj krive <i>pritisak vs vrijeme</i> eksperimentalnog motora za različite uslove ispitivanja	40
20.	Sl. 2.19 Fotografije faza procesa sagorijevanja raketnog motora na čvrsto gorivo bez utjecaja polja radikalnog ubrzanja i u polju	41
21.	Sl. 2.20 Promjena relativne brzine sagorijevanja goriva DBNA pri različitim pritiscima sagorijevanja u polju radikalnog ubrzanja	42
22.	Sl. 2.21 Promjena mase nesagorijelog goriva DBNA pri pritisku sagorijevanja od 1,85 MPa u polju radikalnog ubrzanja	43
23.	Sl. 2.22 Promjena brzine sagorijevanja DRG A sa katalizatorima u polju radikalnog ubrzanja	45
24.	Sl. 2.23 Promjena brzine sagorijevanja DRG N sa katalizatorima u polju radikalnog ubrzanja	46
25.	Sl. 2.24 Promjena funkcije orientacije u zavisnosti od ugla kojeg zaklapa vektor ubrzanja sa površinom sagorijevanja	48
26.	Sl. 2.25 Promjena livenog dvobaznog goriva X-248 BUU tokom procesa sagorijevanja pri različitim nivoima radikalnog ubrzanja	49
27.	Sl. 2.26 Promjena relativne brzine sagorijevanja pri promjeni intenziteta polja radikalnog ubrzanja	51
28.	Sl. 3.1 Dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> za standardnu obradu rezultata	53
29.	Sl. 3.2 Odvajanje gasne struje unutar mlaznika	56
30.	Sl. 3.3 Stepen efikasnosti karakteristične brzine produkata sagorijevanja	65
31.	Sl. 3.4 Opitni sto za ispitivanje raketnih motora sa obrtanjem oko uzdužne ose	70
32.	Sl. 3.5 Horizontalni lamelni opitni sto	71
33.	Sl. 3.6 Opšta šema opreme za akviziciju podataka	72
34.	Sl. 3.7 Balistički opitni raketni motor FLS-2	73
35.	Sl. 3.8 Realni eksperimentalni raketni motor	74
36.	Sl. 3.8 Pogonska punjenja NGR-A-Z i NGR-A-C	79
37.	Sl. 3.9 Pogonska punjenja NGR-B-Z i NGR-B-C	79
38.	Sl. 3.10 Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-A	86
39.	Sl. 3.11 Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-B	87
40.	Sl. 3.12 Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-A (tehnološki postupak ekstrudiranjem)	88
41.	Sl. 3.13 Raketni motori DRG-A-Z-serija A	96

42.	Sl. 3.14	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-A-Z-serija A	97
43.	Sl. 3.15	Raketni motori DRG-A-Z-serija B	97
44.	Sl. 3.16	Raketni motori DRG-A-Z-serija C	98
45.	Sl. 3.17	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-A-Z-serija B	99
46.	Sl. 3.18	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-A-Z-serija C	99
47.	Sl. 3.19	Raketni motori NGR-A-C-serija A	100
48.	Sl. 3.20	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-A-C-serija A	100
49.	Sl. 3.21	Raketni motori DRG-A-C-serija B	101
50.	Sl. 3.22	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-A-C-serija B	102
51.	Sl. 3.23	Raketni motori DRG-B-Z-serija A	102
52.	Sl. 3.24	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-B-Z-serija A	103
53.	Sl. 3.25	Raketni motori DRG-B-Z-serija B	103
54.	Sl. 3.26	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-B-Z-serija B	104
55.	Sl. 3.27	Raketni motori DRG-B-Z-serija B1	104
56.	Sl. 3.28	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-B-Z-serija B1	105
57.	Sl. 3.29	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-B-Z-serija C	105
58.	Sl. 3.30	Raketni motori DRG-B-Z-serija C	106
59.	Sl. 3.31	Raketni motori DRG-B-C-serija A	107
60.	Sl. 3.32	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-B-C-serija A	107
61.	Sl. 3.33	Raketni motori DRG-B-C-serija B	108
62.	Sl. 3.34	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-B-C-serija B	108
63.	Sl. 3.35	Raketni motori DRG-B-C-serija B1	109
64.	Sl. 3.36	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-B-C-serija B1	109
65.	Sl. 3.37	Raketni motori DRG-B-C-serija C	110
66.	Sl. 3.38	Skupni dijagram <i>pritisak vs vrijeme</i> i <i>ugaona brzina vs vrijeme</i> za raketne motore DRG-B-C-serija C	111
67.	Sl. 4.1	Utjecaj tipa mlaznika na razvoj krive <i>pritisak vs vrijeme</i>	113
68.	Sl. 4.2	Promjena početnog stacionarnog pritiska sagorijevanja pri izmjeni ugla nagiba ose mlaznica	114
69.	Sl. 4.3	Promjena geometrije kritičnog presjeka pri izmjeni ugla nagiba ose mlaznice	115
70.	Sl. 4.4	Promjena početnog stacionarnog pritiska sagorijevanja sa uglom nagiba mlaznica	116
71.	Sl. 4.5	Promjena efektivne površine sagorijevanja kritičnog presjeka sa promjenom ugla nagiba osa mlaznica	117
72.	Sl. 4.6	Relativna promjena kritičnog presjeka mlaznica uslijed erozije za različite uglove nagiba osi mlaznica	117
73.	Sl. 4.7	Promjena integrala pritiska sa vremenom pri izmjeni ugla nagiba osa mlaznica	119
74.	Sl. 4.8	Koeficijent efikasnosti raketnog motora u zavisnosti od promjene ugla nagiba osi simetrije mlaznica	120
75.	Sl. 4.9	Koeficijent gubitka specifičnog impulsa raketnog motora pri izmjeni ugla nagiba osa mlaznica	121
76.	Sl. 4.10	Sile koje djeluju na česticu aditiva u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja	122
77.	Sl. 4.11	Relativna tangencijalna brzina gasne struje na određenom rastojanju od površine sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja	125
78.	Sl. 4.12	Koeficijent otpora sfere u zavisnosti od Rejnolds-ovog broja	126
79.	Sl. 4.13	Kritični prečnik čestica balističkog aditiva u zavisnosti od promjene intenziteta polja radijalnog ubrzanja	127

80.	Sl. 4.14	Vrijeme prebivanja čestice aditiva u talasu sagorijevanja na udaljenosti 0,100 mm i 0,150 mm od čvrste površine u prisustvu promjenjivog polja radijalnog ubrzanja	129
81.	Sl. 4.15	Međusobni odnosi intenziteta vektora tangencijalnog i radijalnog ubrzanja u različitim fazama procesa sagorijevanja	130
82.	Sl. 4.16	Promjena integrala pritiska sa vremenom u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja	131
83.	Sl. 4.17	Promjena srednjeg pritiska sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja	132
84.	Sl. 4.18	Promjena srednjeg pritiska sagorijevanja pogonske materije NGR-A u polju radijalnog ubrzanja	133
85.	Sl. 4.19	Promjena srednjeg pritiska sagorijevanja pogonske materije NGR-B u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja	133
86.	Sl. 4.20	Promjena pritiska na kraju procesa sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja	134
87.	Sl. 4.21	Promjena srednje brzine sagorijevanja u polju radijalnog ubrzanja	136
88.	Sl. 4.22	Promjena karakteristične brzine u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja	137
89.	Sl. 4.23	Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje NGR-A-Z	140
90.	Sl. 4.24	Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje NGR-A-C	140
91.	Sl. 4.25	Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje NGR-B-Z	142
92.	Sl. 4.26	Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje NGR-B-C	142
93.	Sl. 4.27	Promjena komponente trenutne brzine sagorijevanja $\delta r_{acc}$ u polju radijalnog ubrzanja za pogonsko punjenje NGR-A-Z	144
94.	Sl. 4.28	Promjena komponente trenutne brzine sagorijevanja $\delta r_{acc}$ u polju radijalnog ubrzanja za pogonsko punjenje NGR-A-C	144
95.	Sl. 4.29	Promjena komponente trenutne brzine sagorijevanja $\delta r_{acc}$ u polju radijalnog ubrzanja za pogonsko punjenje NGR-B-Z	145
96.	Sl. 4.30	Promjena komponente trenutne brzine sagorijevanja $\delta r_{acc}$ u polju radijalnog ubrzanja za pogonsko punjenje NGR-B-C	146
97.	Sl. 4.31	Zakon promjene trenutne brzine sagorijevanja koji sadrži samo komponentu utjecaja polja radijalnog ubrzanja za pogonsku materiju NGR-A	148
98.	Sl. 4.32	Zakon promjene trenutne brzine sagorijevanja koji sadrži samo komponentu utjecaja polja radijalnog ubrzanja za pogonsku materiju NGR-B	149
99.	Sl. 4.33	Stepen efikasnosti specifičnog impulsa u polju radijalnog ubrzanja	151
100.	Sl. 4.34	Stepen efikasnosti specifičnog impulsa punjenja geometrije poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde u polju radijalnog ubrzanja	152
101.	Sl. 4.35	Stepen efikasnosti specifičnog impulsa punjenja sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova u polju radijalnog ubrzanja	153
102.	Sl. 4.36	Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od trenutnog položaja fronta plamena u polju radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-A-Z	155
103.	Sl. 4.37	Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od trenutnog položaja fronta plamena u polju radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-A-C	155
104.	Sl. 4.38	Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od promjene intenziteta polja promjenjivog radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-A-Z	156
105.	Sl. 4.39	Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od promjene intenziteta polju radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-A-C	156
106.	Sl. 4.40	Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od trenutnog položaja fronta plamena u polju radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-B-Z	157
107.	Sl. 4.41	Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od trenutnog položaja fronta plamena u polju radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-B-C	158
108.	Sl. 4.42	Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od promjene intenziteta polju radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-B-Z	159
109.	Sl. 4.43	Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od promjene intenziteta polju radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-B-C	159

110.	Sl. 4.44	Standardni balistički motor FLS-2 na temperaturi okoline 290 K, pogonska materije NGR-A proizvedena metodom presovanja	160
111.	Sl. 4.45	Standardni balistički motor FLS-2 na temperaturi okoline 290 K, pogonska materije NGR-A proizvedena metodom ekstrudiranja	161
112.	Sl. 4.46	Standardni balistički motor FLS-2 na temperaturi okoline 240 K, pogonska materije NGR-A proizvedena metodom ekstrudiranja	161
113.	Sl. 4.47	Standardni balistički motor FLS-2 na temperaturi okoline 330 K, pogonska materije NGR-A proizvedena metodom ekstrudiranja	162
114.	Sl. 4.48	Utjecaj izmjene tehnologije proizvodnje i balističkih aditiva na izgled dijagrama pritisak vs vrijeme pogonske materije NGR-A ispitane na temperaturi okoline 323 K	163
115.	Sl. 4.49	Utjecaj izmjene tehnologije proizvodnje i balističkih aditiva na izgled dijagrama pritisak vs vrijeme pogonske materije NGR-A ispitane na temperaturi okoline 243 K	163

## Spisak tabela

Redni broj	Naziv tabela	Strana broj
1	Tabela 2.1 Lista komponenti korištenih za dvobazna raketna goriva [47]	6
2	Tabela 2.2 Karakteristike zone sagorijevanja [83]	20
3	Tabela 2.3 Debljina talasa sagorijevanja u funkciji pritiska sagorijevanja [45]	27
4	Tabela 2.4 Geometrijske karakteristike pogonskih punjenja standardnih balističkih raketnih motora [37]	34
5	Tabela 2.5 Sastav dvobaznih raketnih goriva [16]	42
6	Tabela 3.1 Koeficijent C4	62
7	Tabela 3.2 Koeficijenti C1 i C2	62
8	Tabela 3.3 Osnovne karakteristike korištenih senzora	72
9	Tabela 3.4 Hemski sastav dvobaznih raketnih goriva	77
10	Tabela 3.5 Intenziteti fenomena na koje utiče unutrašnji tok gase [83]	78
11	Tabela 3.6 Fizičko hemijske karakteristike goriva	80
12	Tabela 3.7 Osnovne mehaničke karakteristike uzoraka dvobaznih goriva	80
13	Tabela 3.8 Teoretske performanse pogonske materije NGR-A	91-92
14	Tabela 3.8 Teoretske performanse pogonske materije NGR-B	93-94

## PREDGOVOR

Početkom sedamdesetih godina u ruskom časopisu "Pregled raketne tehnike", koji je donosio prevode američkih naučnih radova, zapazio sam članak koji opisuje utjecaj radijalnog ubrzanja na brzinu sagorijevanja kompozitnog goriva u motoru rakete za svemirska istraživanja, čije pogonsko punjenje je imalo geometriju zvijezde. Članak je na mene ostavio snažan utisak da sam tokom izrade diplomskog rada iskoristio tu informaciju, promijenio osnovnu koncepciju teme diplomskog rada i primjenio novu konfiguraciju pogonskog punjenja i tijela raketnog motora za brzorotirajuću raketu povećanog dometa. Po zaposlenju u tvornici PRETIS, zahvaljujući stjecaju sretnih okolnosti nastavio sam rad na osnovnom konceptu raketnog motora iz mog diplomskog rada i već poslije godinu i pol od diplomiranja moja prva raketa je poletjela i bitno uticala na moj dalji život i profesionalnu orientaciju. Rezultati spoljno balističkih ispitivanja su bili veoma pozitivni, ali je istovremeno primjećen veoma velik nesklad između teoretskih proračuna i rezultata unutrašnjo balističkih ispitivanja. Dostupna literatura sadržavala je veoma oskudne podatke o mogućim uzrocima odstupanja, a i ti podaci su se odnosili prvenstveno na sagorijevanje kompozitnih raketnih goriva. Raketni motor koji sam razvijao koristio je dvobazno raketno gorivo, jer tada u prethodnoj Jugoslaviji, nisu postojale tehnološke osnove za kvalitetan rad sa kompozitnim gorivima. Vrijeme, eksperimentalna ispitivanja, neprekidno učenje i praćenje zapadne literature su učinili da se širio obim informacija o mogućim utjecajima radijalnog ubrzanja na promjene parametara unutrašnje balistike raketnih motora na dvobazna goriva. Uslijedila je izrada magisterske teze u kojoj sam izvršio sintezu eksperimentalnog rada na razvoju brzorotirajuće rakete 128 mm M87 i izložio detaljniji pregled do tada dostupnih istraživanja stranih autora o sagorijevanju dvobaznih raketnog goriva pod utjecajem radijalnog ubrzanja.

Međutim, u većini dotadašnjih razmatranja proces sagorijevanje dvobaznih raketnih goriva izloženih utjecaju polja radijalnog ubrzanja pokušavano je da se tumači na analogan način kao sagorijevanje kompozitnih raketnih goriva pod utjecajem radijalnog ubrzanja. Presudan utjecaj u mom otklonu od takvih stavova bila su dva događaja; prvi je bila pojava članka "*Combustion des différents propellants solides*" grupe francuskih autora *Lengelle G., Bizot A. i dr.* u časopisu *Science et techniques de l'armement* objavljenog 1986. god. u Parisu u kome su na savremen način bila izložena najnovija saznanja o sagorijevanju dvobaznih raketnih goriva i utjecaju aditiva na taj proces, a drugi događaj je bio uvid u tri fotografije procesa sagorijevanja pogonskog punjenja u motoru sa i bez obrtanja koje su snimljene u ONERA (*Office national d'études et de recherches aérospatiales*). Time su stvoreni početni uslovi od kojih sam krenuo u razumjevanje samog procesa sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja.

Sarajevo, januara 1999. god

Berko Zečević

# **UTJECAJ PROMJENJIVOГ POLJA VISOKOG RADIJALNOГ UBRZANJA NA UNUTRAŠNјU BALISTIKU RAKETNIH MOTORA SA DVOBAZNIM GORIVOM**

## **Sažetak rada**

Ostvarivanje inercijalne stabilizacije, impulsnog upravljanja, stabilizacije korištenjem žiroskopskog efekta, neutralisanje grešaka u procesu montaže ili smanjenje rasturanja na cilju raketnih sistema, postiže se obrtanjem oko njihove uzdužne ose. Utjecaj radijalnog i uzdužnog ubrzanja na unutrašnju balistiku raketnih motora na čvrsto gorivo je uočen i on se ogledao u promjenama u procesu sagorijevanja raketnih goriva, karakteru toka gasne struje unutar raketnog motora i posebno kod mlaznika, povećanom toplotnom opterećenju pojedinih dijelova strukture raketnog motora, izmjeni površine sagorijevanja pogonskog punjenja, promjene nastale dodavanjem čvrstih, odnosno metalnih čestica u strukturu raketnog goriva itd. Svi ti utjecaji su se odražavali na ukupne performanse rakete u cjelini i posebno sa stanovišta njihovog utjecaja na sigurnost i pouzdanost strukture sistema u cjelini.

Usljed razlika u tehnološkom nivou i globalnom odbrambenom konceptu Amerike i bivšeg Sovjetskog saveza, u Americi kao izrazito prekomorskoj zemlji, težište istraživanja u raketnoj tehnici je bilo usmjereni na razvoj balističkih vođenih raketa, a posebno onih na čvrsto kompozitno raketno gorivo. Vođene balističke rakete čine njihovu bitnu komponentu sistema naoružanja; njihova stabilizacija u letu se postiže malom uzdužnom ugaonom brzinom, pa zato nije postojao interes za razmatranje utjecaja velikih inercionih ubrzanja koja se pojavljuju kod nevođenih raketa stabiliziranih rotacijom. U Rusiji, zbog zaostatka u tehnološkom razvoju, njihove balističke rakete su prvih godina bile na tečni pogon, a zatim su sa izvjesnim vremenskim kašnjenjem od oko jedne decenije istraživanja bila orijentirana na dvobazna raketna goriva, odnosno na kompozitna raketna goriva. Ruska vojna koncepcija izrazito je bazirana na masovnoj upotrebi ljudstva i artiljerije, te je znatna pažnja posvećena razvoju nevođenih artiljerijskih raketa, posebno brzorotirajućih raketa.

Vecina dostupnih podataka o ovim istraživanjima se odnose na kompozitna raketna goriva. Uočeno je da u nekim intervalima intenziteta polja radijalnog ubrzanja dolazi do odstupanja od opštег trenda, da sa porastom intenziteta ubrzanja raste i trenutna brzina sagorijevanja i pritisak sagorijevanja. Polje radijalnog ubrzanja utiče na izmjenu strujne slike unutar raketnog motora i u području kritičnog presjeka mlaznika, dok utjecaj čvrstih, odnosno metalnih čestica ima višestruko različit karakter.

Prva istraživanja utjecaja ubrzanja na parametre raketnih motora sa kompozitnim gorivom, sa malim obrtanjem oko uzdužne ose, vršena su u realnim raketnim motorima, na obrtnim stolovima i u dinamičkim uslovima tokom leta. Takav pristup istraživanjima je vema skup i složen, te je usvojena metodologija istraživanja ovih fenomena korištenjem umanjениh modela raketnih motora ili još češće primjenom balističke bombe sa centrifugom, pri kojoj su uzorci goriva bili u obliku štapića inhibiranog po spoljnjem omotaču. Nivo radijalnog ubrzanja, koji su takvim metodama postizao je bio reda par hiljada "g".

Istraživanja koja je vršio autor su se odnosila na ispitivanja sa realnim raketnim motorima i dvobaznim gorivima. Razmatrana su dva tipa dvobaznih goriva; prvo sa "plateau" efektom (čad i olovostearat) i drugo sa dodatkom olovo-oksida. Zbog same prirode metode ostvarivanja polja radijalnog ubrzanja (raketni motori sa mlaznicama pod prostornim uglom koji izaziva pojavu obrtnog momenta reaktivne sile), nivo ubrzanja se neprekidno mijenja i bio je funkcija ostvarenog totalnog impulsa raketnog motora i prostornog ugla. Maksimalni nivo ubrzanja je bio reda 80.000 "g". Tokom ispitivanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja, uočena je promjena osnovne krive *pritisak vs vrijeme*, skraćivanje vremena rada raketnog motora, porast pritiska na kraju sagorijevanja, porast trenutne brzine sagorijevanja pri nivou ubrzanja većem od 15.000 "g". U domenu nivoa ubrzanja do 15.000 "g" primjećeno je da trenutna brzina sagorijevanja i pritisak imaju nižu vrijednost u odnosu na uslove bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja. Polje radijalnog ubrzanja povećavalo je efikasnost procesa sagorijevanja, a što se odražava na vrijednost specifičnog impulsa. Pored toga je uočen je i znatan utjecaj na eksponent "n" pritiska u zakonu brzine sagorijevanja (dostiže vrijednost  $n > 1$ ), tako da proces sagorijevanja postaje nestabilan. Autorova istraživanja su bila usmjerena ka području veoma visokih vrijednosti polja radijalnog ubrzanja. Rezultati istraživanja ovih fenomena od strane drugih autora nisu dostupni. Dobijeni rezultati mogu biti osnova za buduće projektante nevođenih raketnih projektila stabilisanih visokom rotacijom.

# **AN INFLUENCE OF VARIABLE FIELD OF HIGH RADIAL ACCELERATION ON INTERNAL BALLISTICS OF ROCKET MOTORS WITH DOUBLE-BASE PROPELLANT**

## **ABSTRACT**

Inertial stabilization, impulse guiding, stabilization by using a gyroscopic effect, neutralization of errors due to assembly or decrease in dispersion at the moment when rocket system reaches an aim, can be achieved by rotation about their longitudinal axis. The influence of radial and longitudinal acceleration on internal ballistics of solid propellant rocket motors has been noticed; the influence reflected in changes of rocket propellant combustion process, gas flow character within rocket motor, particularly in the nozzle, in increased heat transfer in particular parts of rocket motor structure, in changes of propellant combustion surface, changes caused by adding solid or metal particles into the structure of rocket propellant, etc. All these effects are reflected on the total rocket performances and particularly from the standpoint of their influence on reliability and safety of system structure.

Due to differences of technological levels and global concept of defence of USA and former Soviet Union, in America as an overseas country, research in the field of rocket technique was focused on development of guided ballistic missiles, particularly those with solid composite rocket propellant. Guided ballistic missiles make their essential component of arming system with small longitudinal angular speed for the purpose of stabilization, so that there were no interest for considering the influence of great inertial acceleration which appears in non guided spin-stabilized rockets. In Russia, due to lag in technological development, ballistic missiles in the first period were using liquid propellant; later on, with lag in time of about one decade the research was oriented toward double-base rocket propellants, i.e. to composite rocket propellants. But, as the Russian military conception is clearly founded on wide use of human resources and artillery, considerable attention is directed to development of unguided artillery rockets, particularly high spin stabilized rockets.

Most of available data about this researches referee to composite rocket propellants. It has been noticed that in some intensity intervals of radial acceleration field appear a deviation from the usual trend, that acceleration intensity increase causes an increase of instantaneous burning rate and pressure. The field of radial acceleration has an influence on the change of a flow image inside a rocket motor and area of nozzle throat, while the influence of solid or metal particles has a diverse character.

The first researches of the influence of acceleration on the parameters of rocket motors with composite propellant and low rotation around the longitudinal axis, were carried out with real rocket motors mounted on rotating stands and under dynamic conditions during the flight. Such an approach of research is a very expensive and highly complex process, so that the research method of these phenomena with small models of rocket motors, or rather more frequent method of using ballistic bomb with a centrifuge was accepted. During this process propellant samples, in the form of small rods, were inhibited on the outside surface. The obtained radial acceleration levels were several thousand "g".

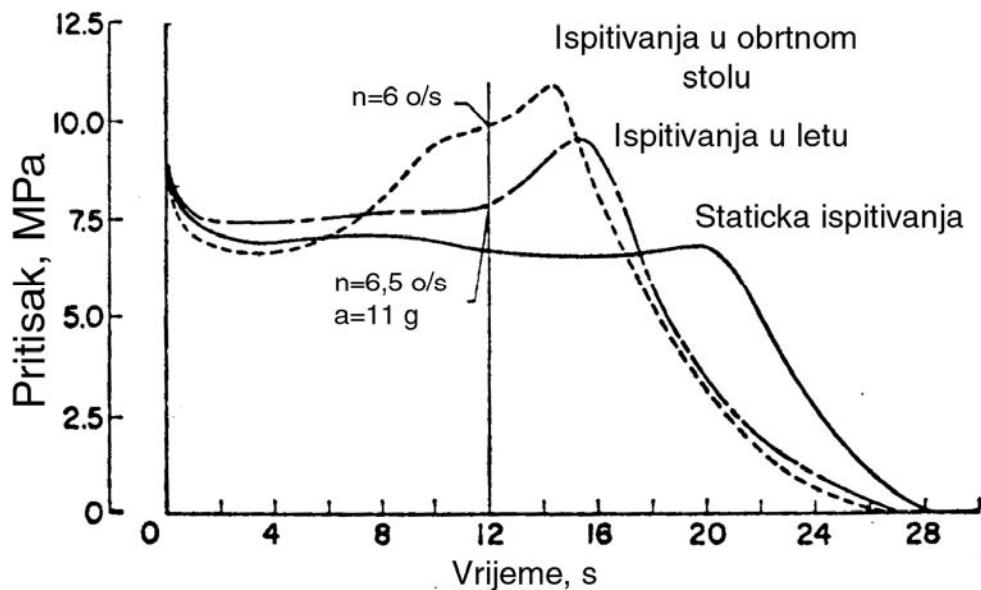
The research performed by author included tests with real rocket motors and double-base propellants. Two types of double-base propellants were tested; the first one with "plateau" effect (soot and lead-stearate) and the other one with addition of lead oxide. Due to the nature of the method of achieving radial acceleration field (rocket motors with nozzles under space angle which generates the momentum of reactive propulsion force) level of acceleration was changed continual and it was the function of the reached total impulse of rocket motor and space angle. Maximum acceleration level was 80.000 "g". During the tests in the field of variable radial acceleration, it was noticed a change of the main *pressure vs time* curve, reduction of burning time, increase of pressure at the end of combustion, increase of instantaneous burning rate at acceleration level above 15.000 "g". Within the scope of acceleration up to 15.000 "g" it has been noticed that the instantaneous burning rate and pressure had lower values compared to conditions without influence of radial acceleration field. Field of radial acceleration also that increase the efficiency of combustion process – increasing the value of specific impulse. Besides, it has been noticed a significant influence on "*n*" pressure exponent in the law of burning rate (values "*n*" more than 1 were reached), so that the process of combustion becomes unstable. The author's research was directed to the range of very high radial acceleration fields. Resultants of research of these phenomena issued by others authors are not available. The achieved results can be used as the basis for future designers of unguided high spin-stabilized rocket.

## 1. UVOD

Obrtanje oko uzdužne ose raketnog projektila se upotrebljava radi ostvarivanja inercijalne stabilizacije, impulsnog upravljanja, stabilizacije korištenjem žiroskopskog efekta, neutralisanja grešaka u montaži ili smanjenja rasturanja na cilju. U zavisnosti od tipa stabilizacije, obrtanje raketnog projektila može biti malog ili velikog intenzita i trajanja [3, 20, 50, 53, 60]. Kod raketa za svemirska istraživanja u cilju ostvarivanja inercijalne stabilizacije ili satelita za korekciju putanje (impulsno upravljanje) primjenjuje se obrtanje oko uzdužne ose malog intenziteta reda 100 rad/s. Kod nevođenih raketnih projektila kod kojih se stabilizacija postiže korištenjem žiroskopskog efekta primjenjuje se obrtanje oko uzdužne ose visokog intenziteta reda nekoliko hiljada rad/s.

Tokom upotrebe raketnih sistema sa obrtanjem oko uzdužne ose uočen je utjecaj radikalnog i uzdužnog ubrzanja na unutrašnjo balističke performanse raka sa čvrstim gorivom. Izvršen je čitav niz balističkih opita sa raketnim motorima sa i bez obrtanja na zemlji i odgovarajući broj opita u dinamičkim letnim uslovima. U prisustvu polja radikalnog ubrzanja uočene su promjene u procesu sagorijevanja raketnog goriva, karakteru toka gasne struje unutar raketnog motora i posebno kroz mlaznik, povećano topotno opterećenje na pojedinim dijelovima strukture raketnog motora i izmjene površine pogonskog punjenja [9]. Bilo je nužno saznati kako izmjene unutrašnje balistike utiču na performanse raka u cjelini i posebno njihov utjecaj na sigurnost i pouzdanost strukture sistema u cjelini.

Karakterističan primjer utjecaja ubrzanja na performanse motora prikazan je na Sl. 1.1, gdje je prikazan razvoj pritiska sa vremenom u motoru NOTS 551 (Naval Test Station) pri statičkim balističkim ispitivanjima sa i bez obrtanja i pri dinamičkim ispitivanjima u letu sa uzdužnom stabilizacijom, odnosno obrtanjem [60].



Sl. 1.1 Razvoj krive pritiska za motor NOTS 551 pri različitim uslovima ispitivanja [60]

Pri ispitivanju na obrtnom stolu, poslije 12 s od početka rada motora i pri ugaonoj brzini od  $6 \text{ rad/s}$ , utvrđeno je povećanje pritiska za 40 % u odnosu na isto vrijeme pri statičkim ispitivanjima. Pri dinamičkim ispitivanjima motora u letu, pored nešto veće ugaone brzine od  $6,5 \text{ rad/s}$  i uzdužnog ubrzanja od  $11 \text{ g}$ , pritisak u raketnom motoru poslije  $t = 12 \text{ s}$  rada motora je bio nešto niži nego tokom ispitivanja na obrtnom stolu. Utjecaj obrtanja u ovom slučaju se ogledao u povećanju vremena rada motora, povećanju pritiska u komori sagorijevanja, dok je u prisustvu uzdužnog ubrzanja tokom leta došlo je do smanjivanja devijacije krive pritiska sa vremenom [39, 60].

Usljed razlika u tehnološkom nivou i globalnom odbrambenom konceptu Amerike i bivšeg Sovjetskog saveza, u Americi kao izrazito prekomorskoj zemlji, težište istraživanja u raketnoj tehnici je bilo usmjereni na razvoj balističkih vođenih raket, a posebno onih na čvrsto kompozitno raketno gorivo. Vođene balističke rakete čine njihovu bitnu komponentu sistema naoružanja, njihova stabilizacija u letu se postiže malom uzdužnom ugaonom brzinom, pa zato nije postojao interes za razmatranje utjecaja velikih inercionih ubrzanja koja se pojavljuju kod nevođenih raketa stabiliziranih rotacijom. U Rusiji, zbog razlike u tehnološkom razvoju, njihove balističke rakete su prvih godina bile na tečni pogon, a zatim su istraživanja bila orijentirana na dvobazna raketna goriva, odnosno na kompozitna raketna goriva i to sa izvjesnim vremenskim kašnjenjem od oko jedne decenije. Ruska vojna koncepcija izrazito je bazirana na masovnoj upotrebi ljudstva i artiljerije, te je znatna pažnja posvećena razvoju nevođenih artiljerijskih raketa, posebno brzorotirajućih raketa. Većina dostupnih podataka o ovim istraživanjima se odnose na kompozitna raketna goriva. Uočeno je da u nekim intervalima intenziteta polja radijalnog ubrzanja dolazi do odstupanja od opštег trenda, da sa porastom intenziteta ubrzanja raste i trenutna brzina sagorijevanja i pritisak sagorijevanja. Polje radijalnog ubrzanja utiče na izmjenu strujne slike unutar raketnog motora i području kritičnog presjeka mlaznika, dok utjecaj čvrstih, odnosno metalnih čestica ima višestruku različit karakter. Prva istraživanja utjecaja ubrzanja na parametre raketnih motora sa kompozitnim gorivom, sa malim obrtanjem oko uzdužne ose, vršena su u realnim raketnim motorima na obrtnim stolovima i u dinamičkim uslovima tokom leta. Takav pristup istraživanjima je vema skup i složen, te je usvojena metodologija istraživanja ovih fenomena korištenjem umanjenih modela raketnih motora ili još češće primjenom balističke bombe sa centrifugom, pri kojoj su uzorci goriva bili u obliku štapića inhibiranih po spolnjem omotaču. Nivo radijalnog ubrzanja, koja su takvim metodama postizala su bila reda par hiljada "g". Kod većine ovih istraživanja, ispitivanja uzoraka goriva je vršeno u polju ubrzanja intenzitetu reda do *par hiljada g* [33, 56, 70, 71], a manji broj ispitivanja vršen je u polju ubrzanja intenziteta od *par stotina g* [12, 20, 49, 53, 55, 60]. Wall R.H. [75] vršio je ispitivanje aktivno-reaktivnih projektila sa motorima sa nemetaliziranim kompozitnim gorivom na bazi polisulfida i amonijum perhlorata pri čemu su postignuti intenziteti radijalnog ubrzanja veći od  $50.000 \text{ g}$ , ali podaci o ovim istraživanima nisu publikovani. Za razliku od dostupnih rezultata ispitivanja ponašanja kompozitnih raketnih goriva u polju radijalnog ubrzanja, ne postoje publikovani podaci o istraživanju dvobaznih raketnih goriva u polju visokog radijalnog ubrzanja.

Kompozitna raketna goriva, po nekim svojim karakteristikama znatno prevazilaze dvobazna raketna goriva, te se ogroman broj istraživačkih radova upravo odnosio na istraživanja utjecaja sagorijevanja kompozitnih raketnih goriva u polju ubrzanja. Publikovano je više eksperimentalnih i analitičkih studija utjecaja polja ubrzanja na izmjenu procesa sagorijevanja i unutrašnje balistike raketnih motora sa kompozitnim gorivima. Međutim, sa povećanim obimom istraživanja uočavala se sva kompleksnost problema sagorijevanja raketnih goriva u polju radijalnog ubrzanja. Upotreba metalnih dodataka u strukturi kompozitnih goriva, što je sada uobičajen postupak, izazvala je dodatne poteškoće u razumijevanju procesa sagorijevanja. U svim istraživanjima koja su se odnosila na metalizirana goriva, korištena je predpostavka da je

povećanje brzine sagorijevanja u polju ubrzanja vezano sa povećanim prijenosom toplote na čvrstu fazu goriva od strane gorućih čestica metala i/ili njihovih aglomerata udruženih na površini sagorijevanja goriva pod utjecajem radijalnog ubrzanja [31]. Razvijeno je više fizičkih modela sagorijevanja kompozitnih raketnih goriva u polju radijalnog ubrzanja koji daju kvalitativnu procjenu utjecaja ubrzanja na brzinu sagorijevanja i pri tome su napravljeni značajni pomaci u razumijevanju pojedinih fenomena procesa sagorijevanja. Najboljim se pokazao "unificirani" model razvijen od strane Crowe-a [21], za metalizirana goriva u polju ubrzanja, u kojem je povećanje brzine gorenja u polju ubrzanja za vrijeme nestacionarnog i kvazistacionarnog sagorijevanja objašnjeno odgovarajućom zavisnošću od brzine promjene oblika metalnih aglomerata. Eksperimentalni podaci Willoughby-a [76] i Northam-a [59] za odgovarajuće tipove goriva su se veoma dobro slagali sa modelom Crowe-a. Novija eksperimentalna istraživanja usmjerena su na određivanje utjecaja odgovarajućih parametara (ubrzanja, količine disperzije faze, količine i dimenzija čestica oksidatora, vrijednosti osnovne brzine sagorijevanja u odsustvu ubrzanja, pritiska u motoru i ugla između vektora ubrzanja i normale na površinu sagorijevanja) na brzinu sagorijevanja kompozitnih goriva u polju ubrzanja i dobijeni rezultati se upoređuju sa "unificiranim" modelom Crowe-a za kvazistacionaran stadij sagorijevanja. Informacije o utjecaju parametara na povećanje brzine sagorijevanja i količine čvrstih ostataka može biti od pomoći u izboru optimalnog sastava kompozitnog goriva za njegovu primjenu u određenom dijapazonu radijalnog ubrzanja.

Dvobazna raketna goriva, pored slabijih energetskih karakteristika i manjeg raspona brzina sagorijevanja, predstavljaju područje interesovanja za one zemlje koje nisu u stanju da savladaju visoke tehnologije u preradi sirovina nužnih za proizvodnju kompozitnih goriva. Osamdesetih godina ovog vijeka, došlo je do intenzivnijeg angažiranju na detaljnijem izučavanju samog procesa sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva [18, 45, 46, 47, 48, 51, 52 ] sa i bez modifikatora brzine sagorijevanja, a posebno u oblasti izučavanja modifikovanih dvobaznih goriva. Razvijeni modeli sagorijevanja dvobaznih goriva [11, 18, 45-47] bez prisustva polja ubrzanja se zasnivaju na analizi oslobođanja topline uslijed reakcija na površini sagorijevanja i prijenosa topline na nju iz zone plamena. Utvrđene su odgovarajuće analitičke zavisnosti brzine sagorijevanja od pritiska, ali osnovne poteškoće nastupaju u nedostatku podataka o prirodi i kinetici hemijskih reakcija koje se odvijaju u pojedinim zonama procesa sagorijevanja dvobaznih goriva. Modifikovana dvobazna goriva sadrže kao dodatak visokoenergetski eksploziv tipa heksogen ili oktogen pri čemu proces sagorijevanja ima karakteristike sagorijevanja kompozitnih goriva. Zbog svojih specifičnosti kao što su relativno veći specifični impuls goriva i niža temperatura sagorijevanja, ovaj tip goriva će u narednom periodu biti posebno interesantan za nevođene i vođene raketne projektille taktičkog nivoa [10]. Kod takvih sistema, sam cilj misije iziskuje da se proces sagorijevanja odvija u polju radijalnog ubrzanja nižeg inteziteta.

Istraživanja utjecaja polja ubrzanja na sagorijevanje dvobaznih raketnih goriva vršena su u Americi [1, 3, 14, 60], Rusiji [36, 55, 56, ] i u prethodnoj Jugoslaviji [79-81]. Istraživanja u Americi i Rusiji su se pretežno bazirala na proučavanju sagorijevanja malih uzoraka goriva u balističkoj bombi smještenoj na centrifugi. Time je omogućeno postizanje sagorijevanja pri konstantnom nivou ubrzanja i pritisku sagorijevanja, ispitivanja su vršena pri različitim uglovima nagiba vektora ubrzanja u odnosu na vektor normale na površinu sagorijevanja, izbjegnut je utjecaj masenog fluksa iznad površine sagorijevanja, ali nivo radijalnog ubrzanja kod takvih ispitivanja nije prelazio intenzitet od  $\text{par hiljada } \text{g}$  i rezultati koji su dobijani nisu bili primjenjivi u realnim uslovima. Bilo je moguće procijeniti utjecaj pojedinih parametra na proces sagorijevanja u polju radijalnog ubrzanja, ali samo za uslove datog eksperimentalnog istraživanja. Nije bilo moguće procijeniti utjecaj polja radijalnog ubrzanja na energetske parametre raketnog goriva. Rezultati istraživanja više autora, iz različitih institucija i zemalja

često nisu bili ni približno slični. Tako postaje jasnije zbog čega do sada nije postavljen ni jedan ozbiljniji model sagorijevanja dvobaznog goriva u polju radijalnog ubrzanja.

Utjecaj polja radijalnog ubrzanja na unutrašnjo balističke parametre raketnih motora na dvobazna goriva prvi put je uočen u prethodnoj Jugoslaviji, tokom razvoja žiroskopskog stabilisanog raketnog projektila 128 mm M63. Raketni motor tog projektila je sadržavao četiri cjevasta pogonska punjenja koja su slobodno smještena u komori raketnog motora. Obrtanje oko uzdužne ose uzrokovano je postojanjem obrtnog momenta uslijed tangencijalne komponente sile potiska koji je formiran tokom istjecanja produkata sagorijevanja kroz osam mlaznica čije su ose simetrije bile postavljene pod odgovarajućim prostornim uglom u odnosu na uzdužnu osu motora. Trenutna ugaona brzina projektila je bila funkcija ugla nagiba ose simetrije mlaznice u odnosu na osu mlaznika, trenutne vrijednosti uzdužnog momenta inercije rakete i totalnog impulsa sile potiska do razmatranog trenutka. Pogonska punjenja u raketnom motoru su izložena promjenjivom polju radijalnog ubrzanja, kao posljedica neprekidne promjene vrijednost impulsa sile potiska motora, obrtnog momenta tangencijalne komponente vektora potiska, položaja fronta plamena (površine sagorijevanja), ugla između vektora radijalnog ubrzanja i normale na površinu sagorijevanja, uzdužnog momenat inercije i centra inercije rakete u cjelini. Očigledan rezultat djelovanja promjenjivog polja radijalnog ubrzanja na proces sagorijevanja i unutrašnjo balističke parametre raketnog motora na dvobazno raketno gorivo se ogledao na devijaciji krivih *pritisak-vrijeme*, *odnosno potisak-vrijeme*, odnosno u znatnom porastu pritiska u završnom dijelu rada motora i skraćivanju ukupnog vremena rada u odnosu na stanje bez prisustva polja radijalnog ubrzanja. U stručnim krugovima prethodne Jugoslavije, pojave devijacije pritiska odnosno potiska u funkciji vremena i porast pritiska na kraju procesa sagorijevanja su se tumačile lomom pogonskih punjenja u trenutku kada su frontovi plamena unutrašnje i spoljašnje površine sagorijevanja bili blizu jedan u odnosu na drugi, čime je otpornost pogonskih punjenja dovedena na granicu izdržljivosti, uzrokujući tada njihov lom punjenja i povećanja efektivne površine sagorijevanja. Iz tih razloga nisu ni preduzimana dalja detaljnija izučavanja ovih pojava.

Za razliku od istraživanja u Americi i Rusiji, u bivšoj Jugoslaviji su istraživanja vršena prvenstveno u sklopu razvoja žiroskopsko stabilisanog raketnog projektila 128 mm M87 za VLR 128 mm M63, sa realnim raketnim motorima i u polju visokog promjenjivog radijalnog ubrzanja intenziteta do  $80.000 \text{ g}$ . Kod ovih istraživanja utjecaj polja radijalnog ubrzanja mijenjao je sam proces strujanja unutar motora, odnosno pogonskog punjenja i uzrokovao promjenu intenziteta prijenosa toplote tako da su ostvareni rezultati istraživanja u mnogome sasvim novi ili su potvrđeni rezultati drugih istraživača, ali sa nešto drugačijim tumačenjem. Pri tome je bilo moguće i pratiti utjecaj polja radijalnog ubrzanja i na energetske parametre raketnog motora, a ne samo na parametre procesa sagorijevanja dvobaznog raketnog goriva.

Brzorotirajući raketni projektil sljedeće generacije, oznake *Raketa 128 mm M87 za VLR M63*, sa kojim su ostvareni daleko veći domet i efikasnost na cilju u odnosu na prethodni, sadržavao je jedno pogonsko punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem od dvobaznog raketnog goriva sa "plateau" efektom i geometrijom kanala za prolaz produkata sagorijevanja u obliku šestokrake zvijezde. I kod ovog raketnog motora, izloženog djelovanju promjenjivog polja radijalnog ubrzanja, dolazilo je do devijacije krive *pritisak-vrijeme* odnosno *potisak-vrijeme*, porasta pritiska na kraju procesa sagorijevanja i skraćivanja ukupnog vremena rada motora. S obzirom na prirodu pogonskog punjenja i njegov položaj u sklopu raketnog motora, nije više mogla biti prihvaćena tvrdnja o promjenama u procesu sagorijevanja kao rezultat razaranja punjenja i povećanja efektivne površine sagorijevanja.

Eksperimentalna istraživanja u okviru ove disertacije treba da pokažu utjecaj intenziteta promjenjivog polja radijalnog ubrzanja na unutrašnju balistiku raketnih motora u odnosu na stanje bez obrtanja motora, utjecaj tipa pogonske materije (sa i bez balističkih modifikatorima

brzine sagorijevanja, odnosno sa i bez sa “plateau” efekta u zakonu brzine sagorijevanja) i složenosti geometrijskog oblika pogonskog punjenja na unutrašnju balistiku raketnih motora u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja. Eksperimentalna ispitivanja će se vršiti sa realnim raketnim motorima, na opitnom stolu sa mogućnošću obrtanja raketnog motora oko uzdužne ose tokom procesa sagorijevanja. Ne postoje mogućnosti da se dio istraživanja sprovede u balističkoj bombi sa centrifugom, iako bi se takva istraživanja odvijala u oblasti polja radijalnog ubrzanja malog intenziteta. Ispitivanja osnovnog zakona brzine sagorijevanja vršit će se u standardnim balističkim opitnim motorima FLS-2. Posebna pažnja će se posvetiti procjeni utjecaja polja radijalnog ubrzanja na promjenu specifičnog impulsa raketnih motora. Eksperimentalni rezultati i zaključci ove disertacije treba, pored kvalitativne ocjene utjecaja obrtanja na unutrašnju balistiku raketnih motora, da daju i kvantitativnu ocjenu tog utjecaja na osnovu koje bi bilo moguće pristupiti projektiranju žiroskopsko stabilisanih raketnih projektila čime će biti smanjeni troškovi razvoja budućih generacija raketnih projektila sa žiroskopskom stabilizacijom. Time bi bili stvoreni preduslovi za predviđanje krive pritisak-vrijeme za razmatrane pogonske materije u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja.

## 2. UNUTRAŠNJA BALISTIKA RAKETNIH MOTORA NA DVOBAZNA GORIVA

### 2.1 Dvobazna raketna goriva

Raketna goriva se definišu kao čvrste pogonske materije koje generišu veliki broj gasnih molekula pod utjecajem visoke temperaturu tokom procesa sagorijevanja i koje mogu da međusobno reagiraju u ambijentu oksidirajućeg sagorijevanja. Samo sagorijevanje je samoobnavljajuća egzotermička, brzo oksidirajuća reakcija, pri čemu je neophodno da se goriva i oksidirajuća komponenta nalaze u gorivu. Kada su oksidirajuće i gorive molekule povezane hemijski, odnosno kada je njihova fizička struktura homogena, tada se to gorivo naziva homogeno ili dvobazno raketno goriva.

Homogena ili dvobazna raketna goriva su do sada obično korištena kod nevođenih raketa, male i srednje veličine, zbog njihove bezdimnosti, relativno jednostave i jeftine tehnologije izrade pogonskih punjenja i sposobnosti primjene pri različitim temperaturama okoline (od jako niskih do jako visokih temperatura okoline).

Dvobazna raketna goriva se sastoje od dvije komponente tipa nitro estera, čiji osnovni predstavnici su nitroceluloza i nitroglycerin, a koje su homogeno pomješane sa stabilizatorima i ostalim aditivima (tabela 2.1).

**Tabela 2.1 Lista komponenti korištenih za dvobazna raketna goriva [47]**

KOMPONENTE DVOBAZNIH GORIVA	
<i>Plastifikator (gorivo i oksidator)</i>	NG:nitroglycerin TMETN:trimetiloletan trinitrat TEGDN:trietilen glikol dinitrat DEGDN:dietilen glikol dinitrat
<i>Plastifikator (gorivo)</i>	DEP:dietilftalat TA:triacetin PU:poliuretan
<i>Vezivo(gorivo i oksidator)</i>	NC:nitroceluloza
<i>Stabilizer</i>	EC:etil centralit 2NDPA:2-nitrodifenilamin
<i>Katalizator brzine sagorijevanja</i>	PbSa:olovo salicat PbSt:olovo stearat Pb2EH:olovo 2-etylhexoat CuSa:bakar salicat CuSt:bakar stearat LiF:litijum fluorid
<i>Visoko energetski aditivi</i>	RDX:ciklotrimeten trinitramin HMX:ciklotetrameten tetranitramin NGD:nitrogvanidin
<i>Opecifer</i>	C:ugljik ili čad
<i>Prigušivač plamena</i>	KNO <sub>3</sub> :kalijum nitrat K <sub>2</sub> SO <sub>4</sub> :kalijum sulfat
<i>Metalno gorivo</i>	Al:aluminijum
<i>Prigušivač nestabilnog sagorijevanja</i>	AL:aluminijum Zr:cirkonijum ZrC:cirkonijum karbid

Nitroceluloza je vlaknasti materijal koji omogućava da se ostvari potrebna forma gorivog bloka. Tečni materijal nazvan plastifikator, se miješa sa nitrocelulozom do želatinizacije u specifični oblik potreban za formiranje gorivog bloka. Najčešće korišteni plastifikatori su nitroglycerin i trimethylolethan trinitrat. Goriva koja sadrže nitrocelulozu i nitroglycerin ili trimethylolethan trinitrat i male količine stabilizatora se zovu dvobazna goriva ili tipična homogena goriva. Nitroglycerin i nitroceluloza sadrže kiseonik u vidu grupe  $O-NO_2$ , vezanih sa određenim organskim molekulama (obično sa celulozom). Svaki nitro ester sadrži gorivu i oksidirajući komponentu u molekulu, s tim da jedan nitro ester mora biti nad oksidiranim a drugi pod oksidiranim. Tokom sagorijevanja u procesu termičke dekompozicije, oksidans nastao iz nitratne grupe, reaguje sa drugim produktima dekompozicije molekula i pri tome se oslobađa topota.

Dvobazna goriva imaju važne prednosti u odnosu na kompozitna goriva kao što su “plateau” na zavisnost brzine gorenja od pritiska i bezdimnost produkata sagorijevanja. Njihov nedostatak je niži specifični impuls, manja gustina i ograničen dijapazon brzina sagorijevanja.

Povećanje brzine sagorijevanja može se ostvariti dodavanjem katalizatora, kao što su olovo stearat ili salicat. Dvobazna goriva mogu raditi samo u ograničenom dijapazonu brzina gorenja i veoma teško je znatno povećati ili smanjiti njihovu brzinu gorenja. Istraživanja su pokazala da brzina gorenja dvobaznih goriva zavisi od energije samih goriva i da je direktna funkcija koncentracije  $NO_2$  u gorivu pri istom pritisku sagorijevanja. Uopšteno se smatra da brzina sagorijevanja raste pri povećanju masenog udjela  $NO_2$  u gorivu i pri porastu pritiska sagorijevanja.

Toplotna energija čvrstih goriva se izražava preko specifičnog impulsa koji je funkcija temperature plamena i molekularne mase produkata sagorijevanja. Temperatura plamena i specifični impuls dvobaznih goriva su manje zavisni od odnosa smješe nitroceluloze i nitroglycerina, nego što su kompozitna goriva zavisna od odnosa smješe oksidansa i goriva. Nitroceluloza je neznatno bogatija gorivom komponentom, dok je nitroglycerin neznatno bogatiji oksidirajućom komponentom. Kako svaka molekula dvobaznog goriva sadrži oksidirajući i gorivnu komponentu u okviru svoje hemijske strukture, termohemijske karakteristike ove smješe su slične karakteristikama svakog sastavnog dijela goriva. Maksimalna temperatura i specifični impuls se dobije kada gorivo sadrži 20% nitroceluloze i 80% nitoglycerina. Međutim, konvencionalna dvobazna goriva obično sadrže oko 10 % plastifikatora i 1% stabilizatora koji služi kao rashladno sredstvo, tako da se međusobni odnos nitroceluloze i nitroglycerina u molekulu dvobaznog raketnog goriva kreće u rasponu od 4/6 do 6/4. Zbog toga su i vrijednosti temperature sagorijevanja i specifičnog impulsa manje od teoretski ostvarljivih[47].

Da bi se znatno povećao specifični impuls dvobaznih goriva, potrebno je u gorivo uvesti oksidanse ili visokoenergetske materije ( u vidu čestica heksogena ili amonijum perhlorata ). Time se mijenja i osnovna struktura dvobaznih goriva i tada se ona nazivaju modifikovana kompozitna dvobazna goriva. Uvođenjem kompozitnih materija mijenja se znatnije specifični impuls, ali se dijapazon brzina sagorijevanja neznatno mijenja u poređenju sa osnovnim sastavom dvobaznog raketnog goriva.

Kako se dvobazna raketna goriva koriste kod raketa male i srednje veličine, često su izložena utjecaju okoline sa različitim temperaturama u malim vremenskim intervalima (dan-noć, jutro-podne-predvečerje), to osjetljivost raketnih goriva na promjenu temperature zavisi mnogo od brzine sagorijevanja, koja je opet zavisna od temperature okoline i pritiska sagorijevanja. Sposobnost dvobaznog raketnog goriva da stabilno sagorijeve, pri različitim temperaturama okoline, postiže se dodavanjem gorivu odgovarajućih aditiva, odnosno katalizatora brzine

sagorijevanja<sup>1</sup>. Aditivi omogućavaju da se minimizira operativna osjetljivost motora na temperaturu okoline. Potrebno je naglasiti da je takvo ponašanje moguće samo u odgovarajućem intervalu pritiska sagorijevanja. Dodavanje male količine različitih spojeva olova u strukturu dvobaznog goriva, praćeno je efektima super brzog sagorijevanja na nižim pritiscima, iza kojeg slijedi područje pritiska sagorijevanja kojeg prati "plateau" efekat ili "mesa" efekat. "Plateau" efekat karakteriše proces sagorijevanje u kome brzina sagorijevanja praktično ne zavisi od pritiska u datom području pritiska, dok područje "mesa" efekta karakteriše proces u kome brzina sagorijevanja opada sa povećanjem pritiska sagorijevanja. Znači, da se dvobazna raketna goriva sa "plateau" efektom koriste kod raketnih motora kod kojih se traži jako smanjena temperaturna osjetljivost brzine sagorijevanja u području pritiska režima "plateau", dok se goriva sa "mesa" efektom upotrebljavaju kada su raketni motori izloženi jakim promjenama temperature okoline.

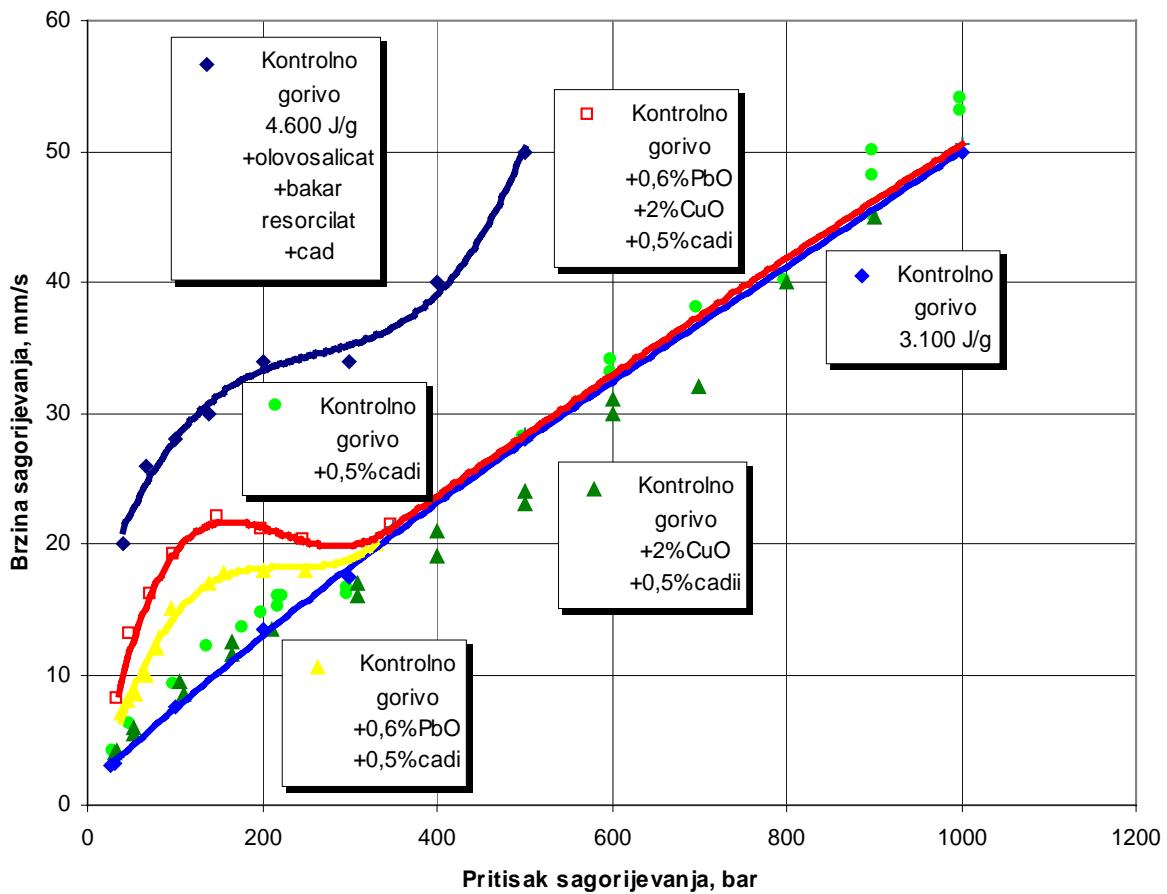
Čađ, koja se primjenjuju kao katalizator brzine kod dvobaznih raketnih goriva, ima različite fizičke i fizičko-hemijske osobine i porijeklo. U Americi, proizvodnja čađi se vrši iz prirodnih gasova, dok se u Njemačkoj kao polazna sirovina koristi katran kamenog uglja iz kojeg se dobija naftalin i zatim atracen, čijim sagorijevanjem se izdvajaju čađi. U Hrvatskoj, u sistemu INA-Kutina, čađ se proizvodi u pećima sagorijevanjem ulja (čađ ROF-58) ili plina (čađ tipa SRF-HM). Međusobna odstupanja čađi, ogledaju se u odnosu specifične površine prema veličini čestice. Čađe koje imaju približno jednake veličine čestica imaju približno jednake krive distribucije čestica [47]. Ukoliko su čestice manjih dimenzija, utoliko je uža raspodjela. Utjecaj veličina čestica i specifične površine čestice čađi na pojavu "plateau" efekta nije jednoznačna. Manji srednji prečnik čestice čađi, povećava brzinu sagorijevanja, ali negativno utječe na održavanje "plateau" efekta. Povećanje specifične površine, u manjoj mjeri povećava brzinu sagorijevanja i iznad određene vrijednosti negativno utječe na "plateau" efekat [47].

Veliki utjecaj na pojavu efekta super gorenja dvobaznih raketnih goriva pokazuju *soli olova* ili *bakra* [68]. Dramatične razlike u utjecaju na brzinu sagorijevanja se dešavaju kada se pored soli olova dodaju i male količine ugljika ili čađi. Od olovnih jedinjenja koriste se aromatske i alifatske soli,  $PbO$ ,  $Pb_2O_3$  i  $Pb_3O_4$ .

Na sl. 2.1 prikazano je ponašanje brzine sagorijevanje dvobaznog goriva pod utjecajem aditiva. Vidljiv je utjecaj hemijske strukture dvobaznog goriva, odnosno energije eksplozije na brzinu sagorijevanja. Pri istom pritisku sagorijevanja, gorivo sa višom energijom eksplozije ima višu brzinu sagorijevanja. Dodatak aditiva, kao što su jedinjenja olovo i ugljika, osnovnoj strukturi dvobaznog goriva, utječe na pojavu super brzog gorenja, a što je vidljivo sa krivih označenih tamno plavom, crvenom i žutom bojom. Pojava "plateau" efekta kod goriva sa dodatkom aditiva jedinjenja olovo i ugljika, poslije prestanka efekta superbrzog sagorijevanja u području pritisaka  $20\text{-}30 \text{ MPa}$  se javlja kod krive označene crvenom bojom, a u području pritiska  $15\text{-}28 \text{ MPa}$  kod krive označene žutom bojom. Pojava "mesa" efekta, poslije prestanka "plateau" efekta, u području pritiska od  $15\text{-}25 \text{ MPa}$ , prikazana je na krivoj označenoj crvenom bojom. Zajednički utjecaj CuO sa aditivima PbO i čađi, uzrokovao je intenzivnu pojavu superbrzog sagorijevanja, kriva označena crvenom bojom u području pritisaka do  $15 \text{ MPa}$ . Sastav bez dodatka CuO je imao manje intenzivno superbrzo sagorijevanje, kriva označena žutom bojom. Gorivo, koje je sadržavalo aditive CuO i čađ, bez prisustva PbO (tamno zelene oznake), imalo je samo nešto veću brzinu sagorijevanja u odnosu na kontrolno gorivo do pritisaka sagorijevanja od  $20 \text{ MPa}$ . Poslije pritiska sagorijevanja od  $20 \text{ MPa}$ , brzina sagorijevanja tog sastava bila je nešto manja u odnosu na kontrolno gorivo. Slično se ponašalo gorivo, koje je kao aditiv imalo samo čađ

<sup>1</sup> Katalizatori brzine sagorijevanja nisu katalizatori u čisto hemijskom smislu, jer se oni stalni mijenjaju u pojedinim oblastima strukture talasa sagorijevanja. Oni ubrzavaju gorenje i obično se zovu katalizatori brzine gorenja u smislu akceleratora brzine sagorijevanja.

(svijetlo zelene oznake), pri pritisku sagorijevanja do  $30 \text{ MPa}$ , da bi sa daljim porastom pritiska sagorijevanja, brzina sagorijevanja bila gotovo identična kontrolnom gorivu.



Sl. 2.1 Efekat super brzog sagorijevanja pod utjecajem aditiva [52]

Brzina sagorijevanja često se izražava jednačinom  $r = a \cdot p^n$ , gdje su  $n$  eksponent pritiska i  $a$  konstanta temeperature. Kod dvobaznih raketnih goriva koji sadrže katalizatore brzine gorenja, eksponent pritiska  $n$  se koristi za procjenu efektivnosti katalizatora u proizvodnji "plateau" i "mesa" efekta. Eksponent pritiska  $n$  je približno nula za slučaj "plateau" efekta, a negativan za slučaj "mesa" efekta. Eksponent pritiska  $n$  u područje super brzog gorenja, u slučajevima kada se javljaju "plateau" i "mesa" efekti, uveliko zavisi od fizikalnih i hemijskih svojstava jedinjenja olova, geometrijskih i masenih karakteristika čestica i hemijske strukture dvobavnog goriva. Konstanta temperature  $a$  je zavisna od hemijskog sastava goriva i početne temperature goriva [52].

## **2.2 Sagorijevanje dvobaznih goriva**

Dvobazna 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 dvobaznog 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 izmješane oksidirajuće i gorive komponente na molekularnom nivou [52, 67].

Osnovne komponente dvobaznih goriva su bazirane na nitro esterima, čiji su tipični predstavnici nitroceluloza i nitroglycerin, homogeno pomiješane uslijed visoke inter difuzije ostvarene pod utjecajem toplove. Kako svaki nitro ester sadrži gorivu i oksidirajuću komponentu u svojoj molekuli, to kod dvobaznih goriva jedan nitroester treba da ima višak a drugi manjak oksidirajuće komponente u molekuli. Nitroceluloza i nitroglycerin sadrže kiseonik u vidu grupa O-NO<sub>2</sub> međusobno vezanih odgovarajućim organskim molekulama (celuloza).

Brzina sagorijevanja dvobaznih goriva se povećava sa rastom pritiska sagorijevanja i energije samog goriva. Ustanovljeno je da povećanjem pritiska sagorijevanja se ubrzavaju reakcije u gasnoj fazi i raste toplotni fluks koji se prijenosi iz zone reakcije na površinu sagorijevanja. Porast količine toplove, koja se oslobađa u gasnoj fazi, uzrokuje povećanje brzine sagorijevanja koja je direktno zavisna od masenog udjela NO<sub>2</sub> kod dvobaznih goriva.

U procesu sagorijevanja, pod utjecajem toplove, oslobađa se oksidans koji se nalazi u sastavu nitro grupe i zatim stupa u reakciju sa drugim produktima razlaganja pri čemu dolazi do oslobađanja toplove. Pri raskidanju jedne veze O-NO<sub>2</sub> obrazuje se slobodni radikal, koji se dalje razlaže obrazovanjem formaldehida i azot dioksida. Azot dioksid zatim oksidira aldehyde i druge spojeve tipa C-H-O obrazujući azotni oksid i ova reakcija ima egzoterman karakter. Ovo se dešava u početnom stadiju gasne faze, u zoni kipljenja (dvofazno gasno-kapljičasto stanje), i vjerovatno u čvrstoj fazi i /ili na površini sagorijevanja (reakcija u kondenzovanoj fazi). Azotni oksid reaguje sa drugim spojevima tipa C-H-O u gasnoj fazi iznad površine sagorijevanja (tamna zona), obrazujući plamen visoke temperature (zona svijetlećeg plamena). Opšti izgled šeme zona reakcije u talasu sagorijevanja dvobaznog goriva prikazana je na slici 2.2 [27, 52].

Proces povratnog prijenosa toplove sa gasne faze ka površini sagorijevanja igra dominantnu ulogu u karakterizaciji brzine sagorijevanja goriva. Postoje više jednostavnih modela brzine sagorijevanja i šema hemijske reakcije u gasnoj fazi i oni su korišteni za razvoj modela brzine sagorijevanja.

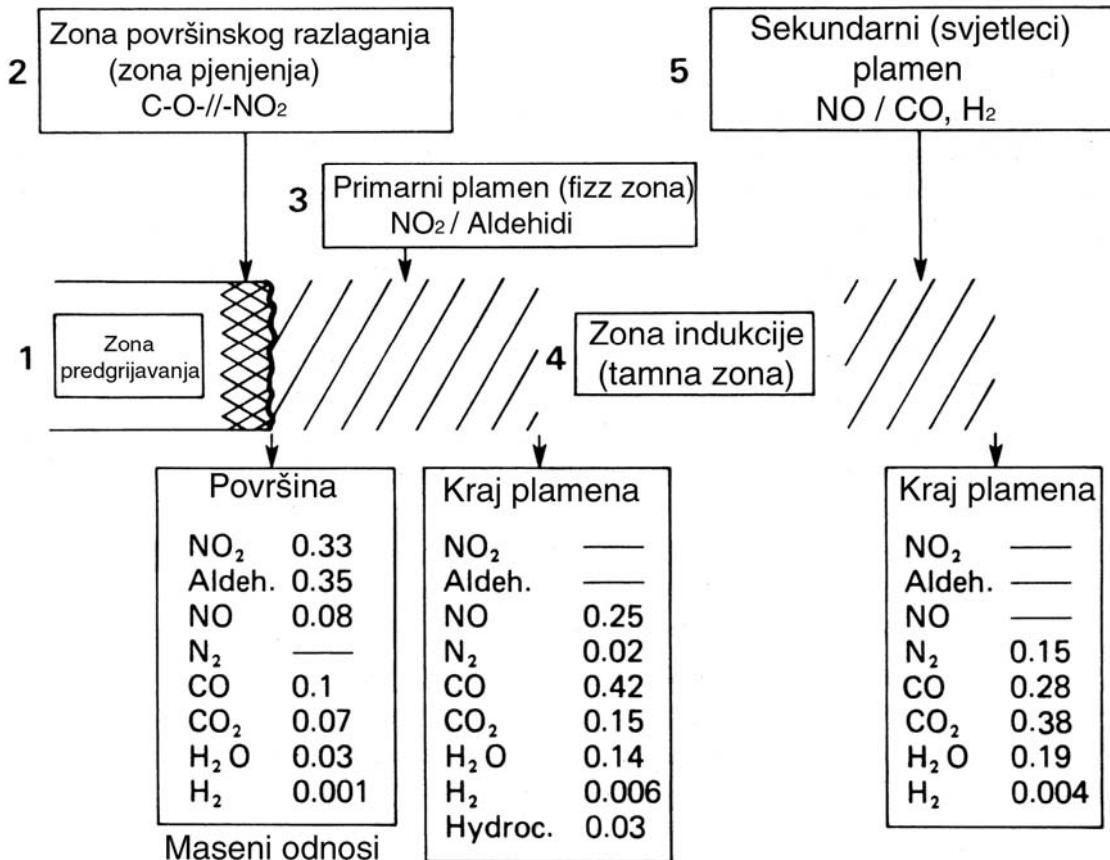
### **2.2.1 Struktura talasa sagorijevanja**

Opšte prihvaćena struktura talasa sagorijevanja sastoji se iz slijedećih zona sagorijevanja:

#### **Zona predgrijavanja**

U ovoj zoni ne dolazi do sagorijevanja goriva, prisutna je čista kondukcija toplove sa površine sagorijevanja. Komponente dvobaznog goriva (nitroglycerin, nitroceluloza, plastifikator, dodaci za modifikaciju balističkih karakteristika) ne reagiraju u ovoj zoni. Na ovu zonu se nadovezuje zona površinskog razlaganja. Debljina zone predgrijavanja je reda veličine nekoliko desetina mikrometara. Početna temperatura goriva  $T_0$  se mijenja do vrijednosti pri kojoj dolazi do

početka reagovanja kondenzovane faze. Kraj ove zone je praćen manjim kolebanjima temperature.



Sl.2.2 Šematski prikaz talasa sagorijevanja dvobaznog raketnog goriva [52]

### Zona površinskog razlaganja ili zona pjenjenja

To je zona koja se prostire od zone predgrijavanja do mesta početka velikih kolebanja temperature, a koje karakterišu površinu sagorijevanja. Temperatura u ovoj zoni je dovoljnog nivoa da se pokrene reakcija razlaganja goriva. Temperatura na kraju zone površinskog razlaganja je oko  $600\text{ K}$ , s tim da goriva sa većom energijom imaju i višu temperaturu površine sagorijevanja  $T_s$ . Temperatura površine sagorijevanja kataliziranih goriva je viša od temperature nekataliziranih goriva. Prosječna temperatura nekataliziranih goriva je  $558\text{ K}$  pri pritisku od  $0,1\text{ MPa}$ , odnosno  $618\text{ K}$  pri pritisku od  $2,1\text{ MPa}$ . Kod katalizirana goriva prosječna temperatura je  $588\text{ K}$  pri pritisku od  $0,1\text{ MPa}$ , odnosno  $648\text{ K}$  pri pritisku od  $2,1\text{ MPa}$ . Temperatura površine sagorijevanja oscilira kako po vremenu tako i po prostoru za iste radne uslove. Značajnije razlike u vrijednostima  $T_s$  za visoko- i nisko-energetsko gorivo nisu uočene.

Iz jednačine bilansa energije na granici između čvrste i gasovite faze:

$$\rho_p \cdot r \cdot c_p \cdot (T_s - T_0) = \lambda_g \cdot (dT/dx)_{s,g} + \rho_p \cdot r \cdot Q_s \quad (2.1)$$

i korištenjem eksperimentalno izmjerenih podataka moguće je ustanoviti da prenesena toplota sa gasne faze na površinu sagorijevanja je od sekundarne važnosti za kontrolisanje brzine

sagorijevanja. Oslobođena toplina  $Q_s$  na površini sagorijevanja iznosi od 250 kJ/kg do 500 kJ/kg, što zavisi od pritiska sagorijevanja i energije goriva. Ona ne zavisi bitno od količine i tipa balističkih aditiva. Određivanje koeficijenta topotne provodljivosti gase  $\lambda_g$  je prilično složeno, jer je jako ovisan o temperaturi i prema [45] ima vrijednost  $5,02 \cdot 10^{-2}$  W/m K, dok prema Zeninu [83] ima vrijednost  $5,82 \cdot 10^{-2}$  W/m K neposredno uz površinu i na temperaturi površine sagorijevanja  $T_s=600$  K. Utjecaj temperature  $T_s$  je veoma važan za predviđanje brzine sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva [38].

Debljina zone pjenjenja je jako uska i iznosi  $10\mu m$  do  $100\mu m$ . Naziv, zona pjenjenja, nastao je zbog toga što sadrži gasovite sfere koje asociraju na pjenu. Veličina i broj sfera zavisi od pritiska sagorijevanja, vrste i količine katalizatora brzine sagorijevanja i samog sastava dvobaznog goriva. Kao posljedica površinskog razlaganja nitroceluloze i nitroglicerina (razaranje veze CO-NO i rekombinacija), na površini se javlja smješa NO<sub>2</sub>, aldehida i NO. Polazna reakcija je endotermnog karaktera, dolazi do promjene agregatnog stanja i pojave sublimacione smješe. Druge reakcije su egzoternog karaktera i rezultat su reakcija između produkata razlaganja ostalih konstintuenata goriva. Opšti energetski bilans u zoni razlaganja je egzotermni.

Istraživanja koja su vršili Aoki i Kubota [6] pokazuju da energija aktiviranja termičkog razlaganja svih ispitivanih goriva (visoko- i nisko-energetskih) je bila  $140,5 \pm 2,1$  kJ / mol.

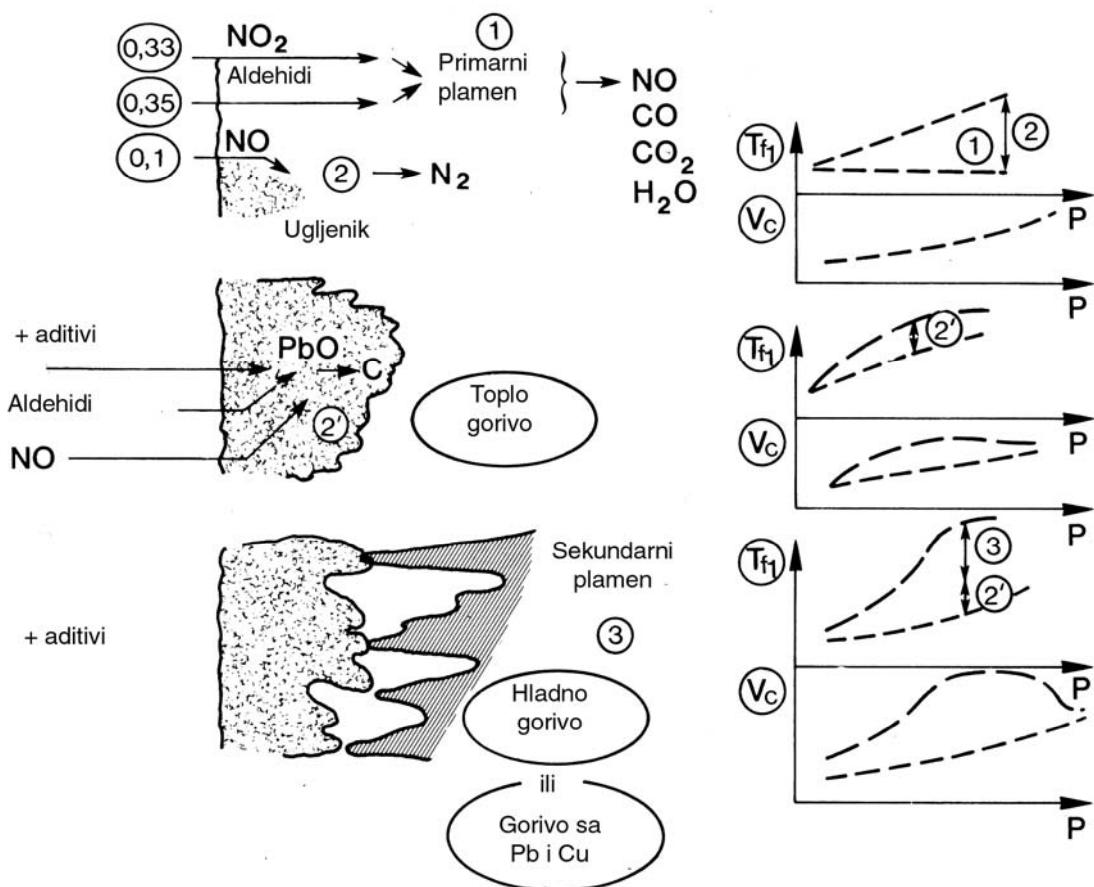
Eksperimentalna mjerena temperature sa mikro termoparovima dvobaznog raketnog goriva s dodatkom olovnih soli [45], pokazuju da balistički katalizatori imaju male efekte na temperaturu površine sagorijevanja  $T_s$  i količinu oslobođene topote na površini sagorijevanja  $Q_s$ .

Eksperimentalnim metodama brze fotografije i gašenjem uzorka goriva ustanovljeno je da prisustvo balističkog katalizatora u dvobaznom raketnom gorivu, kao što su olovne soli, izaziva formiranje velike količine čvrstog ugljika na površini sagorijevanja u području niskog pritiska gdje se odvija proces super brzog gorenja. Analizom ugašene površine nekatalizovanog dvobaznog goriva [45] ustanovljeno je da je na nižim pritiscima površina sagorijevanja prekrivena neravnomjerno sa česticama ugljika velikih dimenzija. Sa porastom pritiska, veličina čestica ugljika se smanjivala i njihova raspodijela po površini sagorijevanja je postajala ravnomjernija. Slični rezultati su dobijeni sa kataliziranim gorivima, ali suprotno očekivanju nisu nadene čestice olova ili olovo oksida (moguće da su uklonjene tokom procesom brze depresurizacije).

Kod goriva koje sadrže aditive za stvaranje djejstva super brzog gorenja, posmatranje strukture površine sagorijevanja poslije brzog gašenja, pokazalo je da ostaci ugljika, kojih ima dosta na površini sagorijevanja, imaju bitnu ulogu u stvaranju prvog stepena povećanja brzine sagorijevanja [52]. Kao što je poznato, temperatura na kraju primarnog plamena je povezana sa reakcijama NO<sub>2</sub>-aldehidi, pojačana je sa dijelom reakcije NO (proizašlog iz kondenzovane faze) i ostataka ugljika. Kod raketnih goriva sa većom energetskom moći i povećanom brzinom gorenja, smanjenje reakcije NO-ugljenik je vjerovatno izrazitije, temperatura na kraju plamena je veća i ukupna brzina sagorijevanja je viša. Kod raketnih goriva sa većom ili manjom energetskom moći, kod kojih je povećanje brzine do maksimalne vrijednosti ostvareno dodavanjem soli olova i bakra i čadi od čistog ugljika, stvaraju se znatni slojevi ugljika, svijetleći plamen dodiruje površinu sagorijevanja i izaziva tako povećanje brzine sagorijevanja (sl.2.3), koja raste sa porastom pritiska do oko 30 MPa, tj. pritiska kada je svijetleći plamen vrlo blizu površini sagorijevanja (neovisno da li je gorivo sa ili bez aditiva).

U procesu super brzog gorenja, dodatak čadi može utjecati na nastanak sfera, vjerovatni od PbO, spojenih sa površinom sagorijevanja i čije djelovanje je vjerovatno fizičko. Djelovanje čadi je slično djelovanju samopobuđivanja plamena kod kompozitnih raketnih goriva sa aditivima na bazi metalnog oksida. Prestanak djelovanja ovog utjecaja na brzinu sagorijevanja može biti povezan sa ekstrakcijom sfera PbO koje su u tečnom stanju, dok je temperatura površine sagorijevanja povećana pri većim pritiscima sagorijevanja. Međutim, mehanizam ovog drugog utjecaja na povećanje brzine sagorijevanja nije do sada potpuno razjašnjen.

Istraživanja koja su vršena ukazala su na pojavu relativno velikih aglomeracija čestica metalnog olova ( $\approx 60 \mu\text{m}$  pri  $1,5 \text{ MPa}$ ) na površini sagorijevanja u području pritisaka u kojem se javlja pojava super brzog sagorijevanja [45]. Sa daljim porastom pritiska, veličina čestica metalnog olova opada ( $\approx 20 \mu\text{m}$  pri  $8 \text{ MPa}$ ), dok broj čestica raste. Eksperimentalni podaci pokazuju da vrijeme za aglomeraciju čestica metalnog olova varira obrnuto proporcionalno sa brzinom sagorijevanja. Kad je brzina sagorijevanja niska, vrijeme zadržavanja čestica u kondenznoj fazi i na površini sagorijevanja je dovoljno dugo da se mogu formirati veliki aglomerati metalnih čestica.



**Sl.2.3 Utjecaj aditiva na efekat super brzog sagorijevanja [51]**

Za definisanje raspoloživog vremena u kondenzovanoj fazi, uvodi se karakteristično vrijeme[6] koje opisuje vrijeme potrebno da jedna molekula prođe kroz temperaturni talas u čvrstoj fazi i ono se definiše se izrazom:

$$\tau_p = \frac{\alpha_p}{r^2} \quad (2.2)$$

gdje je  $\alpha_p$  – topotna difuzivnost goriva.

Raspoloživo vrijeme za katalitičko djelovanje u kondenznoj fazi brzo opada sa povećanjem brzine sagorijevanja.

S porastom brzine sagorijevanja, vrijeme zadržavanja opada i formiraju se samo male čestice metalnog olova, prije nego se oduvaju i odatle obrnuto proporcionalna ovisnost veličine čestice o brzini sagorijevanja.

Ova hipoteza objašnjava pojavu "mesa" gorenja kod platoniziranih goriva, na taj način da male čestice olova koče reakciju u gasnoj fazi. Na nižim pritiscima, kada su čestice olova velike, ovaj efekat je manje izražen nego na višim pritiscima (područje "mesa" efekta) kada je odnos površinskog područja prema volumenu čestica olova relativno velik. Više istraživača [45] je ustanovilo inhibirajuće djelovanje spojeva olova na sagorijevanje ugljikovodonika u gasnoj fazi zone sagorijevanja.

Dijelovi dvobaznog goriva na koje djeluju katalizatori se razgrađuju i nastaju aktivne gasovite vrste i čvrsti ugljenik na površini sagorijevanja, dok dijelovi na koje ne djeluju katalizatori u kondenznoj fazi se razgrađuju na normalan način (na način kao kod nekataliziranih goriva).

Početni efekti spojeva olova [45] mogu da se pojave i u kondenznoj fazi. Uočeno je da količina ugljika opada sa povećanjem pritiska i da gradijent promjene super brzog sagorijevanja se smanjuje u isto vrijeme. Soli olova direktno utiču na sloj površinske reakcije ( $\approx 20 \mu\text{m}$  pri  $2 \text{ MPa}$ ), gdje se soli olova razgrađuju, na kraju, do fino razdjelenog metalnog olova ili čestica metalnog oksida (sl.2.4).

Produkti razgradnje soli olova reaguju sa nitro esterima u sloju površinske reakcije i mjenaju njihov mehanizam razgradnje [27, 67]. Ovo izaziva povećan iznos čvrstog ugljika (dio razgrađenih organskih molekula) koji nisu u formi aldehida (koji lako oksidiraju), smanjujući efektivan odnos gorive i oksidirajuće komponente (*aldehydi* :  $\text{NO}_2$ ). Stepen promjene super brzog sagorijevanja opada s povećanjem brzine sagorijevanja (nastanak "plateau" sagorijevanja), dok raspoloživo vrijeme za djelstvo balističkih katalizatora u zoni površinske reakcije opada. To je vjerovatno posljedica veće brzine reakcije i smanjenja debljine toplotnog talasa sagorijevanja.

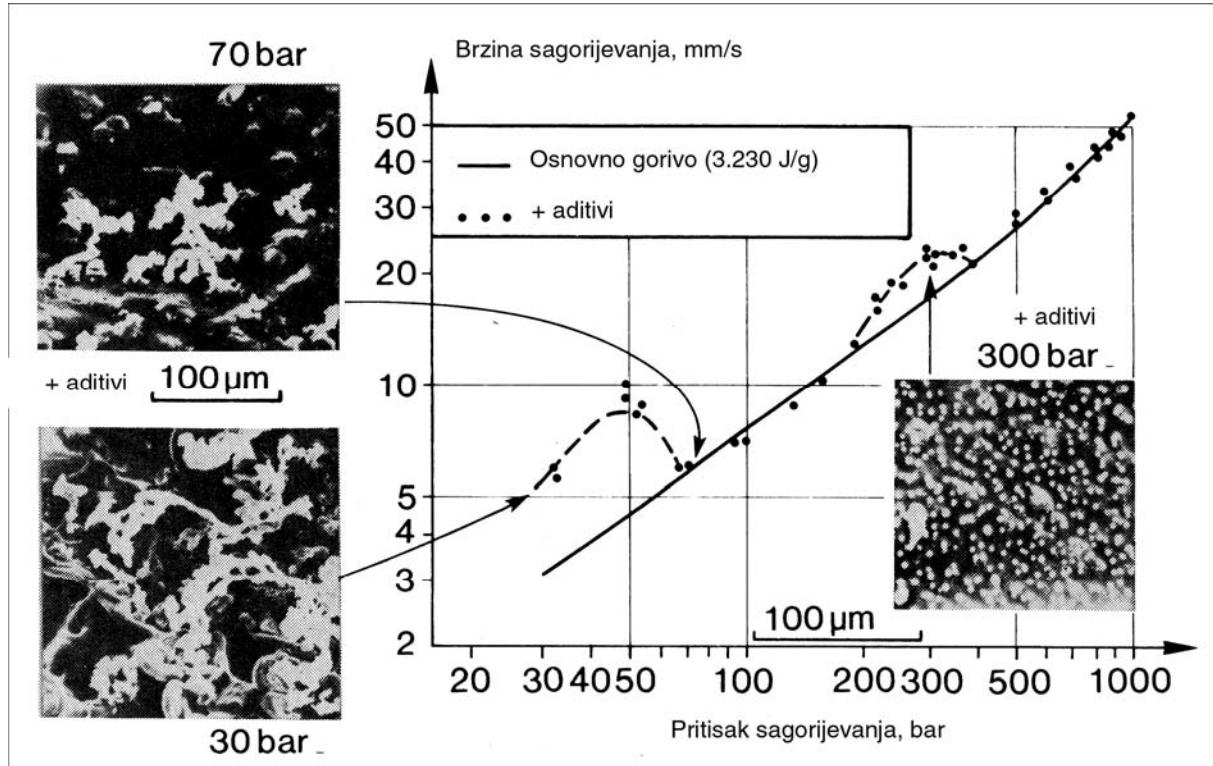
### **Zona primarnog plamena ili zona kipljenja:**

Ovu zonu karakteriše intenzivna pojava kipljenja produkata razlaganja dvobaznog goriva (smjesa  $\text{NO}_2$ , aldehida i  $\text{NO}$ ). Pored toga, nju prati pojava primarnog plamena nastalog kao rezultat reakcije azotnog peroksida i aldehida oslobođenih razlaganjem goriva. Međusobni odnosi vrsta gasova zavise od sastava, posebno zbog prisustva ili ne prisustva produkata od kojih zavisi regulisanje brzine sagorijevanja, odnosno balističkih katalizatora. Reakcije u ovoj zoni upravljuju gorenjem dvobaznih goriva [45, 63, 67].

Pri pritiscima sagorijevanja nižim od  $10 \text{ MPa}$  [74] poslije zone primarnog plamena postoji tamna zona, koja razdvaja zone primarnog i svijetlećeg plamena. Porastom pritiska sagorijevanja, smanjuje se ili nestaje tamna zona, pri čemu se zone primarnog i sekundarnog plamena spajaju.

Red reakcije u zoni primarnog plamena jednak je 1 (po čemu se može vidjeti da inicirana reakcija proizlazi uslijed disocijacije  $\text{NO}_2$ ), a energija aktivizacije  $E_{plam,1} = 20,933 \text{ kJ/mol}$ .

Vršena su istraživanja sa posebnom opremom sa ciljem određivanja parametara toplotnog fluksa koji se iz ove zone vraća ka površini sagorijevanja goriva, ali oprema je veoma kompleksna i rezultati različitih autora nisu u potpunosti slični.



Sl.2.4 Površinska struktura goriva sa katalizatorom brzine sagorijevanja [51]

Vrijeme reakcije u zoni kipljenja [6] se računa po slijedećoj formuli:

$$\tau_f = \frac{L_f}{u_f} \quad (2.3)$$

gdje su  $\tau_f$  -vrijeme reakcije u zoni kipljenja,  $L_f$  -debljina zone i  $u_f$  -brzina gasa u zoni.

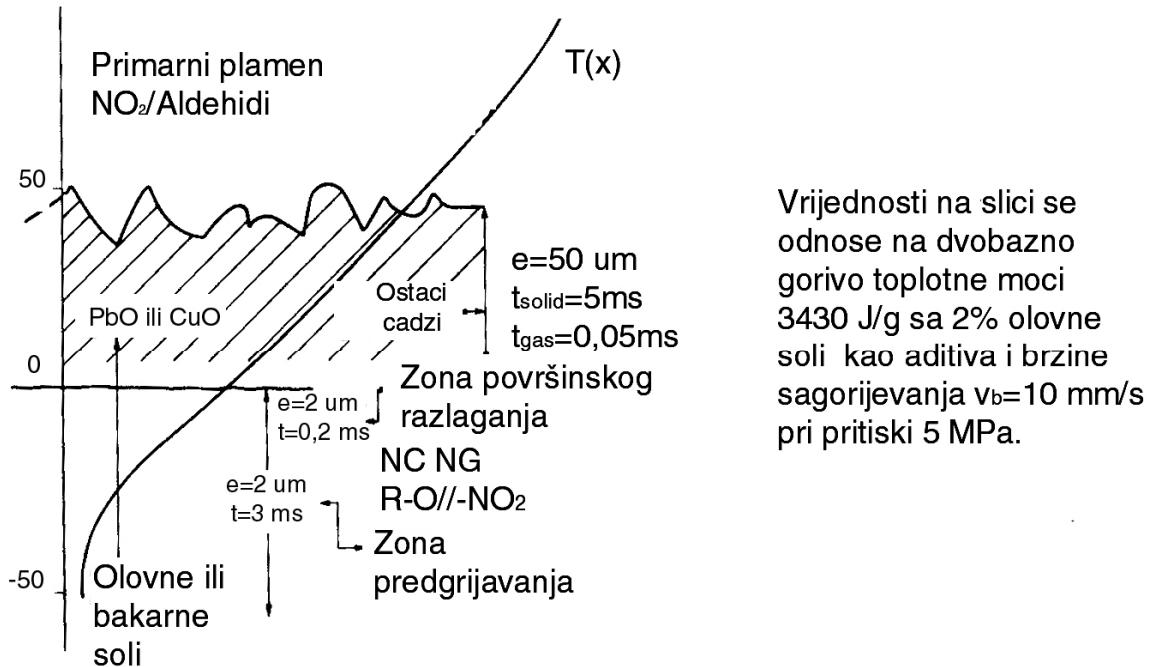
Debljina zone kipljenja se može izmjeriti fotografskim metodama [6], ali samo u domenu pritisaka sagorijevanja znatno ispod 10 MPa, odnosno može se izračunati iz slijedeće formule:

$$L_f = \frac{T_d - T_f}{\left( \frac{dT}{dx} \right)_f} \quad (2.4)$$

gdje su  $T_d$  - temperatura površine sagorijevanja,  $T_f$  - temperatura plamena i  $\left( \frac{dT}{dx} \right)_f$  - promjene temperature u zoni kipljenja.

Rezultati mjerena sagorijevanja uzorka dvobaznog goriva metodom ultrabrze fotografije [45], pokazuju da ova zona ima veličinu od  $\approx 200 \mu\text{m}$  pri pritisku od  $0.1 \text{ MPa}$  odnosno  $\approx 100 \mu\text{m}$  pri pritisku  $2 \text{ MPa}$ .

Na sl. 2.5 prikazani su rezultati eksperimentalnog mjerjenje debljine zona sagorijevanja koje je vršio Zenin [83] pomoću mikroparova prečnika pet mikrometara.



Sl. 2.5 Debljine zona sagorijevanja [83]

Primjenom jednačine bilansa mase između gasne i kondenzovane faze [6], brzina gasa koji otiče sa površine sagorijevanja može se izraziti odnosom:

$$u_f = \frac{\rho_p}{\rho_f} \cdot r \quad (2.5)$$

gdje su  $\rho_p$ -gustina goriva i  $\rho_f$ -gustina gasa u zoni kipljenja.

Iz jednačine stanja u zoni kipljenja:

$$\frac{p}{\rho_f} = R_f \cdot T_f \quad (2.6)$$

dobije se slijedeća formula za određivanje vremena reakcije u zoni kipljenja:

$$\tau_f = \frac{T_d - T_f}{\left( \frac{dT}{dt} \right)_f} \cdot \frac{p}{\rho_p \cdot R_f \cdot T_f} \quad (2.7)$$

gdje su  $T_f = \frac{T_d + T_s}{2}$  -srednja temperatura u zoni kipljenja,  $T_d$  -temperatura u tamnoj zoni ili temperatura na kraju primarnog plamena ili zone kipljenja i  $R_f$  -gasna konstanta u zoni kipljenja.

U zoni kipljenja se dešava uglavnom redukcija  $\text{NO}_2$  u  $\text{NO}$ , brzina promjene temperature raste sa povećanjem pritiska sagorijevanja i masenog udjela  $\text{NO}_2$  u gorivu.

Promjena temperature unutar ove zone je znatna i na kraju primarnog plamena iznosi približno 1.300 K [24].

Vrijeme reakcije  $\tau_f$  prema Aoki i Kuboti [6] za jedno nisko-energetsko gorivo je  $3,5 \cdot 10^{-4}$  s, dok je za jedno visoko-energetsko dvobazno gorivo  $7 \cdot 10^{-5}$  s. To znači da se vrijeme reakcije u zoni kipljenja smanjuje sa povećanjem energije goriva. Uzimajući da je koeficijent topotne provodljivosti u zoni ključanja  $\lambda_f = 6,3 \cdot 10^{-2} \text{ W / mK}$ , pri pritisku od 2 MPa, topotni fluks  $\lambda \cdot (dT / dx)_f$  usmjeren sa gasne struje na površinu gorenja, za nisko-energetsko gorivo je  $3,14 \text{ kW / m}^2$ , dok za visoko-energetsko gorivo ima vrijednost  $6,27 \text{ kW / m}^2$ . To znači, da topotni fluks u zoni ključanja raste sa porastom pritiska sagorijevanja i energije goriva. Topotni fluks koji se vraća iz gasne struje na površinu sagorijevanja, neposredno je odgovoran za veličinu brzine sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva, tako da će povećanje topotnog fluksa u zoni ključanja izazvati povećanje brzine sagorijevanja.

Kod goriva sa i bez balističkih katalizatora, zavisnost od pritiska i temperaturni profili su slični, međutim debljina sloja kipljenja kod goriva sa balističkim katalizatorima je manja nego kod goriva bez balističkih katalizatora. Temperaturni gradijent  $(dT/dx)_f$  je veći kod goriva sa balističkim katalizatorima, jer je topotni fluks iz gasne faze u čvrstu fazu veći, tako da su reakcije u zoni kipljenja kod kataliziranih goriva ubrzane pod utjecajem katalizatora u oblasti super-brzog gorenja [46]. Ovo ubrzanje reakcije je očitije imajući u vidu da se u zoni kipljenja kataliziranih goriva raspoloživo vrijeme za djelovanje katalizatora se skraćuje zbog jakog povećanja brzine gasa kroz ovu zonu, tokom super brzog sagorijevanja. Eksperimentalna mjerenja temperature u ovoj zoni pokazuju da temperatura raste gotovo linearno sa rastojanjem na dovoljnoj udaljenosti od površine sagorijevanja, s tim da je gradijent temperature mali jedino pri kraju ove zone. Izgleda da neke egzotermne reakcije počinju da se javljaju na površini sagorijevanja i da se prijenos topote s gasne faze na površinu sagorijevanja ne ostvaruje samo kondukcijom iz zone s najvišom temperaturom. Jako nastajanje ugljika na površini gorenja goriva kataliziranog spojevima olova pokazuje da početni efekti spojeva olova mogu biti u kondenznoj fazi [23]. Stoga se neke aktivne vrste mogu stvoriti kada nastane čvrsti ugljik na površini sagorijevanja pod djelovanjem spojeva olova sa aktivnim gasovitim vrstama koje daju veću brzinu hemijske reakcije u zoni kipljenja. Ubrzane reakcije [46] u ovoj zoni povećavaju prijenos energije kondukcijom na površinu sagorijevanja, povećavajući njenu temperaturu i brzinu gorenja.

Kao rezultat djelovanja soli olova u zoni površinskog sloja javlja se razgradnja dijela organskih molekula nitro estera u formi ugljika i izmjena efektivnog odnosa  $\text{NO}_2 : \text{aldehidi}$ . Povećanje udjela  $\text{NO}_2$  izaziva promjenu ekvivalentnog odnosa prema stehiometrijskim vrijednostima i dolazi do pojave velikog ubrzanja reakcije u zoni kipljenja. Ova ubrzana reakcija odmah iznad površine sagorijevanja je ta koja povećava prijenos topline konvekcijom na površinu sagorijevanja i samim time i brzinu sagorijevanja. Nužno je naglasiti da se ne kontrolira količina oslobođene topline iznad površine sagorijevanja nego, brzina oslobođanja topline tj. povećava se  $\lambda_g \cdot (dT / dx)_{g,s}$  iz gasne faze na površinu sagorijevanja. Približavanjem području "plateau"

sagorijevanja, stepen promjene *super brzog* sagorijevanja se smanjuje, brzina sagorijevanja raste i mijenja se odnos reaktanata (smanjuje se udio rektanta nastalog pod utjecajem spojeva soli olova). Brzina reakcije u zoni kipljenja se približava vrijednosti kao kod normalnog reakcijskog puta bez prisustva katalizatora. Ne postoji još objašnjenje za granicu efekta *super brzog* sagorijevanja u zavisnosti od pritiska i prelaska na "plateau" sagorijevanje.

Efikasnost spojeva olova u procesu *super-brzog* gorenja opada sa porastom energije osnovnog goriva [51], a što se objašnjava činjenicom da nekatalizirana goriva visoke energije sadrže veći procenat NG ili NC višeg stepena nitracije. Proizvodi gasifikacije, kao i katalizirana goriva, imaju veću koncentraciju NO<sub>2</sub> (bliže stehiometrijskom odnosu). Ako takvo gorivo dostigne svoj stehiometrijski odnos smješe (C-H-O vrsta)/(NO<sub>2</sub>), spojevi olova nemaju pozitivan efekat ili čak imaju negativan utjecaj.

Kontrolom hemijskih reakcija u jako uskom sloju zone površinske reakcije i u znatno debljem sloju zone ključanja moguće je utjecati na karakter i intenzitet brzine sagorijevanja, samo što metod za ostvarenje te kontrole nije jednostavan.

### **Indukciona zona ili tamna zona:**

Naziv tamna zona je dobila prema njenoj boji. Unutar zone dolazi do intenzivnog miješanja i zagrijavanja gasova nastalih u zoni primarnog plamena zahvaljujući povratnom toplotnom fluksu iz zone sekundarnog plamena.

Vrijeme reakcije u tamnoj zoni [6] se definiše formulom :

$$\tau_d = \frac{L_d}{u_d} \quad (2.8)$$

gdje su  $L_d$  - debljina tamne zone i  $u_d$  - brzina gase u tamnoj zoni.

Brzina  $u_d$  se određuje iz jednačine bilansa mase između gasne i kondenzovane faze:

$$u_d = \frac{\rho_p}{\rho_d} \cdot r \quad (2.9)$$

gdje su  $\rho_p$  - gustina goriva i  $\rho_d$  - gustina gase u tamnoj zoni.

Kombinujući gornje jednačine i jednačinu stanja:

$$\frac{p}{\rho_d} = R_d \cdot T_d \quad (2.10)$$

dobije se slijedeća formula za određivanje vremena reakcije u tamnoj zoni:

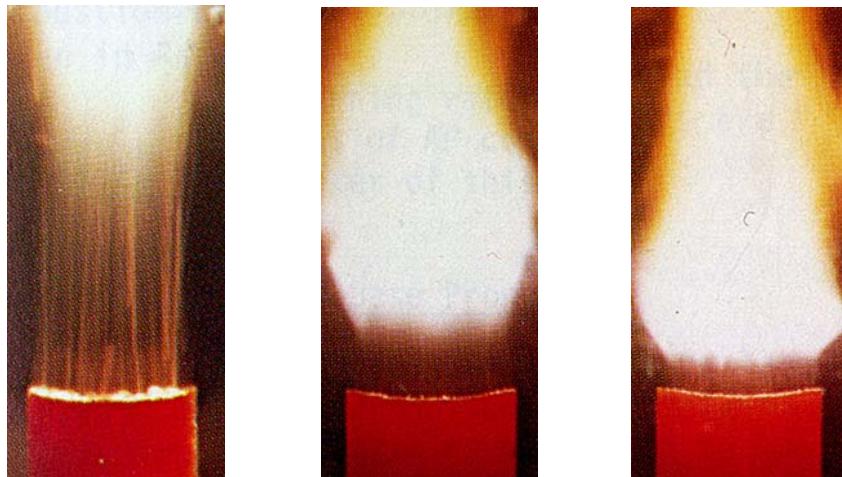
$$\tau_f = \frac{p \cdot L_d}{r \cdot R_d \cdot \rho_p \cdot T_d} \quad (2.11)$$

u kojoj su  $R_d$  - gasna konstanta u tamnoj zoni i  $T_d$  - temperatura u gasnoj zoni.

Vrijeme reakcije u tamnoj zoni smanjuje se s povećanjem pritiska i nivoa energije goriva.

Temperatura u tamnoj zoni malo raste sa udaljavanjem od površine gorenja, te se za temperaturu  $T_d$  uzima temperatura na kraju faze primarnog plamena. Temperatura  $T_d$  je zavisna od pritiska sagorijevanja. U oblasti malih pritisaka raste sa porastom pritiska, dok je u oblasti većih pritisaka veoma malo osjetljiva na izmjenu pritiska. Temperaturni pik u tamnoj zoni varira od 1073 K pri pritisku od 0,1 MPa do približno 1273 K pri pritisku od 2 MPa. Temperatura  $T_d$  je direktno zavisna od energije goriva [6].

Debljina tamne zone je jako osjetljiva na promjenu pritiska i praktično ne zavisi od energije goriva [6, 47]. Prema istraživanjima Aoiki i Kubota [6] pri pritisku od 1 MPa debljina tamne zone je 20 mm dok pri pritisku od 3 MPa ta debljina iznosi 2 mm, dok prema Kuboti [47] ona iznosi 13 mm, 3,3 mm i 0,14 mm za pritiske 1 MPa, 2 MPa i 3 MPa respektivno.



**Sl. 2.6 Debljina tamne zone za pritiske sagorijevanja  
od 1 MPa, 2 MPa i 3 MPa respektivno [47]**

S obzirom da se nemože odrediti tačno veličina gasne konstante u tamnoj zoni, prema [6] predlaže se koristenje vrijednost gasne konstante u tamnoj zoni od  $34 \text{ [kJ / kg K]}$ .

Brzina reakcije u tamnoj zoni direktno zavisi od masenog sadržaja NO u gorivu [45], mada s povećanjem sadržaja NO ta zavisnost postaje manje izražena, jer je brzina reakcije zavisna od odnosa između oksidirajuće i gorive komponente u gorivu. Kada se uspostavi stehiometrijski odnos oksidirajuće i gorive komponente u gorivu brzina reakcije u tamnoj zoni je maksimalna. Nitro oksidi se ponašaju kompleksno u procesu sagorijevanja, u određenim koncentracijama kataliziraju reakciju pomažući proces sagorijevanja, dok u drugim koncentracijama mogu inhibirati reakciju.

Debljina sloja tamne zone za ispitivana goriva [45] podvrgava se slijedećem zakonu:

$$L_d \approx p^{m-n} \approx p^d \quad (2.12)$$

u kome su  $m$ -pokazatelj stepena zavisnosti brzine gorenja od pritiska,  $n$ -ukupni red reakcije u tamnoj zoni i za ispitivana goriva ima vrijednost 2,6 i  $d$ -pokazatelj stepena zavisnosti debljine tamne zone od pritiska.

Potvrđeno je da tok reakcija u tamnoj zoni slabo zavisi od energije goriva, ali da tako zavise od pritiska sagorijevanja.

#### **Zona sekundarnog plamena ili zona svijetlećeg plamena**

Nastali gasovi u fazi primarnog plamena stižu u zonu sekundarnog plamena u koncentraciji i na traženoj temperaturi koji omogućavaju potpunu reakciju (reakcije NO/CO i NO/NH<sub>2</sub>) i kompletiranje procesa sagorijevanja stvarajući finalni plamen. Završna reakcija u zoni svijetlećeg plamena jeinicirana reakcijama koje protiču u tamnoj zoni, te je veoma važno poznavati mehanizam reakcije koja se tamo odvija.

Pri pritisku do 10 MPa, svijetleći plamen je dovoljno daleko da bi utjecao na procese blizu površine sagorijevanja i čak ne izaziva temperaturni gradijent u zoni primarnog plamena. Na brzinu sagorijevanja utiču procesi u zoni kipljenja i takvoj situaciji, po pravilu, odgovara eksponent pritiska oko  $n=0,7$  (za nekatalizovana goriva). Porastom pritiska sagorijevanja, zona svijetlećeg plamena utječe na procese u zoni primarnog plamena i sa daljim povećanjem pritiska nestaje tamna zone i dolazi do spajanja zone primarnog i svjetlećeg plamena u jedinstveni plamen. Pri tome, eksponent pritiska u zakonu gorenja ima vrijednost blisku 1 u datom intervalu pritiska (nekatalizirano dvobazno raketno gorivo). Kada je plamen potpuno razvijen, konačni produkti sagorijevanja (N<sub>2</sub>, CO, CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O i H<sub>2</sub>) i konačna temperatura plamena (kreće se od 2.100 - 2.900 K i zavisi od toplote sagorijevanja dvobaznog goriva) su realizovani [52].

Kod sagorijevanja dvobaznog goriva koji sadrže balističke katalizatore brzine sagorijevanja, u području super brzog sagorijevanja uočeno je premještanje svjetlog plamena dalje od površine sagorijevanja nego kod goriva bez balističkih katalizatora. Pri pritisku od 2 MPa svjetli plamen je bio smješten 2,5 mm iznad površine gorenja kod nekatalizovanog goriva, dok je za katalizovano gorivo bio smješten 11 mm iznad površine sagorijevanja [46].

Debljine pojedinih zone su jako male, a detaljna eksperimentalna istraživanja radi njihovog određivanja su veoma komplikovana i zahtjevaju veoma složenu opremu. Rezultati mjerena koje je vršio Zenin [83] su dati u tabeli br.2.2.

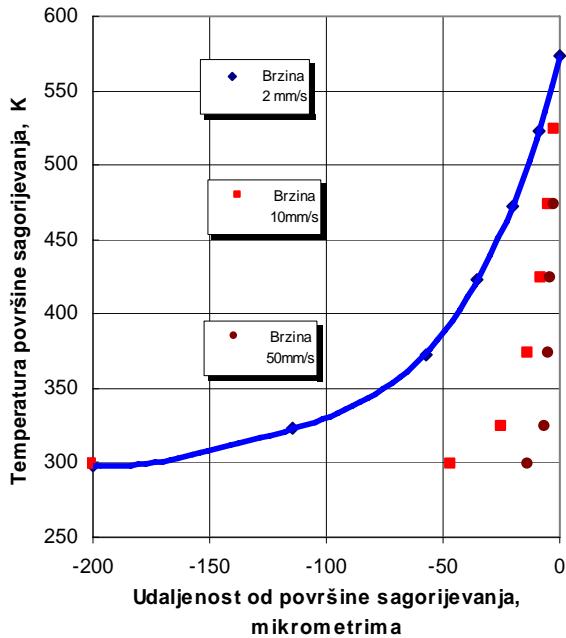
Za određivanje debljina zona koriste se veoma tanki termoparovi čiji prečnici su dimenzija od nekoliko mikrometara. Vrijeme prebivanja materije u zoni gorenja je reda milisekundi u kondenzovanoj fazi, odnosno desetak mikrosekundi u gasnoj fazi [74].

**Tabela 2.2 Karakteristike zone sagorijevanja [83]**

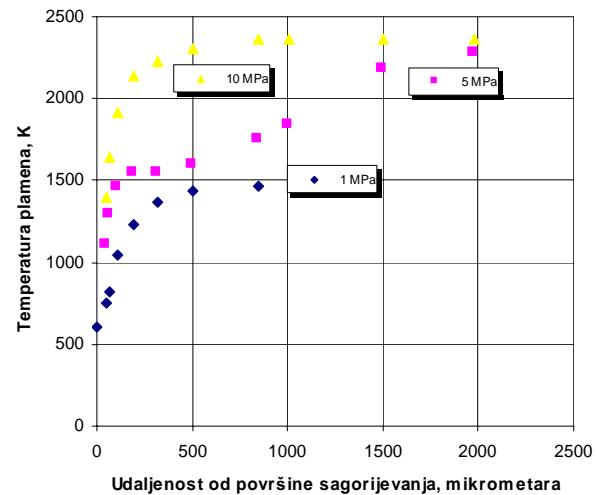
Pritisak, MPa	1	5	10
Brzina sagorijevanja, mm/s	1,9	6,7	10,6
Temperatura na površini sagorijevanja, K	603	653	673
Debljina zone predgrijavanja (mjerena, računata), $\mu m$	140/155	50/45	45/28
Vrijeme prebivanja u zoni predgrijavanja, ms	80	7	3
Debljina zone pjenjenja, $\mu m$	9	3	2
Vrijeme prebivanja u zoni pjenjenja, ms	5	0,4	0,15
Debljina plamena (mjerena), $\mu m$	200	75	110 (svijetleći plamen)

Red reakcije u zoni svijetlećeg plamena [83] je jednak 2, a energija aktivizacije  $E_{plam,2} = 209,33 \text{ kJ/mol}$ .

Na dijagramima 2.7 i 2.8 su dati temperaturni profili za gasnu fazu u zavisnosti od pritiska sagorijevanja i rastojanja od površine sagorijevanja [83] i za čvrstu fazu u zavisnosti od brzine sagorijevanja i rastojanja od površine sagorijevanja [47]. Opšti trend je da temperatura površine sagorijevanja se povećava sa porastom pritiska i brzine sagorijevanja. Poznati su podaci o temperaturi površine sagorijevanja za nekatalizirana goriva i sva istraživanja temperaturnih profila su s ciljem određivanja područja sagorijevanja koje je odgovorno za povećanje brzine sagorijevanja kataliziranih goriva u odnosu na nekatalizirana.



Sl. 2.7 Temperaturni profil u čvrstoj fazi



Sl.2.8 Temperaturni profil u gasnoj fazi

## 2.2.2 Opšte karakteristike talasa sagorijevanja dvobaznog goriva

Tok produkata sagorijevanja kontinualno struji kroz zonu sagorijevanja i površina sagorijevanja se pomjera u suprotnom smjeru od toka produkata sagorijevanja. Ako se prepostavi da se površina sagorijevanja ne mijenja, tada zone sagorijevanja i temperaturni profil ostaju nepromjenjeni po vremenu i prostoru. Proces povrata toplice unutar zone sagorijevanja igra veoma važnu ulogu u izučavanju mehanizma sagorijevanja čvrstog raketnog goriva.

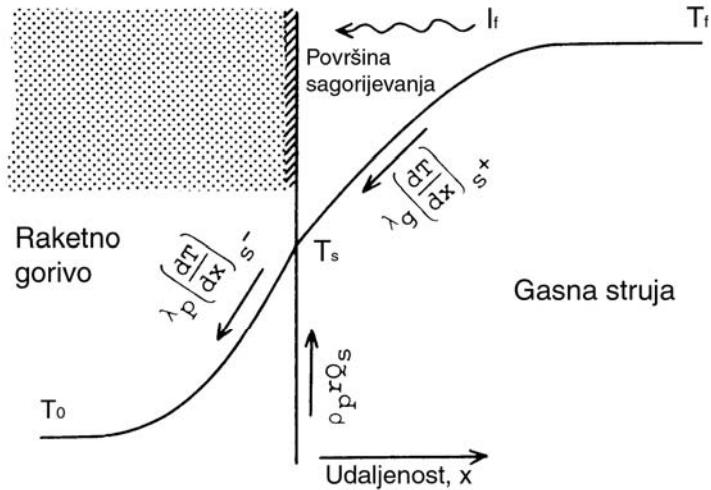
Toplotna ravnoteža na površini sagorijevanja [47] za pojednostavljenu šemu talasa sagorijevanja (sl. 2.9) može biti izražena kao:

$$\lambda_p \cdot \left( \frac{dT}{dx} \right)_{s^-} = \lambda_g \cdot \left( \frac{dT}{dx} \right)_{s^+} + \rho_p \cdot r \cdot Q_s + I_f \quad (2.14)$$

gdje su  $T$  -temperatura,  $x$  -rastojanje,  $r$  -brzina sagorijevanja,  $Q_s$  -toplota reakcije na površini sagorijevanja,  $I_f$  -toplota vraćena od svijetlećeg plamena na površinu sagorijevanja zračenjem,  $\rho$  - gustina,  $\lambda$  -toplota provodljivost,  $p$  -gorivo,g-gasna faza,  $s^-$ -površina sagorijevanja sa strane goriva,  $s^+$ -površina sagorijevanja sa strane gase.

Svaki dio gornje jednačine zavisi od različitih fizičko-hemijskih parametara u zonama sagorijevanja, sastava goriva, pritiska i početne temperature goriva. Karakteristike brzine sagorijevanja goriva mogu biti određene, ako se detaljno poznaje struktura talasa sagorijevanja.

Mehanizam prijenosa toplote u gasnoj i kondenznoj fazi može biti razmatran koristeći jednačinu o održanju energije. Toplota koja se u jedinici vremena prijenosi s jednog dijela talasa sagorijevanja na drugi je određena kao zbir topline prenesene konvekcijom, kondukcijom, radijacijom (zanemaruje se) i topline nastale uslijed hemijske reakcije.



Sl. 2.9 Šema ravnoteže toplotne energije u talasu sagorijevanja [47]

Hemijska reakcija u kondenznoj fazi je beznačajno mala, tako da član koji opisuje energiju generiranu hemijskom reakcijom u jednačini o održanju energije se može zanemariti [47]. Toplota prenesena kondukcijom u čvrstoj fazi jednaka je konvektivnom prijenosu topline, vodeći računa o relativnom pomjeranju površine sagorijevanja .

U gasnoj fazi, uz pretpostavku da je hemijska reakcija bimolekularna i jednostepena [47], tako da je  $O + F \rightarrow P$ , reakciona brzina je izražena kao:

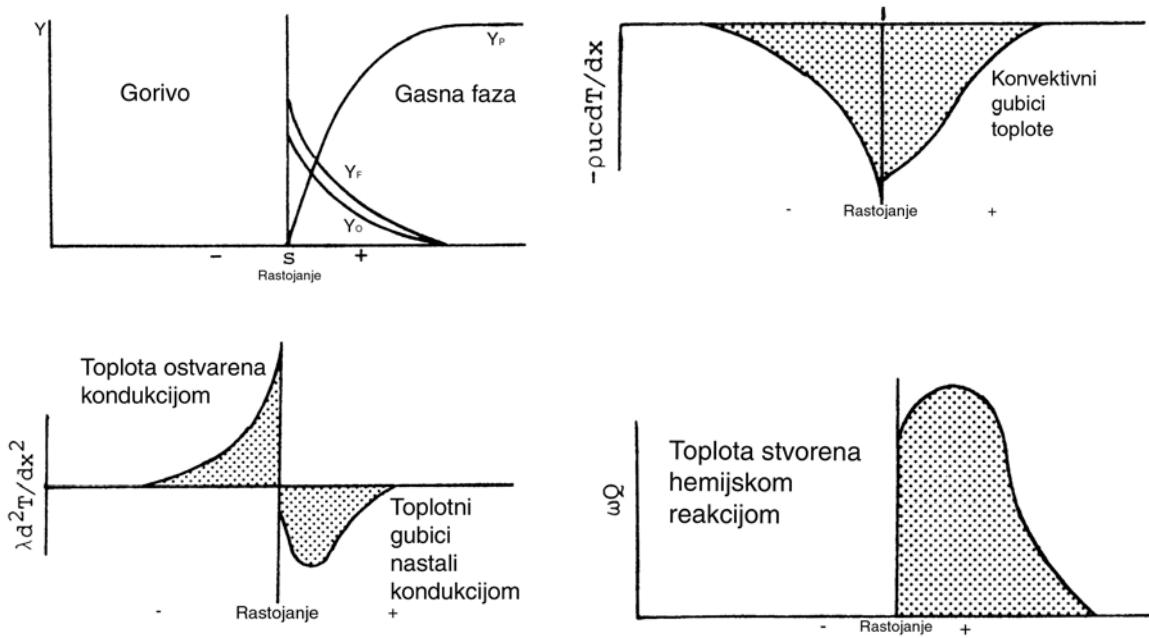
$$\omega_g = \rho_g^2 \cdot Y_O \cdot Y_F \cdot Z_g \cdot \exp\left(-E_g / R \cdot T_g\right) \quad (2.15)$$

gdje su  $Y_O$  i  $Y_F$  maseni udjeli vrsta oksidansa ( $O$ ) i gorivo ( $F$ ) respektivno,  $E_g$  je aktivizaciona energija,  $Z_g$  je predeksponencijalni faktor i  $R$  univerzalna gasna konstanta.

Kada se hemijska reakcija pokrene na površini sagorijevanja, reaktanti i produkti se kreću unutar talasa sagorijevanja. Maseni udjeli reaktanata  $Y_O$  i  $Y_F$  se smanjuju, a maseni udio produkata  $Y_P$  povećava s povećanjem udaljenosti od površine sagorijevanja (sl. 2.10).

Brzina stvaranja topline uslijed hemijske reakcije  $\omega_g \cdot Q_g$  se početno povećava s udaljavanjem od površine sagorijevanja dok ne dosegne maksimalnu vrijednost na određenoj udaljenosti od površine sagorijevanja. S povećanjem udaljenosti,  $\omega_g \cdot Q_g$  se nastavlja smanjivati i dostiže nulu na udaljenosti gdje temperatura gasa dostiže maksimalnu vrijednost i gdje su finalni produkti sagorijevanja formirani. Konvektivni toplotni fluks  $-\rho \cdot u \cdot c \cdot (dT/dx)$  u gasnoj fazi se povećava sa povećanjem rastojanja od površine sagorijevanja i dostiže vrijednost nula kada se završe hemijske reakcije. Konduktivni toplotni fluks  $\lambda \cdot (dT/dx)$  smanjuje se sa povećanjem rastojanja od površine sagorijevanja i postiže minimum na nekom rastojanju od površine

sagorijevanja. Od ove tačke, konduktivni topotni fluks počinje da se povećava i dostiže nulu u tački gdje su hemijske reakcije kompletirane.



**Sl. 2.10 Profil izmjene masenih udjela vrsta, temperature i topotne ravnoteže u talasu sagorijevanja [47]**

Model brzine sagorijevanja, koji opisuju Kubota i ostali [45] baziran je na slijedećim pretpostavkama:

- ◆ Jednodimenzionalno gorenje<sup>2</sup>
- ◆ Neprekidno sagorijevanje pri određenom pritisku
- ◆ Zanemarivo zračenje sa svijetlećeg plamena na površinu sagorijevanja

Jednačina održanja energije u kondenzovanoj fazi ima oblik:

$$\frac{d}{dx} \left( \lambda_p \cdot \frac{dT}{dx} \right) - \rho_g \cdot u_g \cdot c_{pc} \cdot \frac{dT}{dx} + \omega_p \cdot Q_p = 0 \quad (2.15)$$

u kojoj su  $\omega_p$  - brzina reakcije,  $Q_p$  - energija reakcije po jedinici mase,  $\omega_p \cdot Q_p$  - topota nastala hemijskom reakcijom u kondenznoj fazi,  $\lambda_p$  - koeficijent topotne provodljivosti u kondenznoj fazi i  $c_{pc}$  - specifična topota čvrste faze

Jednačina masene ravnoteže između gasne i čvrste faze ima oblik:

$$\rho_g \cdot u_g = \rho_p \cdot r \quad (2.16)$$

<sup>2</sup> Postojanje ugljika na površini sagorijevanja ne narušava pretpostavku o jednodimenzionalnosti gorenja. Na pritiscima na kojima ubičajeno sagorijeva dvobazno gorivo, ugljik je u obliku vlakana čija je gustoća mali dio osnovne gustoće goriva. Sama površina sagorijevanja nije prekrivena slojem dovoljne mase i debljine da bi se narušila idealizirana slika ravne površine sagorijevanja koja je pod utjecajem jednodimenzionalnog povratnog topotnog fluksa iz zone kipljenja.

gdje su  $u_g$  - brzina gase koji otiče sa površine sagorijevanja,  $r$  - brzina sagorijevanja,  $\rho_g$  - gustina gase i  $\rho_p$  - gustina goriva,

Uz pretpostavku da se u čvrstoj fazi ne odvija hemijska reakcija ( $\omega \cdot Q = 0$ ) i da su  $\lambda_g$  i  $c_{pg}$  nezavisni od temperature, jednačina za održanje energije poprima oblik:

$$\lambda_p \cdot \frac{d^2T}{dx^2} - \rho_p \cdot r \cdot c_{pc} \cdot \frac{dT}{dx} = 0 \quad (2.17)$$

Integriranjem gornje jednačine uz slijedeće granične uslove:

$$\begin{aligned} T &= T_0 && \text{pri } x = -\infty \\ T &= T_s && \text{pri } x = 0 \end{aligned} \quad (2.18)$$

toplota vraćena sa površine sagorijevanja na čvrstu fazu u poziciji  $x=0$  može se odrediti iz slijedeće jednačine :

$$\lambda_p \cdot \left( \frac{dT}{dx} \right)_{s^-} = \rho_p \cdot r \cdot c_{pc} \cdot (T_s - T_0) \quad (2.19)$$

Jednačina za određivanje temperaturnog profila u čvrstoj fazi ima sada oblik :

$$T(x) - T_0 = (T_s - T_0) \cdot \exp\left(\rho_p \cdot c_{pc} r \cdot x / \lambda_p\right) \quad (2.20)$$

Debljina zone predgrijavanja se smanjuje sa povećanjem brzine sagorijevanja i definiše se odnosom:

$$\delta_p = \frac{\alpha_p}{r} \quad (2.21)$$

u kome je:

$$\alpha_p = \frac{\lambda_p}{\rho_p \cdot c_{pc}} \quad (2.22)$$

termička difuzivnost goriva.

Jednačina održanja vrste, za vrstu  $j$ , u kondenzovanoj fazi glasi:

$$\frac{d}{dx} \left( \rho_p \cdot D_{p,j} \cdot \frac{dY_j}{dx} \right) - \rho_p \cdot r \cdot \frac{dY_j}{dx} - \omega_{p,j} = 0 \quad (2.23)$$

u kojoj su  $D_{p,j}$  - koeficijent masene difuzije vrste  $j$  u kondenznoj fazi,  $Y_j$  - maseni udio vrste  $j$  i  $\omega_{p,j}$  - brzina reakcije vrste  $j$  u kondenznoj fazi.

Jednačina održanja energije u zoni kipljenja glasi:

$$\frac{d}{dx} \left( \lambda_g \cdot \frac{dT}{dx} \right) - \rho_g \cdot u_g \cdot c_g \cdot \frac{dT}{dx} + \omega_g \cdot Q_g = 0 \quad (2.24)$$

u kojoj su  $\lambda_g$  - koeficijent toplotne provodljivosti gasa,  $u_g$  - brzina gasa koji odlazi sa površine sagorijevanja,  $c_g$  - specifična toplota gasa,  $\omega_g$  - brzina hemijske reakcije u gasnoj fazi i  $Q_g$  - energija reakcije po jedinici mase.

Jednačina održanja vrste, za vrstu  $i$ , u zoni kipljenja glasi:

$$\frac{d}{dx} \left( \rho_g \cdot D_{g,i} \cdot \frac{dY_i}{dx} \right) - \rho_g \cdot u_g \cdot \frac{dY_i}{dx} - \omega_{g,i} = 0 \quad (2.25)$$

Sa povećanjem rastojanja od površine sagorijevanja molarna koncentracija reaktanata  $NO_2$  i  $CH_2O$  se smanjuje, dok se molarna koncentracija produkata  $NO$ ,  $H_2O$ ,  $CO$  i  $CO_2$  povećava. Brzina gasnog toka se također povećava sa povećanjem udaljenosti od površine sagorijevanja[45,46].

Ako se usvoje slijedeće dodatne pretpostavke [45] da:

- ◆ u kondenznoj fazi nisu uzete u obzir endotermne ili egzotermne reakcije ispod površine sagorijevanja ( pretpostavka prihvatljiva za uobičajene pritiske sagorijevanja u raketnim motorima),
- ◆ zona svjetlog plamena ne doprinosi prijenosu topline kondukcijom sa gasne faze na površinu sagorijevanja ( vrijedi za procese sagorijevanja pri pritisku ispod 10 MPa),
- ◆ nema difuzije vrsta u kondenznoj fazi ili zoni kipljenja ( nije eksperimentalno istražena pretpostavka),

jednačine održanja energije i vrste u kondenznoj fazi se pojednostavljaju :

$$\frac{d}{dx} \left( \lambda_p \cdot \frac{dT}{dx} \right) - \rho_p \cdot r \cdot c_{p,c} \cdot \frac{dT}{dx} = 0 \quad (2.26)$$

$$- \rho_p \cdot r \cdot \frac{dY_j}{dx} - \omega_{p,j} = 0 \quad (2.27)$$

U gasnoj fazi talasa sagorijevanja reakcioni procesi su veoma kompleksni, u njima učestvuju brojne hemijske vrste i elementarne reakcije. Tačno rješavanje jednačina o održanju energije je veoma teško postići, zbog nedostatka kinetičkih parametara gasne faze (reakcione brzine za svaku elementarnu reakciju posebno).

Bazna tačka za određivanje brzine sagorijevanja je poznavanje reakcija u zoni kipljenja i određivanje brzine prijenosa topline  $\lambda_g \cdot (dT / dx)_{s^+}$  koja se prijenosi iz gasne faze na kondenzovanu fazu. Prema modelu KTSS (Krier, T'ien, Sirignano i Summerfield), toplota oslobođena u gasnoj fazi ima oblik stepene funkcije [47].

Jednačina o održanju energije data je u jednodimenzionalnoj formi i uz pretpostavku da su  $\lambda_g$  i  $c_{pg}$  nezavisni od temperature, ima oblik:

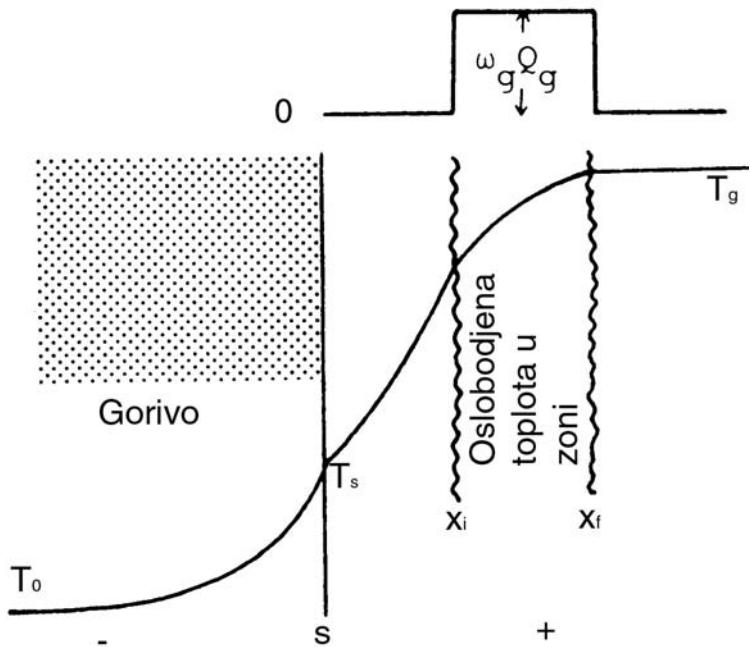
$$\lambda_g \cdot \frac{d^2T}{dx^2} - \rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg} \cdot \frac{dT}{dx} + \omega_g \cdot Q_g = 0 \quad (2.28)$$

Kako je  $\omega_g$  funkcija temperature, gornja jednačina je nelinearna i analitičko riješenje nije moguće.

Prepostavljajući tada da je  $\omega_g \cdot Q_g$  konstantno u početku i integrirajući gornju jednačinu, može se napisati:

$$\lambda_g \cdot \left( \frac{dT}{dx} \right)_{s^+} = Q_g \cdot \omega_g \int_0^\infty \exp\left(-\frac{\rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg}}{\lambda_g} \cdot x\right) \cdot dx \quad (2.29)$$

Riješenja gornje jednačine moguća su kroz tri specijalna slučaja brzine reakcije u gasnoj fazi u kojima se brzina reakcije predstavlja u obliku step funkcije (sl. 2.11).



Sl. 2.11 Model step funkcije u gasnoj fazi [47]

- U prvom slučaju hemijska reakcija se odvija samo u ograničenoj oblasti i brzina reakcije je konstantna unutar oblasti  $x=x_i$  i  $x=x_f$  i ima oblik stepene funkcije. Za te pretpostavke važe slijedeći granični uslovi:

$$\begin{aligned} \omega_g \cdot Q_g &= 0 && \text{za } 0 < x < x_i \\ \omega_g \cdot Q_g &= \overline{\omega_g} \cdot Q_g && \text{za } x_i < x < x_f \\ \omega_g \cdot Q_g &= 0 && \text{za } x_f < x \end{aligned} \quad (2.30)$$

Integracijom jednačine o održanju energije dobije se

$$\lambda_g \cdot \left( \frac{dT}{dx} \right)_{s^+} = \frac{\lambda_g}{\rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg}} \cdot \overline{\omega}_g \cdot Q_g \cdot \left[ \exp \left( -\frac{\rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg}}{\lambda_g} \cdot x_i \right) - \exp \left( -\frac{\rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg}}{\lambda_g} \cdot x_f \right) \right] \quad (2.31)$$

Debljina reakcione zone  $\delta_g = x_f - x_i$  može biti određena poznavajući reakcione mehanizme u gasnoj fazi.

2. U ekstremnom slučaju može se uzeti da reakcija počinje blizu površine sagorijevanja, tj. za slučaj  $x_i=0$ , jednačina održanja energije ima oblik:

$$\lambda_g \cdot \left( \frac{dT}{dx} \right)_{s^+} = \frac{\lambda_g}{\rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg}} \cdot \overline{\omega}_g \cdot Q_g \cdot \left[ 1 - \exp \left( -\frac{\rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg}}{\lambda_g} \cdot x_f \right) \right] \quad (2.32)$$

Za slijedeće karakteristike gasne faze jednog dvobaznog goriva:

$$c_{pg} = 1.675 \text{ kJ / kg K}; \quad \lambda_g = 1.675 \text{ kW / m K}; \quad \rho_g = 1.54 \cdot 10^{-3} \text{ kg / m}^3$$

i za razne pritiske sagorijevanja, karakteristična debljinu topotnog talasa u gasnoj fazi računata prema izrazu:

$$L^* = \frac{\lambda_g}{r \cdot \rho_g \cdot c_{pg}} \quad (2.33)$$

ima slijedeće vrijednosti prikazane u tabeli 2.3.

**Tabela 2.3 Debljina talasa sagorijevanja u funkciji pritiska sagorijevanja [45]**

Pritisak , MPa	0.12	0.8	2	10
Brzina sagorijevanja, mm/s	0.46	1.58	8.21	10.5
$x_f, \mu\text{m}$	200	170	120	80
$L^*, \mu\text{m}$	140	41	7.9	6.2
Odnos $x_f / L^*$	1.4	4.1	15	13

Na osnovu eksperimentalnih istraživanja sagorijevanja raketnih goriva utvrđena je vrijednost člana:

$$\left( \frac{\rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg}}{\lambda_g} \cdot x_f \right) = \frac{x_f}{L^*} \succcurlyeq 1 \quad (2.34)$$

tako da se može uzeti da je

$$\exp \left( -\frac{\rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg}}{\lambda_g} \cdot x_f \right) = 0 \quad (2.35)$$

i tada jednačina održanja energije ima pojednostavljen izgled:

$$\lambda_g \cdot \left( \frac{dT}{dx} \right)_{s^+} \approx \frac{\lambda_g}{\rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg}} \cdot \overline{\omega}_g \cdot Q_g \approx \frac{\lambda_g}{\rho_g \cdot r \cdot c_g} \cdot \overline{\omega}_g \cdot Q_g \quad (2.36)$$

Sada je moguća određivanje intenziteta topoteke vraćene iz gasne faze na površinu sagorijevanja, iako navedena jednačina nije precizna, ali dopušta da se ponašanje u oblasti super brzog sagorijevanja proučava bez uvođenja složenih matematičkih odnosa.

3. Ekstremni slučaj je kada hemijska reakcija počinje i završava na istom odstojanju od površine sagorijevanja  $x_i=x_f$ , debljina reakcione zone je ekstremno mala i čime brzina reakcije postaje beskonačna. Ovakav slučaj se naziva model lisnatog plamena.

Granični uslovi su :

$$\begin{aligned} \omega_g \cdot Q_g &= 0 && \text{za } 0 < x < x_i \\ \omega_g \cdot Q_g &= \overline{\omega}_g \cdot Q_g && \text{za } x = x_f \\ \omega_g \cdot Q_g &= 0 && \text{za } x_f < x \end{aligned} \quad (2.37)$$

S obzirom da reakcionala brzina u reakcionoj gasnoj zoni je:

$$\int_0^\infty \omega_g \cdot \left( \frac{x - x_f}{\delta} \right) \cdot dx = \rho_g \cdot u_g \quad (2.38)$$

tada integraljenjem jednačine o održanju energije dobije se:

$$\lambda_g \cdot \left( \frac{dT}{dx} \right)_{s^+} = \rho_g \cdot u_g \cdot Q_g \cdot \exp \left( -\frac{\rho_g \cdot u_g \cdot c_{pg}}{\lambda_g} \cdot x_f \right) = \rho_p \cdot r \cdot Q_g \cdot \exp \left( -\frac{\rho_p \cdot r \cdot c_{pg}}{\lambda_g} \cdot x_f \right) \quad (2.39)$$

Reakcionala udaljenost  $x_f$  može biti određena iz reakcionog mehanizma u gasnoj fazi.

### 2.2.3 Brzina sagorijevanja čvrstog raketnog goriva

Pojednostavljeni izraz za jednačinu brzine sagorijevanja može se dobiti kombinacijom jednačine bilansa topotne energije na površini sagorijevanja, integrala jednačine energije za prijenos topoteke između čvrste i gasne faze, uz pretpostavku da je zračenje od strane gasne faze na površinu sagorijevanja zanemarljivo malo tj.  $I_f=0$  i glasi:

$$r = \left( \frac{\lambda_g \cdot \overline{\omega}_g \cdot Q_g}{\rho_p^2 \cdot c_c \cdot c_{pg} \cdot (T_s - T_0 - Q_s / c_c)} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.40)$$

Uz pretpostavku da je hemijska reakcija bimolekularna, jednostepena i koristeći jednačinu stanja gasne faze:

$$\rho_g = \frac{p}{R_g \cdot T_g} \quad (2.41)$$

pojednostavljeni izraz za jedančinu brzine sagorijevanja ima oblik:

$$r = p \cdot \left( \frac{\lambda_g \cdot Q_g \cdot Y_o \cdot Y_F \cdot Z_g \cdot \exp(-E_g / r \cdot T_g)}{\rho_p^2 \cdot c_{pc} \cdot c_{pg} \cdot (T_s - T_o - Q_s / c_{pc}) \cdot R_g^2 \cdot T_g^2} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.42)$$

gdje su  $\lambda_g, c_{pg}, c_c, \rho_p$  i  $R_g$  određeni na osnovu hemijskog satava goriva, a  $Q_s$  je određeno iz mehanizma razlaganja površine sagorijevanja. Kinetički parametri u gasnoj fazi su određeni iz reakcione šeme gasne faze.

Temperatura gasa  $T_g$  određena je izrazom:

$$T_g = T_0 + Q_s / c_{pc} + Q_g / c_{pg} \quad (2.43)$$

Vrijednost temperature na površini sagorijevanja  $T_s$  zavisi od regresione brzine goriva i određuje se iz mehanizma razlaganja goriva. Usvaja se da je reakcija razlaganja na površini sagorijevanja izražena Arhenius-ovim zakonom pirolize:

$$r = Z_s \cdot \exp(-E_s / R \cdot T_s) \quad (2.44)$$

gdje su  $E_s$  - energija aktivizacije na površini sagorijevanja i  $Z_s$  - pre-eksponencijalni faktor.

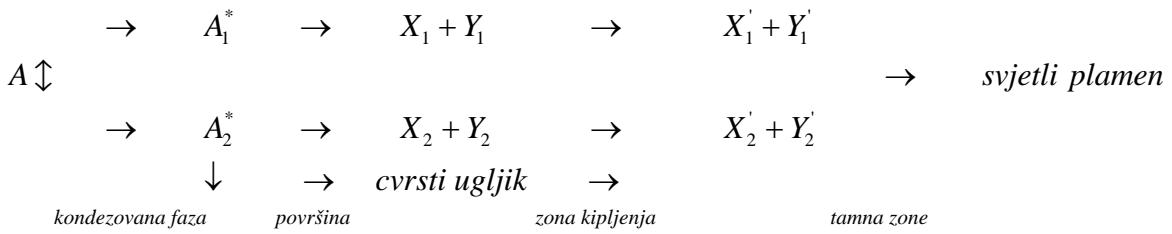
Ovaj model je veoma pojednostavljen i primjenjuju se kod jednodimenzionalnog talasa sagorijevanja[45].

Navedena razmatranja podrazumjevaju da sagorijevanje dvobaznog goriva bez katalizatora može biti predstavljeno modelom u kome je prosječna reakcija površinskog razlaganja goriva prvog reda, a prosječna reakcija u zoni kipljenja drugog reda [45]:



Sagorijevanje dvobaznih raketnih goriva sa katalizatorima, tzv. efekat super brzog sagorijevanja se objašnjava promjenama u stehiometrijskim odnosima koji se ne mogu matematski izraziti bez detaljnog poznavanja elementarnih hemijskih reakcija. Kako je to na dosadašnjem nivou znanja nedostupno, usvaja se model sagorijevanja, u koji se uvodi i druga grana puta razlaganja u kondezovanoj fazi, pri kome su novostvorene vrste reaktivnije u fizikalnoj zoni uz prisustvo ugljika na površini sagorijevanja [45]. Masa goriva koja je aktivna na novoj grani putu je proporcionalna masi prisutnog katalizatora i raspoloživom vremenu za dejstvo katalizatora u kondezovanoj fazi.

Model reakcijske šeme sa katalizatorom ima oblik:



Na drugoj grani reakcijskog puta, katalitička reakcija stvara pri tome zanemarivo nivo topote i katalitičke reakcije mogu biti homogene ili heterogene (slučaj kada je katalizator netopiv). Zbog nepoznavanja stvarnih mehanizama reakcije u analizama kondezne faze, usvojen je homogeni tip reakcije. Međutim, ovaj pristup nije naišao na široku primjenu kod drugih autora i nije više primjenjivan u analizama.

### 2.3 Eksperimentalne metode određivanja brzine sagorijevanja

Osnovni izvor objektivnih informacija o karakteristikama sagorijevanja čvrstih goriva u polju ubrzanja 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 umanjenim balističkim modelima i one su uslovljene veličinom troškova istraživanja. Kod istraživanja, izbor najbolje test metode sa umanjenim balističkim motorom, uslovljen je mogućnošću predviđanja utjecaja ubrzanja na motor u stvarnoj razmjeri.

Kod fundamentalnih istraživanja brzine sagorijevanja [37] primjenjuju se:

- ◆ Metoda gorivih blokova (strand burner),
- ◆ Metoda gorivih blokova u tečnosti i
- ◆ Ultrazvučna metoda.

Primjenjena istraživanja brzine sagorijevanja se vrše u standardnim balističkim raketnim motorima, čije su dimenzije i karakteristike zavisne od tipa pogonske materije i veličine realnog motora za koji će se koristiti rezultati istraživanja.

Poseban metod istraživanja primjenjuje se kod ispitivanja ponašanja sagorijevanja pogonske materije u polju u radikalnog ubrzanja.

Da bi se rezultati istraživanja mogli upoređivati, potrebno je znati karakteristike goriva, primjenjenu metodu ispitivanja, uslove ispitivanja i tek tada primjeniti odgovarajuće tehnike redukcije podataka.

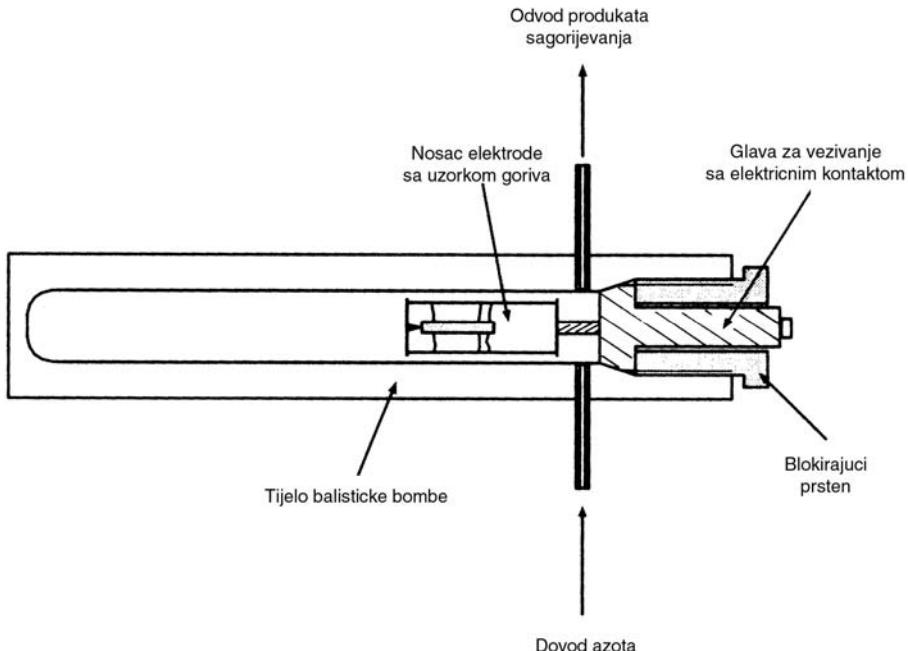
#### Metoda gorivih blokova

Ova metoda se zasniva na sagorijevanju malog bloka goriva, poznatih dimenzija, pri konstantnom pritisku sagorijevanja [37]. Metoda ima brojne prednosti kao što su mala cijena koštanja, lakoća i brzina izvođenja opita. Nedostatak metode je što smanjivanje dužine uzorka utječe više na eksperimentalne rezultate nego eventualne nehomogenosti u gorivu.

Uzorak goriva je paralelopiped, čija dužina je znatno veća od ostale dvije stranice. U Francuskoj se koristi uzorak dimenzija  $10 \times 10 \times 170 \text{ mm}$  ili  $5 \times 5 \times 170 \text{ mm}$ . Bočne uzdužne strane uzorka i jedna čeona strana su inhibirane i sagorijevanje se odvija u ravnima paralelnim čeonoj površini.

Priroda inhibitora je specifična za svako ispitivanje goriva. U uzorak su ugrađene četiri niti; prva odmah na čeonu površinu uzorka, blizu pripalnog sloja; ostale tri niti na udaljenosti 20, 85 i 159 mm od prve. Sve niti 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. 2.12), načinjena je od čelika, unutrašnje zapremine  $750 \text{ cm}^3$ , spojena je sa rezervoarom azota radi ostvarenja konstantnog pritiska sagorijevanja tokom procesa sagorijevanja.



**Sl.2.12 Šema balističke bombe [37]**

### 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. Mjerjenje 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 [37].

### Ultrazvučna metoda

Zasnovana je na korištenju ultrazvučnog uređaja koji funkcioniše kao prijemnik i odašiljač istovremeno [37]. Postavljen je bočno u odnosu na gorivo i ultrazvučni talas se odbija od površinu sagorijevanja. Postoje razlike u akustičkim impedansama, između goriva i produkata sagorijevanja, određivanjem vremena između emitovanja i povratka signala, moguće je sračunavanje brzine sagorijevanja. Koristi se mali raketni motor sa cilindričnim pogonskim punjenjem (prečnika 86 mm) i sa čeonim sagorijevanjem. Frekvencija emitovanja talasa je 2,25 MHz.

### Standardni balistički opitni motori

Koriste se za primjenjena istraživanja i za kontrolu brzine sagorijevanja različitih familija raketnih goriva, pri čemu se mijenja i površina sagorijevanja tokom procesa sagorijevanja [7]. Za mjerjenje parametara kao što su brzina sagorijevanja i specifični impuls, pored standardnih raketnih motora i goriva, potrebno je posjedovati:

- ◆ Opitni stol,
- ◆ Opremu za akviziciju podataka (pritisak, potisak, vrijeme, obrtaji,...) sa maksimalnom tačnošću,
- ◆ Definisanu strogu proceduru obrade rezultata ispitivanja.

*Opitni stolovi* omogućavaju da se prenese sila potiska sa motora na senzor potiska, odnosno da se izmjeri ugaona brzina oko uzdužne ose motora sa senzorom obrtaja. Postoje slijedeći tipovi opitnih stolova:

- ◆ Klasični sto sa lamelama,
- ◆ Sto sa ravnim žljebovima,
- ◆ Vertikalni sto,
- ◆ Klatno,
- ◆ Obrtni sto itd.

Postoje dvije osnovne vrste *senzora* koji se koriste kod ispitivanja raketnih motora:

- ◆ Piezo-električni senzori pritiska su veoma zastupljeni i koriste se za neprekidna registrovanja fenomena sagorijevanja koja se odvijaju veoma brzo.
- ◆ Senzor sile pritiska (gnječenja) koji se koristi za mjerjenje veoma preciznih komponenata sila potiska.

### Pogonska punjenja

Pogonska punjenja moraju da ispunjevaju slijedeće kriterijume [5]:

- ◆ Površina sagorijevanja treba da se malo mijenja tokom procesa sagorijevanja i da omogućava postizanje potrebnog pritiska sagorijevanja ,
- ◆ 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 grešaku u procesu mjerjenja 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 br. 2.4 date su

geometrijske i masene karakteristike pogonskih punjenja koja se koriste kod ispitivanja standardnih opitnih motora[37].

Odnos površine za prolaz gasova unutar raketnog motora  $A_p$  i kritičnog presjeka mlaznika  $A_t$  mora da bude takav da onemogući efekat erozivnog gorenja (odnos  $J = A_t / A_p \prec 0,2$ ), odnosno treba da bude 6 ili veći, odnos dužine i prečnika punjenja da bude manji od 4 ili poželjnije oko 2. Konvergentni ugao mlaznika treba da je  $90^\circ$ , dok divergentni ugao  $30^\circ$ .

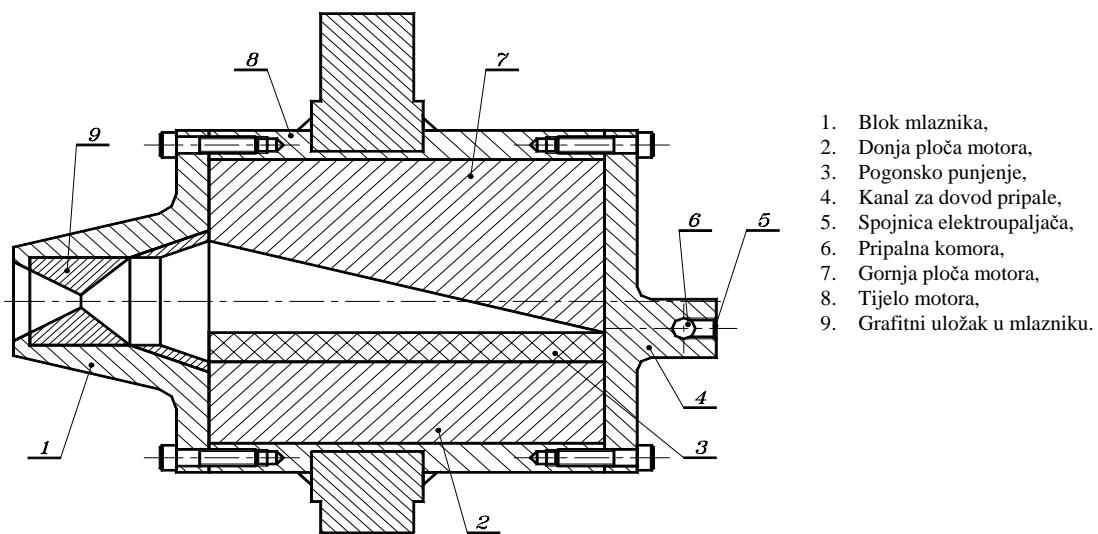
### Test metode istraživanja brzine sagorijevanja u polju ubrzanja

U SAD se primjenjuju slijedeće osnovne test metode:

- ◆ Metoda ispitivanja umanjenih raketnih motora primjenom centrifuge,
- ◆ Metoda ispitivanja u balističkoj bombi montiranoj na centrifugi,
- ◆ Metod zemaljskih ispitivanja raketnih motora sa i bez obrtanja i
- ◆ Metod ispitivanja raketnih motora u letu pod utjecajem uzdužnog i radikalnog ubrzanja.

**Metoda ispitivanja umanjenih raketnih motora** primjenom centrifuge, dopušta izmjenu više radnih parametara i posebno se primjenjuje u početnoj fazi razvoja, pri određivanju karakteristika sagorijevanja određenih pogonskih materija u različitim uslovima.

NASA Langley Research Center [60] primjenjuje ovu metodu koristeći "slab" test motor (Sl.2.13). Motor prečnik 152 mm, sadrži pogonsko punjenje dužine 152 mm, širine 101,6 mm i debljine 12,7 mm, iznad koga je promjenjiva forma kanala koja obezbeđuje približno konstantnu brzinu kretanja gasne struje iznad površine sagorijevanja. Izmjenom nagiba nosača pogonskog punjenja, u tijelu motora, moguće je ostvariti promjenu ugla među vektorom ubrzanja i normale na površinu sagorijevanja. Motor je montiran na krak balističke centrifuge, dužine 1143 mm, koja omogućava ostvarivanje ubrzanja do nivoa od  $300\text{ g}$ .



Sl. 2.13 "Slab" testni motor [60]

**T 2.4 Geometrijske karakteristike pogonskih punjenja standardnih balističkih raketnih motora [37]**

Naziv punjenja	Punjene sa kanalom u obliku zvijezde		Punjene sa cilindričnim kanalom				Punjene sa čeonim gornjem		
	Mimosa	Campanule	Bates 3,5"	Bates 7"	Bates 12"	32 x 16	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 <sup>3</sup>	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

Kod pogonskih punjenja sa centralnim kanalom u obliku zvijezde, neutralnost promjene površine sagorijevanja se izračunava iz odnosa:

$$\frac{S_{\max} - S_{\min}}{S_{sr}}$$

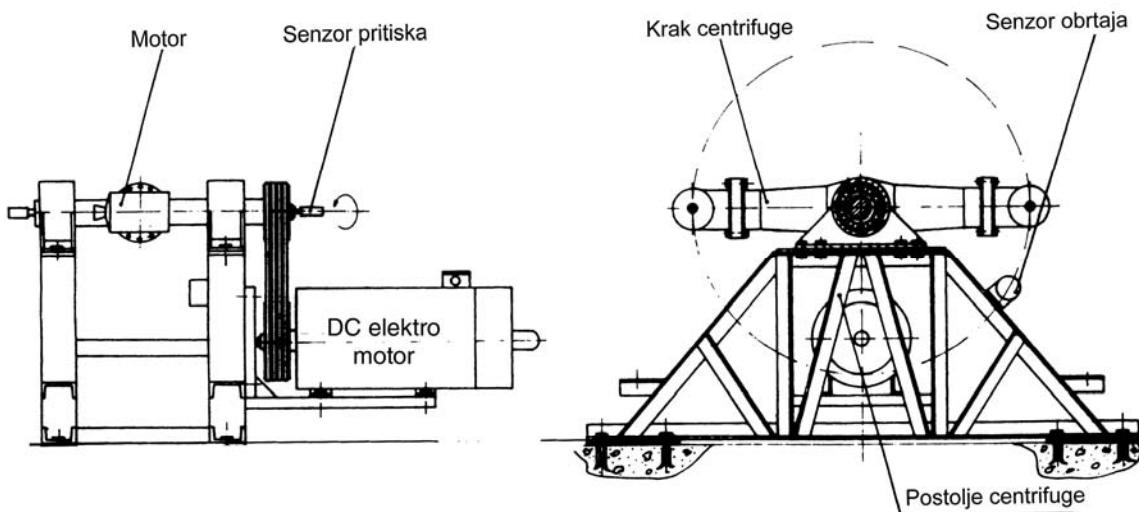
i on je funkcija debljine web-a.

Punjena od 7" i 12" se koriste u Francuskoj za karakterizaciju livenih kompozitnih raketnih goriva sa velikom brzinom gorenja.

Druge istraživačke institucije, koje koriste ovu metodu ( "DAGLAS AIRCRAFT COMPANY", "SANDIA CORPORATION") primjenjuju modele raketnih motora, većih dimenzija [49], postavljenih na centrifugama čiji je krak 5,9 m, odnosno 10,8 m. Nivo radijalnog ubrzanja za prvi uređaj iznosi do  $150\text{ g}$  odnosno do  $450\text{ g}$  za drugi.

**Metoda ispitivanja sagorijevanja u balističkoj bombi** montiranoj na centrifugu, bazirana je na sagorijevanju pogonske materije pri konstantnom pritisku i pri konstantnom ubrzanju. U *Naval Postgraduate School*, balistička bomba imala je zapreminu  $1868\text{ cm}^3$ , odnosno ukupno  $23.769\text{ cm}^3$  sa rezervoarom i bila je montirana na kraku centrifuge odgovarajuće dužine [1, 70]. Pogonsko punjenje oblika šipke ("strand"), inhibirane sa svih strana izuzev sa jednog čela imalo je osnovne dimenzije  $50,8 \times 4,76 \times 12,7\text{ mm}$ . Dužina pogonskog punjenja u obliku šipke je često mjenjanja naniže. Sagorijevanje pogonske materije je vršeno u atmosferi azota pri pritiscima od  $3,5\text{ MPa}$  i  $7\text{ MPa}$ , a maksimalni nivo ubrzanja je bio  $1000\text{ g}$ . Ispitivanja su vršena u uslovima kada su uglovi između vektora ubrzanja i površine sagorijevanja bili  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  i  $180^\circ$ . Na sl.2.14 data je šema balističke bombe sa centrifugom za ispitivanje sagorijevanja u polju ubrzanja.

**Metoda zemaljskih ispitivanja raketnih motora** sa obrtanjem podrazumjeva upotrebu elektro motora odgovarajućih karakteristika, koji prisilno obrću raketne motore oko njihove uzdužne ose [19, 31, 53] ili se tokom istjecanja produkata sagorijevanja kroz mlaznice raketnog motora, postavljene pod odgovarajući prostorni ugao u odnosu na uzdužnu osu, ostvaruje potreban obrtni momenat [81]. Prvi način se primjenjuje kada je zahtjevani nivo obrtanja oko uzdužne ose moguće postići primjenom vanjskog izvora energije. U slučaju potrebe za znatno većim ugaonim brzinama oko uzdužne ose motora, primjenjuje se drugi način ispitivanja.

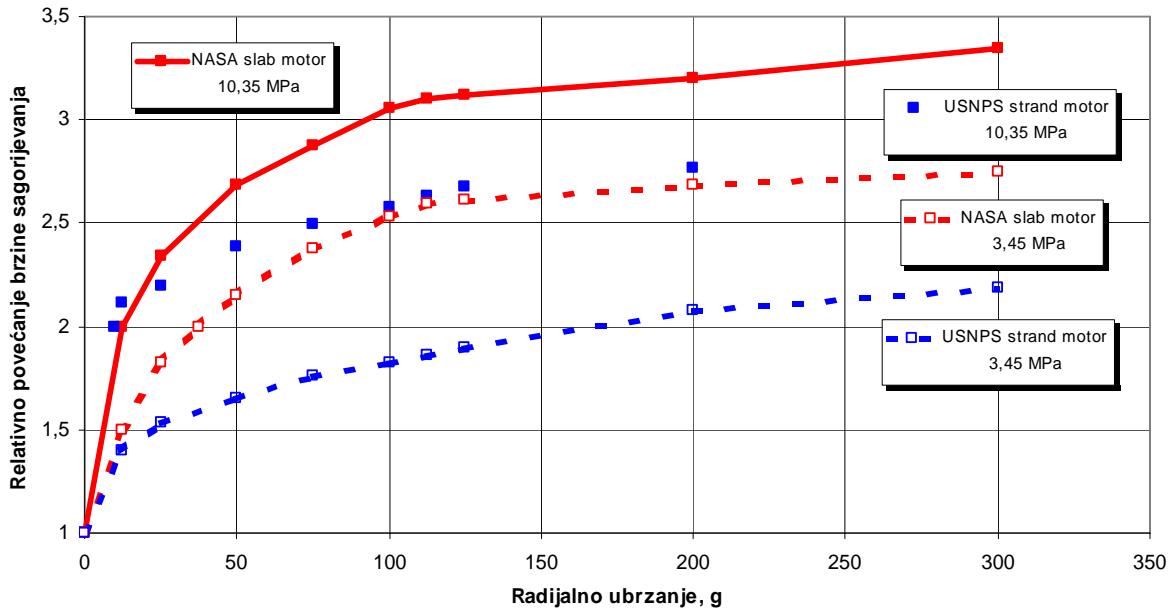


Sl.2.14 Balistička bomba sa centrifugom [31]

**Metod ispitivanja raketnih motora u letu** pod utjecajem uzdužnog i radijalnog ubrzanja [60] primjenjuje se izuzetno rijetko, jer je potrebna oprema za mjerjenje parametara izuzetno skupa i sofistjecirana, ali se time stvaraju preduslovi da se mijere podaci u realnom vremenu. Sam proces sagorijevanja je moguće istraživati pri djelstvu uzdužnog i radijalnog ubrzanja.

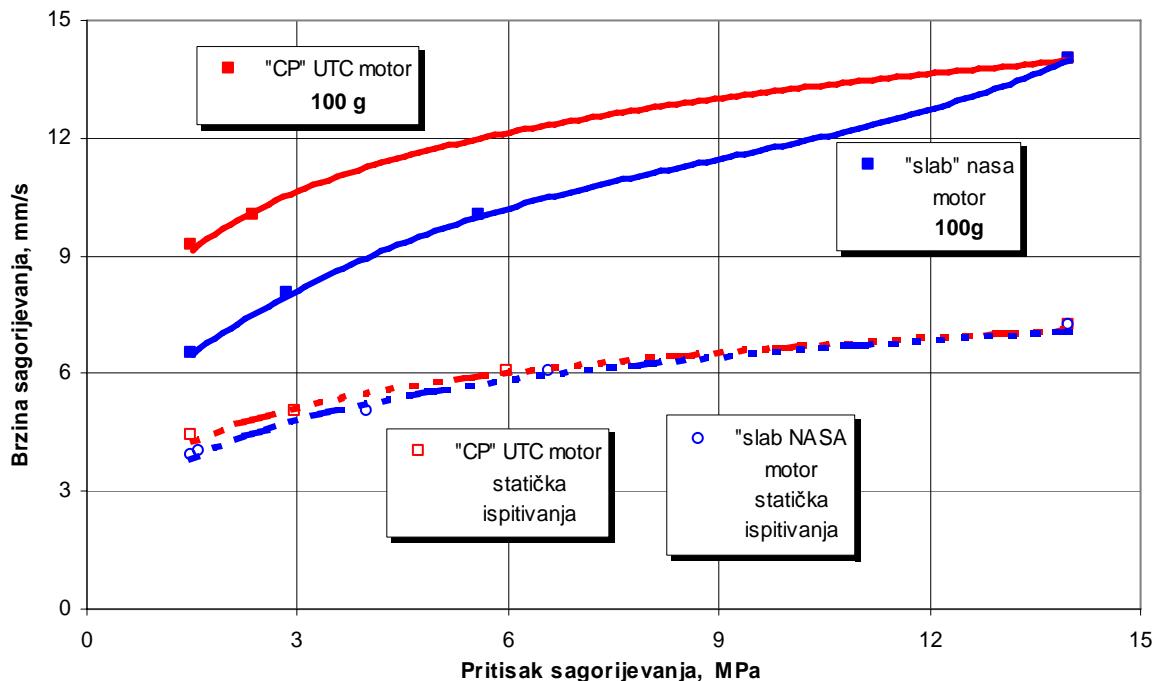
Upoređenje rezultata istraživanja, dobijenih primjenom različitih istraživačkih tehnika ili metoda, zahtjeva oprez i potrebno je često primjeniti tehnike korigovanja dobijenih podataka. Kao potvrdu navedenog, na sl. 2.15 prikazane su uporedne krive promjene brzine sagorijevanja u

polju radijalnog ubrzanja dobijene ispitivanjem u "slab" i "strand" motoru za istu pogonsku materiju [60].



Sl. 2.15 Uporedni rezultati ispitivanja NASA LRC "slab" i USNPS "strand" motora [60]

Na dijagramu 2.16 su dati uporedni rezultati ispitivanja "slab" NASA motora i motora sa pogonskim punjenjem u obliku šupljeg cilindra (CP-cylindrical perforated) razvijenog u United Technology Centar [60].



Sl. 2.16 Uporedni rezultati ispitivanja NASA LRC "slab" i "CP" motora [60]

Izložena istraživanja utjecaja ubrzanja na brzinu sagorijevanja, pokazuju znatna odstupanja brzine sagorijevanja pri istim uslovima (pritisak sagorijevanja, nivo ubrzanja i ugao vektora ubrzanja) za različite test metode.

## **2.4 Pregled dostupnih istraživanja utjecaja radijalnog ubrzanja na unutrašnju balistiku raketnih motora sa dvobaznim gorivima**

Raketni motori na dvobazna goriva koji su izloženi utjecaju polja radijalnog ubrzanja, koriste se uglavnom za projektile taktičke namjene. Da bi se obezbijedila sigurnost strukture raketnih motora korištenih za stabilizaciju projektila obrtanjem ili za umanjenje disperzije zbog ekscentričnosti vektora potiska ili masene ekscentričnosti, veoma su važne informacije o utjecaju ubrzanja na unutrašnju balistiku. Na osnovu tih informacija, mogu se predviđati promjene na putanji tokom leta projektila, procjeniti utjecaji na sigurnost i pouzdanost strukture rakete u cjelini i imati mogućnost izbora optimalnog sastava pogonskog punjenja.

Zbog nepostojanja opšteg modela sagorijevanja dvobaznog goriva u polju ubrzanja, potrebno je veoma pažljivo izučavati rezultate istraživanja utjecaja ubrzanja na pojedine parametre procesa sagorijevanja, a posebno na brzinu sagorijevanja.

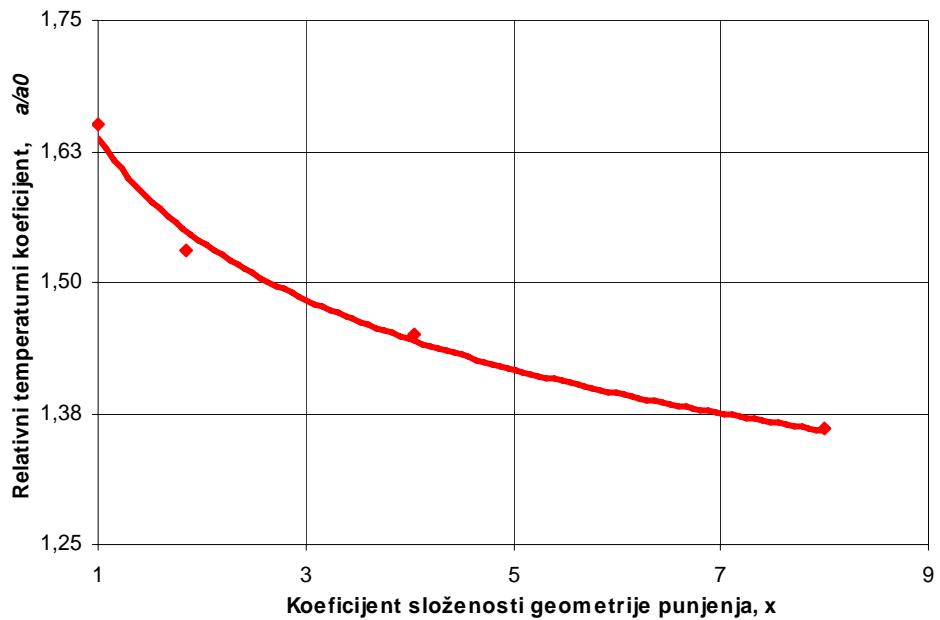
### **2.4.1 Utjecaj geometrije pogonskog punjenja**

Murphy i Wall [58] su vršili istraživanja koja su bila usmjerena na određivanje utjecaja složenosti geometrije pogonskog punjenja na promjenu brzine sagorijevanja pri djelovanju radijalnog ubrzanja. U tom radu je dat pregled podataka Wall-a [75], iz kojih proizlazi da eksponent pritiska "n" u zakonu brzine sagorijevanja  $r = a \cdot p^n$ , ne zavisi od obrtanja, dok koeficijent "a" zavisi od složenosti konfiguracije pogonskog punjenja za obrtne raketne motore.

Mjeru složenosti konfiguracije pogonskog punjenja su definisali Fenech i Billheimer [26], preko faktora složenosti  $x$ , koji predstavlja mjeru između stvarne površine za prolaz gasova unutrašnje šupljine pogonskog punjenja  $A_p$  prema površini kružnog kanala punjenja za prolaz gasa  $A_c$ , istog obima  $O$ . Faktor složenosti može biti izražen u jednom od dva oblika:

$$x = \frac{A_c}{A_p} = \frac{O^2}{4 \cdot \pi \cdot A_p} \quad (2.45)$$

Ispitivanja Marphy i Wall-a su obuhvatala četiri konfiguracije pogonskog punjenja (šuplji cilindar  $x=1$ ; šupljinu u obliku spirale  $x=1,8$ ; šupljina u obliku četverokrake djeteline  $x=4,05$  i šupljina u obliku peterokrake zvijezde  $x=8$ ) u dinamičkim testovima, obrtnih motora prečnika 114,3 mm i dužine 355,6 mm. Pri tim ispitivanjima su korištena nealuminizirana polusulfidna pogonska materija. Parametri kao potisak, pritisak i brzina sagorijevanja su slati na zemlju telemetrijskim uređajima. Broj obrtaja motora je bio približno 40.000  $o/min$  i pritisak sagorijevanja 4,2 MPa. Na sl. 2.17 prikazana je zavisnost odnosa temperaturne konstante brzine sagorijevanja  $\frac{a}{a_0}$  (konstante u zakonu brzine sagorijevanja u slučaju sa i bez prisustva polja radijalnog ubrzanja) i faktora složenosti konfiguracije  $x$ .



**Sl. 2.17 Utjecaj složenosti geometrije pogonskog punjenja na promjenu temperaturne konstante  $a/a_0$  u zakonu brzine sagorijevanja [58]**

Povećanje složenosti konfiguracije pogonskog punjenja, smanjuje glavni efekat radijalnog ubrzanja. Kao posljedica obrtanja, javljaju se deformacije pogonskog punjenja, a koje se odražavaju na performanse raketnog motora kao sekundarni efekat.

#### **2.4.2 Utjecaj obrtanja na sliku strujanja gasa unutar raketnog motora**

U teoretskoj analizi gasodinamičkih parametara koju je izvršio Bastress [9], pri čeonom sagorijevanju pogonskog punjenja u obrtnom raketnom motoru, pokazano je da se uslijed obrtanja raketnog motora oko njegove uzdužne ose simetrije javlja tangencijalna komponenta brzine gase, a što za posljedicu ima smanjenje efektivne površine za prolaz gasova u kritičnom presjeku mlaznika i uzrokuje povećanje pritiska produkata sagorijevanja u komori. To može imati veliki, a moguće katastrofalni efekat na rad motora u slučaju da nije očekivan. Povećanje pritiska produkata sagorijevanja, generalno, utječe na povećanje brzine sagorijevanja. U slučaju primjene pogonskih punjenja sa unutrašnjim sagorijevanjem, gasodinamička slika toka je kompleksnija i mijenja se sa vremenom.

Prema Glick-u [32-35], osnovni efekat obrtanja na unutrašnju balistiku motora sa centralnom mlaznicom i pogonskim punjenjem oblika šupljeg cilindra i inhibiranih krajeva, ogleda se u indukovanim izmjene brzine sagorijevanja i izmjene brzine u gasnom toku kroz mlaznik. Velike vrijednosti tangencijalne brzine gasnog toka utiču na pojavu erozivnog sagorijevanja pogonske materije i ponovno vraćanje metal/metal- oksidnih čestica ka površini sagorijevanja. Kod motora sa više mlaznica, nema izmjene slike gasnog toka u mlazniku.

Northon [61] i Manda[54] kazuju da osnovni utjecaj obrtanja se ogleda u umanjenju masenog fluksa kroz kritični presjek mlaznika raketnog motora i usložnjavanje procesa sagorijevanja i strujanja u komori. Umanjenje masene brzine toka gase kroz kritični presjek mlaznika ima isti efekat kao i efektivno smanjenje površine kritičnog presjeka mlaznika. Ono može izazvati povećanje pritiska u komori sagorijevanja u odnosu na stanje bez obrtanja i kod pogonskih materija osjetljivih na promjenu pritiska izaziva značajne varijacije lokalne brzine sagorijevanja.

Rajzberg [65] je izložio istraživanja vršena u Rusiji o tečenju gasnih produkata sagorijevanja u komori raketnog motora koji se obrće oko svoje uzdužne ose. Rezultati se mogu sažeti u osnovnu osobenost gasnog toka koja se ogleda u znatnim izmjenama pritiska po poprečnom presjeku kanala za prolaz gasova. Zavisnost relativne tangencijalne brzine gase od relativne radijalne koordinate data je u sljedećem obliku:

$$v_\varphi = \begin{cases} \frac{1}{\bar{r}} & \text{pri } 1 \geq \bar{r} > r_* ; \\ \Omega \bar{r} & \text{pri } \bar{r}_* > \bar{r} \geq 0 , \end{cases} \quad (2.46)$$

gdje su :

$$\begin{aligned} \Omega &= \frac{\pi}{4} \cdot \text{Re} ; \quad \bar{r}_* = \frac{2}{\sqrt{\pi \cdot \text{Re}}} ; \quad \bar{v}_\varphi = \frac{v_\varphi}{\omega \cdot r_k} ; \\ \bar{r} &= \frac{r}{r_k} ; \quad \text{Re} = \frac{w \cdot \rho \cdot r_k}{\mu} ; \quad w = u \cdot \frac{\rho_t}{\rho} ; \end{aligned} \quad (2.47)$$

pri čemu su **Re**-Rejnolds-ov broj računat za brzinu gasnog toka iznad površine sagorijevanja  $w$ ,  $\omega$  -ugaona brzina obrtanja pogonskog punjenja, odnosno motora,  $u$  - brzina gorenja pogonske materije,  $r_k$ -radius kanala pogonskog punjenja,  $\rho$  i  $\rho_t$  -gustina gase,odnosno pogonske materije i  $\mu$  -dinamički viskozitet gase.

U skladu sa formulom za relativnu tangencijalnu brzinu pogodnu pri  $\text{Re} > 10^3$ , tečenje nestišljivog gase unutar kanala ima različit karakter u dvije zone. Zona koja leži između površine gorenja i površine sa radijalnom koordinatom  $r_*$  karakteriše se tangencijalnim tečenjem koje se može predstaviti kao slobodan vrtlog. U zoni jezgra toka, koje je u obliku cilindra s radiusom  $r_*$ , tangencijalno tečenje ima "kvazi tvrdi" karakter tj. podsjeća na obrtanje čvrstog cilindra čije obrtanje znatno prevazilazi ugaonu brzinu raketnog motora. Pri visokim vrijednostima ugaone brzine obrtanja motora pretpostavka o nestišljivosti gase dovodi do znatnih grešaka u rezultatima.

Raspodjela pritiska u poprečnom presjeku kanala, uz pretpostavku izotermičnosti toka može se predstaviti izrazom:

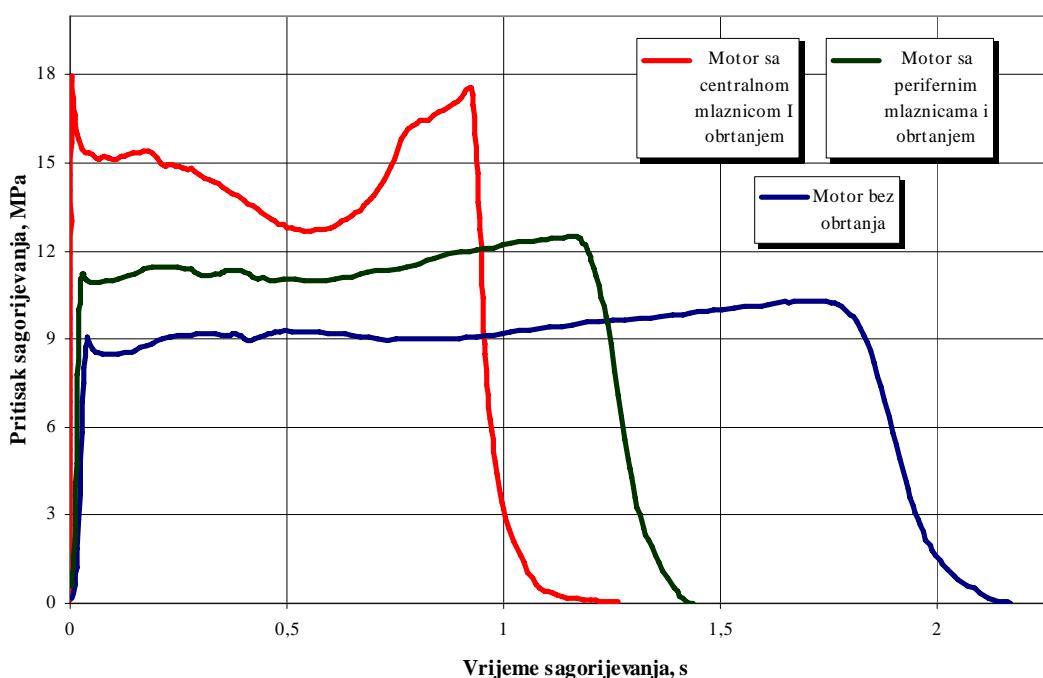
$$\bar{p} = \begin{cases} \exp \left( \Omega M^2 - \frac{M^2}{2 \cdot \bar{r}^2} \right) & \text{pri } 1 \geq \bar{r} > \bar{r}_* ; \\ \exp \left( \frac{\Omega^2 M^2}{2} \right) & \text{pri } \bar{r}_* \geq \bar{r} > 0 ; \end{cases} \quad (2.48)$$

Relativni pritisak  $\bar{p}$  je odnos pritiska  $p$  u datoј tački toka i pritiska  $p_{0c}$  na osi kanala. Pritisak na površini gorenja pogonskog punjenja  $p_s$  izražen preko pritiska na osi kanala  $p_{0c}$  može se prikazati zavisnošću:

$$p_s = p_{0c} \cdot \exp \left( \Omega \cdot M^2 - \frac{M^2}{2} \right) = p_{0c} \cdot \exp M^2 \cdot \left( \Omega - \frac{1}{2} \right) \quad (2.49)$$

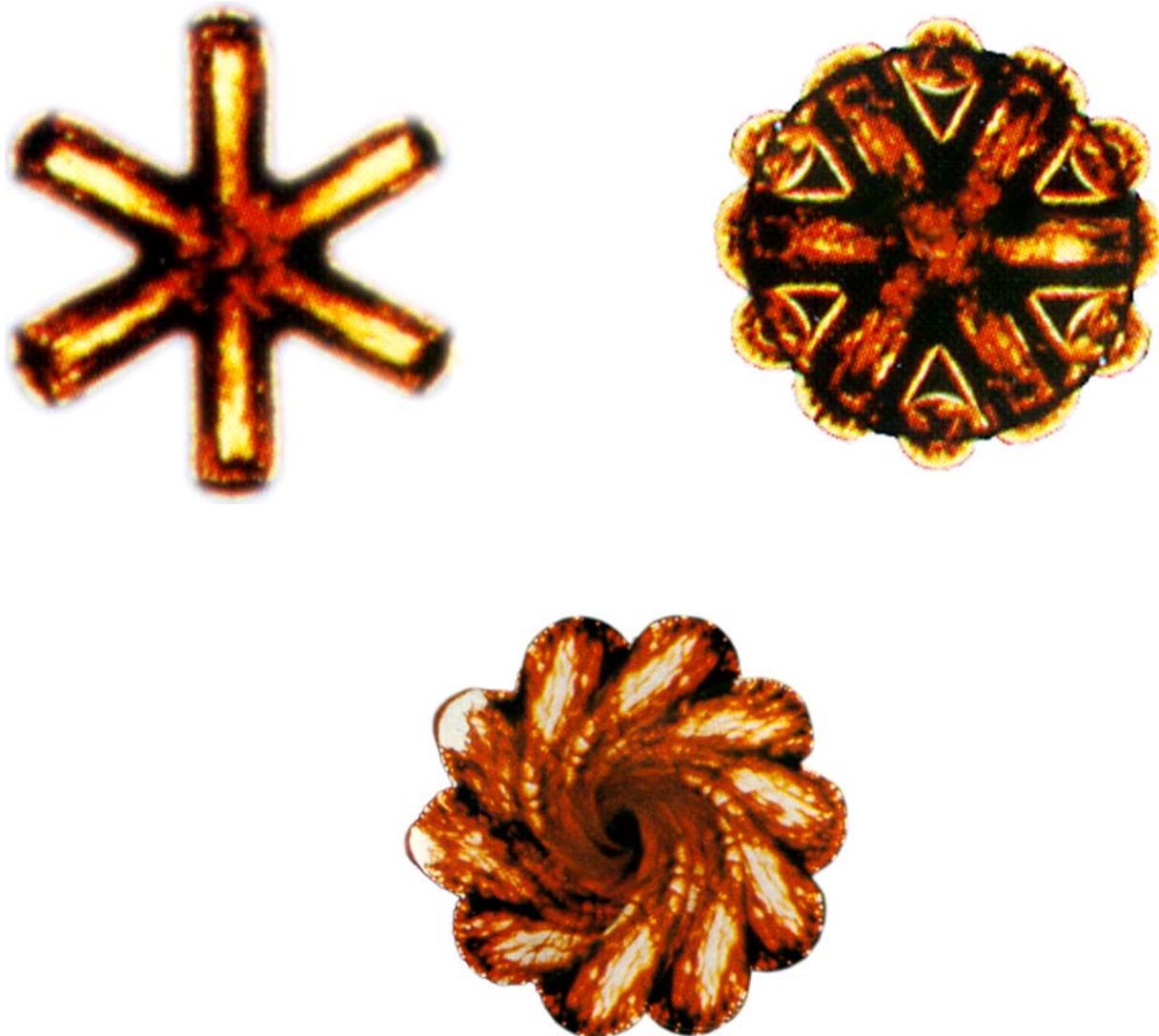
Pošto je  $\Omega \succ \frac{1}{2}$ , tada pritisak na površini gorenja prevazilazi pritisak na osi kanala pogonskog punjenja.

Šiškov [73] potvrđuje gornje navode i ističe da u zoni jezgra toka u kanalu punjenja se gas obrće slično čvrstom cilindru s ugaonom brzinom, koja bitno prevazilazi ugaonu brzinu motora sa centralnom mlaznicom. I to dovodi do povišenog erozivnog djejstva, na centralni dio toplotne zaštite prednjeg dijela motora. Obrtanje raketnih motora ne pokazuje utjecaj na maseni fluks kroz mlaznice raspoređene na odgovarajućem rastojanju od ose motora po periferiji mlaznika i gas u kanalu se obrće gotovo istom ugaonom brzinom kao i motor. Na sl. 2.18 prikazan je razvoj krivih *pritisak vs vrijeme* za eksperimentalni motor sa prinudnim obrtanjem (kompozitna pogonska materija sa 85% amonijum perhlorata i 15% veziva, dimenzija pogonskog punjenja  $\phi 85 \times \phi 40 \times 126$  mm, konstantne površina sagorijevanja i približno konstantnog broja obrtaja od 11.700 o/min).



Sl. 2.18 Razvoj krivih *pritisak vs vrijeme* eksperimentalnog motora za različite uslove ispitivanja [73]

Kompleksnost izučavanja utjecaja polja radijalnog ubrzanja na proces strujanja unutar raketnog motora postaje jasnija, ako se analiziraju fotografije polja strujanja sa i bez obrtanja raketnog motora. Fotografije snimljene u *Office nationale d'études et de recherches spatiales ONERA*, omogućavaju sagledavanje bitnog utjecaja tangencijalne komponente brzine struje gasa, na izmjenu slike gasnog toka i posljedica koje iz toga proizlaze.



**Sl.2.19 Fotografije faza procesa sagorijevanja raketnog motora na čvrsto gorivo bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja i u polju**

Na prve dvije fotografije je snimljeno je stanje strujanja unutar kanala za prolaz gasova pogonskog punjenja geometrije zvijezda; u početnoj fazi i završnoj fazi sagorijevanja bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja. Na trećoj fotografiji je prikazana strujna slika neposredno prije završetka procesa sagorijevanja u polju radijalnog ubrzanja.

#### **2.4.3 Utjecaj balističkih aditiva**

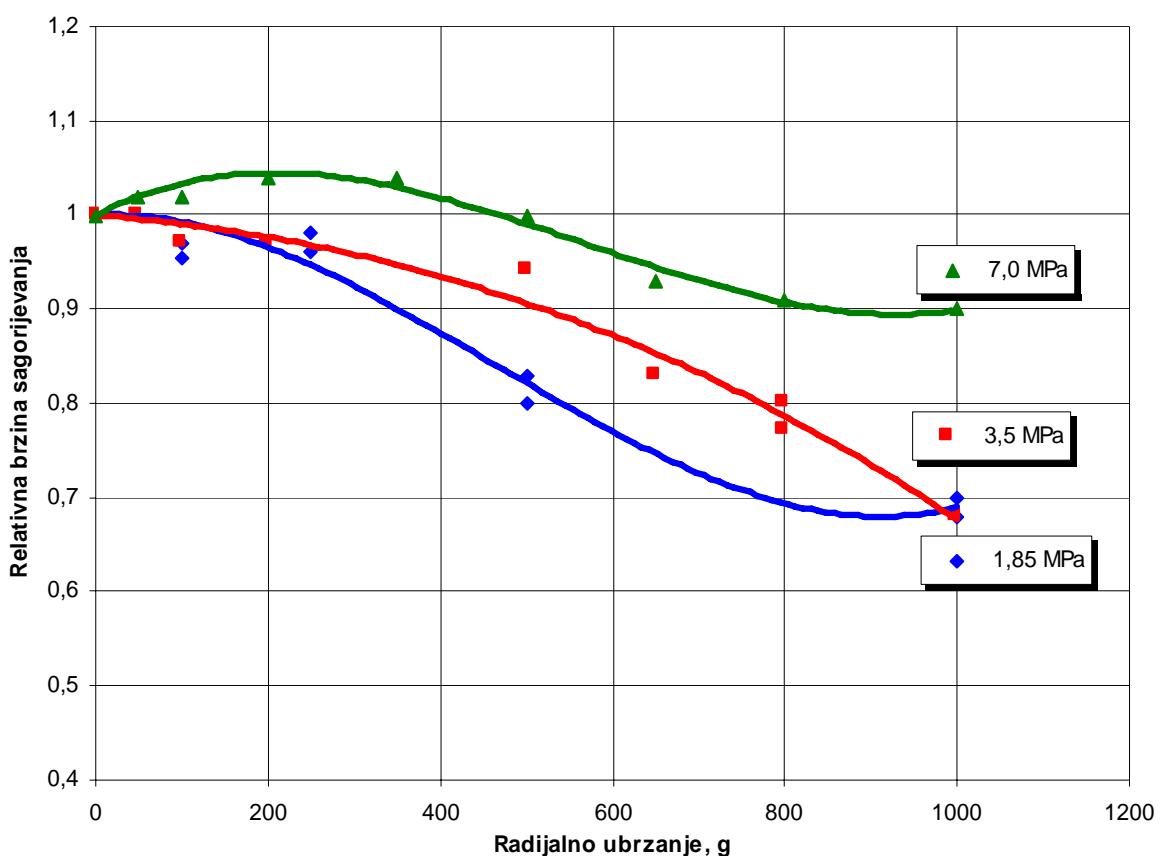
Istraživanja Bulman-a i Netzer-a [14] vršena u Naval Postgraduet School, bila su usmjereni na praćenje ponašanja dvobaznih raketnih goriva sa aditivima u polju radijalnog ubrzanja, mjerenu mase i oblika čvrstih ostataka poslije sagorijevanja pri različitim pritiscima sagorijevanja. Eksperimentalna istraživanja su vršena u balističkoj bombi postavljenoj na centrifugi uz primjenu komore za izravnjavanje pritiska. Korištene su dvije vrste dvobaznih goriva čiji sastav je dat u tabeli 2.5.

Pogonsko punjenje, oblika šipke, dimenzija  $12,5 \times 12,5 \times 50$  mm je inhibirano po cijelokupnoj površini, izuzev po jednom čelu. Tokom ispitivanja, pogonsko punjenje bilo je postavljeno tako, da je vektor ubrzanje bio usmjeren normalno na površinu sagorijevanja ili paralelno sa njom. Ispitivanja su vršena pri pritiscima  $1,86 \text{ MPa}$ ,  $3,52 \text{ MPa}$  i  $7,03 \text{ MPa}$  i ubrzanjima do  $1.000 \text{ g}$ .

**Tabela 2.5 Sastav dvobaznih raketnih goriva [16]**

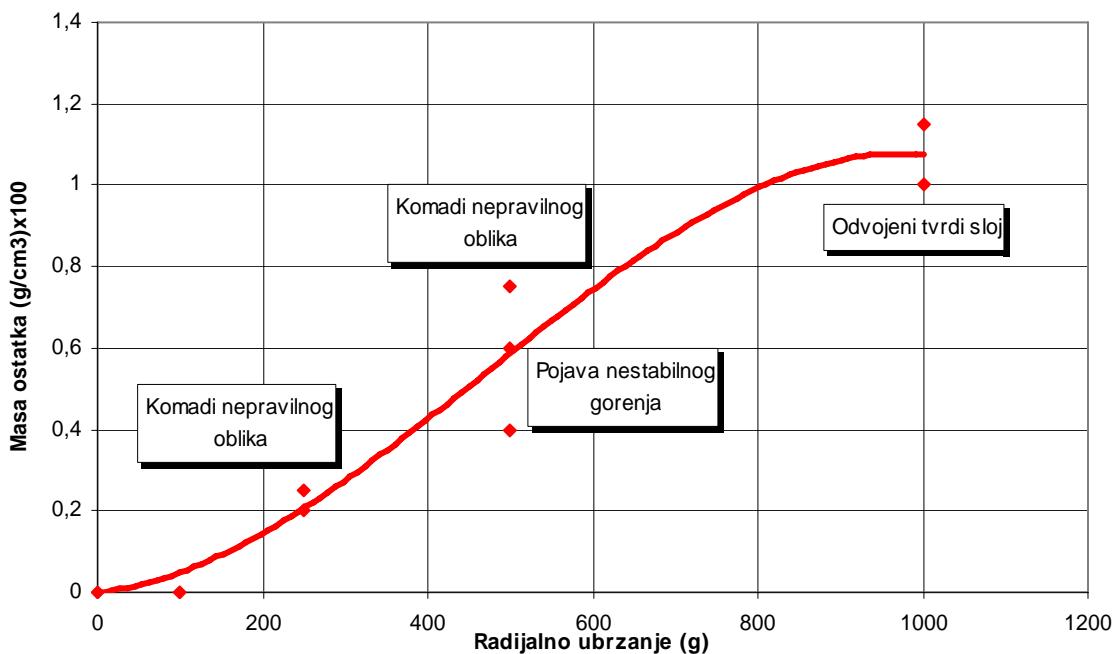
Tip DRG	Sadržaj nitroceluloze [%]	Sadržaj nitroglicerina [%]	Sadržaj soli salicatne kiseline koja sadrži dvovalentni bakar [%]	Sadržaj baznog olova [%]	Sadržaj aluminijuma [%]
DBA	45,00	41,70	2,50	2,50	5,30
DBNA	48,00	44,50	2,50	2,50	-

Tokom ispitivanja goriva DBNA, relativna brzina sagorijevanja se smanjivala pri smanjenju pritiska sagorijevanja i povećanju nivoa ubrzanja. Mjerenjem mase i oblika čvrstih ostataka, pri pritisku sagorijevanja od 1,86 MPa, ustanovljena je zavisnost smanjivanja relativne brzine sagorijevanja, pri približno istom nivou ubrzanja pri kome se počinju pojavljivati nesagorjeli ostaci goriva (sl. 2.20 i sl. 2.21).



**Sl. 2.20 Promjena relativne brzine sagorijevanja goriva DBNA pri različitim pritiscima sagorijevanja u polju radijalnog ubrzanja [14]**

Čvrsti ostaci su bili nepravilnog oblika ili odvojenih slojeva olova i bakara zajedno ili pojedinačno. Zbog niske temperaturu topljenja olova, pri djelovanju ubrzanja, ono može obrazovati poseban "potopljen sloj" rastopljenog metala na površini gorenja, uslijed čega se smanjuje brzina sagorijevanja. U nekoliko opita pri pritisku 3,5 MPa i u jednom opitu pri pritisku od 18,5 MPa, registrovano je nestabilno sagorijevanje pri većem nivou ubrzanja, a što se može objasniti kao rezultat periodičnog potapanja i nepotapanja površine sagorijevanja goriva.



Sl. 2.21 Promjena mase nesagorjelog goriva DBNA pri pritisku sagorijevanja od 1,85 MPa u polju radijalnog ubrzanja [14]

Pri ispitivanju goriva DBA sa dodatkom aluminijuma [3], relativna brzina sagorijevanja rasla je sa povećanjem pritiska pri velikim nivoima ubrzanja. Pri pritisku 3,5 MPa, relativna brzina sagorijevanja je donekle rasla sa povećanjem nivoa ubzanja i zatim opadala do veličine manje od jedan, pri ubrzanju od 1.000 g. Pri pritisku od 7 MPa, relativna brzina sagorijevanja je bila praktično nezavisna od promjene nivoa ubzanja. Do nivoa ubrzanja od 600 g, oblik i masa nesagorjelih ostataka su bili približno isti, pri pritiscima ispitivanja od 7 MPa i pri 3,5 MPa. Sa porastom nivoa ubrzanja, masa ostataka se mijenjala nepravilno pri istim uslovima od opita do opita. Pri velikom nivou ubrzanja i većem pritisku sagorijevanja uočeno je smanjenje mase čvrstih ostataka i neznatno povećanje brzine sagorijevanja. Nesagorjeli ostaci goriva su sadržavali pored olova i bakra, odnosno aluminijum ili aluminijum oksida u kombinaciji ili pojedinačno. Prisustvo aluminijuma, izaziva povećanje brzine sagorijevanja pri većim nivoima ubrzanja. Dodaci olova i bakra, potpomažu potapanju površine sagorijevanja i smanjuju relativnu površinu sagorijevanja pri velikim nivoima ubrzanja i mogu biti uzrok nestabilnog sagorijevanja. Potvrda ovih zaključaka se nalazi i u istraživanjima Willoughby-a i ostalih o pozitivnom utjecaju aluminijuma na povećanje relativne brzine sagorijevanja odnosno da dodaci olova i/ili bakra sprečavaju primjetan porast brzine sagorijevanja pri djelovanju ubrzanja.

Margolin i ostali [56] ističu da dostupni literaturni podaci o sagorijevanju dvobaznih raketnih goriva pri djelovanju ubrzanja onemogućavaju postavljanje opštih zakonitosti ove pojave. Također, istraživanja pokazuju da za dvobazna goriva koja sadrže katalizatore brzine sagorijevanja, postoje protivrječni podaci o utjecaju ubrzanja na brzinu sagorijevanja. U nekim slučajevima dolazi do povećanja, a u drugim do smanjenja brzine sagorijevanja. Ovaj drugi efekat se objašnjava nagomilavanjem dodataka olova i bakra na površini sagorijevanja, pri djelovanju polja ubrzanja i njenim potapanjem u sloju rastopljenog metala.

U Rusiji su izvršena [36, 55, 56] ispitivanja utjecaja polja ubrzanja na sagorijevanje tri tipa dvobaznog goriva na bazi nitroceluloze i nitroglicerina ili dietilenglikoldinitrata, različite toplotne moći bez metalnih dodataka i sa dodatkom 15 % aluminijumskih čestica, srednje veličine  $4\mu$ , odnosno katalizatora brzine sagorijevanja (čadi, oksida olova, oksida bakra i

njihove kombinacije). Vršena su uporedna ispitivanja bez radijalnog ubrzanja i sa do nivoa od  $800\text{ g}$ . Polje ubrzanja je ostvarivano pomoću centrifuge.

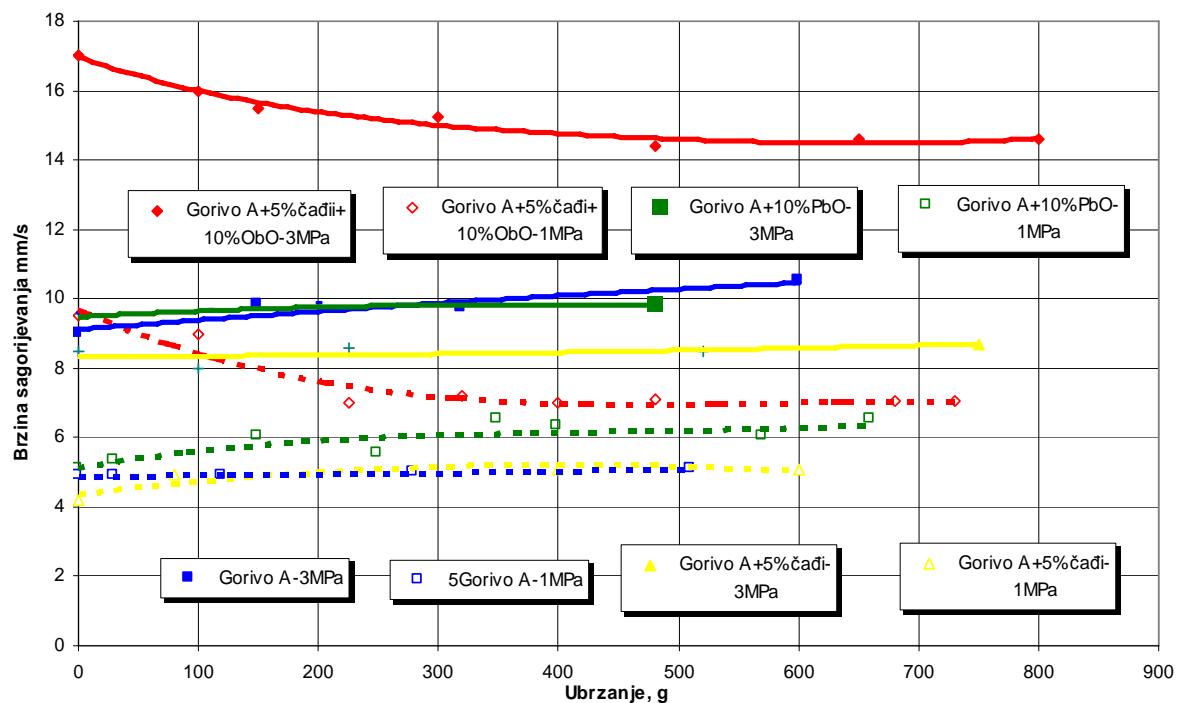
*Brzine sagorijevanja dvobaznih goriva A i N*, na osnovu NGC i NC, pod djelstvom polja ubrzanja su se povećavle, pri čemu su pogonske materije sa dodatkom aluminijuma osjetljivije na djelstvo ubrzanja nego osnovni sastavi pri istim uslovima ispitivanja [56]. Poslije sagorijevanja nemetalnih goriva, ostajale su male količine sabijenog ostatka. Brzogoreće nemetalno gorivo A, manje je osjetljivo na djelstvo ubrzanja, nego dvobazno gorivo tipa N. Opšte je pravilo, potvrđeno i od drugih istraživača, da dvobazna goriva sa većom brzinom sagorijevanja, pokazuju manju osjetljivost na utjecaj ubrzanja. Ruski istraživači ističu, da pri sagorijevanju nemetalnih dvobaznih goriva, ubrzanje utječe na brzinu sagorijevanja, djelovanjem na kondenzovane proizvode sagorijevanja, na čestice donesene izvana (napr. od produkata pripale), na dispergovane čestice, na čestice tehnoloških dodataka ili na pjenasti sloj iznad površine sagorijevanja itd. Raznolikost mogućih mehanizama pojave, kvalitativna izmjena zakonitosti sagorijevanja nemetalnih goriva u polju ubrzanja pri izmjeni sastava pogonske materije, osnovni su uzroci koji otežavaju postavljanje opštег modela sagorijevanja dvobaznih nemetalnih goriva u polju ubrzanja.

Niskoenergetska pogonska materija, na bazi DEGDD i NC (dvobazno gorivo B), pod djelstvom ubrzanja iznad nekog nivoa, prestaje da sagorijeva i sa daljim povećanjem nivoa ubrzanja, uzorak pogonske materije nije bilo moguće zapaliti, dok je uporedni uzorak dvobaznog goriva N pri tim uslovima potpuno sagorio [56]. Na površini nemetalnih uzoraka goriva B, ugašenih pod djelstvom ubrzanja, nije otkriven nikakav kondenzovan ostatak, osim pojedinačnih čestica čadi. Brzina sagorijevanja niskoenergetskog goriva B sa dodatkom 15% Al pod djelstvom ubrzanja se povećala za 1,5 do 2 puta pri ubrzanju od  $100\text{ g}$ , u odnosu na baznu brzinu ovog goriva u cijelom opsegu pritisaka ispitivanja. Ostatak sagorijevanja, kod ovog raketnog goriva, sa i bez ubrzanja, ima izgled ljudske čadave tablete, čija se čvrstoća povećala, a visina smanjivala sa povećajem ubrzanja. U tabletu su zajedno sa čadi, nađene i kapljice aluminijuma.

Dodavanjem 15% čadi PM – 50 ( $S_{sp} = 50\text{ m}^2/\text{g}$ ) ili 10 % PbO, sa veličinom čestice od  $1\mu\text{m}$ , u dvobazno gorivo A neznatno se mijenja njegova osnovna brzina sagorijevanja. Istovremenim uvođenjem ovih dodataka u strukturu pogonske mase, brzina sagorijevanja se povećala dvostruko u odnosu na osnovnu brzinu sagorijevanja. To je u skladu sa poznatim rezultatima, o znatnom povećanju katalitičke aktivnosti olovo oksida uz prisustvo čadi za visokoenergetska dvobazna raketna goriva. Pod utjecajem ubrzanja, brzina sagorijevanja goriva B, bez dodataka ili sa jednim od dodataka se blago povećava, a brzina sagorijevanja goriva A, sa dodacima 10 % PbO i 15 % čadi, se smanjuje sa povećanjem nivoa ubrzanja. Pri pritisku od 1 MPa, gorivo se ponaša kao da ne postoji utjecaj kombinovanog katalizatora olovo oksid-čad pri ubrzanju.

Mehanizam katalize dvobaznog goriva N sa olovo oksidom, blizak je mehanizmu katalize goriva A sa 10 % PbO i 5 % čadi, pošto je sagorijevanje sistema  $N + PbO$  praćeno obrazovanjem ugljenog okvira od dinitrotoluola [56]. Sa povećanjem nivoa ubrzanja, kod dvobaznog goriva N sa 5 % PbO, brzina sagorijevanja se sporije povećava, nego kod samog goriva N i javlja se efekat isključenja djelstva katalizatora. Kombinovani katalizator PbO – Cu (veličina čestice manja od  $1\mu\text{m}$ ) je jedan od najjačih katalizatora brzine sagorijevanja dvobaznog goriva N i sa njim se postiže gotovo trostruko povećanje brzine sagorijevanja bez utjecaja ubrzanja. Pri pritisku sagorijevanja  $p > 7\text{ MPa}$ , zapaža se povećanje brzine sagorijevanja pod djelstvom ubrzanja, a u intervalu pritiska sagorijevanja  $p = 3 - 5\text{ MPa}$  uočeno je smanjenje brzine sagorijevanja. Analizom ostataka dvobaznog goriva, poslije prinudnog gašenja, uočena je pojava

ostataka čadi i pojedinih krupnih kapljica sa metalnim sjajem (veličine  $\approx 1\text{ mm}$  i više) pri djelovanju polja ubrzanja, a bez prisustva polja ubrzanja u uzorku nisu pronađene krupnije čestice metala ili njihovi oksidi. Velika efikasnost kombinovanog katalizatora brzine sagorijevanja tipa olovooksid-čad, povezana je sa tim, da čad na površini sagorijevanja obrazuje čadavi okvir koji sprečava aglomeraciju metala i potpomaže održavanje visoko efikasne površine katalizatora (jedinjenja olova). Zakon gorenja dvobaznog goriva  $N$ , sa katalizatorima olovo-bakar, u suštini zavisi od odnosa među komponentama katalizatora.



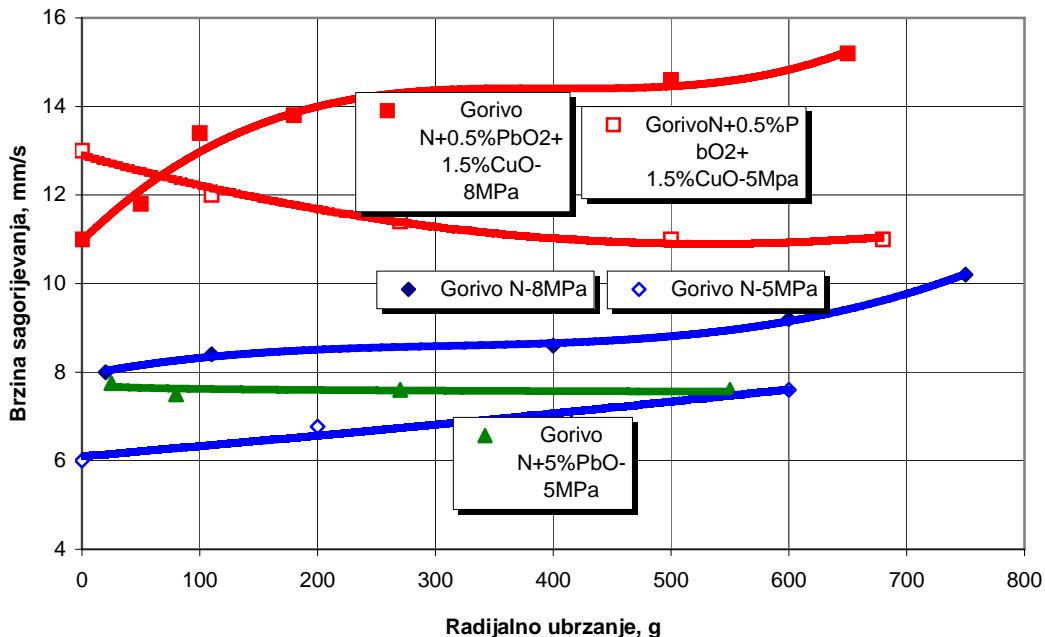
Sl. 2.22 Promjena brzine sagorijevanja DRG A sa katalizatorima u polju radijalnog ubrzanja [56]

Model sagorijevanja, u ovom slučaju prepostavlja prisustvo ugljičnih niti na kojima vise mikroskopske čestice jedinjenja olova. U polju ubrzanja, uporedno sa zadržavanjem odvojenih kondezovanih čestica (čadi, metala) na površini sagorijevanja, uslijed inercionih sila treba da dođe do raslojavanja čestica olova i čadi. Lako topive čestice olova odvojene od čadavog okvira, treba da se sliju u velike kapljice (potvrđeno poslije ispitivanja gašenja uzorka goriva izloženih polju ubrzanja). Pri tome se efikasna površina katalizatora znatno smanjuje, što pri porastu nivoa ubrzanja dovodi do smanjenja katalitičkog efekta, sve do njegovog potpunog isčezavanja. Kod sistema sa dvokomponentnim katalizatorima brzine sagorijevanja, uporedno sa raslojavanjem kondezovanih produkata sagorijevanja, pod utjecajem polja ubrzanja, dolazi do agregacije metala i do umanjenja aktivne površine katalizatora, odnosno do izmjene odnosa među aktivnim površinama komponenata katalizatora. Stepen aglomeracije lako topivog olova može biti znatno veći, nego kod teško topivog bakra i njegovih oksida. Dolazi do ukupnog smanjenja aktivne površine katalizatora i smanjenja aktivne površine lako topive komponente katalizatora u odnosu na drugu komponentu. Sastav katalizatora u zoni u kojoj se odvija sagorijevanje, u polju ubrzanja je drugačiji od sastava katalizatora koji djeluju u normalnim uslovima.

Kod sagorijevanja dvobaznog goriva sa katalizatorima u polju ubrzanja, umanjuje se efikasnost djelovanja katalizatora, sa tendencijim potpunog isključenja. Time se mjenja i zakon gorenja takvih dvobaznih goriva.

Kod goriva sa jednokomponentim katalizatorima brzine sagorijevanja, izmjena aktivnosti katalizatora se objašnjava smanjenjem njegove efektivne površine pod utjecajem polja ubrzanja,

a kod višekomponentnih katalizatora izmjenom odnosa među aktivnim površinama komponenti sa različitim tačkamatopljenja.



**Sl. 2.23 Promjena brzine sagorijevanja DRG N sa katalizatorima u polju radijalnog ubrzanja [56]**

Margolin i Krupkin [55] su izložili rezultate eksperimentalne i teoretske analize ponašanja kondenzovanih dodataka na površini sagorijevanja uzorka goriva izloženog polju ubrzanja. Eksperimentalna ispitivanja su vršena u centrifugi, relativno konstantne brzine obrtanja sa uzorcima dvobaznog goriva  $N$  i upoređivani sa ponašanjem uzorka goriva koji su sagorijevali na otvorenom prostoru u uslovima bez utjecaja polja ubrzanja. Na čeonu površinu pogonskog punjenja su nanošeni uzorci kondenzovanih dodataka (topivi dodaci  $Fe_2O_3$ ,  $PbO_2$  i  $Ni$  i netopivi  $Al_2O_3$ ). Pri maksimalnom ubrzaju do 700 g, brzina sagorijevanja uzorka goriva bez dodataka povećala se za oko 1,5 puta u intervalu pritiska sagorijevanja od 2–5 MPa. Poslije sagorijevanja uzorka pronađeni su tragovi čađavog taloga. Pretpostavlja se da je do povećanja brzine sagorijevanja dolazilo zbog zadržavanja dispergovanih čestica oko površine sagorijevanja. Pri dodavanju na površinu sagorijevanja goriva, topivih sitno disperznih čestica  $Fe_2O_3$ ,  $PbO_2$  i  $Ni$ , brzina sagorijevanja je pri velikim nivoima ubrzanja i sa povećanjem mase dodatka, u početku naglo rasla, dostizala maksimum i zatim naglo pada do neke konstantne vrijednosti. Dalje povećanje mase čestica nije utjecalo na promjenu brzine sagorijevanja dvobaznog goriva. Pri ubrzanjima reda 200–400 g, brzina sagorijevanja je bila veća za 1,5–2,0 puta u odnosu na brzinu sagorijevanja goriva bez dodataka pri istom nivou ubrzanja. Poslije sagorijevanja uzorka goriva sa navedenim dodacima, nađeni su zgusnuti ostaci sa metalnim sjajem što ukazuje da su se dodaci nalazili u rastopljenom stanju. Pretpostavlja se da disperzne topive dodatke, odnosi struja produkata sagorijevanja u goruću zonu plamena, tu se zagrijavaju i aglomerišu u krupnije rastopljene kapljice, koje se pod djeljstvom centrifugalne sile zadržavaju na površini sagorijevanja. Površina dosta velike kapljice koja lebdi iznad površine sagorijevanja, okružena produktima sagorijevanja je nestabilna i sa nje se odvajaju sitne kapljice uslijed djeljstva gasne struje. Sitne kapljice u gasnoj struci se zagrijavaju i kapljice prečnika, većeg od nekog kritičnog prečnika, gube svoju brzinu i ponovo padaju na veliku kapljicu zagrijavajući je. Stapanje zagrijanih sitnih kapljica, sa osnovnom kapljicom, potpomaže obrazovanju konusne površine sagorijevanja ispod nje. Kao posljedica toga pojavljuje se

povećanje lokalne brzine sagorijevanja, a koje nije samo rezultat toplotnog utjecaja na brzinu sagorijevanja, nego i katalitičkog efekta pošto su razmatrani dodaci istovremeno i katalizatori brzine sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva. Sitno disperzni topivi dodaci su znatno efektivniji nego krupnodisperzni ili netopivi. Strujanje gasa između kapljice i površine sagorijevana ima laminaran karakter.

U preglednom radu [3] ističe se da eksperimentalna ispitivanja sagorijevanja više vrsta dvobaznih raketnih goriva u polju ubrzanja, pokazuju da proces sagorijevanja nosi nestacionaran karakter. Pretpostavlja se, da je povećanje brzine sagorijevanja uslijed prisustva mikrokratera stvorenih na površini sagorijevanja vezano za prisustvo olovostearata u gorivu, a koji se pri visokoj temperaturi razlaže i stvara čisto olovo.

Northam [59] je ustanovio da male količine olovo stearata (1,9 %) mogu izazavati povećanje brzine gorenja pod utjecajem polja ubrzanja.

Gončarenko i dr. [36] istražujući strukturu površine sagorijevanja, ustanovili su da se pod djeljstvom radijalnog ubrzanja javljaju žarišta ubrzanog sagorijevanja na površini goriva u obliku različitih formi udubljenja i na dnu tih udubljenja su bili nađeni ostaci kondenzovanih materija, koji se u običnim uslovima procesa sagorijevanja periodično udaljavaju sa površine sagorijevanja. Za nitroglicerinsko dvobazno gorivo  $N$ , ostatak je sadržavao u osnovi čestice čadi sljepljene smolom; dok su kod goriva sa dodatkom  $MgO$  (2 %) nađene čestice oksida magnezija sa primjesama čadi i smola.

Eksperimentalno je utvrđeno, da brzina sagorijevanja kod raketnih motora koji se obrću oko uzdužne ose zavisi od nivoa ubrzanja, ugla između vektora ubrzanja i normale na površinu sagorijevanja, sadržaja metalnih čestica u gorivu i njihovih dimenzija. Efekat je posebno izražen kod kompozitnih raketnih goriva sa metalnim dodacima, kada je vektor sile inercije usmjeren normalno na površinu sagorijevanja. Ovo povećanje brzine sagorijevanja se pripisuje prisustvu istopljenih čestica metala i oksida metala, koji se pod djeljstvom radijalnog ubrzanja zadržavaju na površini sagorijevanja i prouzrokuju veće brzine prenosa topline u gorivu.

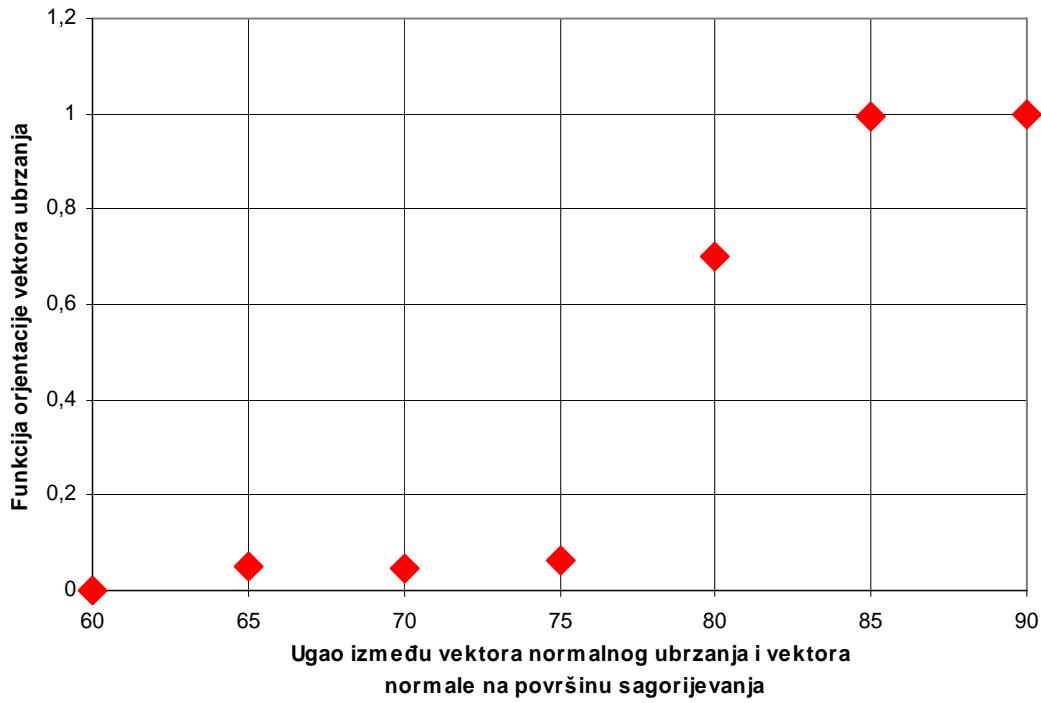
Iznenadujući i vrlo značajni rezultati istraživanja sprovedeni u *Thiokol Chemical Corporation* [60] u okviru jednog projekta, urađenog za NASA pokazuju da povećanje brzine sagorijevanja je skoro neznatno za uglove manje od  $75^{\circ}$ , koje zaklapaju vektor ubrzanja i vektor površine sagorijevanja, i da se gotovo svo povećanje brzine sagorijevanja pojavilo kod uglova od  $75^{\circ} - 90^{\circ}$ .

Predložena je zavisnost promjene brzine sagorijevanja u polju radijalnog ubrzanja u obliku:

$$\frac{r}{r_0} = 1 + F(g) \cdot F(\theta) \quad (2.50)$$

gdje su  $F(g)$  -funkcija nivoa radijalnog ubrzanja i  $F(\theta)$  -funkcija orijentacije vektora ubrzanja u odnosu na površinu sagorijevanja.

Na sl. 2.24 prikazana je promjena funkcije orijentacije vektora ubrzanja u zavisnosti od ugla kojeg zaklapa vektor ubrzanja sa površinom sagorijevanja, kao rezultat šest opita jednog kompozitnog goriva na bazi PBAA sa 16%  $Al(10\mu m)$ , pri pritiscima sagorijevanja u intervalu od 3,5-4,2 MPa i ubrzanju od 200 g.



**Sl. 2.24 Promjena funkcije orijentacije u zavisnosti od ugla kojeg zaklapa vektor ubrzanja sa površinom sagorijevanja [60]**

Funkcija  $F(\theta)$  je predstavljena zavisnošću:

$$F(\theta) = \frac{\left[ \left( \frac{r}{r_0} \right)_\theta - 1 \right]}{\left[ \left( \frac{r}{r_0} \right)_{90} - 1 \right]} \quad (2.51)$$

gdje su  $r$ -brzina sagorijevanja u polju ubrzanja,  $r_0$ -brzina sagorijevanja bez djelstva polja ubrzanja i  $\theta$ -index koji označava slučaj kada vektor normalnog ubrzanja zaklapa sa površinom sagorijevanja ugao  $\theta$ .

Funkcije  $F(g)$  i  $F(\theta)$  moraju biti određene tehnikom ispitivanja sa smanjenim raketnim motorima.

Gončarenko i dr. [36] potvrđuju taj efekat tokom sagorijevanju dvobaznih goriva, na bazi nitroglicerina i nitroceluloze u polju radikalnog ubrzanja. Utjecaj je bio najveći, kada je vektor ubrzanja bio usmjeren prema površini sagorijevanja i protumačen je kao posljedicu pojave žarišta ubrzanog sagorijevanja na površini goriva, koji se manifestuju u obliku koničnih, polusferičnih i drugih formi udubljenja. Povećanje brzine sagorijevanja raste sa porastom ubrzanja i izazvano je rastom topotne provodljivosti sloja čvrstih čestica. Sa porastom ubrzanja, čiji je vektor usmjeren normalno na površinu sagorijevanja, raste koncentracija čvrstih čestica i time se intenzivira prenos topline sa gasne faze na čvrstu fazu goriva i rezultat je porast brzine sagorijevanja.

Veoma je važno poznavati utjecaj ovog parametra, obzirom da kod pogonskih punjenja sa unutrašnjem sagorijevanjem i složene konfiguracije, ugao između vektora ubrzanja i površine

sagorijevanja se mijenja tokom cjelokupnog procesa sagorijevanja. Tu konstataciju treba imati na umu tokom projektovanja geometrije pogonskog punjenja.

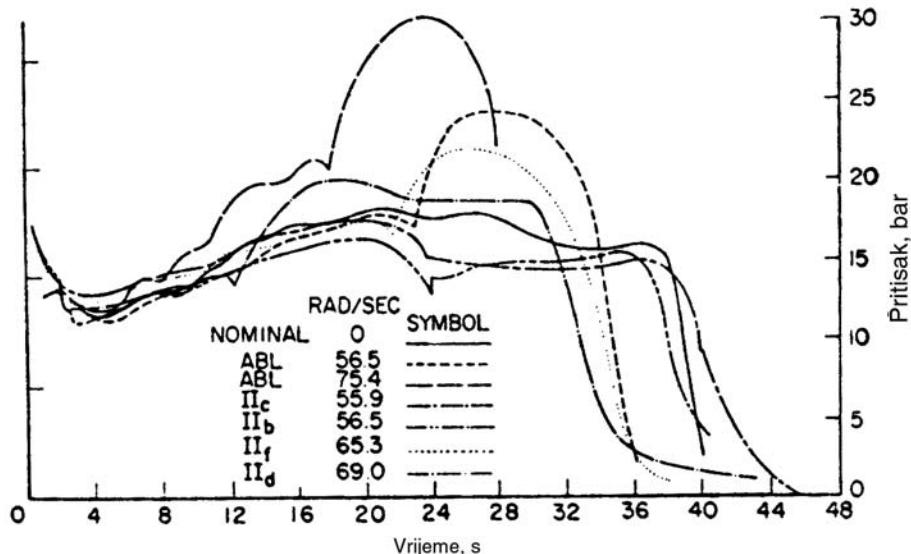
#### 2.4.4 Promjene parametara procesa sagorijevanja u raketnom motoru

Margolin i dr. [56] ističu da osnovne karakteristike rezultata istraživanja dva tipa goriva u polju ubrzanja su da karakter promjene brzine sagorijevanja ne zavisi samo od nivoa normalnog ubrzanja i sastava goriva, nego i od nivoa pritiska pri kojem se vrši ispitivanje. Za gorivo N sa katalizatorima sagorijevanja pri pritiscima većim od 7 MPa, zapaža se povećanje brzine sagorijevanja pri djelovanju polja ubrzanja, a pri pritiscima od 2-5 MPa brzina sagorijevanja se smanjuje. Brzine sagorijevanja goriva bez dodataka, pod djelovanjem normalnog ubrzanja do  $1.000\text{ g}$  imaju malo povećanje brzine sagorijevanja.

U preglednom radu [3] navodi se da sagorijevanje dvobaznih goriva u polju ubrzanja ima nestacionaran karakter. U uslovima ubrzanja do  $100\text{ g}$ , promjena pritiska ima progresivan karakter tokom procesa sagorijevanja i na kraju procesa, pritisak je bio veći za 40 %. U uslovima sagorijevanja bez prisustva polja ubrzanja, dijagram pritisak-vrijeme imao je neutralan karakter tj. nije bilo bitne promjene pritiska tokom procesa sagorijevanja.

Ispitivanja vršena od strane Lucy-a [53] potvrdila su utjecaj normalnog ubrzanja na porast pritiska u komori sagorijevanja. Na sl. 2.25 prikazani su rezultati istraživanja promjene krivih *pritisak vs vrijeme* sprovedena u NASA Langley Research Center, radi utvrđivanja osjetljivosti livenog dvobaznog goriva X-248 BUU na promjenu intenziteta ubrzanja. Liveno dvobazno gorivo je sadržavalo metalne dodatke u količini od  $3\% Al(15\mu m)$  i  $3,3\% olovo oksida (<45\mu m)$  i sva ispitivanja su vršena na centrifugi.

**Sl. 2.25 Osjetljivost livenog dvobaznog goriva X-248 BUU tokom procesa**



**sagorijevanja pri različitim nivoima radikalnog ubrzanja [53]**

Eksperimentalna istraživanja utjecaja ubrzanja na pritisak u raketnom motoru često pokazuju različite karaktere promjene, te je nužno imati na umu da na pritisak, pored nivoa ubrzanja ima utjecaja i tip goriva.

Abraham i Netzer [1] istraživali su sagorijevanje dvobaznog goriva bez metalnih dodataka u balističkoj bombi u atmosferi azota, na uzorcima pogonske materije u obliku šipki, snimanjem procesa sagorijevanja primjenom tehnike "schlieren" i ustanovili da:

- ◆ Na površini sagorijevanja postoje vidljiva mjesta gorenja širine  $150 - 200 \mu\text{m}$ , koja se lagano pomjeraju u horizontalnoj ravni i koja su bila vidljiva za period od  $25 - 50 \text{ ms}$ .
- ◆ Gustoća gasne faze je kontinuirano opadala u smjeru vidljivog plamena. Uz pretpostavku, da je promjena gustoće određena promjenom temperature, onda temperatura gasne faze kontinuirano raste od pravca površine sagorijevanja ka vidljivom plamenu.
- ◆ Visina do pojave vidljivog plamena zavisi od pritiska i vrijednost se može procjeniti iz eksperimentalno određenog izraza:

$$h = \frac{9 \cdot 10^{-4}}{p^3} \quad (2.52)$$

Visoko pozitivno ubrzanje izaziva porast brzine sagorijevanja i nestabilnost procesa sagorijevanja i eliminaciju vidljivog plamena. Stabilno sagorijevanje se odvija pri manjem ubrzanju i pri većem pritisku.

Ubrzanje utječe na zone površine sagorijevanja ili u sloju neposredno ispod površine sagorijevanja, izazivajući različite interakcije između tečnih i gasnih faza. Ovo može dovesti do povećanja brzine heterogenih reakcija i/ili modifikacije produkata sagorijevanja, kao što se UV radijacija na površini povećava.

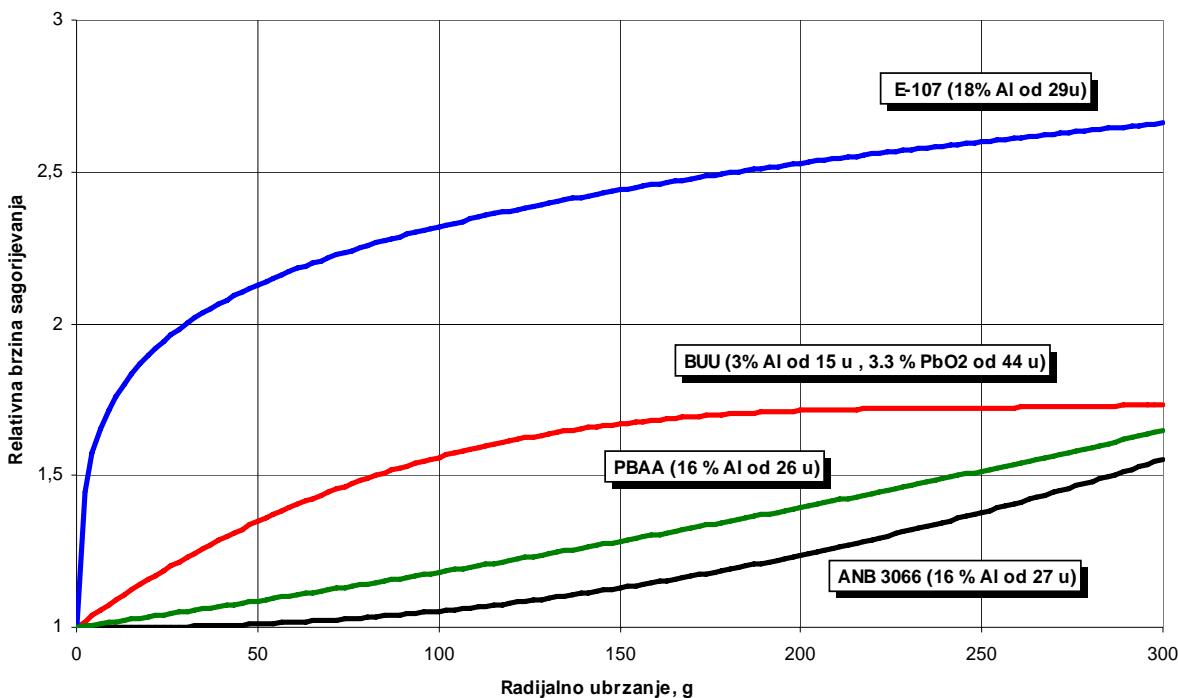
Neki rezultati istraživanja dvobaznih raketnih goriva u polju radijalnog ubrzanja ukazuju da se relativna brzina sagorijevanja umanjuje sa povećanjem osnovne brzine sagorijevanja, a što bi bilo u skladu sa modelom Crowe-a [21] za kompozitna goriva za koji važi odnos:

$$\frac{r_a}{r_0} \equiv \frac{1}{r_0} \quad (2.53)$$

gdje su  $r_a$  - brzina sagorijevanja u polju ubrzanja i  $r_0$  - brzina sagorijevanja bez prisustva polja ubrzanja.

Gončarenko i dr. [36] navode slabu zavisnost relativne brzine sagorijevanja pri ubrzanju od pritiska gasa i početne temperature za dvobazna goriva i saglasno sa tim da topotna provodljivost čvrstih čestica na površini sagorijevanja ne zavisi od tih parametara.

Na sl. 2.26 prikazan je utjecaj ubrzanja na relativnu brzinu sagorijevanja za četiri tipa goriva, od čega gorivo označeno sa BUU je liveno dvobazno gorivo [60], dok su ostala goriva kompozitna. Pri ubrzanju od  $300 \text{ g}$  relativno povećanje brzine sagorijevanja goriva BUU je  $1,78 \text{ puta}$  veće u odnosu na uslove bez prisustva polja ubrzanja.



Sl. 2.26 Promjena relativne brzine sagorijevanja pri promjeni intenziteta polja radikalnog ubrzanja [60]

Bulman i Netzer [14] su ispitujući gorivo DBNA, pokazali da se brzina sagorijevanja smanjuje pri smanjenju pritiska i povećanju ubrzanja. Pri ispitivanju goriva DBA relativna brzina sagorijevanja je blago rasla sa porastom pritiska i ubrzanja.

Kroz analizu utjecaja ubrzanja na sagorijevanje dvobaznih goriva sa balističkim aditivima razmotreni su i ostali efekti ubrzanja na brzinu sagorijevanja.

### **3. Istraživanja unutrašnjo balističkih parametara dvobaznih raketnih goriva u polju visokog promjenjivog radijalnog ubrzanja**

#### **3.1 Osnove**

Analiza misije raketnog projektila u cjelini, omogućava postavljanje balističkih zahtjeva za raketni motor, a na osnovu kojih se može pristupiti dizajniranju pogonskog punjenja. Strukturalna otpornost i ograničenja uslovljena nivoom tehnološkog razvoja su osnovni zahtjevi pri dizajniranju raketnog projektila, ali se oni mogu ponekad prevazići pravilnim izborom geometrije i tipa pogonskog punjenja. Zahtjevi misije, kao potisak i vrijeme rada, odnosno totalni impuls raketnog motora su nezavisni balistički parametri i pomoću njih se određuju zavisni balistički parametri [4, 17].

Osnovni cilj u procesu dizajniranja raketnog motora na čvrsto takvog pogonskog punjenja, koje će obezbjediti pretvorbu njegove hemijske energije u kinetičku energiju sagorijelih gasova u komori sagorijevanja raketnog motora, pri tome generišući takvu promjenu *potiska vs vremena*, koja je u skladu sa zahtjevima misije raketnog projektila. Balistički parametri koji omogućavaju ostvarenje tražene promjene *potisak vs vrijeme* su primarni zahtjevi koje se postavljaju pred dizajnera pogonskog punjenja i oni se dijele na nezavisne i zavisne parametre. Strogo vođenje računa o ovoj podjeli, onemogućava postavljanje protivrječnih zahtjeva i stvara uslove za slobodniji pristup u procesu dizajniranja pogonskog punjenja. Ilustracije gore izloženog, srednji pritisak u raketnom motoru je zavisan parametar i ne može biti pravilno određen, ako se ne poznaje maksimalno očekivani radni pritisak i temperaturana osjetljivost pogonske materije (oba parametra su nezavisna).

Nezavisni parametri su:

- ◆ Balističke performanse (potisak, vrijeme rada i totalni impuls raketnog motora),
- ◆ Osobine pogonske materije (specifični impuls, brzina sagorijevanja, temperaturna osjetljivost brzine sagorijevanja, gustina pogonske materije, odnos specifičnih toplota)
- ◆ Ograničenja vezana za misiju raketnog projektila (anvelopa projektila, maksimalno očekujući radni pritisak, temperaturni interval upotrebe letjelice, pritisak okoline)

Zavisni parametri su:

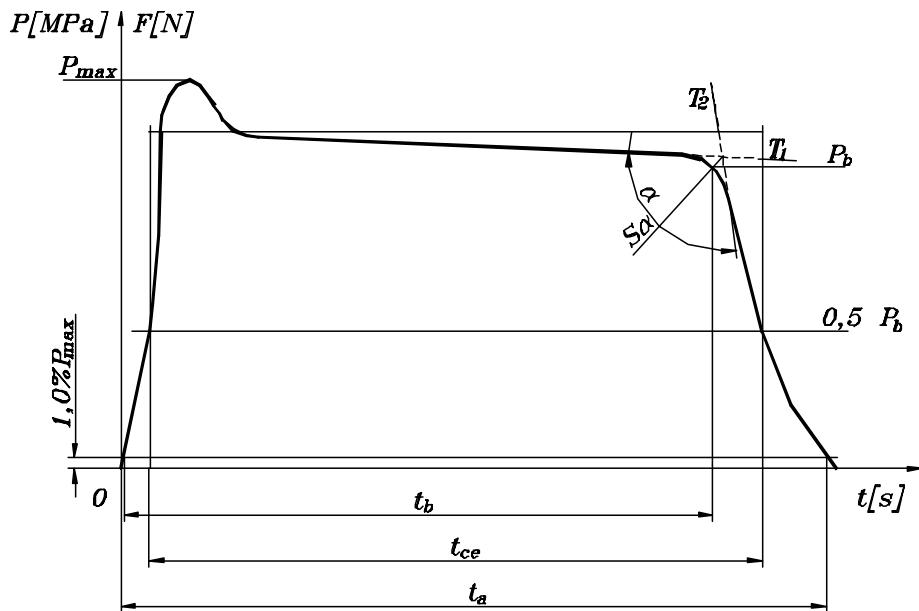
- ◆ Pritisak u komori sagorijevanja (funkcija maksimalnog očekivanog pritiska u komori sagorijevanja, temperature okoline i temperaturne osjetljivosti pogonske materije)
- ◆ Koeficijent pritiska (funkcija stepena divergencije mlaznika, pritiska u komori sagorijevanja, pritiska okoline, odnosa specifičnih toplota sagorijelih gasova i gubitaka u mlazniku)
- ◆ Površina kritičnog presjeka mlaznika (funkcija potiska, pritiska u komori sagorijevanja i koeficijenta pritiska)
- ◆ Zapremina pogonskog punjenja (funkcija geometrije punjenja, gustine pogonske materije i specifičnog impulsa pogonske materije)
- ◆ Relativna debljina gorućeg sloja punjenja (funkcija brzine sagorijevanja, vremena rada motora i prečnika pogonskog punjenja)
- ◆ Koeficijent  $J$  (funkcija površine kanala za prolaz gasova i kritičnog presjeka mlaznika)
- ◆ Vitkost punjenja (funkcija dužine, prečnika punjenja, odnosno anveleope pogonskog punjenja).

U procesu dizajniranja punjenja se mora uspostaviti neprekidna interakcija između dizajna punjena i sistema u cjelini, a posebno između dizajna punjenja i strukture motora.

### 3.2. Balističke performanse raketnih motora na čvrsto gorivo

Balističke performanse raketnih motora na čvrsto gorivo se definišu totalnim impulsom raketnog motora i vremenom ili potiskom uz dopunska ograničenja kao što su masimalni potisak, ubrzanje ili maksimalni pritisak u komori sagorijevanja. Pored totalnog impulsa je potrebno poznavati ili srednji potisak ili vrijeme.

Definicije vrijednosti balističkih parametara, bazirane su na dijagramima *potisak vs vrijeme* i *pritisak vs vrijeme*. Njihove srednje vrijednosti su definisane za odgovarajući interval vremena u dijagramima *potisak vs vrijeme* i *pritisak vs vrijeme*. Postoje zajednički intervali vremena i to su vrijeme sagorijevanja  $t_b$  (primjena u USA), odnosno efektivno vrijeme rada motora  $t_{ce}$  (primjena u Francuskoj i u prethodnoj Jugoslaviji) i ukupno vrijeme rada raketnog motora  $t_a$  [4, 25, 74].



Sl.3.1 Dijagram pritisak vs vrijeme za standardnu obradu rezultata

Po američkoj nomenklaturi [4], vrijeme sagorijevanja  $t_b$  se definiše kao interval između tačke na uzlaznom dijelu krive pritiska (ili potiska) koja 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, na silaznom dijelu krive, se često definiše kao tačka maksimalne brzine promjene krivine na dijagramu *pritisak vs vrijeme*. Ukupno vrijeme rada raketnog motora  $t_a$  je vremenski interval između tačaka na uzlaznom i silaznom dijelu krive koje označavaju 10 % vrijednosti maksimalnog pritiska.

Po francuskoj nomenklaturi [24] 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 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 tako određenih vremena rada motora i vremena sagorijevanja odnosno efektivnog vremena 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. Utjecaj zaostalog dijela mase punjenja u razlici vremena je proporcionalan odnosu zaostalog dijela prema ukupnoj masi punjenja.

### **Totalni impuls raketnog motora**

Totalni impuls se definiše kao:

$$I_{tot} = \int_0^{t_a} F \cdot dt \quad (3.1)$$

i koristi se određivanje srednje vrijednosti potiska za određenu vrijednost vremena rada motora (vrijeme sagorijevanja  $t_b$  ili efektivno vrijeme rada  $t_{ce}$ ), odnosno vrijednosti specifičnog impulsa raketnog motora.

### **Pritisak sagorijevanja**

Kod kvazistacionarnog procesa sagorijevanja, uspostavlja se ravnoteža između gasnog toka stvorenog sagorijevanjem pogonske materije i gasnog toka koji istječe kroz mlaznik [5, 24, 72], tako da jednačina o održanju mase sada ima obliku:

$$\rho_p \cdot A_b \cdot r = C_D \cdot A_{th} \cdot p_c \quad (3.2)$$

Iz gornjeg odnosa, izraz za ravnotežni pritisak u komori sagorijevanja, uz primjenu zakona de Saint Robert, ima oblik:

$$p_c = \left( \frac{\rho_p \cdot A_b \cdot a}{C_D \cdot A_{th}} \right)^{\frac{1}{n-1}} \quad (3.3)$$

Ovaj izraz je funkcionalan kada je brzina promjene pritiska u komori dovoljno mala, tako da njen utjecaj na balističke karakteristike pogonske materije je zanemarljiv i kada je pritisak sagorijevanja približno konstantan po čitavoj površini sagorijevanja.

### **Potisak raketnog motora**

Postoje više definicija potiska raketnog motora, u zavisnosti od toga da li se definiše trenutna vrijednost potiska, srednju vrijednost ili maksimalnu vrijednost potiska. U zavisnosti od toga, potrebno je poznavati geometrijske parametre strukture raketnog motora i pogonskog punjenja, balističke parametre pogonske materije i pripalnog punjenja, trenutno vrijeme rada motora i parametre okoline [5, 24, 72].

Srednja vrijednost potiska se definiše odnosom:

$$F_{aver} = \frac{I_{tot}}{t_b} ili \frac{I_{tot}}{t_{ce}} \quad (3.4)$$

Trenutna vrijednost potiska za stacionaran motor i jednodimenzionalno stacionarno strujanje se može definisati izrazom:

$$F = \dot{m}_e \cdot v_e + (p_e - p_a) \cdot A_e \quad (3.5)$$

gdje su  $\dot{m}_e$ -maseni protok gasa na izlazu iz mlaznika,  $v_e$  -brzina gasa na izlazu iz mlaznika,  $p_e$  - statički pritisak gasa na izlazu iz mlaznika,  $p_a$  -pritisak okoline i  $A_e$ -površina izlaznog presjeka mlaznika.

S obzirom da je veoma teško mjeriti veličine kao što su  $\dot{m}_e$ ,  $v_e$  i  $p_e$ , često se koriste izrazi za potisak kao:

$$F = p_c \cdot C_F \cdot A_{th} \quad (3.6)$$

gdje su  $p_c$  - pritisak u komori sagorijevanja,  $C_F$  - koeficijent potiska mlaznika i  $A_{th}$  - površina kritičnog presjeka mlaznika.

### **Koeficijent potiska**

Za jednodimenzionalno i izentropsko strujanje u idealno konvergentno-divergentnom mlazniku izraz za koeficijent potiska ima bezdimenzionalan oblik:

$$C_F = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma^2}{\gamma-1} \cdot \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] + \frac{p_e - p_a}{p_c} \cdot \left( \frac{A_e}{A_{th}} \right)} \quad (3.7)$$

gdje je  $\gamma$  -odnos specifičnih toplota gasnih produkata sagorijevanja.

Iz gornjeg izraza je vidljivo da koeficijent  $C_F$  zavisi samo od koeficijenta  $\gamma$ , ekspanzionog odnosa u divergentnom dijelu mlaznika ( $\varepsilon = A_e / A_{th}$ , odnos između površine na izlazu i površine kritičnog presjeka mlaznika) i odnosa  $p_c/p_a$  između pritiska u komori sagorijevanja i pritiska okoline (pri čemu je odnos  $p_c/p_a$  funkcija samo od  $\gamma$  i  $\varepsilon$ ). Koeficijent  $C_F$  predstavlja kriterijum efikasnosti mlaznika za datu pogonsku materiju i geometriju mlaznika [5, 62, 72].

U stvarnosti, potrebno je izvršiti korekciju teeoretskog koeficijenta potiska i to samo člana koji se odnosi na količinu kretanja [4]. Izraz za stvarni koeficijent potiska ima sada oblik :

$$C_{F_{exp}} = \lambda \cdot \eta_F \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma^2}{\gamma-1} \cdot \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] + \frac{p_e - p_a}{p_c} \cdot \left( \frac{A_e}{A_{th}} \right)} \quad (3.8)$$

gdje su  $\lambda$  – korekcionii koeficijent divergencije mlaznika i  $\eta_F$  – stepen korisnog dejstva koeficijenta potiska  $C_F$ .

Korekcionni koeficijent divergencije za konični mlaznik ima oblik:

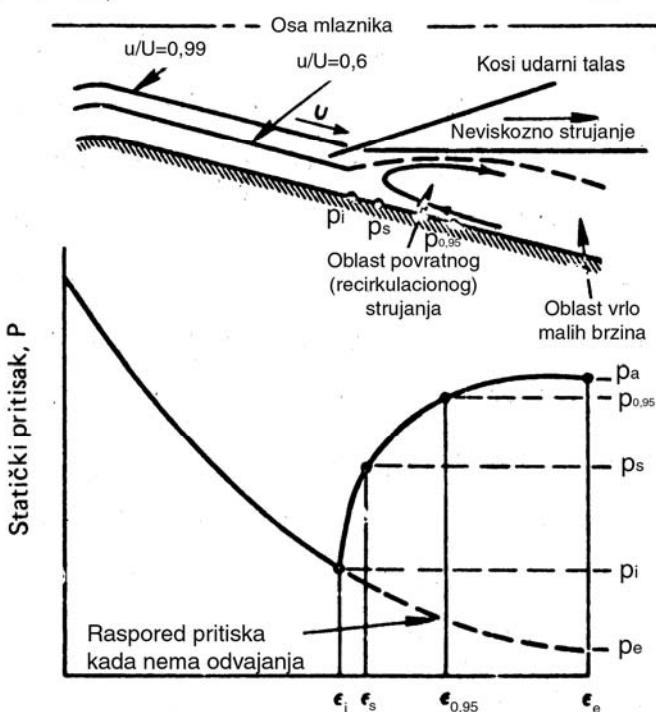
$$\lambda = \frac{1}{2} \cdot (1 + \cos \alpha) , \quad (3.9)$$

dok za mlaznik sa krivolinijskim profilom divergentnog dijela ima oblik:

$$\lambda = \frac{1}{2} \cdot \left[ 1 + \cos \left( \frac{\alpha_{th} + \alpha_e}{2} \right) \right] \quad (3.10)$$

gdje su  $\alpha_{th}$  - ugao tangente na krivolinijski profil mlaznika neposredno poslije kritičnog presjeka i  $\alpha_e$  - ugao tangente na krivolinijski profil mlaznika na izlaznom dijelu mlaznika.

Kada su raketni motori projektovani za rad na velikim visinama ili se tokom njihovog rada znatno mijenja raspon visina leta, a mlaznik je definisan za neku srednju visinu leta pri čemu se ispitivanja motora na opitnim stanicama vrše bez kompenzacije komore, tada je pritisak okoline veći od pritiska za koji je mlaznik projektovan i dolazi do umanjenja performansi mlaznika. U takvim radnim uslovima dolazi do indukovanih odvajanja graničnog sloja uz zidove mlaznika, pojave kosih udarnih talasa i do pojave odvajanja gasne struje. Kada se gasna struja odvoji dolazi do ublažavanja negativnih efekata na potisak, jer dolazi do porasta statičkog pritiska na zid mlaznika (sl.3.2).



### unutar mlaznika

Kalt i Badal [42] su razmatrajući odvajanje gasne struje unutar koničnog divergentnog dijela mlaznika, postavili opšte relacije za određivanje utjecaja ove pojave na performanse mlaznika. Uspostavljena je veza između pritiska odvajanja gasne struje  $p_i$ , pritiska okoline  $p_a$  i pritiska u komori sagorjevanje  $p_c$ :

$$p_i = \frac{2}{3} \cdot p_a \cdot \left( \frac{p_a}{p_c} \right)^{0.2} \quad (3.11)$$

Kod mlaznika kod koga je došlo do odvajanje gasne struje, koeficijent potiska se sastoji od sume dvije komponente; komponente koja uzima u obzir strujanje do presjeka mlaznika u kome se dešava odvajanje gasne struje i komponente koja uzima u obzir strujanje od tog presjeka do izlaznog presjeka mlaznika.

Sl. 3.2 Odvajanje gasne struje

Izraz za koeficijent potiska ima sada oblik:

$$C_F = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma^2}{\gamma - 1} \cdot \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{(\gamma+1)/\gamma} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{p_i}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] + \frac{p_i}{p_c} \cdot \left( \frac{A_i}{A_{th}} \right) + \Delta C_F - \frac{p_a}{p_c} \cdot \left( \frac{A_e}{A_{th}} \right)} \quad (3.12)$$

Drugi dio koeficijenta potiska tj.  $\Delta C_F$  se računa iz empirijskog izraza, kada su poznate vrijednosti pritiska odvajanja  $p_i$ , zatim stepen širenja mlaznika do te tačke,  $A_e/A_{th}$ , uz pretpostavku jednodimenzionalnog, izentropskog i neviskoznog strujanja:

$$\Delta C_F = 0,55 \cdot \left( \frac{p_i - p_{0,95}}{p_c} \right) \cdot (\varepsilon_{0,95} - \varepsilon_i) + 0,975 \cdot \frac{p_a}{p_c} (\varepsilon_e - \varepsilon_{0,95}) \quad (3.13)$$

gdje su:

$$\varepsilon_{0,95} - \varepsilon_i = \frac{\left( \frac{A_i}{A_{th}} \right) - 1}{2,4} \quad \text{ako je} \quad \left( \frac{A_i}{A_{th}} \right) \leq \frac{\left( \frac{A_e}{A_{th}} \right)}{1,604} + 0,377 \quad (3.14)$$

$$\varepsilon_{0,95} - \varepsilon_i = \frac{\left( \frac{A_e}{A_{th}} \right) - \left( \frac{A_i}{A_{th}} \right)}{1,45} \quad \text{ako je} \quad \left( \frac{A_i}{A_{th}} \right) > \frac{\left( \frac{A_e}{A_{th}} \right)}{1,604} + 0,377 \quad (3.15)$$

$$p_{0,95} = 0,95 \cdot p_a \quad (3.16)$$

Koeficijent potiska idealnog motora, zavisi samo od geometrije mlaznika, odnosa specifičnih toplota gase, pritiska u komori sagorijevanja, pritiska okolne sredine i pritiska na izlazu mlaznika. U stvarnosti, na vrijednost ovog koeficijenta utječe još zaostajanje u dvofaznoj struji, stepen hemijske neravnoteže, gubici u graničnom sloju i prijenosu toplote sa gase na metalnu strukturu mlaznika.

### **Masena brzina toka**

Masa produkata sagorijevanja, generirana u komori raketnog motora, funkcija je brzine sagorijevanja i mase koja odlazi kroz kritični presjek mlaznika [5, 24, 72], tako da jednačina održanja mase ima oblik:

$$\frac{d(\rho_g \cdot V_c)}{dt} = \dot{m}_b - \dot{m}_{th} \quad (3.17)$$

gdje su  $V_c$  -slobodna zapremina u komori i  $\rho_g$  -gustina sagorijelog gase u komori.

Masena brzina generirana u komori sagorijevanja je jednaka masenoj brzini sagorijevanja pogonske materije:

$$\dot{m}_b = \rho_p \cdot A_b \cdot r \quad (3.18)$$

gdje su  $\rho_p$ -gustina pogonske materije,  $A_b$ -površina sagorijevanja i  $r$ -linearna brzina sagorijevanja.

Masena brzina istjecanja produkata sagorijevanja kroz kritični presjek mlaznika je proporcionalna pritisku u komori sagorijevanja:

$$\dot{m}_{th} = C_D \cdot A_{th} \cdot p_c \quad (3.19)$$

### **Koeficijent masene brzine**

Koeficijent proporcionalnosti  $C_D$  naziva se koeficijent masene brzine u mlazniku i zavisi od termodinamičkih parametara gasa, kao što su temperatura, molekularna masa i specifična toplota sagorijelog gasa [5, 24, 72].

Izraz za koeficijent masene brzine u mlazniku ima oblik:

$$C_D = \frac{\Gamma(\gamma)}{\sqrt{\gamma \cdot R_c \cdot T_c}} \quad \text{gdje je } \Gamma(\gamma) = \gamma \cdot \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.20)$$

gdje su  $R_c$  -gasna konstanta i  $T_c$  -temperatura sagorijelog gasa.

Gornji izraz se može napisati i u obliku:

$$C_D = \sqrt{\gamma \cdot \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \frac{M}{R \cdot T_c}} \quad (3.21)$$

gdje su  $M$  -molekularna masa gasa i  $R$  - univerzalna gasna konstanta.

Koeficijent masene brzine  $C_D$  je funkcija procesa sagorijevanja pogonske materije, tj. zavise od temperature sagorijevanja i srednje molekularne mase produkata sagorijevanja. Parametri  $T_c$  i  $\gamma$  se ne menjaju mnogo sa promjenom pritiska i u mnogim slučajevima se usvaja da je  $C_D$  nezavisan od pritiska. Tipična vrijednost za  $C_D$  je  $6,5 \cdot 10^{-4} \text{ s/m}$ .

### **Karakteristična brzina istjecanja**

Umjesto koeficijenta masene brzine se veoma često upotrebljava parametar  $c^*$ , koji se naziva karakteristična brzina istjecanja i između njih postoji slijedeća zavisnost:

$$c^* = \frac{1}{C_D} \quad (3.22)$$

Stvarna karakteristična brzina, a time i specifični impuls koji proizvede raketni motor su znatno manji od teoretske vrijednosti i posljedica su gubitaka koji se dešavaju u struji gasa duž komore sagorijevanja i mlaznika do kritičnog presjeka (gubici strujanja zbog kinetičke i termičke neuravnoteženosti, gubitaka topline ka metalnoj strukturi motora i neefikasnosti sagorijevanja) [5, 24, 72].

## Specifični impuls

Proračun performansi raketnih motora na čvrsto gorivo zahtjeva poznavanje vrijednosti jednog od najvažnijih parametara pogonske materije, odnosno *specifičnog impulsa* u realnim uslovima. Specifični impuls je mjera promjene impulsa ili količine kretanja koji proizvede jedinica mase sagorjele pogonske materije u raketnom motoru [5, 24, 72]. On obuhvata gubitke strujanja do i iza kritičnog presjeka mlaznika, gubitke nepotpunosti sagorijevanja, gubitke ulazne geometrije mlaznika, gubitke uslijed neparalelnosti istjecanja gasa, gubitke zbog trenja, topotne gubitke, rekombinacione gubitke i gubitke zbog dvofaznog strujanja.

Teoretska vrijednost specifičnog impulsa je funkcija termo-hemijskih karakteristika pogonske materije i ekspanzionog procesa unutar mlaznika i izražava se kao:

$$I_{sp_{teo}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{T \cdot R}{M} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right] + \left( \frac{\gamma+1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot \sqrt{\frac{R \cdot T_c}{\gamma \cdot M}} \cdot \left( \frac{p_e - p_a}{p_c} \right) \cdot \frac{A_e}{A_{th}}} \quad (3.23)$$

Procjene vrijednosti specifičnog impulsa se vrše nekad analitičkim putem, ali obično se upotrebljavaju podaci dobijeni eksperimentalnim ispitivanjem.

Uobičajeno je da se eksperimentalni podaci za specifični impuls i brzinu sagorijevanja dobijaju pomoću motora za balistička ispitivanja, a koji se razlikuju od realnih raketnih motora. Zbog toga je potrebno neophodno usaglašavanje ovih eksperimentalnih rezultata obzirom na različitosti u strukturi motora. Ostvareni specifični impuls bitno zavisi od masene brzine pogonske materije i veličine motora. Pored toga, postoje znatne razlike između teoretskog specifičnog impulsa čvrste pogonske materije i specifičnog impulsa ostvarenog prilikom sagorijevanja pogonske materije u raketnom motoru, te se usaglašavanje vrše analitičkim postupcima zasnovanim na kombinaciji teoretskih i empirijskih odnosa:

$$I_{sp} = I_{sp_{teo}} \cdot \eta_{C_F} \cdot \eta_{C^*} \quad (3.24)$$

gdje su  $I_{sp_{teo}}$  teoretski specifični impuls, a  $\eta_{C_F}$  i  $\eta_{C^*}$  koeficijenti efikasnosti potiska i efikasnosti karakteristične brzine (ili efikasnosti sagorijevanja), respektivno.

Stvarna vrijednost specifičnog impulsa se određuje koristeći eksperimentalno dobijene vrijednosti totalnog impulsa raketnog motora i mase pogonskog punjenja:

$$I_{sp} = \frac{I_{tot}}{m_p} \quad (3.25)$$

Ako gornji izraz transformiramo koristeći izraze koji su već navedeni, onda izraz za specifični impuls ima slijedeći oblik:

$$I_{sp} = \frac{C_{F_{exp}}}{C_{D_{exp}}} = C_{F_{exp}} \cdot C_{exp}^* \quad (3.26)$$

gdje su  $C_{F_{exp}}$ ,  $C_{D_{exp}}$  i  $C_{exp}^*$  koeficijent potiska, koeficijent masene brzine i karakteristična brzina respektivno i predstavljaju eksperimentalne vrijednosti.

Procjena specifičnog impulsa ostvarenog u motoru:

$$I_{sp} = \eta_{C^*} \eta_{C_F} \cdot C^* \cdot C_F \quad (3.27)$$

se zasniva na određivanju teoretskih vrijednosti karakteristične brzine i koeficijenta masene brzine u radnim uslovima raketnog motora i procjeni koeficijenata  $\eta_{C_F}$  i  $\eta_{C^*}$ .

U praksi se često koriste standardni uslovi rada raketnog motora koji imaju za cilj mogućnost upoređenja balističkih parametara različitih motora. Ti standardni uslovi podrazumijevaju radni pritisak u raketnom motoru od 7 MPa, pritisak na izlazu iz mlaznika jednak ambijentalnom pritisku na nivou mora, optimalni mlaznik bez gubitaka na divergenciju. Procjena vrijednosti specifičnog impulsa za standarne uslove se može izvršiti koristeći izraz [24]:

$$I_{sp_{std}} = I_{sp} \cdot \frac{C_F(s \tan dardni uslovi)}{C_F(radni uslovi)} \cdot \frac{C^*(s \tan dardni uslovi)}{C^*(radni uslovi)} \quad (3.28)$$

### 3.2.1 Procjena gubitaka specifičnog impulsa

Za predviđanje stvarnog specifičnog impulsa, koriste se empirijske formule pri procjeni gubitaka koje su preporučene od strane AGARD-a, u okviru Propulsion and Energetics Panel Working Group 17 ili sličan metod, preporučene od strane NASA Report SP-8039 "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction" [17]. Empirijske formule, prvenstveno su određene za kompozitna pogonska punjenja sa aluminijom, te je potrebno posebno procjeniti njihov značaj za dvobazna pogonska punjenja. Razmatrati će se posebno koeficijent efikasnosti sagorijevanja  $\eta_{C^*}$  od koeficijenta efikasnosti potiska  $\eta_{C_F}$  i posmatrat će se kao nezavisne funkcije.

#### Koeficijent efikasnosti potiska

Koeficijent efikasnosti potiska  $\eta_{C_F}$  se računa kao suma efekata slijedećih gubitaka [17, 65, 73]:

- \* Gubitak zbog neparalelnosti istjecanja  $\varepsilon_{DIV}$ ,
- \* Gubitak zbog dvo-faznog toka  $\varepsilon_{TP}$ ,
- \* Gubitak u graničnom sloju  $\varepsilon_{BL}$ ,
- \* Kinetički gubitak  $\varepsilon_{KIN}$ ,
- \* Gubitak zbog uronjenosti mlaznika  $\varepsilon_{SUB}$ ,
- \* Gubitak zbog erozije mlaznika  $\varepsilon_{EROS}$ ,

Koeficijent efikasnosti potiska  $\eta_{C_F}$  se definiše u skladu sa jednačinom:

$$\eta_{C_F} = 1 - 0,01 \cdot (\varepsilon_{DIV} + \varepsilon_{TP} + \varepsilon_{BL} + \varepsilon_{KIN} + \varepsilon_{SUB} + \varepsilon_{EROS}) \quad (3.29)$$

Autor smatra, da kod raketnih motora koji su korišteni za istraživanja, odnosno kod raketnih projektila namjenjenih za višecjevne lansere raketa, kad postoji više mlaznica raspoređenih po obodu mlaznika i čije ose su nagnute pod nekim uglom u odnosu na osu motora, potrebno je koeficijentu efikasnosti potiska  $\eta_{C_F}$  dodati i dva nova gubitka:

- \* Gubitak zbog izmjene geometrije ulaznog dijela mlaznika nastala zbog izmjene nagiba mlaznika u odnosu na osu motora  $\varepsilon_{ANGL}$ ,
- \* Gubitak zbog složenosti gasnog toka kod više mlaznica periferno raspoređenih  $\varepsilon_{MULT}$ .

Izraz za koeficijent efikasnosti potiska  $\eta_{C_F}$  ima sada slijedeći oblik:

$$\eta_{C_F} = 1 - 0,01 \cdot (\varepsilon_{DIV} + \varepsilon_{TP} + \varepsilon_{BL} + \varepsilon_{KIN} + \varepsilon_{SUB} + \varepsilon_{EROS} + \varepsilon_{ANGL} + \varepsilon_{MULT}) \quad (3.30)$$

#### **Gubitak zbog neparalelnosti istjecanja $\varepsilon_{DIV}$**

Kod mlaznika sa konusnim divergentnim dijelom i uz pretpostavku o strujanju iz tačkastog izvora, prisutan je gubitak zbog neparalelnosti istjecanja gasa. On je posljedica prisustva radijalne komponente brzine gase na izlazu iz mlaznika.

Za konusne divergentne mlaznike, gubitak zbog neparalelnosti istjecanja  $\varepsilon_{DIV}$  se može izraziti jednačinom:

$$\varepsilon_{DIV} = 50 \cdot (1 + \cos \alpha) \quad (3.31)$$

gdje je  $\alpha$  -poluugao konusa divergentnog dijela mlaznika.

Pri velikom stepenu ekspanzije mlaznika i uglovima divergentnog dijela mlaznika od  $25 - 50^0$  postoji dobro slaganje vrijednosti dobijenih gornjom jednačinom sa rezultatima tačnog proračuna metodom karakteristika [5].

#### **Gubitak zbog dvo-faznog toka $\varepsilon_{TP}$**

Ovaj gubitak je uzrokovani prvenstveno usporenjem kondenzovanih materija u produktima sagorijevanja koji istječu pomiješani kroz izlazni otvor mlaznika. Kondenzovane materije se odvajaju od zida mlaznika i koncentrišu se u jezgru gasne struje, te se zbog toga javljaju niže performanse za dvodimenzionalno strujanje. Najveći dio ovih gubitaka se ostvaruje ispred kritičnog presjeka mlaznika.

$$\varepsilon_{TP} = C_3 \cdot \frac{M_F^{C_4} \cdot D_p^{C_5}}{p_c^{0.15} \cdot \varepsilon^{0.08} \cdot D_{th}^{C_6}} \quad (3.32)$$

gdje su  $D_{th}$  -prečnik kritičnog otvora mlaznice [inch],  $D_p$  -srednji prečnik  $Al_2O_3$  čestica [ $\mu m$ ] i računa se po izrazu:

$$D_p = 3.39 \cdot D_{th}^{0.4692}, \quad (3.33)$$

gdje su  $p_c$  - pritisak u komori sagorijevanja izražen u [psia],  $C_i$  - koeficijenti zavise od kritičnog prečnika prečnika mlaznice,  $M_f$  - molna frakcija kondenzovane faze,  $mola / 100 g$  reaktanta i  $\varepsilon$  - stepen širenja divergentnog dijela mlaznika.

Gubitak u dvo-faznom toku se javlja samo kod kompozitnih pogonskih materija sa dodatkom aluminija.

Za dvobazne pogonske materije nije prisutan značajan dvo-fazni tok.

**Tabela 3.1 Koeficijent C<sub>4</sub>**

$C_4 = 0.5$			
$D_{th} \prec 1$	$C_3 = 0.9$	$C_5 = 1$	$C_6 = 1$
$1 \leq D_{th} \leq 2$	$C_3 = 0.9$	$C_5 = 1$	$C_6 = 0.08$
$D_{th} \succ 2 \text{ i } D_p \prec 4$	$C_3 = 13.4$	$C_5 = 0.8$	$C_6 = 0.8$
$D_{th} \succ 2 \text{ i } 4 \leq D_p \leq 8$	$C_3 = 10.2$	$C_5 = 0.8$	$C_6 = 0.4$
$D_{th} \succ 2 \text{ i } D_p \succ 8$	$C_3 = 7.58$	$C_5 = 0.8$	$C_6 = 0.33$

### **Gubitaki u graničnom sloju $\varepsilon_{BL}$**

Gubitak u graničnom sloju  $\varepsilon_{BL}$  je uzražen jednačinom:

$$\varepsilon_{BL} = C_1 \cdot \frac{p_c^{0.8}}{D_{th}^{0.2}} \cdot \left[ 1 + 2 \cdot \exp\left(-C_2 \cdot \frac{p_c^{0.8}}{D_{th}^{0.2}} \cdot t_b\right) \right] \cdot [1 + 0.016 \cdot (\varepsilon - 9)] \quad (3.34)$$

Ovaj gubitak uračunava smanjenje površine opstrujavanja i gubitke uslijed prijenosa topline. U gornjoj jednačini pritisak  $p_c$  se izražava u [psia], a prečnik  $D_{th}$  u [inch].

Koeficijenti  $C_1$  i  $C_2$  imaju vrijednost

**Tabela 3.2 Koeficijenti C<sub>1</sub> i C<sub>2</sub>**

Za obične mlaznike	$C_1 = 0.00365$ $C_2 = 0.000937$
Za čelične mlaznike	$C_1 = 0.00506$ $C_2 = 0.0$

### **Kinetički gubitak $\varepsilon_{KIN}$**

Ovaj gubitak (ili smanjenje performansi zbog promjene ravnoteže gasnog toka) povezan je sa nemogućnošću postizanja hemijske ravnoteže tokom ekspanzionog procesa u mlazniku. Njegova vrijednost je procjenjena na jednu trećinu razlike između specifičnog impulsa za ravnotežno  $I_{sp_s}$  i zamrznuto stanje  $I_{sp_f}$ :

$$\varepsilon_{KIN} = 33.3 \cdot \left( 1 - \frac{I_{sp_f}}{I_{sp_s}} \right) \quad (3.35)$$

Vrijednosti za  $I_{sp_s}$  i  $I_{sp_f}$  se dobijaju termohemijskim proračunom za odgovarajući sastav pogonske materije i radne uslove razmatranog raketnog motora.

### **Gubitak zbog uronjenosti mlaznika $\varepsilon_{SUB}$**

Ovaj gubitak se razmatra kada je mlaznik uronjen u komoru sagorijevanja i to je slučaj kod raketnih motora većih dimenzija i složenijih taktičkih zahtjeva.

$$\varepsilon_{SUB} = 0.0684 \cdot \left( \frac{p_c \cdot \varepsilon}{A_{th}} \right)^{0.8} \cdot \frac{S^{0.4}}{D_{th}^{0.2}} \quad (3.36)$$

Veličina  $S$  predstavlja dužinu uronjenosti mlaznika u komori sagorijevanja izraženu u inch-ima.

### **Gubitak zbog erozije mlaznika $\varepsilon_{EROS}$**

Tokom procesa sagorijevanja javlja se erozija kritičnog presjeka mlaznika i kao rezultat toga, gubitak performansi motora se izražava u obliku:

$$\varepsilon_{EROS} = \left( 1 - \frac{I_{sp_m}}{I_{sp_{th}}} \right) \cdot 100 \quad (3.37)$$

gdje su  $I_{sp_{th}}$ -teoretski specifični impuls za početni odnos ekspanzije mlaznika i  $I_{sp_m}$ -teoretski specifični impuls za srednji odnos ekspanzije mlaznika.

Specifični impuls  $I_{sp_{th}}$  se određuje interpolacijom za različite odnose ekspanzije mlaznika.

### **Gubitak zbog izmjene geometrije ulaznog dijela mlaznice pri izmjeni nagiba njene ose u odnosu na osu motora $\varepsilon_{ANGL}$**

Ovaj gubitak se javlja kod mlaznika kod kojih je osa nagnuta u odnosu na osu raketnog motora za ugao  $\delta$  što uzrokuje izmjenu aktivne površine kritičnog presjeka mlaznika. To je obično slučaj kod raketnih motora sa obrtanjem oko uzdužne ose ili kod raketa sa više paralelno vezanih motora.

### **Gubitak zbog složenosti gasnog toka kod motora sa više mlaznica $\varepsilon_{MULT}$**

Kod raketnih motora sa više mlaznica prisutna je u dijelu motora ispred konvergentnog dijela mlaznica gasni tok ima složen karakter. Njega karakteriše povratno strujanje, intenzivno turbulentno strujanje sa znatnom disipacijom energije gasnog toka, povećane neravnoteže toka u dozvučnom dijelu mlaznika [19] i nepovoljnog konstuktivnog rješenja zaobljenja grla mlaznika (mali odnos poluprečnika zaobljenja kritičnog presjeka prema poluprečniku kritičnog presjeka mlaznika) [5].

Kod nevođenih brzorotirajućih artiljerijskih raketnih projektila, postoje niz konstruktivnih i taktičkih ograničenja u dizajniranju mlazničnog sistema. Nije moguće ostvariti preporučeni odnos poluprečnika zaobljenja kritičnog otvora i poluprečnika kritičnog otvora  $\frac{R^*}{R_{th}} > 2$ , nego je

taj odnos  $0 \leq \frac{R^*}{R_{th}} < 1$ . Pored toga rastojanje od čela pogonskog punjenja do kritičnog presjeka je

jako malo, dužina konvergentnog dijela mlaznika je promjenjiva i mala, a ugao konvergencije se kreće od  $90 - 120^\circ$ . S obzirom na to, dio mlaznika ispred kritičnih presjeka je jako nepovoljan sa gasodinamičkog stanovišta i uzrokuje dopunske gubitke energije i usložnjava gasni tok unutar motora (3D strujanje). Javlja se povratno strujanje produkata sagorijevanja koji istječu iz centralne šupljine pogonskog punjenja, uz intenzivnu turbulentciju. Pojava uzdužnog obrtanja raketnog motora dodatno usložnjava analizu gasnog toka i performansi raketnog motora.

Ukupni utjecaj svih ovih faktora moguće je procjenti upoređenjem performansi raketnog motora sa dobro optimiziranim centralnim mlaznikom i raketnog motora sa više mlaznica.

$$\varepsilon_{MULT} = 1 - \frac{I_{sp\_{mult}}}{I_{sp\_{centr}}} \quad (3.38)$$

Ovaj oblik gubitaka može biti određen samo pomoću posebnih eksperimenata. Veličina gubitka  $\varepsilon_{mult}$  se procjenjuju na  $0.5 - 1.0\%$  [65].

### **Koefficijent efikasnosti sagorijevanja $\eta_{C^*}$**

Koefficijent efikasnosti karakteristične brzine ili efikasnosti sagorijevanja  $\eta_{C^*}$  prvenstveno zavisi od vremena prebivanja gasa i čestica metala u komori sagorijevanja za vrijeme procesa sagorijevanja[5, 69].

U NASA Report SP-8064, koefficijent efikasnosti sagorijevanja  $\eta_{C^*}$  se definiše kao “potpunost sagorijevanja metalnih dodataka u raketnom motoru i stepen postizanja hemijske ravnoteže između produkata sagorijevanja”.

Vrijeme prebivanja molekula gase u raketnom motoru  $t_r$  se može izraziti odnosom:

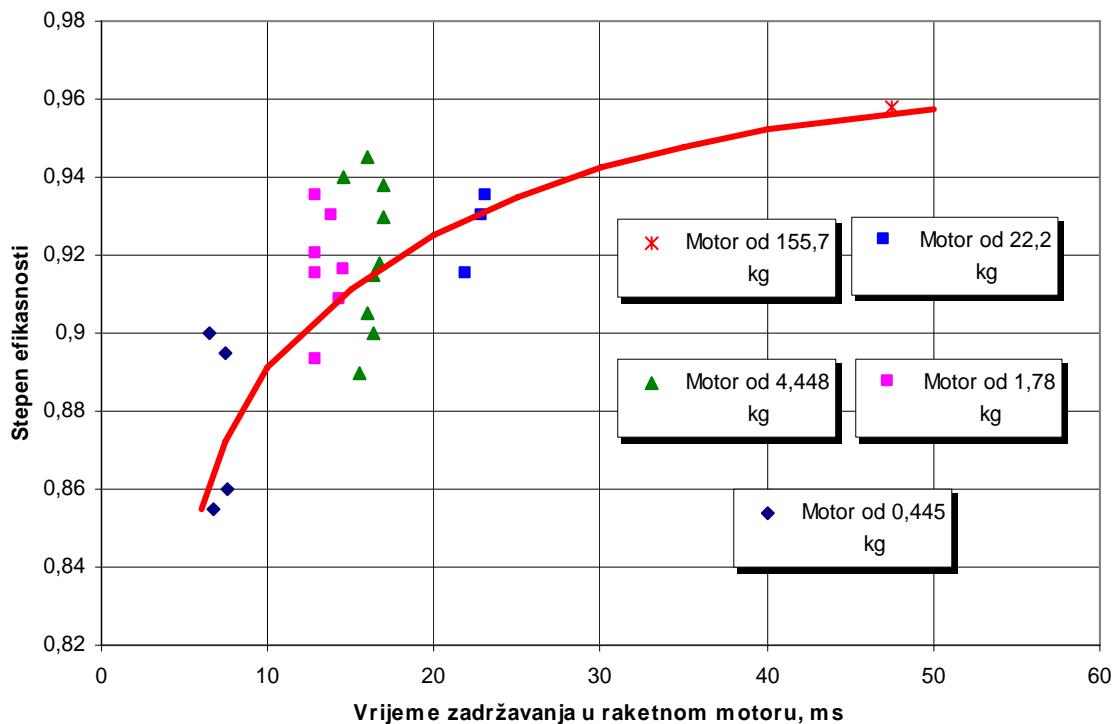
$$t_r = \frac{V_{o_c}}{m} \cdot \frac{p_c \cdot \overline{M}}{\overline{R} \cdot T_c} \quad (3.39)$$

ili

$$t_r = \frac{\rho_g \cdot V_{o_c}}{m} \quad (3.40)$$

gdje su  $V_{o_c}$  - slobodna zapremina komore sagorijevanja,  $p_c$  - pritisak u komori sagorijevanja,  $T_c$  - temperatura sagorijevanja,  $\bar{M}$  - molekularna masa,  $\bar{R}$  - univerzalna gasna konstanta,  $m$  - masena brzina potrošnje goriva i  $\rho_g$  - gustina produkata sagorijevanja.

Eksperimentalna istraživanja različitih veličina raketnih motora, pokazuju da ako je vrijeme prebivanja između  $10 - 15\text{ ms}$ , tada je efikasnost procesa sagorijevanja između  $0.90 - 0.95$ . Povećanje slobodne zapremine u komori sagorijevanja utječe na povećanje vremena prebivanja. Dostizanje visoke efikasnosti procesa sagorijevanja zahtijeva da vrijeme prebivanja mora biti veće od neke minimalne vrijednosti. Utjecaj brzine sagorijevanja na ovaj proces nije značajan i može se zanemariti [69].



Sl. 3.3 Stepen efikasnosti karakteristične brzine produkata sagorijevanja [69]

Prema NASA Report SP-8064, eksperimentalna istraživanja više raketnih motora različitih veličina sa kompozitnim gorivom i sa dodatkom aluminija, omogućavaju postavljanje zavisnosti utjecaja vremena prebivanja na efikasnost procesa sagorijevanja u obliku:

$$\eta_{c^*} = 0.7898 \cdot t_r^{0.0525} \quad (3.41)$$

Ova zavisnost može se usvojiti i za raketne motore na dvobazna goriva sa odgovarajućom rezervom.

### **Izmjene specifičnog impulsa zbog nagiba osa mlaznica u odnosu na osu motora $\eta_\delta$**

Mlaznici pod nagibom u odnosu na osu motora, često se primjenjuju kod raketa složenih zahtjeva (kod raketnih motora vezanih u snop za buster pogonske grupe, kod motora sa mogućnošću ostvarenja kontra potiska itd.) ili kod nevođenih brzororotirajućih artiljerijskih raketnih projektila. Kod raketnih motora koji su korišteni za istraživanja, odnosno kod raketnih projektila namjenjenih za višecjevne lansere raketa dio raspoložive energije pogonske materije je korišten za ostvarenje tangencijalnog reaktivnog momenta sile potiska (potrebnog za ostvarenje obrtnog kretanja oko uzdužne ose motora radi stvaranja žiroskopskog efekta) i zbog toga je izmjereni specifični impuls raketnog motora bio niži.

Koeficijent koji uzima u obzir ovu promjenu specifičnog impulsa pogonske materije zbog nagiba osa simetrije mlaznica izražen je preko kosinusa ugla  $\delta$ :

$$\eta_\delta = \cos \delta \quad (3.42)$$

Ne razmatra se posebno neravnomjerna rasподjela pritiska na izlaznom dijelu mlaznika (koso rezan divergentni dio mlaznika zbog nagiba ose mlaznika).

### **Izmjena specifičnog impulsa zbog utjecaja polja radijalnog ubrzanja $\eta_{acc}$**

Procjena izmjena specifičnog impulsa raketnog motora uslijed utjecaja polja radijalnog ubrzanja je moguće je samo eksperimentalno procjeniti u poređenju sa sličnim raketnim motorima koji se ne obrću i kod kojih su ose mlaznica paralelne osi motora.

### **Stvarna vrijednost specifičnog impulsa raketnog motora**

Procjena stvarne vrijednosti specifičnog impulsa može se izvršiti koristeći odnos:

$$I_{sp} = I_{sp_{teo}} \cdot \eta_{C_F} \cdot \eta_{C^*} \cdot \eta_\delta \cdot \eta_{acc} \quad (3.43)$$

#### **3.2.2 Ugaona brzina raketnog motora**

Raketni motori koji se obrću velikom ugaonom brzinom oko uzdužne ose primjenjuju se kod raketnih projektila koji svoju stabilizaciju na putanji zasnivaju na korištenju žiroskopskog efekta. Oni su po svom dizajnu statički nestabilni projektili i ugaona brzina kojom se obrću oko uzdužne ose projektila mora biti veća od one kojom se postiže dinamička stabilnost statički nestabilnih projektila. Žiroskopski efekat baziran je na poznatoj jednačini mehanike da promjena momenta količine kretanja projektila jednaka je sumi momenata spoljnih sila [16] koje dejstvuju na projektil:

$$\frac{d\vec{L}}{dt} = \sum M^{\vec{F}_i}, \quad (3.44)$$

odnosno,

$$\frac{d\vec{L}}{dt} = M_{CM}^{\vec{F}_i} + M_{CM}^{\vec{R}} + S + M_{CM}^{\vec{E}} + M_{CM}^{\vec{Q}} + M_{CM}^{\vec{T}} \quad (3.45)$$

Na projektil djeluju stabilizirajući moment prouzrokovani tangencijalnom komponentom sile potiska  $M_{CM}^{\vec{F}_t}$ , aerodinamički destabilušući momenat  $M_{CM}^{\vec{R}}$ , prigušni momenat uzdužnog obrtanja  $S$ , moment prigušenja poprečnih oscilacija projektila  $M_{CM}^{\vec{E}}$ , Magnusov moment  $M_{CM}^{\vec{K}}$  i transverzalni Magnusov moment  $M_{CM}^{\vec{T}}$ . Po prestanku procesa sagorijevanja stabilizirajući moment  $M_{CM}^{\vec{F}_t}$  prestaje da djeluje zbog nepostojanja tangencijalne komponente sile potiska. Svi ovi utjecaji uzrokuju da raketni projektil ima obrtno kretanje oko svoje uzdužne ose, osa projektila ostvaruje precesiono kretanje po konusnoj površini sa vrhom konusa u trenutnom centru mase projektila uz neprekidnu promjenu napadnog ugla između vektora brzine i uzdužne ose projektila (nazvanu nutacionim kretanjem).

Za vrijeme procesa sagorijevanja u raketnom motoru, stabilizirajući momenat prouzrokovani tangencijalnom komponentom sile potiska  $M_{CM}^{\vec{F}_t}$  je znatno veći u odnosu na ostale momente tako da se sa malom greškom mogu utjecaji ostalih momenata zanemariti, tako da sada jednačina promjene momenta količine kretanja ima oblik:

$$J_x \cdot \frac{d\omega}{dt} \cong M^{\vec{F}_t}, \quad (3.46)$$

odnosno,

$$J_{x_i} \cdot \frac{d\omega}{dt} \cong F_i \cdot \sin \delta \cdot r_{c_{noz}} \cdot n_{noz} \quad (3.47)$$

Gdje su  $J_{x_i}$  - trenutna vrijednost uzdužnog momenta inercije rakete, odnosno raketnog motora i obrtnog sklopa,  $\omega$  - ugaona brzina projektila oko uzdužne ose,  $F_i$  - trenutna vrijednost tangencijalne komponente sile potiska raketnog motora,  $\delta$  - nagib ose mlaznice u odnosu na uzdužnu osu projektila,  $n_{noz}$  - broj mlaznica i  $r_{c_{noz}}$  - radijus centra površina poprečnog presjeka mlaznica.

Trenutna vrijednost ugaone brzine rakete, odnosno raketnog motora je:

$$\omega_i = \frac{\int_0^{t_i} F \cdot dt \cdot \sin \delta \cdot r_{c_{noz}} \cdot n_{noz}}{J_{x_i}} = \frac{I_{tot_i} \cdot \sin \delta \cdot r_{c_{noz}} \cdot n_{noz}}{J_{x_i}} \quad (3.48)$$

Ova vrijednost treba da bude veća od potrebne ugaone brzine kojom se postiže dinamička stabilnost statički nestabilnih projektila [40]. Ispunjeno ovog uslova zavisi od masenih i geometrijskih karakteristika raketnog projektila, atmosferskih karakteristika, posebno od izvoda aerodinamičkog koeficijenta  $M_{CM}^{\vec{R}}$  i od unutrašnjo balističkih karakteristika raketnog motora. Pored ovog uslova potrebno je ispuniti i uslov dinamičke stabilnosti projektila za koji je potrebno poznavanje niza izvoda aerodinamičkih momenata u zavisnosti od Mah-ovog broja [40]. Cilj ovih napomena je samo uspostavljanje veza između unutrašnje i spoljnje balistike raketnih projektila i da ispitivanja raketnih motora u polju visokog radijalnog ubrzanja, posljedica je zahtjeva koje pred unutrašnju balistiku postavlja spoljno balistička analiza i analiza stabilnosti projektila na putanji.

### **3.3 Metodologija eksperimentalnog istraživanja**

Istraživanja unutrašnjo balističkih parametara dvobaznih raketnih goriva u polju visokog promjenjivog radijalnog ubrzanja podrazumijevaju poznavanje parametara u normalnom stanju (bez prisustva radijalnog ubrzanja) i teoretskih termohemijskih parametara pogonske materije.

Osnovni zakon promjene brzine sagorijevanja određen je iz skupa krivih *pritisak vs vrijeme*, dobijenih ispitivanjem uzoraka dvobaznog raketnog goriva u standardnom balističkom motoru  $32 \times 16$  (domaća oznaka FLS-2), u određenom intervalu pritisaka i za sve tri uslovne temperature ispitivanja ( $-30^{\circ}\text{C}$ ,  $20^{\circ}\text{C}$  i  $50^{\circ}\text{C}$ ). Broj krivih za svaku uslovnu temperaturu ispitivanja zavisi od karaktera promjene zakona brzine sagorijevanja, pri čemu minimalan broj eksperimentalnih tačaka je pet. Dimenzije i geometrija pogonskog punjenja su standardizirane. Pri ispitivanju goriva u standardnom balističkom raketnom motoru  $32 \times 16$  pretpostavlja se da ne postoji prisutno erozivno sagorijevanje i da gas koji nastrujava iznad površine sagorijevanja ne utječe na brzinu sagorijevanja.

Realni zakon brzine sagorijevanja također je određen iz skupa krivih *pritisak vs vrijeme* dobijenih ispitivanjem pogonskih punjenja od dvobaznog goriva u realnim raketnim motorima i u kojima je prisutan utjecaj masenog fluksa odnosno brzine nastrujavanja iznad površine sagorijevanja. Poznavajući osnovni zakon brzine sagorijevanja, moguće je procijeniti utjecaj masenog fluksa na realni zakon brzine sagorijevanja u odgovarajućem dijapazonu pritiska sagorijevanja.

Polje promjenjivog visokog radijalnog ubrzanja formirano je u raketnim motorima upotrebom posebno projektovanih mlaznika, koji su omogućavali da se tokom procesa sagorijevanja pogonske materije u raketnom motoru, ostvari potrebni obrtni momenat sile potiska produkata sagorijevanja i postigne traženi nivo obrtanja motora oko njegove uzdužne ose. Broj obrtaja je bio direktno proporcionalan ugлу nagiba ose mlaznice u odnosu na osu motora, trenutnoj vrijednosti totalnog impulsa motora i uzdužnog momenta inercije motora i pokretnih dijelova opitnog stola.

Kao osnovu za određivanje utjecaja radijalnog ubrzanja na proces sagorijevanja u raketnom motoru korišteni su rezultati ispitivanja raketnih motora kod kojih je osa simetrije mlaznice bila paralelna osi motora (ne postoji obrtni momenat sile potiska).

Utjecaj radijalnog ubrzanja na brzinu sagorijevanja, pritisak sagorijevanja i koeficijent masene brzine se može procjeniti iz krivih *pritisak vs vrijeme i broj obrtaja vs vrijeme*.

Procjena gubitaka specifičnog impulsa u polju radijalnog ubrzanja se može odrediti iz krivih *potisak vs vrijeme i broj obrtaja vs vrijeme*, odnosno iz analize gubitaka energije zbog zakošenja ose mlaznice u odnosu na osu raketnog motora.

Izmjena ugla zakošenja ose mlaznice u odnosu na osu raketnog motora pri ispitivanjima, sa i bez prisustva polja radijalnog ubrzanja, trebala je da omogući procjenu gubitaka energije pogonske materije (totalni impuls ili specifični impuls raketnog motora) i gubitaka energije gasne struje (statički pritisak u komori sagorijevanja) pod utjecajem radijalnog ubrzanja.

Sama priroda eksperimentalnih ispitivanja (visoke vrijednosti obrtanja raketnih motora, kratko vrijeme rada, visoke temperature produkata sagorijevanja, visoki pritisci itd.) su onemogućavali postavljanje senzora za mjerjenje temperature, brzine gasne struje i brzine pomjeranja površine sagorijevanja. Bilo je moguće samo registrovanje promjene pritiska, potiska i obrtanja u funkciji vremena sagorijevanja.

Teoretske vrijednosti termohemijskih parametara dvobaznih goriva su određivane na osnovu proračuna sastava smješte produkata sagorijevanja u uslovima uspostavljanja energetske, fazne i hemijske ravnoteže sistema za poznate uslove (pritisak u komori sagorijevanja, ekspanzionalni odnos u mlazniku, ambijentalni pritisak).

Utjecaj sastava pogonske materije, odnosno balističkih aditiva razmatran je kroz ispitivanje dvije pogonske materije, bitno različitih sastava i karakteristika (prisustvo "plateau" efekta kod sastava A). Pored promjene sastava pogonske materije, vršena su ispitivanja utjecaja promjene tehnologije izrade i reproduktivnosti karakteristika pogonske materije, istraživanjem uzoraka proizvedenih i ispitanih u različitim vremenskim intervalima.

Da bi se utvrdio utjecaj geometrije pogonskog punjenja, ispitivane su po dvije geometrije pogonskih punjenja čiji poprečni presjeci kanala za prolaz gasova su imali oblik zvijezde i kruga, za svaku od razmatrane dvije pogonske materije.

### **3.4 Eksperimentalna oprema za istraživanje**

Istraživanja utjecaja visokog promjenjivog radijalnog ubrzanja na unutrašnju balistiku raketnih motora sa dvobaznim gorivom vršena su na vertikalnom opitnom stolu, koji omogućava obrtanje realnih raketnih motora oko njihove uzdužne ose.

Ispitivanja standardnih balističkih raketnih motora za određivanje zakona gorenja dvobaznih raketnih goriva su vršena na horizontalnom obrtnom stolu sa lamelnim obujmicama.

Određivanje toplotne moći pogonske materije vršena su u kalorimetrijskoj bombi.

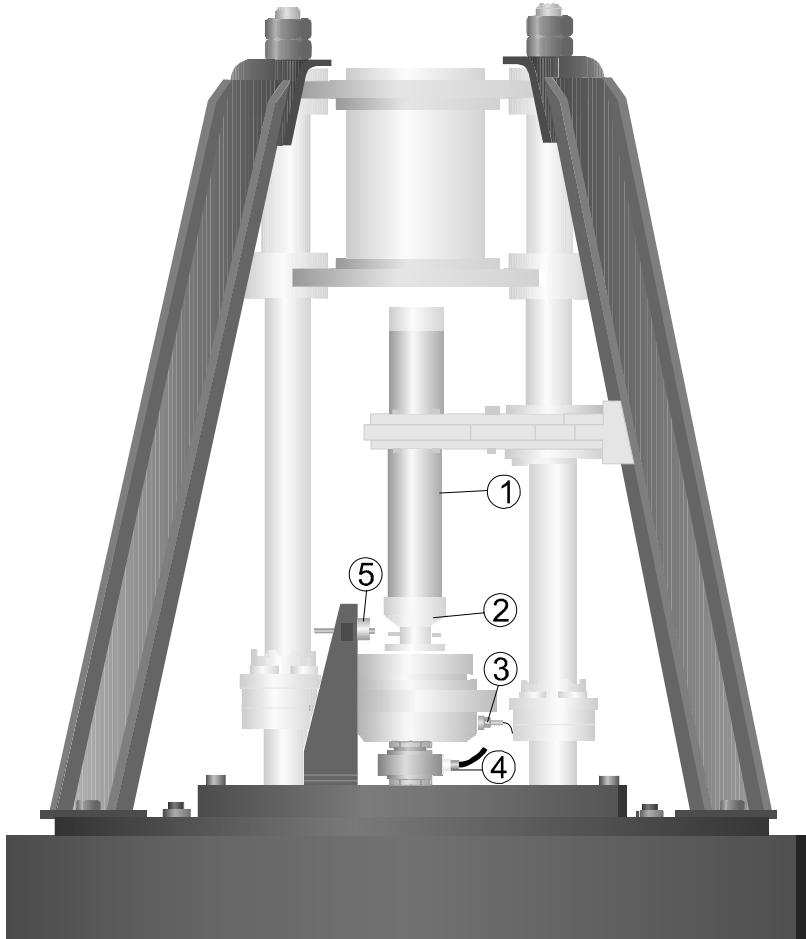
Sva eksperimentalna ispitivanja raketnih motora i pogonske materije vršena su na opitnoj stanici tvornice "Vitezit" (predratni naziv tvornice "Slobodan Princip-Seljo") u Vitezu.

#### **3.4.1 Vertikalni obrtni sto**

Vertikalni obrtni sto instaliran u tvornici "Vitezit", projektovan je za prijemna ispitivanja raketnih motora 128 mm M63, dok je u toku razvoja rakete 128 mm M87 korišten i za primjenjena istraživanja. Konstruktivna konцепција vertikalnog obrtnog stola je preuzeta iz Poljske gdje je takav opitni sto korišten za prijemna ispitivanja raketnog motora 130 mm.

Izgled vertikalnog opitnog stola za ispitivanje realnih motora sa obrtanjem oko uzdužne ose dat je na sl.3.4. Raketni motor se postavlja vertikalno u obrtni sistem (poz.2.) opitnog stola, sa mlaznikom usmjerenim naviše. Obrtni sistem preko odgovarajućeg sistema ležajeva obezbeđuje obrtanje motora uz minimalno trenje. Veza raketni motor-obrtni sistem opitnog stola je jedina veza tokom ispitivanja motora. Zbog toga, veoma važno je pravilno montiranje i postavljanje obrtnog sistema, jer od toga zavisi pravilan prijenos sile potiska i veličina gubitaka trenja pri obrtanju. Pored obezbeđenja pravilnog obrtanja raketnog motora tokom ispitivanja, obrtna glava sadrži i sistem kanala za odvod vrelih produkata sagorijevanja iz motora do senzora pritiska (poz.3.). Da bi se spriječilo nenormalno precesiono obrtanje motora oko spoja raketni motor-obrtni sistem i moguće negativne posljedice po opitni stol, neposredno prije ispitivanja se pomoću stubnih vođica obrtnog stola spušta zaštitna obloga (poz.6.). Senzor za registrovanje

broja obrtaja (poz.5.), postavljen je na posebnom nosaču i čije čelo je udaljen par milimetara od čela jednog od dva valjčića radijalno postavljena na obrtnom sistemu. Prolaskom jednog od valjčića pored čela senzora, indukuje se struja i formira signal pomoću kojeg se registruje poluperiod obrtaja motora. Senzor potiska (poz.4.) postavljen je ispod kućišta u kome je smješten sistem ležaja obrtne glave i postolja opitnog stola. Po prestanku rada raketnog motora aktivira se čeljusna frikciona kočnica (poz.7.), postavljena na jednoj od stubnih vođica opitnog stola i zaustavlja dalje obrtanje raketnog motora.

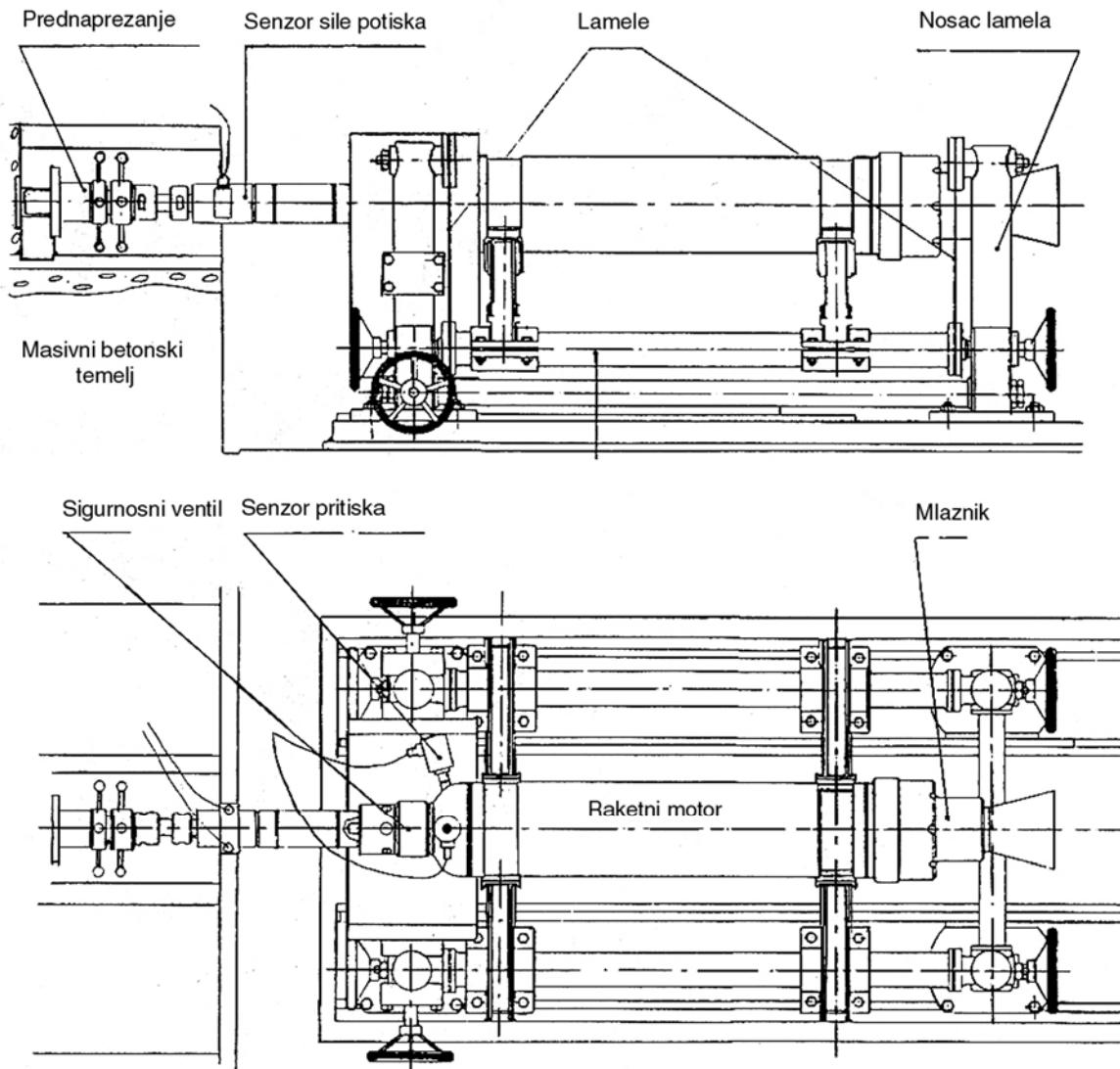


Sl.3.4 Opitni sto za ispitivanje raketnih motora sa obrtanjem oko uzdužne ose

### **3.4.2 Horizontalni opitni sto sa lamelama**

Klasični horizontalni opitni sto sa lamela (sl.3.5) se najviše koristi za karakterizaciju pogonskih materija. Raketni motor je učvršćen na veoma krut okvir ovješen o nedeformabilne nosače sa grupom fleksibilnih lamela. Lamele igraju jedino ulogu mehaničke veze, bez utjecaja na proces mjerjenja sile potiska. Njihova fleksibilnost ne smije biti velika da bi se izbjegao parazitski vibracioni režim malog prigušenja u procesu pripaljivanja pogonskog punjena [7]. Sila potiska se prijenosi na davač potiska i kontinualna veza motor-davač sile je unaprijed ograničena sa velikim masivnim betonskim temeljima na koje se prijenosi sila potiska motora.

Konstrukcija opitnog stola mora biti veoma pažljivo urađena da bi se ostvarila suosnost raketnog motora i ose davača sile.



**Sl.3.5 Horizontalni lamelni opitni sto [7]**

### **3.4.3 Kalorimetrijska bomba**

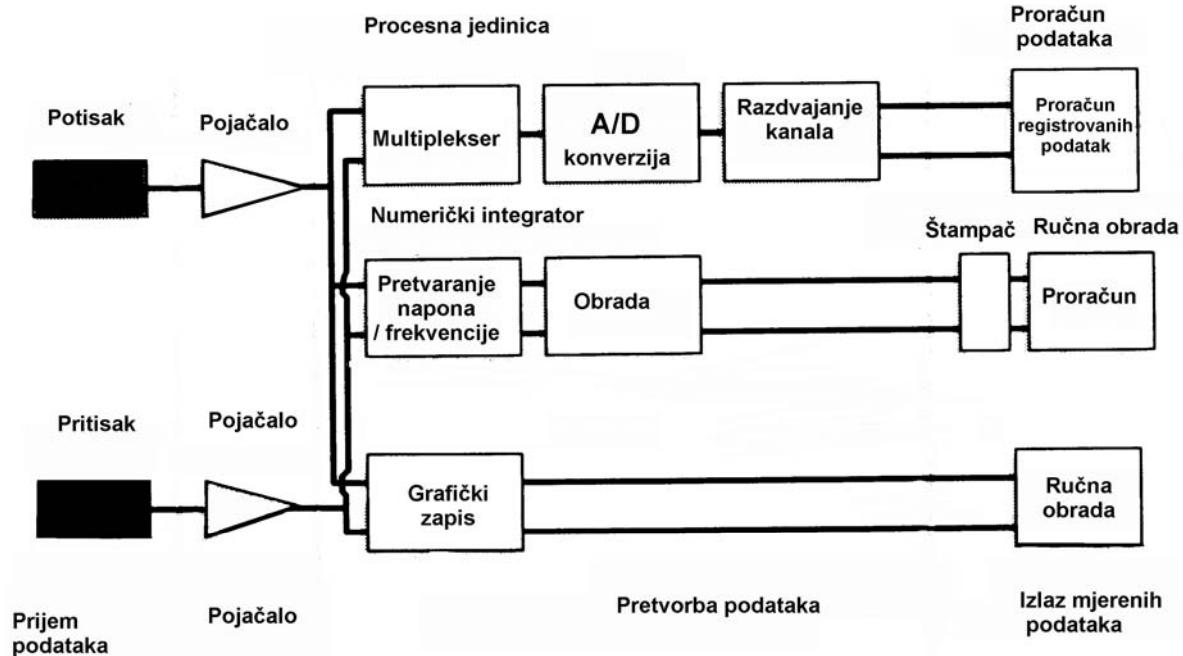
Toplotna moć dvobaznih raketnih goriva se mjeri u kalorimetrijskoj bombi na uzorku pogonske materije u skladu sa standardima za ispitivanje dvobaznih raketnih goriva.

### **3.4.4 Mjerna oprema**

Mjerna elektronska oprema ima ulogu tačnog registrovanja signala koje šalju senzori postavljeni na odgovarajućim mjestima na opitnom stolu. Analogna obrada signala ima ograničenja s obzirom na tačnost, te je poželjna alternativa numerička obrada signala. Mjerna oprema instalirana u tvornici "Vitezit" je posjedovala mogućnost digitalne obrade podataka, ali ona nije

korištena jer je postojeći vojni standard za obradu podataka podrazumjevalo analognu obradu signala.

Klasična mjerna oprema prikazana je šematski na sl.3.6.



**Sl.3.6 Opšta šema opreme za akviziciju podataka**

### 3.4.5 Senzori

Tokom istraživanja korišteni su senzori pritiska, potiska i broja obrtaja.

**Tabela 3.3 Osnovne karakteristike korištenih senzora**

	Pretvarač pritiska "TELEDYNE TABER"	Pretvarač potiska "BHL Eletronics"
Model pretvarača	2201	C3P2
Opseg upotrebe	0-35 MPa (0-5.000 Psi)	0-45,36 kN (0-10.000 lbs)
Nelinearnost	$\pm 0,15\% \text{ FSO}$	0,05 % RO
Histerезис	0,10 % FSO	0,02 % RO
Ponovljivost	0,10 % FSO	0,02 % RO

### 3.5 Eksperimentalni raketni motori

Eksperimentalna fenomenološka istraživanja sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva su vršena sa dva osnovna tipa raketnih motora:

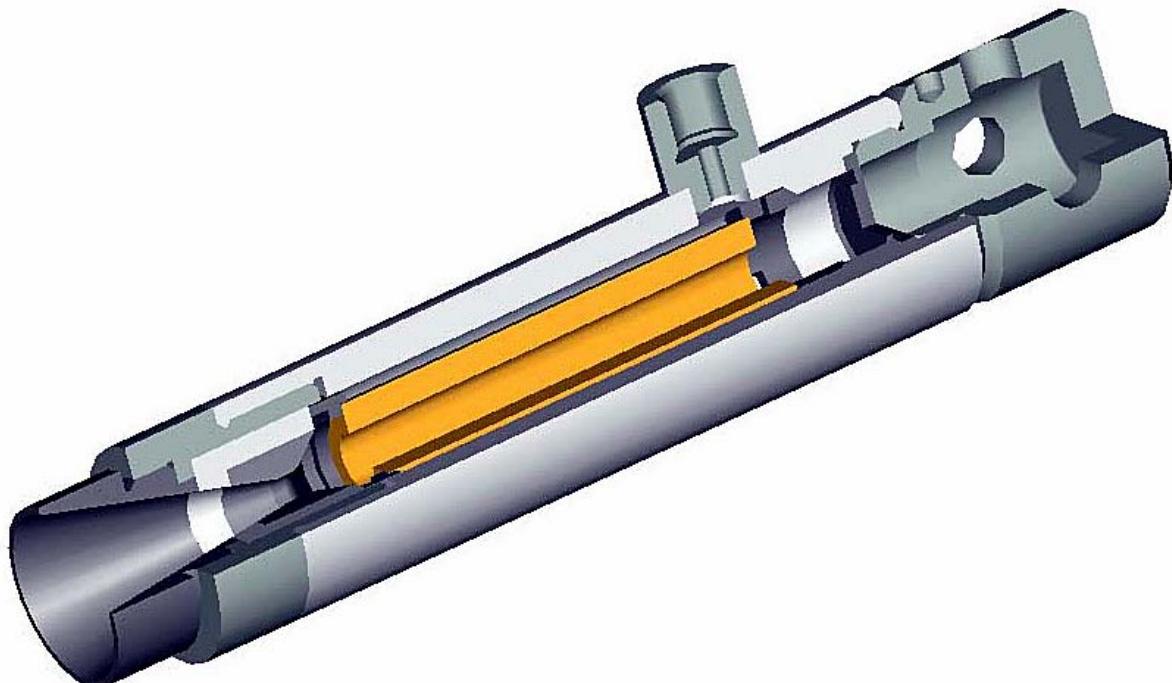
- ◆ Balistički optni raketni motor FLS-2 ( $32x16x125 \text{ mm}$ ) za određivanje zakona gorenja pogonskih materija i
- ◆ Eksperimentalni realni raketni motori za određivanje unutrašnjo balističkih parametara.

### **3.5.1 Balistički opitni raketni motor FLS-2 (32x16x125 mm)**

Za određivanje zakona gorenja pogonske materije koristi se balistički opitni raketni motor FLS-2 (sl. 3.7).

Zakon gorenja pogonske materija, za određenu oblast pritiska sagorijevanja, određen je sa pet do sedam tačaka. Svaka tačka krive predstavlja jedan opit i postignuta je izborom odgovarajućeg kritičnog presjeka mlaznice. Balistički opitni raketni motor i pogonsko punjenje su projektovani tako, da promjena pritiska sagorijevanja sa vremenom ima približno neutralan karakter i sa strmim padom pritiska u fazi izduvavanja.

Za određenu temperaturu ispitivanja pogonske materije (243 K, 293 K ili 323 K) zakon gorenja je određen sa jednom ili više krivih u zavisnosti da li se javlja "plateau" ili "mesa" efekat.



**Sl.3.7 Balistički opitni raketni motor FLS-2**

### **3.5.2 Eksperimentalni realni raketni motori**

Istraživanja utjecaja visokog radijalnog ubrzanja, na unutrašnju balistiku raketnih motora sa dvobaznim gorivom, vršena su u eksperimentalnim realnim motorima. Konstruktivne karakteristike, sva četiri tipa raketnih motora (za dva tipa dvobaznih raketnih goriva i dvije geometrije punjenja), su veoma slične i razlike se očituju u podsistemu mlaznika (broj i nagib mlaznica u odnosu na osu motora).

U zavisnosti od tipa pogonske materije i konfiguracije pogonskog punjenja mijenja se broj mlaznica i prostorni ugao ose mlaznice u odnosu na uzdužnu osu motora.

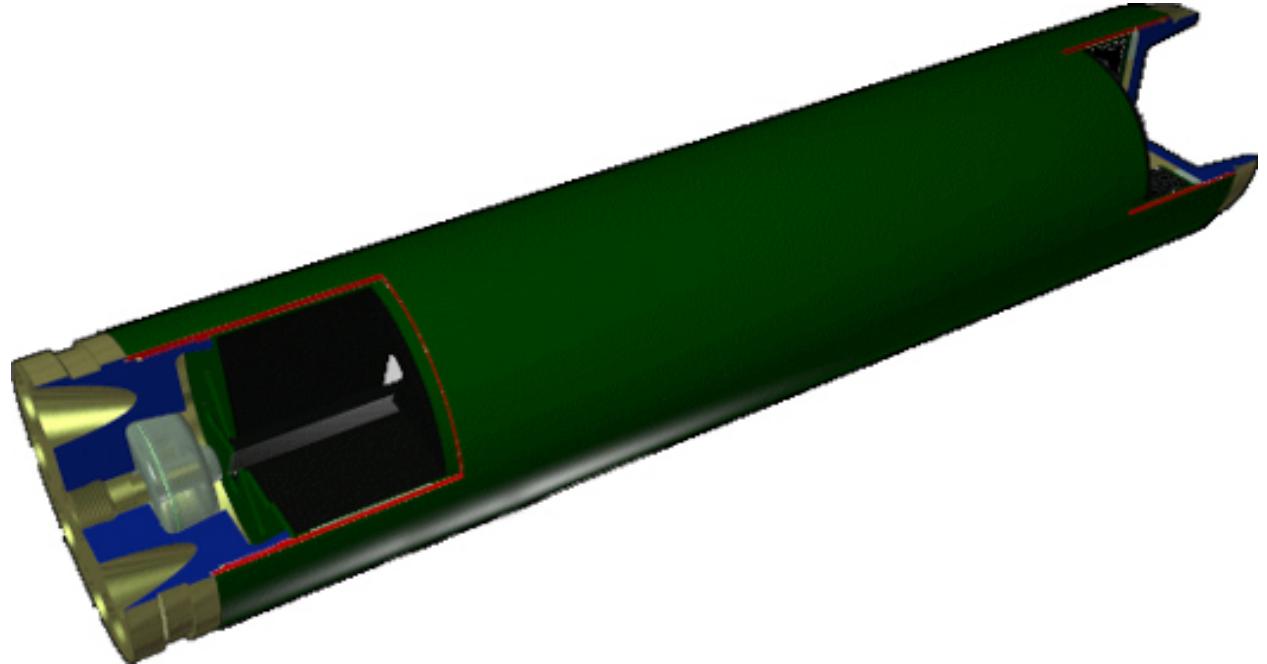
Korišteni su motori sa tri, četiri, pet, sedam ili osam mlaznica. Za svaki tip eksperimentalnog motora tj. motor sa određenim brojem mlaznica, mijenjan je i prostorni ugao ose mlaznice. U zavisnosti od obima istraživanja, taj ugao je bio  $0^\circ$ ;  $2,5^\circ$ ;  $5^\circ$ ;  $7,5^\circ$ ;  $10^\circ$ ;  $13^\circ$ ;  $14,5^\circ$ ;  $16^\circ$ ;

$19^\circ$  ili  $22^\circ$ . Time je omogućeno, da se tokom procesa sagorijevanja pogonske materije u raketnom motoru ostvari odgovarajući obrtni momenat reaktivne sile produkata sagorijevanja i postigne traženi nivo obrtanja motora oko njegove uzdužne ose. Broj obrtaja je bio direktno proporcionalan nagibu ose mlaznice, totalnom impulsu motora i uzdužnom momentu inercije raketnog motora.

Kod svakog tipa eksperimentalnog raketnog motora postojala je grupa motora kod koje je osa simetrije mlaznice bila paralelna osi motora ( $0^\circ$ ) i ta grupa je bila osnovna za određivanje utjecaja radijalnog ubrzanja na proces sagorijevanja u raketnom motoru.

Pored eksperimentalnih motora sa obrtanjem oko uzdužne ose, vršena su i istraživanja sa raketnim motorima kod kojih je osa mlaznice formirala takav prostorni ugao ose koji je omogućavao formiranje vektora potiska sa aksijalnim i radijalnim komponentama, tj. nije postojala tangencijalna komponenta vektora potiska koja je izazivala obrtni momenat. Na ovaj način je omogućena procjena gubitka totalnog impulsa motora i promjene pritiska u komori sagorijevanja zbog zakošenja osa mlaznica u odnosu na uzdužnu osu motora. Ispitivanja su vršena sa nagibima osa mlaznica  $0^\circ$ ;  $10^\circ$ ;  $13^\circ$ ;  $14,5^\circ$  ili  $16^\circ$  i utjecaj nagiba osa mlaznica je upoređivan sa prvom grupom motora.

Broj ispitivanja za svaki tip motora (karakteriše ga broj mlaznica, tip pogonske materije i geometrija pogonskog punjenja) i određeni broj obrtaja (karakteriše ga nagib ose mlaznice) se kretao od dva do sedam opita. U prvim fazama ispitivanja svaka grupa je sačinjavala sedam opita, da bi daljim istraživanjima taj broj motora u grupama bio smanjen.



**Sl.3.8 Realni eksperimentalni raketni motor**

### 3.6 Pogonska punjenja

Odnos površine sagorijevanja  $A_b$  i površine kritičnog presjeka  $A_{th}$  je veoma važan parametar za unutrašnju balistiku (strujno polje) raketnih motora na čvrsto gorivo. U Njemačkoj se zove koeficijent Klemmung, a u Francuskoj koeficijent zbijanja [82]:

$$K = A_b / A_{th} \quad (3.49)$$

Vrijednosti koeficijenta zbijanja K u praksi se kreće u intervalu:

$$50 < K < 600 \quad (3.50)$$

Međutim, u praksi je često potrebno izvršiti balističku analizu dizajna pogonskih punjenja s obzirom da se javljaju dva fenomena, kao što su pad pritiska između prednjeg i zadnjeg dijela kanala za prolaz gasova i lokalnog povećanja brzine sagorijevanja, nazvanog erozivnim sagorijevanjem, u slučajevima kada brzina gasnog toka iznad površine sagorijevanja dostigne red veličine  $100-150 \text{ m/s}$ . Za brzu balističku analizu, da bi se uspostavila veza između dizajna pogonskog punjenja i unutrašnjeg gasnog toka, koriste se pored koeficijenta zbijanja K i slijedeći koeficijenti:

$$K_p = \frac{A_b}{A_c} \quad i \quad J = \frac{A_{th}}{A_c} \quad (3.51)$$

gdje je  $A_c$  - površina poprečnog presjeka kanala za prolaz gase.

Koeficijent J uzima u obzir maksimalnu brzinu gasne struje i odražava sve poteškoće u unutrašnjo balističkom dizajnu. Visoke vrijednosti koeficijenta J se primjenjuju kod geometrije pogonskih punjenja prilagođenih visokom padu pritiska duž njegove ose simetrije, visokom erozivnom sagorijevanju i kritičnoj fazi pripaljivanja ( $J=1$ ) što je slučaj kod motora sa upuštenim mlaznikom. U praksi se nastoji postići vrijednost koeficijenta :

$$J < 0,5. \quad (3.52)$$

Veza između navedenih koeficijenata ima oblik:

$$K_p = K \cdot J \quad (3.53)$$

Maseni fluks u kanalu pogonskog punjenja se može izraziti preko koeficijenta  $K_p$ :

$$G = \rho_p \cdot r \cdot K_p. \quad (3.54)$$

Kada je brzina gasnog toka, na izlazu iz centralnog kanala pogonskih punjenja za prolaz gasova, poslije procesa pripaljivanja i uspostavljanja stabilnog procesa sagorijevanja gasova reda veličine  $100-150 \text{ m/s}$ , tada je potrebno pri unutrašnjo balističkoj analizi, u zavisnosti od geometrijske konfiguracije pogonskog punjenja i karakteristika pogonske materije voditi računa o dva tipa fenomena:

- ◆ padu pritiska između prednjeg i zadnjeg kraja centralnog kanala punjenja i
- ◆ lokalnom povećanju brzine sagorijevanja uslovljenim erozivnim sagorijevanjem.

Pri balističkim analizama, značajno je poznavati intenzitet utjecaja tih fenomena, izazvanih unutrašnjim gasnim tokom [25, 82]. U tabeli 3.5 su date empirijske vrijednosti brojnih analiza dizajna pogonskog punjenja u zavisnosti od dva veoma važna faktora  $K$  i  $J$ :

$$J = \frac{K_p}{K} \quad K_p = \frac{A_{bi}}{A_c} \quad K = \frac{A_b}{A_{th}} \quad (3.55)$$

gdje je  $A_{bi}$ -površina sagorijevanja pogonskog punjenja uzvodno od razmatranog poprečnog presjeka.

Visoke vrijednosti koeficijenta  $J=1$ , mogu biti korištene kod geometrija pogonskih punjenja prilagođenih za visoki pad pritiska duž aksijalne ose motora, u slučaju visoko erozivnog sagorijevanje ili za vrijeme kritične faze pripaljivanja.

Pod padom pritiska [25], podrazumjeva se smanjenje pritiska uzduž ose punjenja, od prednjeg dna ka kraju punjenja do mlaznika. U prvoj fazi starta motora javlja se povećanje čeonog pritiska i samim time povećanja maksimalnog pritiska u motoru. Pad pritiska je uzrokovan energetskim gubicima unutar gasnog toka i to se događa zbog međusobnog utjecaja gasnog toka i površine sagorijevanja ili uslijed nagle izmjene poprečnog presjeka kanala za prolaz gasa ili pravca gasnog toka i to od površine sagorijevanja.

Jedna od kritičnih koraka u funkcionalisanju raketnih motora se javlja u procesu neposredno po pripaljivanju, kada je površina kanala za prolaz gasova minimalna. Srednja vrijednost pada pritiska, između prednjeg i zadnjeg kraja punjenja, koje se susreću u realnim uslovima primjene raketnih motora je reda  $0,1 \text{ MPa}$ , a kada je taj pad veći od  $1 \text{ MPa}$ , potrebno je izvršiti posebna razmatranja konstrukcije punjenja i motora[25].

Svaka pogonska materija ispitivana je sa dvije geometrije pogonskog punjenja:

- ◆ Pogonsko punjenja sa unutrašnjim sagorijevanjem, geometrijom poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova u obliku šestokrake zvijezde.
- ◆ Pogonsko punjenja sa unutrašnjim sagorijevanjem, sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova.

Spoljni oblik i dimenzije pogonskih punjenja su bile identične i razlikovali su se samo po obliku poprečnog presjeka kanala za prolaz produkata sagorijevanja.

Geometrijski parametri kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde za pogonsku materiju DRG-A su različiti od zvijezde za DRG-B i kao posljedica te razlike je drugačiji karakter promjene površine sagorijevanja u funkciji puta fronta plamena (web-a), a također i debljine svoda punjenja su se značajno razlikovale (prvo punjenje je imalo debljinu svoda veću za pet milimetara).

Kod drugog tipa geometrije kanala punjenja koji je bio u obliku cilindra, najveća razlika je bila u debljini svoda punjena, odnosno rastojanja površine sagorijevanja od ose obrtanja.

Vanjska i čeone površine pogonskih punjenja su bile inhibirane.

Istraživanja utjecaja promjenjivog polja visokog radikalnog ubrzanja na unutrašnju balistiku su vršena sa četiri tipa raketnih motora. Svaki tip je bio definisan sa odgovarajućom pogonskom materijom i geometrijom pogonskog punjenja.

Raketni motori su u skladu s tim nosili oznake:

- ◆ RMDRG-A-Z (pogonska materija DRG-A i geometrija poprečnog presjeka kanala u obliku zvijezde)
- ◆ RMDRG-A-C (pogonska materija DRG-A i cilindrični kanal)
- ◆ RMDRG-B-Z (pogonska materija DRG-B i geometrija poprečnog presjeka kanala u obliku zvijezde)
- ◆ RMDRG-B-C (pogonska materija DRG-B i cilindrični kanal)

Težište istraživanja sa stanovišta obima, složenosti i vremenskog trajanja su bilo usmjerena na ispitivanju raketnih motora RMDRG-A-Z, a u manjem obimu na ostale tipove motora.

Ispitivanje jednog tipa motora su vršena sa više grupa opita, koje su se međusobno razlikovale po nivou broja obrtaja raketnog motora oko njegove uzdužne ose. U zavisnosti od tipa motora i faze istraživanja, grupu su sačinjavala dva do sedam opita. U prvim fazama istraživanja, broj opita je bio sedam, odnosno pet i zatim je smanjivan na tri, odnosno dva opita.

U zavisnosti od faze istraživanja, ispitivanja su vršena sa jednom ili više grupa raketnih motora, kod kojih nije ostvarivano obrtanje oko uzdužne ose motora i dobijeni podaci su bili osnovni za upoređivanje sa podacima dobijenim ispitivanjem raketnih motora koji su bili izloženi dejstvu promjenjivog polja radijalnog ubrzanja.

### 3.7 Karakteristike dvobaznih goriva

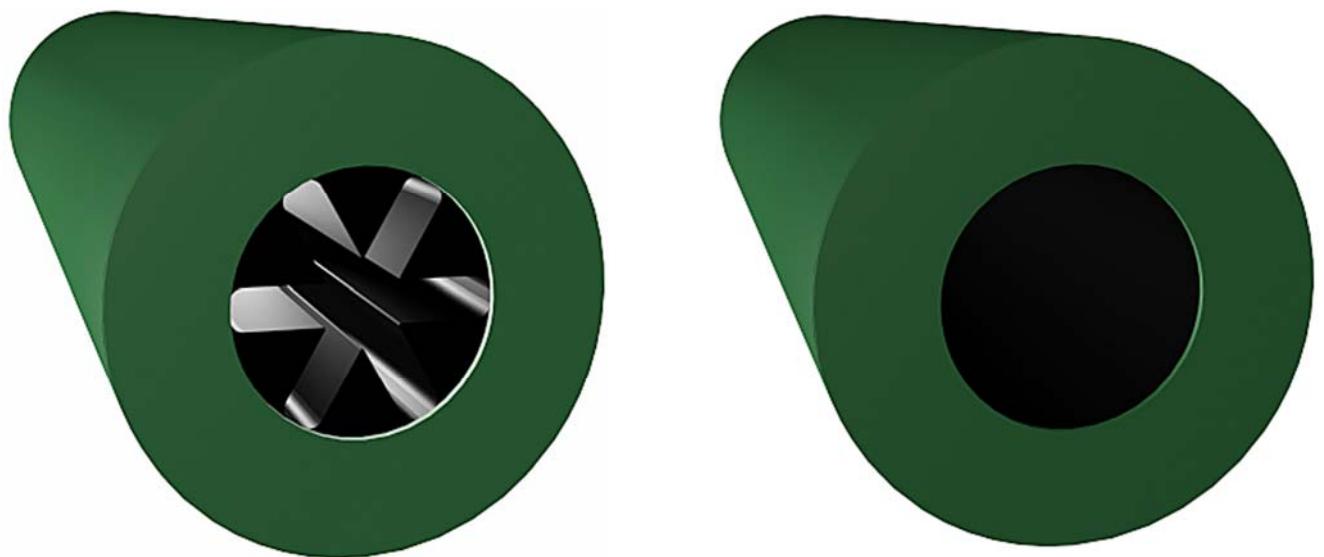
Istraživanja su vršena sa dva tipa dvobaznih goriva, različitog hemijskog sastava, čije komponente su date u sljedećoj tabeli.

**Tabela 3.4 Hemijski sastav dvobaznih raketnih goriva**

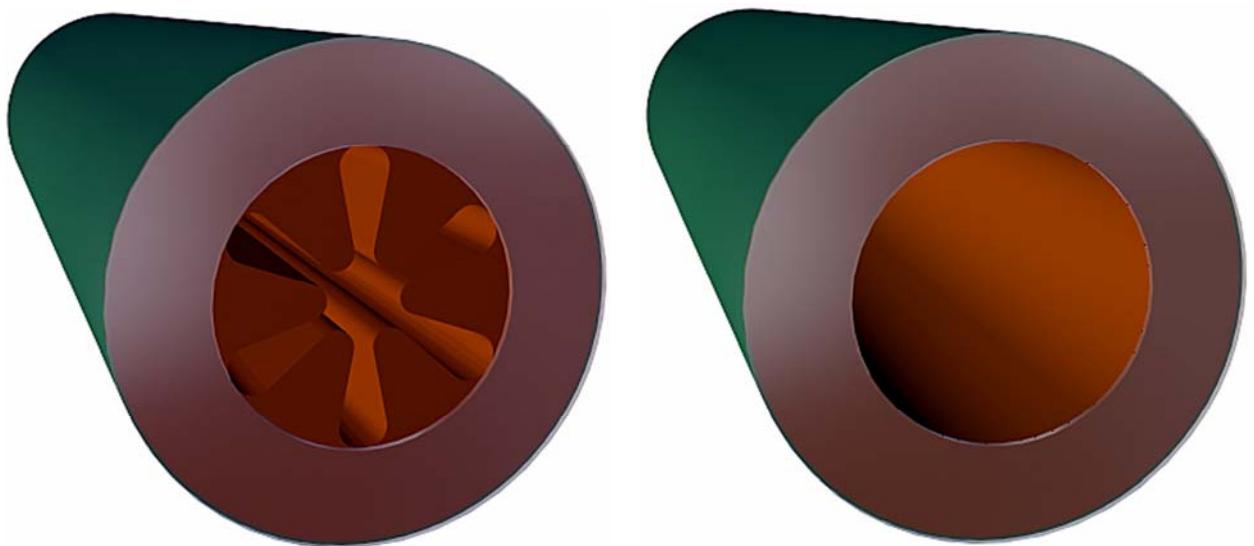
Naziv komponenti	DRG-A	DRG-B
Nitroceluloza %	55,24	57,58
sa N <sub>2</sub> %	12,00	12,24
Nitroglycerin %	33,84	29,34
Dinitrotoluol %	-	6,00
Dietilftalat %	2,96	-
Centralit %	2,96	2,80
Vazelin %	-	1,28
Olovo bazni stearat %	2,00	-
Olovo oksid %	-	1,00
Vinofil ( CaCO <sub>3</sub> ) %	1,00	2,00
Acetilenska čad %	1,00	-
Kobalt tri oksid %	1,00	-

**Tabela 3.5 Intenziteti fenomena na koje utječe unutrašnji tok gasa [83]**

J	K	Erozivno sagorijevanje	Pad pritiska
< 0,2	< 50	Ne	Manji od 5% pritiska na prenjem kraju motora
	50-100	Da, kada je $r < 10 \text{ mm/s}$	
	100-150	Da, kada je $r < 20 \text{ mm/s}$	
	> 150	Da, za sve hemijske sastave. Veoma značajno kada je $r < 10 \text{ mm/s}$	
0,2 do 0,35	< 50	Ne	Približno 10 % pritiska na prednjem kraju motora kada je $J=0,3$
	50-100	Da, kada je $r < 10 \text{ mm/s}$	
	100-150	Da, kada je $r < 20 \text{ mm/s}$	
	> 150	Da, za sve hemijske sastave. Veoma značajno kada je $r < 10 \text{ mm/s}$	
0,35 do 0,5	< 50	Da, kada je $r < 10 \text{ mm/s}$	Približno 10 % pritiska na prednjem kraju motora kada je $J=0,4$
	50-150	Da, kada je $r < 20 \text{ mm/s}$	
	> 150	Da, za sve hemijske sastave. Veoma značajno kada je $r < 10 \text{ mm/s}$	
0,5 do 0,8	< 50	Da, značajno kada je $r < 20 \text{ mm/s}$	40% od pritiska na prednjem kraju motora i mora biti kontrolisan
	50-150	Da, značajno kada je $r < 20 \text{ mm/s}$	
	> 150	Da, za sve hemijske sastave. Veoma značajno kada je $r < 10 \text{ mm/s}$	
1	Sve vrijednosti	Da,intenzivno kada je $r < 10 \text{ mm/s}$	Pritisak u soničnom području je $p \geq 0,56$ pritiska na prednjem kraju motora
		Da, značajno kada je $r < 20 \text{ mm/s}$	
		Da, neznatno kada je $r < 30 \text{ mm/s}$	



Sl.3.8 Pogonska punjenja NGR-A-Z i NGR-A-C



Sl.3.9 Pogonska punjenja NGR-B-Z i NGR-B-C

### **3.7.1 Fizičko-hemiske karakteristike**

Fizičko-hemiske karakteristike kao gustina punjenja, koeficijent linearnog širenja i toplotni potencijal su određeni eksperimentalnim putem, dok su specifična toplota pri konstantnom pritisku sagorijevanja i termička provodljivost određeni korištenjem računarskog programa za proračun teoretskih performansi raketnih motora [28]

**Tabela 3.6 Fizičko hemiske karakteristike goriva**

Karakteristike		DRG-A	DRG-B
Gustina	kg/m <sup>3</sup>	1620	1616
Koeficijent linearnog širenja	m/m <sup>0</sup> C	1,2 x 10 <sup>-4</sup>	1,2 x 10 <sup>-4</sup>
Specifična toplota c <sub>p</sub>	J/kg K	1863,9	1909,9
Termička provodljivost	W/m K	0,1653	0,1744
Toplotni potencijal	J/kg	3747	3923

### **3.7.2 Mehaničke karakteristike**

Mehaničke karakteristika razmatranih dvobaznih raketnih goriva su rezultat eksperimentalnih ispitivanja po dvadeset pet epruveta izvađenih iz originalnih pogonskih punjenja i obrađenih po važećim vojnim standardima. Za dvobazna raketna goriva koja su izložena visokom promjenjivom polju radijalnog ubrzanja veoma je važno poznavanje njihovih mehaničkih karakteristika i njihovo ponašanje pod utjecajem izmjene temperature okoline.

Istraživanja utjecaja promjene temperature pogonske materije uslijed izmjene temperature okoline na mehaničke karakteristike pokazuju da i pri relativno malom povećanju temperature iznad 323 K , vrijednost zatezne čvrstoće pogonske materije naglo opada (napr. pri temperaturi punjenja od 323 K zatezna čvrstoća Rm=7,2 MPa i čvrstoća na pritisak Rp=12,4 MPa, dok pri temperaturi punjenja od 333 K mehaničke karakteristike su znatno manje tj. Rm=4,7 MPa i Rp=8,4 MPa). U tabeli 3.4 dati su osnovni podaci o mehaničkim karakteristikama za dvobazna goriva pri temperaturi okoline od 293 K.

**Tabela 3.7 Osnovne mehaničke karakteristike uzorka dvobaznih goriva**

Karakteristike		DRG-A	DRG-B
Zatezna čvrstoća	MPa	6,94	6,62
Relativno izduženje	%	26,16	17,66
Čvrstoća na pritisak	MPa	14,68	12,28
Kritični napon	MPa	1,90	2,41

### 3.7.3 Kinetičke karakteristike

#### *Osnovne naznake*

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:

$$r = a \cdot p^n \quad (3.56)$$

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 [4, 5, 47, 72].

Jednačina brzine sagorijevanja je bazirana na brojnim empirijskim mjeranjima i treba voditi računa o tome da navedeni zakon odgovara strogo određenoj oblasti pritiska sagorijevanja i u slučaju kada je pritisak jedina značajna promjenjiva. Primjenjene konfiguracije pogonskih punjenja u standardnim balističkim motorima treba da obezbeđuju malu brzinu gasne struje iznad površine sagorijevanja, odnosno mali maseni fluks u kanalu za prolaz gasova, a eksponent pritiska  $n$  treba da je neovisan od pritiska u određenoj oblasti pritiska ispitivanja i da važi za određenu temperaturu okoline. Brzina sagorijevanja određena eksperimentalnim putem u standardnim balističkim motorima koriguje se u realnim motorima u zavisnosti od veličine motora i uslova njihove primjene. Pri upotrebi tih podataka u realnim raketnim motorima, potrebno je voditi računa o uslovima za koji je definisan zakon promjene brzine sagorijevanja i izvršiti odgovarajuća podešavanja. Tipični koeficijent podešavanja brzine sagorijevanja za primjenu u realnim raketnim motorima je 1.01-1.05 [5].

Za postojeća raketna goriva u oblasti pritiska od 3 do 15 MPa, eksponent pritiska u zakonu brzine sagorijevanja se kreće između 0,2 do 0,7 [25]. Kod dvobaznih raketnih goriva koji sadrže katalizatore brzine gorenja, eksponent pritiska  $n$  se koristi za procjenu efektivnosti katalizatora u proizvodnji "plateau" i "mesa" efekta. Kada je eksponent pritiska  $n$  ima vrijednost nula ili blisku njoj, javlja se "plateau" efekat, a kada je ta vrijednost negativna javlja se "mesa" efekta. Eksponent pritiska  $n$  u području super brzog gorenja, "plateau" ili "mesa" efekta, uveliko zavisi od fizikalnih i hemijskih svojstava, geometrijskih i masenih karakteristika čestica jedinjenja olova i hemijske strukture dvobaznog goriva.

Stvarna brzina sagorijevanja u realnim raketnim motorima je podložna i drugim utjecajima, pa je brzina sagorijevanja jedan od balističkih parametara kojeg je najteže procjeniti.

## ***Osjetljivost pogonske materije na početnu temperaturu***

Temperatura okoline  $T_p$ , odnosno početna temperatura pogonske materije utječe na brzinu sagorijevanja  $r$  i time na pritisak i potisak motora. Osjetljivost brzine sagorijevanja na temperaturu pogonske materije mora biti poznata za operativni interval temperatura za koji je projektovan raketni motor. Najčešće se koriste slijedeća dva koeficijenta koji opisuju tu osjetljivost:

$$\pi_K = \frac{1}{p_c} \cdot \left( \frac{\partial p_c}{\partial T_p} \right)_K \quad \sigma_p = \frac{1}{r} \cdot \left( \frac{\partial r}{\partial T_p} \right)_p \quad (3.57)$$

U motorima, kod kojih pad pritiska u komori sagorijevanja nije veliki, treba koristiti koeficijent  $\pi_K$  za procjenu promjene radnog pritiska sa temperaturom. Ovaj koeficijent se naziva i konstanta Klemmung i karakterizira osjetljivost motora.

Kod motora sa značajnom brzinom strujanja gasa u kanalu pogonskog punjenja, utjecaj pritiska na brzinu sagorijevanja pogonske materije se može definisati preko koeficijenta  $\sigma_p$ . On karakterizira osjetljivost goriva pri konstantnom pritisku i nezavistan je od konstrukcije motora.

Raketni motor radi stabilno, kada je eksponent pritiska u zakonu brzine sagorijevanja  $n < 1$ , u slučaju kada eksponent  $n$  ima visoku vrijednost efekat promjene površine sagorijevanja može znatno povećati pritisak u raketnom motoru. Ta pojava je generalno nepoželjna i preporučuju se niže vrijednosti eksponenta pritiska  $n$ . Ponekad je poželjna velika vrijednost eksponenta pritiska, kao u slučaju potrebe nagle izmjene nivoa potiska.

Veza između ova dva koeficijenta se izražava odnosom:

$$\pi_K = \frac{\sigma_p}{1 - n} \quad (3.58)$$

Promjena pritiska u komori sagorijevanja za izmjenom početne temperature pogonske materije postaje velika, kada je  $\sigma_p$  veliko i / ili koeficijent pritiska u zakonu brzine sagorijevanja velik.

Za primjer, pri promjeni početne temperature goriva od 233K do 333K i pri koeficijentu  $\sigma_p = 0.005 \text{ K}^{-1}$ , brzina sagorijevanja se promjenila za 50 %. Pri eksponentu pritiska  $n=0.5$ , u zakonu brzine sagorijevanja i koeficijentu  $\pi_K = 0.001 \text{ K}^{-1}$ , pritisak u komori sagorijevanja se promjenio za 100 % u datom temperturnom intervalu [25]. Ova velika promjena pritiska u komori sagorijevanja utječe na potisak raketnog motora (potisak je povećan za više od 100 %, jer se i koeficijent  $C_F$  povećava sa povećanjem pritiska  $p_c$ ). Izmjena brzine sagorijevanja pri promjeni početne temperature pogonske materije ne odražava se samo na pritisak u komori sagorijevanja i potisak raketnog motora, već i na vrijeme rada raketnog motora, a time i na aktivnu dužinu leta rakete.

Važno je naglasiti da promjena početne temperature pogonske materije, nikada ne mijenja hemijsku energiju sadržanu u materiji, ali mijenja brzinu hemijske reakcije pri sagorijevanju goriva.

Brojna eksperimentalna istraživanja su pokazala da konstanta  $a$  u zakonu brzine sagorijevanja zavisi od početne temperature raketnog goriva i ta zavisnost se izražava relacijom:

$$a = a_0 \cdot \exp[\sigma_p \cdot (T_i - T_{p0})] \quad (3.59)$$

gdje su  $a_0$  -temperaturna konstanta za temperaturu  $T_0$ ,  $T_{p0}$  - standardna početna temperatura goriva,  $T_i$  -trenutna temperatura goriva. Ovaj koeficijent se može u prvoj aproksimaciji smatrati konstantnim za dato gorivo.

### **Utjecaj gasnog toka**

Da bi se u potpunosti poznavao gasni tok unutar raketnog motora, potrebno je poznavati lokalnu brzinu, pritisak i temperaturu. Razvijeni su kompjuterski kodovi, koji omogućavaju poznavanje svake od ovih karakteristika, s tim da je potrebno posebno razmatrati proces pripaljivanja, kojeg karakterišu intenzivne promjene pritiska po vremenu, zatim proces po uspostavljanju stabilnog gasnog toka unutar kanala punjenja i strujanje u konvergentnom dijelu mlaznika. Problem se komplikuje kod kanala punjenja čiji poprečni presjek nije kružni, kao što je slučaj kod geometrije kanala oblika zvezde, kada postoji  $n$  simetrija. Strujanje fluida postaje još složenije kod raketnih motora koji imaju obrtanje oko uzdužne ose simetrije.

Pod erozivnim sagorijevanjem se naziva pojavu izmjene brzine sagorijevanja pogonske materije, uzrokovane pojavom gasnog toka paralelnog površini sagorijevanja. Koeficijent  $K_p$  se može u prvom približenju, koristiti kao indikator moguće pojave erozivnog sagorijevanja. Fenomen erozivnog sagorijevanja, izazvan je povećanjem prijenosa topline iz zone plamena ka površini sagorijevanja [66, 51]. Postoje brojni fizički modeli, koji to pokušavaju da objasne i kvantitativno da izraze ovaj fenomen.

Jedno-dimenzionalni modeli su prihvatljivi za proračune unutrašnje balistike, kod taktičkih raketnih motora velike vitkosti i visokog koeficijenta zapreminskog punjenja, kod kojih dolazi do neprekidne izmjene gasnog toka u poprečnom presjeku duž uzdužne ose. Tačnost ovih modela, zavisi od uzimanja u obzir dizajna pogonskog punjenja sa visokom vrijednošću koeficijenta  $J$  i visokim nivoem erozivnog sagorijevanja u čeonom regionu motora.

Dvo-dimenzionalni modeli su neophodni kada je gasni tok kompleksniji i kada je geometrija pogonskog punjenja složenija.

Tro-dimenzionalni modeli se koriste za sračunavanje utjecaja toka u pojedinim zonama kanala za prolaz gasova, u kojima prisustvo erozivnog sagorijevanja nosi rizik razaranja strukture motora, zbog međusobnog utjecaja gasnog toka i procesa sagorijevanja. To je naročito prisutno, u početnoj fazi rada motora tj. u procesu pripaljivanja i nužno je, radi povećanja sigurnosti sistema u cjelini, predviđati razvoj pritiska u procesu pripaljivanja.

U pojednostavljenom računarskom kodu, baziranom na modelu jedno-dimenzionalnog toka, za proračun razvoja čeonog pritiska i pritiska na izlazu iz kanala pogonskog punjenja za prolaz gasova, pri prisustvu erozivnog sagorijevanja, može se koristiti zakon erozivnog sagorijevanja [8]:

$$r_e = r_0 \cdot [1 + K_e \cdot (G - G_0)] \quad (3.60)$$

gdje su  $r_e$  - brzina gorenja pri pojavi erozivnog sagorijevanja,  $r_o$  - brzina gorenja bez erozivnog sagorijevanja,  $G$  - maseni fluks u traženom poprečnom presjeku kanala za prolaz gasova,  $G_o$  - maseni fluks pri kojem se ne javlja erozivno sagorijevanje i  $K_e$  - koeficijent zavisan od tipa pogonske materije.

Ovaj tip koda koristi se dugo u prethodnim unutrašnjo balističkim analizama, jer sadrži u sebi geometriju punjenja, odnosno geometriju poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova duž aksijalne ose motora. Erozivna brzina sagorijevanja se računa u više poprečnih presjeka kanala pogonskog punjenja za prolaz gasova, u zavisnosti od karakteristika gasnog toka, kao što su statički pritisak  $p$  i lokalni maseni fluks  $G$ . U fazi pripaljivanja, kada je izrazito nestacionaran proces, potrebno je razmatrati utjecaj erozije u vremenskim koracima od 1 do 5 ms. Po uspostavljanju stabilnog procesa sagorijevanja, ti vremensko koraci mogu biti 0,05 do 0,1 s.

Složeniji model za analizu erozivnog sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva, koji se često koristi, model *Lenoir and Robillard* (L-R), objašnjava povećanje brzine sagorijevanja pri erozivnom sagorijevanju, kao rezultat povećanja prijenosa topline sa gasne faze na čvrstu fazu [5, 47] i to preko sljedeća dva načina:

- ◆ sa primarne zone sagorijevanja, koja je nezavisna od brzine gasne struje i funkcija je samo pritiska sagorijevanja,
- ◆ iz jezgra vruće gasne struje, koja zavisi samo od brzine gase.

Kod tog modela, ukupna brzina sagorijevanja, sadrži komponentu brzine sagorijevanja pri normalnom (bez erozivnom sagorijevanju)  $r_o$  i komponente koja je rezultat erozivnog sagorijevanja  $r_e$ :

$$r = r_o + r_e \quad (3.61)$$

Erozivno sagorijevanje, bazirano je na pretpostavci proporcionalnosti koeficijentu konvektivnog prijenosa topline, unutar postojećih uslova sagorijevanja. Iz energetske ravnoteže na površini sagorijevanja:

$$\alpha \cdot (T_f - T_s) = \rho_p \cdot r_e \cdot [L + c_s \cdot (T_s - T_0)] \quad (3.62)$$

gdje su  $L$  - toplota dekompozicije čvrste faze u gasnu, uzima se kao nula od strane L-R,  $T_f$ ,  $T_s$ ,  $T_0$  - temperature plamena, površine sagorijevanja i početne temperature pogonske materije,  $c_s$  - specifična toplota čvrste pogonske materije i  $\rho_p$  - gustina pogonske materije.

Koeficijent prijenosa topline  $\alpha$ , poznat kao koeficijent Chilton-Colburn, modifikovan je od Rannie zbog uzimanja u obzir prodiranja u površinu:

$$\alpha = 0,0288 \cdot c_p \cdot \rho \cdot u \cdot Re_x^{-0,2} \cdot Pr^{-2/3} \cdot \exp\left(-\beta \cdot \frac{\rho_g \cdot v_g}{\rho \cdot u}\right) \quad (3.63)$$

gdje su  $c_p$  - specifična toplota gase,  $Re_x$  - Rejnoldsov broj na odgovarajućoj udaljenosti u aksijalnom pravcu,  $\rho$  i  $u$  - gustina i brzina oticućeg gase (osnovna),  $\rho_g$  i  $v_g$  - gustina i brzina gase koji prodire kroz zid,  $\beta$  - konstanta i  $Pr$  - Prantlov broj.

Kombinacijom gornje dvije jednačine, moguće je dobiti erozivnu komponentu brzine sagorijevanja:

$$r_e = 0,0288 \cdot \rho \cdot u \cdot R_{e_x}^{0,2} \cdot P_r^{2/3} \cdot \frac{c_p \cdot (T_f - T_s)}{\rho_s \cdot [L + c_s \cdot (T_s - T_0)]} \cdot \exp\left(\beta \cdot \frac{\rho_s \cdot r}{\rho \cdot u}\right) \quad (3.64)$$

Koeficijenti  $\alpha$  i  $\beta$  se empirijski određuju za svako pojedinačno gorivo. Rezultati analiza više tipova goriva, pokazuju da je koeficijent  $\beta$  očevidno nezavistan od strukture goriva i da je njegova vrijednost oko 53.

Postoje i drugi oblik jednačine Lenoir and Robillard koji ima oblik:

$$r_e = \alpha \cdot G^{0,8} \cdot \exp(-\beta \cdot r \cdot \rho_s / G) / L^{0,2} \quad (3.65)$$

gdje su  $G$  - maseni fluks i  $L$  - aksijalna pozicija razmatranog presjeka, a koeficijent prijenosa toplote je predstavljen preko jednačine:

$$\alpha = \frac{0,0288 \cdot c_p \cdot \mu^{0,2} \cdot P_r^{-2/3}}{\rho_s \cdot c_s} \cdot \left( \frac{T_f - T_s}{T_s - T_0} \right) \quad (3.66)$$

Postoji više modifikacija gornjeg zakona koje se ogledaju u:

- ◆ Korištenje Rejnoldsovog broja baziranog na prečniku, a ne na aksijalnoj poziciji razmatranog presjeka kanala za prolaz gasova,
- ◆ Uvođenje člana koji predstavlja mehaničku eroziju,
- ◆ Uvođenje dopunskog člana koji uzima u obzir prisustvo efekta *plateau* kod dvobaznih goriva sa katalizatorima.

### **Balistički katalizatori**

Brzina sagorijevanja zavisi u osnovi od prirode sistema katalize. Ovaj utjecaj je znatan, on se može pokazati veoma značajnim i treba ga posmatrati u cjelini.

Za pogonsku materiju NGR-A korišteni su balistički katalizatori olovo bazni stearat, acetilenska čadi i kobalt tri oksid. Ovi balistički katalizatori su u određenom intervalu pritiska sagorijevanja i za sve tri temperature okoline tvorili "plateau" efekat.

Za pogonsko punjenje NGR-B korišten je balistički katalizator olovo oksid.

Vršena su također ispitivanja utjecaja zamjene acetilenske čadi sa čadi, proizvedene od strane tvornice "KUTINA", u sklopu izmjene tehnologije izrade pogonskog punjenja NGR-A.

## **Granulometrija katalizatora**

Veličina i specifična površina čestica balističkih katalizatora može uticati na brzinu sagorijevanja pogonskih punjenja. Za navedena dvobazna goriva korišteni su balistički katalizatori slijedećih granulometrijskih karakteristika:

- ◆ Prečnik čestice olovo oksida je manji od 0,071 mm.
- ◆ Prečnik čestice olovo baznog stearata je manji od 0,040 mm, a prosječna specifična površina je  $16873 \text{ cm}^2/\text{g}$ .
- ◆ Prečnik čestice kobalt tri oksida je manji od 0,074 mm.
- ◆ Prečnik čestica acetilenske čađi je od 0,020 do 0,45 mm.
- ◆ Prečnik čestica vinofil-S je manji od 0,044 mm.

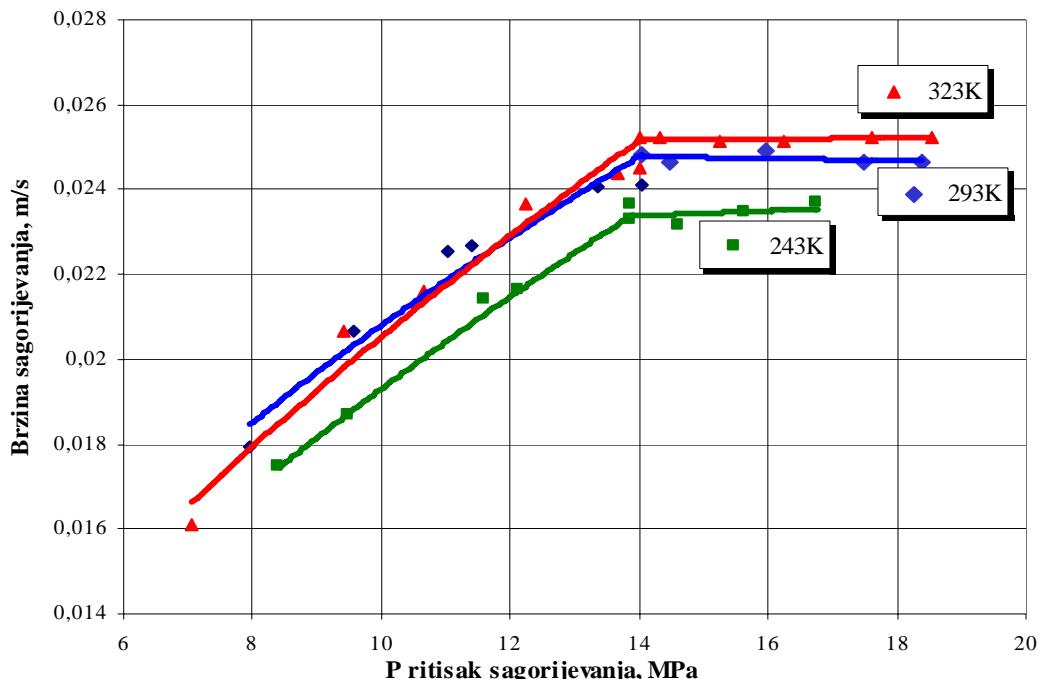
## **Eksperimentalna ispitivanja brzine sagorijevanja**

Za pogonske materije NGR-A i NGR-B, zakon promjene brzine sagorijevanja u zavisnosti od pritiska sagorijevanja eksperimentalno je određen u balističkom opitnom motoru FLS-2 za tri temperature okoline 243 K, 293 K i 323 K.

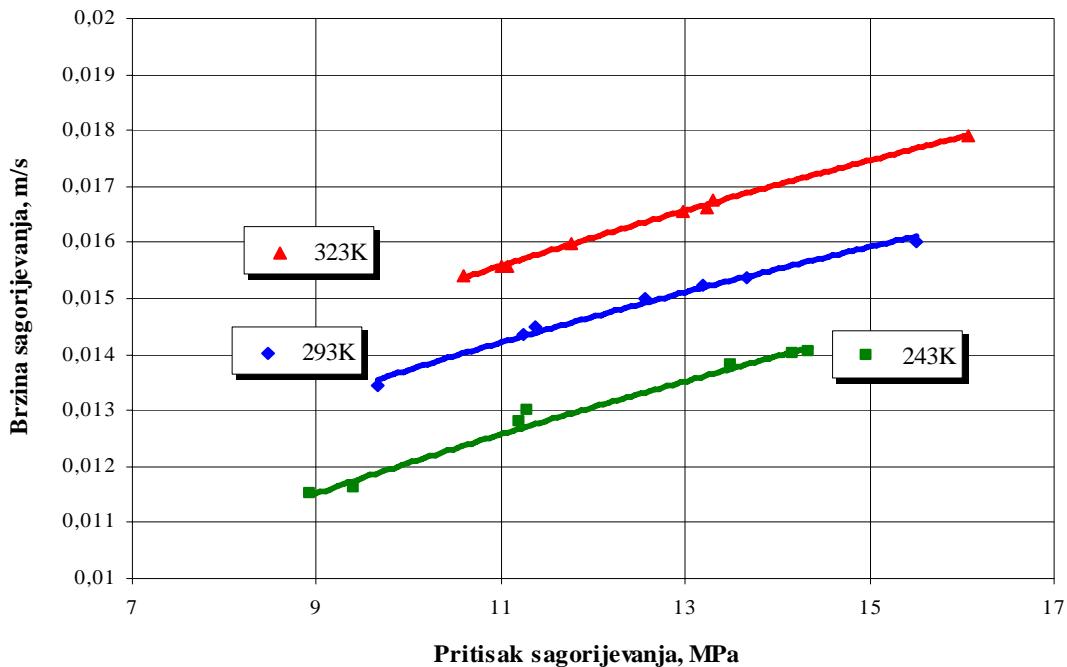
Ispitivanja su vršena sa pogonskim punjenjem čija geometrija odgovara šupljem cilindru vanskog prečnika 32 mm, unutrašnjeg 15,9 mm i dužine 125 mm. Promjena površine sagorijevanja ima približno neutralan karakter.

Svakoj tački na dijagramu odgovara jedan opit, kojeg karakteriše odgovarajući prečnik mlaznice standardnog opitnog motora.

Na slikama 3.10 i 3.11 prikazani su zakoni promjene brzine sagorijevanja za pogonske materije NGR-A i NGR-B.



**Sl. 3.10 Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-A**



Sl. 3.11 Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-B

### *Utjecaj procesa izrade goriva*

Efekat "hump" [30] se predstavlja kao posljedica izmjene brzine sagorijevanja u funkciji web-a tj. brzina sagorijevanja se povećava sa kretanjem fronta plamena u radijalnom pravcu u zoni između centralnog kanala za prolaz gasova i unutrašnje površine tijela raketnog motora. Ovaj efekat je primjećen kod analize krivih pritiska i potiska, kod jednostavnih standardnih balističkih ispitivanja kompozitnih pogonskih punjenja izražavao se kroz devijaciju krive u odnosu na promjenu teoretske površine sagorijevanja i vjerovatno je posljedica procesa izrade. Kod krive *pritiska vs web*, najveći utjecaj "hump" efekta se javlja približno na polovici web-a. Proračuni pokazuju da je brzina povećana za 3-7 % i da veličina "hump" nije funkcija brzine sagorijevanja goriva. Analiza rezultata, dobijenih poslije pojave ovog efekta, pokazuje da se zakon brzine sagorijevanja mijenja sa promjenom debljine sagorijelog svoda goriva. To je vjerovatno rezultat raspodjele aditiva dodatih tokom procesa izrade. Utjecaj efekta "hump", u procesu balističkih predviđanja, moguće je uzeti u obzir, ako se tokom balističkih ispitivanja ustanovi empirijska zakonomjernost promjene brzine sagorijevanja u funkciji od sagorijelog web-a. Kod pogonskih punjenja sa cilindričnim ili zvjezdastim kanalom za prolaz gasova, može se prikazati ova zakonomjernost, dok kod punjenja finocyl geometrije (sagorijevanje je u više pravaca), ta promjena ima sinusoidalni karakter.

Prema [37] utjecaj "hump" efekta na brzinu sagorijevanja je oko 5% i može izazvati povećanje i smanjenje brzine sagorijevanja.

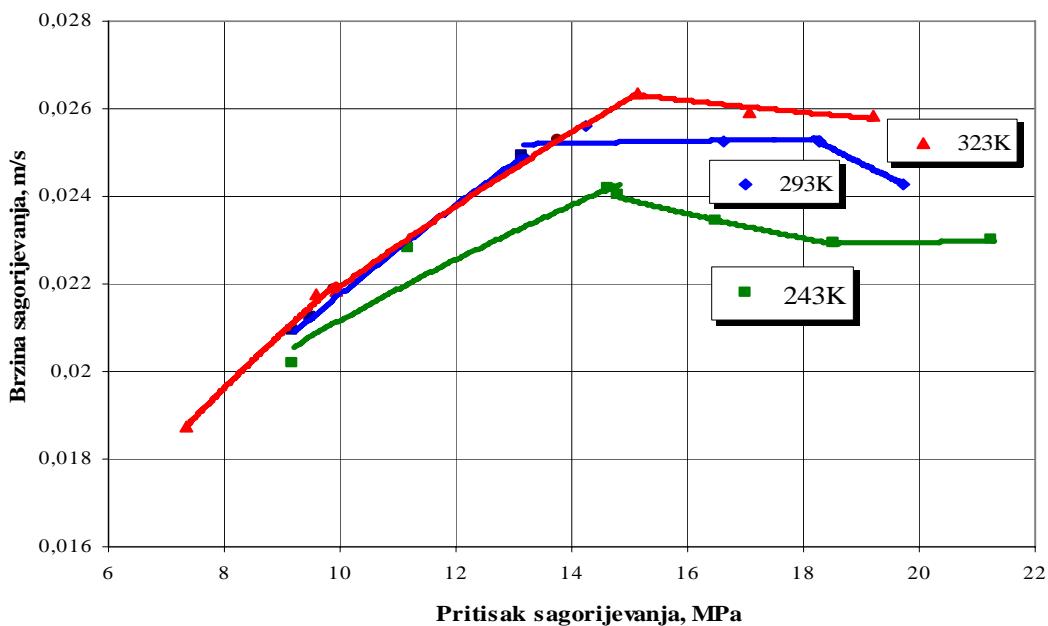
Za razliku od dostupnih saznanja o utjecaju procesa izrade, tokom razvoja raketnog projektila 128 mm M87, autor teze je bio u prilici da istražuje utjecaj izmjene tehnologije izrade pogonskih punjenja na brzinu sagorijevanja.

Izrada oba tipa pogonskih punjenja (NGR-A i NGR-B), vršena je procesom istiskivanja pod pritiskom iz alata na horizontalnoj presi. Sva osnovna istraživanja utjecaja polja radijalnog ubrzanja su vršena sa pogonskim punjenjima dobijenim tehnološkim postupkom istiskivanjem.

Proizvodnja dvobaznih raketnih goriva kontinualnim postupkom zahtjeva korištenje nitroceluloze takvih osobina koje obezbjeđuju njenu želestinaciju nitroglicerinom u definisanom vremenskom roku u prisustvu značajnih količina praškastih balističkih modifikatora [29, 44]. Ovim postupkom je korištena nitroceluloza manjeg viskoziteta (8-15 mPas) umjesto korištene nitroceluloze većeg viskoziteta (25-35 mPas) tokom diskontinualnog postupka proizvodnje (proces istiskivanja pod pritiskom) [29].

Izvršena su određena unutrašnjo balistische ispitivanja pogonskih punjenja NGR-A proizvedenih kontinualnim postupkom u realnim raketnim motorima na temperaturama  $243\text{ K}$  i  $323\text{ K}$ , u uslovima sa i bez prisustva polja visokog radijalnog ubrzanja, radi utvrđivanja utjecaja izmjene tehnologije i sastava na proces sagorijevanja [22, 44].

Zakonu promjene brzine sagorijevanja sa pritiskom za sve tri temperature ispitivanja (sl. 3.12) daje drugačiju sliku ponašanja od zakona dobijenog ispitivanjem pogonskih punjenja proizvedenih diskontinualnim postupkom (sl. 3.10). Uočena je pojava "mesa" efekta i nestanak "plateau" efekta na ekstremnim temperaturama ispitivanja. Na temperaturi ispitivanja  $293\text{ K}$  početak "plateau" efekta je bio pomaknut ulijevo za  $0,5\text{ MPa}$ .



**Sl. 3.12 Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-A  
(tehnološki postupak ekstrudiranjem)**

### 3.7.4 Energetske karakteristike

Osnovne energetske karakteristike pogonskih materija su:

- ◆ Teoretski specifični impuls i
- ◆ Toplotni potencijal.

Ove energetske karakteristike se upoređuju sa vrijednostima dobijenim mjerjenjem u standardnim uslovima radi procjene efikasnosti ispitivanog sistema. Pri procjeni gubitaka specifičnog impulsa u realnom motoru u odnosu na teoretsku vrijednost nužno je izvršiti korekciju specifičnog impulsa na uslove ispitivanja (pritisak u komori sagorijevanja, pritisak na izlazu iz mlaznika, pritisak i temperatura okoline itd.).

Teoretske performanse dvobaznih raketnih goriva su određene za poznate hemijske sastave goriva, izabrani radni pritisak sagorijevanja, osnovne parametre mlaznika (stepen ekspanzije) i podatke o ambijentalnom pritisku. Proračun teorijskih performansi raketnog goriva je obuhvatio određivanje sastava i svojstava niza produkata sagorijevanja kao i parametara procesa sagorijevanja koji se ostvaruje u raketnom motoru. Određivanja ovih parametara je jedan od važnijih zadataka savremene raketne tehnike, čak i osnovni zadatak u stadijumu definisanja i izbora pogonskih materijala. Pomoću teoretskog proračuna performansi moguće je izvršiti optimizaciju sastava raketnih goriva po energetskim karakteristikama i dobiti podatke potrebne za projektovanje raketnih motora.

Potpuno teoretsko proučavanje svih složenih fenomena koji se javljaju u tokom procesa sagorijevanja raketnog goriva u motoru nije za sada ostvarivo zbog velikog broja mogućih reakcija i promjena njihovog intenziteta sa izmjenom pritiska i temperature, ali je moguće odvojeno proučavati svaki aspekt tih pojava (hemijska reakcija, proticanje, transfer energije, itd.). Da bi se to ostvarilo, usvaja se pojednostavljeni model procesa sagorijevanja, posredstvom nekoliko hipoteza i procjenjuje razlike izazvane odstupanjem stvarnog stanja u odnosu na usvojeni model.

Hipoteze se odnose na uslove odvijanja procesa sagorijevanja pogonske materije u komori raketnog motora i procesa ekspanzije smješe produkata sagorijevanja u mlazniku raketnog motora kao i na svojstva smješe produkata sagorijevanja.

Prvo, opšte usvojeno uprošćenje se bazira na pretpostavci da sagorijevanje i ekspanzija produkata sagorijevanja predstavljaju dvije odvojene pojave lokalizovane u komori sagorijevanja i u mlazniku raketnog motora.

Drugo, procesi sagorijevanja i ekspanzije imaju adijabatski karakter i odvijaju se stacionarno, a parametri ovih procesa su homogeni u posmatranom poprečnom presjeku komore, odnosno mlaznika raketnog motora.

Za homogene i heterogene smješe produkata sagorijevanja, usvaja se da se sastoji iz idealnih individualnih materija. Gasovita faza smješe produkata sagorijevanja razmatra se na dva načina: kao realni gas čije se stanje opisuje virijalnom jednačinom stanja, što povećava tačnost rezultata proračuna na višim pritiscima, i kao smješa gasovitih komponenti za koje važi jednačina idealnog gasa, a što je uobičajeni i najčešći način tretiranja gasovite smješe produkata sagorijevanja. Eventualno kondenzovane materije prisutne u smješi produkata sagorijevanja smatraju se da međusobno i sa gasovitom fazom ne obrazuju rastvore, njihova zapremina i pritisak uslijed Brown-ovog kretanja se zanemaruje[28].

Za stacionarno i adijabatsko istjecanje usvaja se da se odvija uz odsustvo nepovratnih pojava što ovom procesu daje karakter izentropnosti. Brzina strujanja na ulazu u mlaznik zanemarljivo je mala u odnosu na onu koja se u njemu dostiže. Tokom ekspanzije sastav produkata sagorijevanja može se u skladu sa pretpostavkom o odsustvu nepovratnih pojava posmatrati kao konstantan (ostvaren na kraju procesa sagorijevanja) ili u potpunosti ravnotežan (podrazumijeva se ravnoteža promjena sastava smješe produkata sagorijevanja u svakom trenutku u zavisnosti od

okolnog pritiska I temperature). Prva hipoteza procesa ekspanzije produkata sagorijevanja naziva se **zamrznuta ekspanzija**, dok se druga naziva **ravnotežna ekspanzija**.

Ove hipoteze u većini slučajeva obezbjeđuju dovoljno strogi fizički model uz dovoljno efikasan numerički metod riješevanja. Efekat odstupanja izazvanih uvođenjem određenih pretpostavki uvijek se odražava gubitkom sa stanovišta perfomansi, budući da su teorijski dobijene perfomanse raketnog goriva ujedno i njegove idealne karakteristike [28]. Za oba tipa pogonske materije izvršen je proračun teoretskih perfomansi za uslove koje su bili prisutni tokom procesa ispitivanja realnih raketnih motora (tabele br. 3.8 i 3.9).

**Tabela 3.8 Termohemijeske performanse pogonske materije NGR-A**

**Sastav pogonske materije NGR-A**

**Početni uslovi:**  $P_c = 130 \text{ bar}$  i  $P_a = 1.013 \text{ bar}$

Komponenta	Hemijска formula				Hf (J/g)	Maseni udio %
	C	H	O	N		
NC12,00	C 6.00	H 7.74	O 9.52	N 2.26	-2757.40	55.24
NGL	C 3.00	H 5.00	O 9.00	N 3.00	-1696.20	33.84
DEF	C 12.00	H 14.00	O 4.00		-3374.60	2.96
EC	C 17.00	H 20.00	O 1.00	N 2.00	-588.20	2.96
PbBS	C 36.00	H 70.00	O 5.00	Pb 3.00	-1550.80	2.00
CaCO <sub>3</sub>	C 1.00	O 3.00	Ca 1.00		-12109.90	2.00
CADJ	C 1.00				87.90	1.00

Atomski sastav (molatom/g)	
C	.221272E-01
H	.288704E-01
O	.346204E-01
N	.942418E-02
Pb	.491482E-04
Ca	.199820E-02

Entalpija formiranja [J/g]	-2486.81
Bilans kiseonika [%mol]	-38.512

**Sastav produkata sagorijevanja (mol-udjeli)**

Produkti sagorijeva.	Komora	Kritični presjek	Izlaz $p_s=1.013\text{bar}$	Ae/At		
				6.00	7.00	8.20
CO <sub>2</sub> (g)	.9907E-01	.1055E+00	.1932E+00	.1666E+00	.1706E+00	.1759E+00
CO(g)	.4369E+00	.4306E+00	.3429E+00	.3705E+00	.3655E+00	.3602E+00
H <sub>2</sub> (g)	.1459E+00	.1524E+00	.2403E+00	.2126E+00	.2177E+00	.2229E+00
H <sub>2</sub> O(g)	.2034E+00	.1972E+00	.1094E-00	.1371E+00	.1321E+00	.1268E+00
N <sub>2</sub> (g)	.1141E+00	.1142E+00	.1142E+00	.1142E+00	.1142E+00	.1142E+00
OH(g)	.1296E-03	.2760E-04	-	.1379E-09	.5311E-10	-
H(g)	.5091E-03	.1741E-03	.1359E-08	.4477E-07	.2370E-08	
NO(g)	.1866E-05	.2991E-06	-	-	-	-
O(g)	.3208E-06	.2340E-07	-	-	-	-
N(g)	.9409E-06	.1339E-06	-	-	-	-
O <sub>2</sub> (g)	.1671E-06	.1142E-07	-	-	-	-
PbO(s)	.1191E-02	.1191E-02	.1191E-02	.1191E-02	.1191E-02	.1191E-02
CaO(s)	.4840E-02	.4841E-02	.4841E-02	.4841E-02	.4841E-02	.4841E-02

**NAPOMENA:** Ispisuju se rezultati čiji je molski udio produkata sagorijevanja u gasnoj smiješi veći od  $0.5 \cdot 10^{-10}$ .

## Ravnotežna ekspanzija

Produkti sagorijeva.	Komora	Kritični presjek	Izlaz $p_s=1.013\text{bar}$	Ae/At		
				6.00	7.00	8.20
p(bar)	130.	75.78	1.0130	3.0506	2.4723	1.9960
T(K)	2394.	2139	925	1136	1092	1049
Cp(J/gK)	1.8619	1.8009	1.9552	1.8356	1.8540	1.8750
Cp/Cv	1.2299	1.2367	1.2129	1.2299	1.2271	1.2240
n,sr		1.2638	1.2430	1.2481	1.2471	1.2462
S(J/gK)	9.643	9.643	9.643	9.643	9.643	9.643
H(J/g)	-2487.	-2941.	-5044	-4679	-4754	-4828
G(g/m <sup>3</sup> )	15823.	10324.	319	783	660	554
M(g/mol)	24.220	24.226	24.228	24.228	24.228	24.228
Vzv(m/s)	1004.8	952.8	620.5	692.3	678.1	663.9
Mach		1.000	3.644	3.024	3.140	3.259
c*(m/s)		1322.	1322	1322	1322	1322
Ae/At		1.000	13.629	6.00	7.000	8.20
cf		.720	1.710	1.584	1.610	1.636
Isp <sub>ad</sub> (Ns/kg)		952.8	2261.3	2094.0	2129.6	2163.9
Isp <sub>na</sub> (Ns/kg)		952.8	2261.3	2218.3	2233.5	2245.9
Isp <sub>v</sub> (Ns/kg)		1723.4	2401.7	2280.1	2305.6	2330.3
n (mol/kg)	42.224	42.215	42.211	42.211	42.211	42.211
$\mu(\text{Pas})10^5$	7.214	6.688	3.733	4.320	4.202	4.084
k(W/mK)	.1653	.1491	.0890	.0978	.9059	.0941
Prandtl	.8127	.8076	.8200	.8121	.8105	.8138
(d nV/dp)T	-1.0004	-1.0001	-1.0000	-1.0000	-1.0000	-1.0000
(d nV/dT)p	1.0117	1.0043	1.0000	1.0000	1.0000	1.0000

## Zamrznuta ekspanzija

Produkti sagorijeva.	Komora	Kritični presjek	Izlaz $p_s=1.013\text{bar}$	Ae/At		
				6.00	7.00	8.20
p(bar)	130.	75.48	1.0130	2.9321	2.3638	1.8971
T(K)	2394.	2131	865	1084	1036	989
Cp(J/gK)	1.7517	1.7240	1.4639	1.5272	1.5142	1.5010
Cp/Cv	1.2437	1.2488	1.3063	1.2899	1.2932	1.2965
n,sr		1.2718	1.2650	1.2642	1.2641	1.2642
S(J/gK)	9.643	9.643	9.643	9.643	9.643	9.643
H(J/g)	-2487.	-2944	-4989	-4661	-4733	-4804
G(g/m <sup>3</sup> )	15823.	10319.	341	788	665	559
M(g/mol)	24.220	24.220	24.220	24.220	24.220	24.220
Vzv(m/s)	1011.0	955.8	622.7	692.7	678.2	663.6
Mach		1.000	3.593	3.010	3.125	3.244
c*(m/s)		1318	1318	1318	1318	1318
Ae/At		1.000	12.915	6.00	7.000	8.20
C <sub>F</sub>		.724	1.696	1.581	1.607	1.632
Isp <sub>ad</sub> (Ns/kg)		955.8	2236.9	2085.1	2119.5	2152.6
Isp <sub>na</sub> (Ns/kg)		955.8	2236.9	2201.9	2215.4	2226.1
Isp <sub>v</sub> (Ns/kg)		1721.2	2369.6	2263.5	2287.4	2310.4
n (mol/kg)	42.224	42.224	42.224	42.224	42.224	42.224
$\mu(\text{Pas})10^5$	7.214	6.675	3.601	4.214	4.085	3.956
k(W/mK)	.1573	.1437	.0682	.0824	.0794	.0764
Prandtl	.8032	.8007	.7733	.7806	.7791	.7776

### Tabela 3.9 Termohemijeske performanse pogonske materije NGR-B

#### Sastav pogonske materije NGR-B

**Početni uslovi:**  $P_c = 120 \text{ bar}$  i  $P_a = 1.013 \text{ bar}$

Komponenta	Hemija formula				Hf (J/g)	Maseni udio %
	C	H	O	N		
NC12,30	C 6.00	H 7.65	O 9.71	N 2.35	-2678.60	57.58
NGL	C 3.00	H 5.00	O 9.00	N 3.00	-1696.20	29.34
DNT	C 7.00	H 6.00	O 4.00	N 2.00	-301.10	4.50
TNT	C 7.00	H 5.00	O 6.00	N 3.00	-188.00	1.50
EC	C 17.00	H 20.00	O 1.00	N 2.00	-588.20	2.80
EC	C 17.00	H 20.00	O 1.00	N 2.00	-588.20	1.28
PBO	O 1.00	Pb 1.00			-1941.50	1.00
CaCO <sub>3</sub>	C 1.00	O 3.00	Ca 1.00		-12109.90	2.00

Atomski sastav (molatom/g)	
C	.217398E-01
H	.277358E-01
O	.346157E-01
N	.992926E-02
Pb	.448029E-04
Ca	.199820E-03

Entalpija formiranja [J/g]	-2342.01
Bilans kiseonika [%mol]	-36.369

#### Sastav produkata sagorijevanja (mol-udjeli)

Produkti sagorijeva.	Komora	Kritični presjek	Izlaz $p_s=1.013\text{bar}$	Ae/At		
				6.00	7.00	8.60
CO <sub>2</sub> (g)	.1061E+00	.1119E+00	.1929E+00	.1692E+00	.1741E+00	.1807E+00
CO(g)	.4294E+00	.4239E+00	.3419E+00	.3618E+00	.3618E+00	.3551E+00
H <sub>2</sub> (g)	.1302E+00	.1361E+00	.2183E+00	.1985E+00	.1985E+00	.2051E+00
H <sub>2</sub> O(g)	.2108E+00	.2054E+00	.1235E+00	.1482E+00	.1433E+00	.1367E+00
N <sub>2</sub> (g)	.1223E+00	.1224E+00	.1224E+00	.1224E+00	.1224E+00	.1224E+00
OH(g)	.3240E-03	.7876E-04	-	.6299E-09	.6299E-09	.7269E-10
H(g)	.9217E-03	.3459E-03	.5678E-08	.1225E-06	.1225E-06	.2904E-07
NO(g)	.5685E-05	.1076E-05	-	-	-	-
O(g)	.1592E-05	.1452E-06	-	-	-	-
N(g)	.2727E-05	.4537E-06	-	-	-	-
O <sub>2</sub> (g)	.9600E-06	.8228E-07	-	-	-	-
PbO(s)	.1104E-02	.1104E-02	.1104E-02	.1104E-02	.1104E-02	.1104E-02
CaO(s)	.4922E-02	.4925E-02	.4925E-02	.4925E-02	.4925E-02	.4925E-02

**NAPOMENA:** Ispisuju se rezultati čiji je molski udio produkata sagorijevanja u gasnoj smiješi veći od  $0.5 \cdot 10^{-10}$ .

## Ravnotežna ekspanzija

Produkti sagorijeva.	Komora	Kritični presjek	Izlaz $p_s=1.013\text{bar}$	Ae/At		
				6.00	7.00	8.60
p(bar)	120.	70.09	1.0130	2.7904	2.2624	1.7142
T(K)	2527.	2264	994	1199	1153	1095
Cp(J/gK)	1.9099	1.8179	1.8904	1.7973	1.8126	1.8360
Cp/Cv	1.2200	1.2302	1.2172	1.2310	1.2286	1.2251
n,sr		1.2575	1.2430	1.2476	1.2465	1.2453
S(J/gK)	9.659	9.659	9.659	9.659	9.659	9.659
H(J/g)	-2342.	-2812	-4998	-4648	-4726	-4824
G(g/m <sup>3</sup> )	14073.	9177	302	690	582	464
M(g/mol)	24.632	24.642	24.647	24.647	24.647	24.647
Vzv(m/s)	1019.7	969.3	638.7	705.5	691.2	672.6
Mach		1.000	3.608	3.044	3.159	3.313
c*(m/s)		1349	1349	1394	1349	1349
Ae/At		1.000	12.767	6.00	7.000	8.60
C <sub>F</sub>		.718	1.707	1.591	1.618	1.651
Isp <sub>ad</sub> (Ns/kg)		969.3	2304.7	2147.4	2183.4	2228.2
Isp <sub>na</sub> (Ns/kg)		969.3	2304.7	2267.3	2281.8	2296.0
Isp <sub>v</sub> (Ns/kg)		1757.4	2450.1	2335.6	2361.5	2393.9
n (mol/kg)	41.478	41.460	41.451	41.451	41.451	41.451
$\mu(\text{Pas})10^5$	7.477	6.946	3.926	4.484	4.362	4.206
k(W/mK)	.1744	.1556	.0908	.0995	.0975	.0950
Prandtl	.8190	.8116	.8176	.8099	.8112	.8132
(d nV/dp)T	-1.0008	-1.0003	-1.0000	-1.0000	-1.0000	-1.0000
(d nV/dT)p	1.0211	1.0084	1.0000	1.0000	1.0000	1.0000

## Zamrznuta ekspanzija

Produkti sagorijeva.	Komora	Kritični presjek	Izlaz $p_s=1.013\text{bar}$	Ae/At		
				6.00	7.00	8.60
p(bar)	120.	69.78	1.0130	2.6948	2.1747	1.6364
T(K)	2527.	2254	936	1148	1099	1036
Cp(J/gK)	1.7465	1.7214	1.4702	1.5286	1.5157	1.4986
Cp/Cv	1.2396	1.2439	1.2980	1.2834	1.2865	1.2907
n,sr		1.2669	1.2620	1.2623	1.2621	1.2620
S(J/gK)	9.659	9.659	9.659	9.659	9.659	9.659
H(J/g)	-2342.	-2815	-4946	-4628	-4704	-4798
G(g/m <sup>3</sup> )	14073.	9.174	321	696	587	468
M(g/mol)	24.632	24.632	24.632	24.632	24.632	24.632
Vzv(m/s)	1028.2	972.8	640.5	705.2	690.7	671.7
Mach		1.000	3.563	3.032	3.147	3.300
c*(m/s)		1345	1345	1345	1345	1345
Ae/At		1.000	12.199	6.00	7.000	8.60
C <sub>F</sub>		.723	1.696	1.589	1.615	1.647
Isp <sub>ad</sub> (Ns/kg)		972.8	2282.1	2138.4	2173.4	2216.5
Isp <sub>na</sub> (Ns/kg)		972.8	2282.1	2251.5	2264.5	2276.6
Isp <sub>v</sub> (Ns/kg)		1754.9	2420.6	2319.6	2344.0	2374.2
n (mol/kg)	41.478	41.478	41.478	41.478	41.478	41.478
$\mu(\text{Pas})10^5$	7.477	6.929	3.806	4.384	4.253	4.083
k(W/mK)	.1621	.1485	.0720	.0855	.0824	.0784
Prandtl	.8054	.8031	.7770	.7836	.7822	.7803

### **3.8 Metodologija izvođenja opita**

#### ***Priprema raketnih motora***

- ◆ Dimenziona i masena kontrola metalnih dijelova motora,
- ◆ Ugradnja električne kapsle, membrane i pripalnog punjenja u mlaznik, ispitivanje električnog strujnog kruga,
- ◆ Spajanje mlaznika sa komorom raketnog motora,
- ◆ Ugradnja pogonskog punjenja sa temperaturnim dilatatorom u komoru motora,
- ◆ Spajanje dna motora sa raketnim motorom.

#### ***Priprema obrtnog stola, opreme i izvođenje opita***

- ◆ Provjera i baždarenja senzora pritiska, potiska i obrtanja,
- ◆ Provjera stanja sistema ležaja i zaptivanja obrtnog sistema,
- ◆ Provjera kočionog sistema opitnog stola,
- ◆ Postavljanje raketnog motora u obrtni sistem opitnog stola,
- ◆ Postavljanje senzora pritiska, potiska i obrtaja sa uređajem za akviziciju podataka,
- ◆ Provjera karaktera precesionog kretanja motora u obrtnom sistemu opitnog stola,
- ◆ Uspostavljanje strujnog kruga između pripalnog sistema raketnog motora i komandne table mjerne opreme,
- ◆ Aktiviranje pripalnog sistema i dovođenje raketnog motora na radni režim,
- ◆ Registrovanje parametara pritiska, potiska i obrtanja u funkciji vremena na fotoosjetljivom papiru,
- ◆ Kočenje raketnog motora po prestanku rada istog,
- ◆ Pregled raketnih motora, odvajanje motora od obrtnog sistema i mjerjenje mase i dimenzija kritičnih presjeka mlaznica.

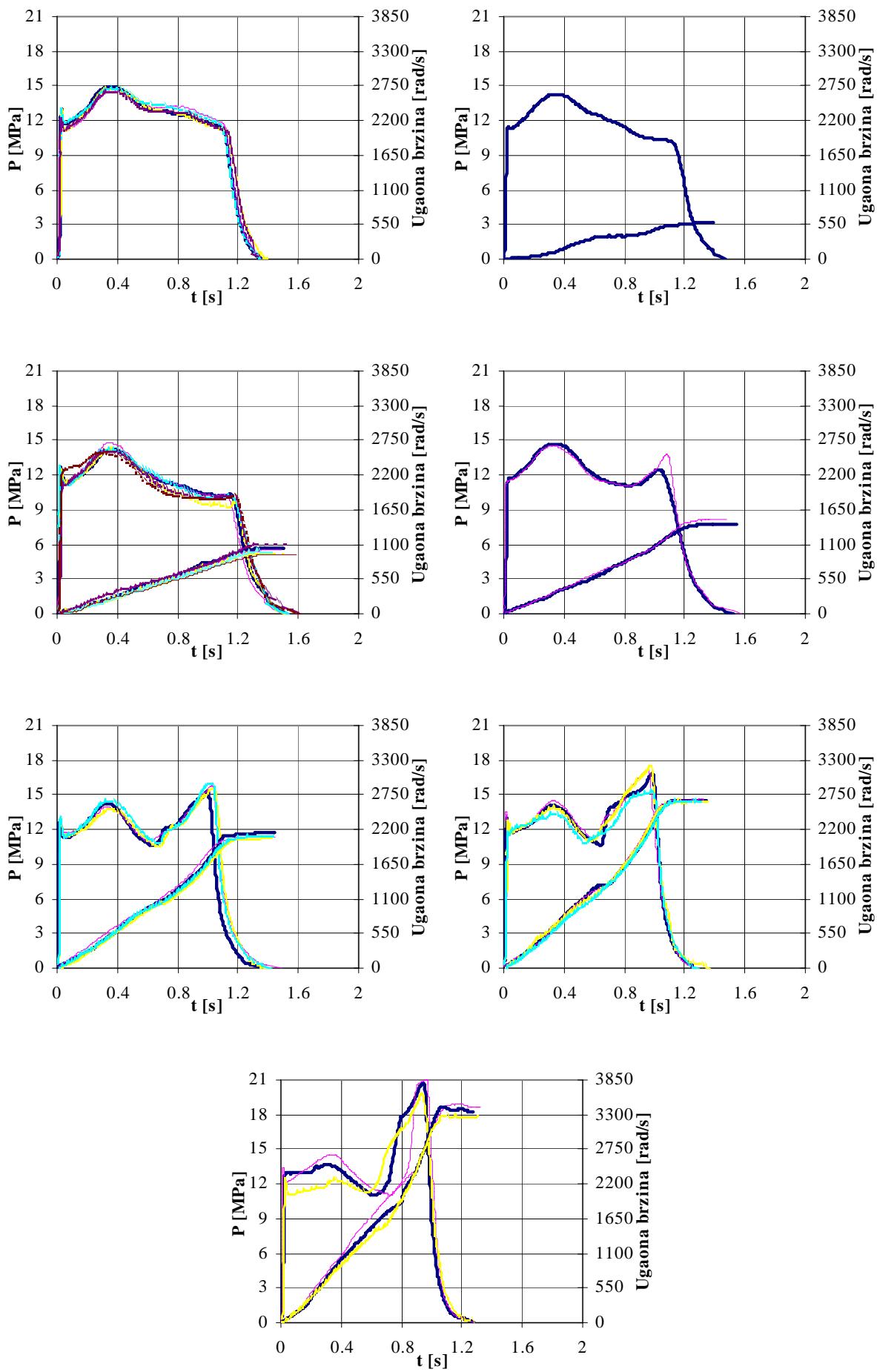
#### ***Obrada rezultata ispitivanja***

Pregled i obrada analogno snimljenih dijagrama mjerena.

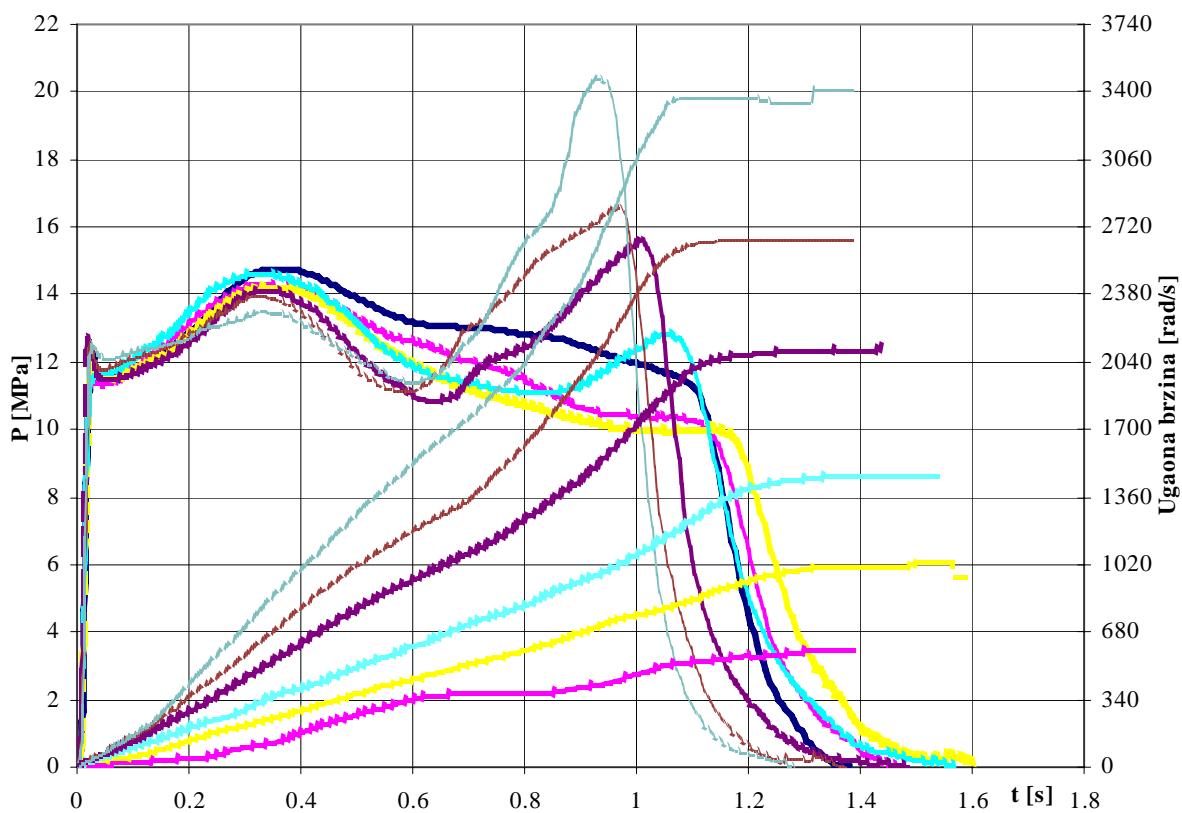
### **3.9 Rezultati ispitivanja**

Na narednim dijagramima su dati rezultati mjerena pritiska sagorijevanja i ugaone brzine raketnog motora u zavisnosti od vremena rada četiri tipa raketnih motora. Svaki tip se razlikovao od drugog ili po hemijskom sastava goriva ili po geometriji pogonskog punjenja. Ispitivana su dva dvobazna raketna goriva različitog hemijskog sastava i dvije različite geometrije poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova (zvijezda i krug). Ispitivanja svakog tipa raketnog motora trajala su više godina tako da su rezultati ispitivanja prikazani i po tehnološkim serijama pogonskih punjenja. Unutar svake serije vršena su ispitivanja po grupama raketnih motora koje su bile podvrнутi različitim intenzitetima polja promjenjivog radijalnog ubrzanja.

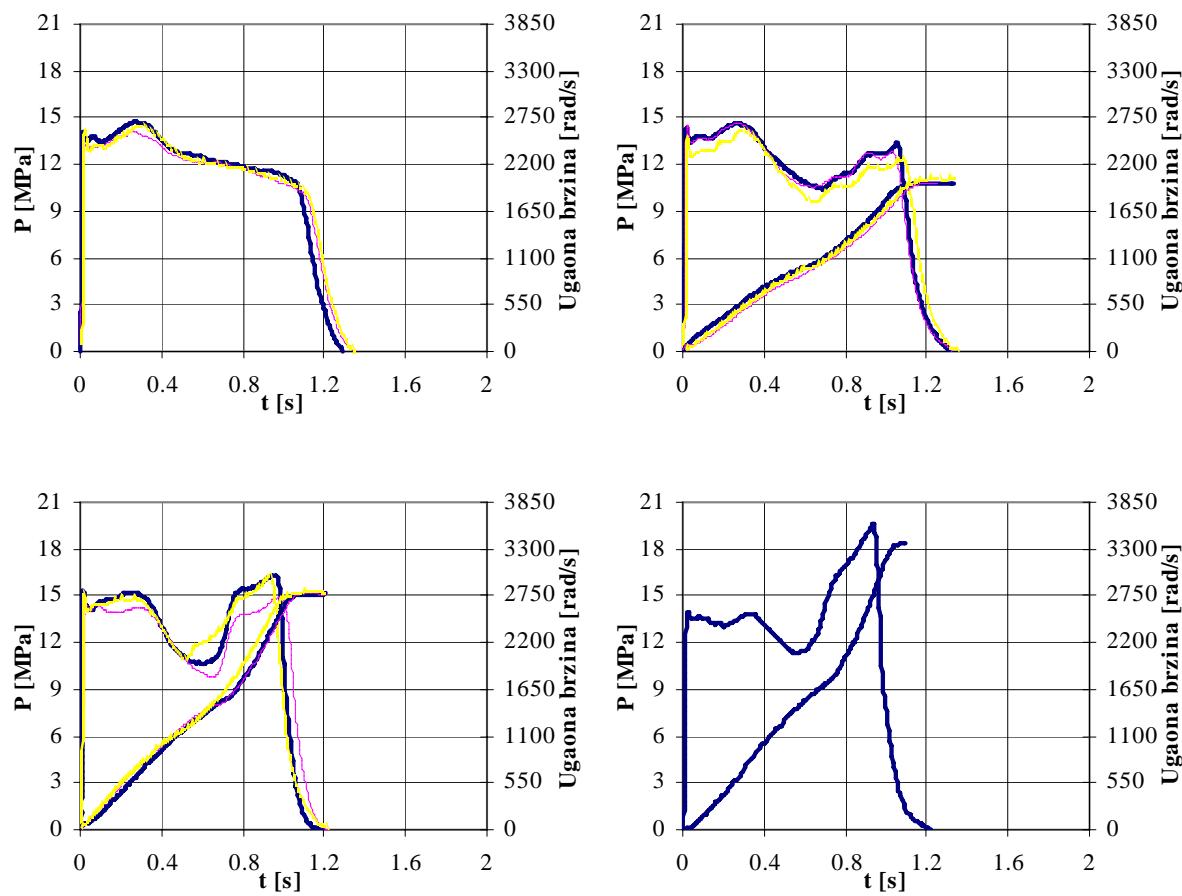
Za svaki tip motora prvo su prikazani dijagrami pojedine serije punjenja dvobaznog raketnog goriva i zatim skupni dijagram serije punjenja.



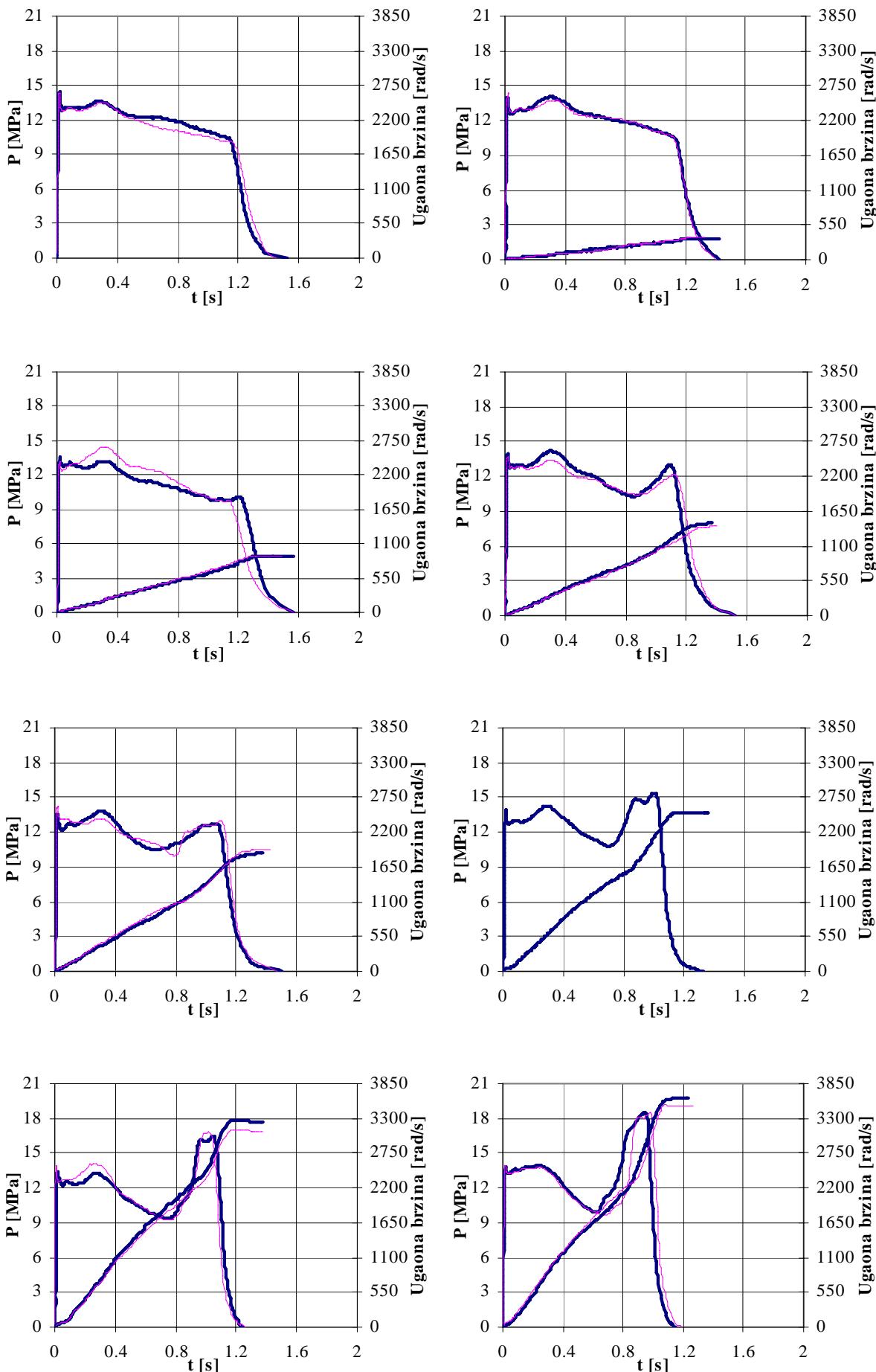
Sl. 3.13 Raketni motor DRG-A-Z-serija A



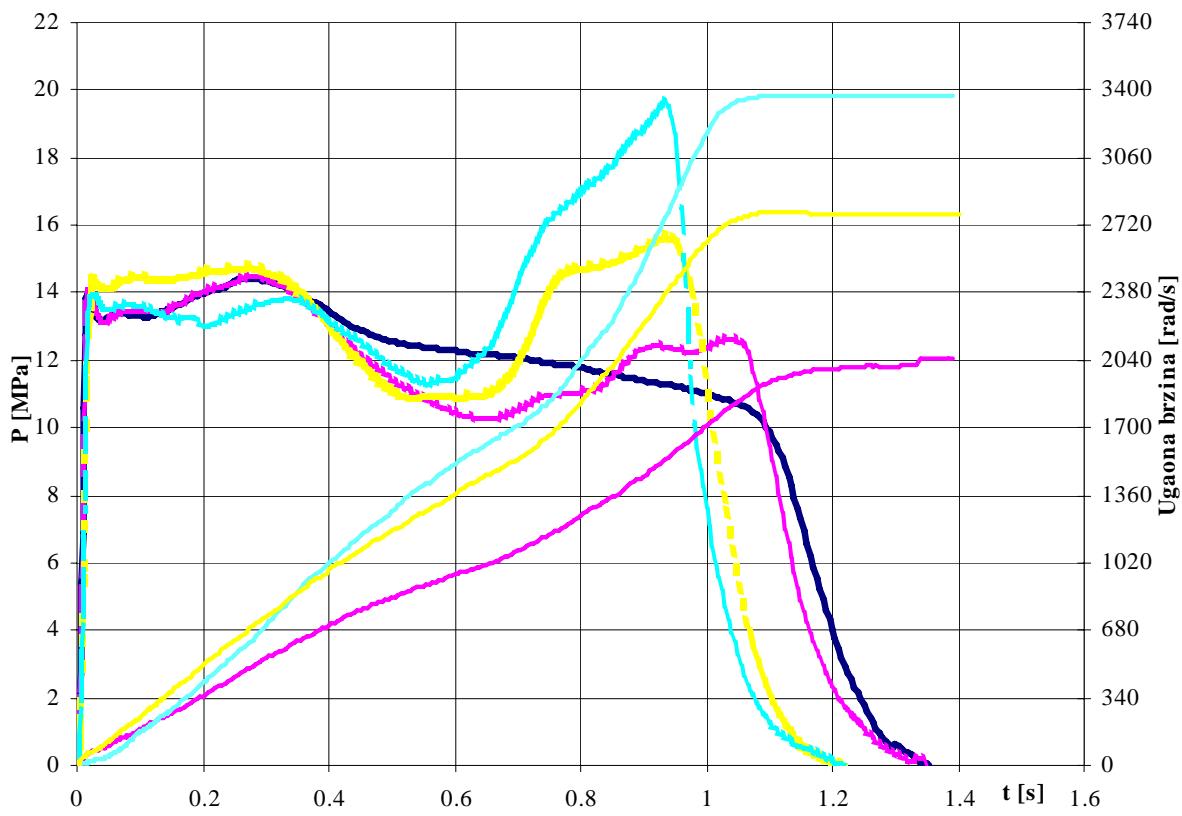
Sl. 3.14 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona vrzina vs vrijeme za raketne motore DRG-A-Z-serija A



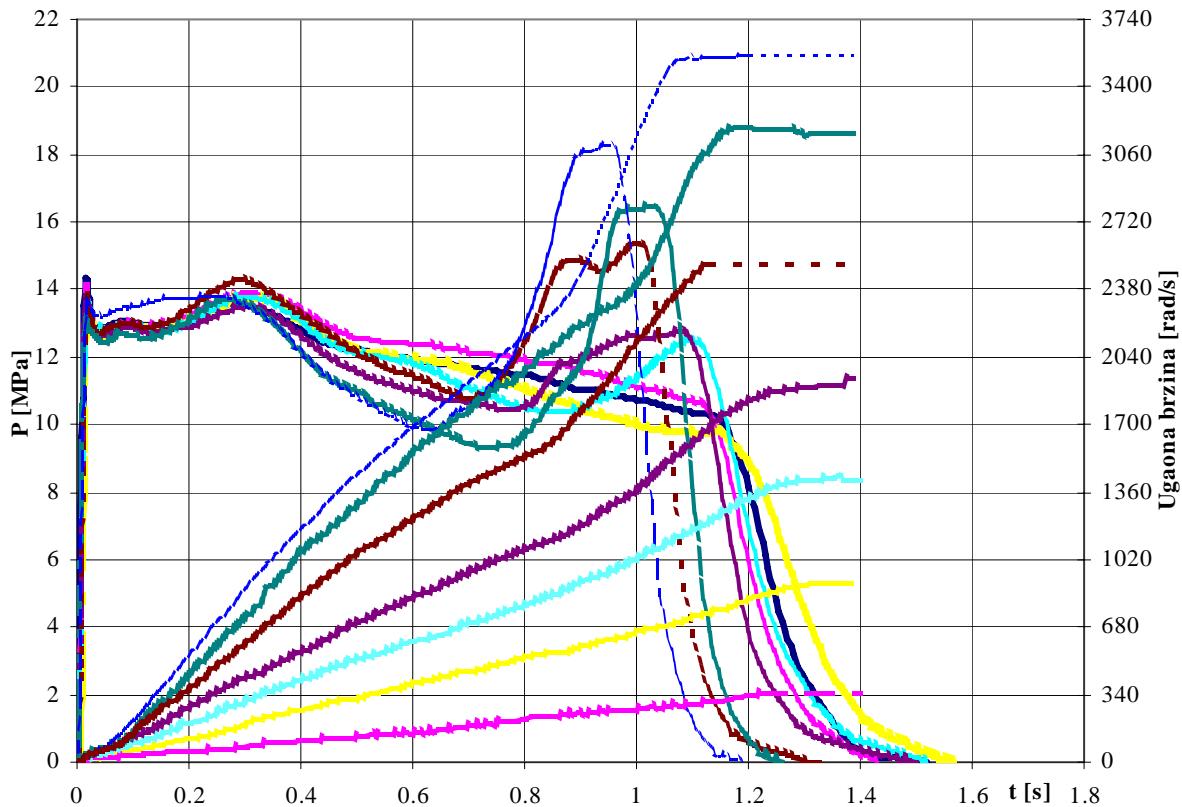
Sl. 3.15 Raketni motori DRG-A-Z-serija B



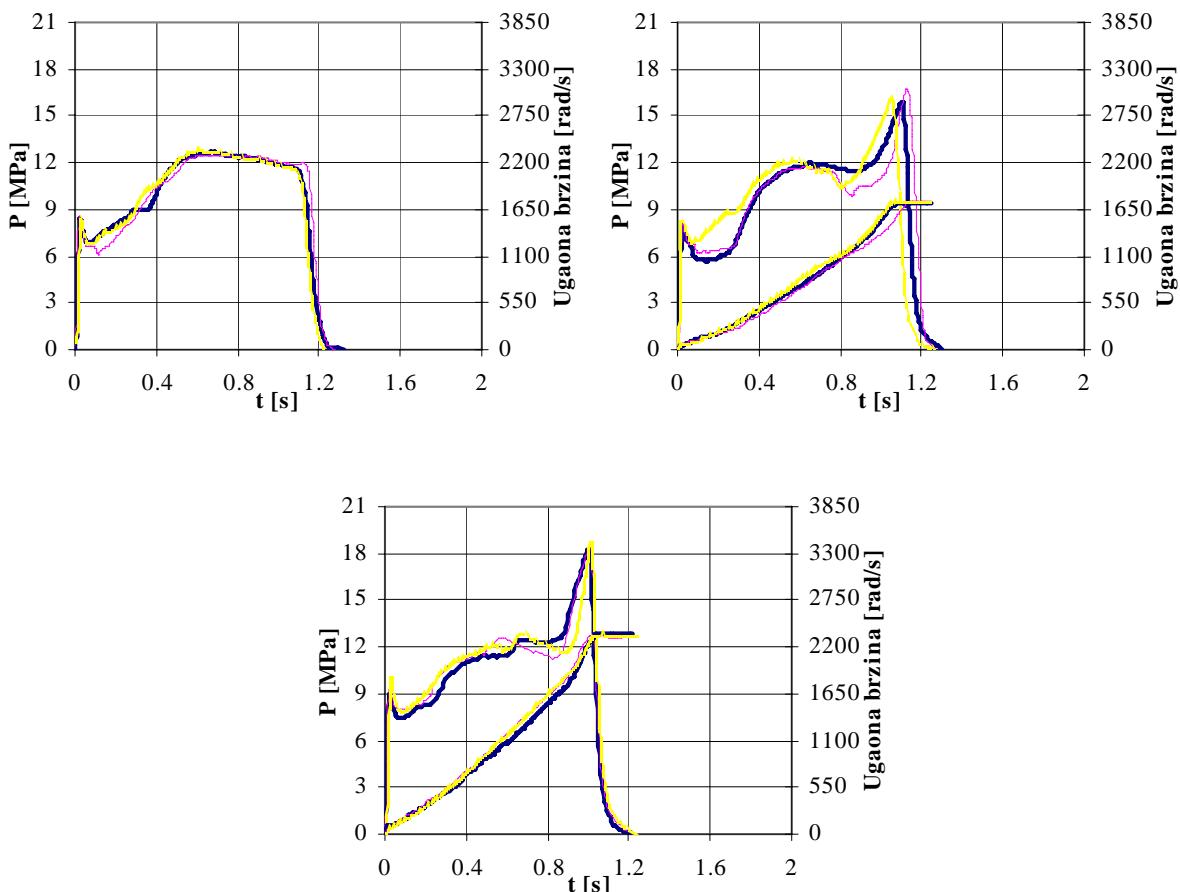
**Sl. 3.16 Raketni motori DRG-A-Z-serija C**



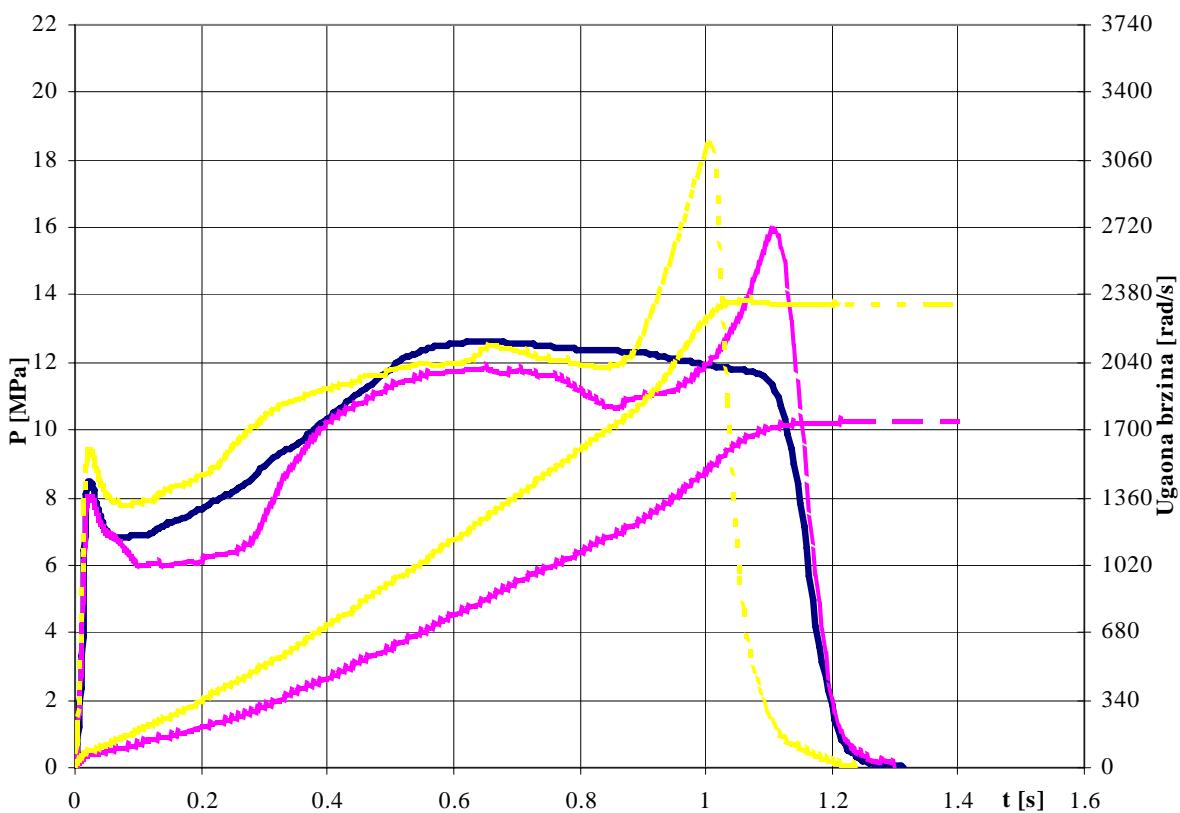
Sl. 3.17 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona brzina vs vrijeme za raketne motore DRG-A-Z-serija B



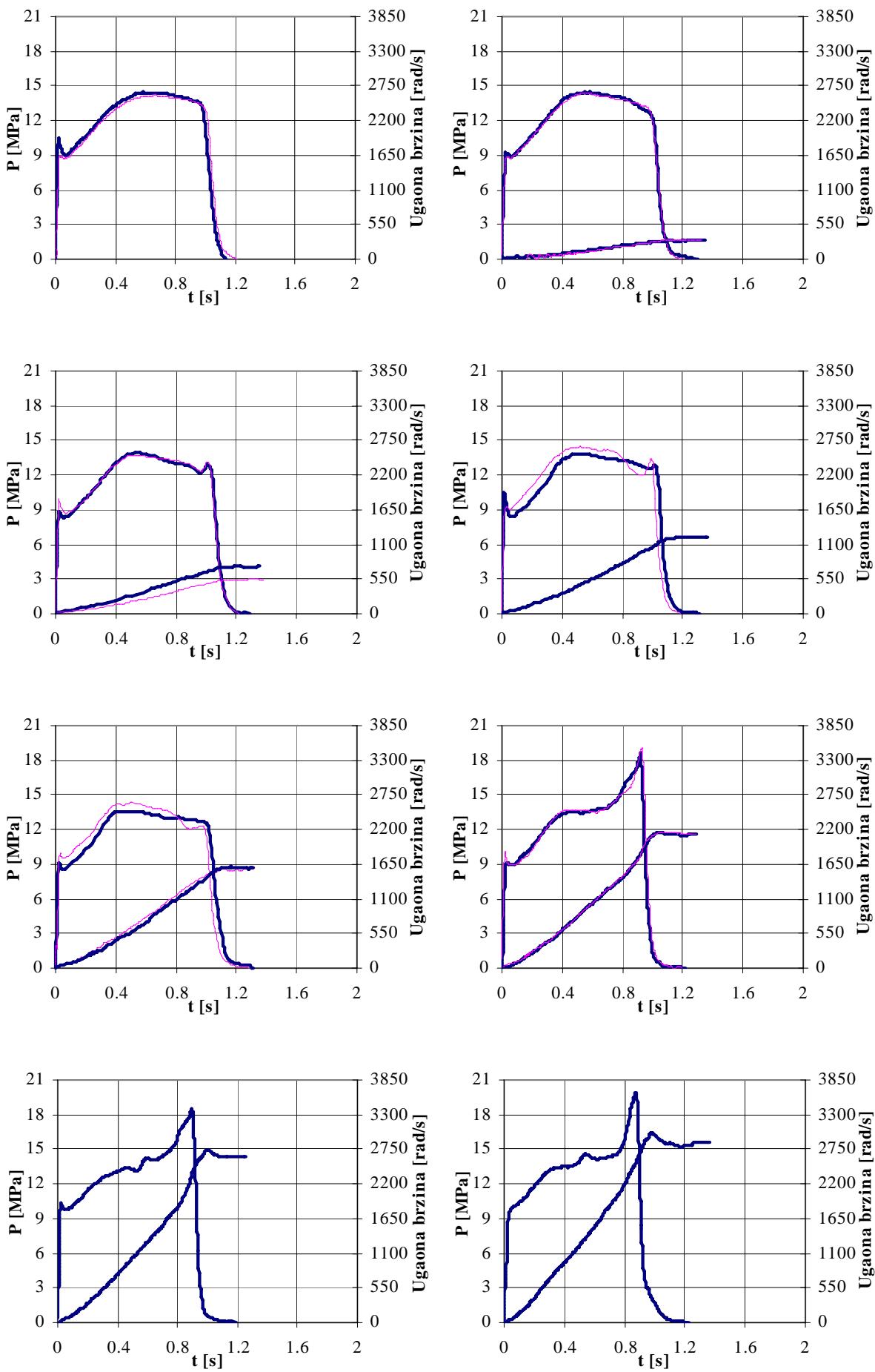
Sl. 3.18 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona brzina vs vrijeme za raketne motore DRG-A-Z-serija C



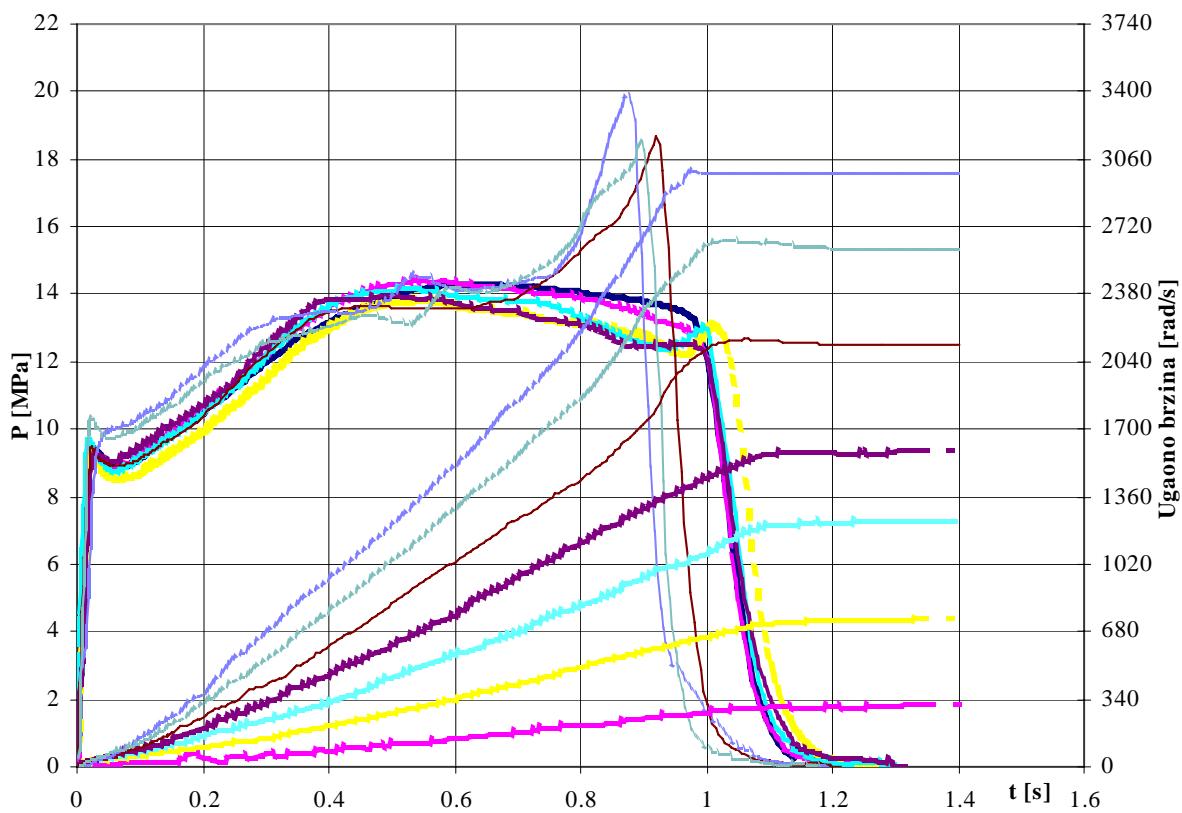
Sl. 3.19 Raketni motori NGR-A-C-serija A



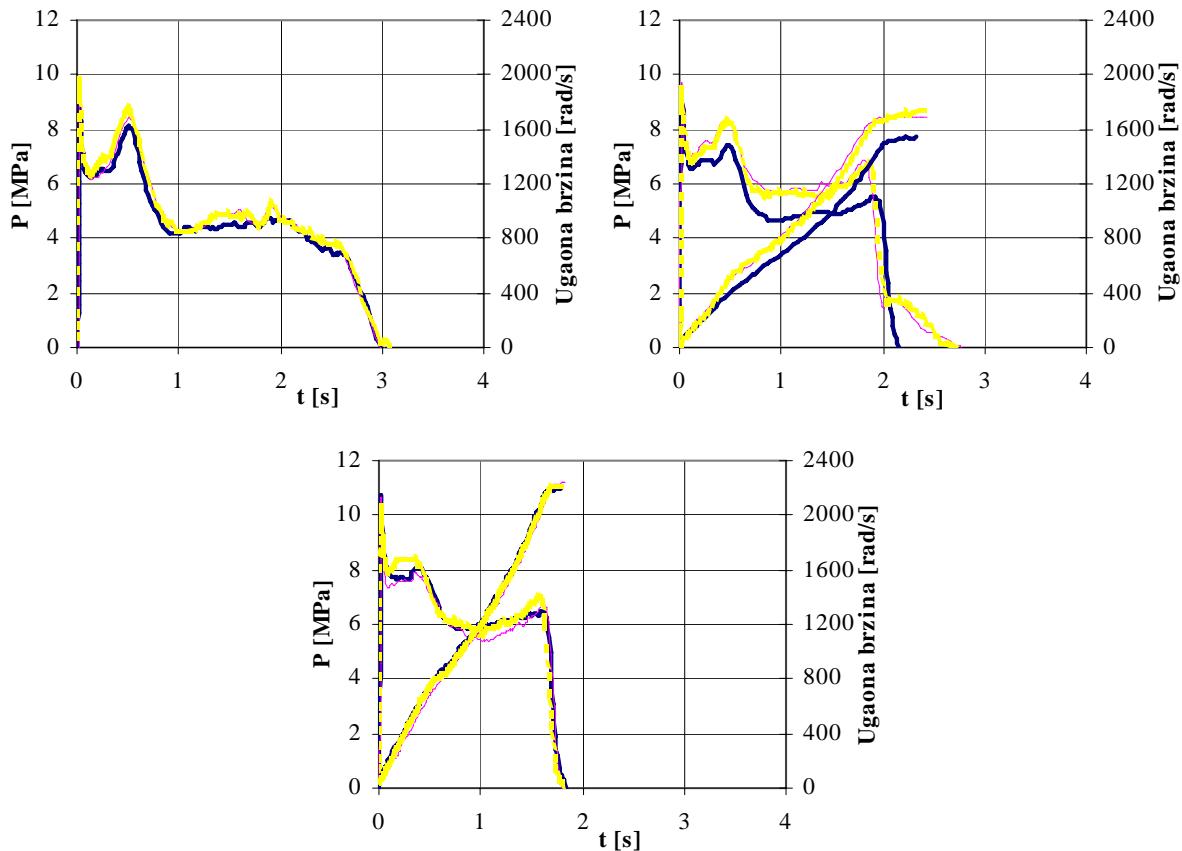
Sl. 3.20 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona brzina vs vrijeme za raketne motore DRG-A-C-serija A



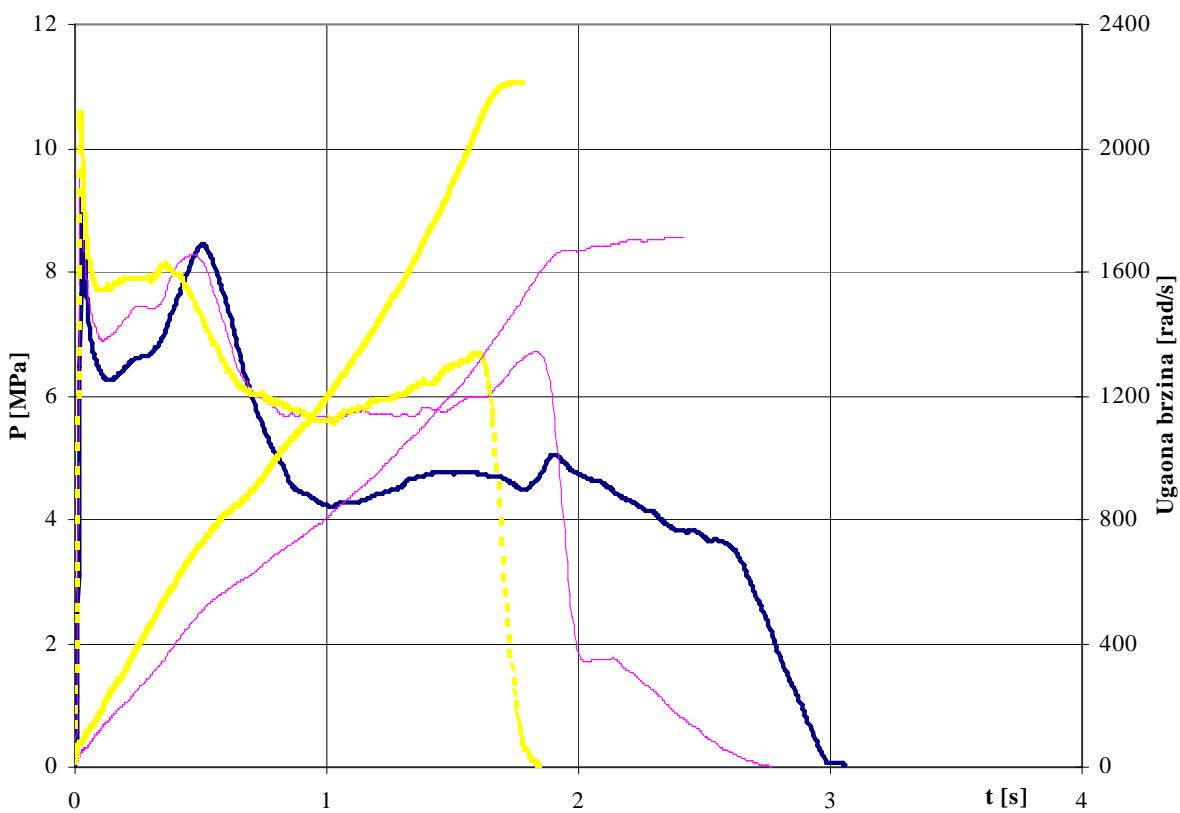
**Sl. 3.21 Raketni motori DRG-A-C-serija B**



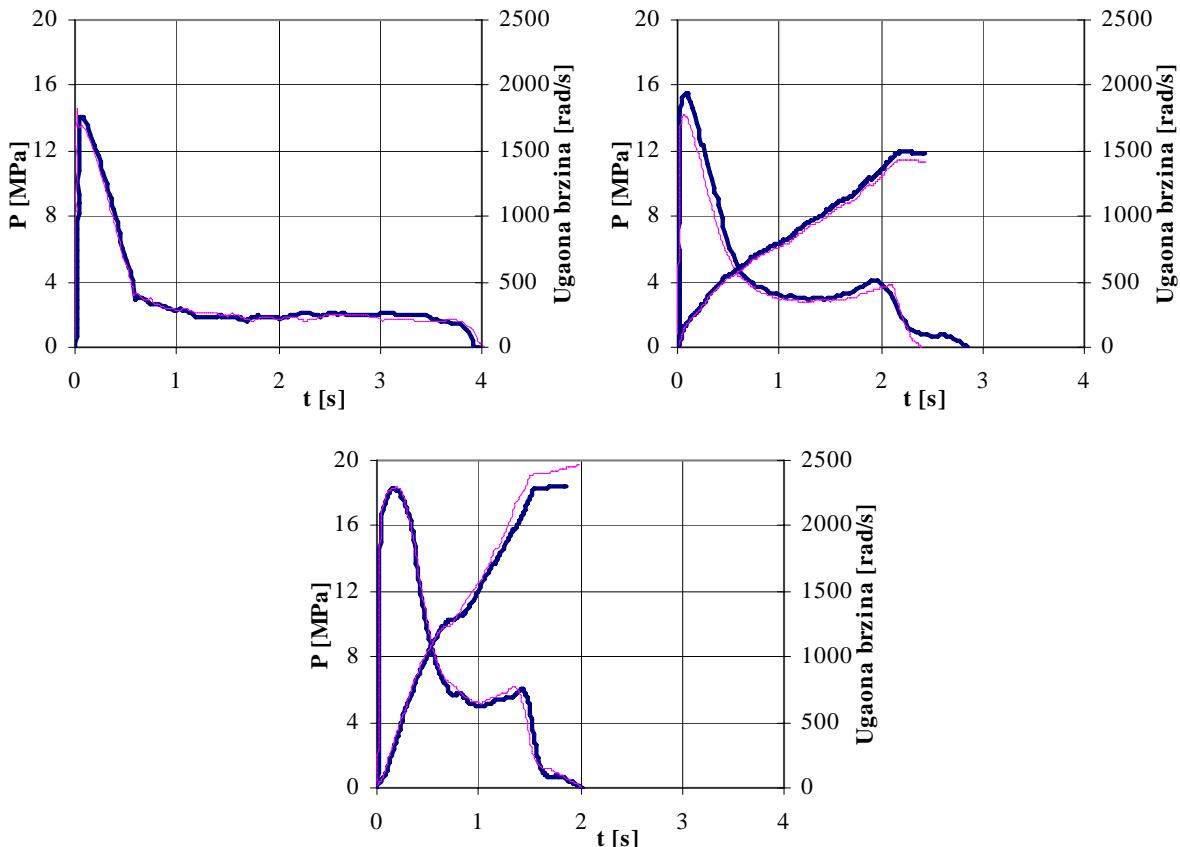
Sl. 3.22 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona brzina vs vrijeme za raketne motore DRG-A-C-serija B



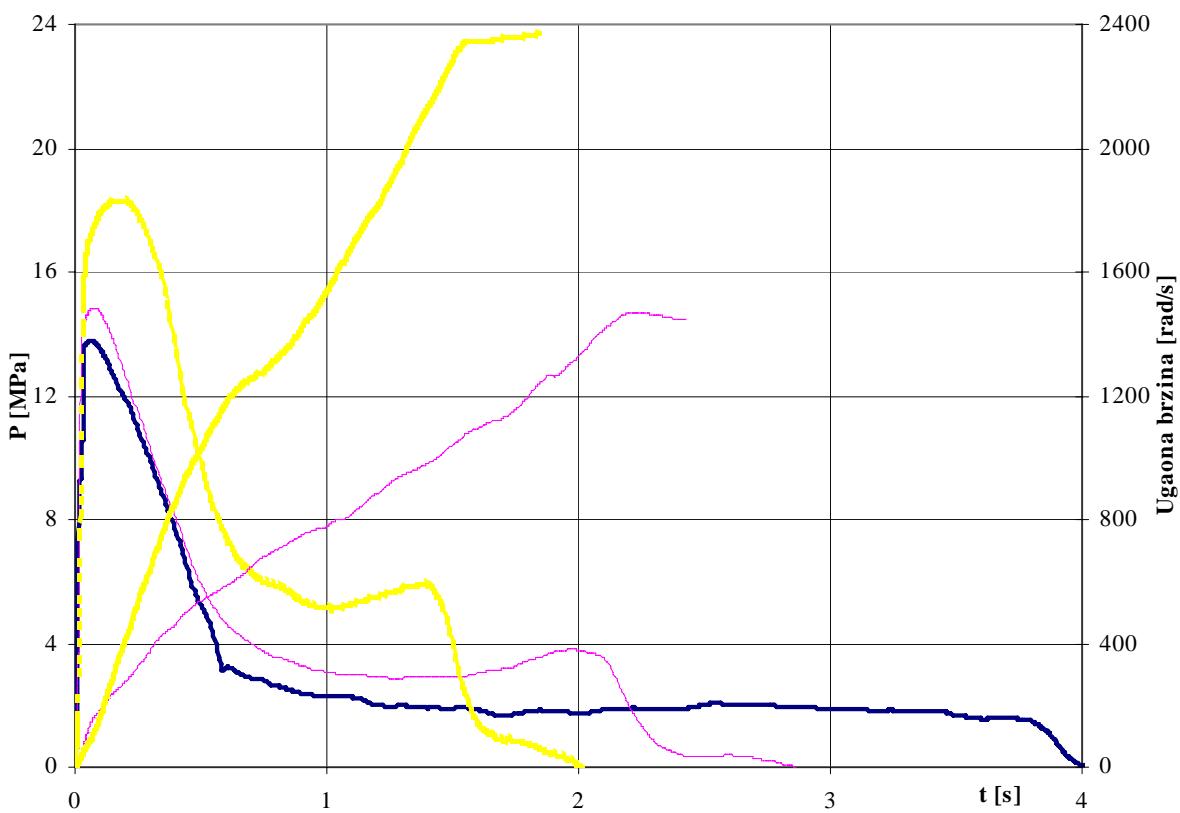
Sl. 3.23 Raketni motori DRG-B-Z-serija A



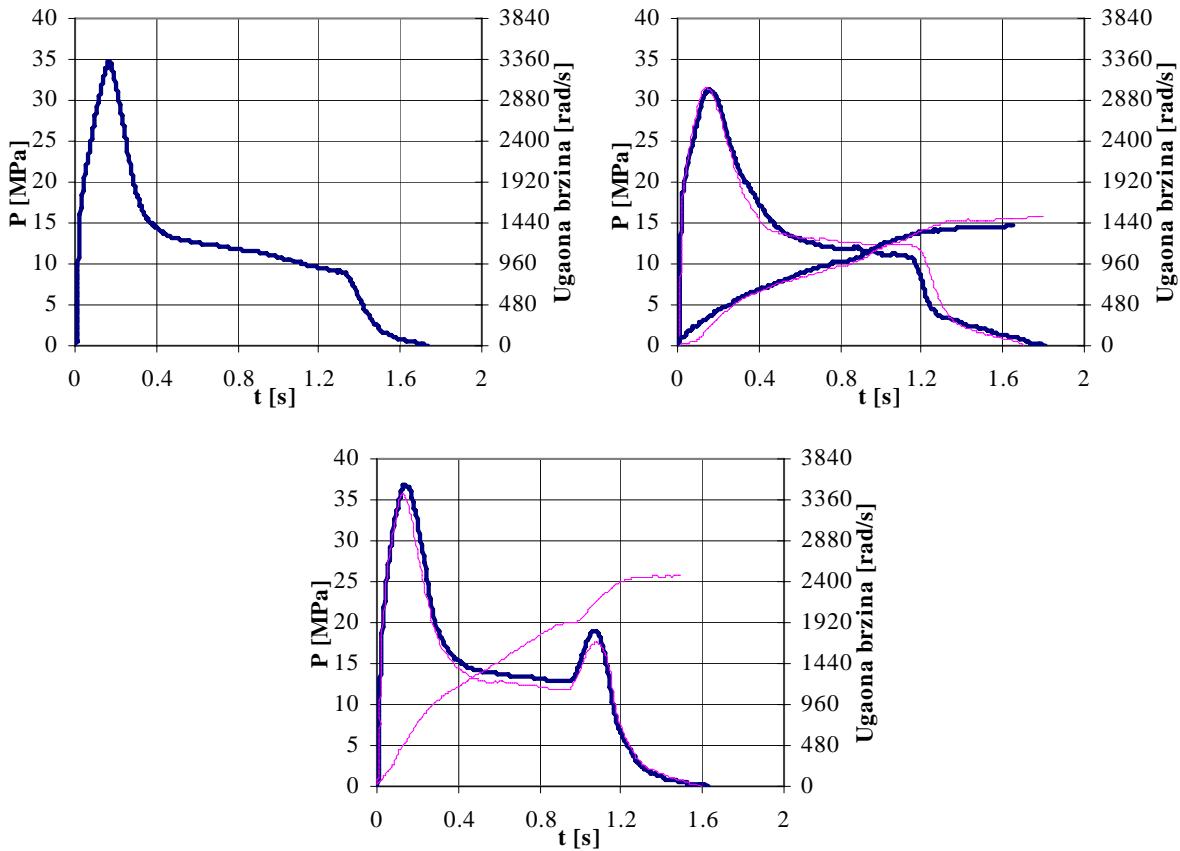
**Sl. 3.24 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona brzina vs vrijeme za raketne motore DRG-B-Z-serija A**



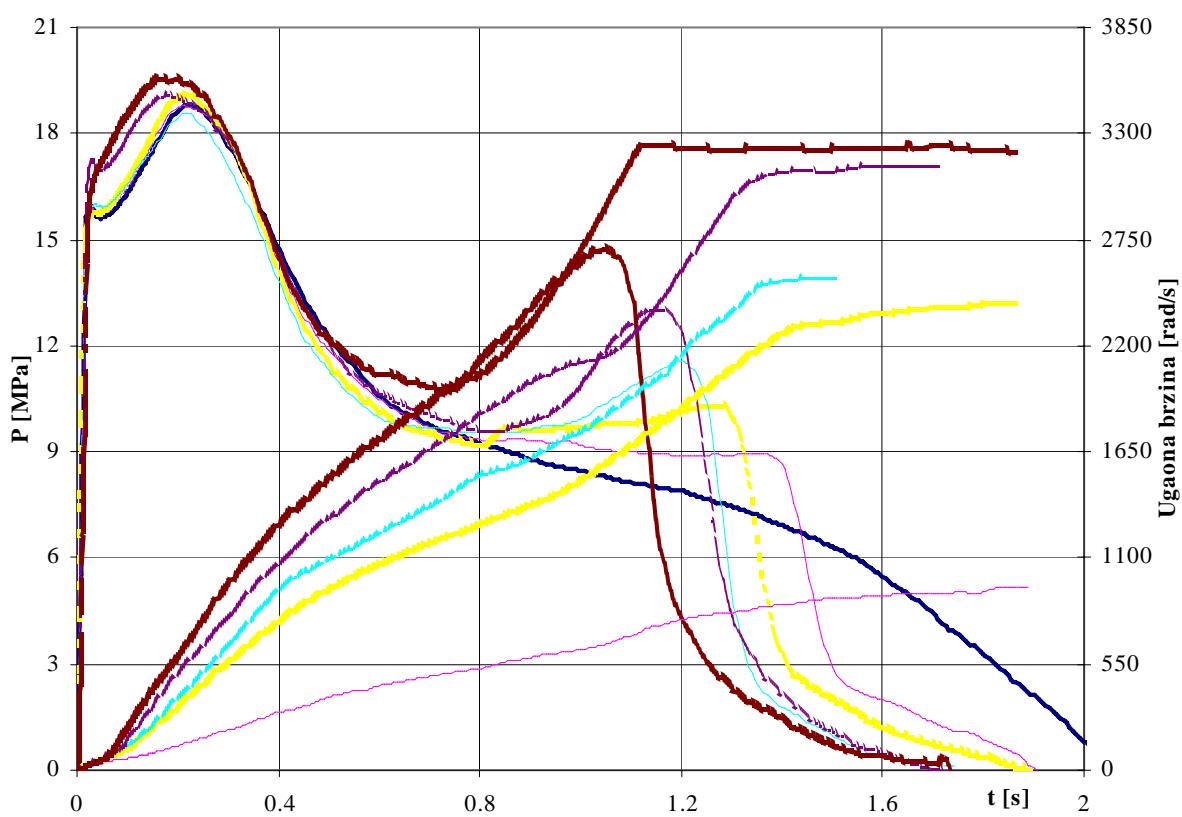
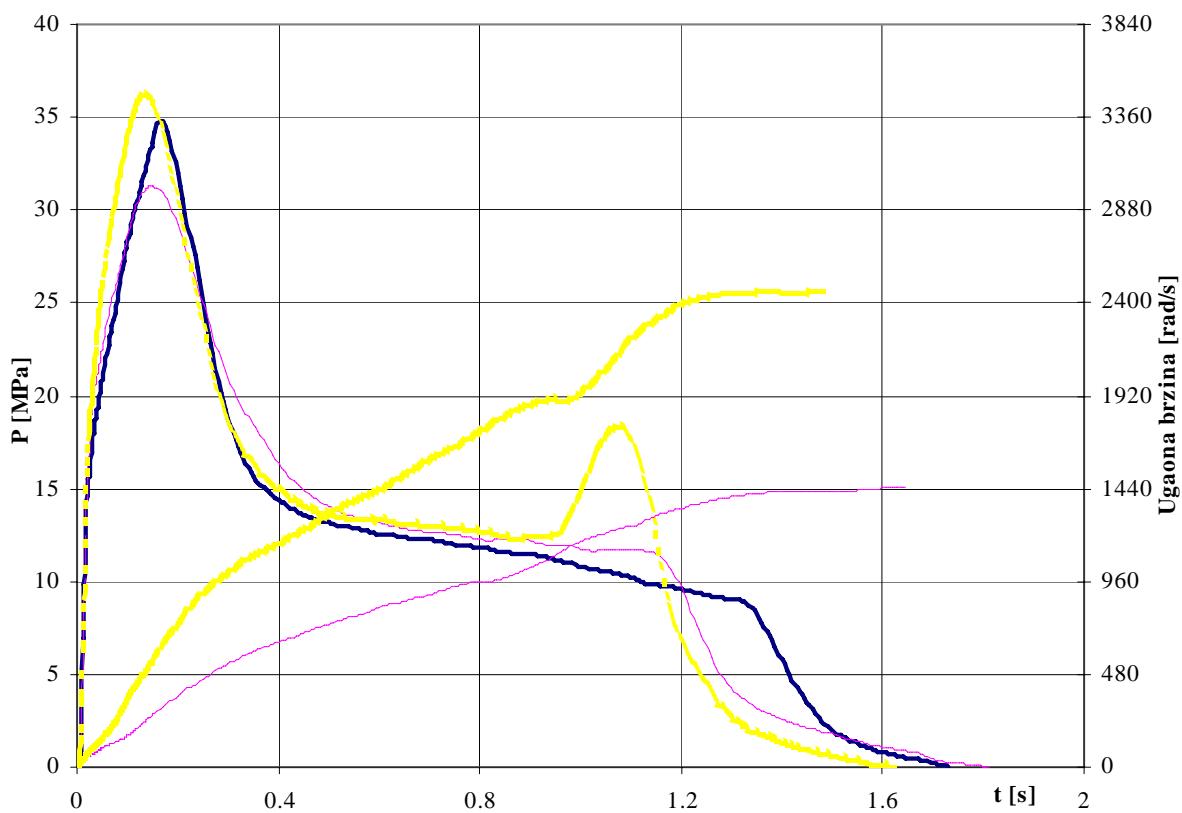
**Sl. 3.25 Raketni motori DRG-B-Z-serija B**

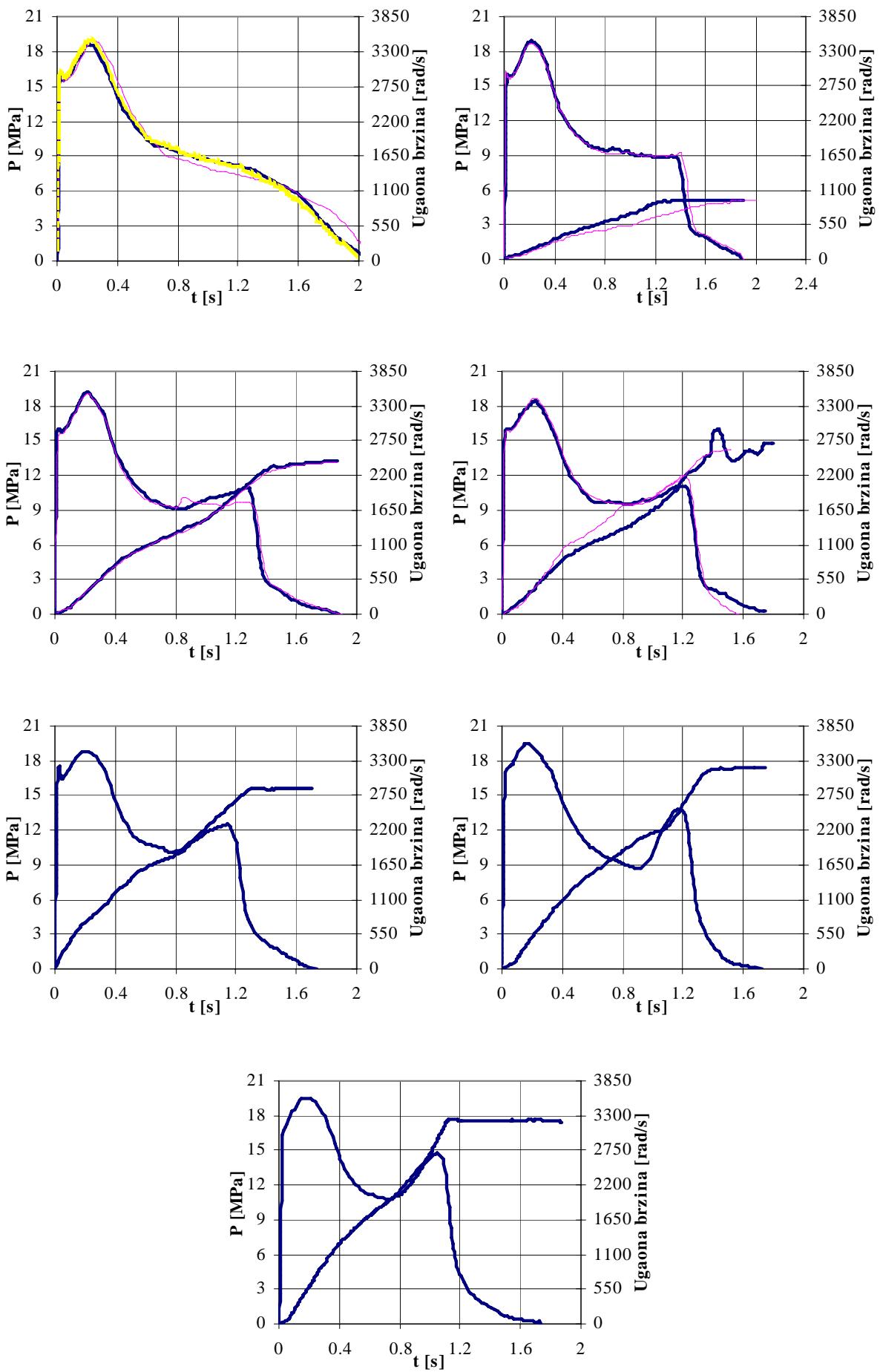


Sl. 3.26 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona brzina vs vrijeme za raketne motore DRG-B-Z-serija B

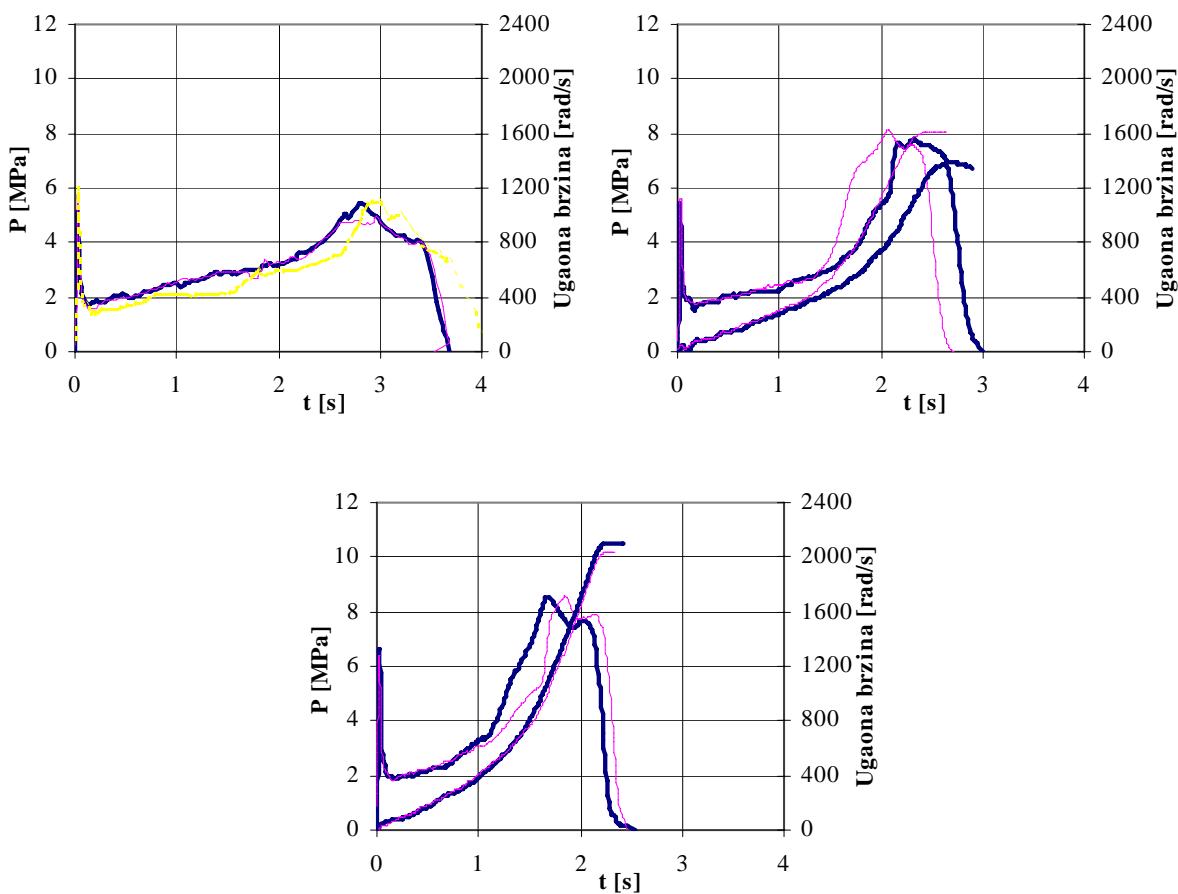


Sl. 3.27 Raketni motori DRG-B-Z-serija B1

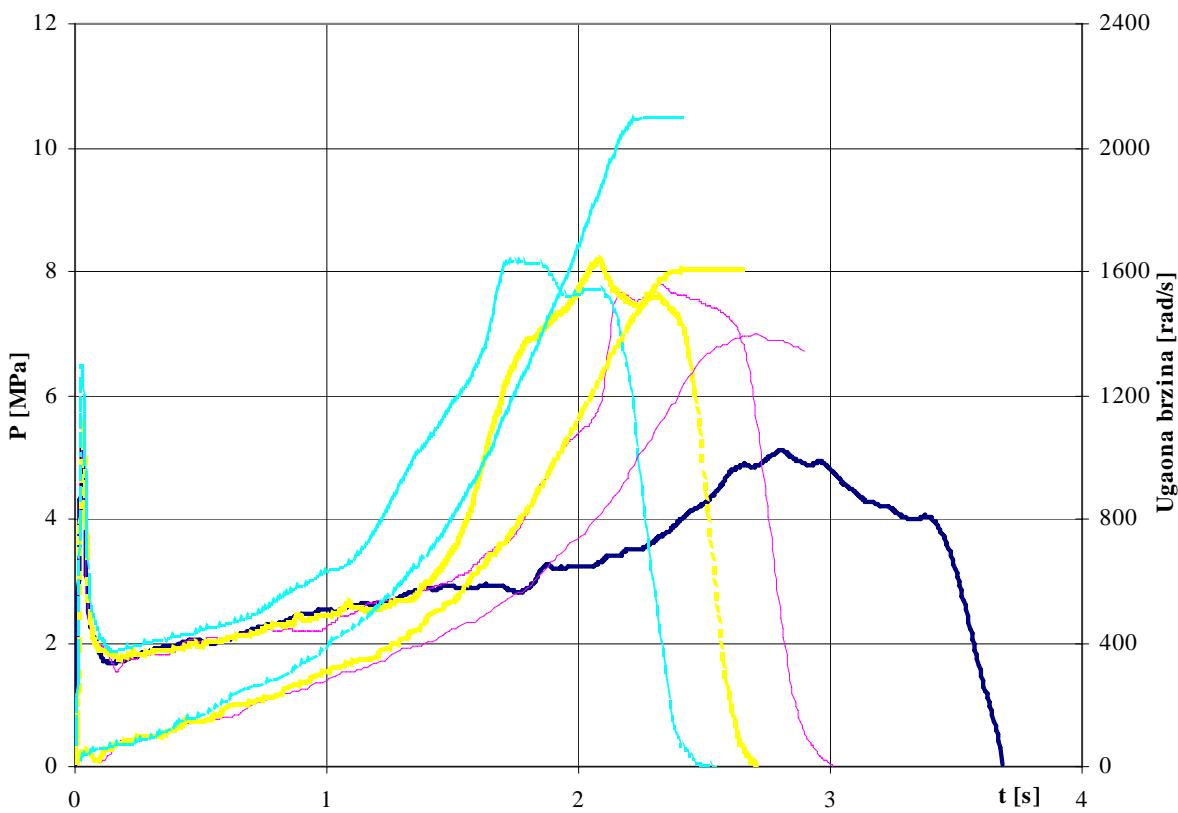




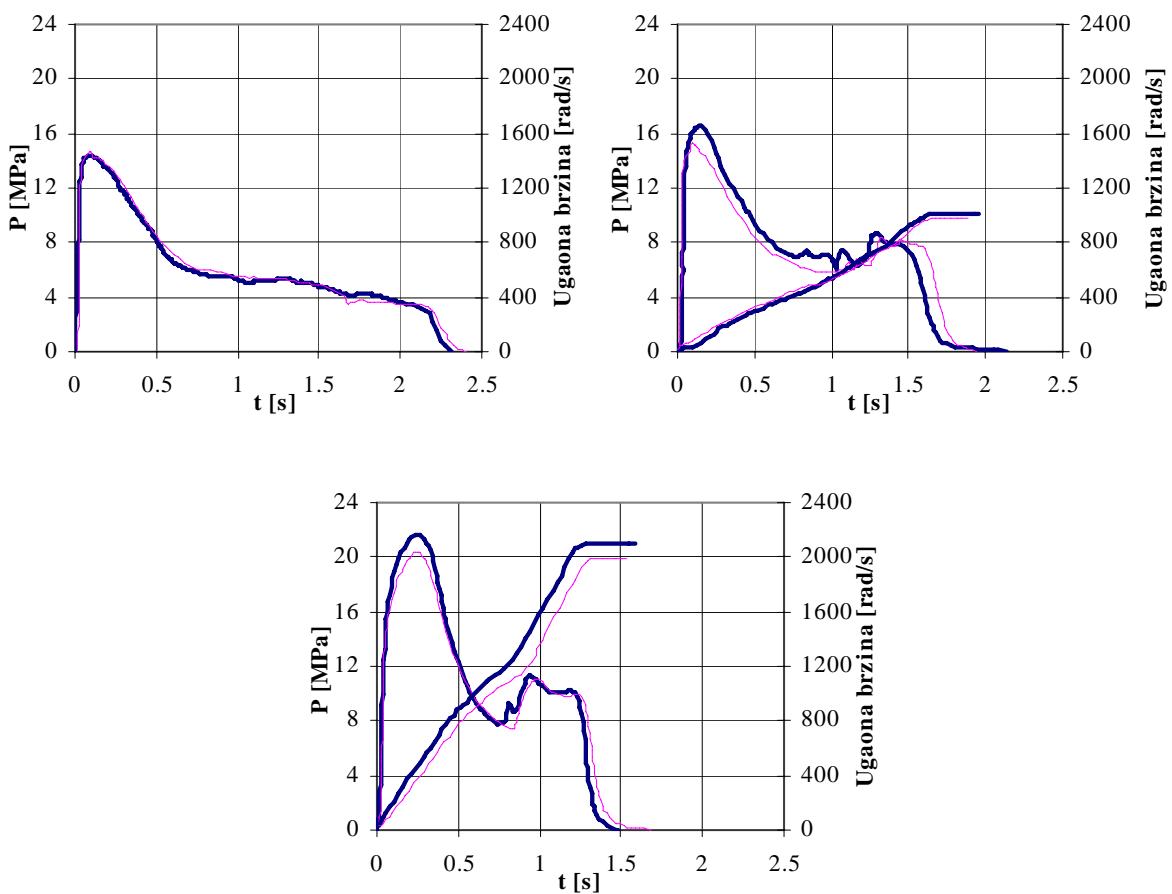
Sl. 3.30 Raketni motori DRG-B-Z-serija C



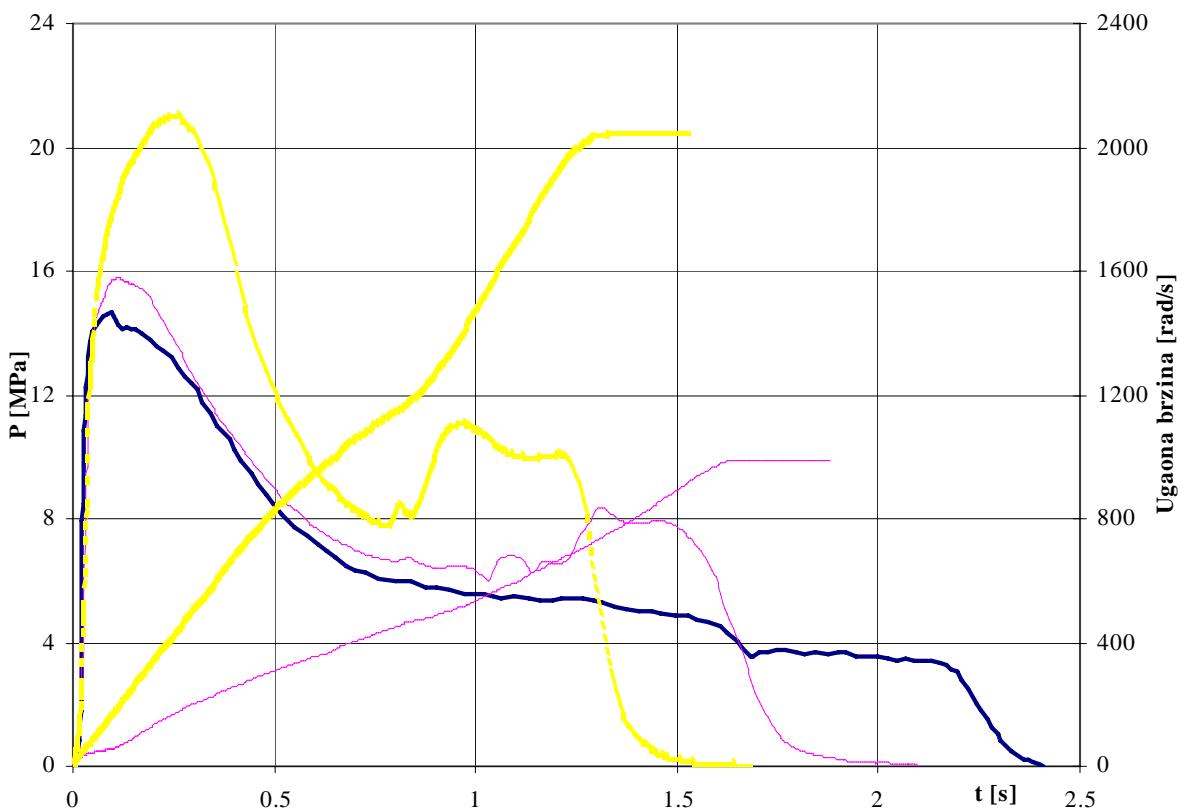
Sl. 3.31 Raketni motori DRG-B-C-serija A



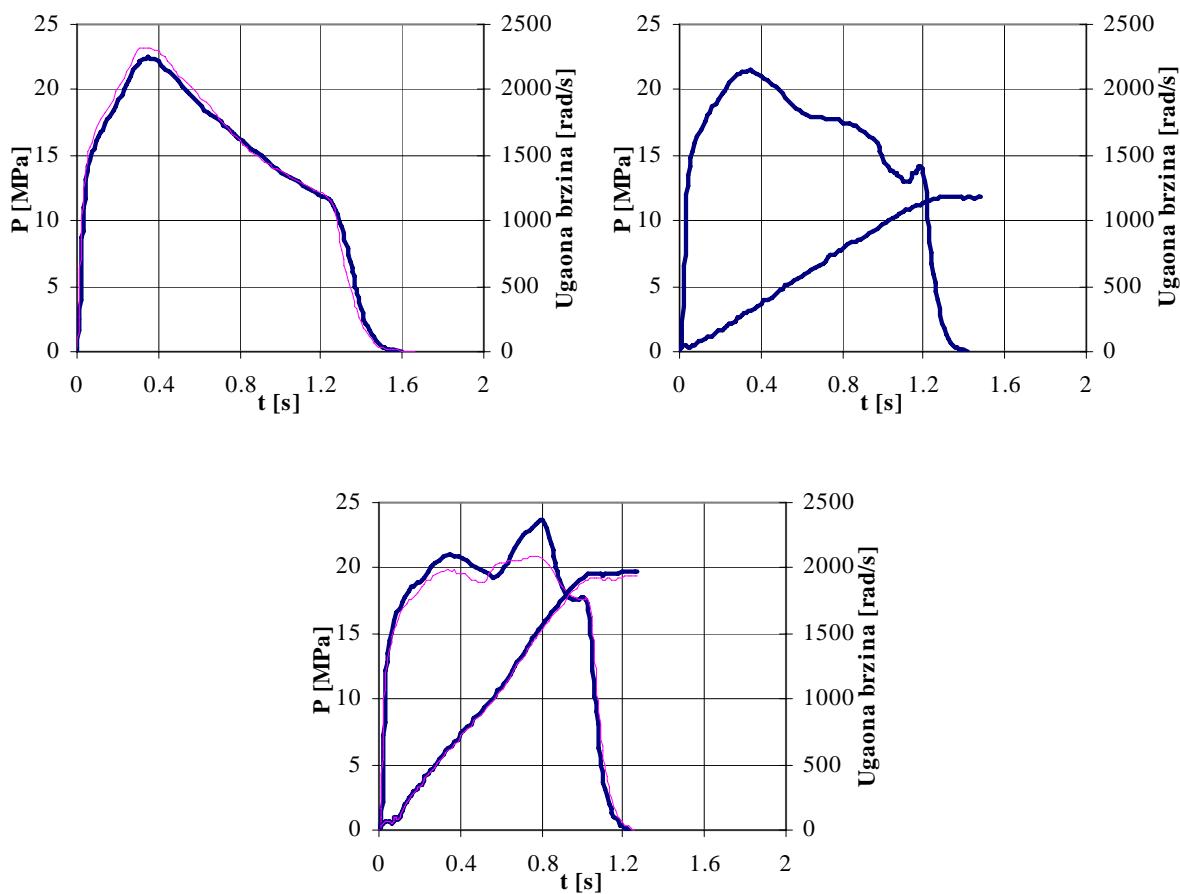
Sl. 3.32 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona brzina vs vrijeme za raketne motore DRG-B-C-serija A



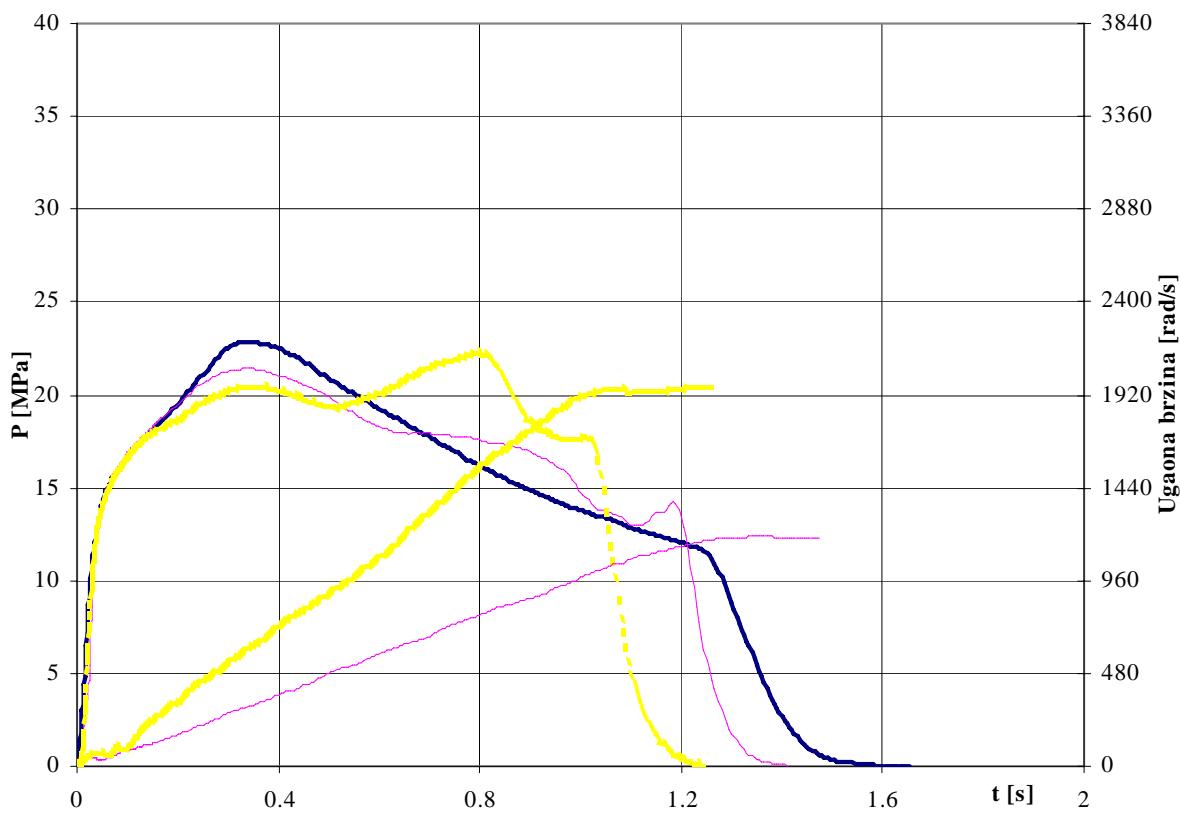
**Sl. 3.33 Raketni motori DRG-B-C-serija B**



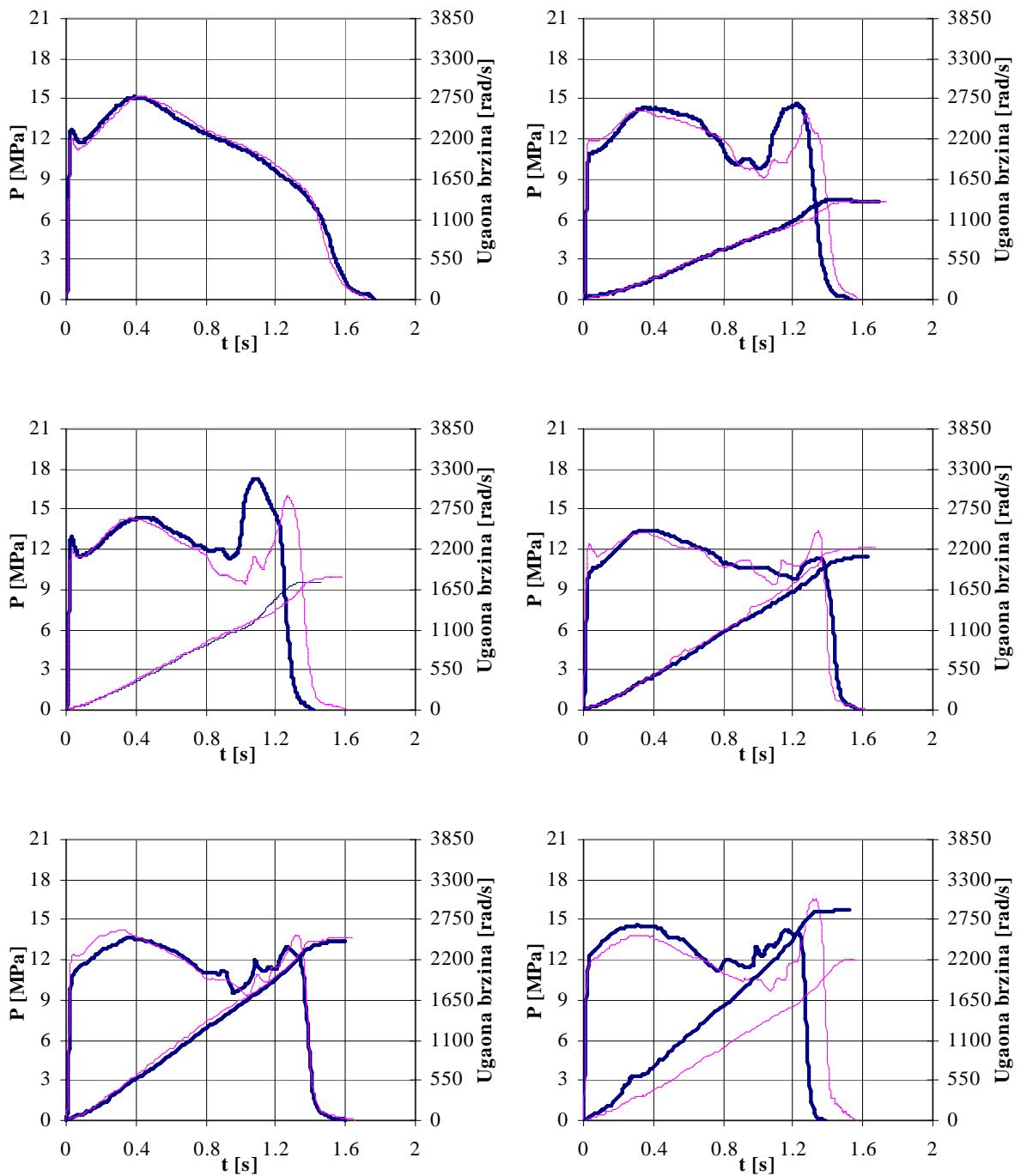
**Sl. 3.34 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona brzina vs vrijeme za raketne motore DRG-B-C-serija B**



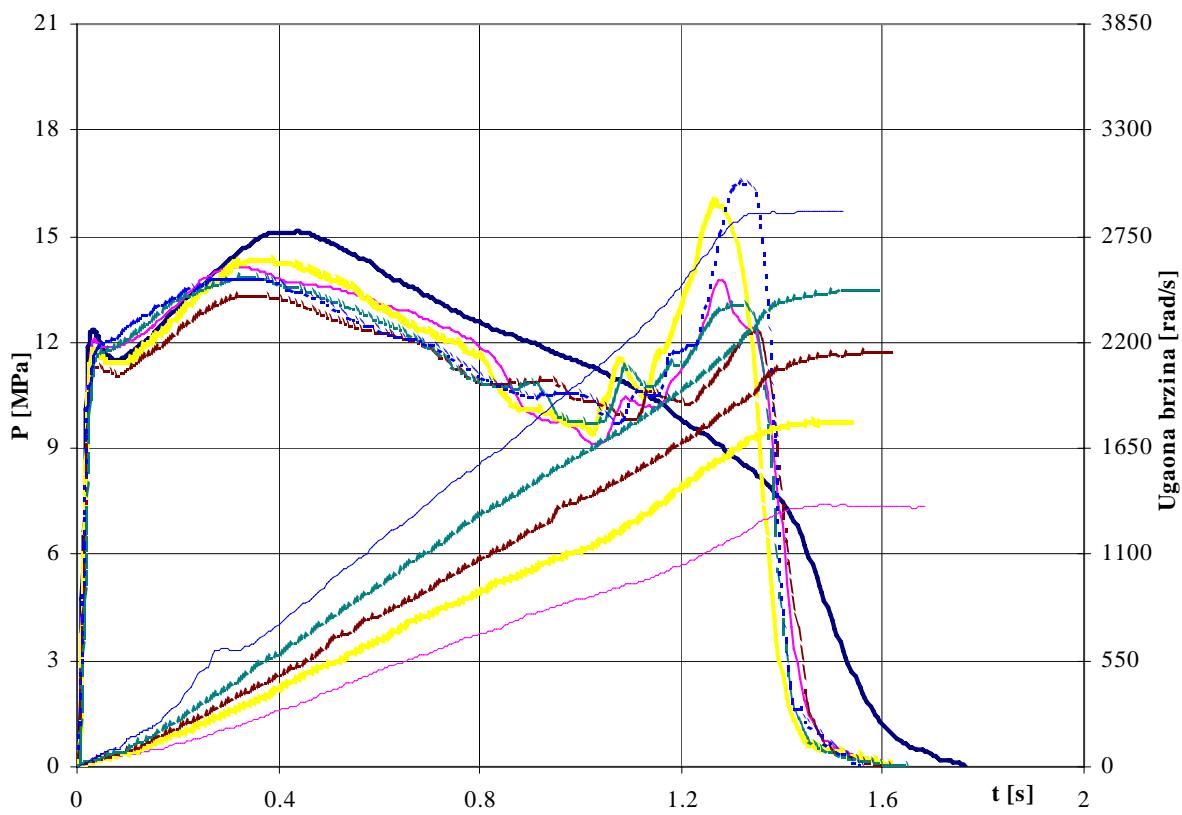
Sl. 3.35 Raketni motori DRG-B-C-serija B1



Sl. 3.36 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona brzina vs vrijeme za raketne motore DRG-B-C-serija B1



Sl. 3.37 Raketni motori DRG-B-C-serija C



**Sl. 3.38 Skupni dijagram pritisak vs vrijeme i ugaona brzina vs vrijeme za raketne motore DRG-B-C-serija C**

## 4. ANALIZA REZULTATA ISTRAŽIVANJA

Istraživanja utjecaja visokog promijenjivog polja radijalnog ubrzanja na unutrašnjo balističke parametre raketnih motora sa dvobaznim gorivom vršena su u realnim raketnim motorima, za razliku od dostupnih rezultata istraživanja u svijetu gdje su ona vršena na uzorcima pogonskih punjenja u balističkim bombama sa centrifugom i gdje je nivo maksimalnih ubrzanja bio znatno manjeg intenziteta. Pored razlika u nivoima maksimalnih ubrzanja, tipu pogonske materije i geometrije punjenja, na rezultate istraživanja je imalo znatan utjecaj prisustvo gasnog toka iznad površine sagorijevanja, složenost geometrije kanala za prolaz gasova, neprekidna izmjena ugla kojeg međusobno zaklapaju vektori normalnog ubrzanja i vektor normale na površinu sagorijevanja, maseni fluks u pojedinom vremenskom i prostornom trenutku, uslovi formiranja polja promijenjivog radijalnog ubrzanja itd. Osnovni cilj analize je razlučiti parcijalni utjecaj svakog od ovih fenomena na unutrašnjo balističke parametre raketnih motora i naći odgovarajući matematski ili empirijski izraz kojim se on može predvidjeti.

### 4.1 Metod obrade rezultata istraživanja

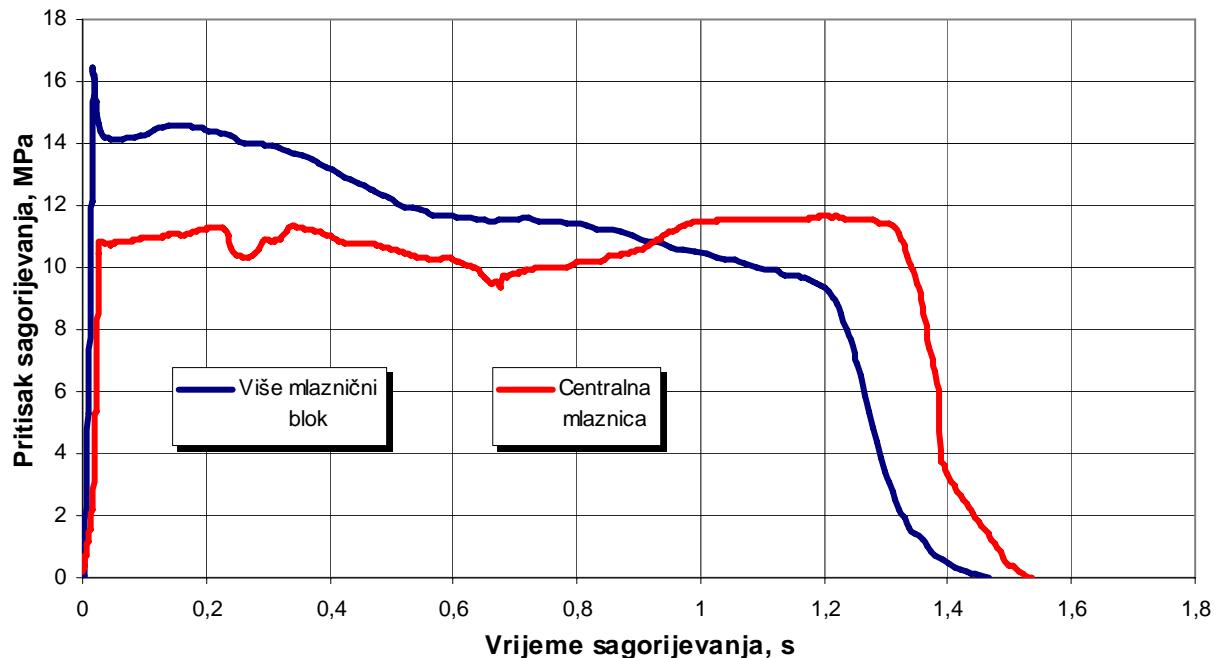
Eksperimentalni rezultati obrađivani su sa ciljem određivanja stepena promijene unutrašnjo balističkih parametara uslijed djestva promijenjivog polja radijalnog ubrzanja u odnosu na parametre izmjerene ili određene u uslovima bez prisustva polja ubrzanja. Međutim, zbog složenosti uslova formiranja polja radijalnog ubrzanja bilo je potrebno:

- ◆ Isključiti utjecaj zakošenja osa mlaznice, s obzirom da se na taj načina formira obrtni momenat reaktivne sile, odnosno promijenjivo polje radijalnog ubrzanja. Procijena utjecaja zakošenja izvršena je poređenjem sa rezultatima ispitivanja raketnih motora kod kojih ose mlaznica su bile paralelne osi motora.
- ◆ Procijeniti utjecaj geometrije konvergentnog dijela mlaznika (centralna mlaznica i mlaznice raspoređene po podionom krugu) koji utječe na usložnjavanje gasnog toka.
- ◆ Korigovati zakone brzine sagorijevanja određene u standardnim balističkim raketnim motorima FLS-2 (32x16), u kojima su brzine gase koji struji paralelno površini sagorijevanja i maseni fluks malog intenziteta, a u realnim raketnim motorima to nije slučaj. Pored toga, način obrade rezultata ispitivanja definisan vojnim standardom je koncipiran za dobijanje srednje brzine sagorijevanja, dok za analizu je važna trenutna brzina sagorijevanja, te je potrebno promijeniti metod obrade rezultata ispitivanja.
- ◆ Izdvojiti utjecaj radijalnog ubrzanja na brzinu sagorijevanja iz ukupne brzine sagorijevanja vodeći računa o utjecaju komponente brzine sagorijevanja uslijed masenog fluksa iznad površine sagorijevanja.
- ◆ Procijeniti utjecaj geometrije kanala za prolaz gasova unutar pogonskog punjenja. Ta procijena će se zasnovati na mađusobnoj uporedbi rezultata ispitivanja dvije geometrije kanala pogonskog punjenja.
- ◆ Uzeti u obzir promijenu površine kritičnog presjeka mlaznica tokom procesa sagorijevanja, voditi računa o promijeni početne efektivne površine kritičnog presjeka mlaznice zbog zakošenja ose mlaznice.
- ◆ Naznačiti za svaki tip motora odnos površine sagorijevanja i površine kritičnog presjeka mlaznica poznatog kao koeficijent Kleminga ili srednji radni pritisak u raketnom motoru u uslovima bez prisustva polja radijalnog ubrzanja.

## 4.2 Utjecaj tipa i geometrije konvergentnog dijela mlaznika

Utjecaj tipa i geometrije konvergentnog dijela mlaznika na nivo izmjene unutrašnjo balističkih parametara promatran je u dva segmenta; prvi se odnosio na ispitivanje utjecaja tipa mlaznice (centralna mlaznica ili mlaznice raspoređene po obodu), dok se drugi odnosio na razmatranje utjecaja zakošenja ose mlaznice u odnosu na osu simetrije raketnog motora.

Odstupanje u karakteru razvoja krive *pritisak vs vrijeme* zbog izmjene tipa mlaznice (centralna mlaznica naspram mlaznica raspoređenih po obodu mlazničnog bloka) vidljiva su iz slike 4.1.



Sl. 4.1 Utjecaj tipa mlaznika na razvoj krive *pritisak vs vrijeme*

Uporedna analiza dijagrama *pritisak vs vrijeme* pokazuje znatne razlike u karakteru razvoja krivih. Kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama pritisak sagorijevanja je znatno veći u početnoj fazi rada raketnog motora, da bi u završnoj fazi bio znatno manji u odnosu na motor sa centralnom mlaznicom. Strujanje gasa unutar raketnog motora i mlaznika ima trodimenzionalan i veoma kompleksan karakter. Kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama javlja se preraspodijela kinetičke energije gase; produkati sagorijevanja koji ističu iz kanala pogonskog punjenja koji udaraju u čelo mlazničnog blok, povijaju se i kreću ka konvergentnim otvorima mlaznica raspoređenih po periferiji mlazničnog bloka, stvarajući vrtložni tok i pri tome mijenjajući efektivnu površinu kritičnog presjeka mlaznica (erozija kritičnog presjeka mlaznica). Kod oba tipa mlaznika, uočena je erozija kritičnog presjeka mlaznice, a što za posljedicu ima promijenu u karakteru razvoja krive *pritisak vs vrijeme*. Detaljno razmatranje posljedica fenomena odstupanja u vrijednostima pritisaka neće biti predmet ove teze, zbog malog broja eksperimentalnih ispitivanja.

Kod raketnih motora sa centralnom mlaznicom primjećen je porast specifičnog impulsa sa pojmom erozije kritičnog presjeka mlaznice i on je iznosio 2,1 %, dok kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama specifični impuls se smanjivao sa pojmom erozije kritičnog presjeka i taj gubitka je iznosio 1,04% specifičnog impulsa raketnog motora sa mlaznicama bez erozije (grafitni uložak u kritičnom presjeku mlaznica). Porast specifičnog impulsa kod centralne mlaznice se može objasniti kao posljedica prisustva metalnih čestica otopljenog metala iz područja kritičnog presjeka u struji produkata sagorijevanja u divergentnom dijelu mlaznika, dok

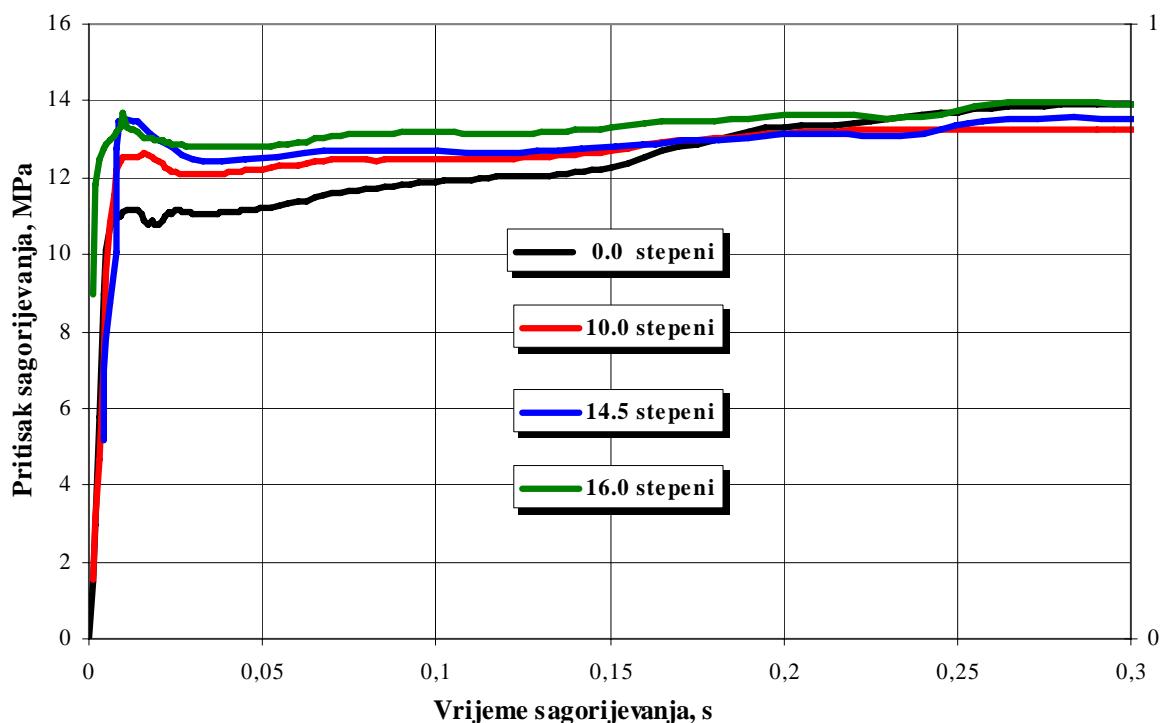
gubitak specifičnog impulsa kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama je posljedica povećanog otpora trenja u dokritičnom presjeku mlaznica zbog izmjene geometrije konvergentnog dijela mlaznica nastale erozijom kritičnih presjeka i poremećaja gasnog toka.

Tip mlaznice također utječe na izmjenu specifičnog impulsa, tako kod mlaznica bez erozije (primjena grafitnih uložaka u zoni kritičnog presjeka) postoji porast specifičnog impulsa kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama u odnosu na motore sa centralnom mlaznicom i prirast specifičnog impulsa je iznosio 2,17%. U slučaju prisustva erozije kritičnog presjeka javlja se smanjenje specifičnog impulsa kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama za 0,98% u odnosu raketne motore sa centralnom mlaznicom. Porast specifičnog impulsa može se objasniti intenzivnjim miješanjem produkata sagorijevanja u dokritičnom dijelu mlaznica kod motora bez erozije mlaznica, dok je gubitak specifičnog impulsa posljedica povećanog otpora strujanja zbog izmjene geometrije konvergentnog dijela mlaznica nastale erozijom kritičnog presjeka mlaznica.

Istraživanje utjecaja ugla nagiba ose mlaznice u odnosu na osu simetrije raketnog motora imalo je za cilj izdvajanje samo utjecaja ugla zakošenja na unutrašnjo balističke parametre. Kod tih raketnih motora, vektor reaktivne sile formirao je samo aksijalnu i radikalnu komponentu sile potiska, nije postojala tangencijalna komponenta sile potiska, koja učestvuje u formiranju obrtnog momenta raketnog motora.

Izvršeno je ispitivanje četiri grupe po dva raketna motora i to sa uglovima  $0^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $14,5^\circ$  i  $16^\circ$ .

Na slici 4.2 prikazan je razvoj početnih dijelova krivih *pritisak vs vrijeme* raketnih motora za sve navedene grupe. Najveće promijene u karakteru krive pritisak-vrijeme primjetne su u početnom periodu rada motora i da bi poslije nekog vremena rada one potpuno nestale.



**Sl. 4.2 Promjena početnog stacionarnog pritiska sagorijevanja pri izmjeni ugla nagiba ose mlaznica**

Iz jednačine promijene pritiska u komori sagorijevanja pri prijelazom režimu rada, zasnovane na ravnoteži masenog bilansa gasa koji ističe kroz mlaznik i gase koji se generiše u komori sagorijevanja:

$$\frac{dp_c}{dt} = \left[ m_{ign} + r \cdot \rho_p \cdot A_b(t) - C_D \cdot A_{th}(t) \cdot p_c \right] \cdot \frac{R \cdot T_c}{V_c} \quad (4.1)$$

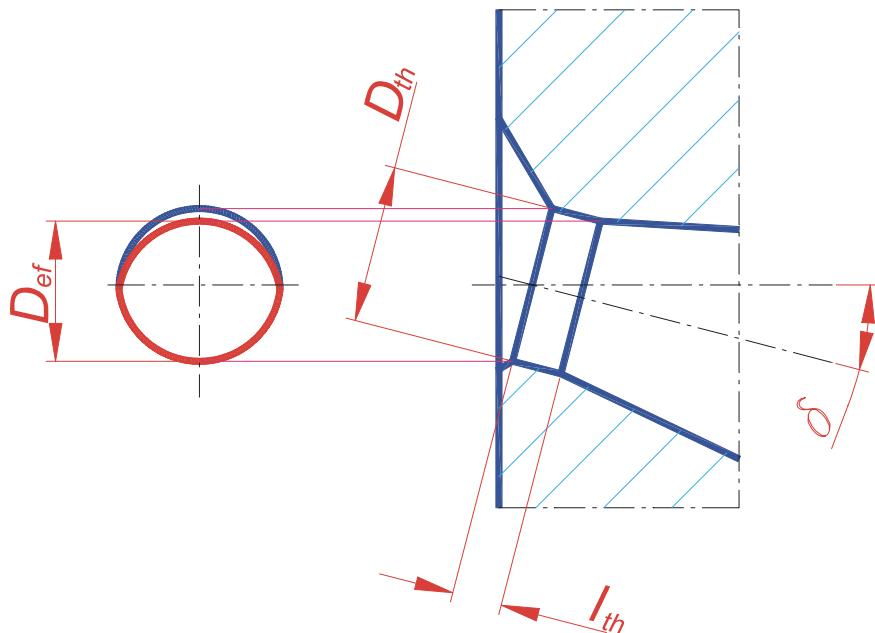
moguće je uočiti, da dominantan utjecaj na brzinu postizanja početnog pritiska stabilnog sagorijevanja, ima izmjena aktivne površine kritičnog presjeka  $A_{th}$  pri izmjeni nagiba ose mlaznice.

Izmjenom ugla nagiba ose mlaznice u odnosu na osu simetrije raketnog motora mijenjaju se vrijednosti početnog pritiska stabilnog sagorijevanja (sl. 4.2) i time i početna efektivna površina kritičnog presjeka mlaznica.

Početna efektivna površina kritičnog presjeka zbog izmjene ugla nagiba ose mlaznice u odnosu na osu motora može se odrediti iz izraza :

$$A_{th}(\delta) = (D_{th} \cdot \cos \delta - l_{th} \cdot \sin \delta) \cdot D_{th} \cdot \frac{\pi}{4} \quad (4.2)$$

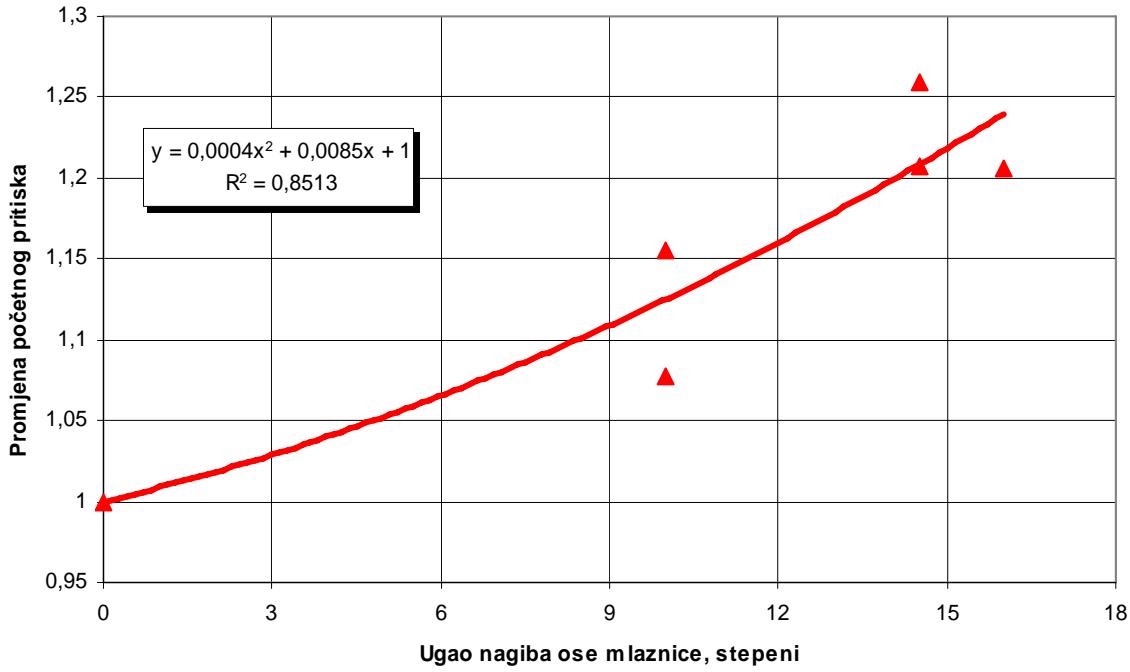
gdje su  $D_{th}$  prečnik kritičnog presjeka,  $l_{th}$  dužina cilindričnog dijela kritičnog presjeka i  $\delta$  ugao nagiba ose mlaznice (sl. 4.3).



Sl. 4.3 Promjena geometrije kritičnog presjeka pri izmjeni ugla nagiba ose mlaznice

Relativna promjena početnog stacionarnog pritiska sagorijevanja (sl. 4.4) u eksperimentalnim realnim motorima bez prisustva polja radikalnog ubrzanja pri izmjeni ugla zakošenja ose mlaznice u odnosu na pritisak u motoru čije su ose mlaznica paralelne osi motora definisan je odnosom:

$$k_{p_c}(\delta) = \frac{p_{c_0}(\delta)}{p_{c_0}} \quad (4.3)$$



**Sl. 4.4 Promjena početnog stacionarnog pritiska sagorijevanja sa uglovim nagiba mlaznica**

Relativna promjena efektivne površine kritičnog presjeka sa promjenom ugla zakošenja (sl. 4.5) u odnosu na stanje kada su ose mlaznica paralelne osi motora predstavljena je odnosom:

$$k_{A_{th}}(\delta) = \frac{(D_{th} \cdot \cos \delta - l_{th} \cdot \sin \delta)}{D_{th}} \quad (4.4)$$

Promjena efektivne površine kritičnog presjeka mlaznika u zavisnosti od vremena rada motora određuje se iz diferencijalne jednačine potiska po vremenu:

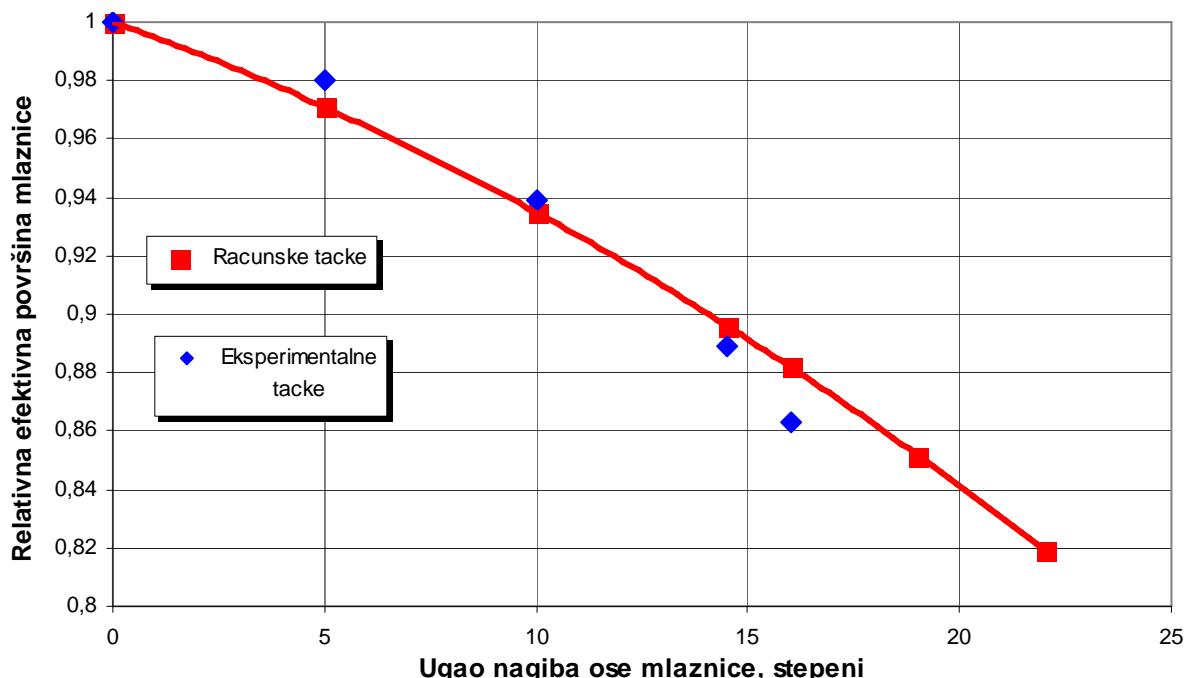
$$dA_{th} = \frac{dF(t) - A_{th}(t) \cdot C_f(t) \cdot dp_c - p_c(t) \cdot A_{th}(t) \cdot dC_f}{p_c(t) \cdot A_{th}(t)} \quad (4.5)$$

i eksperimentalnih podataka o promjeni intenziteta vektora potiska raketnog motora i pritiska u komori u zavisnosti od vremena rada motora (sl.4.5).

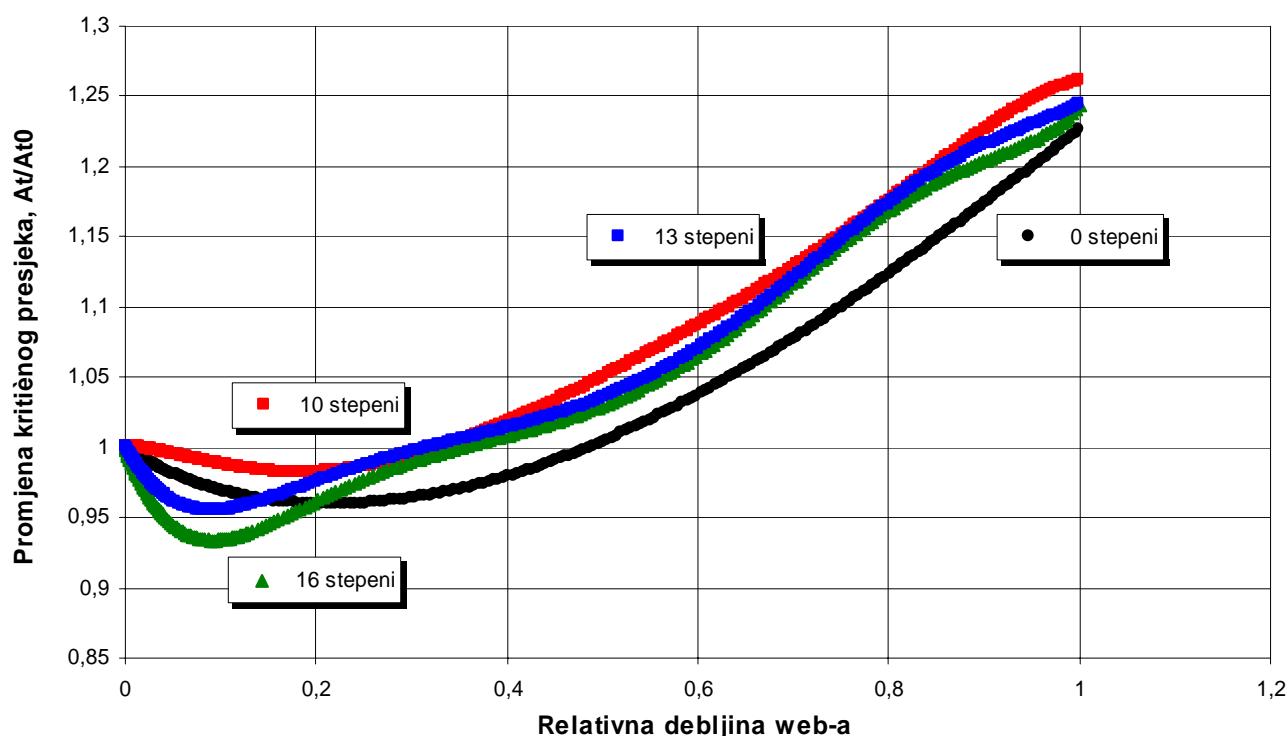
Tokom vremena rada raketnog motora dolazi do pojave erozije kritičnog presjeka mlaznice uslijed visoke temperature produkata sagorijevanja i njihovog kinetičkog djestva, prisustva metalnih uključaka i oksida u strukturi materijala mlaznice itd.

Relativna promjena efektivne površine kritičnog presjeka u funkciji trenutnog položaja fronta plamena (sl. 4.6) određena je odnosom efektivne površine određene korištenjem gornje jednačine i njenim upoređenjem sa početnom vrijednošću efektivne površine kritičnog presjeka mlaznice:

$$k_{A_{th}}(\bar{w}, \delta) = \frac{A_{th}(\bar{w}, \delta)}{A_{th_0}(\delta)} \quad (4.6)$$



Sl. 4.5 Promjena efektivne površine sagorijevanja kritičnog presjeka sa promjenom ugla nagiba osa mlaznica



Sl. 4.6 Relativna promjena kritičnog presjeka mlaznica uslijed erozije za različite uglove nagiba osi mlaznica

Kod svih motora je uočljivo određeno smanjenje efektivne površine kritičnog presjeka mlaznice u prvom dijelu procesa sagorijevanja zbog složenosti strujanja gasnog toka unutar motora i kroz mlaznicu (koeficijent  $k_{A_{th}}(\bar{w}, \delta) < 1$ ). Sa povećanjem vremena rada raketnog (relativne vrijednosti

web-a) pojavljuje se intenzivnija erozija površine kritičnog presjeka [64] što za posljedicu ima uspostavljanje ravnoteže između utjecaja smanjenja površine kritičnog presjeka zbog složenosti gasnog toka i povećanja površine kritičnog presjeka zbog erozije, da bi sa daljim porastom vremena rada postao dominantan utjecaj erozije površine kritičnog presjeka mlaznica. Porastom ugla nagiba ose mlaznice utjecaj erozije površine kritičnog presjeka postaje dominantniji u odnosu na utjecaj složenosti gasnog toka (vrijednost koeficijenta  $k_{A_{th}}(\bar{w}, \delta) \geq 1$  u većem dijelu procesa sagorijevanja). Za  $k_{A_{th}}(\bar{w}, \delta) > 1$ , karakter njegove promijene je veoma sličan za sve ispitivane mlaznice.

Vrijednosti srednjeg i maksimalnog pritiska sagorijevanja, vremena sagorijevanja i brzine sagorijevanja cjelokupne opitne grupe su u okviru dopuštenih odstupanja navedenih veličina [5]. Tipična dopuštena reproduktivnost srednjeg pritiska sagorijevanja na dатoj temperaturi je  $\pm 7\%$  ( $3\sigma$ ), a reproduktivnost pojedinih tačka u dijagramima *pritisak vs vrijeme* je u granicama  $\pm 10\%$  ( $3\sigma$ ). Reproduktivnost srednjeg pritiska sagorijevanja opitne grupe je bila  $\pm 5,42\%$  ( $3\sigma$ ) što ukazuje na izuzetno dobro slaganje mjernih rezultata razmatrane grupe raketnih motora.

Međutim, sumarni utjecaj ovih veličina nije zanemarljiv, tako da je primjetna promijena  $\int p \cdot dt$  sa porastom ugla nagiba ose simetrije mlaznika u odnosu na osu simetrije motora.

Svaka grupa motora, koja je ispitivana pri različitim nagibima osa mlaznica u odnosu na osu simetrije motora, sadržavala su pogonska punjenja iste serije, iste mase i geometrije, motori su se međusobno razlikovali samo u nagibu ose mlaznica, tako da je iz jednačine masene brzine pogonske materije:

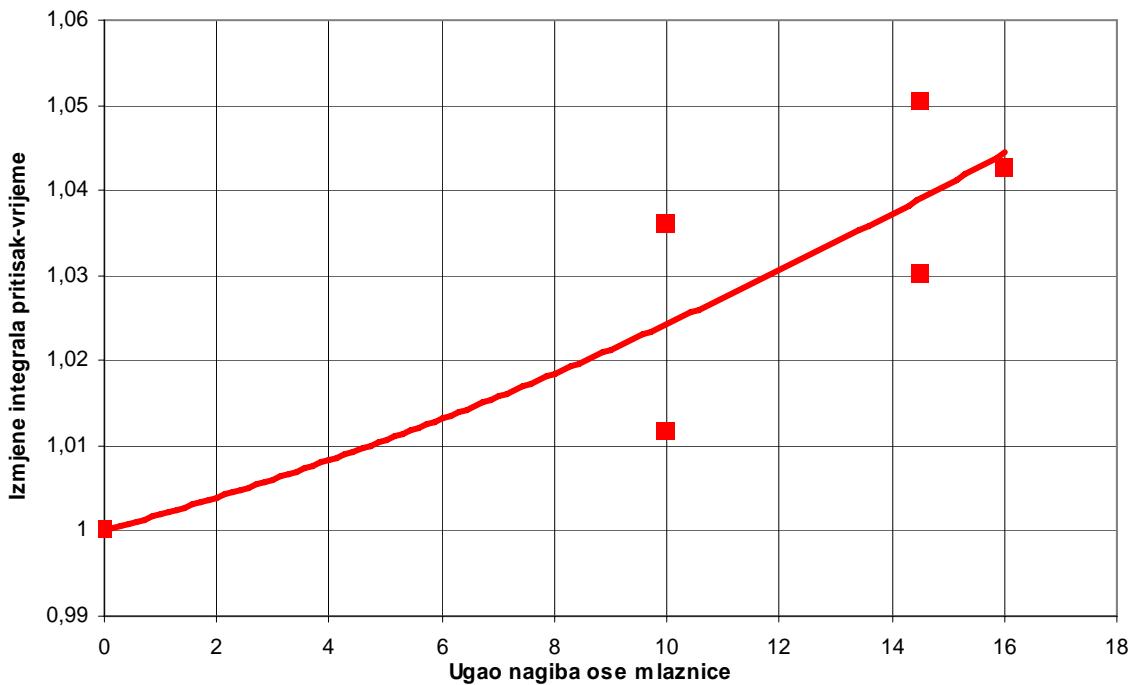
$$\frac{dm}{dt} = C_D \cdot A_{th}(t) \cdot p_c(t) \quad (4.7)$$

moguće zaključiti, da se jedino aktivna površina kritičnog presjeka mlaznika mijenjala obzirom da su promijene srednjeg pritiska sagorijevanja i koeficijenta  $C_D$  neznatne.

Koeficijent promijene integrala pritiska sa vremenom definiše se kao odnos  $\int p(t, \delta) \cdot dt$  za raketni motor pri uglu nagiba ose simetrije mlaznika  $\delta$  i  $\int p(t) \cdot dt$  kada je ugao  $\delta = 0$ :

$$k_\delta = \frac{\int_0^{t_{tot}} p_c(t, \delta) \cdot dt}{\int_0^{t_{tot}} p_c(t) \cdot dt} \quad (4.8)$$

Povećanjem ugla nagiba ose simetrije mlaznika  $\delta$ , smanjuje se aksijalna komponenta vektora sile potiska, a direktno time i efikasna vrijednost totalnog impulsa raketnog motora. Posljedica smanjenja efikasne vrijednosti totalnog impulsa raketnog motora je manja brzina kretanja raketnog projektila, odnosno manji domet.



**Sl. 4.7 Promjena integrala pritiska sa vremenom pri izmjeni ugla nagiba osa mlaznica**

Promjena integrala pritiska sa vremenom pri izmjeni ugla nagiba osa simetrije mlaznica  $\delta$  je u skladu sa smanjenjem efektivne površine kritičnog presjeka pri izmjeni ugla  $\delta$ . Ispitivanjem standardnih balističkih motora sa različitim površinama kritičnog presjeka utvrđeno je da sa smanjenjem površine kritičnog presjeka mlaznica povećava se integral pritiska sa vremenom, odnosno srednji pritisak u raketnom motoru.

Totalni impuls , definisan u opštem slučaju izrazom:

$$I_{tot} = \int F(t) \cdot dt = m_p \cdot I_{sp} \quad (4.9)$$

može se za raketne motore sa uglom nagiba osa simetrije mlaznica  $\delta$  izraziti kao:

$$I_{tot}(\delta) = m_p \cdot I_{sp}(\delta) \quad (4.10)$$

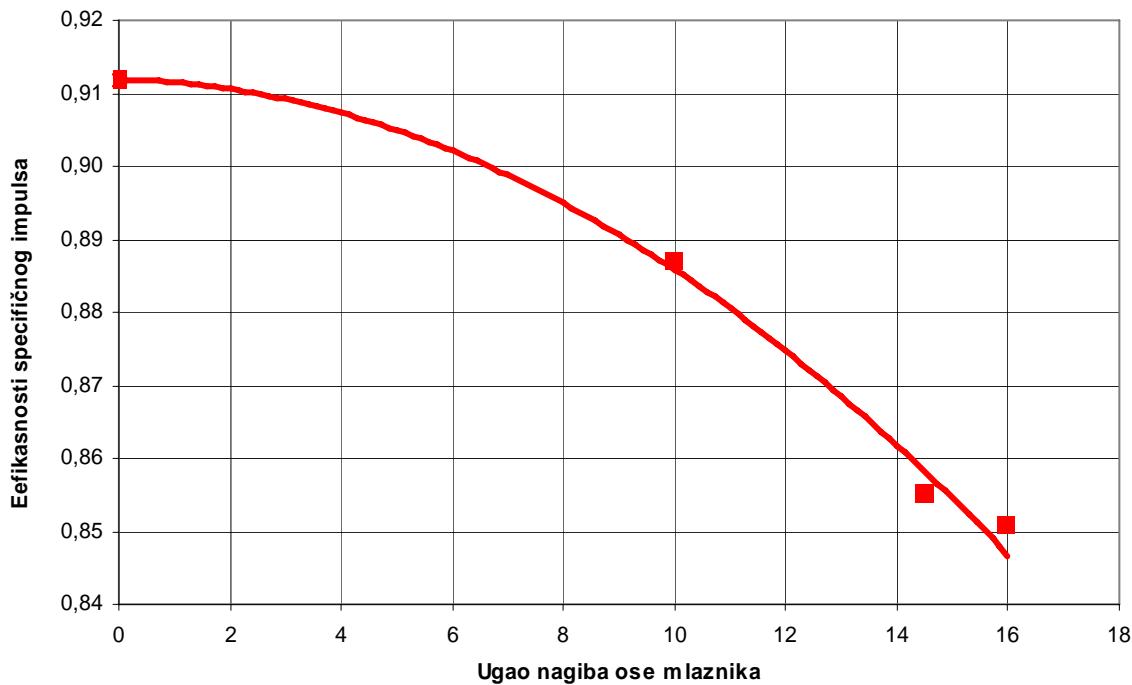
Koeficijent efikasnosti raketnog motora predstavljen odnosom izmjerene vrijednosti totalnog impulsa raketnog motora i teoretske vrijednosti totalnog impulsa pogonskog punjenja:

$$\eta = \frac{I_{tot\ exp}}{I_{tot\ teo}} = \frac{m_p \cdot I_{sp\ exp}}{m_p \cdot I_{sp\ teo}} = \frac{I_{sp\ exp}}{I_{sp\ teo}} \quad (4.11)$$

odnosno za raketne motore sa uglom nagiba osa simetrije mlaznica  $\delta$ , taj izraz ima oblik:

$$\eta(\delta) = \frac{I_{tot\ exp}(\delta)}{I_{tot\ teo}} = \frac{I_{sp\ exp}(\delta)}{I_{sp\ teo}} \quad (4.12)$$

Promjena koeficijenta efikasnosti raketnog motora sa promjenom ugla nagiba ose mlaznika u odnosu na osu simetrije motora za ispitnu grupu je data na slici 4.8.



**Sl. 4.8 Koeficijent efikasnosti raketnog motora u zavisnosti od promijene ugla nagiba osi simetrije mlaznica**

Izmjenom ugla nagiba ose mlaznika povećavaju se otpori strujanja gase u konvergentnom dijelu mlaznika i oni su sadržani u koeficijentu efikasnosti potiska  $\eta_{C_F}$ . Uz pretpostavku da se ne mijenja koeficijent efikasnosti karakteristične brzine  $\eta_{c^*}$ , može se izdvojiti utjecaj novonastalih otpora strujanju gase unutar konvergentnog dijela mlaznika u sklopu koeficijenta  $\eta_{C_F}$  na slijedeći način:

$$\eta(\delta) = \eta_{c^*} \cdot \eta_{C_F}(\delta) \cdot \eta_{ANGL} = \eta_{c^*} \cdot \eta_{C_F}(\delta) \cdot \cos \delta \quad (4.13)$$

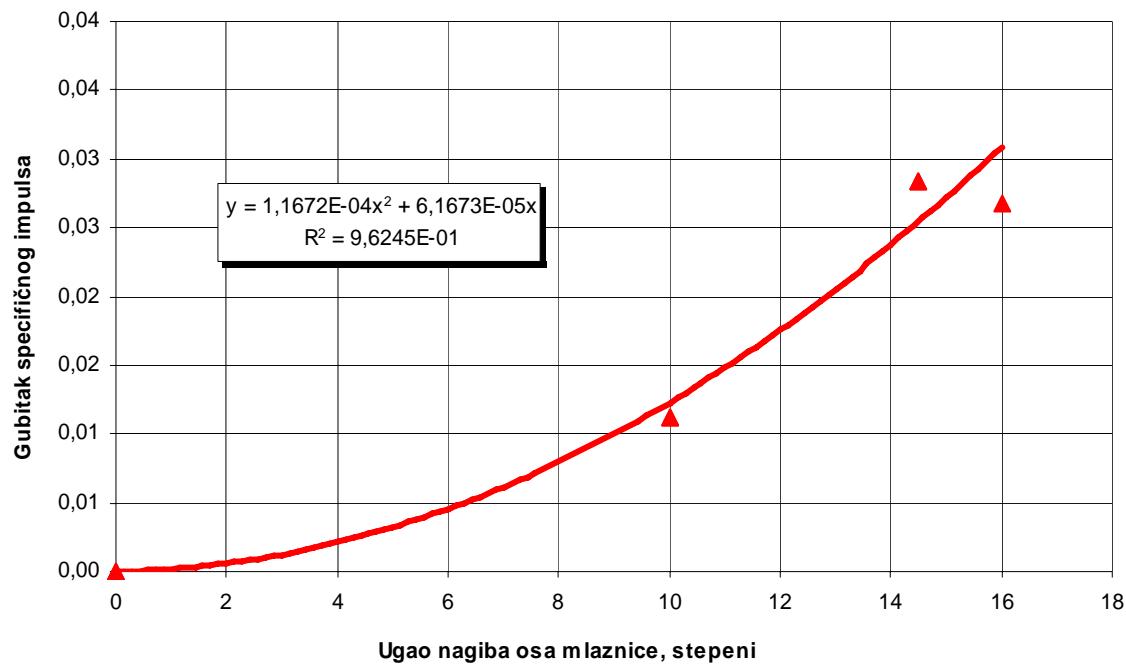
Koeficijent efikasnosti potiska  $\eta_{C_F}$  sadrži u sebi utjecaj gubitka  $\varepsilon_{ANGL}$  zbog izmjene geometrije ulaznog dijela mlaznika pri izmjeni nagiba ose mlaznika u odnosu na osu motora:

$$\eta_{C_F}(\delta) = [1 - \varepsilon_{ANGL}(\delta)] \cdot \eta_{C_F} \quad (4.14)$$

Vrijednost gubitka  $\varepsilon_{ANGL}$  zbog izmjene geometrije ulaznog dijela mlaznika pri izmjeni nagiba mlaznika u odnosu na osu motora može se izračunati iz izraza:

$$\varepsilon_{ANGL}(\delta) = 1 - \frac{I_{sp}(\delta)}{I_{sp}(\delta = 0) \cdot \cos \delta} = 1 - \frac{\eta(\delta)}{\eta(\delta = 0) \cdot \cos \delta} \quad (4.15)$$

i karakter te promjene je prikazan na sl. 4.9.



**Sl. 4.9 Koeficijent gubitka specifičnog impulsa raketnog motora  
 $\varepsilon_{ANGL}$  pri izmjeni ugla nagiba osa mlaznica**

#### **4.3 Dinamika relativnog kretanja čvrstih čestica u polju ubrzanja**

Odstupanja karaktera promjene trenutne brzine sagorijevanja i trenutnog pritiska sagorijevanja kod dvobaznih raketnih goriva sa i bez balističkih modifikatora u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja mogu se objasniti relativnim kretanjem čvrstih čestica modifikatora u zoni površinskog razlaganja u odnosu na površinu sagorijevanja pod utjecajem inercionih sila i sila otpora kretanju čestica uslijed čega se narušava katalitički efekat aditiva. Kretanje čestica aditiva u zoni površinskog razlaganja pogonskog punjenja unutar raketnog motora koji se obrće oko uzdužne ose rakete je složeno kretanje, samo kretanje čestica aditiva u odnosu na zonu površinskog razlaganja pogonskog punjenja se može posmatrati kao relativno kretanje, kretanje rakete u prostoru, odnosno raketnog motora kao prijenosno kretanje ili kretanje čestice aditiva u odnosu na zemlju kao apsolutno kretanje. Koordinatni sistem vezan za zemlju se tada posmatra kao apsolutni koordinatni sistem, a koordinatni sistem koji je vezan za raketu kao relativni koordinatni sistem. S ovim definicijama o prijenosnom i Coriolisovom ubrzaju apsolutno ubrzanje jednako je zbroju prijenosnog, Coriolisovog i relativnog ubrzanja:

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_p + \mathbf{a}_K + \mathbf{a}_r \quad (4.16)$$

s tim da se sve komponente pa i ukupno ubrzanje uzimaju u koordinatnom sistemu vezanom za zemlju ili u koordinatnom sistemu vezanom za raketu.

Drugi Newton-ov zakon primjenjuje se samo u apsolutnom ili inercijalnom koordinatnom sistemu. Međutim kako je važno poznavati relativno kretanje čestice aditiva u odnosu na neki koordinatni sistem koji nije inercijalni sistem, potrebno je izvršiti transformaciju jednadžbe za apsolutno ubrzanje da bi se mogao primjeniti Newtonov zakon za proučavanje relativnog kretanja čestice aditiva:

$$m \cdot \mathbf{a}_r = m \cdot \mathbf{a} - m \cdot \mathbf{a}_p - m \cdot \mathbf{a}_K \quad (4.17)$$

Prodot  $m \cdot a$ , prema Newton-ovm zakonu, jednak je projekcijama rezultante vanjskih sila  $\mathbf{R}$  na osi istog koordinatnog sistema, te je:

$$m \cdot \mathbf{a}_r = \mathbf{R} - m \cdot \mathbf{a}_p - m \cdot \mathbf{a}_K \quad (4.18)$$

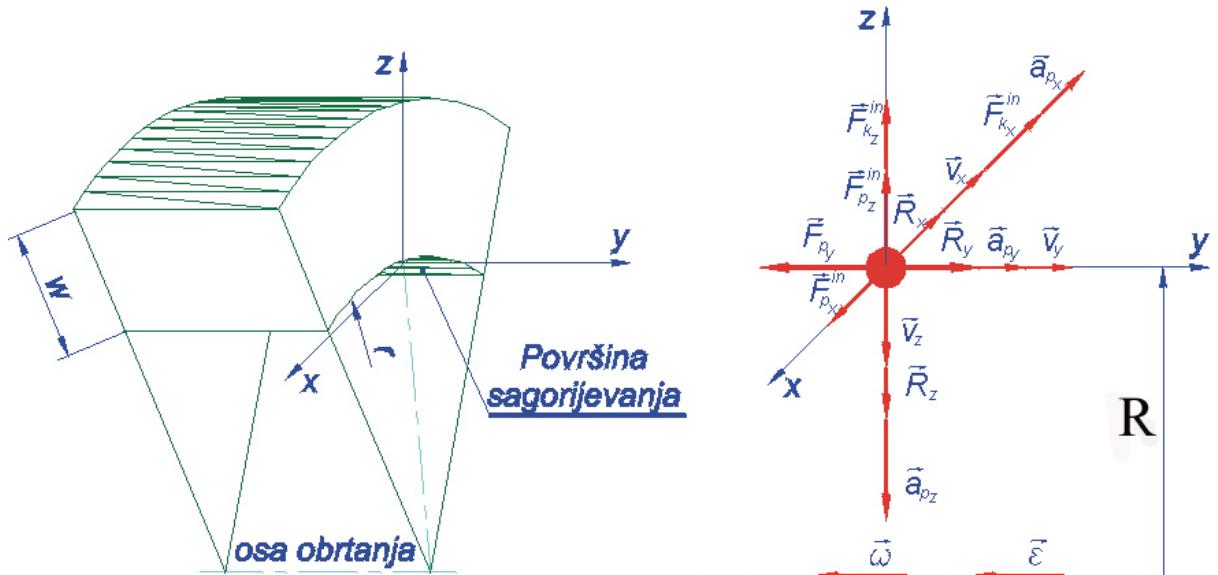
Iz ove jednadžbe vidimo da je produkt vektora relativnog ubrzanja s masom također jednak rezultanti vanjskih sila, ali uvećanoj za još dva vektora i to: prijenosne inercijalne sila  $\mathbf{F}_p = -m \cdot \mathbf{a}_p$  i Coriolisova inercijalna sila  $\mathbf{F}_K = -m \cdot \mathbf{a}_K$ .

U relativnom prostoru te inercijalne sile i stvarne sile zbrajaju se u jednu rezultantu, koja je jednaka produktu relativnog ubrzanja i mase:

$$m \cdot \mathbf{a}_r = \mathbf{R} + \mathbf{F}_p + \mathbf{F}_K \quad (4.19)$$

U relativnom koordinatnom sistemu se može koristiti Newtonov zakon, ali se onda mora stvarnim vanjskim silama dodati i dvije inercijalne sile: prijenosu i Coriolisovu inercijalnu silu. Važno je uočiti činjenicu da zbog toga neko tijelo u relativnom koordinatnom sistemu može imati neko ubrzanje, iako nema vanjskih sila koje djeluju na to tijelo.

Da bi se moglo jasnije sagledati relativno kretanje čestica balističkog modifikatora na površini sagorijevanja u zoni površinskog razlaganja, usvaja se pogonsko punjenje sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova. Na čestice balističkog modifikatora u zoni površinskog razlaganja (Sl. 4.10) koje su izložene djelovanju polja promijenjivog ubrzanja sila otpora kretanju čestica u fluidu  $\mathbf{R}$ , sila zemljine teže  $m \cdot \mathbf{g}$  (zanemarljivo mala u odnosu na ostale sile), inercijalna prijenosna sila  $\mathbf{F}_p = -m \cdot \mathbf{a}_p$  i inercijalna Coriolisova sila  $\mathbf{F}_K = -m \cdot \mathbf{a}_K$ . Prijenosno ubrzanje  $\mathbf{a}_p$  je ubrzanje one tačke rakete u kojoj se u tom trenutku nalazi centar mase "m" čvrste čestice.



Sl. 4.10 Sile koje djeluju na česticu aditiva u polju promijenjivog radijalnog ubrzanja

U trenutku kada se čestica balističkog modifikatora, male mase  $m$ , pojavi na površini sagorijevanja, na nju djeluje sile otpora fluida, inerciona prijenosa sila, relativno ubrzanje je nula, jer mala masa  $m$  miruje u relativnom prostoru, nema Coriolisove inercijalne sile, jer nema relativne brzine. U sljedećem trenutku, čestica se nalazi u zoni površinskog razlaganja pod

utjecajem inercionih sila i sila otpora kretanju čestice kroz fluid. Kretanje čestice balističkog modifikatora kroz fluid zavise od trenutnog položaja čestice u odnosu na osu obrtanja raketnog motora, s obzirom da na karakteristike gasnog toka utiče i ugaona brzina obrtanja raketnog motora. Otpor kretanju čestice balističkog modifikatora je zavisao od karakteristika gasnog toka u trenutnom položaju čestice i komponenti (radijalna, tangencijalna i aksijalna) vektora brzine gasnog toka.

Centar trenutnog relativnog koordinatnog sistema postavljen je na površini sagorijevanja i poklapa se sa trenutnim položajem čestice balističkog modifikatora u trenutku kada se ona pojavi u zoni površinskog razlaganja. Ose relativnog koordinatnog sistema su postavljene tako da je **z** osa normalna na osu obrtanja raketnog motora sa usmjerenjem od nje, **y** osa usmjerena je u pravcu vektora aksijalne brzine gasnog toka i **x** osa je kolinearna i suprotnog smjera sa vektorom tangencijalne brzine gasne struje u položaju centra trenutnog koordinatnog sistema.

Za razmatranje utjecaja promijene položaja čestica balističkih modifikatora u zoni površinskog razlaganja interesantno je samo njihovo relativno kretanje čestice u odnosu na trenutni položaj relativnog koordinatnog sistema. Zbog same prirode procesa sagorijevanja pogonske materije u raketnom motoru front plamena se neprekidno kreće, odnosno pomjera se površina sagorijevanja ili zona površinskog razlaganja. Usvaja se pretpostavka o zamrzavanju kontrolne zapremine, što podrazumjeva da u datom prostoru i vremenu ne dolazi do kretanja relativnog koordinatnog sistema i posmatra se samo kretanje čestice balističkog modifikatora kroz zonu površinskog razlaganja.

Projekcije jednačine relativnog kretanja na ose relativnog koordinatnog sistema, uz zanemarenje utjecaja sile zemljine teže su:

$$m \cdot \frac{d^2 z}{dt^2} = -R_z + F_{p_z}^{in} + F_{K_z}^{in} \quad (4.20)$$

$$m \cdot \frac{d^2 y}{dt^2} = R_y - F_{p_y}^{in} \quad (4.21)$$

$$m \cdot \frac{d^2 x}{dt^2} = -R_x + F_{p_x}^{in} - F_{k_x}^{in} \quad (4.22)$$

Sila otpora kretanju čestice balističkog modifikatora u struji gasnog toka je definisana izrazom:

$$R = \frac{1}{2} \cdot \rho_g \cdot v_g^2 \cdot C_D \cdot S \quad (4.23)$$

gdje su  $\rho_g$  - gustina gasne struje,  $v_g$  - ukupna brzina gasne struje,  $C_D$  - koeficijent otpora čestice i  $S$  - projekcija površina čestice normalno na vektor brzine gasne struje.

Prijenosna inerciona sila izražena je odnosom  $\mathbf{F} = -m \cdot \mathbf{a}_p$  u kome se vektor prijenosog ubrzanja predstavlja relacijom:

$$\mathbf{a}_p = -a_{px} \cdot \mathbf{i} + a_{py} \cdot \mathbf{j} - a_{pz} \cdot \mathbf{k} \quad (4.24)$$

pri čemu su komponente prijenosog ubrzanja za dati sistem:

$$a_{p_x} = R \cdot \varepsilon, \quad a_{p_y} = \frac{[v_y(y, R)]^2}{2 \cdot y}, \quad a_{p_z} = R \cdot \omega^2 \quad (4.25)$$

Koriolisova inerciona sila se izražava kao  $\mathbf{F}_K = m \cdot 2 \cdot (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v})$ , pri čemu se vektor promijenjive ugaone brzine predstavlja odnosom:

$$\boldsymbol{\omega} = -\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{j}, \quad (4.26)$$

a relativna brzina gasne struje, odnosno čestice balističkog aditiva:

$$\mathbf{v} = -v_x \cdot \mathbf{i} + v_y \cdot \mathbf{j} - v_z \cdot \mathbf{k} \quad (4.27)$$

Brzina gasne struje je rezultanta komponenti brzina (radijalne komponente brzine gasnog toka kao rezultata otjecanja gase iz zone površinskog razlaganja, tangencijalne komponente gasne struje zbog djestva promijenjivog polja normalnog ubrzanja na gasnu struju i aksijalne komponente gasne struje unutar kanala za prolaz produkata sagorijevanja).

Radijalna komponenta brzine gasne struje se određuje iz izraza:

$$v_z = r \cdot \frac{\rho_p}{\rho_g} \quad (4.28)$$

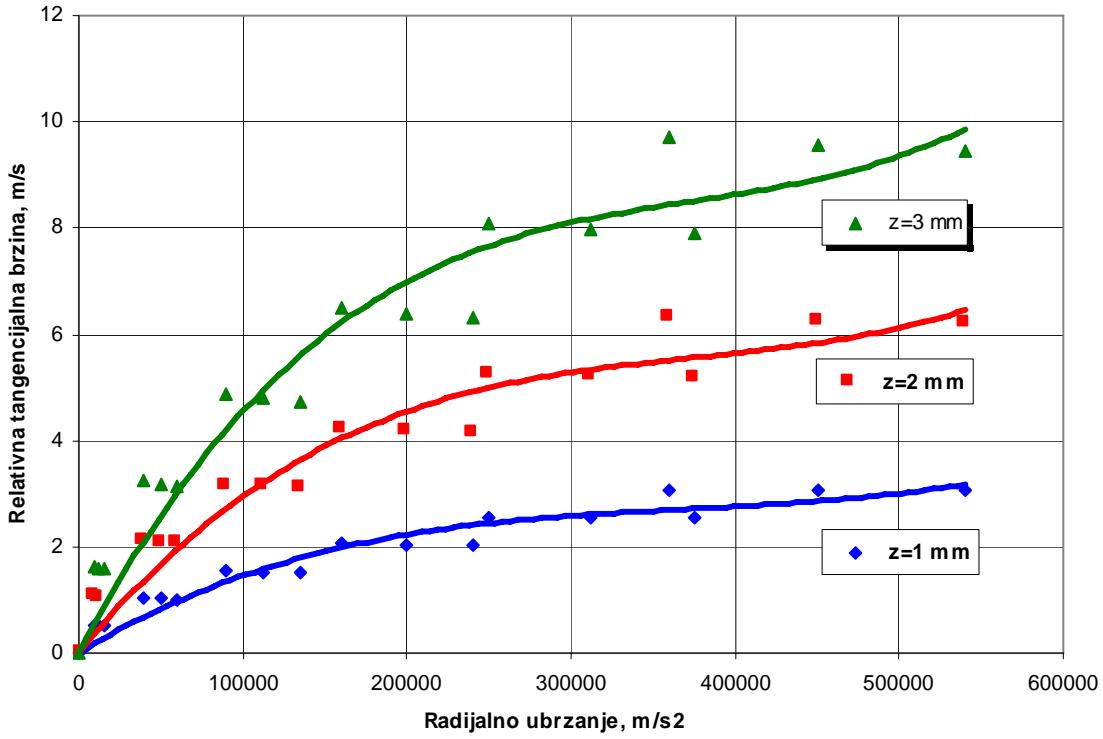
Aksijalna komponenta brzine gasne struje je funkcija položaja merdijanskog presjeka kanala za prolaz gasova u odnosu na čeonu zaustavnu tačku raketnog motora (aksijalna komponenta brzine jednaka nuli). U nekom trenutku procesa sagorijevanja, kada se površina sagorijevanja nalazi na rastojanju  $R$  od ose obrtanja raketnog motora i u merdijanskom presjeku kanala za prolaz gase pomaknutom za rastojanje  $y$  od čeone zaustavne tačke, izraz za relativnu aksijalnu komponentu brzine gasne struje ima oblik:

$$v_y = r(R) \cdot \frac{\rho_p}{\rho_g} \cdot \frac{A_b(R, y)}{A_p(R, y)} \quad (4.29)$$

Obrtanje motora oko uzdužne ose utječe na gasni tok izazivajući pojavu tangencijalne komponente brzine gasnog toka, koja se povećava sa porastom ugaone brzine raketnog motora i sa rastojanjem fronta plamena (površine sagorijevanja) od ose obrtanja. Ako pretpostavimo da se u nekom trenutku čestica balističkog modifikatora nalazi na rastojanju  $z$  od čvrste zone dvobaznog raketnog goriva, a ona na radijalnom rastojanju  $R$  od ose obrtanja raketnog motora, relativna tangencijalna komponenta brzine gasne struje u polju promijenjivog polja normalnog ubrzanja se računa prema približnim zavisnostima [57]:

$$v_x = \omega \cdot R \cdot \frac{z}{R - z} \quad (4.30)$$

Relativna tangencijalna brzina gasnog toka u zoni neposredno iznad površine sagorijevanja ima značajnu vrijednost i bitno utječe na povijanje plamena. Proračun relativne brzine prema jednačini 4.30 pokazuje da razlike u intenzitetima relativne tangencijalne brzine u različitim položajima fronta plamena, pri istim intenzitetima radijalnog ubrzanja i na istim odstojanjima  $z$  od površine sagorijevanja su neznatne (Sl. 4.11).



**Sl. 4.11 Relativna tangencijalna brzina gasne struje na određenom rastojanju od površine sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja**

Povećanjem odstojanja od površine sagorijevanja pri istom intenzitetu polja radijalnog ubrzanja znatno raste relativna tangencijalna brzina gasne struje.

Kretanje čestica aditiva u struji gasa je moguće ako im je prečnik manji od kritičnog prečnika sfere čestica, pri kojem one ostaju na površini čvrste faze pod utjecajem polja radijalnog ubrzanja. Kritični prečnik čestice se određuje iz uslova relativnog mirovanja sferne čestice u uslovima kada na sferu djeluje samo sila otpora kretanju sfere i prijenosna inerciona sila (djelovanje Coriolis-ove sile je jednaka nuli, jer je relativna brzina jednaka nuli):

$$0 = -R_z + F_{p_z}^{in} \quad (4.31)$$

Prijenosna inerciona sila čestice izražava se kao:

$$F_{p_z}^{in} = \frac{d_s^3 \cdot \pi}{6} \cdot \rho_p \cdot a_z \quad (4.32)$$

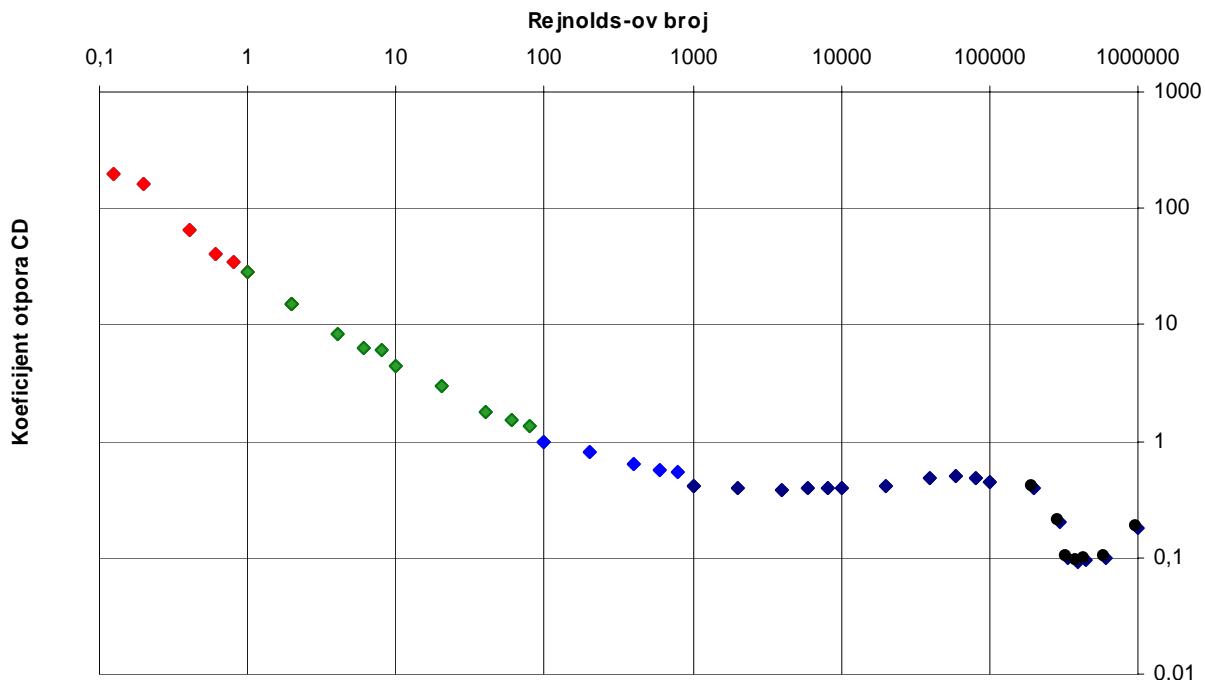
sila otpora djelovanja struje gasa na česticu kao odnos:

$$R_z = \frac{d_s^2 \cdot \pi}{8} \cdot \rho_g \cdot v_{z_r}^2 \cdot C_D \quad (4.33)$$

pri čemu se koeficijent aerodinamičkog otpora čestice određuje iz dijagrama Sl. 4.12 ili iz poluempirijskog izraza određenog od strane Carlson-Holgund [15] za sferne oblike :

$$C_D = \frac{24}{R_e} \cdot \frac{\left(1 + 0,15 \cdot R_e^{0,687}\right) \cdot \left[1 + \exp\left(\frac{0,427}{M^{4,63}} - \frac{3,0}{R_e^{0,88}}\right)\right]}{1 + \frac{M}{R_e} \cdot \left[3,82 + 1,28 \cdot \exp\left(-1,25 \cdot \frac{R_e}{M}\right)\right]} \quad (4.34)$$

Koeficijent aerodinamičkog otpora je određen pod pretpostavkom da čestice imaju oblik sfere, a Rejnolds-ov broj određen je za relativnu brzinu čestice (uzete u obzir radijalna i tangencijalna komponenta brzine gasne struje) [13]. Za određivanje koeficijenta otpora čestice balističkog modifikatora  $C_D=f(R_e)$ , koja će se u daljim razmatranjima smatrati kao čestica idealnog sfernog oblika, koristit će se eksperimentalno određen zakon promijene otpora sfere u funkciji Rejnolds-ovog broja (Sl. 4.12).



**Sl. 4.12 Koeficijent otpora sfere u zavisnosti od Rejnolds-ovog broja [2]**

Usvajanjem sfernog oblika čestice pojednostavljuje se određivanje projekcije površine čestice na ravan normalnu na vektor brzine gasne struje. Čestice čadi su ljuspastog oblika, ali u ovom razmatranju se posmatraju kao sfere čime se znatno pojednostavljuje simulacija dinamike kretanja čestica aditiva u struji gasa izloženoj promjenjivom polju radijalnog ubrzanja.

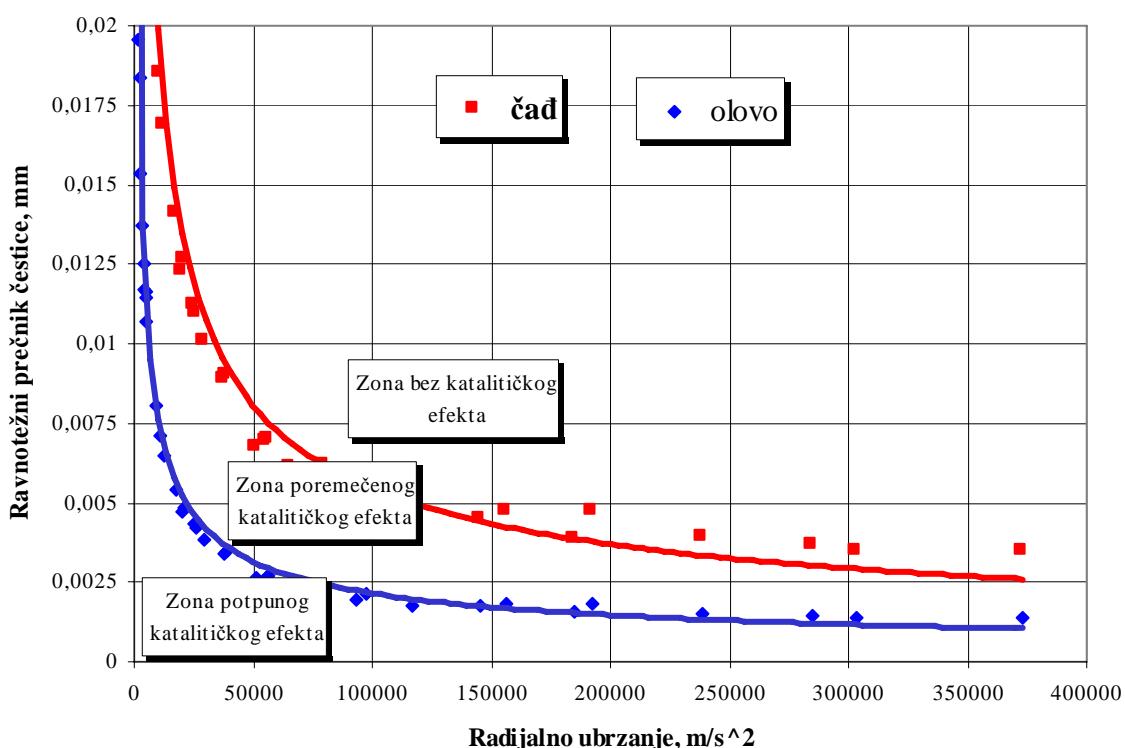
Izraz za kritični prečnik sfere sada ima oblik:

$$d_s = \frac{3}{4} \cdot \frac{\rho_p^2}{\rho_g \cdot \rho_s} \cdot \frac{r^2}{a} \cdot C_D \quad (4.35)$$

Za razmatrano pogonskog punjenja NGR-A sa cilindričnim kanalom za prolaz produkata sagorijevanja u polju promjenjivom radijalnog ubrzanja, uz odgovarajuća pojednostavljenja, određena je veza između kritičnog prečnika sfere čestice datih balističkih aditiva i intenziteta polja radijalnog ubrzanja. Iz slike 4.13 je uočljivo intenzivno smanjenje vrijednosti kritičnog prečnika čestica oba balistička aditiva sa porastom intenziteta polja ubrzanja do vrijednosti od  $50.000 \text{ m/s}^2$ , da bi sa daljim porastom intenziteta polja radijalnog ubrzanja promijena kritičnog prečnika čestica bila sporijeg intenziteta, a poslije vrijednosti ubrzanja od  $250.000 \text{ m/s}^2$  te promijene su neznatne.

Karakter promjena kritičnih prečnika čestica olova i čađi su iste sa promjenom vrijednosti intenziteta polja ubrzanja. Prisutne razlike u kritičnim prečnicima čestica između ova dva aditiva su rezultat razlike u njihovim gustinama. Katalitički efekat se postiže međudjelovanjem oba aditiva sa osnovnim sastavom pogonske materije i pri tome je veoma važan međusobni maseni i granulometrijski odnos aditiva.

Iz analize zavisnosti kritičnih prečnika čestica aditiva (Sl. 4.13) mogu se uočiti tri oblasti. U prvoj oblasti, područje omeđeno plavom linijom, postoji potpuni katalitički efekat između čestica aditiva, čiji se kritični prečnici za dati intenzitet ubrzanja nalaze unutar te oblasti. U drugoj oblasti, područje omeđeno crvenom i plavom linijom, javlja se poremećaj katalitičkog efekta kao posljedica poremećaja masenog i granulometrijskog odnosa aditiva. U trećoj oblasti, područje iznad crvene linije, sve čestice oba aditiva su pribijene za površinu sagorijevanja i ne učestvuju u katalitičkom efektu ili je njihovo učešće zanemarljivo.



Sl. 4.13 Kritični prečnik čestica balističkog aditiva u zavisnosti od promijene intenziteta polja radijalnog ubrzanja

U realnom raketnom motoru sa obrtanjem oko uzdužne ose, front plamena neprekidno se pomjera u pravcu suprotnom od vektora normale na površinu sagorijevanja i produkti sagorijevanja otiču od površine sagorijevanja u pravcu vektora normale na površinu sagorijevanja. Generirani produkti sagorijevanja ispunjavaju unutrašnjost centralnog kanala za prolaz gasova pogonskog punjenja i kreću prema mlazniku, vrijednost aksijalne brzine gasnog toka povećava se od čela motora prema kraju pogonskog punjenja do mlaznika.

Profil brzine gasnog toka u raketnom motoru promijenjiv je duž kanala za prolaz gasova, po vremenu i funkcija je trenutnog položaju fronta plamena. Intenzitet ugaone brzine na istim odstojanjima od ose obrtanja zavisi od ugla nagiba osa mlaznica raketnog motora, tako da profil brzine gasnog toka u nekoj tački zavisi od njenog aksijalnog i radijalnog položaja i trenutne ugaone brzine raketnog motora.

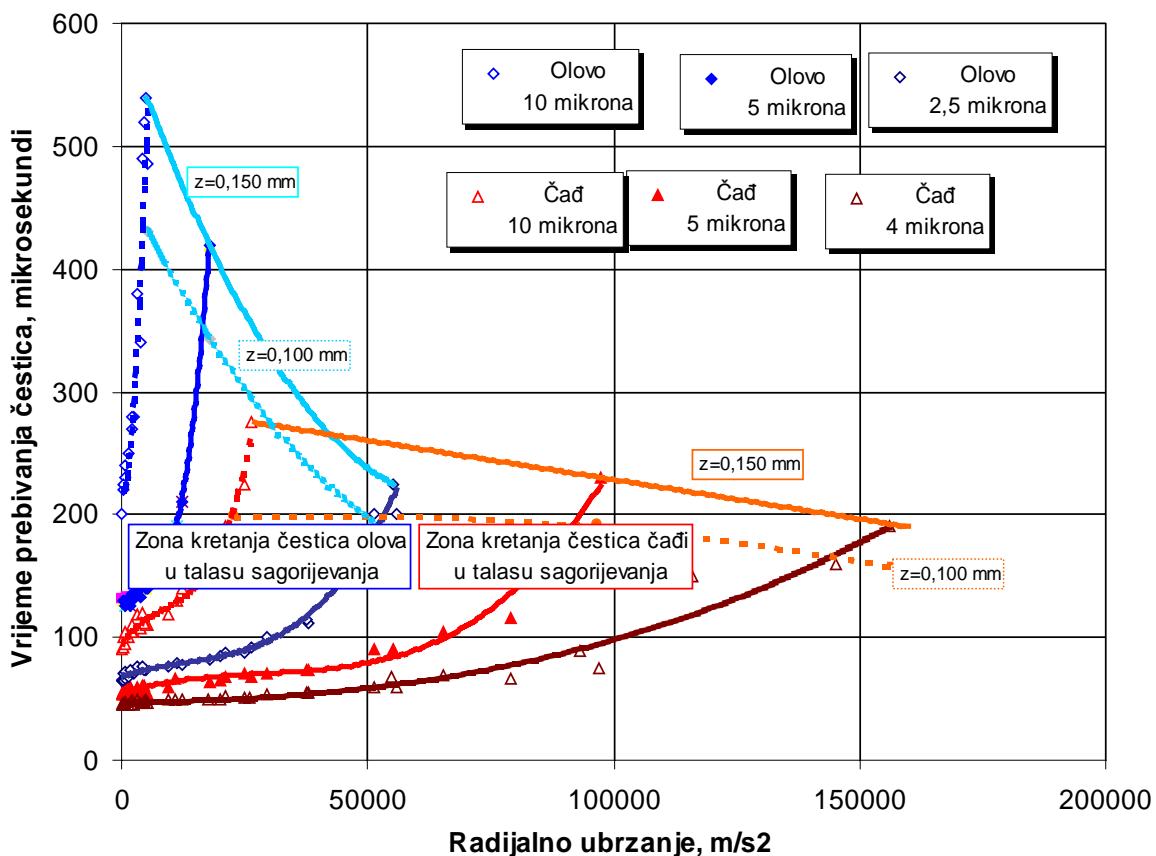
Analiza dinamike relativnog kretanja čestice aditiva nužno zahtjeva poznavanje vektora brzine gasnog toka u području neposredno uz površinu sagorijevanja, Rejnolds-ov broj u gasnom toku, aerodinamički otpor čestice aditiva, geometrijsku i masenu distribuciju čestica aditiva u zoni površinskog razlaganja. Neprekidno pomijeranje fronta plamena (površine sagorijevanja), izmjena karakteristika toka po prostoru i vremenu, prisustvo komponente brzine gasnog toka normalno na površinu sagorijevanja, usložnjava određivanje karakteristika graničnog sloja iznad površine sagorijevanja. S obzirom da je sa stanovišta utjecaja čestica aditiva na proces sagorijevanja interesantno njihovo relativno kretanje samo u zoni koja je udaljena par stotina mikrona od čvrste zone površine sagorijevanja, može se zaključiti da su utjecaji aksijalne i tangencijalne komponente brzine mali u odnosu na radijalnu komponentu otjecanja produkata sagorijevanja i da se mogu zanemariti.

Za razmatranje utjecaja relativnog kretanja čestica aditiva na proces sagorijevanja, važna je samo komponenta tog kretanja u pravcu z-ose, u neposrednoj blizini zone površinskog razlaganja pogonskog punjenja. Projekcija jednačina relativnog kretanja čestice aditiva u pravcu z-ose ima oblik:

$$m \cdot \frac{d^2 z}{dt^2} = -\frac{1}{2} \cdot \rho_g \cdot v_z^2 \cdot C_D \cdot S + m \cdot R \cdot \omega^2 - 2 \cdot m \cdot v_x \cdot \omega \quad (4.36)$$

Relativno kretanje čestica aditiva (olovo stearata i čadi) posmatrano je samo u zoni debljine  $150 \mu\text{m}$  (debljina zona površinskog razlaganja i primarnog plamena) neposredno iznad zone predgrijavanja (sl. 4.14). Cilj te analize je bilo određivanje vremena prebivanja čestica u toj zoni za izabrane prečnike čestica pod utjecajem polja promijenjivog radijalnog ubrzanja (mijenjan je i trenutni položaj fronta plamena). Nije bila poznata stvarna masena i geometrijska distribucija čestica balističkih aditiva (poznat je geometrijski raspon prečnika čestica aditiva i njihova ukupna masa u strukturi pogonske materije), prije njihove ugradnje u strukturu dvobaznog raketnog goriva, a po ugradnji ne postoji mogućnost procijene njihove površinske raspodijele unutar strukture dvobaznog raketnog goriva. Pri određivanju Rejnolds-ovog broja za proračun koeficijenta otpora zanemaren je utjecaj komponenta aksijalne brzine gase,, jer se usvojila pretpostavka da je njena vrijednost u sloju debljine  $150 \mu\text{m}$  iznad čvrste zone znatno manja u odnosu na ostale dvije komponente brzine. Za određeni intenzitet polja ubrzanja sve čestice aditiva većeg prečnika od kritičnog se gomilaju na površinu sagorijevanja, a čestice aditiva manjeg prečnika od kritičnog se kreću prema zonama sagorijevanja. Vrijeme prebivanja čestica aditiva u zonama površinskog razlaganja i primarenog plamena je određeno uz pretpostavku da je njihova debljina oko  $150 \mu\text{m}$  i da se ne mijenja u svim razmatranim položajima fronta plamena (ta pretpostavka nije u potpunosti tačna zbog toga što debljine zona sagorijevanja zavise od pritiska sagorijevanja, a on se mijenja pri promjeni položaja fronta plamena).

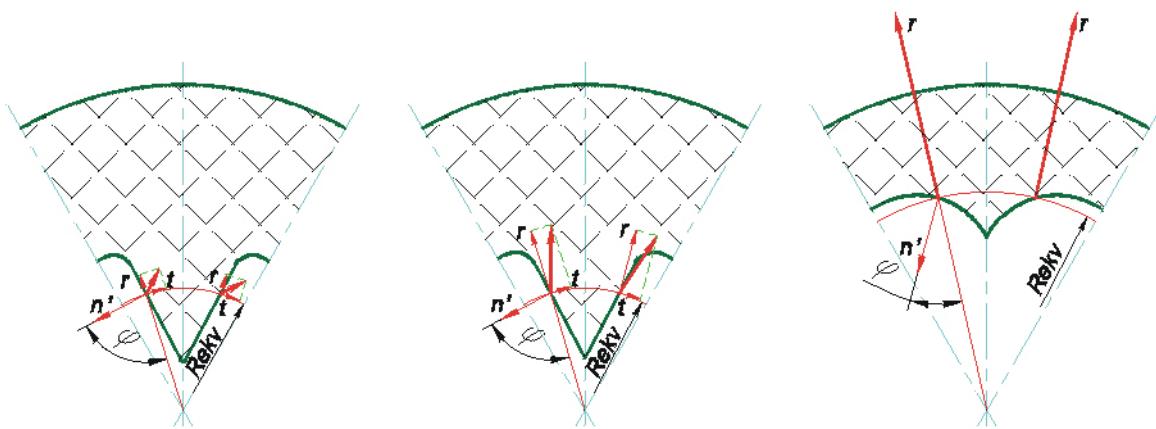
Vrijeme prebivanja čestica aditiva određeno je za dvije zone iznad čvrste faze, debljine  $100 \mu\text{m}$  i  $150 \mu\text{m}$ , za različite položaje fronta plamena i pri različitim intenzitetima vektora radijalnog ubrzanja i za određene prečnike čestica. Funkcija promijene vremena prebivanja čestica aditiva ima nelinearan karakter, zavisi od vrste aditiva, prečnika čestice i intenziteta polja radijalnog ubrzanja. Za isti intenzitet ubrzanja vrijeme prebivanja raste kako se prečnik čestice približava kritičnom prečniku čestice (slučaj kada je čestica priljepljena za čvrstu fazu pogonske materije). Čestice koje imaju znatno manji prečnik od kritičnog, imaju znatno manje vrijeme prebivanja u razmatranom sloju i prisutne su u znatno većem intervalu vrijednosti polja radijalnog ubrzanja.



**Sl. 4.14 Vrijeme prebivanja čestice aditiva u talasu sagorijevanja na udaljenosti  $100\mu$  i  $150\mu$  od čvrste površine u prisustvu promjenjivog polja radijalnog ubrzanja**

Porastom prečnika čestica aditiva vrijeme prebivanja se produžava. Aditivi sa većom gustoćom imaju duže vrijeme prebivanja u razmatranom sloju i prisutni su u manjem interval vrijednosti polja radijalnog ubrzanja. Čestica čađi prečnika  $5 \mu\text{m}$  u talasu sagorijevanja debljine  $150 \mu\text{m}$  ima vrijeme prebivanja  $65 \mu\text{s}$  bez djelovanja polja radijalnog ubrzanja, a pri intenzitetu polja radijalnog ubrzanja od  $90.000 \text{ m/s}^2$  ima vrijeme prebivanja  $220 \mu\text{s}$ . Čestica olova prečnika  $5 \mu\text{m}$  u sloju iste debljine ima vrijeme prebivanja  $130 \mu\text{s}$  bez djelovanja polja radijalnog ubrzanja, a pri intenzitetu polja radijalnog ubrzanja od  $18.000 \text{ m/s}^2$  ima vrijeme prebivanja  $420 \mu\text{s}$ . Prema rezultatima mjerena koja je izvršio Zenin [83] u uslovima koji su bitno povoljniji i drugaćiji od onih koji su vladali u ispitivanim raketnim motorima, vrijeme opstajanja čvrstih čestica u pojedinim zonama sagorijevanja se mjeri milisekundama i jako zavisi od pritiska sagorijevanja, dok je simulacijom pokazano da u polju intenzivnijeg utjecaja polja radijalnog ubrzanja, vrijeme opstajanja čestica sa prečnikom manjim od kritičnog prečnika se mjeri u mikrosekundama.

Kod pogonskog punjenja sa geometrijom presjekom kanala za prolaz produkata sagorijevanja u obliku zvijezde određivanje kritičnog prečnika čestica aditiva je kompleksnije zbog same geometrije pogonskog punjenja. Karakter strujanja unutar takvog kanala je veoma kompleksan, potrebna su dva uslova ravnoteže čestice, jedan u pravcu  $x$ -ose, a drugi u pravcu  $z$ -ose, oni su promjenjivi u različitim tačkama duž kraka zvijezde u istom vremenskom trenutku i u tačkama na istom rastojanju od ose obrtanja kod dvije susjedne strane kraka zvijezde (vektori tangencijalnog ubrzanja zaklapaju različite uglove sa vektorom normale na površini sagorijevanja u tim tačkama).



**Sl. 4.15 Međusobni odnosi intenziteta vektora tangencijalnog i radijalnog ubrzanja u različitim fazama procesa sagorijevanja**

Uslovi ravnoteže čestice aditiva kod takve konfiguracije pogonskog punjenja su suviše kompleksna. Rezultati proračuna ne bi bili realni s obzirom da postoji jako mnogo nepoznatih veličina I dinamika čestica aditiva za ovaj slučaj nije vršen.

#### 4.4 Utjecaj na integral pritisak-vrijeme

Grupe motora ispitivane u polju promijenjivog visokog radijalnog ubrzanja sadržavale su pogonska punjenja iste serije, iste mase i geometrije, a međusobno su se razlikovali po nagibima osa mlaznica u odnosu na osu simetrije motora i po intenzitetima radijalnog ubrzanja.

Vrijednosti integrala pritisak vrijeme za raketne motore sa nagibom osa simetrije mlaznica  $\delta$  u odnosu na uzdužnu osu simetrije motora i izloženih utjecaju promijenjivog polja radijalnog ubrzanja, smanjivala se sa porastom ubrzanja u odnosu na vrijednosti integrala pritisak vrijeme kod raketnih motora bez obrtanja (bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja) za isti ugao nagiba ose simetrije mlaznica  $\delta$ . Taj trend je bio prisutan kod oba tipa pogonske materije i kod obje geometrije pogonskog punjenja.

Ukupni utjecaj radijalnog ubrzanja na promijenu integrala pritisak-vrijeme za sve četiri osnovne grupe raketnih motora posmatran je iz odnosa:

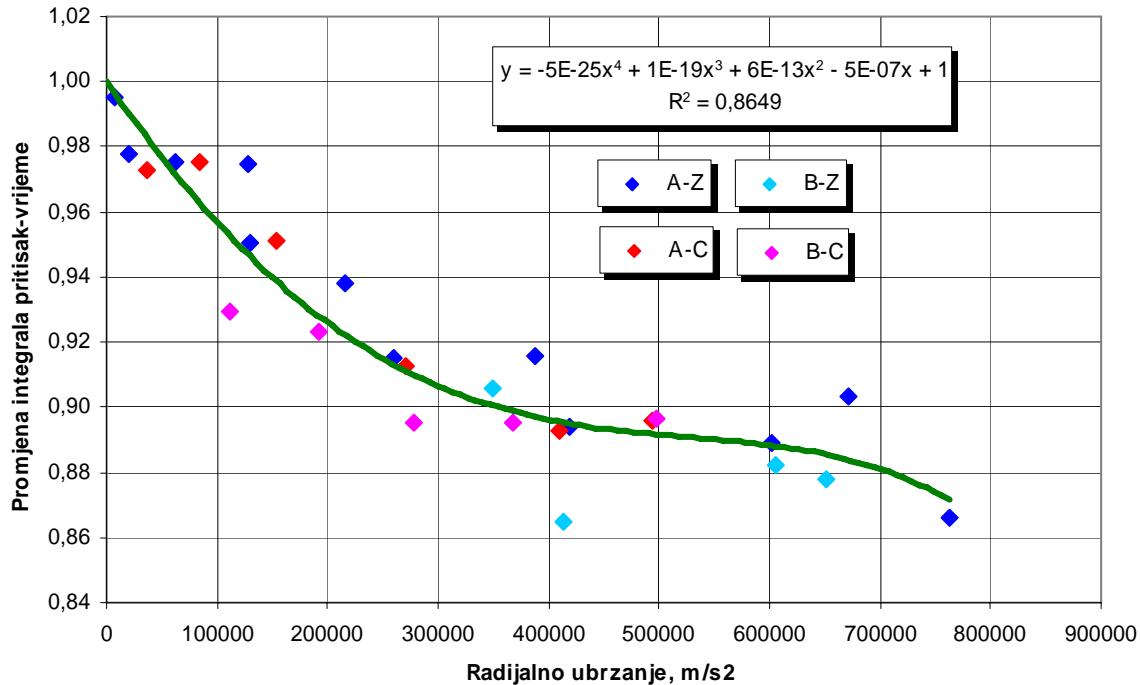
$$k_{\delta,acc} = \frac{\int_0^{t_{tot}} p_c(t, \delta, a) \cdot dt}{\int_0^{t_{tot}} p_c(t) \cdot dt} \quad (4.37)$$

gdje su  $p_c(t, \delta, a)$  trenutni pritisak u komori sagorijevanja u promijenjivom polju visokog radijalnog ubrzanja sa odgovarajućem uglom nagiba osa mlaznica u odnosu na osu motora i  $p_c(t)$  trenutni pritisak u komori sagorijevanja motora bez utjecaju polja radijalnog ubrzanja (osi mlaznica su paralelne uzdužnoj osi simetrije motora).

Stvarni utjecaj polja radijalnog ubrzanja na integral pritiska sa vremenom se može procijeniti ako se izdvoji utjecaj ugla nagiba osa mlaznica u odnosu na uzdužnu osu motora na promjenu integrala pritiska sa vremenom:

$$k_{acc} = \frac{k_{\delta,acc}}{k_{\delta}} = \frac{\int_0^{t_{tot}} p_c(t, \delta, a) \cdot dt}{k_{\delta} \cdot \int_0^{t_{tot}} p_c(t) \cdot dt} \quad (4.38)$$

Karakter tog utjecaja je prikazan na sl. 4.16.



**Sl. 4.16 Promjena integrala pritisaka sa vremenom u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja**

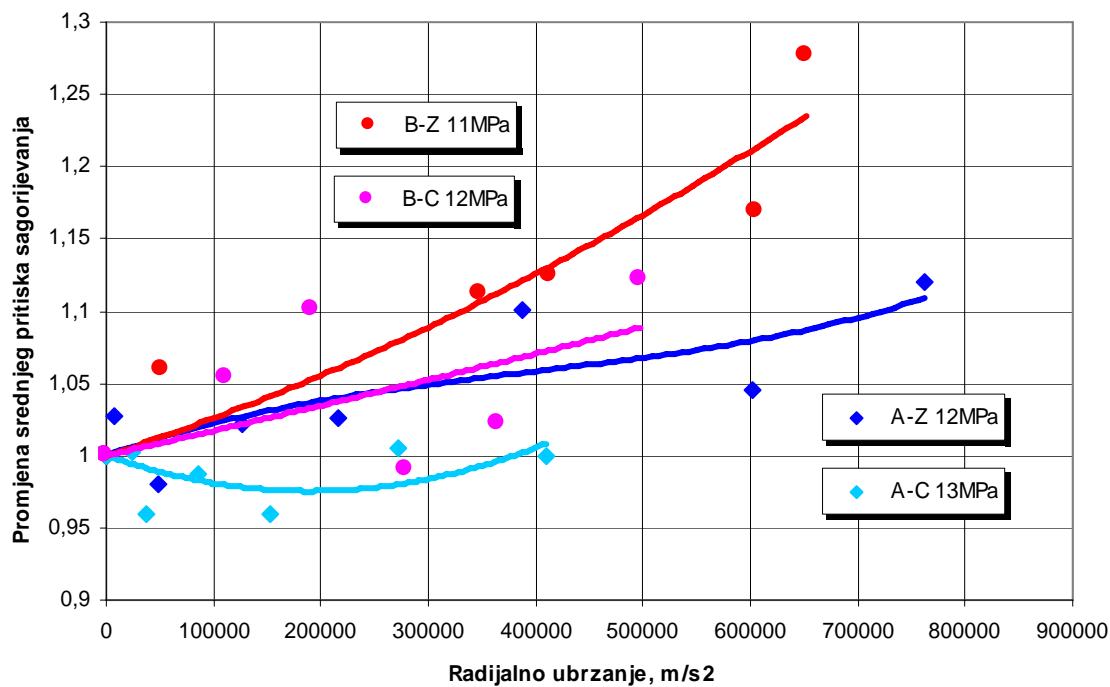
#### 4.5 Utjecaj na srednji pritisak sagorijevanja

Srednji pritisak u komori sagorijevanja definisan je odnosom:

$$P_{av} = \frac{\int_0^{t_{tot}} p_c \cdot dt}{t_b} \quad (4.39)$$

Intenzitet i karakter promjene srednjeg pritiska na utjecaj polja promjenjivog radijalnog ubrzanja prikazan je na sl. 4.17.

Promjena srednjeg pritiska kod pogonske materije NGR-B je veća, nego kod pogonske materije NGR-A. Kod pogonskih punjenja sa geometrijom kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde promjena pritiska je intenzivnija kod obje pogonske materije u odnosu na pogonska punjenja sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova.



**Sl. 4.17 Promjena srednjeg pritiska sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja**

Obje pogonske materije sa punjenjima sa geometrijom kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde imaju rast srednjeg pritiska sagorijevanja u raketnom motoru sa rastom nivoa ubrzanja, dok karakter promijene srednjeg pritiska sagorijevanja pogonskih punjenja sa cilindričnim kanalom je mnogo kompleksniji i nije jednoznačan.

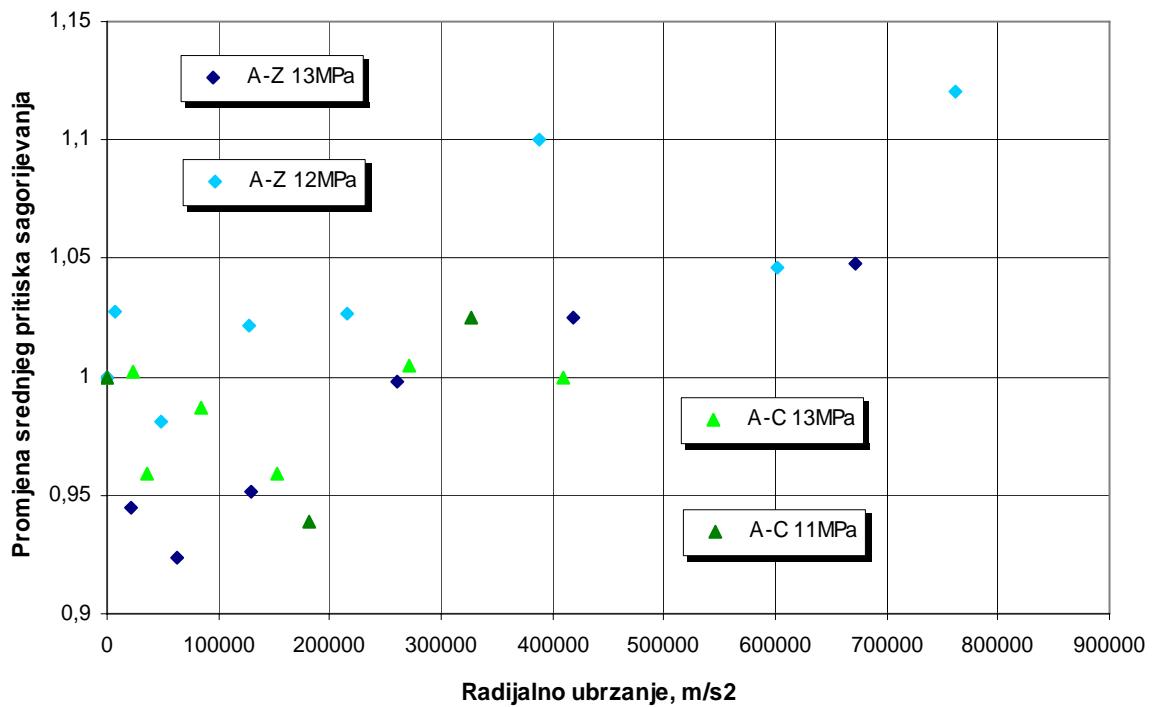
Tokom ispitivanja pogonske materije NGR-A, uočeno je smanjenje srednjeg pritiska sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja intenziteta do  $200.000 \text{ m/s}^2$  u odnosu na stanje bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja (sl. 4.18).

Kod pogonske materije NGR-B promjena srednjeg pritiska u polja promjenjivog radijalnog ubrzanja (sl.4.19) je veća sa porastom intenziteta polja pri nižim osnovnim pritiscima sagorijevanja, za obje geometrije pogonskog punjenja, dok je pri istom osnovnom pritisku sagorijevanja ta promjena intenzivnija za pogonsko punjenje sa geometrijom kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde.

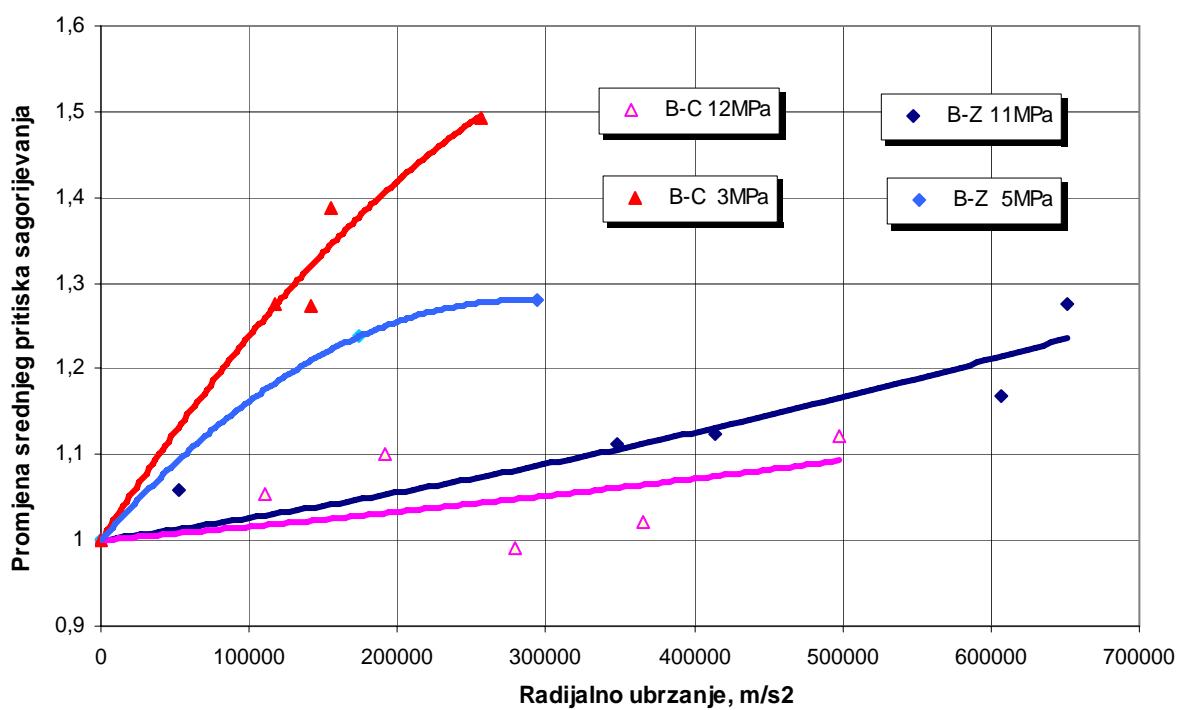
Promijenesrednjeg pritiska su intenzivnije kod pogonskih punjenja sa cilindričnim kanalom i kod većeg osnovnog pritiska sagorijevanja.

Sa porastom intenziteta polja radijalnog ubrzanja iznad vrijednost od  $200.000 \text{ m/s}^2$  raste i vrijednost srednjeg pritiska sagorijevanja.

Promjena srednjeg pritiska sagorijevanja sa promjenom intenziteta polja radijalnog ubrzanja je nelinearna i ona bitno zavisi od tipa pogonske materije i geometrije pogonskog punjenja. Te promijene su intenzivnije ako se proces sagorijevanja odvija na nižim pritiscima i kod pogonskih materija sa nižom osnovnom brzinom sagorijevanja.



Sl. 4.18 Promjena srednjeg pritiska sagorijevanja pogonske materije NGR-A u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja



Sl. 4.19 Promjena srednjeg pritiska sagorijevanja pogonske materije NGR-B u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja

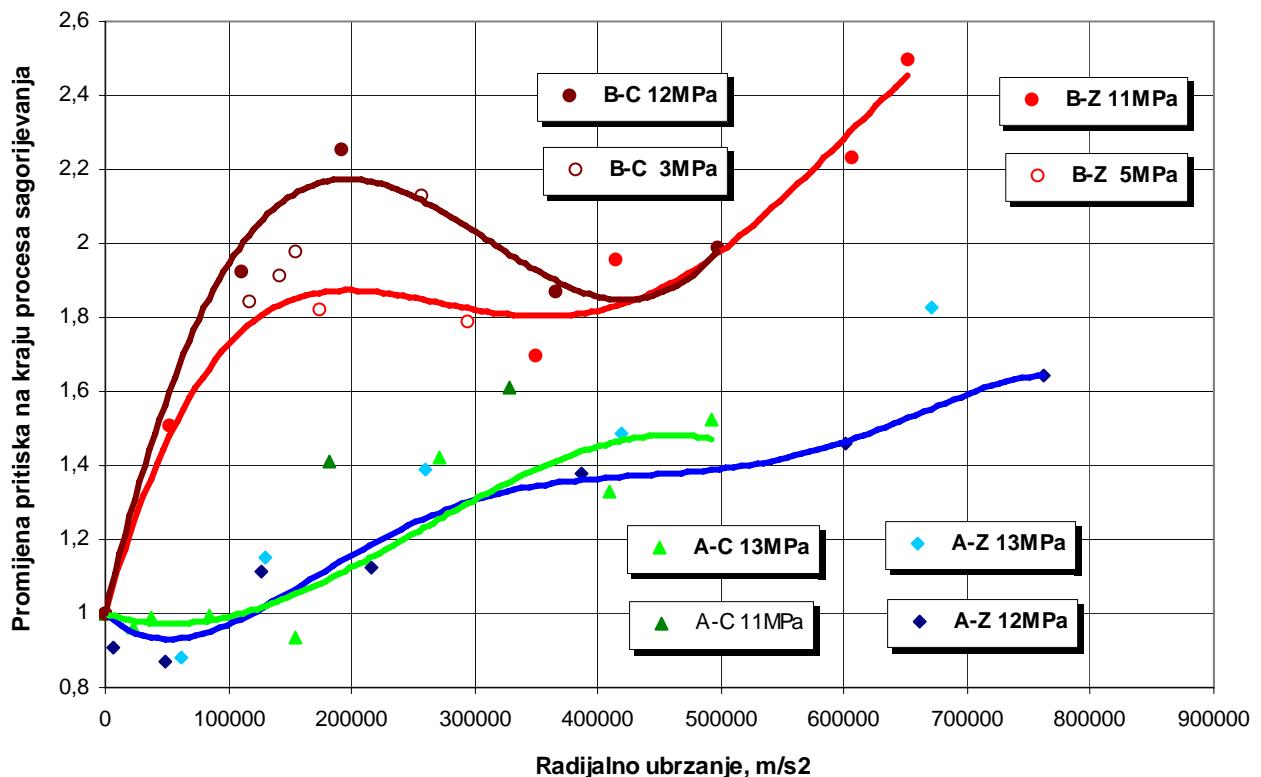
#### 4.6 Utjecaj na pritisak na kraju procesa sagorijevanja

Promjena pritiska na kraju procesa sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja u trenutku  $t_b$ , tj. kada front plamena dosegne unutrašnju površinu omotača inhibitora važan je parametar za ocjenu sigurnosti strukture raketnog motora u cjelini.

Koeficijent promijene pritiska na kraju procesa sagorijevanja predstavljen je odnosom:

$$k_{p_b} = \frac{p_c(t_b, a_b)}{p_c(t_b)} \quad (4.40)$$

Na sl. 4.20 prikazan je koeficijenta promijene pritiska na kraju procesa sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja, za sva četiri tipa raketnih motora i za različite osnovne pritiske sagorijevanja (pritisak na kraju procesa sagorijevanja bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja)



Sl. 4.20 Promjena pritiska na kraju procesa sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja

Pogonska materije sa manjom osnovnom brzinom sagorijevanja osjetljivija je na utjecaj polja promjenjivog radijalnog ubrzanja tj. promjena pritiska  $p(t_b)$  za pogonsku materiju NGR-B je intenzivnija nego za pogonsku materiju NGR-A. To je u saglasnošću sa rezultatima istraživanja drugih autora.

Zapažanje o povećanju intenziteta promjene pritiska  $p(t_b)$  sa porastom radijalnog ubrzanja kod raketnih motora koji sagorijevaju na nižim pritiscima je u skladu sa istraživanjima drugih autora. Promjena pritiska  $p(t_b)$  u polju radijalnog ubrzanja kod pogonskih punjenja sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova je veća nego kod punjenja sa geometrijom poprečnog presjeka kanala u obliku zvijezde, a što je potvrđeno kod pogonskih materija NGR-A i NGR-B.

Ispitivanja pogonske materije NGR-A u području *plateau* efekta pokazuju znatno manju promijenu pritiska  $p(t_b)$  u polju radijalnog ubrzanja nego kod ispitivanja pogonske materije NGR-B koja nema *plateau* efekat.

Promjena pritiska sagorijevanja na kraju procesa sagorijevanja je izrazito nelinearna, značajniji utjecaj ima tip pogonske materije nego geometrija pogonskog punjenja.

#### **4.7 Utjecaj na srednju brzinu sagorijevanja**

Srednja brzina sagorijevanja pogonskih punjenja definisana je izrazom:

$$r_{av} = \frac{w}{t_b} \quad (4.41)$$

dok je promijena srednje brzine sagorijevanja sa promijenom intenziteta polja promijenjivog radijalnog ubrzanja predstavljena kao odnos:

$$k_{r_{av}} = \frac{r_{av}(t, a)}{r_{av}(t)} \quad (4.42)$$

Kako je brzina sagorijevanja funkcija pritiska sagorijevanja, a on se mijenja sa promijenom intenziteta ubrzanja, potrebno je izvršiti korigovanje koeficijenta promijene srednje brzine sagorijevanja:

$$k_{r_{av}}^{corr} = \frac{\frac{r_{av}(t, a)}{r_{av}(t)}}{\left( \frac{p_{c_{av}}(t, a)}{p_{c_{av}}(t)} \right)^n} \quad (4.43)$$

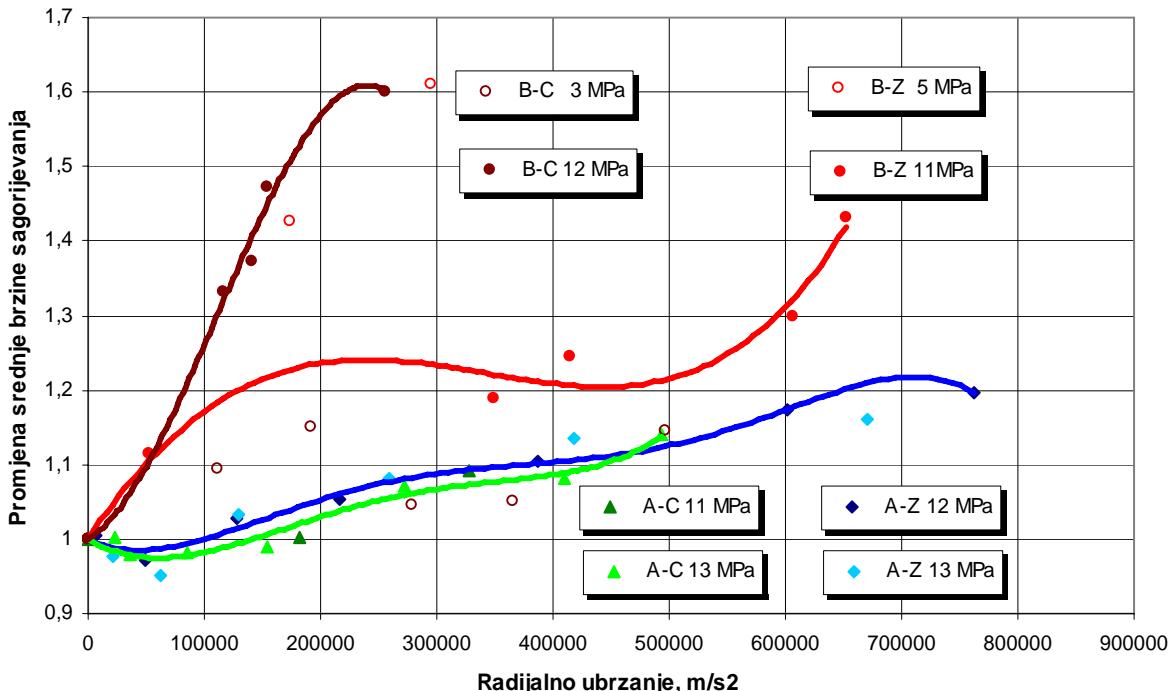
Rezultati analize promijene srednje brzine sagorijevanja, pri različitim intenzitetima polja promijenjivog radijalnog ubrzanja za sva četiri tipa raketna motora i pri različitom osnovnom pritisku sagorijevanja su prikazana na sl. 4.21.

Intenzitet promijene srednje brzine sagorijevanja je znatno veći kod pogonske materije NGR-B nego kod pogonske materije NGR-A.

Kod pogonske materije NGR-B, za obje geometrije kanala za prolaz gasova, uočljiva je intenzivnija promijena rasta srednje brzine sagorijevanja sa porastom intenziteta polja radijalnog ubrzanja. Punjenje sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova ima znatno intenzivniju promijenu srednje brzine sagorijevanja u odnosu na pogonsko punjenje sa geometrijom kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde.

Za pogonsku materiju NGR-A i obje geometrije kanala za prolaz gasova uočljivo je smanjenje srednje brzine sagorijevanja pri nivou radijalnog ubrzanja do oko  $100.000 \text{ m/s}^2$ , daljim porastom nivoa radijalnog ubrzanja blago raste srednje brzine sagorijevanja u odnosu na srednju brzinu sagorijevanja bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja. Karakter promijene srednje brzine sagorijevanja je veoma sličan za obje geometrije kanala za prolaz gasova.

Karakter promijene srednje brzine sagorijevanja bitno zavisi od tipa pogonske materije i nije uočen bitan utjecaj osnovnog pritiska sagorijevanja na promijenu srednje brzine sagorijevanja.



Sl. 4.21 Promjena srednje brzine sagorijevanje u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja

#### 4.8 Utjecaj na karakterističnu brzinu istjecanja

Svaka grupa raketnih motora sadržavala je pogonska punjenja iste serije, iste mase i geometrije, razlike su postojale samo u nagibu osa simetrije mlaznica u odnosu na uzdužnu osu motora, te se može smatrati da je integral mase produkata sagorijevanja koja ističe u jedinici vremena kroz kritični presjek mlaznika isti za sve ispitivane motore:

$$\int_0^{t_{\text{tot}}} dm = \int_0^{t_{\text{tot}}} \frac{A_{th}(t) \cdot p_c(t, \delta, a)}{c^*(a)} \cdot dt \quad (4.44)$$

Karakteristična brzina istjecanja  $c^*$  može se predstaviti izrazom:

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma \cdot R_c \cdot T_c}}{\Gamma(\gamma)} \quad \text{gdje je} \quad \Gamma(\gamma) = \gamma \cdot \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4.45)$$

iz kojeg je vidljivo da zavisi od temperature, gasne konstante i odnosa specifičnih toplota, a ne zavise, bitno, od promjena pritiska sagorijevanja. Iz tog razloga moguće je procijeniti osjetljivost karakteristične brzine sagorijevanja na utjecaj polja promjenjivog radijalnog ubrzanja, a upoređujući motore ispitivane u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja i motore ispitane bez utjecaja polja ubrzanja.

Usvaja se da je karakteristična brzina  $c^*(a)$  u uslovima sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja, proporcionalna koeficijentu osjetljivosti karakteristične brzine istjecanja  $k_{c^*}$

i karakterističnoj brzini istjecanja  $c^*$  u uslovima sagorijevanja bez prisustva polja radijalnog ubrzanja:

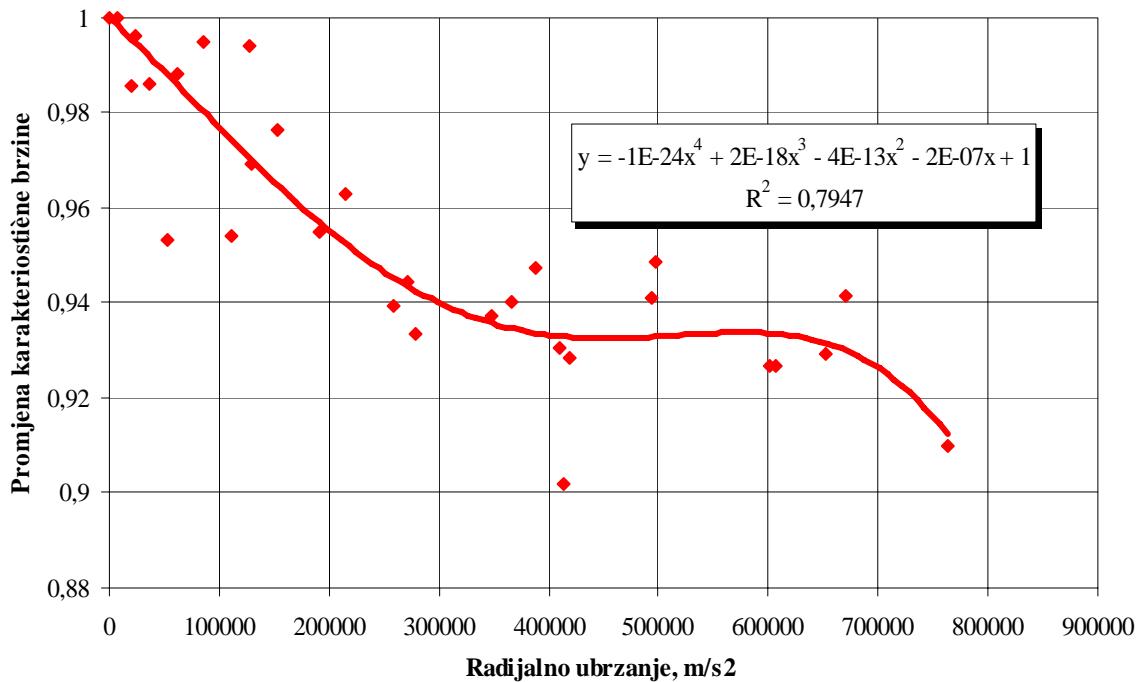
$$c^*(a) = k_{c^*} \cdot c^* \quad (4.46)$$

Koeficijent promijene karakteristične brzine istjecanja moguće je odrediti iz uslova jednakosti integrala mase produkata sagorijevanja koji ističu u jedinici vremena kroz kritični presjek mlaznika raketnih motora izloženih polju promjenjivog radijalnog ubrzanja i raketnih motora ispitivanih bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja i vodeći računa o zavisnosti promijene integrala pritiska sa vremenom uslijed promijene ugla nagiba osa mlaznica u odnosu na osu simetrije raketnog motora:

$$k_{c^*} = \frac{\int_0^{t_{tot}} A_{th}(\delta) \cdot p_c(t, \delta, a) \cdot dt}{\int_0^{t_{tot}} A_{th} \cdot p_c(t) \cdot dt} = k_\delta \cdot k_{acc} \cdot k_{A_{th}}(\delta) \quad (4.47)$$

Promjena karakteristične brzine istjecanja  $k_{c^*}$  u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja data je na sl. 4.22.

U sklopu ovog koeficijenta promijene karakteristične brzine istjecanja, pored koeficijenata  $k_\delta$  i  $k_{acc}$  treba uzeti i utjecaj promijene površine kritičnog presjeka zbog promijene ugla nagiba osi mlaznice.



Sl. 4.22 Promjena karakteristične brzine u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja

Iz sl. 4.22 i jednačine 4.47, očigledno da je promjena karakteristične brzine istjecanja u polju promjenjivog polja radijalnog ubrzanja, sadrži u sebi značajan utjecaj tipa mlaznika, utjecaj nagiba osa mlaznica u odnosu na uzdužnu osu motora i kao posljedicu toga bitno promijenjene uslove strujanja gasa u području do kritičnih presjeka mlaznica. Time je osporena konstatacija [72] da karakteristična brzina istjecanja  $c^*$  predstavlja samo karakteristiku veze pogonske materije i dizajna komore sagorijevanja i da je bitno nezavisna od karakteristika mlaznika.

Uočavaju se dvije karakteristične faze utjecaja polja radijalnog ubrzanja na promijenu karakteristične brzine istjecanja; prvu karakteriše naglo smanjenje karakteristične brzine istjecanja, a drugu neosjetljivost na utjecaj polja radijalnog ubrzanja.

#### 4.9 Utjecaj na trenutnu brzinu sagorijevanja

Trenutna brzina sagorijevanja u polju radijalnog ubrzanja u realnom raketnom motoru, pored osnovne vrijednosti određene linearnim zakonom sagorijevanja, sadrži načelno u sebi više komponenti, od kojih su najznačajnije one koje zavise od masenog fluksa i radijalnog ubrzanja. Određivanje ovih komponenti je složen zadatak i podrazumijeva uvođenje čitavog niza pretpostavki radi procijene utjecaja svake komponente na ukupnu vrijednost trenutne brzine sagorijevanja.

Trenutna brzina sagorijevanja se može izraziti kao:

$$r_i = a \cdot p_c^n + \sum \delta r_i \quad (4.48)$$

gdje je  $\delta r_i$  i-ta komponenta utjecaja na osnovnu brzinu sagorijevanja,  $a$  i  $n$  parametri brzine sagorijevanja određeni u balističkim raketnim motorima.

Trenutna brzina sagorijevanja se određuje iz jednačine o održanju mase koja uspostavlja ravnotežu između mase  $\dot{m}_g$  nastale sagorijevanjem pogonske materije u jedinici vremena i sume masa produkata sagorijevanja akumuliranih u raketnom motoru  $dM/dt$  i mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu  $\dot{m}_n$ :

$$\dot{m}_g = \frac{dM}{dt} + \dot{m}_n \quad (4.49)$$

odnosno,

$$\rho_p \cdot A_b \cdot r = \left( \rho_g \cdot \frac{dV}{dt} + V \cdot \frac{d\rho_g}{dt} \right) + \frac{p_c \cdot A_{th}}{c^*} \quad (4.50)$$

gdje je

$$\frac{d\rho_g}{dt} \cong \frac{1}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt} \quad (4.51)$$

Tako da izraz za trenutnu brzinu sagorijevanja ima oblik:

$$r = \frac{1}{\rho_p \cdot A_b} \cdot \left( \frac{p_c}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dV}{dt} + \frac{V}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt} + \frac{A_{th} \cdot p_c}{c^*} \right) \quad (4.52)$$

Promijenu osnovne brzine sagorijevanja u polju radijalnog ubrzanja je moguće procijeniti poslije izdvajanja utjecaja ostalih komponenti. Osnovni cilj istraživanja autora je razmatranje utjecaja polja promijenjivog radijalnog ubrzanja na parametre unutrašnje balistike raketnih motora, odnosno na osnovnu brzinu sagorijevanja dvobaznog raketnog goriva. Usvaja se pretpostavka da postoje samo utjecaji dvije osnovne komponente tj. utjecaj masenog fluksa i utjecaj polja promijenjivog radijalnog ubrzanja. Ova pretpostavka je opravdana, s obzirom da su rezultati istraživanja utjecaja masenog fluksa produkata sagorijevanja na osnovnu brzinu

sagorijevanja [5, 66] vršena od strane brojnih drugih autora potvrdili dominantan utjecaj strujanja produkata sagorijevanja iznad površine sagorijevanja na pojavu erozivnog sagorijevanja u odnosu na ostale utjecaje.

#### 4.9.1 Utjecaj masenog fluksa

Maseni fluks u raketnom motoru definiše se kao odnos mase produkata sagorijevanja u jedinici vremena i površine poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova  $A_p(t)$  i on je funkcija aksijalne pozicije razmatranog presjeka  $x$  i vremena  $t$ :

$$\frac{\dot{m}_x(t)}{A_p(t)} = \frac{A_{bx}(t, x) \cdot r \cdot \rho_p}{A_p(t)} \quad (4.53)$$

Najveća vrijednost masenog fluksa se postiže u poprečnom presjeku, neposredno do početka konvergentnog dijela mlaznika i u početnim trenucima rada raketnog motora, kada je odnos  $J=A_b/A_p$  najveći (površina kanala za prolaz gasova je tada namanja).

Promjena brzine sagorijevanja na prisustvo masenog fluksa, razmatrana je u okviru analize sagorijevanja raketnih motora bez djelovanja polja radijalnog ubrzanja na osnovu poznatih parametara pogonske materije, pogonskog punjenja i raketnih motora. Uočena je značajnija razlika između trenutne brzine sagorijevanja određene u standardnim opitnim balističkim motorima i brzine sagorijevanja određene u realnim motorima i ta razlika je posljedica djelovanja masenog fluksa, odnosno strujanja gasa paralelno površini sagorijevanja. Taj utjecaj nije jednoznačno određen vrijednošću masenog fluksa, nego je povezan i sa vrijednošću trenutnog pritiska sagorijevanja. To je u skladu sa istraživanjima koje je vršio Kreidler [43], da je pri sagorijevanju nekih pogonskih materija izloženih malim masenim fluksovima uočeno je smanjenje brzine sagorijevanja, odnosno da pri većim vrijednostima masenog fluksa nastupa povećanje brzine sagorijevanja u odnosu na osnovnu brzinu sagorijevanja, određenu u standardnim balističkim motorima. Granična vrijednost masenog fluksa, pri kojoj dolazi do porasta brzine sagorijevanja, zavisi od pritiska sagorijevanja i za različite vrijednosti pritisaka su vrijednosti graničnih masenih fluksova drugačije.

Promjena trenutne brzinu sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa izvršena je analizom dijagrama *pritisak vs vrijeme* svih tipova raketnih motora bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja, za poznate geometrije pogonskih punjenja, poznate karakteristike raketnih motora i osnovne zakone sagorijevanja.

Uz prepostavku da samo maseni fluks utječe na izmenu osnovnog zakona brzine sagorijevanja, određene su trenutne vrijednosti brzine sagorijevanja koristeći jednačinu 4.52 u intervalima pritiska sagorijevanja širine  $1 \text{ MPa}$ .

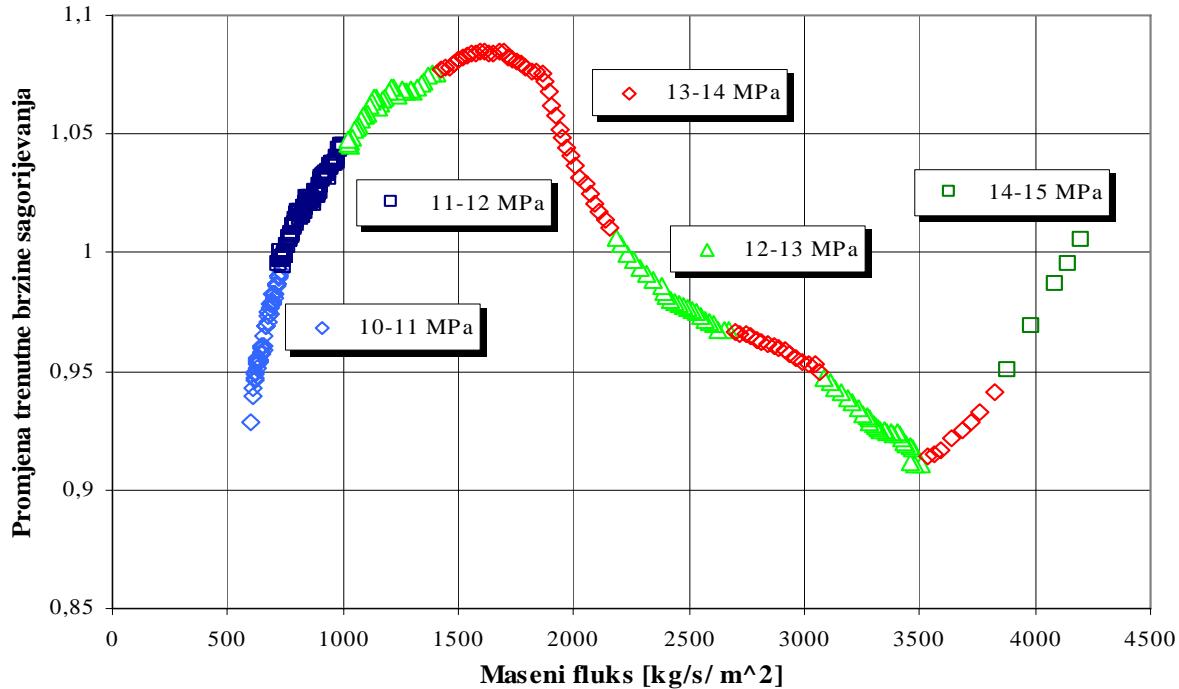
Komponenta trenutne brzine sagorijevanja kao posljedica utjecaja masenog fluksa određena je zatim na slijedeći način:

$$\delta r_{\dot{m}} = r(p_c, \dot{m}_{A_p}) - a \cdot p_c^n \quad (4.54)$$

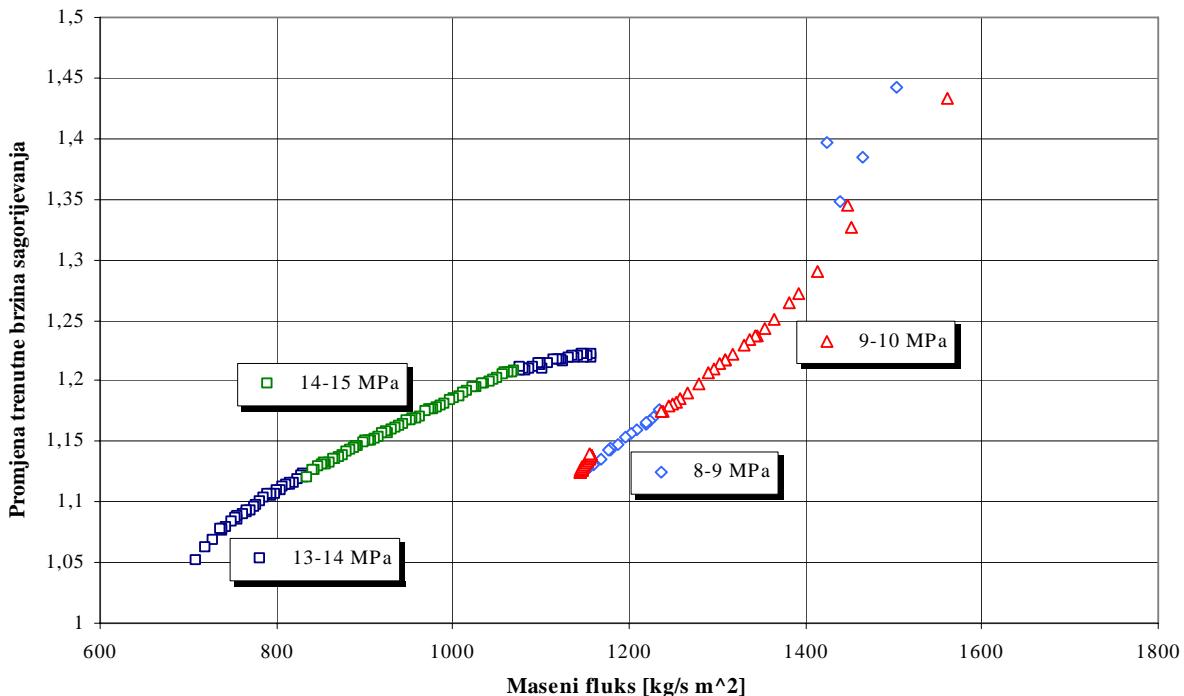
Promjena trenutne brzine sagorijevanja u odnosu na osnovnu brzinu sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za četiri tipa pogonskih punjenja prikazana je na slikama 4.23 do 4.26.

Za pogonsku materiju NGR-A (sl. 4.23 i 4.24) uočeni su slijedeći utjecaji masenog fluksa na promjenu osnovne brzine sagorijevanja:

- ◆ Promjena trenutne brzine sagorijevanja na utjecaj promijene masenog fluksa je veća kod pogonskog punjenja NGR-A-C nego kod punjenja NGR-A-Z.



Sl. 4.23 Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje NGR-A-Z

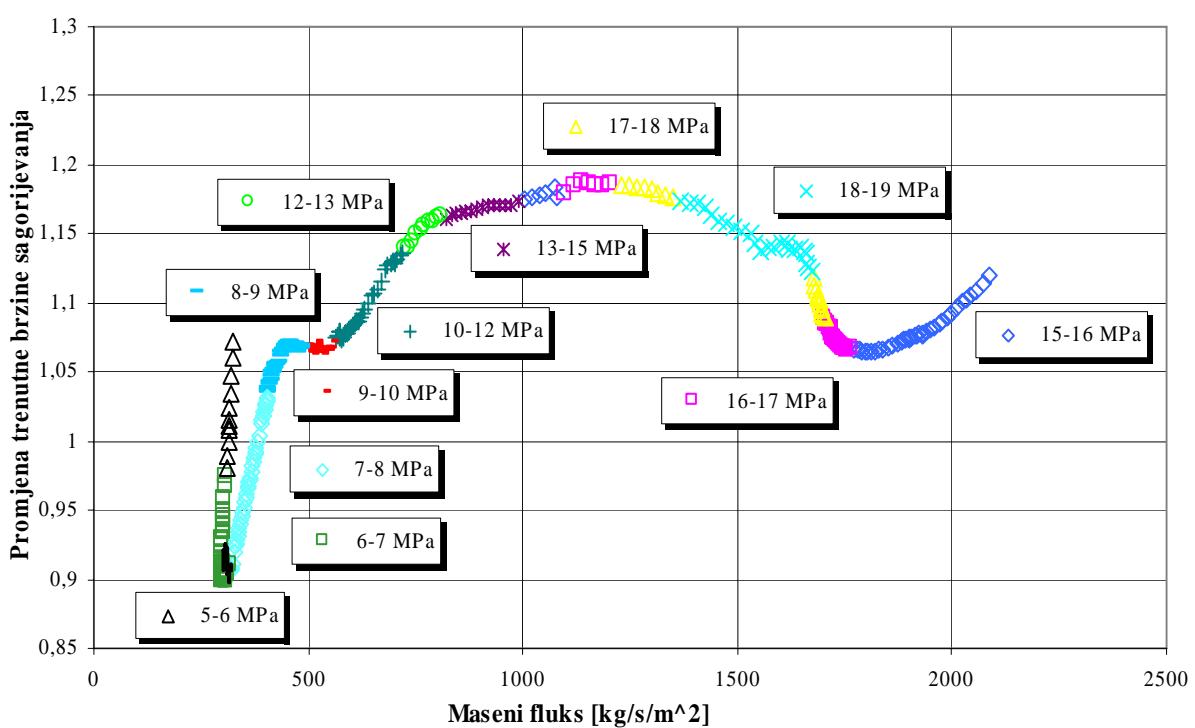


Sl. 4.24 Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje NGR-A-C

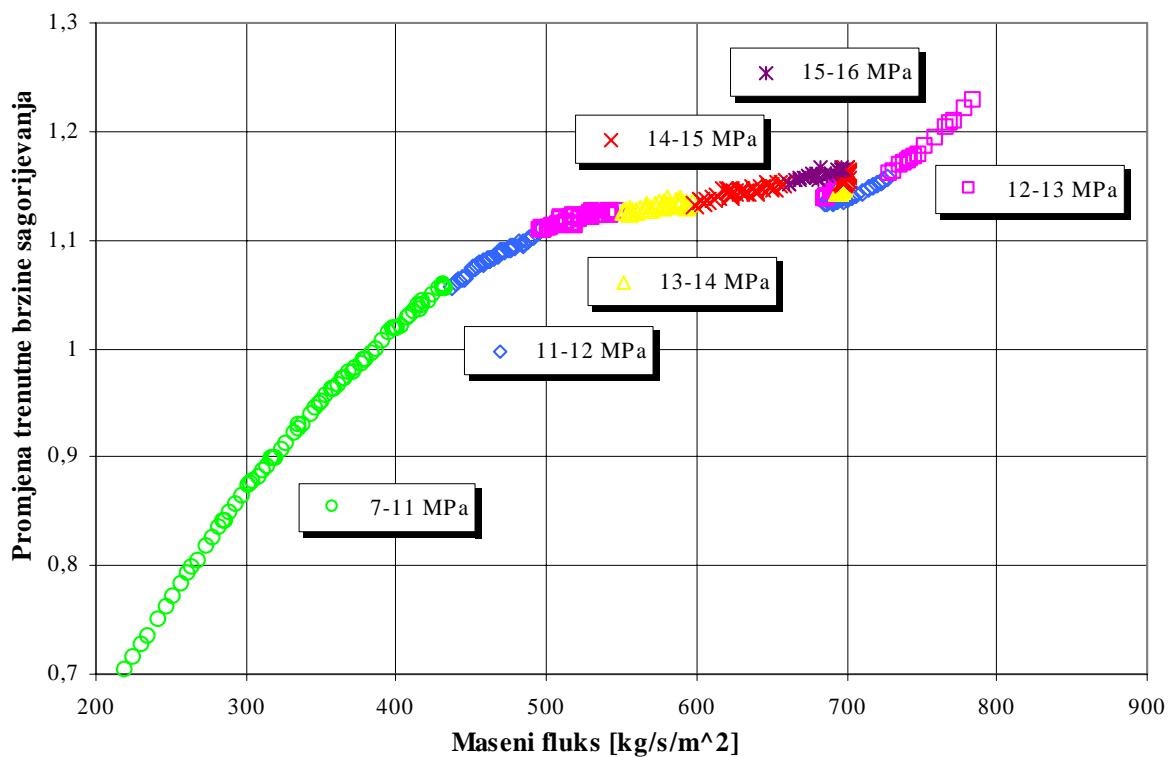
- ◆ Karakter promijene i stepen promijene trenutne brzine sagorijevanja veoma mnogo zavisi od pritiska sagorijevanja. Pri nižim pritiscima intenzivnija je promijena trenutne brzine sagorijevanja pri promijeni masenog fluksa. Međutim, ta promijena nije jednoznačna i važi samo u odgovarajućem području vrijednosti masenih fluksova. Za testirane realne raketne motore sa pogonskim punjenjima NGR-A-Z, vrijednosti masenog fluksa su bile u intervalu  $500\text{-}4.300 \text{ kg/sm}^2$ , dok za punjenja NGR-A-C vrijednosti masenog fluksa su bile u intervalu  $700\text{-}1.600 \text{ kg/sm}^2$ .
- ◆ Kod pogonskih punjenja NGR-A-Z u intervalu vrijednosti masenih fluksova  $1.600\text{-}3.500 \text{ kg/sm}^2$ , vrijednost promijene trenutne brzine sagorijevanja opada sa porastom masenog fluksa, dok u intervalima masenog fluksa do vrijednosti  $1.600 \text{ kg/sm}^2$  i iznad  $3.500 \text{ kg/sm}^2$  raste vrijednost trenutne brzine sagorijevanja. Pri vrijednostima masenog fluksa do  $750 \text{ kg/s m}^2$  i iznad  $2.200 \text{ kg/s m}^2$  trenutna brzina sagorijevanja je imala nižu vrijednost od osnovne brzine sagorijevanja određene u standardnim balističkim motorima.
- ◆ Kod pogonskih punjenja NGR-A-C promijena trenutne brzine sagorijevanja raste sa porastom vrijednosti masenog fluksa.

Za pogonsku materiju NGR-B uočljivo je:

- ◆ Potvrđuje se prethodno zapaženje da pogonsko punjenje NGR-B-C ima veću promijenu trenutne brzine sagorijevanja od NGR-B-Z, s tim da je intenzitet te promijene kod pogonske materije NGR-B veći od NGR-A za isti maseni fluks i pritisak sagorijevanja.
- ◆ Potvrđeno je da karakter promijene i stepen promijene trenutne brzine sagorijevanja veoma zavisi od pritiska sagorijevanja. Pri nižim pritiscima je veoma intenzivna promijena trenutne brzine sagorijevanja pri maloj promijeni masenog fluksa. Međutim, ta promijena trenutne brzine sagorijevanja nije jednoznačna i mijenja se sa promjenom intervala vrijednosti masenih fluksova. Za testirane raketne motore sa pogonskim punjenjima NGR-B-Z, vrijednosti masenih fluksova su se kretale u intervalu  $400\text{-}2.100 \text{ kg/s m}^2$ , dok za punjenje NGR-B-C vrijednosti masenih fluksova su se kretale u intervalu  $220\text{-}800 \text{ kg/s m}^2$ .
- ◆ Kod pogonskih punjenja NGR-B-Z u intervalu vrijednosti masenih fluksova  $1.200\text{-}1.700 \text{ kg/s m}^2$ , vrijednost trenutne brzine sagorijevanja opada sa porastom masenog fluksa, da bi za vrijednosti masenog fluksa do  $1.200 \text{ kg/s m}^2$  i iznad  $1.700 \text{ kg/s m}^2$  trenutna brzina sagorijevanja rasla sa porastom vrijednosti masenog fluksa. Pri vrijednosti masenog fluksa do  $400 \text{ kg/s m}^2$ , vrijednost trenutne brzine sagorijevanja je bila niža od vrijednosti osnovne brzine sagorijevanja određene u standardnom balističkom motoru.
- ◆ Kod pogonskih punjenja NGR-B-C vrijednost trenutne brzine sagorijevanja raste sa rastom vrijednosti masenog fluksa, s tim da u intervalu masenog fluksa do vrijednosti  $400 \text{ kg/s m}^2$ , vrijednost trenutne brzine sagorijevanja je manja od osnovne brzine sagorijevanja određene u standardnim balističkim motorima, za iste pritiske sagorijevanja.



**Sl. 4.25 Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje NGR-B-Z**



**Sl. 4.26 Promjena trenutne brzine sagorijevanja zbog utjecaja masenog fluksa za pogonsko punjenje NGR-B-C**

Utjecaj masenog fluksa na vrijednost trenutne brzine sagorijevanja bi se mogao sažeti u slijedećim zaključcima:

- ◆ Geometrija kanala za prolaz gasova u pogonskom punjenu utječe znatno na promijenu trenutne brzine sagorijevanja, tako da pogonska punjenja sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova generalno imaju veću promijenu trenutne brzine sagorijevanja i njen rast sa porastom vrijednosti masenog fluksa.
- ◆ Stepen promijene trenutne brzine sagorijevanja je znatno veći pri nižim pritiscima sagorijevanja za isti prirast masenog fluksa.
- ◆ Pogonska materija sa katalizatorima brzine sagorijevanja i "plateau" efektom ima znatno manji stepen promijene trenutne brzine sagorijevanja od pogonske materije bez "plateau" efekta.
- ◆ Kod pogonskih punjenja geometrije kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde, za obje pogonske materije, uočeno je, smanjenje trenutne brzine sagorijevanja sa porastom vrijednosti masenih fluksova, u pojedinim intervalima vrijednosti masenih fluksova.

#### 4.9.2 Utjecaj radijalnog ubrzanja

Procijena utjecaja polja promijenjivog radijalnog ubrzanja na vrijednost trenutne brzine sagorijevanja, izvršena je na bazi analize dijagrama *pritisak vs vrijeme* za četiri tipa motora, poznavajući geometriju pogonskih punjenja, karakteristike raketnih motora, utjecaj masenog fluksa na trenutnu brzinu sagorijevanja i osnovne zakone brzine sagorijevanja.

U polju promijenjivog radijalnog ubrzanja mnogi parametri imaju nestacionaran karakter, te je kao zajednička osnova za upoređenje usvojen geometrijski parametar koji je isti za sve motore tj. pozicija trenutnog fronta sagorijevanja  $w_i$  i koja ne zavisi od pritiska sagorijevanja, masenog fluksa, radijalnog ubrzanja ili nekog drugog parametra.

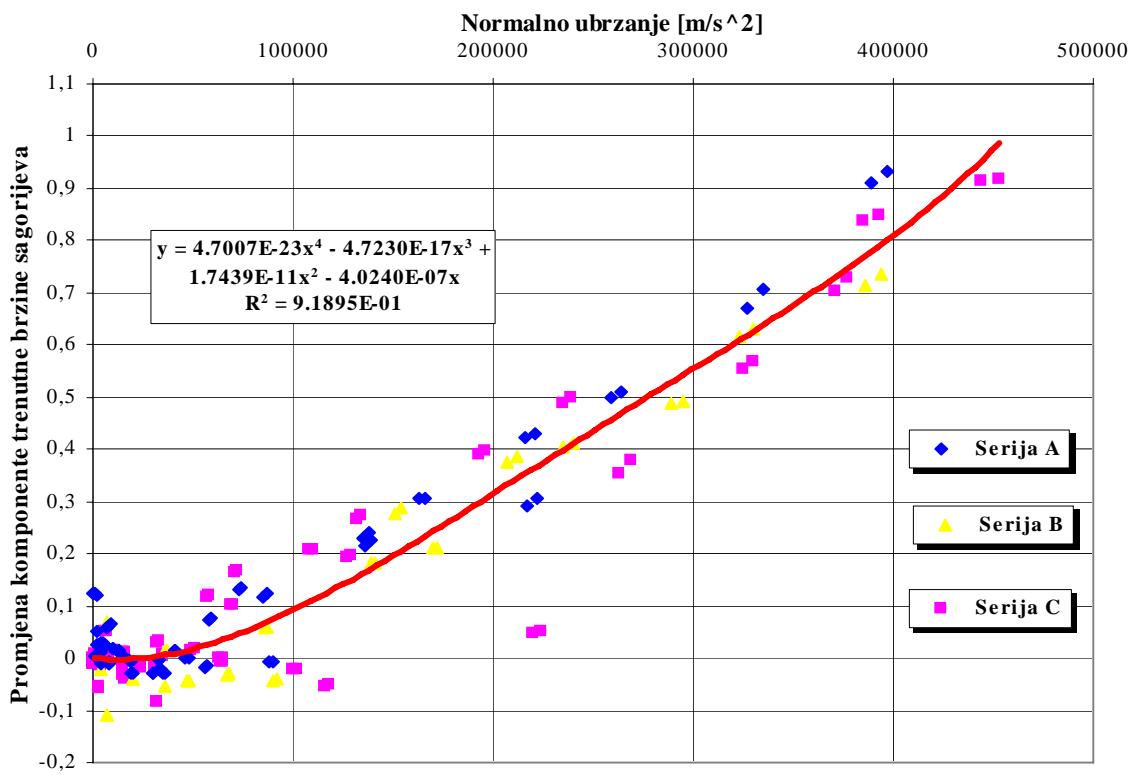
Osnova istraživanja u okviru ove teze su bila određivanje utjecaja polja radijalnog ubrzanja na unutrašnjo-balističke parametre raketnih motora na dvobazna goriva, odnosno u ovom slučaju na trenutnu brzinu sagorijevanja.

Koristeći jednačinu 4.52 određena je trenutna vrijednost brzine sagorijevanja u polju promijenjivog radijalnog ubrzanja. Poredeći vrijednosti trenutne brzine sagorijevanja za isto  $w_i$  pri različitim intenzitetima polja promijenjivog radijalnog ubrzanja određene su vrijednosti masenog fluksa i pritiska sagorijevanja u toj poziciji fronta sagorijevanja. Koristeći te podatke moguće je procijeniti utjecaj masenog fluksa na trenutnu brzinu sagorijevanja iz rezultata analize raketnih motora koji nisu bili izloženi utjecaju polja promijenjivog radijalnog ubrzanja.

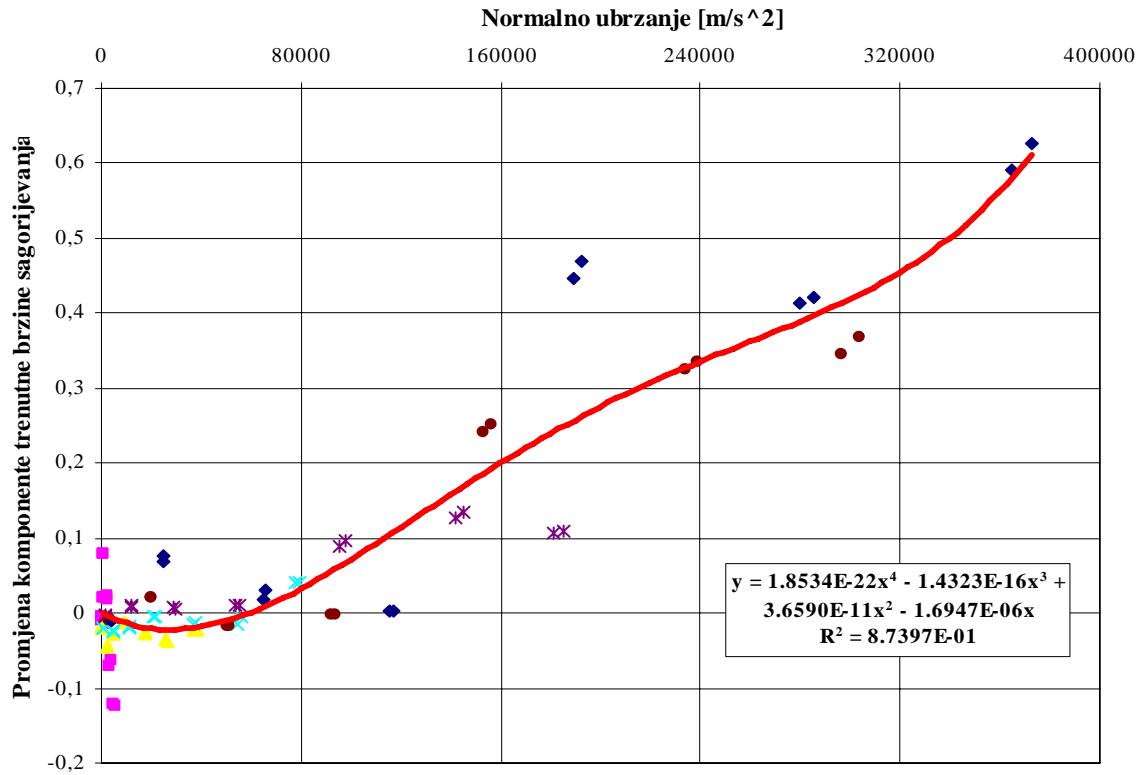
Poznavajući utjecaj vrijednosti masenog fluksa za dati pritisak sagorijevanja na vrijednost trenutne brzine sagorijevanja moguće je procijeniti utjecaj polja promijenjivog radijalnog ubrzanja na izmjenu osnovnog zakona brzine sagorijevanja. Komponenta trenutne brzine sagorijevanja, kao posljedica utjecaja polja promijenjivog radijalnog ubrzanja određena je na slijedeći način:

$$\delta r_{acc} = r(p_c, \dot{m}_{A_p}, a, w_i) - r(p_c, \dot{m}_{A_p}) \quad (4.55)$$

Rezultati proračuna promijene komponente trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$  na utjecaj polja promijenjivog radijalnog ubrzanja za četiri raketna motora prikazana su na slikama 4.27-4.30.



Sl. 4.27 Promjena komponente trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$  zavisne od promjenjivog radijalnog ubrzanja za pogonsko punjenje NGR-A-Z



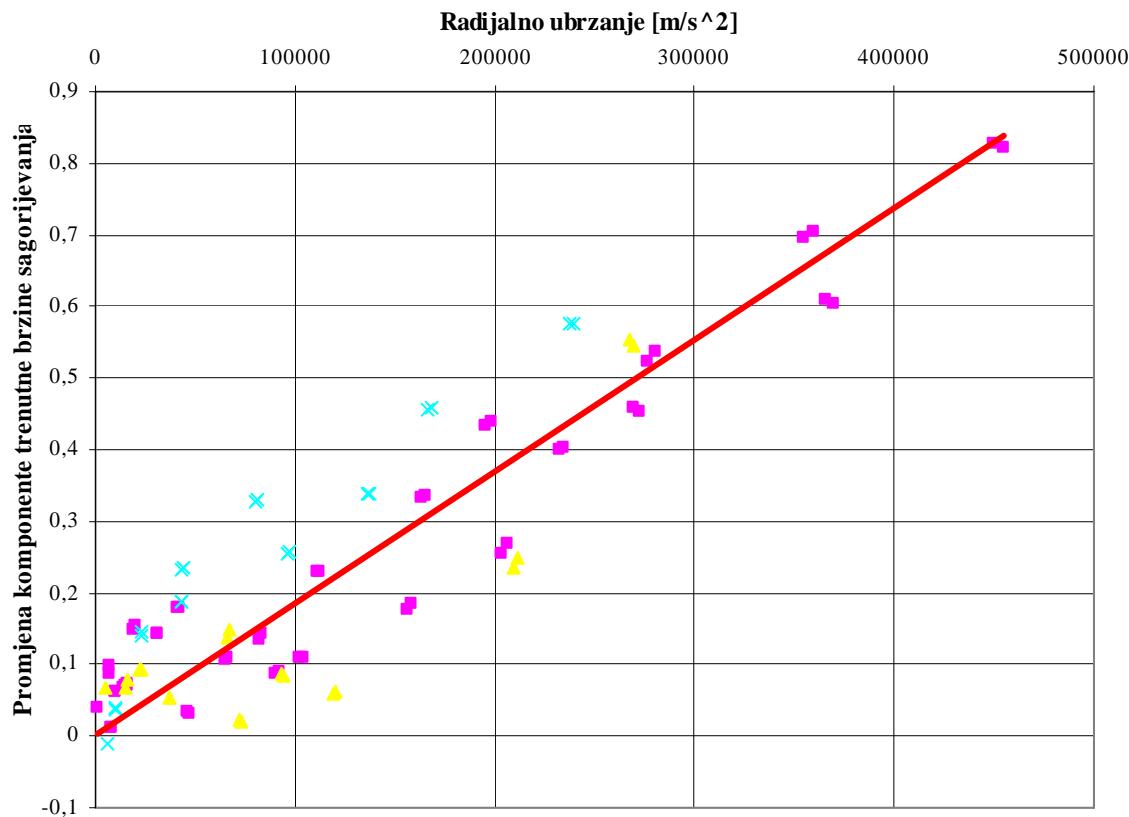
Sl. 4.28 Promjena komponente trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$  zavisne od promjenjivog radijalnog ubrzanja za pogonsko punjenje NGR-A-C

Za pogonsku materiju NGR-A u polju radijalnog ubrzanja uočljivo je :

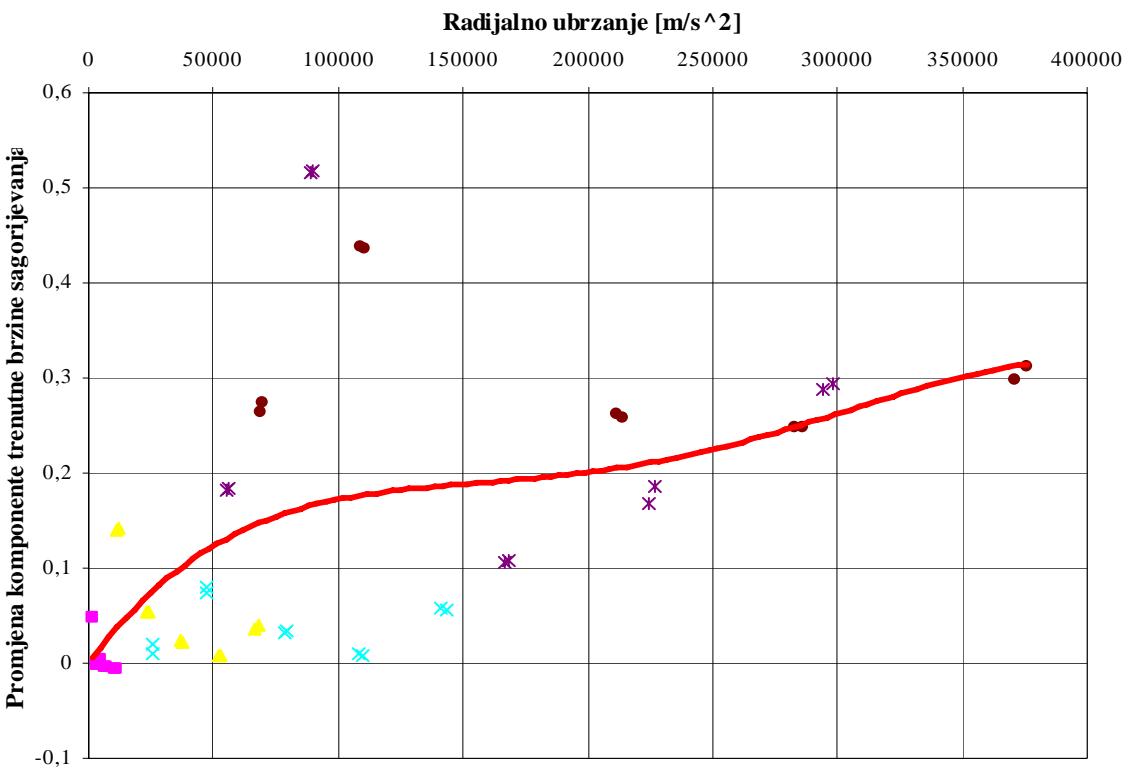
- ◆ Stepen promijene komponente trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$  je veći kod pogonskih punjenja NGR-A-Z (sl. 4.27) nego kod punjenja NGR-A-C (sl. 4.28).
- ◆ Kod obje konfiguracije pogonskih punjenja, pri djelovanju polja radijalnog ubrzanja intenziteta do  $50.000 \text{ m/s}^2$ , uočena je pojava izrazito nestacionarnog sagorijevanja i smanjenja trenutne brzine sagorijevanja.
- ◆ Pojava nestacionarnog sagorijevanja se javlja i pri većim vrijednostima intenziteta polja radijalnog ubrzanja i to kod obje geometrije punjenja, ali je sporadičnog karaktera.

Za pogonsku materiju NGR-B u polju promijenjivog radijalnog ubrzanja uočljivo je da :

- ◆ Stepen promijene komponente trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$  je veći kod pogonskih punjenja NGR-B-Z ( sl. 4.29) nego kod punjenja NGR-B-C (sl. 4.30).
- ◆ Kod obje geometrije pogonskih punjenja, pri djelovanju polja radijalnog ubrzanja intenziteta do  $150.000 \text{ m/s}^2$ , uočena je pojava izrazito nestacionarnog sagorijevanja sa znatnim promjenama komponente trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$  u odnosu na opšti trend promijena.
- ◆ Sa porastom intenziteta polja promijenjivog radijalnog ubrzanja iznad  $150.000 \text{ m/s}^2$ , karakter promijene komponente trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$ , zbog radijalnog ubrzanja, približno je linearna funkcija za obje konfiguracije pogonskih punjenja, ali sa različitim koeficijentom promijene.



Sl. 4.29 Promjena komponente trenutne brzine sagorijevanja zavisne od promijenjivog radijalnog ubrzanja za pogonsko punjenje NGR-B-Z



**Sl. 4.30 Promjena komponente trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$  zavisne od promjenjivog radijalnog ubrzanja za pogonsko punjenje NGR-B-C**

Utjecaj polja promjenjivog radijalnog ubrzanja na komponentu trenutne brzinu sagorijevanja  $\delta r_{acc}$ , za oba tipa pogonske materije i geometrije pogonskih punjenja ogleda se u slijedećem:

- ◆ Geometrija kanala za prolaz gasova u pogonskom punjenu utječe znatno na promjenu trenutne brzine sagorijevanja, s tim da pogonska punjenja sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova generalno imaju manji intenzitet promijene nego geometrijski složenija pogonska punjenja. Taj zaključak se razlikuje od rezultata istraživanja vršenih od strane Murphy i Wall [58] da se sa povećanjem složenosti konfiguracija pogonskih punjenja smanjuje utjecaj nivoa radijalnog ubrzanja na temperaturni koeficijent  $a$  u zakonu brzine sagorijevanja  $ap^n$ , a da eksponent  $n$  ne zavisi od radijalnog ubrzanja. Za razliku od navedenog, u studiji Fenech i Billheimer [26] uočeno je da povećanje kompleksnosti geometrije punjenja utječe na rast brzine sagorijevanja i to je objašnjeno povećanjem utjecaja efekta gasnog toka na brzinu sagorijevanja.
- ◆ Pogonska materiju *NGR-A*, za obje geometrije pogonskog punjenja, pri intenzitetu polja radijalnog ubrzanja do  $160.000 \text{ m/s}^2$  ima manju promjenu trenutne brzine sagorijevanja od pogonske materije *NGR-B*, s tim da pogonska materija *NGR-B* u tom intervalu pokazuje nestacionarnost procesa sagorijevanja. Sa porastom intenziteta polja radijalnog ubrzanja, promijena komponente trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$  pogonskih materija je sličnog karaktera za geometriju poprečnog presjeka kanala punjenja u obliku zvijezde, dok je za punjenja sa cilindričnim kanalom, intenzitet promijene znatno veći kod pogonske materije *NGR-A*. Komponenta trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$  pogonske materije *NGR-B* sa porastom radijalnog ubrzanja se asymptotski približava vrijednosti 0,3.
- ◆ Pogonska materija *NGR-A* sa katalizatorima brzine sagorijevanja i "plateau" efektom ima znatno veću promjenu komponente trenutne brzine sagorijevanja  $\delta r_{acc}$  sa promjenom

intenziteta polja promijenjivog radijalnog ubrzanja i stabilnost procesa sagorijevanja od pogonske materije NGR-B koja nema “plateau” efekat.

- ◆ Vrijednost trenutne brzine sagorijevanja je niža vrijednost od osnovne brzine sagorijevanja u polju promijenjivog radijalnog ubrzanja intenziteta do oko  $50.000 \text{ m/s}^2$  pri ispitivanju pogonske materije NGR-A, za obje geometrije punjenja. U tom intervalu je očena pojava izrazito nestacionarnog sagorijevanja.

#### 4.9.3 Eksponent $n$ u zakonu brzine sagorijevanja

Wall [75] u svom radu ističe da eksponent pritiska  $n$  u zakonu brzine sagorijevanja  $r = a \cdot p^n$ , ne zavisi od radijalnog ubrzanja, dok temperaturni koeficijent  $a$  zavisi od složenosti konfiguracije pogonskog punjenja. Obimna istraživanja, koje je izvršio autor, pokazuju da polje radijalnog ubrzanja utječe znatno više na izmјenu eksponenta pritiska  $n$  nego na koeficijent  $a$ . Nije dokazano da samo složenost konfiguracije utječe na koeficijent  $a$ , problem je složeniji, mora se posmatrati hemijska struktura dvobaznog raketnog goriva, količina, tip i granulacija balističkih modifikatora brzine sagorijevanja i temeraturna osjetljivost goriva. Glick i dr. [33] za nemetalizirana kompozitna goriva ističu odsustvo značajne zavisnosti eksponenta pritiska  $n$  od ubrzanja u zakonu brzine.

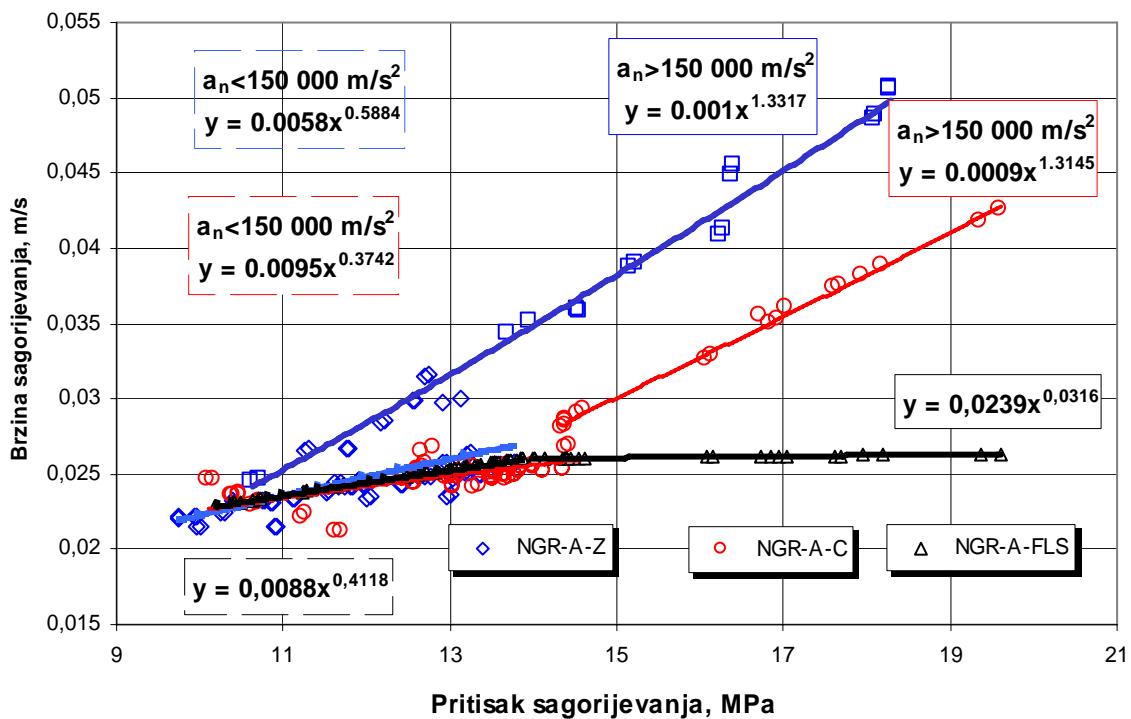
Izdvojen je utjecaj masenog fluksa na osnovnu brzinu sagorijevanja i posmatrana zavisnost brzine sagorijevanja od pritiska u dva intervala djelovanja polja radijalnog ubrzanja (do i iznad vrijednosti intenziteta radijalnog ubrzanja od  $150.000 \text{ m/s}^2$ ). Za svaki tip pogonske materije posmatrane su zavisnosti brzine sagorijevanja za obje geometrije poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova i osnovni zakon brzine sagorijevanja određen u balističkim motorima FLS-2 (32x16).

Na sl. 4.31 je data zavisnost promijene osnovne brzine sagorijevanja samo pod utjecajem polja promijenjivog radijalnog ubrzanja za pogonsku materiju NGR-A. U području djelovanja polja radijalnog ubrzanja do  $150.000 \text{ m/s}^2$ , za obje geometrije pogonskog punjenja i u u oblasti pritiska sagorijevanja do  $14 \text{ MPa}$  uočena je pojava velikog rasipanja vrijednosti trenutne brzine sagorijevanja u odnosu na osnovnu brzinu sagorijevanja. Vrijednosti trenutnih brzina sagorijevanja su približno slične osnovnom zakonu brzine sagorijevanja (promijene koeficijenta  $a$  i eksponenta pritiska  $n$  ne odstupaju drastično). To se može objasniti poremećajem medusobnog odnosa katalizatora brzine sagorijevanja pod utjecajem polja radijalnog ubrzanja u zoni super brzog gorenja.

Porastom intenziteta polja radijalnog ubrzanja bitno se mijenjaju vrijednosti temperaturnog koeficijenta  $a$  i eksponenta pritiska  $n$  u odnosu na vrijednosti osnovnog zakona brzine sagorijevanja. Eksponent pritiska je  $n > 1$ , što ukazuje da proces sagorijevanja ulazi u zonu nestabilnog sagorijevanja. Gotovo sve čestice aditiva su prilijepljene za površinu sagorijevanja, smanjujući ili neutrališući katalitički efekat, tako da dominatnu ulogu u porastu osnovne brzine sagorijevanja igra prijenos toploće iz zone svjetlog plamena, gdje zbog povećanog intenziteta polja radijalnog ubrzanja povećava se i vrijednost tangencijalne brzine gasne struje. Tangencijalna komponeta brzine gasne struje uzrokuje povijanje plamena, intenziviranje prijenosa toploće sa gasne struje na čvrstu fazu što utječe na intenziviranje procesa razgradnje čvrste faze pogonske materije.

Osnovni zakon brzine sagorijevanja određen u uslovima ispitivanja u opitnim balističkim motorima FLS-2 ima “plateau” efekat u zoni pritisaka iznad  $14 \text{ MPa}$ , dok pod utjecajem polja promijenjivog radijalnog ubrzanja “plateau” efekat nestaje i nastupa intenzivno povećanje brzine

sagorijevanja. Kod pogonskog punjenja NGR-A-Z porast trenutne brzine sagorijevanja se dešava i u zoni superbrzog sagorijevanja (zona pritiska sagorijevanja do  $14 \text{ MPa}$ ). Ta pojava pokazuje da ovo povećanje brzine sagorijevanje nije rezultat katalitičkog efekta balističkih modifikatora, nego jedino utjecaja povećanog toplotnog fluksa od plamena ka čvrstoj fazi goriva i izmijene slike strujanja gasa iznad površine sagorijevanja. Kod pogonskog punjenja NGR-A-C intenzitet povećanja trenutne brzine sagorijevanja je manji nego kod pogonskog punjenja NGR-A-Z i to se može objasniti samo time da je strujna slika iznad površine sagorijevanja znatno složenija kod pogonskog punjenja NGR-A-Z i da tu postoji utjecaj tangencijalne komponente ubrzanja na površinu sagorijevanja.



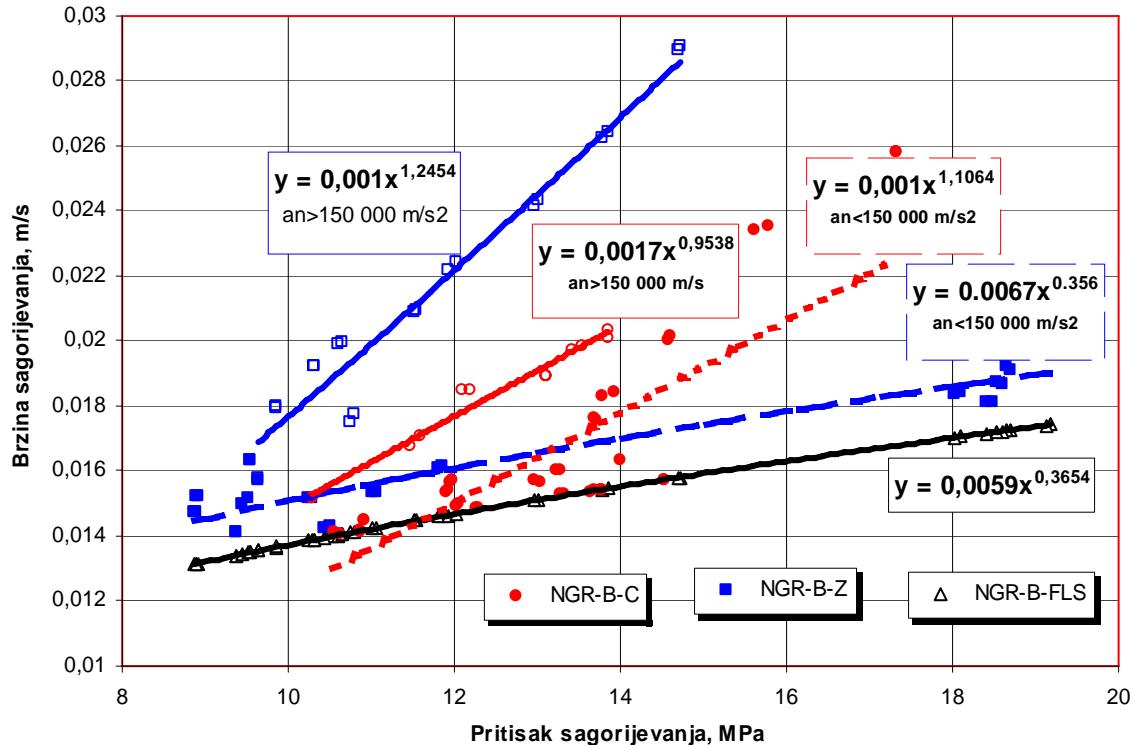
**Sl. 4.31 Zakon promjene trenutne brzine sagorijevanja koji sadrži samo komponentu utjecaja polja promjenjivog radikalnog ubrzanja za pogonsku materiju NGR-A**

Analiza ponašanja pogonske materije NGR-B pokazuje slične efekte kao kod pogoneke materije NGR-A, sa odgovarajućim specifičnostima koje su posljedica različite hemijske strukture pogonske materije, tipa balističkog modifikatora i različitih karakteristika temperaturne osjetljivosti (sl. 4.32).

U području djelovanja polja radikalnog ubrzanja do  $150.000 \text{ m/s}^2$ , za obje geometrije pogonskog punjenja NGR-B, uočena je pojava velikog rasipanja vrijednosti trenutne brzine sagorijevanja. Vrijednosti trenutnih brzina sagorijevanja su veće od osnovnog zakona brzine sagorijevanja u intervalu pritiska većem od  $12 \text{ MPa}$  za obje konfiguracije, dok je kod pogonskog punjenje NGR-B-C vrijednost trenutne brzine sagorijevanja niža od osnovne brzine sagorijevanja pri pritiscima sagorijevanja nižim od  $12 \text{ MPa}$  (poremećaj katalitičkog efekta). Kod pogonskog punjenja NGR-B-Z zakon trenutne brzine sagorijevanja ima gotovo istu zakonitost promjene kao kod osnovnog zakona brzine sagorijevanja, samo su mu intenziteti brzine sagorijevanja veći, odnosno temperaturni koeficijent  $a$  je veći.

Kod pogonskog punjenja NGR-B-C, zakon promjene trenutne brzine sagorijevanja ima karakteristike nestabilnog sagorijevanja, eksponent pritiska  $n>1$  i to se objašnjava pojmom topljenja čestica PbO i njihovim razljevanjem po površini sagorijevanja (to nije moguće kod

pogonskog punjenja NGR-B-Z, zbog konfiguracije kanala punjenja za prolaz gasova) uslijed čega se intenzivira prijenos topline sa metalnog olova na površinu sagorijevanja. Ovo se sve dešava pri pritiscima sagorijevanja većim od 10 MPa, kada dolazi do nestajanja tamne zone u talasu sagorijevanja; uslijed porasta vrijednosti tangencijalne komponente brzine gasne struje,



dolazi do intenzivnijeg prijenosa topline sa gasa na čvrstu fazu i topljenja čestica olovног oksida. U skladu sa stohastičnoшću ovog procesa je i pojava velikog rasipanja trenutnih vrijednosti brzine sagorijevanja.

**Sl. 4.32 Zakon promijene trenutne brzine sagorijevanja koji sadrži samo komponentu utjecaja polja promjenjivog radijalnog ubrzanja za pogonsku materiju NGR-B**

Povećanjem intenziteta polja radijalnog ubrzanja, vrijednosti temperaturnog koeficijenta  $a$  i eksponenta pritiska  $n$  u zakonu trenutne brzine sagorijevanja su bitno veće nego kod osnovnog zakona brzine sagorijevanja.

Kod pogonskog punjenja NGR-B-Z eksponent pritiska  $n>1$ , dok kod pogonskog punjenja NGR-B-C eksponent pritiska  $n>0.95$ , tako da je proces sagorijevanja u zonu nestabilnog sagorijevanja. Dominatnu ulogu u izmjeni procesa sagorijevanja ima prijenos topline iz zone svjetlog plamena, gdje se sa povećanjem intenziteta polja radijalnog ubrzanja povećava vrijednost tangencijalne komponente brzine gasne struje, koja povija plamen mijenjajući mehanizam procesa sagorijevanja tako što povećava prijenos topline sa gasnih podukata na čvrstu fazu.

Pogonska materija NGR-B nema "plateau" efekat i područje super brzog sagorijevanja, tako da porast brzine sagorijevanja može da nastupi samo zbog intenzivnijeg prijenosa topline sa gasne faze na čvrstu fazu.

Zbog prisustva čestica balističkog katalizatora PbO, u pojedinim fazama procesa prisutno je oscilovanje trenutnih vrijednosti brzine sagorijevanja, ali opšti trend je veoma sličan u oba razmatrana intervala polja radijalnog ubrzanja.

#### 4.10 Specifični impuls raketnog motora

Specifični impuls pogonske materije u raketnom motoru znatno se razlikuje od teoretske vrijednosti specifičnog impulsa. Ova razlika zavisi, kako od karakteristika mlaznika, pritiska okoline, raspoložive energije sagorijevanja pogonske materije, gubitaka energije zbog prijenosa topline sa produkata sagorijevanja na elemente konstrukcije raketnog motora, postignutog stepena kinetičke i termičke ravnoteže gasne i čvrste faze produkata sagorijevanja u komori motora, efikasnosti sagorijevanja (vrijeme prebivanja u komori sagorijevanja i pritisak sagorijevanja), doprinosa inertnih konstruktivnih elemenata koji se izbacuju iz motora itd.

Pri procijeni utjecaja polja promjenjivog radijalnog ubrzanja na ostvareni specifični impuls razmatranih pogonskih materija mora se voditi računa o kompleksnosti geometrija mlaznica raketnih motora koji su korišteni za istraživanja i geometriji kanala za prolaz gasova unutar pogonskih punjenja. Složenost konstrukcije mlaznika, kod koje su mlaznice bile raspoređene po obodu, a ose simetrije su zaklapale određeni ugao u odnosu na uzdužnu osu simetrije motora, uticala da struja produkata sagorijevanja koja istječu iz kanala pogonskog punjenja ima složeni turbulentni tok prije ulaska u konvergentni dio mlaznice. Ulagni dio mlaznice do kritičnog presjeka, iz konstruktivnih razloga, izaziva dodatne gubitke tečenju gasnog toka. Obrtanjem raketnog motora oko uzdužne ose, struja produkata sagorijevanja ima pored aksijalne komponente vektora brzine i tangencijalnu komponentu. Geometrija presjeka kanala za prolaz produkata sagorijevanja se neprekidno mijenja, a posebno kod geometrije presjeka kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde, a što dodatno usložnjava kompleksnost gasnog toka.

Zakošenje ose mlaznica za određeni ugao u odnosu na uzdužnu osu motora izaziva gubitak specifičnog impulsa. Eksperimentalna istraživanja grupe raketnih motora NGR-A-Z bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja (sl. 4.8) u sklopu određivanja utjecaja tipa i ulazne geometrije mlaznika su omogućila ustanovljena slijedeću zavisnost gubitka specifičnog impulsa sa promjenom ugla nagiba osa mlaznica:

$$\varepsilon_{ANGL}(\delta) = 1,1672 \cdot 10^{-4} \cdot \delta^2 + 6,1673 \cdot 10^{-5} \cdot \delta \quad (4.56)$$

koja je korištena u daljim analizama u cilju procijene utjecaja polja radijalnog ubrzanja na stepen efikasnosti specifičnog impulsa datih pogonskih materija i geometrija pogonskih punjenja.

Promjena stepena efikasnosti raketnog motora sa promjenom intenziteta polja radijalnog ubrzanja procijenjena je korištenjem izraza:

$$\eta(\delta, a) = \frac{I_{sp_{exp}}(\delta, a)}{I_{sp_{teo}}} \quad (4.57)$$

Stepen efikasnosti specifičnog impulsa  $\eta(\delta, a)$  uzima u obzir promjene energije zbog zakošenja ose mlaznice  $\eta_\delta$ , zbog izmjene geometrije ulaznog dijela mlaznice pri izmjeni nagiba ose mlaznice u odnosu na osu motora  $\varepsilon_{ANGL}$ , zbog erozije kritičnog presjeka mlaznica  $\varepsilon_{EROS}$ , utjecaja tipa mlaznika  $\varepsilon_{MULT}$  i doprinosa specifičnog impulsa zbog djelovanja polja radijalnog ubrzanja na proces sagorijevanja.

Veza između ovog stepena efikasnosti specifičnog impulsa i stepena efikasnosti bez utjecaja ugla zakošenja ose mlaznice i polja promijenjivog radijalnog ubrzanja se može izraziti odnosom:

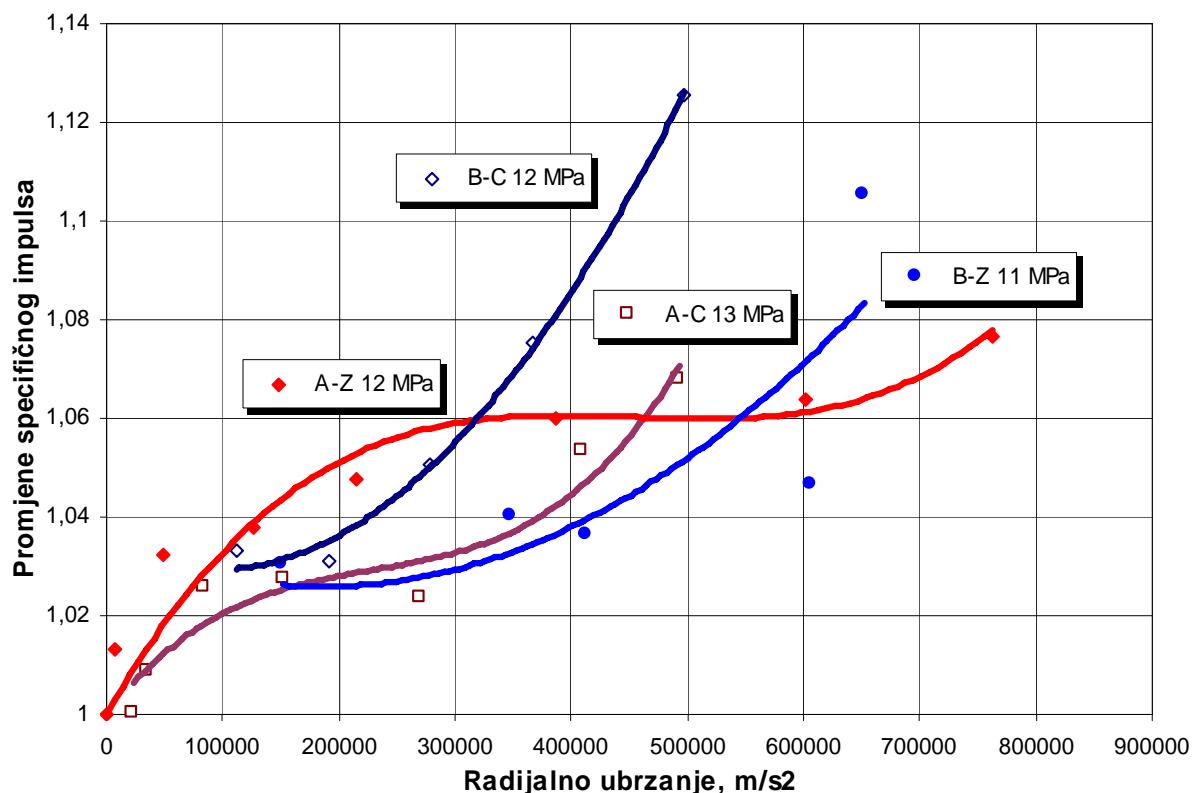
$$\eta(\delta, a) = \eta_{\delta=0, a=0} \cdot \eta_\delta \cdot (1 - \varepsilon_{ANGL}) \cdot \eta_{acc} \quad (4.58)$$

Sada je moguće uspostaviti zavisnost doprinosa polja promijenjivog radijalnog ubrzanja na promijenu realnog specifičnog impulsa raketnog motora.

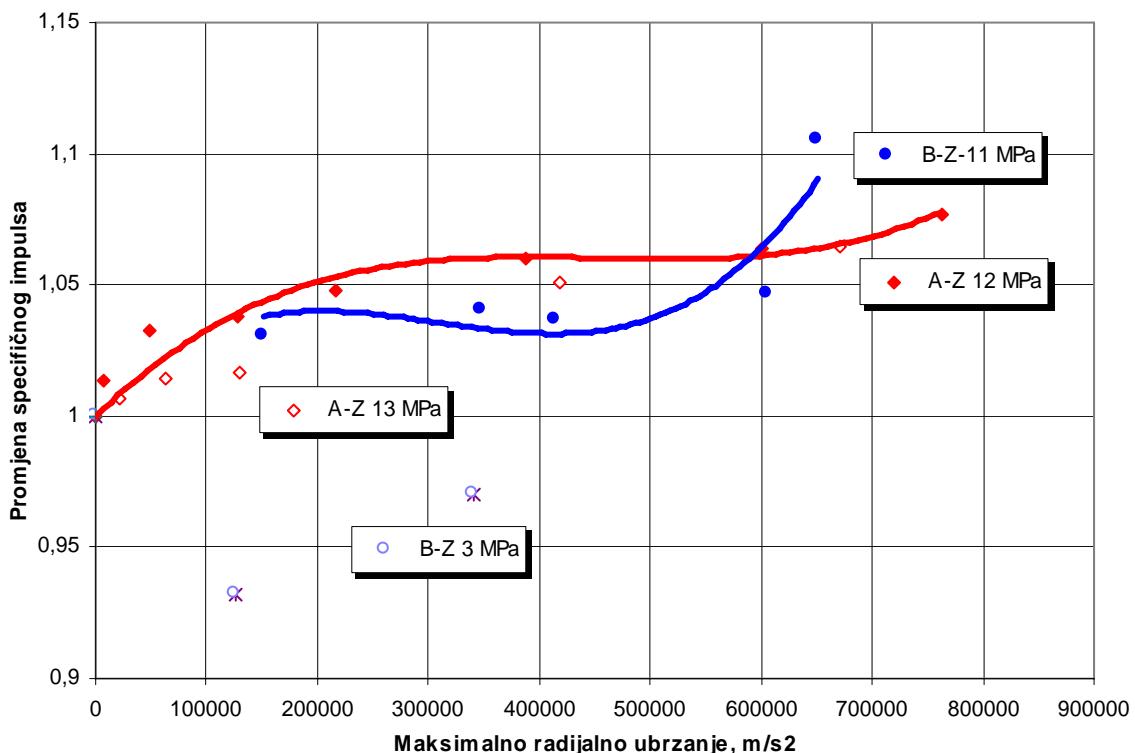
Doprinosa polja promijenjivog radijalnog ubrzanja na promijenu realnog specifičnog impulsa raketnog motora  $\eta_{C^*}$  sada se može izraziti sljedećim odnosom:

$$\eta_{acc} = \frac{\eta(\delta, a)}{\eta_{\delta=0, a=0} \cdot \eta_\delta \cdot (1 - \varepsilon_{ANGL})} \quad (4.59)$$

Na sljedećim dijagramima je dat opšti izgled karaktera promijene stepena efikasnosti specifičnog impulsa raketnog motora (efikasnost procesa sagorijevanja) pri promijeni intenziteta polja radijalnog ubrzanja za četiri konfiguracije pogonskog punjenja i dva tipa pogonske materije i za različite odnose K (odnos površine sagorijevanja prema površini kritičnog presjeka mlaznica), odnosno izraženog preko srednjeg pritiska sagorijevanja raketnih motora ispitanih bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja.



Sl. 4.33 Stepen efikasnosti specifičnog impulsa u polju promijenjivog radijalnog ubrzanja

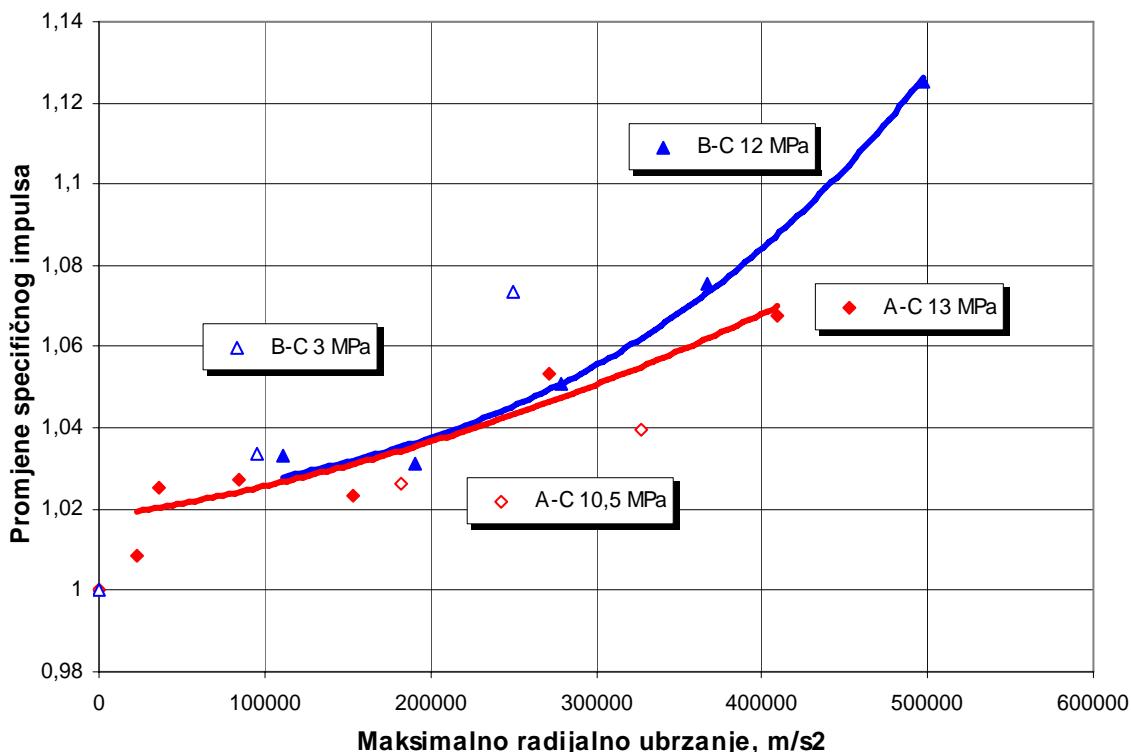


Sl. 4.34 Stepen efikasnosti specifičnog impulsa punjenja geometrije poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde u polju promijenjivog radijalnog ubrzanja

Analizom dijagrama na sl. 4.33 mogu se izvući slijedeći zaključci:

- ◆ Promjena stepena efikasnosti specifičnog impulsa pri promjeni intenziteta polja promijenjivog radijalnog ubrzanja kod svih konfiguracija pogonskih punjenja ima tri karakteristične faze.
- ◆ Prva faza je karakteristična po intenzivnoj promjeni stepena efikasnosti specifičnog impulsa. Najveće promjene stepena efikasnosti su prisutne kod pogonskog punjenja NGR-A-Z. U ovoj fazi povećanje stepena efikasnosti specifičnog impulsa uslijed prisustva polja radijalnog ubrzanja nastaje kao posljedica intenzivnijeg miješanja produkata sagorijevanja pri helikoidalnom kretanju gasne struje unutar kanala punjenja (pojave tangencijalne komponente brzine). Time je postignut duži put kretanja produkata sagorijevanja kroz unutrašnjost raketnog motora. Termin vrijeme prebivanja produkata sagorijevanja [69], može se izraziti kao karakteristične dužine komore sagorijevanja  $L^*$ . U ovom slučaju je tačniji termin dužina puta kretanja produkata sagorijevanja .
- ◆ U drugoj fazi, promjena stepena efikasnosti specifičnog impulsa je neznatna i praktično neovisna od promjene intenziteta polja radijalnog ubrzanja. Vrijednost stepena efikasnosti specifičnog impulsa i trajanje ovog intervala je različito za svaki tip konfiguracije; najveća vrijednost i najduži interval neosjetljivosti na utjecaj polja radijalnog ubrzanja je prisutan kod pogonskog punjenja NGR-A-Z, najkraći interval neosjetljivosti je kod punjenja NGR-B-C, dok su vrijednosti stepena efikasnosti specifičnog impulsa u ovoj fazi kod tri preostala punjenja približno iste vrijednosti. U ovoj fazi bez obzira na povećanje dužine puta prebivanja produkata sagorijevanja nema značajne promjene specifičnog impulsa iz razloga jer je uspostavljena hemijska ravnoteža produkata sagorijevanja.

- ◆ Treća faza je karakteristična po intenzivnom rastu stepena efikasnosti specifičnog impulsa sa rastom intenziteta polja radijalnog ubrzanja. Najveći rast stepena efikasnosti je kod punjenja NGR-B-C, a najmanja kod punjenja NGR-A-Z. Uopšteno, stepen promijene je veći kod pogonskih punjenja sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova. Porast specifičnog impulsa u ovoj fazi može biti posljedica intenzivnijeg prijenosa toplove sa produkata sagorijevanja na čvrstu fazu zbog povijanja plamena (značajno povećanje tangencijalne komponente brzine gase).



**Sl. 4.35 Stepen efikasnosti specifičnog impulsa punjenja sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja**

Pritisak sagorijevanja utječe veoma značajno na ukupnu efikasnost specifičnog impulsa (sl. 4.34 i sl. 4.35) i karakter njegovog utjecaja nije jednoznačan:

- ◆ Pri intenzitetu polja radijalnog ubrzanja do  $500.000 \text{ m/s}^2$  pogonska materija NGR-A ima veću osjetljivost specifičnog impulsa pri porastu pritiska od pogonske materije NGR-B.
- ◆ Sa porastom pritiska sagorijevanja pri istom intenzitetu polja radijalnog ubrzanja kod pogonskog punjenja NGR-A-Z smanjuje se stepen efikasnosti specifičnog impulsa, dok kod pogonskog punjenja NGR-B-Z od se povećava. Kod pogonskog punjenja NGR-B-Z pri malim pritiscima sagorijevanja od  $3 \text{ MPa}$  smanjen je stepen efikasnosti specifičnog impulsa u odnosu na rezultate ispitivanja raketnih motora bez utjecaja polja radijalnog ubrzanja.
- ◆ Postoje neznatna promjena osjetljivosti stepena efikasnosti specifičnog impulsa na promijenu pritiska sagorijevanja i tipa pogonske materije pri promijeni intenzitetu polja radijalnog ubrzjanju do  $200.000 \text{ m/s}^2$  kod pogonskih punjenja sa cilindričnim kanalom za prolaz gasova. Povećanjem intenziteta polja radijalnog ubrzanja, stepen osjetljivosti specifičnog impulsa se povećava sa porastom pritiska, kod pogonskog punjenja NGR-A-C, a smanjuje kod pogonskog punjenja NGR-B-C. Stepen promijene efikasnosti specifičnog impulsa je veći kod

pogonskog punjenja NGR-B-C u cjelokupnom intervalu pritiska sagorijevanja i intenziteta polja radijalnog ubrzanja.

- ◆ Stepen efikasnosti specifičnog impulsa raketnog motora u polju radijalnog ubrzanja zavisi od nivoa pritiska sagorijevanja u raketnom motoru, geometrije kanala za prolaz produkata sagorijevanja pogonskog punjenja, tipa pogonske materije i intenziteta polja radijalnog ubrzanja.
- ◆ Ne postoji opšta zakonitost osjetljivosti stepena efikasnosti specifičnog impulsa na promijenu intenziteta polja radijalnog ubrzanja.

#### **4.11 Utjecaj na trenutni pritisak sagorijevanja**

Procijena promijene trenutnog pritiska sagorijevanja u polju promijenjivog radijalnog ubrzanja je veoma složena zbog utjecaja više faktora. Primjenjena je metoda koja je zasnovana na sužavanju broja utjecajnih faktora tako što je izvršeno poređenje vrijednosti trenutnog pritiska sagorijevanja u raketnim motorima pri istim rastojanjima fronta plamena sagorijevanja u uslovima utjecaja polja radijalnog ubrzanja i bez prisustva polja radijalnog ubrzanja.

Koeficijent promijene trenutnog pritiska sagorijevanja na utjecaj polja promijenjivog radijalnog ubrzanja određen je iz izraza:

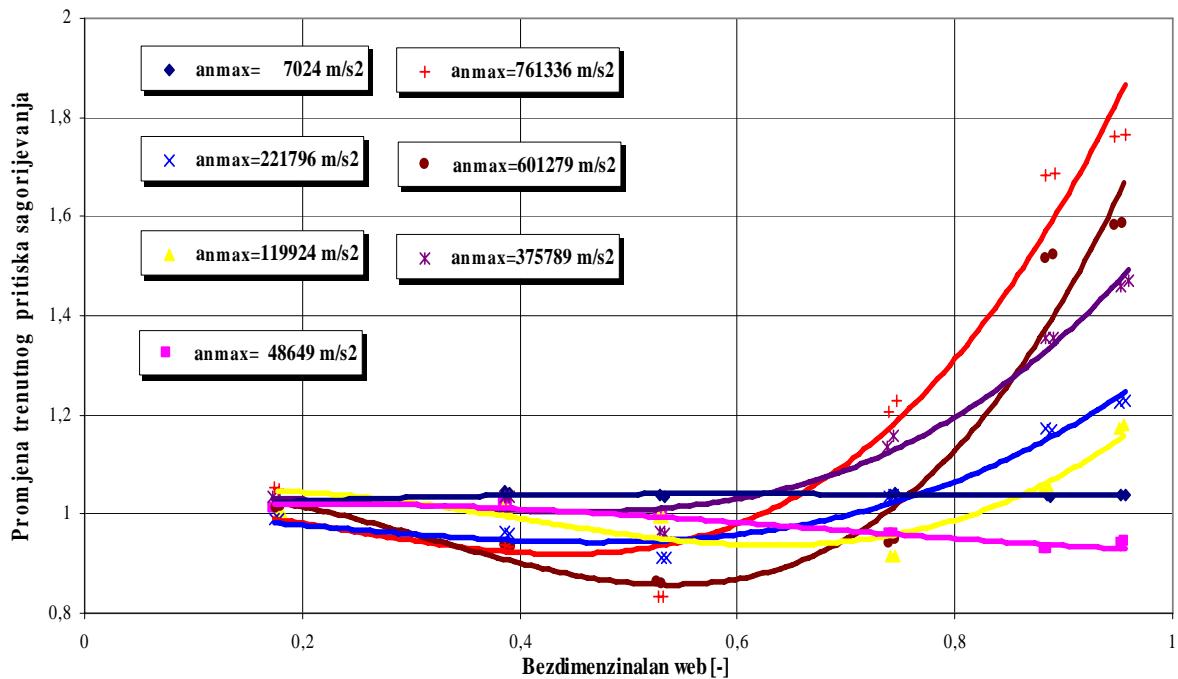
$$k_p(w_i, a) = \frac{p_i(w_i, a)}{p_i(w_i)} \quad (4.60)$$

Analizirana su sva pogonska punjenja i pogonske materije i na sljedećim dijagramima su prikazane zavisnosti promijene trenutnog pritiska sagorijevanja od trenutnog položaja fronta plamena sagorijevanja i intenziteta polja radijalnog ubrzanja. Za svako punjenje i pogonsku materiju su urađena po dva dijagrama; jedan u funkciji trenutnog položaja fronta plamena, a drugi u funkciji intenziteta polja radijalnog ubrzanja. S obzirom da je intenzitet polja radijalnog ubrzanja promijenjiv po vremenu i prostoru za motore, navedene vrijednosti maksimalnog ubrzanja se odnose na maksimalne vrijednosti radijalnog ubrzanja postignute u datom raketnom motoru.

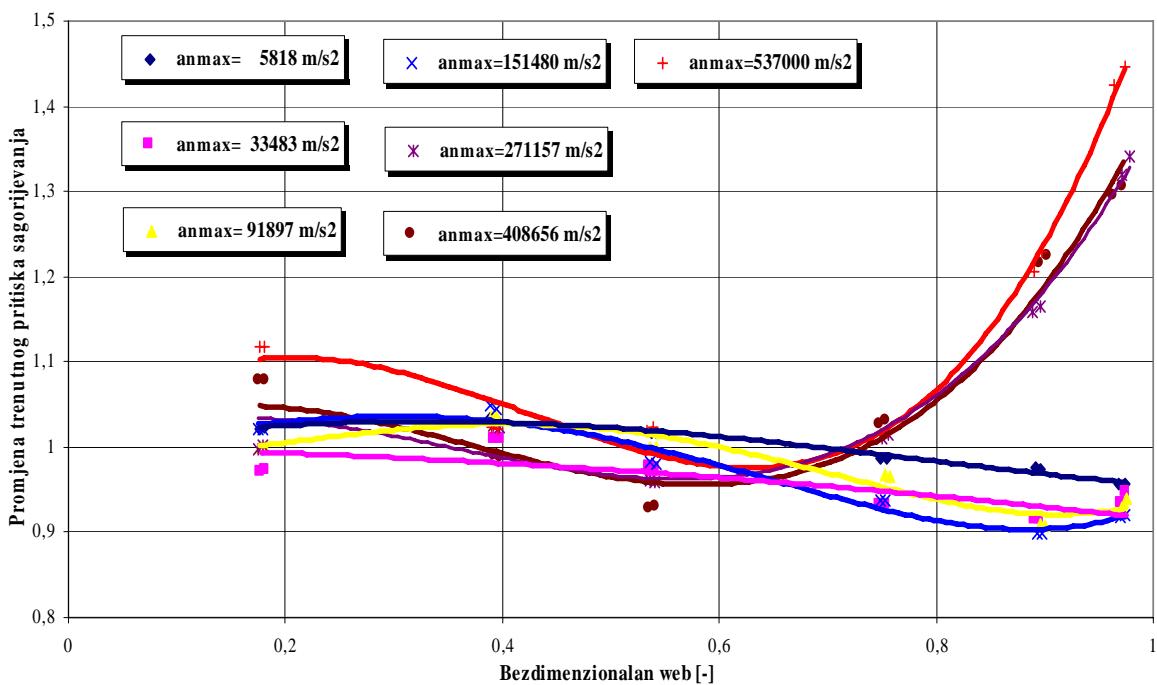
Za obje konfiguracije punjenja pogonske materije NGR-A u odeđenim intervalima položaja fronta plamena i do određenog intenziteta polja radijalnog ubrzanja, vrijednost trenutnog pritiska sagorijevanja u raketnom motoru izloženom djestvu polja promijenjivog radijalnog ubrzanja je niža od trenutnog pritiska u raketnom motoru koji nije izložen utjecaju polja radijalnog ubrzanja (sl.4.36 i sl.4.37). Za iste trenutne položaje fronta plamena pri različitim intenzitetima polja radijalnog ubrzanja vrijednost trenutnog pritiska sagorijevanja je bitno drugačija, što ukazuje na značajnu izmjenu uslova sagorijevanja.

Do neke male vrijedosti intenziteta polja radijalnog ubrzanja, promijena trenutnog pritiska je neovisna od trenutnog položaja fronta plamena. Porastom intenziteta polja radijalnog ubrzanja vrijednost trenutnog pritiska sagorijevanja raste intenzivno.

Pogonsko punjenje NGR-A-Z ima na kraju procesa sagorijevanja koficijent promijene trenutnog pritiska  $k$  ( $w_b, a_{max} = 1,77$ ), dok punjenje NGR-A-C ima  $k$  ( $w_b, a_{max} = 1,45$ ).



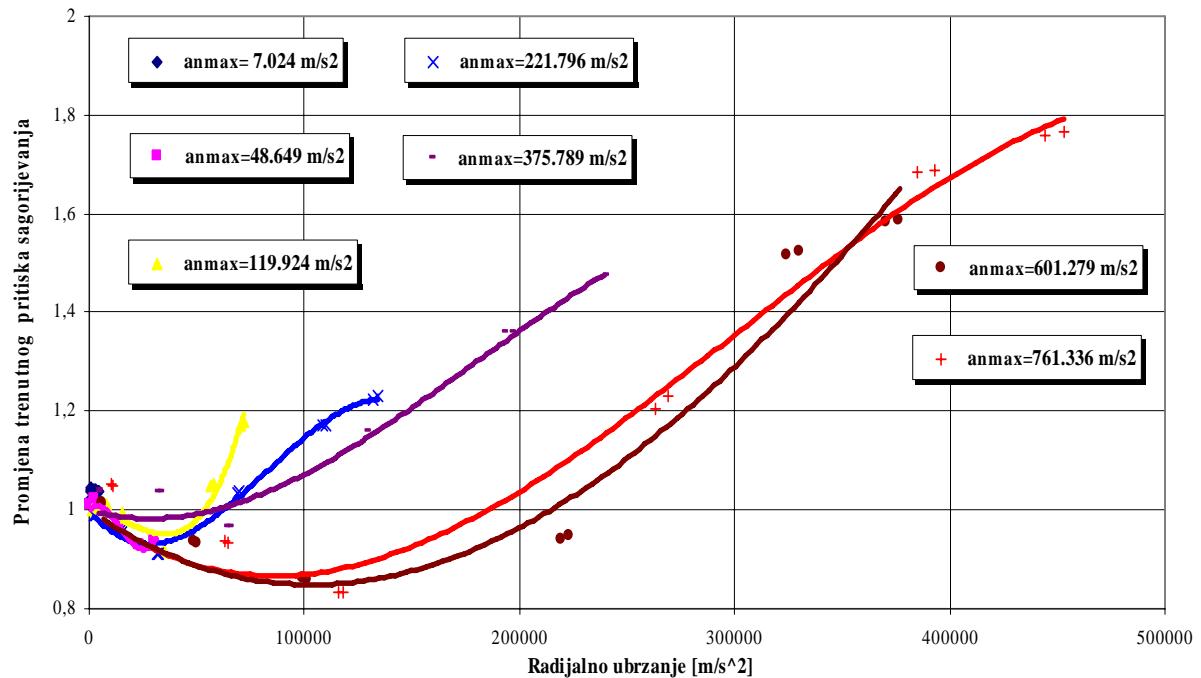
**Sl. 4.36 Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od trenutnog položaja fronta plamena u polju promjenjivog radikalnog ubrzanja za punjenje NGR-A-Z**



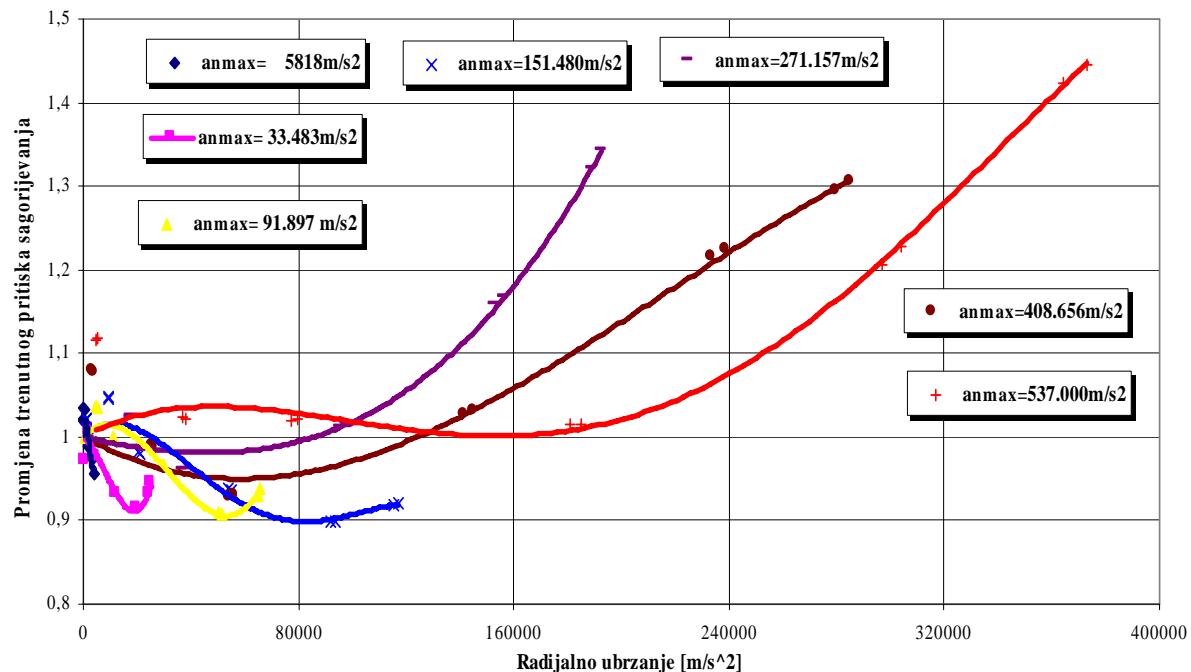
**Sl. 4.37 Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od trenutnog položaja fronta plamena u polju promjenjivog radikalnog ubrzanja za punjenje NGR-A-C**

Upoređujući karakter promijene trenutnog pritiska kod ove dvije geometrije punjenja uočljiv je utjecaj intenziteta polja radikalnog ubrzanja geometrije kanala za prolaz gasova (izmjena strujnog toka, intenzivniji prijenos topline, veći utjecaj deformacije pogonske materije itd.).

Da osjetljivost trenutnog pritiska zavisi od promijene intenziteta polja radijalnog ubrzanja, trenutnog položaja fronta plamena i geometrije kanala za prolaz gasova može se očigledno vidjeti iz dijagrama sl.4.38 i sl.4.39. Za isti intenzitet polja radijalnog ubrzanja postoje znatna odstupanja osjetljivosti trenutnog pritiska ne samo po vrijednosti nego i po karakteru promijene.



**Sl. 4.38 Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od intenziteta polja promjenjivog radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-A-Z**



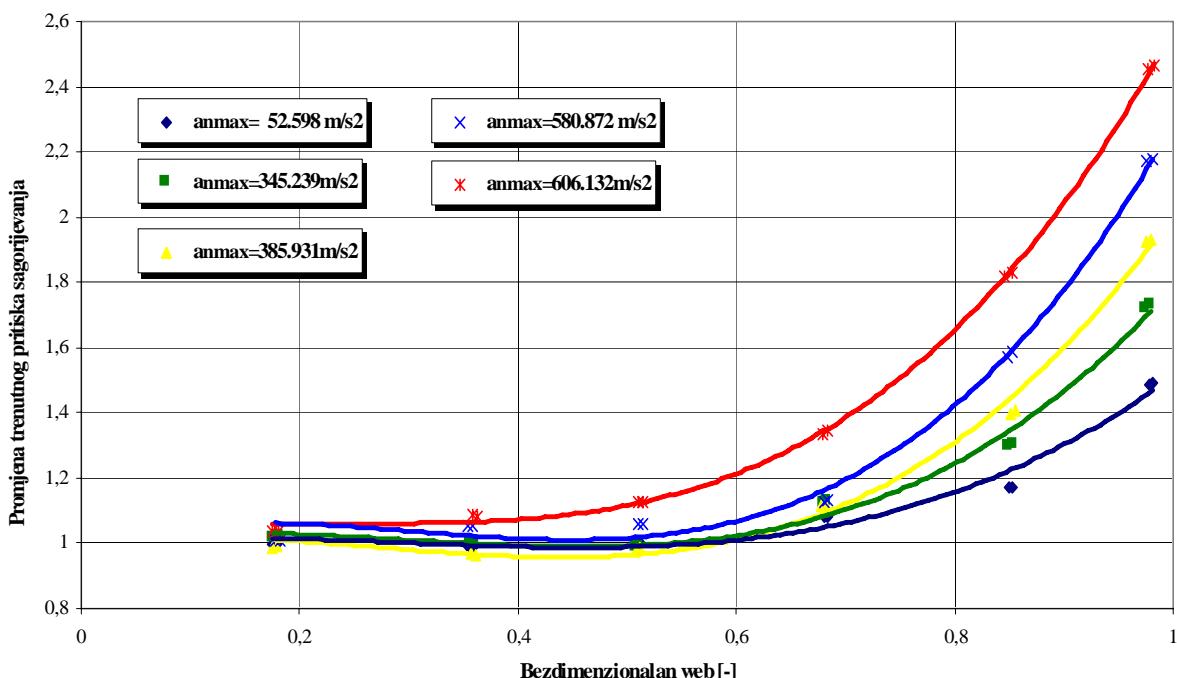
**Sl. 4.39 Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od intenziteta polja promjenjivog radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-A-C**

Ta odstupanja su intenzivnija kod pogonskog punjenja NGR-A-Z, zbog složenosti toka produkata sagorijevanja u takvom kanalu, koji je izložen polju promjenjivog radijalnog ubrzanja. Kod njega je prisutna intenzivna turbulencija gasnog toka (postoji aksijalna, radijalna i

tangencijala komponenta brzine gasnog toka), prisutan je utjecaja radijalnog i tangencijalnog ubrzanja utjecaj, intenzivnije su deformacije pogonske materije posebno u krakovima zvijezda itd. i to sve ima odraza na proces sagorijevanja.

Pogonska materija NGR-A sadrži balističke modifikatore brzine sagorijevanja (čad i olovo stearat), ima oblast super brzog sagorijevanja i "plateau" efekat, dok pogonska materija NGR-B ima karakteristike standardne dvobazne pogonske materije. Ova konstatacija je veoma važna za pogonsku materiju NGR-A koja sagorijeva u oblasti pritisaka iznad 14 MPa (područje "plateau" efekta), gdje ne bi trebalo da dolazi do promijene brzine sagorijevanja, odnosno do povećanog generisanja produkata sagorijevanja i time do porasta pritiska sagorijevanja pri nepromijenjenim polaznim uslovima.

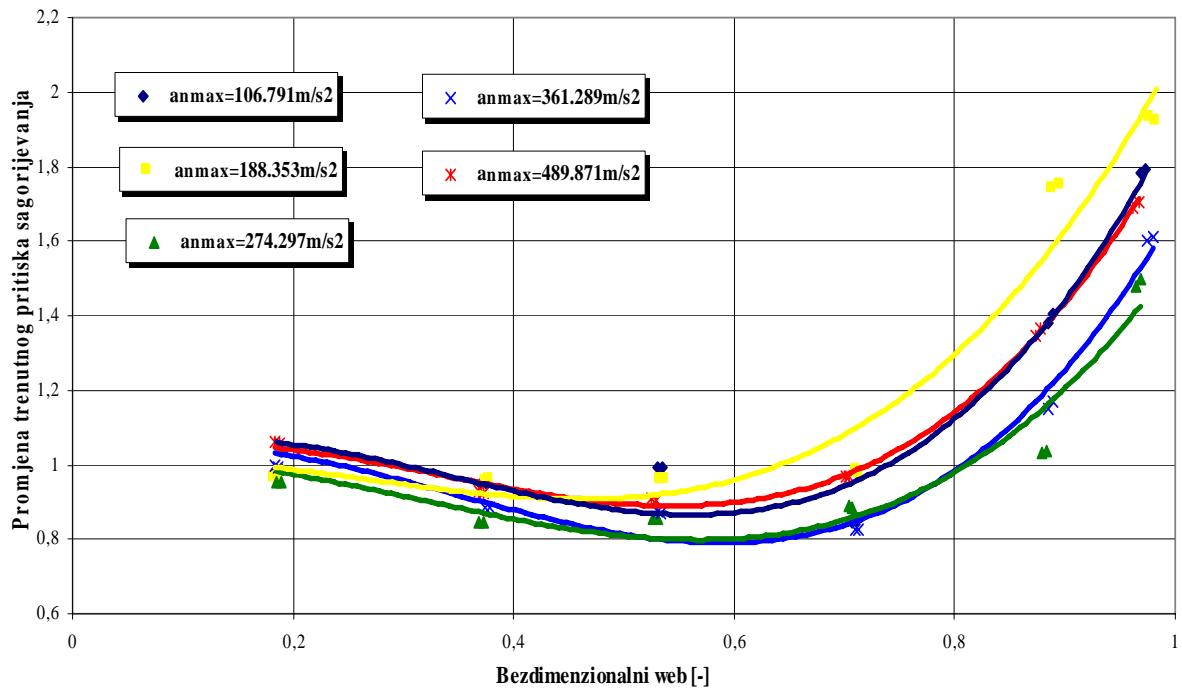
Promijene trenutnog pritiska sagorijevanja pogonske materije NGR-B u polju promijenjivog radijalnog punjenja i pri različitim položajima fronta plamena, za obje geometrije pogonskog punjenja prikazane su na sl. 4.40 i sl. 4.41.



**Sl. 4.40 Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od trenutnog položaja fronta plamena u polju promijenjivog radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-B-Z**

Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja pogonske materije NGR-B ima bitno drugačiji karakter promijene u odnosu na pogonsku materiju NGR-A. Pored utjecaja polja radijalnog ubrzanja, geometrija kanala za prolaz gasova ima znatan utjecaj na intenzitet osjetljivost trenutnog pritiska i na karakter promijene trenutnog pritiska.

Kod pogonskog punjenja NGR-B-C trenutni pritisak sagorijevanja u polju promijenjivog ubrzanja je niži od trenutnog pritiska sagorijevanja bez utjecaja polja ubrzanja za uslove dok front plamena ne dostigne položaj od 80% debljine svoda pogonskog punjenja. Tada nastupa naglo povećanje trenutnog pritiska sagorijevanja. Intenzitet promijene trenutnog pritiska u toj fazi nije direktno proporcionalan porastu nivoa radijalnog ubrzanja tj. nema pravilan karakter promijene.



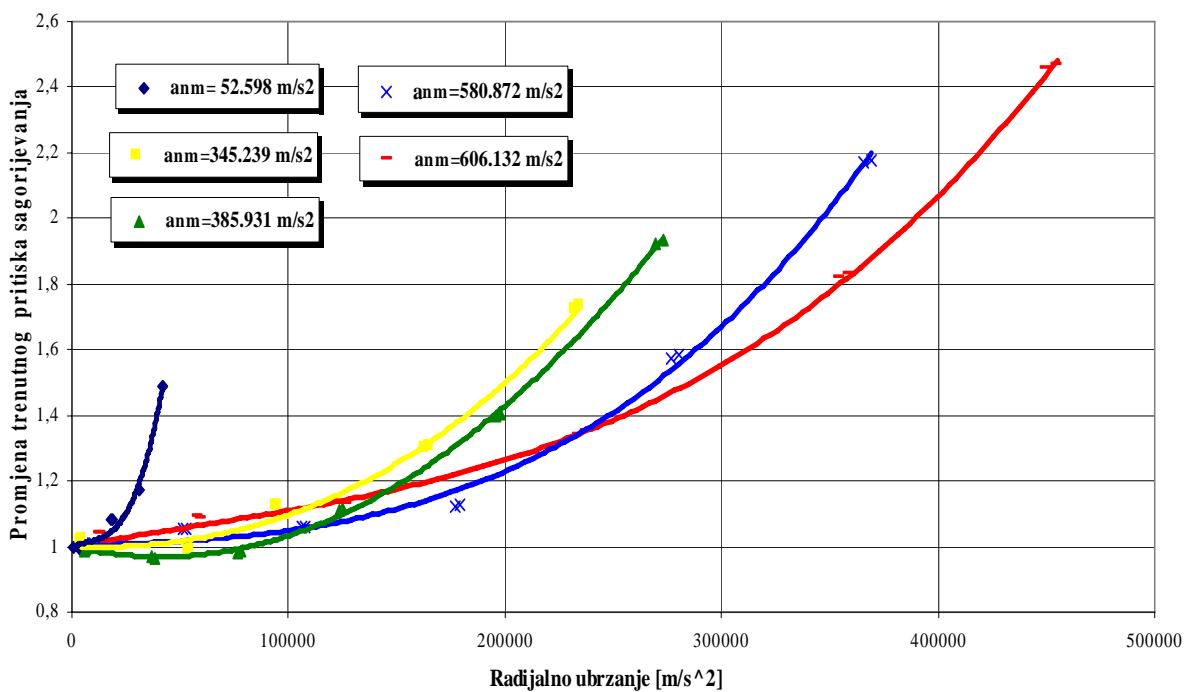
**Sl. 4.41 Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od trenutnog položaja fronta plamena u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-B-C**

Kod pogonskog punjenja NGR-B-Z, najveća vrijednost promijene trenutnog trenutnog pritiska sagorijevanja  $k_p=2,45$  se postiže pri maksimalnom intenzitetu polja radijalnog ubrzanja na kraju procesa sagorijevanja, dok kod pogonskog punjenja NGR-B-C to nije slučaj. Maksimalna vrijednost promijene trenutnog pritiska  $k_p=1,93$  za ovo pogonsko punjenje je postignuta u raketnom motoru izloženom intenzitetu polja radijalnog ubrzanja od  $188.355 \text{ m/s}^2$ , dok pri intenzitetu polja radijalnog ubrzanja od  $489.871 \text{ m/s}^2$  vrijednost promijene trenutnog pritiska sagorijevanja je  $k_p=1,7$ .

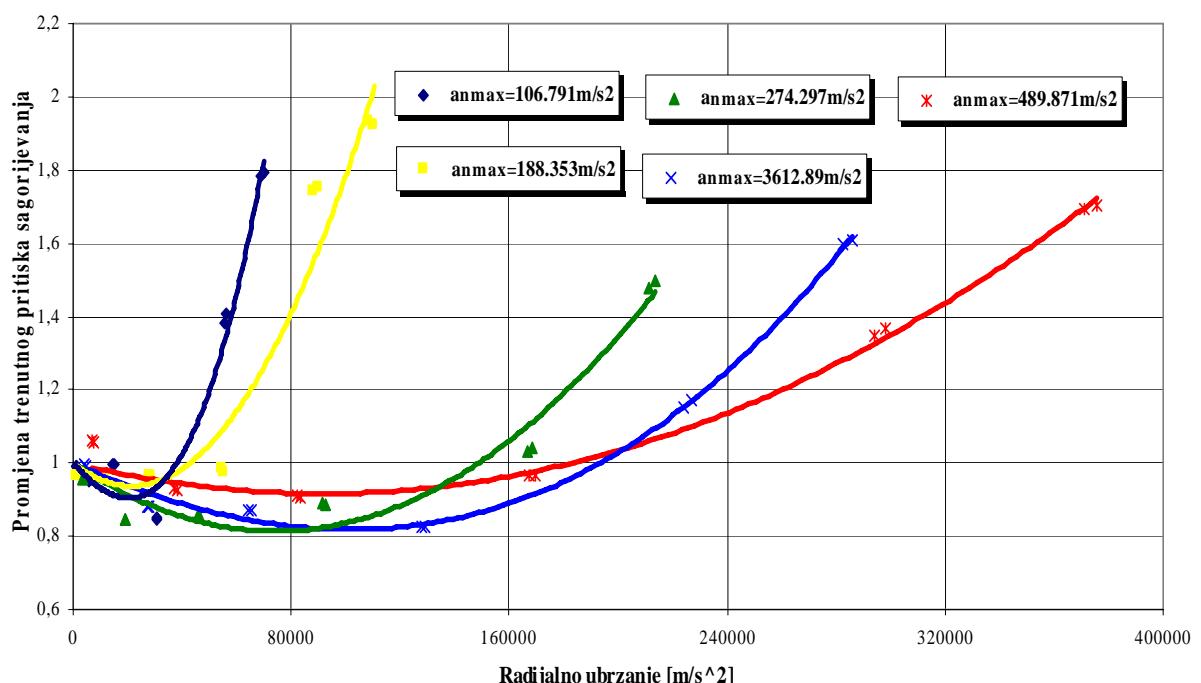
Utjecaj geometrije pogonskog punjenja, trenutnog položaja fronta plamena i ostalih parametara koji su posljedica tih faktora se mogu uočiti na sl. 4.42 i sl. 4.43

Intenzitet promijene trenutnog pritiska sagorijevanja je veći kod pogonskog punjenja NGR-B-Z, nego kod pogonskog punjenja NGR-B-C pri istom intenzitetu polja radijalnog ubrzanja.

Kod pogonskog punjenja NGR-B-C karakter promijene osjetljivosti trenutnog pritiska sagorijevanja je sličan kao kod punjenja NGR-B-Z, ali je ukupna vrijednost osjetljivosti trenutnog pritiska sagorijevanja veća kod raketnih motora koji su bili izloženi nižim intenzitetima polja radijalnog ubrzanja na kraju procesa sagorijevanja.



Sl. 4.42 Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od intenziteta polja promjenjivog radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-B-Z



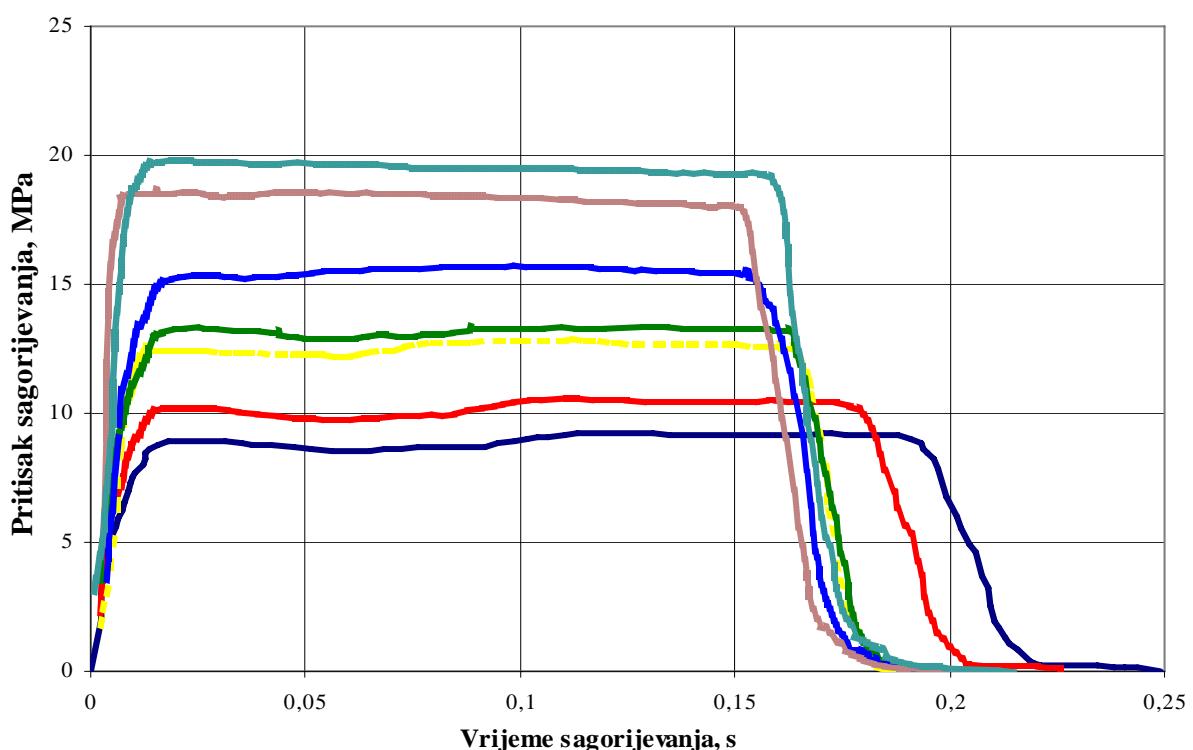
Sl. 4.43 Promjena trenutnog pritiska sagorijevanja u zavisnosti od intenziteta polja promjenjivog radijalnog ubrzanja za punjenje NGR-B-C

#### 4.12 Utjecaj izmjene tehnologije izrade

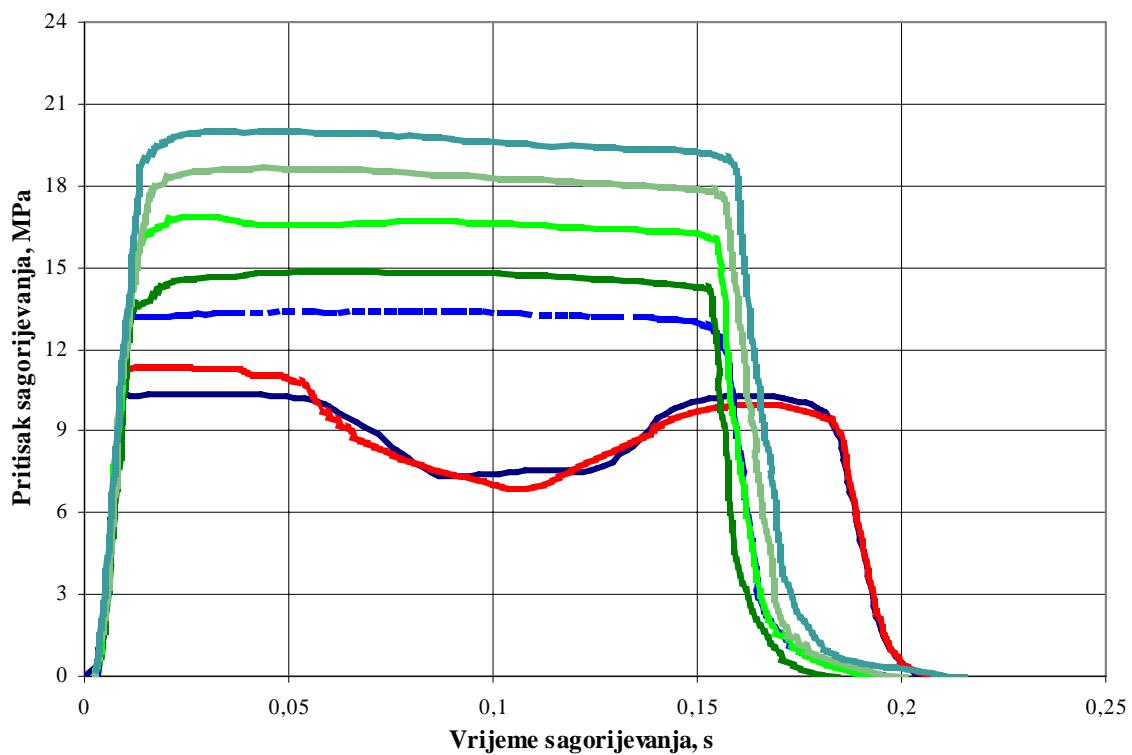
Pogonska punjenja korištena u prethodnim istraživanjima su proizvedena tehnološkim postupkom presovanjem, standardnim metodom proizvodnje dvobaznih raketnih pogonskih punjenja u prethodnoj Jugoslaviji. Potrebe za uspostavljanjem visoko serijske proizvodnje, iziskivale su primjenu tehnološkog postupka izrade pogonskih punjenja ekstrudovanjem. Razlika između ova dva tehnološka postupka je u načinu odvajanja vode iz jake smješe, želatenizaciji i načinu formiranja pogonskih punjenja. Kao posljedica tih razlika, nužno se javlja nešto drugačiji odnos aditiva i balističkih modifikatora koji se dodaju u sastav jake smješe. Međutim, te izmjene ne bi trebale da bitno utječu na karakter procesa sagorijevanja, osnosno na razvoj krive *pritisak vs vrijeme*.

Poređenjem rezultata ispitivanja pogonske materije NGR-A proizvedene metodama presovanja i ekstrudovanjem za upotrebu u opitnim balističkim motorima FLS-2, uočena je pojava nestabilnog sagorijevanja na nižim pritiscima sagorijevanja kod ekstrudovanih pogonskih punjenja (sl. 4.44 i sl. 4.45). Različite krive *pritisak vs vrijeme* u standardnom balističkom motoru su dobijene izmjenom samo površine kritičnog presjeka mlaznika i one se koriste za izradu osnovnog zakona brzine sagorijevanja razmatrane pogonske materije za odgovarajuću temperaturu okoline.

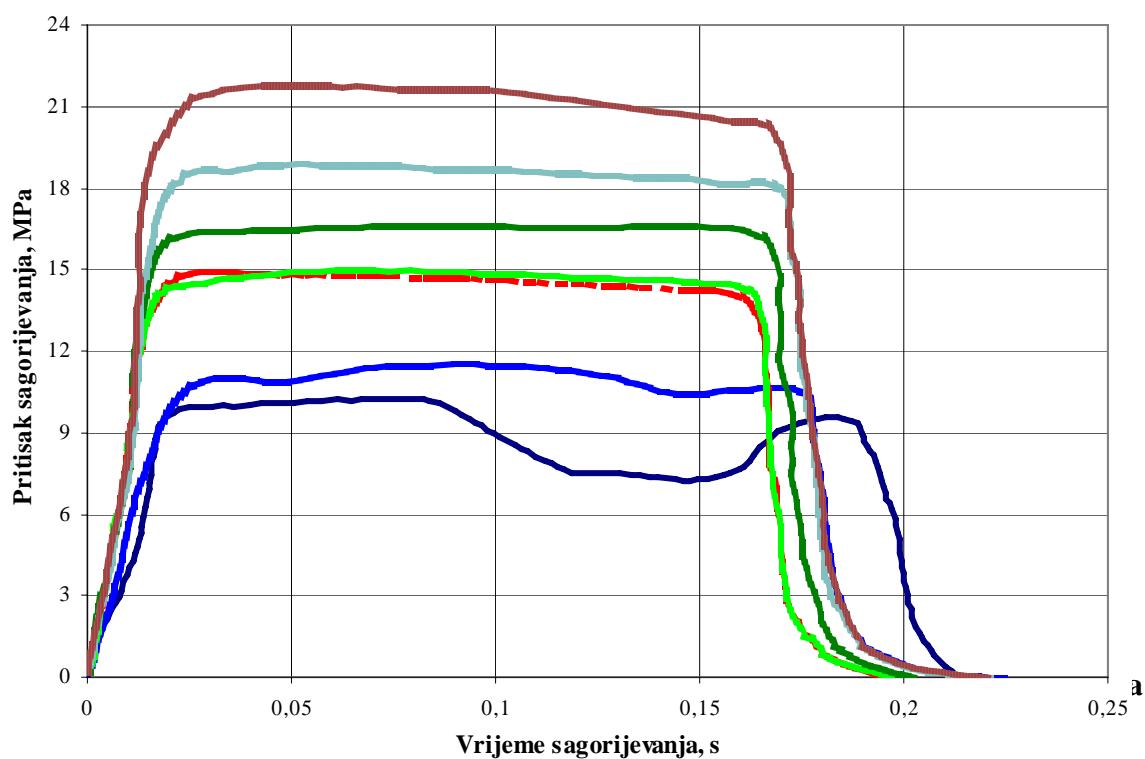
Rezultati ispitivanja pogonske materije NGR-A proizvedene postupkom ekstrudiranjem i ispitane u standardnim balističkim motorima FLS-2 na temperaturama okoline od 243 K, 273 K i 333 K (sl. 4.45, sl. 4.46 i sl. 4.47) pokazuju da postoji izrazita nestabilnost procesa sagorijevanja na nižim pritiscima sagorijevanja i da je to posebno naglašano kod raketnih motora ispitivanih na temperaturi okoline od 333 K. Postoje bitne razlike u zakonima brzine sagorijevanja za sve tri temperature okoline, a što je posebno vidljivo iz slika 3.10 i 3.12.



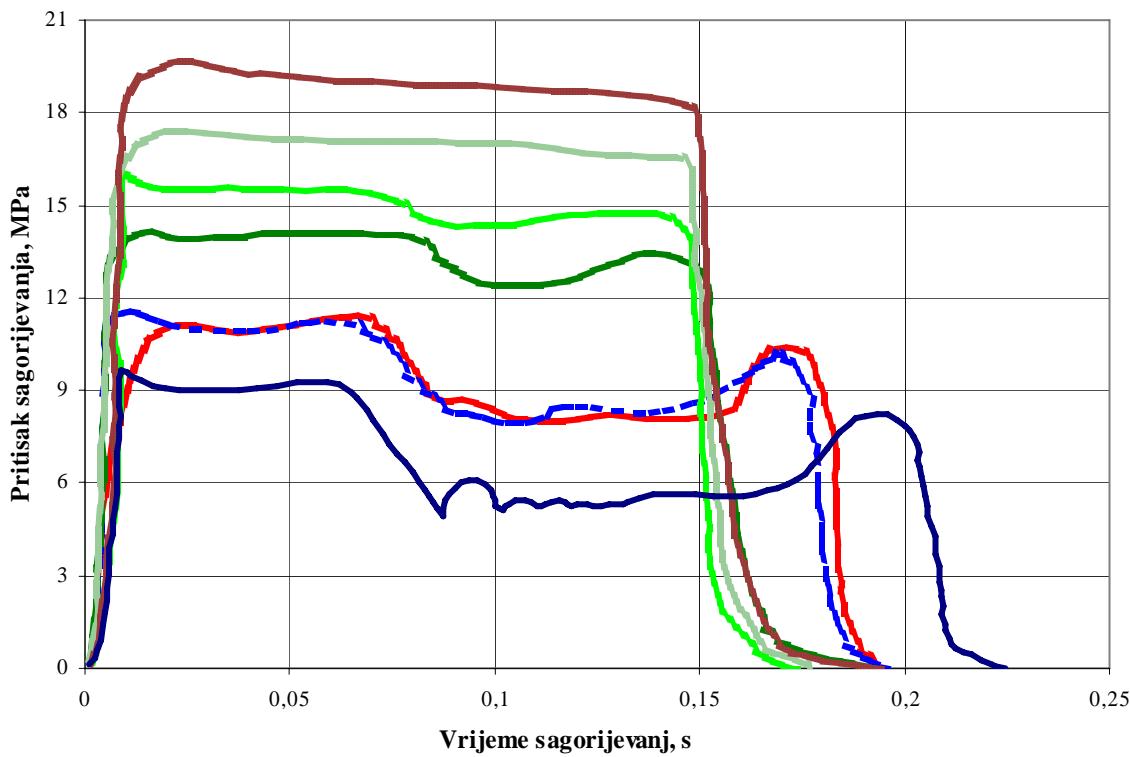
Sl. 4.44 Standardni balistički motor FLS-2 na temperaturi okoline 290 K, pogonska materije NGR-A proizvedena metodom presovanja



**Sl. 4.45 Standardni balistički motor FLS-2 na temperaturi okoline 240 K,  
pogonska materije NGR-A proizvedena metodom ekstrudiranja**



**Sl. 4.46 Standardni balistički motor FLS-2 na temperaturi okoline 290 K,  
pogonska materije NGR-A proizvedena metodom ekstrudiranja**

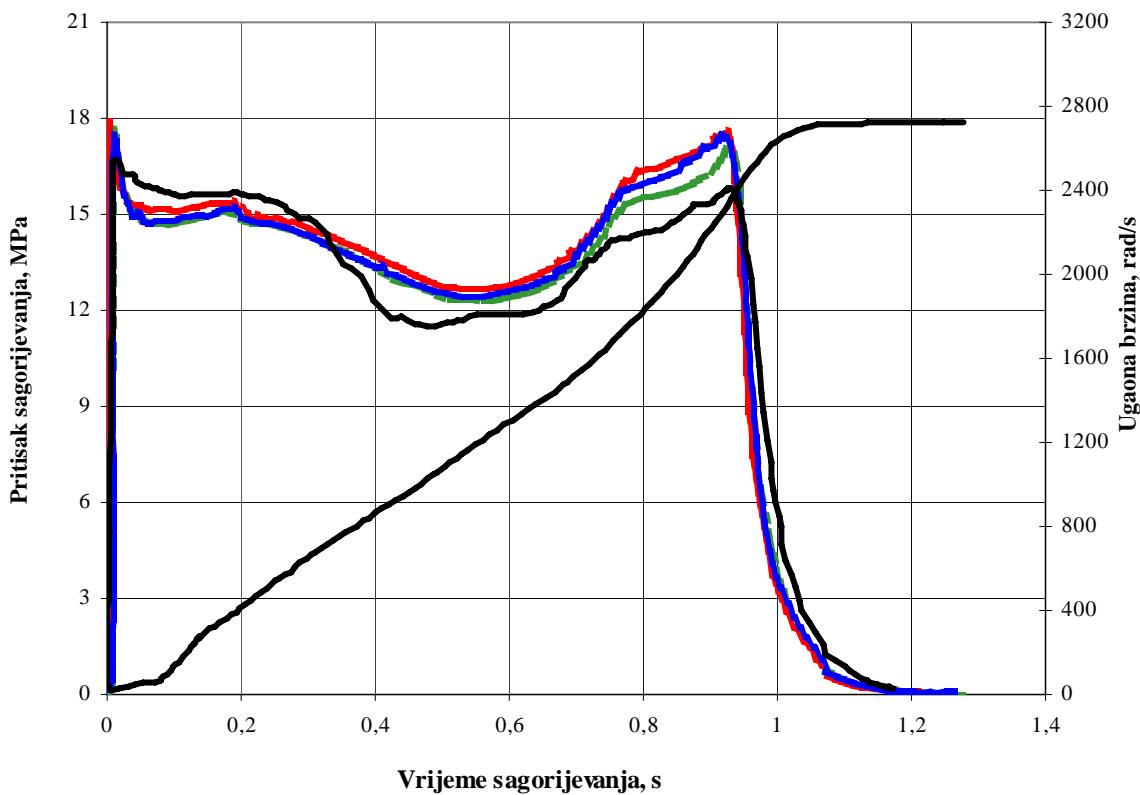


**Sl. 4.47 Standardni balistički motor FLS-2 na temperaturi okoline 330 K, pogonska materije NGR-A proizvedena metodom ekstrudiranja**

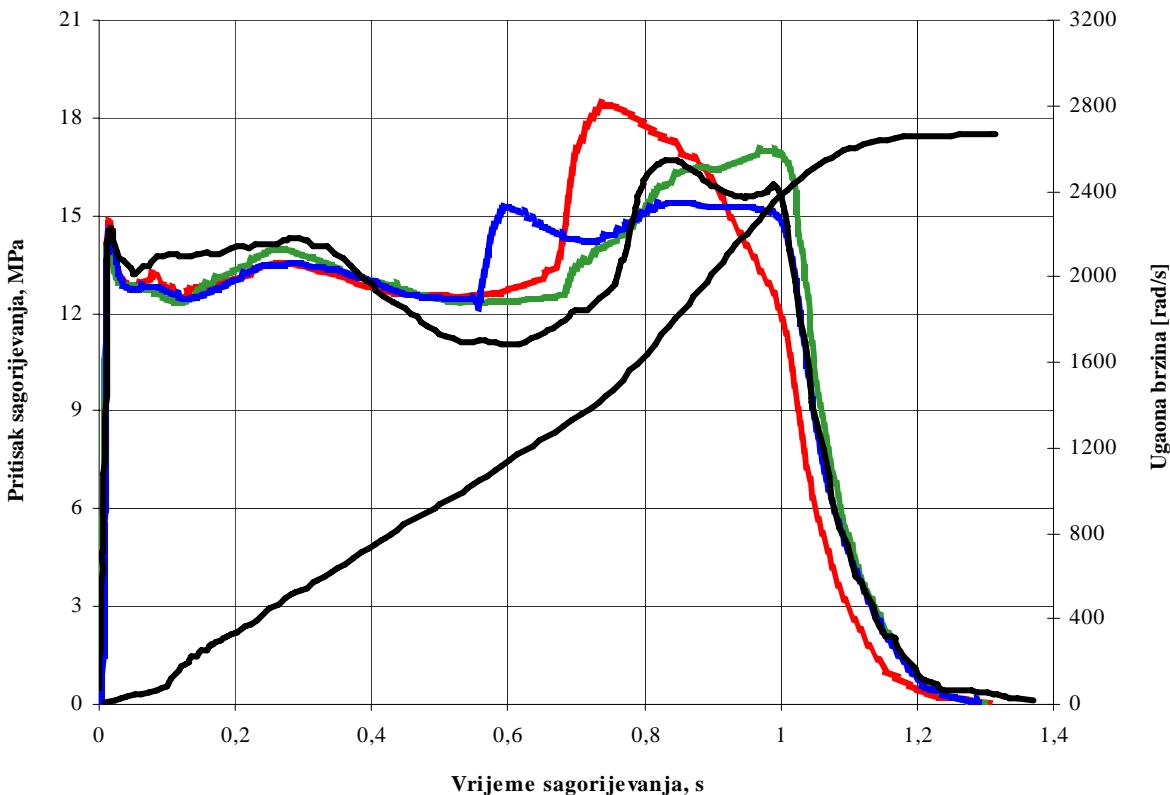
Pojava nestabilnosti ustanovljena na dijagramima *pritisak vs vrijeme* tokom ispitivanjem pogonskih punjenja proizvedenih ekstrudovanjem u standardnim balističkim motorima *FLS-2*, postaje još izrazitija u realnim raketnim motorima koji su izloženi utjecaju polja promjenjivog radijalnog ubrzanja.

Za razliku od standardnih balističkih motora *FLS-2* ispitanih na temperaturi okoline od 330 K, kada je nestabilnost bila izrazita pri pritiscima sagorijevanja do 15 MPa (područje super brzog gorenja, sl.3.12), kod realnih raketnih motora izloženih utjecaju u polja promjenjivog radijalnog ubrzanja, pri istoj temperaturi ispitivanja, nije uočena nestabilnost procesa sagorijevanja analizom dijagrama *pritisak vs vrijeme* (sl. 4.48). Pojava izrazite nestabilnosti procesa sagorijevanja je uočena pri ispitivanju realnih raketnih motora na temperaturi okoline od 243 K (sl. 4.49). Na slikama 4.48 i sl. 4.49 prikazan je razvoj krive pritiska u funkciji vremena dvije grupe realnih raketnih motora koji su bili izloženi utjecaju polja promjenjivog radijalnog ubrzanja. Krive nacrtane crnom punom linijom se odnose na pogonsko punjenje proizvedeno tehnologijom presovanja, dok krive nacrtane drugim bojama se odnose na pogonska punjenja proizvedena tehnologijom šnekovanja.

Uporedna analiza dijagrama *pritisak vs vrijeme* ukazuje da izmjena tehnologije izrade pogonskih punjenja ima utjecaja na proces sagorijevanja, ali također i da postoje razlike u ponašanju pogonske materije u procesu gorenja u zavisnosti da li se ono odvija u ili bez prisustva polja radijalnog ubrzanja. Najveća nestabilnost procesa sagorijevanja uočena je kod punjenja koja su ispitivana u standardnim balističkim motorima *FLS-2* na temperaturi okoline od 330 K, dok kod realnih raketnih motora izloženi utjecaju polja promjenjivog radijalnog ubrzanja, najveća nestabilnost je uočena tokom ispitivanja na temperaturi okoline 243 K.



**Sl. 4.48 Utjecaj izmjene tehnologije proizvodnje na izgled krive pritisak vs vrijeme pogonske materije NGR-A ispitane na temperaturi okoline 323 K**



**Sl. 4.49 Utjecaj izmjene tehnologije proizvodnje na izgled krive pritisak vs vrijeme pogonske materije NGR-A ispitane na temperaturi okoline 243 K**

Pojava nestabilnosti procesa sagorijevanja kao posljedica izmjene tehnologije izrade pogonskih punjenja i vrste i količine aditiva ukazuje da se mijenja mehanizam procesa sagorijevanja. Sa mehaničkog stanovišta, raspodijela balističkih aditiva unutar osnovne strukture dvobaznog raketnog goriva proizvedenog metodom ekstrudovanja je drugačija u odnosu na strukturu dobijenu primjenom tehnologije presovanja pogonskih punjenja. Kao posljedica toga javlja se drugačiji katalitički efekat aditiva, što za posljedicu ima i pojavu "mesa" efekta u osnovnom zakonu brzine sagorijevanja pogonske materije NGR-A dobijene metodom šnekovanja (sl.3.12).

## 5. Prethodno predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazno gorivo u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja

Predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara za odgovarajući tip raketnih motora, pored poznavanja teoretskih znanja, podrazumijeva potrebu posjedovanje podataka o sličnim konstruktivnim koncepcijama. Time se postiže skraćenje vremena i smanjenje troškova razvoja novog raketnog motora i pogonskog punjenja. Izbor optimalnog, a ne samo zadovoljavajućeg dizajna pogonskog punjenja, podrazumijeva primjenu logičnog redoslijeda u procesu dizajniranja:

- ◆ Procjena strukturnih zahtjeva i parametara unutrašnje balistike,
- ◆ Poznavanje fundamentalnih parametara pogonske materije,
- ◆ Izbor i proračun konfiguracije pogonskog punjenja i
- ◆ Analiza naprezanja strukture raketnog motora i pogonskog punjenja.

### 5.1 Balistički zahtjevi

Sama namjena misije raketnog projektila, definiše potrebne unutrašnjo balističke parametre i zahtjeve koji se postavljaju pred strukturu raketnog projektila u cjelini. Kod raketnih projektila koji su stabilizovani obrtanjem oko uzdužne ose, potrebno je poznavati sljedeće parametre:

- ◆ Srednji potisak  $F_{aver}$  ili funkciju promjene potiska raketnog motora u funkciji vremena,
- ◆ Vrijeme sagorijevanja  $t_b$  ili
- ◆ Totalni impuls raketnog motora  $I_{tot}$  i
- ◆ Potrebnu ugaonu brzinu  $\omega_{tot}$  na kraju vremena rada raketnog motora.

### 5.2 Zahtjevi misije projektila

Strukturni zahtjevi postavljeni pred projektil, proizlaze iz same namjene misije, utiču direktno na dizajn raketnog motora u cjelini i odražavaju se na:

**Anvelopu** koja definiše fizičke granice pogonskog punjenja (dužinu  $L$ , unutrašnji prečnik komore sa nanijetom termoizolacijom  $D$  i zapreminu koja ostaje na raspolaganju za smještaj pogonske materije). Time su stvorene pretpostavke da se odredi potrebna srednja brzina sagorijevanja  $r_{aver}(a_b, t_b)$  u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja:

$$r_{aver}(a_b, t_b) \equiv \frac{D}{4 \cdot t_b} \quad (5.1)$$

(za pogonsko punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem, debljina web-a je približno 0,25 prečnika pogonskog punjenja).

Poznavajući srednju brzinu sagorijevanja pogonskog punjenja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja i koeficijent osjetljivosti srednje brzine sagorijevanja na utjecaj radijalnog ubrzanja, moguće je odrediti potrebnu brzinu sagorijevanja pogonske materije određene u opitnom balističkom motoru, koristeći sljedeći odnos:

$$r_{aver}(a, t_b) = r_{aver} \cdot k_{r_{av}} \quad (5.2)$$

Poznavajući brzinu sagorijevanja  $r_{av}$  moguće je pristupiti izboru pogonske materije za dati dijapazon pritisaka sagorijevanja.

Koefficijent osjetljivosti srednje brzine sagorijevanja na utjecaj polja radijalnog ubrzanja zavisi od tipa pogonske materije i geometrije pogonskog punjenja. U manjoj mjeri zavisi od srednjeg pritiska sagorijevanja. Ovaj koeficijent se mora eksperimentalno odrediti za izabranu pogonsku materiju i punjenje ili će se koristiti postojeći podaci za slične pogonske materije.

Ukupni raspoloživi volumen  $V_a$  za pogonsko punjenje:

$$V_a = \frac{D^2 \cdot \pi}{4} \cdot L \quad (5.3)$$

**Maksimalno očekivani radni pritisak MEOP** se koristi za definisanje strukturalnih ograničenja tijela motora. Maksimalni radni pritisak, na maksimalnoj radnoj temperaturi  $T_p$  pogonske materije i pri maksimalnom radijalnom ubrzanju na kraju sagorijevanja  $a_b$ , mora biti manji od MEOP uzimajući u obzir reproduktibilne tolerancije i prirast pritiska koji nastaje zbog utjecaja promjenjivog radijalnog ubrzanja na kraju procesa sagorijevanja.

Maksimalni radni pritisak  $p_{max}(a_b, T_p)$  se određuje po slijedećoj jednačini:

$$p_{max}(a_b, T_p) = MEOP \cdot (1 - \text{tolerancije reprodukcije}) \quad (5.4)$$

On je znatno veći od maksimalnog pritiska u raketnom motoru bez prisustva polja radijalnog ubrzanja i među njima postoji slijedeći odnos:

$$p_{max}(a_b, T_p) = p_{max}(T_p) \cdot k_{p_b} \quad (5.5)$$

**Temperaturni interval upotrebe i visina djelovanja** su parametri koji efektivno utiču na izbor pogonske materije s obzirom na temperaturnu osjetljivost brzine sagorijevanja. Projektovana visina upotrebe raketnog projektila zajedno sa nominalnim radnim pritiskom sagorijevanja, određuje optimalan divergentni odnos površina sagorijevanja mlaznika.

### 5.3 Izbor pogonske materije

U zavisnosti od balističkih zahtjeva i namjene misije letjelice, vrši se prethodni izbor tipa pogonske materije, koja treba da omogući ispunjenje traženih zahtjeva (unutrašnjo balističkih karakteristika, temperature plamena, mehaničkih karakteristika, sposobnosti dugotrajne stabilne pohrane pogonskih punjenja, veoma povoljne zahtjeve bezbjednosti i odgovarajući IC ili vizuelni odraz produkata sagorijevanja po izlasku iz mlaznika). Potrebno je poznavati ili procijeniti parametre pogonske materije kao što su brzina sagorijevanja  $r$ , temperaturna osjetljivost  $\pi_K$ , gustina  $\rho_p$ , sastav i osjetljivost pogonske materije na utjecaj promjenjivog polja radijalnog ubrzanja (na brzinu sagorijevanja, pritisak sagorijevanja, maseni fluks, specifični impuls itd.).

Nominalni pritisak sagorijevanja u komori raketnog motora se određuje korištenjem slijedeće jednačine:

$$p_{c_{nom}} = p_{\max} \left( a_b \right) \cdot \exp \left[ \pi_K \cdot (T_{nom} - T_{\max}) \right] \quad (5.6)$$

i on je limitirajući faktor pri izboru pogonske materije i geometrije pogonskog punjenja.

#### **5.4 Teoretske performanse pogonske materije**

Za određeni pritisak sagorijevanja u raketnom motoru i pritisak okoline, vrši se teoretski proračuni performansi izabrane pogonske materije (koeficijent potiska, karakteristična izlazna brzina produkata sagorijevanja, optimalan odnos ekspanzije u divergentnom dijelu mlaznika, sastav produkata sagorijevanja, odnos specifičnih toplota, temperatura sagorijevanja, gustina produkata sagorijevanja, molni odnos kondenzovanih materija na izlazu iz mlaznika itd. za ravnotežno i zamrznuto stanje procesa sagorijevanja).

#### **5.5 Geometrija mlaznika i izbor materijala**

Poznavajući teoretske vrijednosti kao što su temperatura sagorijevanja, pritisak sagorijevanja, sastav produkata sagorijevanja, vrijeme rada i osnovna geometrijska ograničenja, proistekla iz misije projektila, moguće je pristupiti izboru konfiguracije mlaznika i materijala koji stoje na raspolažanje. Kod raketnih projektila koji se obrću velikom ugaonom brzinom oko uzdužne ose, koriste se mlaznice koje su periferno raspoređene na određenoj udaljenosti od uzdužne ose i čije ose su nagnute za neki ugao u odnosu na osu obrtanja. Primjena takvog tipa mlaznika su posljedica ograničenja proistekla iz misije raketnog projektila (ukupna vitkost projektila  $\lambda \leq 8$  je posljedica aerodinamičkih zahtjeva, uslova statičke i dinamičke stabilnosti projektila), time je onemogućeno uspostavljanje otimalne ekspanzije produkata sagorijevanja kroz divergentni dio mlaznica (pojava natpritska na izlaznom presjeku mlaznica), uzrokujući dodatne kinematske gubitke strujanja, posebno na konvergentnom dijelu mlaznika i u području kritičnog presjeka.

Uočena je intenzivna erozija kritičnog presjeka mlaznica i pojava neproektovanog povećanja pritiska u prvom periodu procesa sagorijevanja, uzrokovanog smanjenjem efektivne površine za prolaz gasova zbog zakošenja kritičnog presjeka. Postoje bitne razlike u izgledu krivih *pritisak vs vrijeme* kod raketnih motora sa centralnom mlaznicom i kod motora sa perifernim mlaznicama. Pritisak sagorijevanja, u prvom dijelu stacionarnog procesa sagorijevanja, znatno je veći kod raketnih motora sa periferno raspoređenim mlaznicama. To povećanje je još veće kod mlaznica čije ose su nagnute za neki ugao u odnosu na osu motora. Porast pritiska sagorijevanja bitno utiče na brzinu sagorijevanja i samo vrijeme rada motora, a kada je prisutan utjecaj polja radikalnog ubrzanja i na maksimalni pritisak na kraju procesa sagorijevanja. Zakošenje osa mlaznica u odnosu na osu motora uzrokuje intenzivniju mehaničku eroziju strukture mlaznica, iako je karakter promjena površine kritičnog presjeka sličan za isti tip mlaznica.

## 5.6 Predviđanje gubitaka performansi raketnog motora

Predviđanje realne vrijednosti specifičnog impulsa raketnog motora, predstavlja kompleksan zadatak, koji podrazumijeva poznavanje teoretske vrijednosti specifičnog impulsa pogonske materije i koeficijenata efikasnosti procesa sagorijevanja  $\eta_{C^*}$  i koeficijenta efikasnosti potiska  $\eta_{C_F}$ :

$$I_{sp} = I_{sp_{teo}} \cdot \eta_{C^*} \cdot \eta_{C_F} \quad (5.7)$$

Teoretska vrijednost specifičnog impulsa pogonske materije se određuje na osnovu poznavanja hemijskog sastava pogonske materije i uslova njenog korištenja u raketnom motoru, dok se koeficijenti  $\eta_{C^*}$  i  $\eta_{C_F}$  određuju na bazi preporuka AGARD-a ili NASA.

Zbog specifičnosti uslova sagorijevanja pogonske materije u polju visokog promjenjivog radijalnog ubrzanja kod ispitivanih raketnih motora izvršene su odgovarajuće dopune:

$$I_{sp} = I_{sp_{teo}} \cdot \eta_{C^*} \cdot \eta_{C_F} \cdot \eta_\delta \cdot \eta_{acc} \quad (5.8)$$

Za dvobazna raketna goriva, koeficijent efikasnosti procesa sagorijevanja  $\eta_{C^*}$  se određuje koristeći zavisnost [69]:

$$\eta_{C^*} = 0.7898 \cdot t_r^{0.0525} \quad (5.9)$$

pri čemu je:

$$t_r = \frac{\rho_g \cdot V_{o_c}}{m} \quad (5.10)$$

Koeficijenta efikasnosti potiska  $\eta_{C_F}$  za dvobazna goriva ne uključuje gubitke zbog dvofaznog toka:

$$\eta_{C_F} = 1 - 0.01 \cdot (\varepsilon_{DIV} + \varepsilon_{BL} + \varepsilon_{KIN} + \varepsilon_{SUB} + \varepsilon_{EROS} + \varepsilon_{ANGL} + \varepsilon_{MULT}) \quad (5.11)$$

Koeficijent  $\eta_\delta$  odražava preraspodjelu raspoložive energije pogonskog punjenja, nastalu zbog zakošenja osa mlaznica u odnosu na osu motora, uslijed čega se smanjuje dio energije namijenjena za kretanje rakete, a povećava dio energije potreban za obrtanje rakete oko uzdužne ose, radi ostvarivanja dinamičke stabilnosti.

Koeficijent  $\eta_{acc}$  uzima u obzir utjecaj polja promjenjivog radijalnog ubrzanja na specifični impuls i njegov stvarni utjecaj je usmjeren na korekciju koeficijenta efikasnosti procesa sagorijevanja  $\eta_{C^*}$ .

## 5.7 Površina kritičnog presjeka i izlaznog presjeka mlaznika

Tačno određivanje površine kritičnog presjeka mlaznika i ekspanzionog odnosa mlaznika su jedni od glavnih ciljeva u procesu dizajniranja raketnog motora na čvrsta goriva. Na ovaj proces utiče više različitih faktora, od kojih su najznačajniji koeficijenti efikasnosti sile potiska,

efikasnosti procesa sagorijevanja, teoretski specifični impuls, dopunski gubitci strujanja kroz mlaznik itd.

Polazna osnova u procesu dizajniranja je poznavanje teoretskih vrijednosti svih važnih parametara na osnovu kojih se vrši procjena utjecaja gubitaka i da bi se postupkom iterativnog približavanja, odredilo konvergentno rješenje površine presjeka mlaznika.

Proces određivanja površine kritičnog presjeka, odnosno ekspanzionog odnosa mlaznika ostvariv je, ako se poznaju:

- ◆ Srednja vrijednosti sile potiska  $F_{aver}$ , određena iz spoljno balističke analize misije letjelice.
- ◆ Radni pritiska  $p_c$  u komori raketnog motora, određen tokom procesa izbora tipa pogonske materije.
- ◆ Teoretske vrijednosti termohemiskih parametara pogonske materije, za ravnotežno i zamrznuto stanje produkata sagorijevanja, za izabrani radni pritisak sagorijevanja i idealnu ekspanziju produkata sagorijevanja (pritisak na izlazu iz mlaznika jednak je ambijentalnom pritisku).

Osnovni algoritam procesa određivanja površine kritičnog presjeka, odnosno ekspanzionog odnosa mlaznika je:

1. Određivanje teoretskog koeficijenta potiska  $C_{F_{teo}}$  za zamrznuto stanje produkata sagorijevanja.
2. Određivanje površine kritičnog presjeka mlaznika:

$$A_{th} = \frac{F_{aver}}{C_{F_{teo}} \cdot p_c} \quad (5.12)$$

3. Određivanje koeficijenta efikasnosti sile potiska  $\eta_{C_F}$ .
4. Određivanje koeficijenta potiska  $C_F$ :

$$C_F = C_{F_{teo}} \cdot \eta_{C_F} \quad (5.13)$$

5. Korigovanje površine kritičnog presjeka mlaznika:

$$A_{th} = \frac{F_{aver}}{C_F \cdot p_c} \quad (5.14)$$

6. Ponavljanje koraka 3 do 5 dok vrijednosti za površinu sagorijevanja  $A_{th}$  i  $\eta_{C_F}$  ne konvergiraju. Postupak iteracije se prekida kada se razlike  $A_{th}$  između dva koraka budu manje od 1%.
7. Za mlaznik sa  $n$  periferno raspoređenih mlaznica i za poznati ugao zakošenja osa mlaznica (određen analizom statičke i dinamičke stabilnosti raketnog projektila), vrši se korigovanje površine kritičnog presjeka sa ciljem da se ostvari projektovani radni pritisak sagorijevanja:

$$A_{th_{cor}}(\delta, n_{nozle}) = \frac{A_{th}}{k_{A_{th}}(\delta) \cdot k_{nozle}} \quad (5.15)$$

Nova površina kritičnog presjeka će biti veća od projektovane, ali će efektivna površina kritičnog presjeka biti ista i ostvareni pritisak sagorijevanja će biti na nivou projektovanog u početnom dijelu procesa sagorijevanja.

Izlazna površina kritičnog presjeka se računa kao:

$$A_e = A_{th_{cor}} \cdot \varepsilon \quad (5.16)$$

pri čemu je  $\varepsilon$  ekspanzioni odnos površina mlaznika i određuje se iz termohemijskog proračuna uz pretpostavku da je pritisak na izlazu iz mlaznika jednak lokalnom pritisku okoline za jednodimenzionalan i idealan gasni tok.

## 5.8 Dizajn pogonskog punjenja

Osnovni zadatak u procesu dizajniranja pogonskog punjenja je određivanje geometrije, koja će omogućiti da raketni motor ostvari tražene performanse (krive *potisak-vrijeme* i *pritisak-vrijeme*).

U procesu odabira geometrije pogonskog punjenja postoji više parametara koji moraju biti određeni:

- ◆ Relativni web (odnos debljine svoda sagorijevanja prema poluprečniku punjenja)  $w_f$ ,
- ◆ Zapreminski odnos ispune komore sagorijevanja sa pogonskom materijom  $v_l$ ,
- ◆ Vitkost pogonskog punjenja tj. odnos dužine prema prečniku punjenja  $L/D$ .

Vitkost pogonskog punjenja je određena iz ograničenja proisteklih iz zahtjeva misije projektila i analize strukture rakete.

Relativni web-a, po definiciji je dio unutrašnjeg radijusa motora kojeg ispunjava pogonsko punjenje:

$$w_f = \frac{r \cdot t_b}{\frac{D}{2}} \quad (5.17)$$

Brzina sagorijevanja pogonske materije  $r$  mora u sebi da sadrži utjecaj parametara kao što je pritisak sagorijevanja  $p_c$ , maseni fluks iznad površine sagorijevanja pri datom pritisku, utjecaj radijalnog ubrzanja i po mogućnosti utjecaj "hump" efekta:

$$r = a \cdot p_c^n + \sum \delta r_i \quad (5.18)$$

Svi utjecaji navedenih parametara su empirijski određeni i važe samo za izabrani tip pogonske materije ili za slične pogonske materije.

Zapreminska raznina izspune definije se kao raznina zapremine zauzete pogonskim punjenjem  $V_p$  prema ukupno raspoloživoj zapremini motora za pogonsko punjenje  $V_a$ :

$$v_l = \frac{V_p}{V_a} \quad (5.19)$$

gdje je :

$$V_a = \left( \frac{D^2 \pi}{4} \right) \cdot L \quad (5.20)$$

Potrebna zapremina pogonske materije se određuje iz izraza za totalni impuls raketnog motora:

$$I_{tot} = F_{aver} \cdot t_b = m_p \cdot I_{sp} = V_p \cdot \rho_p \cdot I_{sp} \quad (5.21)$$

odnosno,

$$V_p = \frac{I_{tot}}{I_{sp} \cdot \rho_p} \quad (5.22)$$

Poznavajući parametre  $v_f$ ,  $v_l$  i  $L/D$  može se pristupiti početnom izboru geometrije pogonskog punjenja i za odabranu konfiguraciju pogonskog punjenja potrebno je odrediti promjenu površine sagorijevanja i površine za prolaz gasova u zavisnosti od web-a.

Površina kanala za prolaz gasova računa se iz izraza:

$$A_c = \frac{D^2 \cdot \pi}{4} \cdot (1 - v_l) \quad (5.23)$$

odnosno, ekvivalentni prečnik kanala za prolaz gasova:

$$D_{c_e} = D \cdot \sqrt{1 - v_l} \quad (5.24)$$

Iz uslova ravnoteže između gasnog toka stvorenog sagorijevanjem pogonske materije i gasnog toka koji ističe kroz mlaznik moguće je izračunati površinu sagorijevanja za poznate polazne parametre:

$$A_b = \frac{C_D \cdot p_{c_{nom}} \cdot A_{th}}{\rho_p \cdot r} \quad (5.25)$$

Složenost geometrije kanala pogonskog punjenja za prolaz gasova se određuje preko faktora perimetra sagorijevanja kojeg čine odnos stvarnog perimetra gorenja  $P_w$  i perimetra ekvivalentnog prečnika  $D_{c_e}$

$$p_{fac} = \frac{P_w}{D_{c_e} \cdot \pi} = \frac{A_b}{D_{c_e} \cdot \pi \cdot L} \quad (5.26)$$

Za cilindrični kanal pogonskog punjenja faktor perimetar  $p_{fac}=1$ , dok za druge konfiguracije kanala za prolaz gasova  $p_{fac} > 1$ .

Na osnovu poznavanja navedenih parametra mogu se u potpunosti odrediti geometrijski parametri pogonskog punjenja i pristupiti proračunu razvoja krive pritisak-vrijeme i potisak-vrijeme.

### **5.9 Promjena pritiska i potiska sa vremenom**

Promjena potiska i pritiska u raketnom motoru u funkciji vremena se određuje na osnovu zakona o održanju mase tj. masa nastala sagorijevanjem pogonske materije jednaka je sumi mase akumulirane u raketnom motoru i mase koja ističe kroz mlaznik.

Promjena pritiska sagorijevanja u raketnom motoru se računa numeričkom integracijom izraza:

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{1}{V_{c_i}} \cdot \left[ R \cdot T_c \cdot \left( \sum_{i=1} \rho_p \cdot A_{b_i} \cdot r_i - \frac{p_{c_i} \cdot A_{th_i}}{C^*} \right) - p_{c_i} \cdot \frac{dV_{c_i}}{dt} \right], \quad (5.27)$$

a promjena sile potiska se računa preko izraza:

$$F_i = C_{F_i} \cdot \eta_{C_{F_i}} \cdot p_{c_i} \cdot A_{th_i} \quad (5.28)$$

## 6. Zaključak

1. Istraživanja utjecaja visokog promjenjivog polja radijalnog ubrzanja na unutrašnjo balističke parametre raketnih motora na dvobazna goriva su bila eksperimentalnog karaktera uz primjenu komparativne metodologije obrade rezultata istraživanja. Kao osnova za upoređivanje rezultata utjecaja polja promjenjivog radijalnog ubrzanja na parametre unutrašnje balistike korišteni su rezultati ispitivanja raketnih motora bez prisustva polja radijalnog ubrzanja.
2. Zaključci saglasni sa rezultatima drugih autora:
  - ◆ U prisustvu polja promjenjivog radijalnog ubrzanja izgled krivih *pritisak vs vrijeme*, odnosno *potisak vs vrijeme* se značajno mijenjao u odnosu na stanje bez prisustva polja radijalnog ubrzanja.
  - ◆ Također je potvrđeno zapažanje drugih autora o povećanju osjetljivosti pritiska sagorijevanja na utjecaj polja radijalnog ubrzanja kod raketnih motora koji sagorijevaju na nižim pritiscima.
  - ◆ Osjetljivost pritiska na kraju procesa sagorijevanja pogonske materije *NGR-B* je intenzivnija u odnosu na pogonsku materiju *NGR-A* i to je u saglasnošću sa rezultatima dosadašnjih istraživanja drugih autora, da pogonske materije sa manjom osnovnom brzinom sagorijevanja su osjetljivije na utjecaj ubrzanja.
  - ◆ Promjena maksimalnog pritiska na kraju procesa sagorijevanja je izrazito nelinearna po radijalnom inercijskom ubrzaju, pri čemu je veći utjecaj tipa pogonske materije nego geometrije punjenja. Promjena je intenzivnija pri nižim pritiscima sagorijevanja i kod pogonskih materija sa manjom osnovnom brzinom sagorijevanja.
  - ◆ Trenutna brzina sagorijevanja u polju radijalnog ubrzanja posmatrana je kao suma utjecaja masenog fluksa produkata sagorijevanja i polja radijalnog ubrzanja na osnovnu brzinu sagorijevanja određenu u standardnom balističkom motoru. Ostali utjecaju nisu razmatrani ili bolje reći izdvojeni iz komponente koja uzima u obzir utjecaj masenog fluksa na osnovnu vrijednost brzine sagorijevanja.
  - ◆ Konstatiran je vrlo veliki i nelinearan utjecaj masenog fluksa iznad površine sagorijevanja na promjenu osnovne brzine sagorijevanja (povećanje do 45%). Utjecaj masenog fluksa na osnovnu brzinu sagorijevanja nije bio jednoznačno određen vrijednošću masenog fluksa, nego je bio povezan i sa vrijednošću trenutnog pritiska sagorijevanja. Geometrija kanala za prolaz gasova u pogonskom punjenu utječe znatno na osjetljivost ove komponente trenutne brzine sagorijevanja
3. Zaključci koji se razlikuju od rezultata drugih autora:
  - ◆ Utjecaj složenosti geometrije kanala za prolaz produkata sagorijevanja kod pogonskih punjenja na parametre zakona promjene brzine sagorijevanja (temperaturna konstanta  $a$  i eksponent  $n$ ) ima nelinearan karakter.
  - ◆ Eksponent pritiska  $n$  u zakonu brzine sagorijevanja bitno zavisi od intenziteta polja radijalnog ubrzanja.

#### 4. Zaključci koji predstavljaju autorov doprinos :

- ◆ Konstatovana je bitna razlika funkcije pritiska o vremenu, ovisno da li raketni motor ima jednu centralnu mlaznicu ili više periferno raspoređenih mlaznica.
- ◆ Određen je utjecaj nagiba ose mlaznica na pritisak u funkciji vremena, u slučaju bez radijalnog inercijskog ubrzanja (bez rotacije).
- ◆ Konstatiran je bitan utjecaj nagiba mlaznica na integral funkcije pritisaka o vremenu.
- ◆ Uočen je utjecaj tehnologije izrade pogonskog punjenja na ove fenomene zbog promjene homogenosti aditiva u strukturi goriva.
- ◆ Razmatran je utjecaj visokog promjenjivog polja radijalnog ubrzanja intenziteta do oko 80.000 g na unutrašnje balističke parametre raketnih motora na dvobazna goriva. Karakter promjena nastalih zbog utjecaja polja radijalnog ubrzanja nije jednoznačan, općenito on zavisi od intenziteta polja radijalnog ubrzanja, trenutnog položaja fronta plamena tokom procesa sagorijevanja, geometrije pogonskog punjenja, tipa pogonske materije i vrste i granulacije balističkih modifikatora.
- ◆ Osjetljivosti trenutnog pritiska sagorijevanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja su intenzivnije kod pogonskog punjenja sa presjekom kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde. Podaci o promjenama trenutnog pritiska sagorijevanja su veoma važni sa stanovišta procjene otpornosti strukture raketnog motora i imaju svoj značaj u procesu previđanja mogućnosti ispunjenja zahtjeva misije projektila. Trenutni položaj fronta sagorijevanja bitno utječe na veličinu trenutnog pritiska. I taj utjecaj je izrazito nelinearan, različit za različite tipove i geometrije goriva, a za neke kombinacije dostiže i 150% povećanja
- ◆ S obzirom da je za projektovanje raketnih motora važna karakteristika srednji pritisak po vremenu, ispitan je utjecaj maksimalnog radijalnog ubrzanja na tu veličinu. Konstatovana je nelinearnost tog utjecaja i koji je bitno različit u ovisnosti od geometrije i tipa goriva.
- ◆ S obzirom na važnost sigurnosti strukture raketnog motora u toku procesa sagorijevanja na uspješnost misije projektila, analizirana je zavisnost maksimalnog pritiska na kraju sagorijevanja. Ispitivanja su pokazala da je ta veličina izrazito nelinearna po intenzitetu polja radijalnog ubrzanja, te da je veći utjecaj tipa pogonske materije, nego složenosti geometrije pogonskog punjenja.
- ◆ Prilikom analize pritiska, ovisno o vremenu, konstatiran je i utjecaj tehnologije (homogenizacija aditiva pri ekstrudiranju) na nepravilno sagorijevanje neovisno o intenzitetu polja radijalnog ubrzanja.
- ◆ Izdvojena je komponenta trenutne brzine sagorijevanja kao posljedica djelovanja polja radijalnog ubrzanja i upoređivana sa osnovnom brzinom sagorijevanja određenom u standardnom balističkom motoru. Rezultati su više nego značajni, jer pri ugaonim brzinama raketnog motora koje su od interesa za stabilizaciju neupravljenih brzo rotirajućih raketa, povećanje brzine sagorijevanja može biti oko 100%. Ova komponenta trenutne brzine sagorijevanja na koju direktno utiče promjenjivo polje radijalnog ubrzanja bitno zavisi od geometrija kanala za prolaz gasova u pogonskom punjenu i tipa pogonske materije. Generalno veći utjecaj ima polje radijalnog ubrzanja na pogonsku materiju koja ima veću vrijednost osnovne brzine sagorijevanja i pogonska punjenja složenije geometrije.
- ◆ Na kraju ove analize o brzini sagorijevanja, konstatovano je da zakon brzine samo pod utjecajem polja radijalnog ubrzanja, po izdvajaju komponente brzine sagorijevanja kao posljedice djelovanja masenog fluksa, nema "plateau" efekta

kod pogonske materije NGR-A, a eksponent pritiska  $n$  u zakonu brzine sagorijevanja  $a \cdot p^n$  raste čak do vrijednosti 1.33, ovisno o tipu i geometriji goriva.

- ◆ Promjene srednje brzine sagorijevanja ne prate promjene srednjeg pritiska, a što je u skladu rezultatima istraživanja da brzina sagorijevanja pogonske materije u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja se sastoji od više komponenti i koje zavise od niza parametara. Nije moguće izvući opšte zaključke sa stanovišta utjecaja tipa pogonske materije, tipa geometrije punjenja i osnovnog pritiska sagorijevanja (odnosno koeficijenta Klemung-a) na promjenu srednje brzine sagorijevanja.
- ◆ Promjena karakteristične brzine istjecanja u polju promjenjivog radijalnog ubrzanja ne zavisi samo od parametara pogonske materije i dizajna komore raketnog motora, nego i od uslova ostvarenja promjenjivog polja radijalnog ubrzanja, odnosno od tipa i karakteristika ulaznog dijela mlaznika uslijed zakošenja osa mlaznica u odnosu na uzdužnu osu motora.
- ◆ Koeficijent efikasnosti specifičnog impulsa raketnog motora koji se sastoji od poznatog koeficijenta efikasnosti procesa izgaranja  $\eta_{C^*}$  i korigovanog koeficijent efikasnosti potiska  $\eta_{C_F}$  u ovisnosti od nagiba ose mlaznice  $\delta$  i direktnog utjecaja ugla nagiba preko cosinusne funkcije s obzirom na smanjenje projekcije površine kritičnog presjeka mlaznice na os motora. Novi koeficijent efikasnosti potiska dobiva se korekcijom do sada poznatog koeficijenta pomoću koeficijenta  $\varepsilon_{angl}$  koji je određen iz eksperimenta.
- ◆ Promjena stepena efikasnosti specifičnog impulsa raketnog motora  $\eta_{acc}$  kao posljedica utjecaja polja promjenjivog radijalnog ubrzanja na specifični impuls kod svih konfiguracija pogonskih punjenja ima tri karakteristične faze. Prvu fazu karakteriše porast stepena efikasnosti specifičnog impulsa i ona se objašnjava kao posljedica povećanog puta i brzine kretanja produkata sagorijevanja tokom strujanja kroz raketni motor, uslijed čega je ostvareno potpunije miješanje i hemijska ravnoteža produkata sagorijevanja. Drugu fazu karakteriše zasićenje i neznatna promjena stepena efikasnosti specifičnog impulsa sa porastom intenziteta polja radijalnog ubrzanja. U trećoj fazi uslijed intenzivnijeg povrata topote od produkata sagorijevanja na čvrstu fazu kao posljedica povijanja plamena sagorijevanja dolazi do intenzivnijeg porasta stepena efikasnosti specifičnog impulsa. Doprinos specifičnog impulsa uslijed promjene intenziteta polja radijalnog ubrzanja, zavisi od pritiska sagorijevanja u raketnom motoru, geometrije kanala za prolaz produkata sagorijevanja pogonskog punjenja, tipa pogonske materije i intenziteta polja radijalnog ubrzanja. Ne postoji opšta zakonitost osjetljivosti specifičnog impulsa na promjenu intenziteta radijalnog ubrzanja.
- ◆ Određeni su kritični prečnici čestica aditiva (čad i olovo) u zavisnosti od intenziteta polja radijalnog ubrzanja. U slučaju da je prečnik čestica aditiva manji od kritičnog prečnika čestice bi odlazile sa strujom produkata sagorijevanja, jer bi se u protivnom lijepile za površinu sagorijevanja i remetile katalitički efekt. Za slučaj zvjezdastog oblika fenomen je daleko složeniji i zahtijeva izradu CFD modela da bi se mogao kvalitativno i kvantitativno analizirati. Uočljivo je da je vrijeme prebivanja čestica u talasu sagorijevanja debljine  $150 \mu\text{m}$  je veoma osjetljivo na nivo radijalnog ubrzanja i prečnik čestica aditiva. Prema rezultatima mjerena koja je izvršio Zenin u uslovima koji su bitno povoljniji i drugačiji od onih koji su vladali u ispitivanim raketnim motorima, vrijeme opstajanja čvrstih čestica se mjeri milisekundama u zavisnosti od pritiska sagorijevanja, dok je simulacijom pokazano da se u polju intenzivnijeg utjecaja polja radijalnog

ubrzanja vrijeme opstajanja čestica sa prečnikom jednakim ili manjim od kritičnog prečnika mjeri u mikrosekundama

- ◆ Date su preporuke koje parametre i kako ih upotrijebiti u postojećoj praksi projektiranja raketnih motora brzo rotirajućih raka

## 5. Pravci daljih istraživanja

- ◆ Istražiti utjecaj tipa mlaznika na promjene uslova strujanja unutar raketnog motora numeričkim metodama (3D CFD model simulacije).
- ◆ Eksperimentalno istražiti ponašanje dvobaznog goriva bez aditiva u polju promjenjivog ubrzanja.
- ◆ Izvršiti masenu i geometrijsku karakterizaciju čestica aditiva (čađi, olovo stearata i olovo oksida).
- ◆ Eksperimentalno ispitati sagorijevanje uzoraka dvobaznog raketnog goriva sa aditivima u raketnom motoru postavljenog na centrifugi i uz postupak brzog snižavanja pritiska sagorijevanja unutar raketnog motora radi provjere ponašanja čestica aditiva u zoni neposredno blizu površine sagorijevanja.

## 7. LITERATURA

1. Abraham M.III and Netzer D.W.: Nonmetallized Solid Propellant Combustion in Standard and High Acceleration Environments, Combustion Science and Technology, Vol.11,1975.
2. Anderson D. J. : Fundamentals of Aerodynamics Aerospace Science Series, McGraw-Hill International Editions, 1991.
3. Anon: Gorenje zarjadov RDTT v pole uskorenij, Obzor, Voprosi raketnoj tehniki, No.4, 1974.
4. Anon: Solid Propellant Selection and Characterization, NASA Report SP 8064, June 1971, N52-13737.
5. Anon: Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction, NASA Report SP 8039, May 1971, N72-18785.
6. Aoiki I. And Kubota N.: Combustion Wave Structures of High- and Low-Energy Double-Base Propellants AAIA Journal, Vol. 20, No.1, 1982.
7. Bac J-P: Calcul et verification experimentale caracteristique energetiques des propergols Davenas A. et collabrateurs : Technologie des propergols solides Masson,Paris, 1989.
8. Barrere M., Jaumotte A., De Veubeke F.B. and Vandernkerckhove J.: Rocket Propulsion Elsevier Publishing Company, London, 1960.
9. Bastress E.K.: Interior Ballistics of Spinning Solid-Propellant Rockets, Journal Spacecraft, Vol.2, No.3, 1965.
10. Beckstead M.W.: A Model for Composite Modified Double Base Propellants, AIAA 20th Aerospace Science Conference, AIAA-82-0355, Florida, 1982
11. Beckstead W.M.: Model for Double-Base Propellant Combustion AAIA Journal,Vol.18, NO.8, 1980.
12. Brown W., Kennedy J., Netzer D.: An experimental study of ammonium perchlorate-binder sandwich combustion in standard and high acceleration environments, Combustion Science and Tehnology, 6, No.4, 1972.
13. Brundige N.W. and Caveny H.L.: Low Burning Rate Aluminized Propellant in acceleration Fields, AIAA Journal, Vol 22, No.5, 1984.
14. Bulman J.M. and Netzer V.D.: Burning Rate Acceleration Sensitivity of Double-Base Propellant, AIAA Journal, Vol. 8, No.10,1970.
15. Carlson D.J. and Hougland R.F.: Particle Drag and Heat Transfer in rocket Nozzles, AIAA Journal, Vol.2, No11, 1964.
16. Celens E. And Opstal V.: Balistique Exterieure Ecole Royal Militaire, AB 401-B-21, D/1995/1187/123, Brisle, 1995
17. Chung-I. Y.: An Interactive computer Code for Preliminary Design of Solid Propellant Rocket Motors, Master's Thesis, Naval Postgraduate School, Montrey, AD-A192 869,December 1987.
18. Cohen N.S.: Analysis of Double-Base Propellant Combustion, AIAA 19th Aerospace Science meeting, AIAA-81-0120, Missouri, 1981.
19. Crowe C. et al.: Effect of Nozzle Pressure Level and Scale on Performance of Solid-Propellant Rocket Motors, Final Report UTC 2094-FR,United Technology Center, April 1965.

20. Crowe C.T. and Willoughby P.G.: Effect of Spin of the Internall Ballistics of a Solid Propellant Rocket Motor,  
AIAA Paper 66-523, 1966.
21. Crowe C.T.: A Unified Model for the Acceleration-Produced Burning Rate Augmentation of Metalized Solid Propellants  
Combustion Science and Technology, Vol. 5, 1972
22. Čolaković M.: Čvrsta goriva za raketni pogon,  
Centar vojnotehničkih škola KoV JNA, Zagreb, 1986.
23. Dauerman L. and Tajima Y.A.: Characterization of Volatilized Species from Solid Propellants  
AAIA Journal, Vol.5, August 1967.
24. Davenas A. et collabrateurs: Technologie des propergols solides  
Masson, Paris, 1989.
25. 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.
26. Fenech E.J. and Billheimer J.S.: Use of Internal Grain Configuration to Predict Erosive Burning Constant,  
Western States Section ,The Combustion Institute, Paper 61-8,1961.
27. Fifer A.R.: Chemistry of Nitrate Ester and Nitramine Propellants  
Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, Edited by Kuo K.K. and Summerfield,  
Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90,AIAA, 1984.
28. Filipović M. I Kilibarda N.: Proračun teorijskih performansi raketnih goriva,  
Zbornik radova istraživanja u oblasti baruta, polusagorljivih čaura i raketnih goriva,  
Vojnotehnički institut KoV JNA, Beograd, 1991.
29. Filipović M.: Uticaj polidisperznosti nitroceluloze na proces proizvodnje i karakteristika dvobaznih raketnih goriva,  
Zbornik radova istraživanja u oblasti baruta, polusagorljivih čaura i raketnih goriva,  
Vojnotehnički institut KoV JNA, Beograd, 1991.
30. Friedlander M and Jordan F.V.:Radial Variation of Burning Rate in Center Perforated Grains  
AAIA Paper 84-1442, July 1984.
31. Fuchs M.D. and Peretz A.: A parametric Study of the Effect of Acceleration on the Burning Rate of Metalized Solid Propellants,  
AIAA/SAE/ASME 17 th Joint Propulsion Conference, AIAA-81-1584, Colorado, 1981.
32. Glick R.L.: Efekt of Acceleration on the Burning Rate of Nonmetallized Composite Propellants,  
Ph. D. Thesis, Purdue University, Mechanical Engineering department, 1967.
33. Glick R.L.,Hodge B.K. and Caveny L.H.: Effect of Acceleration on the Burning Rate of Composite Propellants,  
AIAA Paper 67-470, 1967.
34. Glick R.L. and Broks W.T.: Ballistic Characterization with Solid Rocket Motors,  
Talley Defense Systems Mesa Az, CPIA-PUB-606-Vol-I, 1993
35. Glick R.L.: An Analytical Study of the Effect of Radial Acceleration upon the Combustion Mechanism of Solid Propellant,  
NASA Report No.66218,1966.
36. Gončarenko B.I.,Erohun B.T.,Kašin B.A. i Fomenko V.N.: Vlijanje peregruzok na mehanizm i skorosti gorenij tverdih topliv,  
Fizika gorenija vzriva,No.1,1975.

37. Gossant B.: Combustion des propellants solides et balistique interne des propulseurs  
 Davenas A. et collaborateurs : Technologie des propellants solides  
 Masson, Paris, 1989.
38. Hongchang S. And Dong Y.: Model for Predicting the Burning Rate of Double Base Propellants from Ingredients,  
 28th International Annual Conference of ICT, Karlsruhe, Y97-10089, 1997
39. Horton II J.G.: Experimental Evaluation of Solid propellant Rocket Motors under Acceleration Loads,  
 Journal Spacecraft, Vol.1, No. 6, 1964.
40. Janković S.: Mehanika leta projektila,  
 Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 1998.
41. Jekić D.: Čađ kao modifikator brzine sagorijevanja raketnih baruta,  
 XI Simpozijum o eksplozivnim materijama, Kruševac, 1976.
42. Kalt S. and Badal D.J.: Conical Nozzle Performance Under Flow-Separated Conditions,  
 Journal Spacecraft and Rockets, Vol. 2, No.3, 1965.
43. Kreidler J.W., Erosive Burning: New Experimental Technique and Methods of Analysis,  
 AIAA Solid Propellant Rocket Conference, AIAA-64-155, 1964.
44. Krivić K.: Izmjene tehnologije proizvodnje dvobaznih raketnih goriva,  
 Privatne komunikacije, 1996-1997.
45. Kubota N., Ohlemiller T.J., Caveny L.H. and Summerfield M.: The Mechanism of Super-Rate Burning of Catalyzed Double-Base Propellants,  
 Princeton University, New Jersey 08540, Department of Aerospace & Mechanical Science, AMS Report No. 1087., March 1973.
46. Kubota N.: The Mechanism of Super-rate Burning of Catalyzed Double-base Propellants,  
 Ph.D.Thesis, Princeton University, Department of Aerospace&Mechanical Science, Princeton, New Jersey 08540, 1973.
47. 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.
48. Kuo K. K.: Principles of Combustion,  
 John Wiley&Sons, 1986, New York.
49. Landau Z.H., Cegielski J.M.: Balistečkije karakteristiki RDTT pri boljših peregruskah,  
 Voprosaj raketnoja tehnika, No 2, 1966.
50. Langhenry M.T.: Acceleration effect in Solid Propellant Rocket Motors,  
 AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, AD D601 038 Martin Marietta Aerospace, Denver Co, Huntsville, 1986
51. Lengelle G., Bizot A., Brulard J., Duterque J. and Godon J.C.: Combustion des différents propellants solides  
 Science et techniques de l'armement, Memorial de l'Artillerie française, Tome 60, 2e fascicule, 1986.
52. 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.
53. Lucy M.H.: Spin Acceleration Effect on Some Full-scale Rocket Motors,  
 Journal of Spacecraft, Vol.5, No.2, 1968.

54. Manda L..J.: Compilation of Rocket Spin Data, Final Report, Volume III, Data Evolution and Recommendations,  
Emerson Electric Co., NASA CR 66679,1968.
55. Margolin D.A. i Krupkin F.V.: Vlijanie kondensirovanih dobavok na skorosti gorenij poroha v polje uskorenij,  
Fizika gorenija vzriva, No.6, 1975.
56. Margolin D.A.,Krupkin F.V. i dr.: Zakonomernosti gorenja balistitnih sastavov pri peregruzkah,  
Fizika gorenija vzriva, No.1,1978.
57. Molčanov V.F.: Tečenie vrzkoj nesžimamoj židkosti vo vrašajšejsi trube s poronicajemimi stenkami,  
MŽG, No1, 1969, Moskva
58. Murphy J.M. and Wall H.R.: Effect of Grain Configuration upon Burning Rate of a Spinning Rocket Motor,  
Journal Spacecraft, Vol.3, No.2, 1966.
59. Northam B.B.: The Effect of Some Propellant Variables on Acceleration Induced Burning Rate Augmentation of Solid State,  
JANNAF Combustion Propulsion Meeting, Las Vegas, 1971.
60. Northam G.B. and Lucy M.H.: Effect of Acceleration upon Solid-Rocket Performance,  
Journal of Spacecraft, Vol.6, No.4,1969.
61. Norton D.J.,Farquhar B.W. and Hoffman J.D.: Analytical Studies of the Interior Ballistics of Spinning Rocket Motors -A Literature Survey-,  
Jet Propulsion Center, Purdue University, Report Number TM-67-1,1967
62. Oates C. G.: Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion,  
AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics,  
Washington,1988.
63. Parr R.G. and Crawford B.L.: A Physical Theory of Burning of Double-Base Rocket Propellants  
Journal of Physical and Colloid Chemistry, Vol. 54,No.6, 1950.
64. Prescott H.B. and Macocha M.: Nozzle Design  
Tactical Missile propulsion, Edited by Jensen E. G. and Netzer W.D.,  
Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 170,AIAA, 1996.
65. Rajzberg B.A.,Erohin B.T. i Samsonov K.P.: Osnovi teori rabočih procesov v raketnih sistemah na tverdom toplive,  
Mašinostroenie, Moskva,1972.
66. Razdan K.M. and Kuo K.K.: Erosive Burning of Solid Propellants,  
Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, Edited by Kuo K.K. and Summerfield, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90, AIAA, 1984.
67. Rice O.K. and Ginell R.: The Teory of the Burning of Double-Base Rocket Powders  
Jornal of Physical and Colloid Chemistry, Vol. 54,No.6, 1950.
68. Sammour M.H.: Effect of Copper Based Ballistic Modifiers on the Chemical Stability of Double Base Solid Propellants  
27th International Annual Conference of ICT on Energetic Materials Technology,  
Manifakturingand Processing, Karlsruhe, X9608-345, 1996
69. Sarner F. S.: Propellant Chemistry,  
Reinhold Publishing Corporation, New York, 1966.
70. Sturm J.E. and Reichenbach R.E.: An Experimental Study of the Burning Rates of Aluminized Composite Solid Propellants in Acceleration Fields,  
AIAA,Paper 68-529,1968.

71. Sturm J.E. and Reichenbach E.R.: An Investigation of the Acceleration Induced Burning Rate Increase of Nonmetallized Composite Propellants, AIAA Journal, No.6, 1970.
72. Sutton P. G.: Rocket Propulsion Elements  
-An Introduction to the Engineering of Rockets-  
John Wiley&Sons, Fifth Edition, 1986, New York.
73. Šiškov A.A., Panin S.D. i Rimjancev B.V.: Rabočie procesi v raketnih dvigateljih tvrdoga topliva,  
Mašinostroenie, Moskva, 1989.
74. Timnat Y. M.: Advanced Chemical Rocket Propulsion  
Academic Press, London, 1987.
75. Wall R.H.: Interior Ballistic and Grain Design Studies of a Spin-Stabilized Gun-Busted Rocket using a Polysulfide-Perchlorate Propellant, Bulletin of the 11th. Solid Propellant Information Agency Meeting, Vol. II, pp.675-692, 1955.
76. Willoughby P.G. et al.: Investigation of Internal Ballistic Effects in Spinning Solid Propellant Motors,  
Rept. UTC 2281-FR, 1968, United Technology Center.
77. Zečević B. and Fišer N.: Influence of angular acceleration on burning rate of double base  
IAF-84-296, Lousane, 1984.g.
78. Zečević B. i Fišer N.: Brzina sagorjevanja - Komparativna analiza rezultata u realnom i standardnom opitnom raketnom motoru,  
XVI Simpozijum JKEM, Sarajevo, 1986.g.
79. Zečević B. i Fišer N.: Parametri procesa sagorjevanja u polju visokog radijalnog ubrzanja  
XVI Simpozijum JKEM, Sarajevo, 1986.g.
80. Zečević B.: Eksperimentalna istraživanja uticaja radijalnog ubrzanja na parametre raketnog motora sa dvobaznim gorivom,  
XVIII Simpozijum JKEM, Kupari, 1990.g.
81. Zečević B.: Istraživanja sagorjevanja dvobaznog raketnog goriva u polju visokog radijalnog ubrzanja motora sa dvobaznim gorivom  
Magistarski rad, Centar vojno-tehničkih škola KOV JNA, Zagreb, 1990.g.
82. Zeller B.: Conception et dimensionnement des chargements propulsifs  
Davenas A. et collaborateurs: Technologie des propergols solides, Masson, Paris, 1989.
83. Zenin A.A.: Structure of Temperature Distribution in Steady-State Burning of a Ballistic Powder Combustion,  
Explosion and Shock Waves Journal, Vol. 2, No.3, 1966