

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

Jasmin Terzić

**PREDVIĐANJE IDEALIZIRANIH
UNUTRAŠNJO-BALISTIČKIH PARAMETARA
RAKETNOG MOTORA NA DVOBAZNA GORIVA**

– Magistarski rad –

Sarajevo, septembar 2002. godine

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

**PREDVIĐANJE IDEALIZIRANIH
UNUTRAŠNJO-BALISTIČKIH PARAMETARA
RAKETNOG MOTORA NA DVOBAZNA GORIVA**

– Magistarski rad –

Mentor: docent dr. Berko Zečević

Autor: Jasmin Terzić

Sarajevo, septembar 2002. godine

PODACI ZA BIBLIOGRAFSKU KARTICU

Broj dokumenta:	Datum dokumenta:	Tip dokumenta:	
	Septembar 2002.	Magistarski rad	
Naslov: Predviđanje idealiziranih unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazna goriva		UDK: 612.453/457.001.57:519.637	
Autor: Jasmin Terzić, dipl.maš.ing.			
Mentor: Docent dr. Berko Zečević, dipl.maš.ing.			
Institucija u kojoj je dokument urađen/pohranjen i adresa: Univerzitet u Sarajevu Mašinski fakultet u Sarajevu Wilsonovo šetalište 9, 71000 Sarajevo, Bosna i Hercegovina			
Distribucija/raspoloživost dokumenta:			
<p>Sažetak: Definisan je matematički model koji opisuje većinu fizičkih i hemijskih fenomena koji se odvijaju u raketnom motoru, a potrebni su u procesu balističkog i strukturalnog dizajna raketnih motora na čvrsta goriva. Predstavljen je model za proračun zavisnosti pritiska, potiska i masenog protoka od vremena rada motora, kao i neophodne ulazne veličine za ove proračune, za raketne motore sa 2D konfiguracijama pogonskih punjenja. Analizirani su gubici u komori i mlazniku kako bi se sagledao njihov uticaj na performanse mlaznika i proizvedeni specifični impuls.</p> <p>Razvijen je modularni kompjuterski program za predviđanje idealiziranih unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazna raketna goriva <i>SPPMEF</i>, koji je napisan u programskom jeziku FORTRANU 77 za PC.</p> <p>Pojedini moduli su verificirani sa sličnim programskim rješenjima kao i sa eksperimentalnim rezultatima dobijenim u standardnim balističkim raketnim motorima i eksperimentalnim raketnim motorima. Analiza rezultata pokazala je da postavljeni model omogućava da se veoma dobrom tačnošću predvide performanse raketnih motora na dvobazna goriva, u slučajevima gdje nije značajan uticaj gasnog toka na osnovnu brzinu sagorijevanja pogonskog punjenja.</p>			
<p>Ključne riječi: Raketni motor, dvobazno gorivo, pogonsko punjenje, brzina sagorijevanja, pritisak sagorijevanja, potisak, dizajn, predviđanje, optini sto, unutrašnja balistika</p>			
Naučno područje: Tehničke nauke		Naučno polje: Raketni motori na čvrsta goriva	
Broj stranica: 127	Broj slika: 70	Broj tabela: 32	Broj korištenih bibliografskih jedinica: 60
<p>Komisija: Redovni profesor dr. Alija Lekić - predsjednik Docent dr. Berko Zečević Vanredni profesor dr. Petar Vretenar </p>			

ZAHVALA

Ovom prilikom želim da se zahvalim svima koji su mi pomogli u realizaciji ovog magistarskog rada.

Duboku zahvalnost izražavam prije svega mom mentoru docentu dr. Berki Zečeviću, na nesebičnoj stalnoj pomoći i dobronamjernim stručnim sugestijama, koje su mi pomogle u realizaciji ovog rada.

Također sam zahvalan članovima komisije:

- Redovnom profesoru dr. Aliji Lekiću na ustupljenom programu za određivanje sastava i svojstava produkata sagorijevanja uglja i stručnim sugestijama u definitivnom oblikovanju rada,
- Vanrednom profesoru dr. Petru Vretenaru na stručnim sugestijama i stalnoj podršci u toku oblikovanja rada.

Zahvalnost dugujem Tvornici "Slobodan Princip Seljeo" odnosno "Vitezit" iz Viteza za obezbjeđenje pogonskih punjenja i ustupanju opreme za izvođenje eksperimentalnih ispitivanja.

Posebnu zahvalnost dugujem porodici koja mi je bila podstrek da istrajam u ovom radu.

Autor

SADRŽAJ:

Oznake	I
Spisak slika	III
Spisak tabela	V
Sažetak	VII
Abstrakt	IX
1 Uvod	1
2 Unutrašnjo-balistički parametri raketnog motora na čvrsta goriva	5
2.1 Osnove	5
2.2 Opis raketnog motora na čvrsta goriva	6
2.3 Unutrašnjo-balistički parametri raketnih motora na čvrsto gorivo	7
2.3.1 Totalni impuls raketnog motora	8
2.3.2 Masena brzina toka	8
2.3.3 Pritisak sagorijevanja	9
2.3.4 Potisak raketnog motora	9
2.3.5 Koeficijent potiska	10
2.3.6 Specifični impuls	12
2.3.7 Brzina sagorijevanja	13
2.3.8 Ograničenja vezana za misiju raketnog projektila	20
3 Teoretske performanse pogonske materije	21
3.1 Uvod	21
3.2 Tipovi čvrstih raketnih goriva	21
3.1.1 Dvobazna raketna goriva	22
3.1.2 Kompozitna raketna goriva	24
3.3 Izbor pogonske materije	25
3.4 Fizički model za proračun teoretskih performansi pogonske materije	27
3.4.1 Termodinamičke osnove	27
3.4.2 Jednačine za proračun termodinamskih svojstava	32
3.4.3 Termodinamički podaci	34
3.5 Jednačine za proračun transportnih svojstava	35
3.6 Teoretske performanse raketnog motora	38
3.6.1 Prepostavke	38
3.6.2 Parametri	39
3.6.3 Karakteristike procesa sagorijevanja	41
3.6.4 Karakteristike procesa ekspanzije	42
4 Gubici u mlazniku	45
4.1 Osnove	45
4.2 Predviđanje gubitaka performansi u mlaznici	45
4.2.1 Koeficijent efikasnosti potiska	46
4.2.2 Koeficijent efikasnosti sagorijevanja η_c^*	48
4.3 Površina kritičnog presjeka i izlaznog presjeka mlaznika	49
5 Dizajn pogonskog punjenja	51
5.1 Osnovni koraci u procesu dizajna pogonskog punjenja	51
5.2 Tipovi konfiguracija pogonskog punjenja	52
5.2.1 Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem	53

5.2.2	Punjene u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem.....	53
5.2.3	Punjene u obliku više cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem	54
5.2.4	Pogonsko punjenje u obliku zvijezde	54
5.2.5	Metoda izbora konfiguracije punjenja	55
5.3	Zahtjevi za pogonska punjenja.....	56
5.3.1	Funkcionalni zahtjevi.....	56
5.3.2	Operativni zahtjevi.....	57
5.3.3	Zahtjevi uslijed interakcije između podistema u raketnom motoru	57
5.4	Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja.....	58
5.4.1	Dimenzionisanje i regresija površine sagorijevanja punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem.....	58
5.4.2	Dimenzionisanje i regresija površine sagorijevanja punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem	59
5.4.3	Dimenzionisanje i regresija površine sagorijevanja punjenja u obliku više cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem.....	61
5.4.4	Dimenzionisanje i regresija površine sagorijevanja punjenja u obliku zvijezde	63
6	Proračun zavisnosti pritiska i potiska od vremena	71
6.1	Model strujnog polja u komori sagorijevanja	71
6.2	Performanse raketnog motora u kvazistacionarnom režimu rada	71
6.3	Mehanizam prelaznog procesa sagorijevanja	73
6.3.1	Prelazni procesi pri pripaljivanju	73
6.3.2	Prelazni procesi pri završnom padu pritiska	75
7	Predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazna goriva	77
7.1	Model za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsta raketna goriva.....	77
7.1.1	Razvojni parametri za dizajn raketnog motora na čvrsta goriva.....	78
7.1.2	Modul za proračun teorijskih performansi pogonske materije	80
7.1.3	Modul za predviđanje gubitaka performansi raketnog motora	86
7.1.4	Modul za dizajn pogonskog punjenja	88
7.1.5	Modul za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora.....	91
7.2	Metodologija eksperimentalnog istraživanja	93
7.2.1	Eksperimentalna oprema za istraživanje.....	93
7.2.2	Eksperimentalni raketni motori.....	94
7.2.3	Pogonska punjenja	98
7.2.4	Karakteristike dvobaznih goriva	99
7.2.5	Kinetičke karakteristike	100
7.2.6	Postupci izvođenja opita	101
8	Analiza i diskusija rezultata	103
8.1	Metode analize rezultata	103
8.1.1	Verifikacija modula za proračun teorijskih performansi raketnih goriva	103
8.1.2	Verifikacija modula za predviđanje gubitaka performansi	108
8.1.3	Verifikacija modula za dizajn pogonskog punjenja	110
8.1.4	Verifikacija modula za predviđanje unutrašnjo balističkih parametara	111
8.2	Rezultati drugih modela	117
9	Zaključak	121
10	Literatura	123
11	Kratka biografija	127

Oznake

Simbol	Opis simbola
A	površina
a	temperaturna konstanta u zakonu brzine sagorijevanja, stehiometrijski koeficijent komponenata, lokalna brzina zvuka
c^*	karakteristična brzina isticanja
C_D	koeficijent masene brzine
C_F	koeficijent potiska mlaznika
c	specifična toplota
D	koeficijenti difuzije i samodifuzije
D_{th}	prečnik
E	prečnik kritičnog presjeka
F	energija aktivizacije
F	trenutna vrijednost potiska
g	maseni udio konstituenata
G	maseni fluks u poprečnom presjeku kanala za prolaz gasova, slobodna energija Gibbsa
h	entalpija
I_{sp}	specifični impuls
I_{tot}	totalni impuls
J	odnos površina kritičnog presjeka mlaznice i površine kanala punjenja za prolaz gasova,
K	koeficijent zbijanja, koeficijent Klemung-a, konstanta ravnoteže
K_p	proizvod koeficijenta K i J
M	molekularna masa
\dot{m}	masena brzina stvaranja produkata sagorijevanja
n	broj molova komponente produkata sagorijevanja, broj radijalnih otvora
N	broj krakova zvijezde
p	pritisak sagorijevanja
p_{fac}	faktor složenosti geometrije punjenja, koordinata
Pr	Prandtlov broj
Q	energija reakcije po jedinici mase
R	univerzalna gasna konstanta,
	radijus
r	brzina sagorijevanja u zakonu $r = a \cdot p^n$
s	entropija
S	opseg gorenja poprečnog presjeka pogonskog punjenja, perimetar
t	vrijeme sagorijevanja
T	temperatura
u	brzina otičućeg gasa
V	zapremina
v	brzina
w	web ili debljina svoda sagorijevanja pogonskog punjenja
w_f	Relativna debljina svoda punjenja (odnos debljine svoda punjenja i radiusa punjenja)
Y	maseni udjeli vrsta goriva
y	koordinata
α	poluugao konusa divergentnog dijela mlaznika
α_p	koeficijent prelaza toplotne,
	toplotna difuzivnost goriva
δ	debljina inhibitora
μ	hemski potencijal
ε	ekspanzionalni odnos u divergentnom dijelu mlaznika
ρ	gustina
λ	koeficijent toplotne provodljivosti
γ	odnos specifičnih toplota
ε_{BL}	gubitak I_{sp} zbog pojave graničnog sloja

ε_{TP}	gubitak I_{sp} zbog dvo-faznog toka
ε_{ANGL}	gubitak I_{sp} zbog izmjene geometrije ulaznog dijela mlaznika
ε_{MULT}	promjene I_{sp} zbog složenosti gasnog toka kod više mlaznica periferno raspoređenih
ε_{SUB}	gubitak I_{sp} zbog uronjenosti mlaznika
ε_{KIN}	kinetički gubitak I_{sp}
ε_{DIV}	gubitak I_{sp} zbog neparalelnosti isticanja gasa
ε_{EROS}	promjena I_{sp} zbog erozije mlaznika
Ω	redukovani integral sudara
σ	prečnik efektivnog poprečnog presjeka sudara
η	dinamički viskozitet gasa
η_{C^*}	koeficijent efikasnosti karakteristične brzine
η_{C_F}	koeficijent efikasnosti potiska

Indeks donji

a	ambijentalno stanje
$aver$	srednja vrijednost
b	sagorijevanje (površine pogonske materije, kraj procesa)
c	stanje u komori
e	stanje na izlazu iz mlaznika, erozivno sagorijevanje
ex	eksperimentalna vrijednost
g	stanje gasne faze
i	i-ta hemijska materija
j	j-ta hemijska materija
$nozl$	mlaznik
P	pogonska materija, produkti sagorijevanja
p	pogonska materija, produkata sagorijevanja
r	radijalni otvori
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
u	unutrašnji
vac	stanje vakuma
x	trenutni položaj fronta plamena

Indeks gornji

k	broj faza smjese produkata sagorijevanja
n	eksponet pritiska u zakonu brzine gorenja
0	teoretska vrijednost

Spisak slike

Redni broj	Naziv slike	Strana
1.	Sl. 1.1 Proces dizajna raketnog motora na čvrsta raketna goriva [50]	2
2.	Sl. 2.1 Tipična konstrukcija raketnog motora na čvrsta goriva.....	6
3.	Sl. 2.2 Dijagram pritisak (potisak) u funkciji vremena za obradu rezultata [16,25,53].....	7
4.	Sl. 2.3 Tipični uticaj ekspanzivnog odnosa i odnosa pritisaka na koeficijent potiska za $\gamma = 1,2$ [25]	10
5.	Sl. 2.4 Odvajanje gasne struje unutar mlaznika [16,38].....	11
6.	Sl. 2.5 Zavisnost promjene brzine sagorijevanja u funkciji pritiska sagorijevanja [31,32]	14
7.	Sl. 2.6 Osjetljivost pogonske materije na početnu temperaturu punjenja [40]	15
8.	Sl. 2.7 Pritisak u funkciji vremena sa i bez erozivnog sagorijevanja [25]	18
9.	Sl. 2.8 Hump faktor u funkciji relativne debljine svoda za različite raketne motore [50]	19
10.	Sl. 3.1 Šema komore sagorijevanja rakete sa karakterističnim presjecima: a) FAC-model; b) IAC-model [33]	39
11.	Sl. 4.1 Tipovi malzničkih cijevi: a) centralna mlaznica i b) periferne mlaznice.....	45
12.	Sl. 4.2 Koeficijent efikasnosti sagorijevanja za raketne motore sa kompozitnim gorivima [21]	49
13.	Sl. 5.1 Slobodno stoeća punjenja i čvrsto vezana punjenja [25,60]	52
14.	Sl. 5.2 Karakteri promjene potiska (pritiska) u funkciji vremena u zavisnosti od promjene površine sagorijevanja [52].....	52
15.	Sl. 5.3 Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem	53
16.	Sl. 5.4 Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem	54
17.	Sl. 5.5 Raketni motor sa više cilindričnih punjenja	54
18.	Sl. 5.6 Pogonsko punjenje u obliku zvijezde	55
19.	Sl. 5.7 Radikalni otvori na punjenju	59
20.	Sl. 5.8 Promjene perimetra gorenja za punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem	60
21.	Sl. 5.9 Dimenzionisanje pogonskog punjenja sa tri cijevi [54].....	61
22.	Sl. 5.10 Geometrijska definicija zvijezde [10,20,26,43,50]	64
23.	Sl. 5.11 Zone sagorijevanja i perimetar u funkciji dijela izgorjelog svoda [20]	64
24.	Sl. 5.12 Dizajn zvijezde sa četiri kraka, sa $w_f = 0,35$ i $V_1 = 0,8$ i $r_1/R_p=r_2/R_p=0.05$	67
25.	Sl. 5.13 Neutralnost u funkciji slivera za zvijezdu sa N krakova za $V_1 = 0,7, 0,8$ i $0,9$ ($r_1/R_p=r_2/R_p=0.05$) [20]	69
26.	Sl. 5.14 Uticaj stepena ispune na sliver i neutralnost [20]	69
27.	Sl. 5.15 Neutralnost u funkciji V_1 za zvijezdu sa N krakova i $\sigma = 10\%$ [20]	70
28.	Sl. 6.1 Bilans mase gasa nastale sagorijevanjem goriva u raketnom motoru.....	72
29.	Sl. 6.2 Različiti slučajevi pripaljivanja osnovnog punjenja raketnog motora na čvrsta goriva [54]	74
30.	Sl. 7.1 Dijagram toka modela za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsta raketna goriva.....	78
31.	Sl. 7.2 Dijagram toka za proračun teorijskih performansi pogonske materije	81
32.	Sl. 7.3 Dijagram toka podprograma KOMORA	84
33.	Sl. 7.4 Dijagram toka podprograma THROAT	84
34.	Sl. 7.5 Dijagram toka podprograma EXIT	85
35.	Sl. 7.6 Dijagram toka proračuna gubitaka performansi	86
36.	Sl. 7.7 Dijagram toka za proračun geometrije mlaznika	87
37.	Sl. 7.8 Dijagram toka modula za dizajn pogonskog punjenja	90
38.	Sl. 7.9 Program za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara	92
39.	Sl. 7.10 Horizontalni lamelni opitni sto [24].....	94
40.	Sl. 7.11 Opšta šema opreme za akviziciju podataka	95

41.	Sl. 7.12	Balistički opitni raketni motor FLS-2	96
42.	Sl. 7.13	Eksperimentalni raketni motor ERM-1.....	98
43.	Sl. 7.14	Realni eksperimentalni raketni motor ERM-2.....	98
44.	Sl. 7.15	Pogonsko punjenje NGR-105A	99
45.	Sl. 7.16	Pogonsko punjenje NGR-A	99
46.	Sl. 7.17	Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-A	100
47.	Sl. 7.18	Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-105A	100
48.	Sl. 8.1	Uticaj pritiska sagorijevanja na temperaturu sagorijevanja i neke performanse raketnog motora za pogonsku materiju NGR-B za slučaj ravnotežne ekspanzije	108
49.	Sl. 8.2	Pritisak u funkciji vremena za $d_t=8$ mm	112
50.	Sl. 8.3	Pritisak u funkciji vremena za $d_t=8,5$ mm	112
51.	Sl. 8.4	Pritisak u funkciji vremena za $d_t=9$ mm	112
52.	Sl. 8.5	Pritisak u funkciji vremena za $d_t=9,5$ mm	112
53.	Sl. 8.6	Pritisak u funkciji vremena za $d_t=10,5$ mm	113
54.	Sl. 8.7	Pritisak u funkciji vremena za $d_t=11$ mm	113
55.	Sl. 8.8	Pritisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-1	114
56.	Sl. 8.9	Potisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-1	114
57.	Sl. 8.10	Pritisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-2	115
58.	Sl. 8.11	Uticaj HUMP efekta za eksperimentalni raketni motor ERM-2.....	116
59.	Sl. 8.12	Pritisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-2, nakon uvođenja korekcionog faktora uslijed HUMP efekta	116
60.	Sl. 8.13	Potisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-2.....	117
61.	Sl. 8.14	Potisak u funkciji vremena za startni raketni motor ARIANE 3 [50].....	117
62.	Sl. 8.15	Uticaj Hump efekta za raketni motor za startni raketni motor ARIANE [50]....	118
63.	Sl. 8.16	Pritisak u funkciji vremena za raketni motor GEOS A.B.M [50].....	118
64.	Sl. 8.17	Potisak u funkciji vremena za raketni motor GEOS A.B.M [50]	118
65.	Sl. 8.18	Pritisak u funkciji vremena za raketni motor Sidewinder MK-35 [26]	119
66.	Sl. 8.19	Potisak u funkciji vremena za raketni motor Sidewinder MK-35 [26].....	119
67.	Sl. 8.20	Pritisak u funkciji vremena za za raketni motor RSRM [26]	119
68.	Sl. 8.21	Potisak u funkciji vremena za za raketni motor RSRM [26]	119
69.	Sl. 8.22	Pritisak u funkciji vremena za raketni motor Space Shuttle [7,8]	120
70.	Sl. 8.23	Pritisak u funkciji vremena za taktički raketni motor NAWC 13 ($a=0.07696$ cm/sec, $n=0.461$, pritisak u atmosferama i $L^* = 7.5$ m) [2]	120

Spisak tabela

Redni broj	Naziv tabele	Strana
1.	Tabela 2.1 Intenziteti fenomena na koje utiče unutrašnji tok gasa [25].....	17
2.	Tabela 3.1 Lista komponenti korištenih za dvobazna raketna goriva [40]	22
3.	Tabela 3.2 Lista komponenti korištenih za kompozitna raketna goriva [40]	24
4.	Tabela 3.3 Glavne karakteristike familija pogonskih materija [25,60]	26
5.	Tabela 3.4 Koeficijenti aproksimacionog polinoma za redukovane integrale sudara [6]	36
6.	Tabela 4.1 Koeficijenti u jednačini gubitaka dvo-faznog toka	47
7.	Tabela 4.2 Koeficijenti C_1 i C_2	47
8.	Tabela 5.1 Glavne karakteristike dvodimenzionalnih punjenja	56
9.	Tabela 5.2 Zavisnost koeficijenta φ i stepen ispune od broja cijevi u punjenju [54].....	63
10.	Tabela 5.3 Vrijednosti ugla η u funkciji broja krakova zvijezde N	66
11.	Tabela 5.4 Neutralnost kao funkcija w_f za $V_l = 0.85$, $N = 5$ i $r_1/R_p=r_2/R_p=0.05$ [20].....	68
12.	Tabela 5.5 Uticaj r_1 na veličinu slivera i neutralnost ($N=4$, $V_l=0.8$, $w_f=0.35$ i $r_2/R_p=0.05$) [20]	70
13.	Tabela 7.1 Hemijski elementi i produkti sagorijevanja koji su obuhvaćeni u ovom modulu	82
14.	Tabela 7.2 Osnovne karakteristike korištenih senzora	95
15.	Tabela 7.3 Geometrijske karakteristike pogonskih punjenja standardnih balističkih raketnih motora.....	97
16.	Tabela 7.4 Hemijski sastav dvobaznih raketnih goriva	99
17.	Tabela 7.5 Osnovne mehaničke karakteristike uzoraka dvobaznih goriva	99
18.	Tabela 8.1 Uporedna analiza sastava smijese produkata sagorijevanja u komori i kritičnom presjeku za raketno gorivo BUTALANE 82/4	104
19.	Tabela 8.2 Uporedna analiza sastava smijese produkata u izlaznom presjeku za $A_e/A_t=30$ za raketno gorivo BUTALANE 82/4	105
20.	Tabela 8.3 Uporedna analiza nekih performansi u komori za raketno gorivo BUTALANE 82/4	105
21.	Tabela 8.4 Uporedna analiza nekih performansi u kritičnom presjeku ($M=1$) za raketno gorivo BUTALANE 82/4	105
22.	Tabela 8.5 Uporedna analiza nekih performansi u izlaznom presjeku za $A_e/A_t=30$ za raketno gorivo BUTALANE 82/4	106
23.	Tabela 8.6 Uporedna analiza nekih performansi raketnog goriva DRG-016 za slučaj ravnotežne ekspanzije	106
24.	Tabela 8.7 Uporedna analiza nekih performansi raketnog goriva NGR-A	107
25.	Tabela 8.8 Uporedna analiza eksperimentalnih i izračunatih vrijednosti specifičnog impulsa raketnih goriva	107
26.	Tabela 8.9 Podaci o raketnim motorima za teorijski proračun performansi	109
27.	Tabela 8.10 Uporedna analiza vrijednosti efikasnosti sagorijevanja preporučenog od strane AGARD-a i eksperimentalnih vrijednosti	109
28.	Tabela 8.11 Uporedna analiza predviđene i eksperimentalne vrijednosti specifičnog impulsa	110
29.	Tabela 8.12 Uporedna analiza rezultata programa za optimizaciju zvijezde sa 5 krakova	111
30.	Tabela 8.13 Uporedna analiza rezultata programa za optimizaciju zvijezde sa 6 krakova	111
31.	Tabela 8.14 Uporedna analiza nekih parametara raketnih motora dobivenih obradom dijagrama pritisak u funkciji vremena za balistički opitni raketni motor FLS-2	113
32.	Tabela 8.15 Uporedna analiza nekih parametara raketnih motora dobivenih obradom dijagrama pritisak, odnosno potisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-1	115

PREDVIĐANJE IDEALIZIRANIH UNUTRAŠNJO-BALISTIČKIH PARAMETARA RAKETNOG MOTORA NA DVOBАЗNA GORIVA

Sažetak

Predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora, pored poznavanja teoretskih znanja, podrazumijeva potrebu posjedovanja 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 logičkog redoslijeda 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.

Definisan je matematički model koji opisuje većinu fizičkih i hemijskih fenomena koji se odvijaju u raketnom motoru, a potrebni su u procesu balističkog i strukturalnog dizajna raketnih motora na čvrsta goriva. Predstavljen je model za proračun zavisnosti pritiska, potiska i masenog protoka od vremena rada motora, kao i neophodne ulazne veličine za ove proračune, za raketne motore sa 2D konfiguracijama pogonskih punjenja. Analizirani su gubici u komori i mlazniku kako bi se sagledao njihov uticaj na performanse mlaznika i proizvedeni specifični impuls.

Razvijen je modularni kompjuterski program za predviđanje idealiziranih unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazna raketna goriva *SPPMEF*, koji je napisan u programskom jeziku FORTRANU 77 za PC. Program se sastoji iz sljedećih modula:

- *TCPSP* – Proračun teorijskih performansi pogonske materije.
- *LOSSCF* – Proračun gubitaka u komori sagorijevanja i u mlazniku.
- *GEOM* – Dimenzionisanje pogonskog punjenja u obliku: cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem, cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem, više cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem i zvijezda punjenje. Ovaj modul se sastoji iz dva dijela: dijela za dimenzionisanje pogonskog punjenja i dijela za regresiju površine sagorijevanja pogonskog punjenja.
- *ROCKET* – Proračun pritiska i potiska u funkciju vremena rada raketnog motora.

Pojedini moduli su verificirani sa sličnim programskim rješenjima kao i sa eksperimentalnim rezultatima dobijenim u standardnim balističkim raketnim motorima i eksperimentalnim raketnim motorima. Analiza rezultata pokazala je da postavljeni model omogućava da se veoma dobrom tačnošću predvide performanse raketnih motora na dvobazna goriva, u slučajevima gdje nije značajan uticaj gasnog toka na osnovnu brzinu sagorijevanja pogonskog punjenja.

PREDICTION THE IDEALIZED INTERNAL BALLISTIC FEATURES OF THE DOUBLE BASE SOLID PROPELLANT ROCKET MOTORS

Abstract

Prediction the internal ballistic features of solid propellant rocket motors, except knowledge of fundamental theories on rocket propulsion, requires also collection of certain technical data on some similar design solutions of real rocket motors. In this way a time shortening and decrease of development costs of a new rocket motor and a corresponding solid propellant grain are achieved. Selection of an optimal, but not only satisfactory design of the solid propellant grain, comprises application of logical order in the design process, estimation of structural requirements and internal ballistic performances, inclusion more accurate solid propellant performances, as well as calculation of solid propellant grain configuration and stress analyses of the rocket motor structure and solid propellant grain.

A mathematical model which describes most physical and chemical phenomena taking place in the rocket motor, and which are crucial for ballistic and structural design of solid propellant rocket motors, is presented. The model calculates combustion chamber pressure, thrust and combustion gases flow rate through the nozzle during the burning time, based on all necessary input data for 2D solid propellant grains configurations. Losses in the combustion chamber and nozzle and their influence on performances of the nozzle and generated specific impulse are analyzed.

A modular computer program for prediction the idealized internal ballistic performances of double base solid propellant rocket motors *SPPMEF* has been developed. It was written in FORTRAN 77 program language for PC. The program is consisted of the following modules:

- *TCPSP – Calculation the theoretical performances of solid propellants.*
- *LOSSCF – Calculation the losses in the combustion chamber and nozzle.*
- *GEOM – Designing the solid propellant grain with following geometrical shapes: cylinder with internal burning surface, cylinder with internal-external burning surfaces, multiple cylinders with internal-external burning surfaces and star grain. This module is consisted of two parts: a part for designing the propellant grain and a part for regression of burning surface.*
- *ROCKET – Calculation chamber pressure and thrust as functions of burning time.*

Particular modules are verified with similar program solutions as well as with experimental results obtained from standard ballistic rocket test motors and experimental rocket motors. Analysis of results has shown that the established model enables very good accuracy of prediction the double base solid propellant rocket motors features in cases where influence of combustion gases flow on burning rate is not significant.

1. UVOD

Početna faza razvoja raketnog motora sa čvrstom pogonskom materijom se karakteriše brojnim parametarskim studijama koje se poduzimaju u cilju ispunjenja misije rakete. Pri izboru i ocjenjivanju mogućih rješenja za oblik pogonskog punjenja, konfiguraciju motora i tip pogonske materije, razmatraju se problemi izrade, zahtjevi za specificirane performanse motora i uslovi eksploracije. Premda su ove početne projektne studije sveobuhvatne i sadržajne, sa praktične strane gledano, nije pogodno tretirati parametarski sve faktore koji utiču na performanse motora. Radije se nakon prvih procjena mogućih rješenja, bira optimalna konstrukcija koja se potom podvrgava detaljnoj analizi. Ovom analizom, kritički se ispituje kombinacija: pogonska materija – geometrija pogonskog punjenja – struktura motora, da bi se ustanovilo da li će motor zadovoljiti parametre nužne za dizajn motora na čvrsta goriva.

Jedan od glavnih ciljeva dizajnera raketnog motora na čvrsta raketna goriva je definisanje pogonskog punjenja koje će omogućiti zahtijevanu promjenu potiska sa vremenom potrebnu za ispunjenje misije rakete, vodeći računa o ostalim specifičnim ograničenjima (anvelopa, masa, itd.).

Analiza dizajna raketnih motora na čvrsta goriva se odvija u dva nivoa, pri čemu, ne zavisno od nivoa, potrebno je razmatrati sljedeća četiri osnovna koraka [25,60]:

- Razmatranje nekoliko tipova goriva/konfiguracija,
- Definiranje geometrije pogonskog punjenja koja zadovoljava uslove unutrašnje balistike i strukturalnog integriteta,
- Približno određivanje erozivnog sagorijevanja i potencijalne pojave nestabilnosti procesa sagorijevanja i
- Određivanje strukturalnog integriteta punjenja za vrijeme porasta pritiska pri pripaljivanju.

Prvi nivo ili preliminarna analiza dizajna, koristi alate koji moraju biti jednostavni i prilagodljivi korisniku. To su uobičajeno jednostavni kompjuterski kodovi, bazirani na analitičkim modelima, ili dijagramima koji daju veoma jednostavne prve rezultate.

Drugi nivo je nivo finalnog dizajna punjenja. Alati za ovaj zadatak su prefinjeniji i njima rukuju eksperti za dizajn pogonskog punjenja. Kompjuterski kodovi su bazirani na primjeni metode konačnih razlika ili konačnih elemenata sa 1D, 2D ili 3D modelima fizičkih fenomena (unutrašnja balistika, dinamika fluida, strukturalna analiza neprekidnih sredina, itd.). Oni dozvoljavaju precizne proračune, odnosno optimizaciju do definiranja konačne geometrije.

Alati preliminarne analize dizajna omogućavaju razmatranje više tipova goriva i konfiguracija pogonskog punjenja na osnovu kojih se definira geometrija pogonskog punjenja.

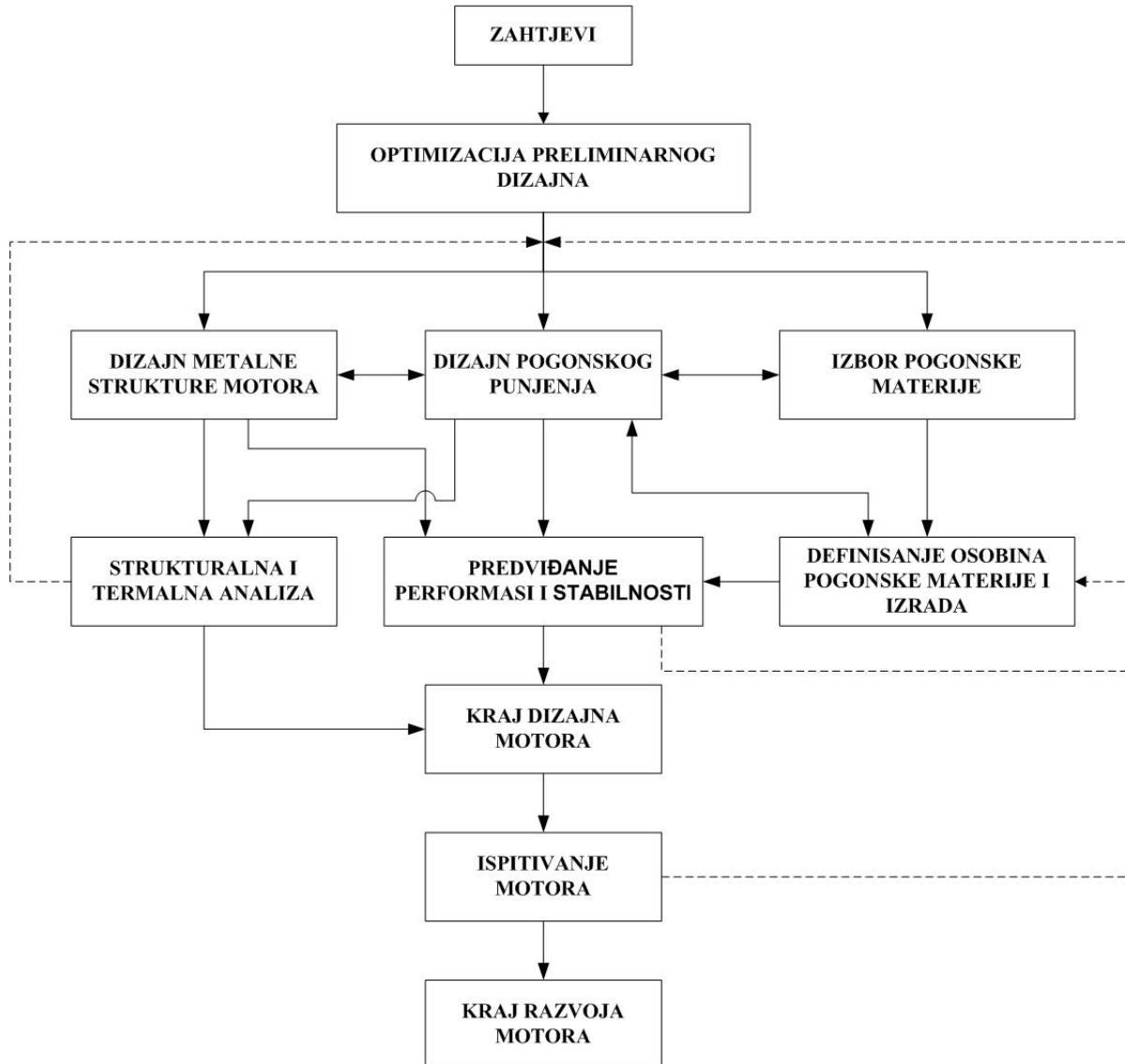
Za ovu geometriju, izračunava se promjena površine sagorijevanja u funkciji izgorjelog svoda punjenja. Poznavajući osobine goriva iz baze podataka, definiše se promjena pritiska u komori sa vremenom $p_c(t)$ i potiska u funkciji vremena $F(t)$. U ovom koraku, moguće je razmatrati uticaj erozivnog sagorijevanja. Rezultati se upoređuju sa odgovarajućim balističkim parametrima (maksimalni pritisak, vrijeme sagorijevanja, totalni impuls, itd.). Primjenom naprednih kompjuterskih kodova za strukturalnu analizu, naknadno se procjenjuju sigurnosni faktori pogonskog punjenja i strukture raketnog motora.

Ako su rezultati analize proračuna zadovoljavajući, usvaja se dizajn raketnog motora i geometrija punjenja i pristupa se inženjerskom razvoju. U slučaju nezadovoljavajućih rezultata, definirana geometrija se modificira. Strukturalnom analizom ponovo se vrši provjera modificirane geometrije punjenja. Razvoj površine sagorijevanja u funkciji izgorjelog svoda punjenja, pritisak i potisak u funkciji vremena, također moraju biti provjereni, tako da balistički

zahtjevi ostaju zadovoljeni. Može se dogoditi da poslije ovih modifikacija neki od balističkih zahtjeva nisu zadovoljeni, u tom slučaju razmatra se novi tip goriva/konfiguracija, ili ako nema drugih mogućnosti, razmatra se modifikacija nekih od balističkih zahtjeva u vezi sa dizajnom raketnog motora.

Pri proračunu unutrašnjo-balističkih performansi raketnog motora sa čvrstom pogonskom materijom moraju se identifikovati i kvantitativno procijeniti odstupanja od idealnih uslova u procesu sagorijevanja kao i ekspanziji produkata sagorijevanja kroz mlaznik. Ta odstupanja rezultiraju smanjenjem performansi u odnosu na teoretske. Nedovoljno sagledavanje razlika između teorijskih performansi ili performansi standardnih balističkih opitnih motora i modela u smanjenoj razmjeri i performansi ostvarljivih sa realnim pogonskim sistemom dovodi do toga da prve izvedbe raketnog motora ne ispunjavaju specificirane performanse.

Tipični dijagram toka procesa dizajna i razvoja raketnog motora na čvrsta raketna goriva, prikazan je na slici 1.1.



Sl. 1.1 Proces dizajna i razvoja raketnog motora na čvrsta raketna goriva [50]

Generalno, proces dizajna raketnog motora na čvrsta raketna goriva, zasniva se na primjeni sljedećeg skupa modula:

- Modul za proračun teorijskih performansi pogonske materije
- Modul za predviđanje gubitaka performansi raketnog motora

- Modul dizajna pogonskog punjenja
- Modul strukturalne analizu
- Modul za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara.

Pored navedenih modula, trenutni trend u svijetu, u procesu predviđanja performansi raketnih motora, je razvoj modula koji detaljnije opisuju proces sagorijevanja pogonske materije i pojavu nestabilnosti pri sagorijevanju.

Svi moduli zasnovani su na korištenju analitičkih ili eksperimentalnih izraza koji opisuju fizičke i hemijske procese u raketnom motoru. Uspješnost ovih modela zavisi od usvojenih pretpostavki i upotrijebljenog numeričkog metoda. Verifikacija modela za predviđanje ukupnih unutrašnjo-balističkih performansi jedino je moguća eksperimentalnim putem.

Svi trenutno postojeći modeli u svijetu, za predviđanje performansi raketnog motora sa čvrstom pogonskom materijom, generalno se zasnivaju na procedurama koje su prikazan na slici 1. Razlika u veličini odstupanja u predviđanju performansi postojećih modela ogleda se najvećim dijelom u obimu i tačnosti baza podataka o postojećim rješenjima raketnih sistema i one predstavljaju osnovu za definisanje novih raketnih sistema.

Procesom predviđanja performansi raketnog motora sa čvrstom pogonskom materijom neprekidno se bave zemlje sa visokim tehnološkim nivoom, prvenstveno USA i zapadno evropske zemlje. Težište njihovog razvoja su balističke vođene rakete velikog dometa, bazirane na kompozitnom gorivu, tako da se najveći broj publikovanih podataka o procesu predviđanja performansi odnosi na raketne motore sa kompozitnim gorivom. Također, veliki broj eksperimentalnih istraživanja, izvršenih tokom razvoja ovih raketnih sistema, omogućili su uspostavu obimne baze podataka o faktorima koji utiču na odstupanje stvarnih od idealnih performansi raketnog motora za svaki sistem pojedinačno.

Sedamdesetih godina prošlog vijeka pojavile su se prve informacije o postojanju softverskog paketa za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi raketnog motora sa čvrstom pogonskim materijama, pod nazivom *SPP (Solid Performance Program)*, a koji je bio fleksibilan, modularan i potpuno automatiziran program. Od tog perioda, razvoj računarske tehnike kao i neprekidno širenje baze podataka dobivenih eksperimentalnim istraživanjem su omogućile usavršavanje i uvođenje novih programa. Trenutna verzija programa *SPP* je *SPP97*, i on omogućava: analizu performansi mlaznice, dizajn pogonskog punjenja sa unutaršnjo balističkim performansama i analizu nestabilnosti sagorijevanja [26,27]. Modul za predviđanje performansi u mlaznici analizira i sumira gubitke performansi u mlaznici kroz sljedeće kategorije: gubici sagorijevanja u komori, gubici zbog graničnog sloja, hemijsko kinetički gubici, gubici zbog dvofaznog toka i gubici uslijed divergencije. Za proračun teorijskih performansi raketnog motora koristi se program CEA (Chemical Equilibrium with Application) razvijen u NASA Lewis Research Center. Modul za analizu unutrašnjo-balističkih parametara zasnovan je na 1D balističkom modelu strujanja unutar motora i omogućava predviđanja srednjih performansi kao što su maseni fluks, pritisak, potisak i specifični impuls u funkciji vremena.

Od septembra 1997 godine Center for Simulation of Advanced Rocket (CSAR), the University of Illinois at Urbana-Champaign, za potrebe U.S. Department of Energy, razvija program za predviđanje performansi raketnog motora sa čvrstom pogonskom materijom koji se zasniva na numeričkoj simulaciji performansi kroz dva odvojena softvera [1,2]:

- ROCFLO se bavi problematikom unutrašnjeg toka, modeliranjem sagorijevanja površine, disperzijom i sagorijevanjem Al čestica primjenom metode konačnih volumena [7,8].
- ROCSOLID se bavi se problemom strukturalne analize pogonskog punjenja kao i strukture raketnog motora primjenom metode konačnih elemenata.

Razvoj ovog programa trebao bi da bude okončan do kraja 2002 godine [1].

Slična programska rješenja, programu SPP, na osnovu dostupne literature imaju razvijene zapadno evropske zemlje kao što su Francuska [25,60] i Italija [50].

Dvobazna raketna goriva, u odnosu na kompozitna goriva imaju slabije energetske karakteristike i manji raspon brzina sagorijevanja, predstavljaju područje interesovanja za one zemlje koje nisu u stanju da savladaju visoke tehnologije u preradi sirovina nužne za proizvodnju kompozitnih goriva. U dostupnoj literaturi nema detaljnih podataka o procesu predviđanja performansi raketnih motora na dvobazna goriva kao i faktorima koji utiču na odstupanje unutrašnjo-balističkih parametara dobivenih eksperimentalnim putem od idealnih parametara.

U Bosni i Hercegovini su u periodu do rata vršena intenzivna eksperimentalna istraživanja raketnih motora sa dvobaznim raketnim gorivom (bazirana na nitroglycerinu i nitrocelulozi sa dodacima), ali detaljnije izučavanje teoretskih termohemijskih i energetskih veličina pogonskih materija i punjenja nije vršeno. Stepen tačnosti previđanja realnih unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora zavisi od poznavanje idealiziranih unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora i faktora koji utiču na odstupanja od idealnih uslova.

Težište ovoga rada će biti na identifikaciji svih veličina koje je potrebno poznavati u procesu proračuna idealiziranih unutrašnjo-balističkih parametara i veličina raketnih motora i stvaranje pretpostavki da se za postojeća dvobazna raketna goriva proizvedena u Bosni i Hercegovini utvrde teoretski unutrašnjo-balistički parametri i veličine. Stoga je potrebno definisati matematički model koji će omogućiti razvoj računarskog programa za predviđanje idealiziranih unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazna goriva. Model za predviđanje performansi raketnog motora sastojat će se od sljedećeg skupa modula:

- Modul za proračun teorijskih performansi raketnog motora treba da omogući izračunavanje sastava i svojstava produkata sagorijevanja (koristi se program za određivanje sastava i svojstava produkata sagorijevanja uglja [44]), kako za slučaj reagirajuće tako i nereagirajuće smjese.
- Modul za predviđanje performansi u mlaznici treba da omogućava procjenu gubitaka performansi u mlaznici kroz sljedeće kategorije: gubici sagorijevanja u komori, gubici zbog graničnog sloja, hemijsko kinetički gubici, gubici zbog dvofaznog toka i gubici uslijed divergencije, korištenjem eksperimentalnih izraza na bazi preporuka Advisory Group for Aerocpace Research and Development (AGARD) u okviru Propulsion and Energetics Panel Working Group 17.
- Modul za definisanje parametara potrebnih za dizajn pogonskog punjenja treba da omogućava razmatranje 2D konfiguracija pogonskog punjenja upotrebljavanih na području Bosne i Hercegovine (cijev sa unutrašnjim sagorijevanjem, cijev sa unutrašnjo-spoljnjim sagorijevanjem, više cijevi i zvijezda punjenje).
- Modul za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara bit će baziran na 1D balističkom modelu. Osnova za ovaj modul će biti podaci o zakonu promjene brzine sagorijevanja određeni u eksperimentalnim balističkim motorima i veličine određene u modulu za proračun teoretskih performansi raketnih goriva. U okviru ovog modula će biti razmatran uticaj promjene temperature i pritiska okoline u zavisnosti od uslova eksploatacije raketnog motora. Ovaj modul treba da omogućava predviđanje srednjih ostvarenih performansi kao što su maseni fluks, pritisak, potisak, impuls u funkciji vremena.

Eksperimentalna istraživanja u okviru ovog rada su izvršena u standardnim balističkim i eksperimentalnim raketnim motorima. Ova istraživanja su omogućila da se identificiraju veličine koje utiču na odstupanje unutrašnjo-balističkih parametara dobivenih eksperimentalnim putem od idealnih parametara, kao i uspostavljanje baze podataka o termohemijskim i kinetičkim karakteristikama dvobaznih raketnih goriva koja se proizvode u Bosni i Hercegovini.

2 UNUTRAŠNJO-BALISTIČKI PARAMETRI RAKETNOG MOTORA NA ČVRSTA GORIVA

2.1 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 ponekad mogu 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.

Osnovni cilj u procesu dizajniranja raketnog motora na čvrsto gorivo je izbor takvog pogonskog punjenja, koje će obezbjediti pretvorbu njegove hemijske energije u kinetičku energiju sagorjelih gasova u komori sagorijevanja raketnog motora, pri tome generišući takvu promjenu potiska u funkciji vremena koja je u skladu sa zahtjevima misije raketnog projektila. Balistički parametri koji omogućavaju ostvarenje tražene promjene potisak u funkciji vremena su primarni zahtjevi koji 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.

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:

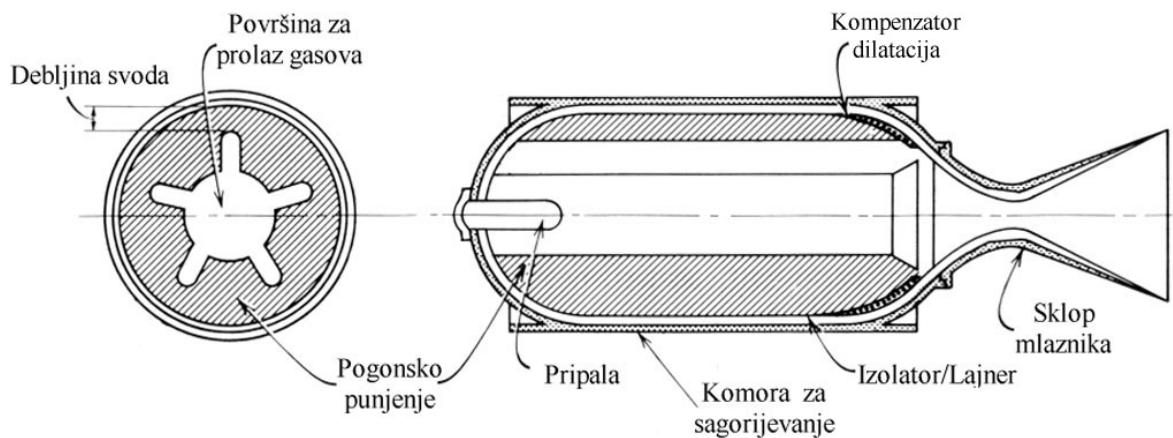
- Pritisak u komori sagorijevanja (funkcija maksimalnog očekivanog pritiska u komori sagorijevanja, temperature okoline i temperaturne osjetljivosti pogonske materije),
- Koeficijent potiska (funkcija stepena divergencije mlaznika, pritiska u komori sagorijevanja, pritiska okoline, odnosa specifičnih toplota sagorjelih 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).

2.2 Opis raketnog motora na čvrsta goriva

Raketni motor na čvrsto raketno gorivo je sistem u kome se hemijska energija čvrste pogonske materije tokom procesa sagorijevanja u komori motora pretvara u energiju gasnih produkata (visoka temperatura i visok pritisak). U procesu strujanja produkata sagorijevanja kroz mlaznik energija se transformira u kinetičku energiju gasnih produkata.

Raketni motor na čvrsta raketna goriva sastoji se od sljedećih glavnih komponenti (sl. 2.1):

- Komora za sagorijevanje,
- Pogonsko punjenje,
- Termički izolator,
- Mlaznik i
- Pripala.



Sl. 2.1 Tipična konstrukcija raketnog motora na čvrsta goriva

Komora za sagorijevanje je mehanički najopterećeniji dio motora jer je izložena uticaju produkata sagorijevanja visoke temperature i pritiska sagorijevanja (od 3 do 25 MPa).

Pogonska punjenja su napravljena od čvrstog raketnog goriva oblikovanog prema dатој geometriji prilikom proizvodnje i smještena su u komori sagorijevanja. Površina pogonskog punjenja može biti lokalno ograničena ili može biti inhibirana sa vatrootpornim prijanjujućim materijalom-inhibitorom u cilju regulacije površine sagorijevanja. Regresija slobodne površine pogonskog punjenja u procesu sagorijevanja je okomita na ovu površinu i određuje razvoj krive pritiska i potiska sa vremenom. Kod pogonskih punjenja koja su čvrsto vezana za komoru, punjenje se veže za unutrašnje zidove komore i izolator. Vrijeme sagorijevanja pogonskog punjenja u taktičkim sistemima općenito varira između nekoliko i 30 sec.

Za raketne motore kod kojih proces sagorijevanja traje više sekundi unutrašnjost komore raketnog motora je prekrivena izolatorom koji je termički štiti i povećava otpornost na eroziju od gasnog toka čija temperatura kreće od 1500 do 3500 K.

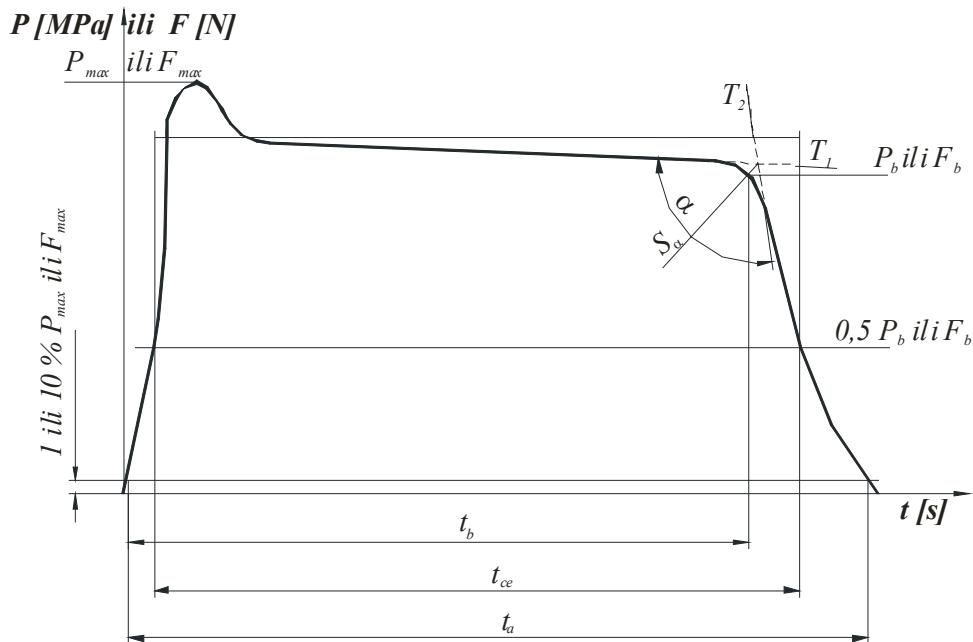
Mlaznik se sastoji iz kombinacije konvergentnog dijela, kritičnog dijela mlaznika (cilindrični dio) i divergentnog dijela.

Sistem za pripaljivanje raketnog goriva ima zadatku da dovede potrebnu toplotnu energiju slobodnoj površini goriva za početak sagorijevanja.

2.3 Unutrašnjo-balistički parametri raketnih motora na čvrsto gorivo

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

Definicije vrijednosti balističkih parametara bazirane su na dijagramima potisak-vrijeme i pritisak-vrijeme. Njihove srednje vrijednosti su definirane za odgovarajući interval vremena u dijagramima potisak-vrijeme i pritisak-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 [16,25,53], slika 2.2.



Sl. 2.2 Dijagram pritisak (potisak) u funkciji vremena za obradu rezultata [16,25,53]

Po američkoj nomenklaturi [16,32,33], vrijeme sagorijevanja t_b se definira kao interval između tačke na uzlaznom dijelu krive pritiska ili potiska u funkciji vremena (određena sa 10% maksimalnog pritiska ili potiska) i tačke na silaznom dijelu krive pritiska ili potiska (određena presjekom krive pritisak odnosno potisak u funkciji vremena i bisektrise tangenti na ovu krivu). Tačka na silaznom dijelu krive, se često definiše kao tačka maksimalne brzine promjene krivine na dijagramu pritisak (potisak) u funkciji vremena. 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 definira kao vremenski interval između tačaka na uzlaznom i silaznom dijelu krive pritisak-vrijeme koje označavaju 50% vrijednosti pritiska određenog presjekom bisektrise tangenti na silaznu krivu. Ukupno vrijeme rada raketnog motora t_a je definiran 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 u suprotnom, ta razlika iznosi više od 5 %. Uticaj zaostalog dijela mase punjenja u razlici vremena je proporcionalan odnosu zaostalog dijela prema ukupnoj masi punjenja.

2.3.1 Totalni impuls raketnog motora

Totalni impuls se definiše kao :

$$I_{tot} = \int_0^{t_a} F \cdot dt \quad (2.1)$$

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.

2.3.2 Masena brzina toka

Masa produkata sagorijevanja, generirana u komori raketnog motora, funkcija je brzine sagorijevanja i mase koja odlazi kroz kritični presjek mlaznika, tako da jednačina održanja mase ima oblik [16,24,52]:

$$\frac{d(\rho_g \cdot V_c)}{dt} = \dot{m}_b - \dot{m}_{th} \quad (2.2)$$

gdje su V_c -slobodna zapremina u komori i ρ_g - gustina sagorjelog gasa u komori.

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

$$\dot{m}_b = \rho_p \cdot A_b \cdot r \quad (2.3)$$

gdje su: ρ_p - gustina pogonske materije, A_b - površina sagorijevanja i r - linearna brzina sagorijevanja.

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

$$\dot{m}_{th} = C_D \cdot A_{th} \cdot p_c \quad (2.4)$$

gdje su: p_c - pritisak u komori sagorijevanja, C_D - koeficijent masene brzine i A_{th} - površina kritičnog presjeka mlaznika,

2.3.2.1 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 sagorjelog gasa. Izraz za koeficijent masene brzine u mlazniku ima oblik:

$$C_D = \frac{\Gamma(\gamma)}{\sqrt{\gamma \cdot R_c \cdot T_c}} \quad \text{gdje je} \quad \Gamma(\gamma) = \gamma \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.5)$$

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

Gornji izraz se može napisati i u obliku:

$$C_D = \sqrt{\gamma \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \frac{M}{R \cdot T_c}} \quad (2.6)$$

gdje su M - molekularna masa gase 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 γ se ne mijenjaju mnogo sa promjenom pritiska i u mnogim slučajevima se usvaja da je C_D nezavisan od pritiska. Tipična vrijednost C_D je $6,5 \cdot 10^{-4} \text{ s/m}$ [25,58].

2.3.2.2 Karakteristična brzina isticanja

Umjesto koeficijenta masene brzine se veoma često upotrebljava parametar C^* , koji se naziva karakteristična brzina isticanja i između njih postoji sljedeća zavisnost:

$$C^* = \frac{1}{C_D} \quad (2.7)$$

Stvarna karakteristična brzina, a time i specifični impuls koji proizvede raketni motor su 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 toplice ka metalnoj strukturi motora i neefikasnosti sagorijevanja) [16,24,52].

2.3.3 Pritisak sagorijevanja

Kod kvazistacionarnog procesa sagorijevanja, uspostavlja se ravnoteža između gasnog toka stvorenog sagorijevanjem pogonske materije i gasnog toka koji ističe kroz mlaznik, tako da jednačina o održanju mase sada ima obliku [16,24,52]:

$$\rho_p \cdot A_b \cdot r = C_D \cdot A_{th} \cdot p_c \quad (2.8)$$

Iz gornjeg odnosa, izraz za ravnotežni pritisak u komori sagorijevanja ima oblik:

$$p_c = \frac{\rho_p \cdot A_b \cdot r}{C_D \cdot A_{th}} \quad (2.9)$$

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

2.3.4 Potisak raketnog motora

Postoje više definicija potiska raketnog motora, u zavisnosti od toga da li se definira trenutna vrijednost potiska, srednja vrijednost ili maksimalna 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 [16,24,52].

Srednja vrijednost potiska se definira odnosom:

$$F_{aver} = \frac{I_{tot}}{t_b} \quad ili \quad F_{aver} = \frac{I_{tot}}{t_{ce}} \quad (2.10)$$

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

$$F = \dot{m}_e \cdot v_e + (p_e - p_a) \cdot A_e \quad (2.11)$$

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:

$$F = p_c \cdot C_F \cdot A_{th} \quad (2.12)$$

gdje je C_F - koeficijent potiska mlaznika.

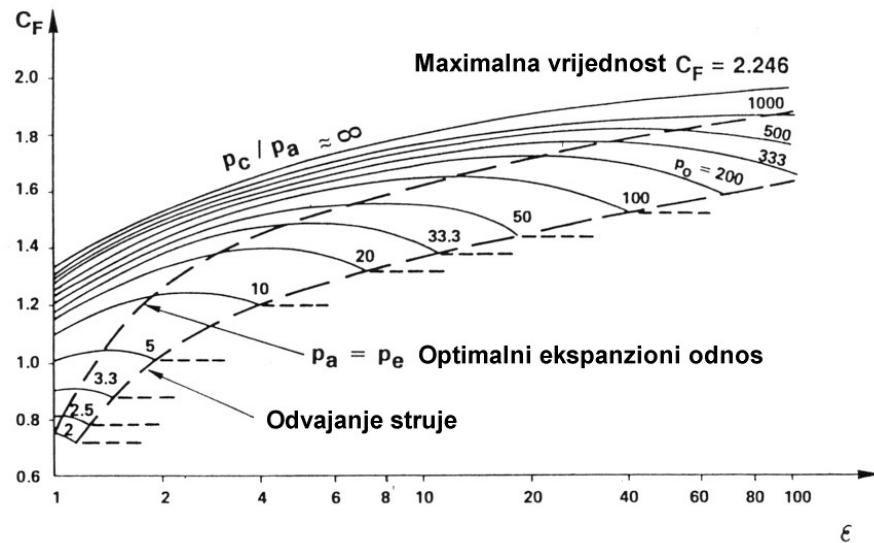
2.3.5 Koeficijent potiska

Za jednodimenzionalno i izentropsko strujanje u idealnom konvergentno-divergentnom mlazniku koeficijent potiska ima oblik [16,25,46,47,52]:

$$C_F = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma^2}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] + \frac{p_e - p_a}{p_c} \cdot \left(\frac{A_e}{A_{th}} \right)} \quad (2.13)$$

gdje je γ - odnos specifičnih toplota gasnih produkata sagorijevanja.

Iz gornjeg izraza je vidljivo da koeficijent C_F zavisi samo od koeficijenta γ , ekspanzionog odnosa u divergentnom dijelu mlaznika ($\varepsilon = A_e / A_{th}$, odnos između površine na izlazu i površine kritičnog presjeka mlaznika) i odnosa između pritiska u komori sagorijevanja i pritiska okoline, p_c/p_a (pri čemu je odnos p_c/p_a funkcija samo γ i ε), slika 2.3. Koeficijent C_F predstavlja kriterij efikasnosti mlaznika za datu pogonsku materiju i geometriju mlaznika [16,25, 46,52].



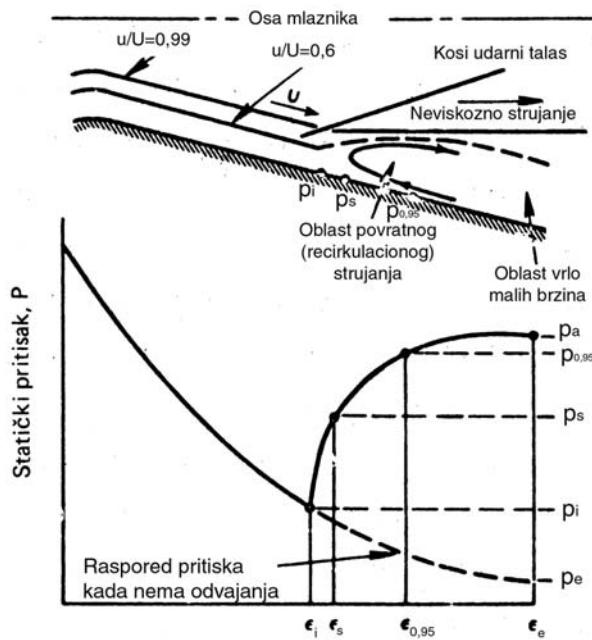
Sl. 2.3 Tipični uticaj ekspanzivnog odnosa i odnosa pritisaka na koeficijent potiska za $\gamma = 1,2$ [25]

U stvarnosti, potrebno je izvršiti korekciju teoretskog koeficijenta potiska i to samo člana koji se odnosi na količinu kretanja [16]. Izraz za stvarni koeficijent potiska ima sada oblik:

$$C_{F_{exp}} = \eta_{C_F} \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma^2}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] + \frac{p_e - p_a}{p_c} \cdot \left(\frac{A_e}{A_{th}} \right)} \quad (2.14)$$

gdje je η_{C_F} - stepen korisnog dejstva koeficijenta potiska C_F .

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 kompenzacione komore, tada je pritisak okoline veći od pritiska za koji je mlaznik projektovan i dolazi do umanjenja performansi mlaznika. Takvi radni uslovi indukuju odvajanja graničnog sloja uz zidove mlaznika, pojave kosih udarnih talasa i 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. 2.4).



Sl. 2.4 Odvajanje gasne struje unutar mlaznika [16,38]

Kalt i Badel [38] su, razmatrajući odvajanje gasne struje unutar koničnog divergentnog dijela mlaznika, postavili opšte relacije za određivanje uticaja ove pojave na performanse mlaznika. Uspostavljena je veza između pritiska odvajanja gasne struje p_i , pritiska okoline p_a i pritiska u komori sagorijevanja p_c :

$$p_i = \frac{2}{3} \cdot p_a \cdot \left(\frac{p_a}{p_c} \right)^{0,2} \quad (2.15)$$

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. Izraz za koeficijent potiska ima sada oblik:

$$C_F = \sqrt{2 \cdot \frac{\gamma^2}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_i}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] + \frac{p_i}{p_c} \cdot \left(\frac{A_i}{A_{th}} \right) + \Delta C_F - \frac{p_a}{p_c} \cdot \left(\frac{A_e}{A_{th}} \right)} \quad (2.16)$$

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

$$\Delta C_F = 0,55 \cdot \left(\frac{p_i - p_{0,95}}{p_c} \right) \cdot (\epsilon_{0,95} - \epsilon_i) + 0,975 \cdot \frac{p_a}{p_c} (\epsilon_e - \epsilon_{0,95}) \quad (2.17)$$

gdje su:

$$\varepsilon_{0,95} - \varepsilon_i = \frac{\left(\frac{A_i}{A_{th}}\right) - 1}{2,4} \quad \text{ako je} \quad \left(\frac{A_i}{A_{th}}\right) \leq \frac{\left(\frac{A_e}{A_{th}}\right)}{1,604} + 0,377 \quad (2.18)$$

$$\varepsilon_{0,95} - \varepsilon_i = \frac{\left(\frac{A_e}{A_{th}}\right) - \left(\frac{A_i}{A_{th}}\right)}{1,45} \quad \text{ako je} \quad \left(\frac{A_i}{A_{th}}\right) > \frac{\left(\frac{A_e}{A_{th}}\right)}{1,604} + 0,377 \quad (2.19)$$

$$p_{0,95} = 0,95 \cdot p_a \quad (2.20)$$

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

2.3.6 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 [16,24,52]. U izrazima za konstrukciju punjenja, specifični impuls je odnos potiska motora i masenog protoka:

$$I_{sp} = \frac{F_{aver}}{\dot{m}_e}. \quad (2.21)$$

On obuhvata gubitke strujanja do i iza kritičnog presjeka mlaznika, gubitke nepotpunosti sagorijevanja, gubitke ulazne geometrije mlaznika, gubitke uslijed neparalelnosti isticanja gasa, gubitke zbog trenja, toplotne 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:

$$I_{sp_{teo}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma - 1} \frac{T \cdot R}{M} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \right] + \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \cdot \sqrt{\frac{R \cdot T_c}{\gamma \cdot M}} \cdot \left(\frac{p_e - p_a}{p_c} \right) \cdot \frac{A_e}{A_{th}}} \quad (2.22)$$

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

Uobičajeno je da se eksperimentalni podaci za specifični impuls i brzinu sagorijevanja dobijaju pomoću motora za balistička ispitivanja koji se razlikuju od realnih raketnih motora. Neophodno je 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 vrši analitičkim postupcima zasnovanim na kombinaciji teoretskih i empirijskih odnosa:

$$I_{sp} = I_{sp_{teo}} \cdot \eta_{C_F} \cdot \eta_{C^*} \quad (2.23)$$

gdje su $I_{sp_{teo}}$ teoretski specifični impuls, a η_{C^*} efikasnosti karakteristične brzine (efikasnosti sagorijevanja).

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

$$I_{sp} = \frac{I_{tot}}{m_p} \quad (2.24)$$

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

$$I_{sp} = \frac{C_{F_{exp}}}{C_{D_{exp}}} = C_{F_{exp}} \cdot C_{exp}^* \quad (2.25)$$

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:

$$I_{sp} = \eta_c \cdot \eta_{C_F} \cdot C^* \cdot C_F \quad (2.26)$$

se zasniva na određivanju teoretskih vrijednosti karakteristične brzine i koeficijenta masene brzine u radnim uslovima raketnog motora i procjeni koeficijenata η_{C_F} i η_{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]:

$$I_{sp_{std}} = I_{sp} \cdot \frac{C_F(\text{standardni uslovi})}{C_F(\text{radni uslovi})} \cdot \frac{C^*(\text{standardni uslovi})}{C^*(\text{radni uslovi})} \quad (2.27)$$

2.3.7 Brzina sagorijevanja

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 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:

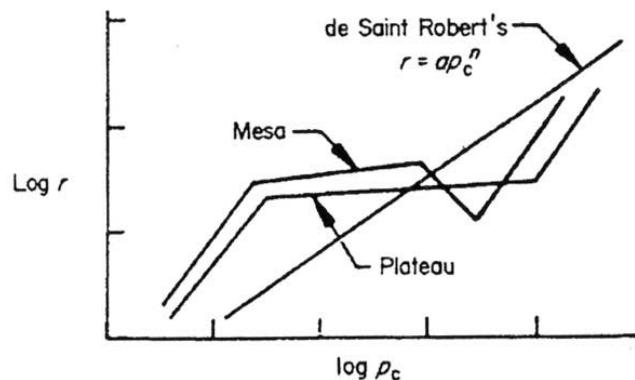
$$r = a \cdot p^n \quad (2.28)$$

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 [16,31,32,52,55].

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 promjenljiva. Primjenjene konfiguracije pogonskih punjenja u standardnim balističkim motorima treba da obezbjeđuju 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 [16].

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 koja sadrže katalizatore brzine gorenja, eksponent pritiska n se koristi za procjenu efektivnosti katalizatora u proizvodnji "plateau" i "mesa" efekta (sl. 2.5). Kada je eksponent pritiska n približno nula javlja se "plateau" efekat, a kada je negativan "mesa" efekat. 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.



Sl. 2.5 Zavisnost promjene brzine sagorijevanja u funkciji pritiska sagorijevanja [31,32]

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

2.3.7.1 Osjetljivost pogonske materije na početnu temperaturu okoline

Temperatura okoline T_p , odnosno početna temperatura pogonske materije utiče 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 sljedeća dva koeficijenta koji opisuju tu osjetljivost:

$$\pi_K = \frac{1}{p_c} \cdot \left(\frac{\partial p_c}{\partial T_p} \right)_K \quad \sigma_p = \frac{1}{r} \cdot \left(\frac{\partial r}{\partial T_p} \right)_p \quad (2.29)$$

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

Kod motora sa značajnom brzinom strujanja gasa u kanalu pogonskog punjenja, uticaj pritiska na brzinu sagorijevanja pogonske materije se može definirati preko koeficijenta σ_p . On karakterizira osjetljivost goriva pri konstantnom pritisku i nezavisan je od konstrukcije motora.

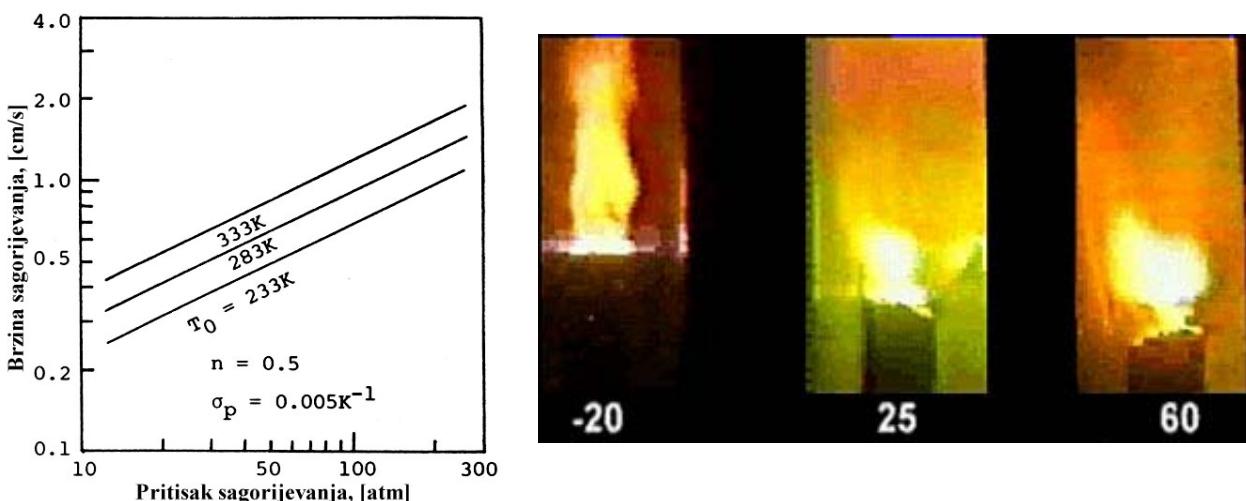
Raketni motor radi stabilno, kada je eksponent pritiska u zakonu brzine sagorijevanja $n < 1$, u slučaju kada eksponent n ima visoku vrijednost efekt promjene površine sagorijevanja može znatno povećati pritisak u raketnom motoru. Ta pojava je generalno nepoželjna i preporučuju se

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:

$$\pi_K = \frac{\sigma_p}{1-n} \quad (2.30)$$

Promjena pritiska u komori sagorijevanja za izmjenom početne temperature pogonske materije postaje velika, kada je σ_p veliko i/ili kada je eksponet 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 temperaturnom intervalu (sl. 2.6) [40]. Ova velika promjena pritiska u komori sagorijevanja utiče 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.



Sl. 2.6 Osjetljivost pogonske materije na početnu temperaturu punjenja [40]

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:

$$a = a_0 \cdot e^{\sigma_p \cdot (T_i - T_{p0})} \quad (2.31)$$

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.

2.3.7.2 Uticaj 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 je poprečni presjek nije kružni, kao što je slučaj kod geometrije kanala oblika zvijezde, kada postoji N simetrija. Strujanje fluida postaje još složenije kod raketnih motora koji imaju obrtanje oko uzdužne ose simetrije [58,56].

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:

$$K = \frac{A_b}{A_{th}} \quad (2.32)$$

Vrijednosti koeficijenta zbijanja K u praksi se kreće u intervalu: $50 < K < 600$.

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 $100\text{-}150 \text{ m/s}$. Pod padom pritiska [25], podrazumijeva se smanjenje pritiska uzduž ose punjenja, od prednjeg dna ka kraju punjenja do mlaznika. To indukuje povećanje čeonog pritiska u prvoj fazi starta motora i samim time do povećanja maksimalnog pritiska u motoru. Pad pritiska je uzrokovani energetskim gubicima unutar gasnog toka i to se događa zbog međusobnog uticaja gasnog toka i površine sagorijevanja ili uslijed nagle izmjene poprečnog presjeka kanala za prolaz gasa ili pravca gasnog toka i to od površine sagorijevanja.

Za brzu balističku analizu, da bi se uspostavila veza između dizajna pogonskog punjenja i unutrašnjeg gasnog toka, koriste se pored koeficijenta zbijanja K i sljedeći koeficijenti:

$$K_p = \frac{A_b}{A_p} \quad i \quad J = \frac{A_{th}}{A_p} \quad (2.33)$$

gdje je A_p - površina poprečnog presjeka kanala za prolaz gase.

Koeficijent J uzima u obzir maksimalnu brzinu gasne struje i odražava sve poteškoće u unutrašnjoj balističkoj 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 $J < 0,5$.

Veza između navedenih koeficijenata ima oblik:

$$K_p = K \cdot J \quad (2.34)$$

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

$$G = \rho_p \cdot r \cdot K_p. \quad (2.35)$$

Jedan 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 MPa , potrebno je izvršiti posebna razmatranja konstrukcije punjenja i motora.

Pri balističkim analizama, značajno je poznavati intenzitet uticaja tih fenomena, izazvanih unutrašnjim gasnim tokom [25]. U tabeli 2.1 su date empirijske vrijednosti brojnih analiza dizajna pogonskog punjenja u zavisnosti od dva veoma važna faktora K_p i J .

Tabela 2.1 Intenziteti fenomena na koje utiče unutrašnji tok gasa [25]

J	K	Erozivno sagorijevanje	Pad pritiska
< 0,2	< 50	Ne	Manji od 5% pritiska na prednjem 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 $r < 10 \text{ mm/s}$ Da, značajno kada je $r < 20 \text{ mm/s}$ Da, neznatno kada je $r < 30 \text{ mm/s}$	Pritisak u soničnom području je $p \approx 0,56$ pritiska na prednjem kraju motora

2.3.7.3 Erozivno sagorijevanje

Pod erozivnim sagorijevanjem nazivamo 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 prenosa topote iz zone plamena ka površini sagorijevanja [45,48]. 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 zapreminskega 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 nivoom 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 izračunavanje uticaja toka u pojedinim zonama kanala za prolaz gasova, u kojima prisustvo erozivnog sagorijevanja nosi rizik razaranja strukture motora, zbog međusobnog uticaja 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 cijelini, predviđati razvoj pritiska u procesu pripaljivanja.

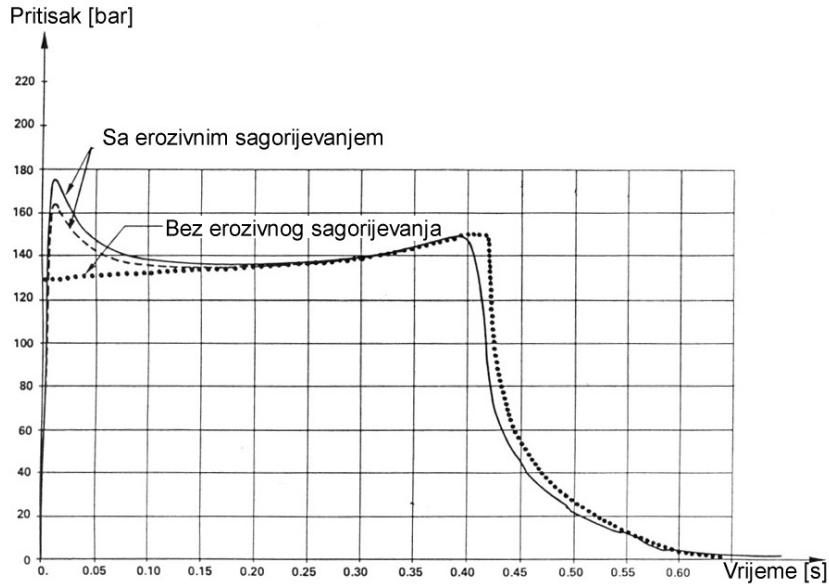
U pojednostavljenom računarskom kodu, baziranom na modelu jedno-dimenzionalnog toka, za proračun razvoja čeonog pritiska i pritiska na izlazu iz kanala pogonskog punjenja za prolaz gasova, pri prisustvu erozivnog sagorijevanja, može se koristiti zakon erozivnog sagorijevanja [60]:

$$r_e = r_0 \cdot [1 + \alpha(G - G_0)] \quad (2.36)$$

gdje su r_e - brzina gorenja pri pojavi erozivnog sagorijevanja, r_0 - brzina gorenja bez erozivnog sagorijevanja, α - koeficijent zavis od tipa pogonske materije, G - maseni fluks u traženom

poprečnom presjeku kanala za prolaz gasova, G_0 - maseni fluks pri kojem se ne javlja erozivno sagorijevanje.

Ovaj tip koda koristio 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 proces izrazito nestacionaran, potrebno je razmatrati uticaj erozije u vremenskim koracima od 1 do 5 ms. Po uspostavljanju stabilnog procesa sagorijevanja, ti vremenski koraci mogu biti 0,05 do 0,1 s (slika 2.7).



Sl. 2.7 Pritisak u funkciji vremena sa i bez erozivnog sagorijevanja [25]

Složeniji model za analizu erozivnog sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva, koji se često koristi, model *Lenoir and Robillard* (L-R), koji objašnjava povećanje brzine sagorijevanja pri erozivnom sagorijevanju, kao rezultat povećanja prenosa toplote sa gasne faze na čvrstu fazu 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_0 i komponentu koja je rezultat erozivnog sagorijevanja r_e :

$$r = r_0 + r_e \quad (2.37)$$

Najčešće primjenjivani oblik jednačine za određivanje komponente koja definiše uticaj erozije na brzinu sagorijevanja je jednačina Lenoir i Robillard:

$$r_e = \alpha \cdot G^{0,8} \cdot \exp(-\beta \cdot r_0 \cdot \rho_s / G) / L^{0,2} \quad (2.38)$$

gdje su: G – maseni fluks, ρ_s – gustina pogonske materije, L – aksijalna pozicija razmatranog presjeka i β – empirijska konstanta.

Rezultati analiza više tipova goriva, pokazuju da je koeficijent β očvidno nezavisan od strukture goriva i da je njegova vrijednost oko 53.

Koeficijent prenosa toplote α je predstavljen preko jednačine:

$$\alpha = \frac{0.0288 \cdot c_p \cdot \mu^{0.2} \cdot P_r^{-2/3}}{\rho_s \cdot c_s} \cdot \left(\frac{T_f - T_s}{T_s - T_0} \right) \quad (2.39)$$

gdje su: c_p - specifična toplota gasa, P_r - Prandtlov broj, T_f , T_s , T_0 - temperature plamena, površine sagorijevanja i početne temperature pogonske materije, c_s - specifična toplota čvrste pogonske materije.

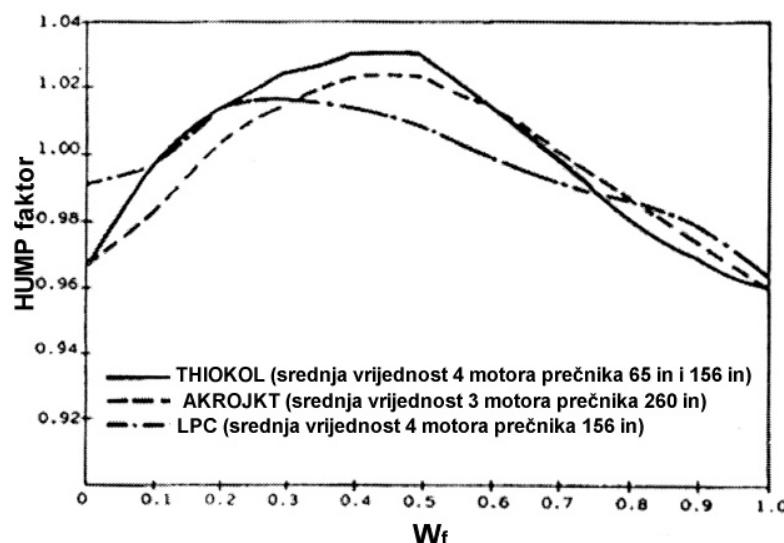
Postoji više modifikacija gornjeg zakona koje se ogledaju u :

- Uvođenje člana koji predstavlja mehaničku eroziju,
- Uvođenje dopunskog člana koji uzima u obzir prisustvo efekta *plateau* kod dvobaznih goriva sa katalizatorima.

2.3.7.4 Uticaj procesa izrade goriva

Efekat grbe (*hump*) [30] se uzima kao posljedica izmjene brzine sagorijevanja u funkciji debljine svoda punjenja tj. brzina sagorijevanja se povećava sa kretanjem fronta plamena u radikalnom pravcu u zoni između centralnog kanala za prolaz gasova i unutrašnje površine tijela raketnog motora. Ovaj efekat je primijećen 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 u funkciji web-a, najveći uticaj *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 posle pojave ovog efekta, pokazuje da se zakon brzine sagorijevanja mijenja sa promjenom debljine sagorijelog svoda goriva. To je vjerovatno rezultat raspodjele aditiva dodanih tokom procesa izrade. Uticaj 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 izgorjelog sloja. 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 [35] uticaj *hump* efekta na brzinu sagorijevanja je oko 5% i može izazvati povećanje i smanjenje brzine sagorijevanja. Slika 2.8 prikazuje faktor *hump* u funkciji relativne debljine svoda punjenja (odnos debljine svoda punjenja i radijusa punjenja) za različite raketne motore.



Sl. 2.8 Hump faktor u funkciji relativne debljine svoda za različite raketne motore [50]

2.3.8 Ograničenja vezana za misiju raketnog projektila

Neki zahtjevi, kao anvelopa, maksimalno očekivani radni pritisak, uslovi okolne sredine, direktno utiču na dimenzije motora i letjelice.

2.3.8.1 Maksimalno očekivani radni pritisak

Maksimalno očekivani radni pritisak (MEOP) se koristi za definisanje strukturalnih ograničenja tijela motora. Maksimalni radni pritisak, na maksimalnoj radnoj temperaturi T_p pogonske materije mora biti manji od MEOP uzimajući u obzir reproduktibilne tolerancije.

Maksimalni radni pritisak $p_{\max}(T_p)$ se određuje po sljedećoj jednačini:

$$p_{\max}(T_p) = MEOP \cdot (1 - \text{tolerancije reprodukcije letjelice}) \quad (2.40)$$

2.3.8.2 Uslovi okolne sredine

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 ekspanzivni odnos u divergentnom dijelu mlaznika.

Nominalni pritisak sagorijevanja u komori raketnog motora se određuje korištenjem sljedeće jednačine:

$$p_{c_{\text{nom}}} = p_{\max}(T_p) \cdot \exp[\pi_K \cdot (T_{\max} - T_{\text{nom}})] \quad (2.41)$$

i on je limitirajući faktor pri izboru pogonske materije i geometrije pogonskog punjenja.

2.3.8.3 Anvelopa

Anvelopa definiše fizičke granice pogonskog punjenja (dužinu L , unutrašnji prečnik komore sa nanijetom termoizolacijom D i slobodnu zapreminu za smještaj pogonske materije).

Time su stvorene prepostavke da se odredi srednja brzina sagorijevanja $r_{av}(t_b)$:

$$r_{av}(t_b) \equiv \frac{w}{t_b} \quad (2.42)$$

gdje je: w – ukupan put koji prođe front sagorijevanja, web (za pogonsko punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem debljina svoda je približno 0,25 prečnika pogonskog punjenja).

Ukupni raspoloživi volumen V_a za pogonsko punjenje:

$$V_a = \frac{D^2 \cdot \pi}{4} \cdot L \quad (2.43)$$

3 TEORETSKE PERFORMANSE POGONSKE MATERIJE

3.1 Uvod

Jedan od osnovnih pravaca razvoja raketne tehnike predstavlja istraživanje i razvoj visokoenergetskih pogonskih materija većeg specifičnog impulsa i gustine, kao i sa odgovarajućim obilježjima toka produkata sagorijevanja unutar raketnog motora. Stoga je računsko-teoretski postupak određivanja ovih parametara jedan od važnih zadataka savremene raketne tehnike, čak osnovni u stadiju definisanja i izbora pogonskih materijala. Za definisanje fizičkog i matematičkog modela, koji opisuje složene fenomene koji se javljaju u raketnom motoru, potrebno je uvesti nekoliko hipoteza. Ove hipoteze odnose se 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. 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 sagorijevanja) i kao smješe gasovitih komponenti za koju vrijedi jednačina stanja idealnog gasa što je uobičajeni i najčešći način tretiranja gasovite faze smješe produkata sagorijevanja.

Težište proračuna energetskih performansi raketnih goriva predstavlja određivanje sastava smješe produkata sagorijevanja u uslovima uspostavljanja energetske, fazne i hemijske ravnoteže u sistemu. Stoga ovaj postupak uključuje postavljanje i rješavanje sistema jednačina koje opisuju faznu i hemijsku ravnotežu. Upravo ova dva zahtjeva, za faznu i hemijsku ravnotežu, predstavljaju i kriterij na osnovu koga se mogu klasifikovati metode određivanja ravnotežnog sastava.

Podaci neophodni za proračun energetskih karakteristika raketnih goriva su: hemijski sastav i entalpija formiranja konstituenata pogonskih materija, termodinamička svojstva individualnih materija koje se mogu javiti kao produkti sagorijevanja u širokom dijapazonu temperatura i parametri međumolekulskog potencijala individualnih materija u odgovarajućem temperaturnom opsegu. Osnovne izvore ovakvih podataka predstavljaju razni inostrane baze podataka i publikacije [37, 3,4,5].

Proračun baziran na navedenim osnovama treba:

- da omogući optimizaciju sastava raketnih goriva po energetskim karakteristikama i
- da obezbjedi podatke potrebne za projektovanje raketnih motora.

3.2 Tipovi čvrstih raketnih goriva

Raketna goriva se definišu kao čvrste pogonske materije koje generišu veliki broj gasnih molekula pod uticajem visoke temperature 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.

Čvrsta raketna goriva se dijele u sljedeće dvije osnovne grupe [23,40]:

- *Homogena ili dvobazna raketna goriva.* Sastoje se od nestabilnih hemijskih jedinjenja koja u jednom molekulu sadrže gorive komponente i oksidans.
- *Heterogena ili kompozitna raketna goriva.* Najčešće predstavljaju smjesu kristalnog oksidatora i goriva koje istovremeno služi kao vezivo.

3.2.1 Dvobazna raketna goriva

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 nevodenih 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 su osnovni predstavnici nitroceluloza i nitroglycerin, a koje su homogeno pomiješane sa stabilizatorima i ostalim dodacima (tabela 3.1).

Tabela 3.1 Lista komponenti korištenih za dvobazna raketna goriva [40]

Komponente dvobaznih goriva		
Plastifikator (gorivo i oksidator)	NG: nitroglycerin TMETN: trimetiloletan trinitrat	TEGDN: trietilen glikol dinitrat DEGDN: dietilen glikol dinitrat
Plastifikator (gorivo)	DEP: dietilftalat TA: triacetin	PU: poliuretan
Vezivo(gorivo i oksidator)	NC: nitroceluloza	
Stabilizator	EC: etil centralit 2NDPA: 2-nitrodifenilamin	
Katalizator brzine sagorijevanja	PbSa: olovo salicat PbSt: olovo stearat Pb2EH: olovo 2-etilhexoat	CuSa: bakar salicat CuSt: bakar stearat LiF: litijum fluorid
Visoko energetski aditivi	RDX: ciklotrimetenil trinitramin ili heksogen HMX: ciklotetrametenil tetranitramin ili oktogen NGD: nitrogvanidin	
Opecifer	C: ugljik ili čad	
Prigušivač plamena	KNO ₃ : kalijum nitrat K ₂ SO ₄ : kalijum sulfat	
Metalno gorivo	Al: aluminijum	
Prigušivač nestabilnog sagorijevanja	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 oksidisan a drugi pod oksidisan. Tokom sagorijevanja u procesu termičke dekompozicije, oksidans nastao iz nitratne grupe, reaguje sa drugim produktima dekompozicije molekula i pri tome se oslobođa toplota.

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 nitroglicerina, 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% nitoglicerina. Međutim, konvencionalna dvobazna goriva obično sadrže oko 10 % plastifikatora i 1% stabilizatora koji služi kao rashladno sredstvo, tako da se međusobni odnos nitroceluloze i nitroglicerina 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 [40].

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 su dvobazna raketna goriva koriste kod raketa male i srednje veličine, one su često izložena uticaju okoline sa različitim temperaturama u malim vremenskim intervalima (dan-noć, jutro-podne-predvečerje). Osjetljivost raketnog motora 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 sagorijevanja¹. 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 sagorijevanja 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.

Čad, koja se primjenjuju kao katalizator brzine sagorijevanja kod dvobaznih raketnih goriva, ima različite fizičke i fizičko-hemijske osobine i porijeklo. U Americi, proizvodnja čadi 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 čadi. U Hrvatskoj, u sistemu INA-Kutina, čad se proizvodi u pećima sagorijevanjem ulja (čad ROF-58) ili plina (čad tipa SRF-HM). Međusobna odstupanja čadi, ogledaju se u odnosu specifične površine prema veličini

¹ Katalizatori brzine sagorijevanja nisu katalizatori u čisto hemijskom smislu jer se oni stalno mijenjaju u pojedinim oblastima strukture talasa sagorijevanja. Oni ubrzavaju gorenje i obično se zovu katalizatori brzine gorenja u smislu akseleratora brzine sagorijevanja.

čestice. Čadi koje imaju približno jednake veličine čestica imaju približno jednake krive distribucije čestica. Ukoliko su čestice manjih dimenzija, utoliko je uža raspodjela. Uticaj veličine čestice i specifične površine čestice čadi na pojavu "plateau" efekta nije jednoznačan. Manji srednji prečnik čestice čadi, povećava brzinu sagorijevanja, ali negativno utiče na održavanje "plateau" efekta. Povećanje specifične površine, u manjoj mjeri povećava brzinu sagorijevanja i iznad određene vrijednosti negativno utiče na "plateau" efekta.

3.2.2 Kompozitna raketna goriva

Kada su oksidator i gorivo pomiješani i fizički sjedinjeni u čvrstu pogonsku materiju, takva materija se naziva kompozitno ili heterogeno raketno gorivo. Kompozitno raketno gorivo sastoje se od neorganskih nitrata i perhlorata koji služe kao oksidator i od organskih smola i plastičnih masa koji služe kao gorivo i kao vezivni materijal. Radi povećanja energetskih karakteristika u gorivo se dodaju metali i hibridi metala koji također imaju ulogu goriva. U goriva se također dodaju modifikatori brzine sagorijevanja i drugi aditivi koji utiču na proizvodne ili krajnje karakteristike proizvoda aditivima (tabela 3.2).

Tabela 3.2 Lista komponenti korištenih za kompozitna raketna goriva [40]

Komponente kompozitnih goriva		
Oksidator	AP: amonijum perhlorat AN: ammonium nitrat NP: nitronijum perhlorat	KP: kalijum perhlorat RDX: ciklotrimetilen trinitramin ili heksogen HMX: ciklotetrametilen tetranitramin ili oktogen
Vezivo	PS: polisulfid PVC: polivinil hlorid PU: poliuretan	CTPB: polibutadijen sa karboksilnim zavrsetkom HTPB: polibutadijen sa hidroksilnim zavrsetkom
Agensi za umrežavanje	MAPO: tris{1-(2-methyl)azirdinyl} phosphine oxid PQD: paraquinone dioxime	TDI: toulene-2,4-diisocyanate IPDI: isophorone diisocyanate
Plastifikator	DOA: dioctyl adipate IDP: izideczl pelargonete DOP: dioctyl ftalat	
Katalizator brzine sagorijevanja	Fe ₂ O ₃ : željezni oksid FeO(OH): hidratni-željezni oksid nBF: n-butil ferrocene	DnBF: di-n-butil ferrocene LiF: litijum fluorid
Metalno gorivo	Al: aluminijum Mg: magnezijum	Be: Berilijum B: Boron
Prigušivač nestabilnog sagorijevanja	Al: aluminijum Zr: cirkonijum ZrC: cirkonijum karbid	

Polimerna veziva, organska jedinjenja ugljovodične strukture, treba da ispune dvostruku funkciju: da proizvode energiju kada se oksidišu i povežu kristalne čestice oksidatora i metalnog praha [28]. Ovim djelom funkcijama polimernog veziva raketno gorivo dobija definisanu fizičku strukturu, a pogonsko punjenje zahtjevani geometrijski oblik. Od polimera se za proizvodnju kompozitnih goriva najčešće koriste: poliizobutilen, polisulfidi, poliuretan, polibutadijeni (polibutadijen – akrilonitril, polibutadijen – stiren, polibutadijen – akril – acid– akrilonitril), polidimetilsilikon, itd. [22]. Ovi polimeri obično imaju veliku molekularnu masu i nalaze se poslije umrežavanja u čvrstom stanju.

Oksidansi treba da budu što bogatiji kiseonikom, da su u čvrstom stanju na normalnoj temperaturi, da su kompatibilni sa vezivom. Od neorganskih nitrata najširu primjenu ima amonijum-nitrat (NH_4NO_3), a od perhlorata, amonijum-perhlorat (NH_4ClO_4), nitronijum-perhlorat (NO_2ClO_4), kalijum-perhlorat (KClO_4). Perhlorati su bogatiji kiseonikom od nitrata, ali sagorijevanjem daju veoma korozivne proizvode. Relativna količina kiseonika je manja u NH_4ClO_4 nego u KClO_4 , ali zbog manje molekularne mase produkata sagorijevanja, goriva na bazi sa NH_4ClO_4 imaju bolje balističke osobine. Nedostatak KClO_4 je i trag bijelog dima pri

sagorijevanju, koji je nepoželjan zbog otkrivanja mjesta lansiranja. Uopšte, goriva na bazi NH_4ClO_4 imaju malu brzinu sagorijevanja. Loša osobina im je promjena dimenzija u toku skladištenja zbog promjene alotropske modifikacije NH_4ClO_4 . Upotrebu nitrata i KClO_4 ograničava i velika osjetljivost na vlagu.

Metali u prahu treba da posjeduju što veću gustinu, da sagorijevaju u okside koji su stabilni na visokim temperaturama i daju što veću toplotu pri sagorijevanju. Praktično se koriste: litijum, aluminijum, berilijum, cink i magnezij. Najčešće se koristi aluminijum. Berilijum daje veći specifični impuls, ali daje i otrovne produkte sagorijevanja. Litijum ima malu gustinu (0.5 g/cm^3). Ako se koristi aluminijum u prahu, prostorije u kojima se vrši homogenizacija moraju biti dobro provjetravane da se sprijeći eventualno nagomilavanje H_2 nastalog pri reakciji metala s vlagom iz vazduha.

Kompozitna raketna goriva uglavnom se proizvode tehnologijom livenja, i imaju sljedeće osobine:

- veliki specifični impuls,
- mehanički su stabilni na višim temperaturama i ne deformišu se pod dejstvom spostvene mase,
- mogu se vezivati za unutrašnje zidove komore ali i rad raketnog motora pri visokim temperaturama,
- imaju dobru hemijsku i mehaničku stabilnost i
- veliku gustinu.

Fizičko-hemijske osobine kompozitnih goriva uglavnom zavise od vrste i količine polimera, a specifični impuls od količine perhlorata i metala u prahu.

Zbog visoke temperature produkata sagorijevanja (oko 3000 K) kao i značajnog sadržaja metalnih čestica u produktima sagorijevanja zahtjeva se uvođenje termoizolacijskih slojeva na zidovima komore raketnih motora kao i na konvergentno-divergentnom dijelu mlaznice.

3.3 Izbor pogonske materije

U zavisnosti od balističkih zahtjeva i namjene misije letjelice, potrebno je izvršiti prethodni izbor tipa pogonske materije koja će omogućiti ispunjenje traženih zahtjeva (unutrašnjo balističkih karakteristika, temperature plamena, mehaničkih karakteristika, sposobnosti dugotrajne stabilne pohrane pogonskih punjenja, 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 π_K , gustina ρ_p , sastav i osjetljivost pogonske materije na uticaj promjenljivog polja radikalnog ubrzanja (na brzinu sagorijevanja, pritisak sagorijevanja, maseni fluks, specifični impuls itd.).

U tabeli 3.3 sažete se neke karakteristike za glavne familije pogonskih materija.

Tabela 3.3 Glavne karakteristike familija pogonskih materija [25,60]

Gorivo	Ekstrudovana DB goriva	Livena DB goriva	Livena modifikovana DB goriva	Ne aluminizirana kompozitna polibutadijen goriva	Aluminizirana kompozitna polibutadijen goriva	Ne aluminizirana dvobazna goriva	Aluminizirana dvobazna goriva
Maksimalni ostvareni I_{sp} u standardnim uslovima	225 s	215 s	230 s	240 s	245 s	245 s (sa AP) 235 s (bez AP)	254 s
Maksimalna gustina [kg/dm ³]	1,65	1,60	1,70	1,73	1,86	1,79 1,75	1,86
Opseg brzina sagorijevanja pri 7 MPa (ili pri plateau) [mm/s]	5 – 40 (plateau)	4 – 22 (plateau)	3 – 28 (plateau)	4 - 60	5,5 - 80	10 – 25 5 - 10	9 - 25
EkspONENT pritiska	≈ 0	≈ 0	0 – 0,2	0,3 – 0,5	0,2 – 0,5	0,45 – 0,6	0,5 – 0,7
Temperaturni koeficijent	Veoma nizak	Veoma nizak	Nizak	Nizak – srednji	Nizak – srednji	Srednji	Srednji
Arhitektura	Slobodno stoeće	Slobodno stoeće	Slobodno stoeće i čvrsto vezana za komoru	Slobodno stoeće i čvrsto vezana za komoru	Slobodno stoeće i čvrsto vezana za komoru	Čvrsto vezana za komoru	Čvrsto vezana za komoru
Dim	Primarni i sekundarni	Primarni i sekundarni	Primarni i sekundarni	Primarni	Dim	Primarni (i sekundarni bez AP)	Dim
Osjetljivost na elektorstatička pražnjenja	Ne	Ne	Ne	Ne	Često	Ne	Ne
Cijena proizvodnje	Niska	Visoka	Visoka	Umjerena	Umjerena	Umjerena	Umjerena
Cijena sastojaka	Niska	Niska	Umjerena (RDX)	Niska	Niska	Umjerena (RDX) Prilično visoka (HMX)	Prilično visoka (HMX)

3.4 Fizički model za proračun teoretskih performansi pogonske materije

Sagorijevanje pogonske materije i ekspanzija produkata sagorijevanja u raketnom motoru predstavljaju složen problem koji uključuje vrlo različite pojave (hemisku reakciju, nastrujavanje produkata sagorijevanja iznad površine sagorijevanja, transportni fenomeni, itd.). Za definisanje fizičkog i matematičkog modela, koji opisuje ove složene fenomene u raketnom motoru, potrebno je uvesti nekoliko hipoteza.

Prvo opšte uprošćenje [33,41,6,51,29,39,19] je prepostavka da sagorijevanje pogonske materije i ekspanzija produkata sagorijevanja predstavljaju dvije odvojene pojave, lokalizovane u komori za sagorijevanje i u mlazniku raketnog motora.

Drugo, procesi sagorijevanja i ekspanzija imaju adijabatski karakter i odvijaju se stacionarno, a produkti sagorijevanja su homogeni po poprečnom presjeku komore, odnosno mlaznika raketnog motora.

Smjesa gasovitih produkata sagorijevanja ponaša se kao smjesa idealnih gasova nerastvorenih u kondenzovanim fazama, pa se na ovu smjesu mogu primijeniti zakoni koji važe za idealne gasove [33,41,6,51,29,39,19]. Kondenzovane faze eventualno prisutne u smjesi produkata sagorijevanja u čistom su stanju i smatraju se nemješljivim (prečnik čestica je dovoljno mali da je njihova zapremina zanemarljiva u odnosu na zapreminu gasova). Smjesa produkata sagorijevanja je homogena, a kondenzovane čestice su u termičkoj i kinetičkoj ravnoteži sa gasovitom fazom. Ova ravnoteža se bolje ostvaruje ukoliko su dimenzije čestica manje.

Usvaja se da se stacionarno i adijabatsko isticanje odvija uz odsustvo nepovratnih pojava što ovom procesu daje karakter izoentropnosti. 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 posmatrati kao:

- Smjesa na kraju procesa sagorijevanja ostaje zamrznuta (u skladu sa prepostavkom o odsustvu nepovratnih pojava) – **zamrznuta ekspanzija**, ili
- Smjesa ostaje u hemijskoj ravnoteži u funkciji lokalnog pritiska i temperature u svakom trenutku ekspanzije – **ravnotežna ekspanzija**.

Parametri stvarnog procesa se nalaze unutar vrijednosti dobijenih proračunom po ove dvije šeme.

3.4.1 Termodinamičke osnove

3.4.1.1 Jednačina stanja

Parametri stanja sistema predstavljaju sveukupnost parametara koji određuju razmatrane makroskopske karakteristike termodinamičkog sistema. U njih spadaju pritisak, temperature, zapremina i količina molova određene komponente u sistemu. Ove parametre međusobno povezuje jednačina stanja. Kao što je ranije spomenuto, pri određivanju termodinamičkih karakteristika produkata sagorijevanja obično se koristi jednačina stanja idealnog gasa i to za svaku gasovitu individualnu materiju kao i za njihovu smjesu:

$$pv = nRT \quad (3.1)$$

ili

$$\frac{p}{\rho} = nRT \quad (3.1a)$$

gdje je: p – pritisak [Pa], v – specifična zapremina [m^3/kg], n – broj molova [kmol/kg], R – univerzalna gasna konstanta, $8314.51 \text{ J}/(\text{kmol K})$, T – temperatura [K] i ρ – gustina [kg/m^3].

Jednačina (3.1) će dati tačne rezultate i ako je u smjesi prisutna mala količina kondenzovanih materija. U ovom slučaju kondenzovane materije zauzimaju neznatnu relativnu zapreminu u odnosu sa gasovitim materijama [33].

3.4.1.2 Ravnotežni sastav produkata sagorijevanja

Proračun sastava kompleksne, višekomponentne smjese produkata sagorijevanja pogonske materije predstavlja suštinu postupka za proračun karakterističnih veličina. S obzirom na pretpostavku da je potpuna termodinamička ravnoteža između svih reakcionih produkata zamrznuta, riječ je o ravnotežnim sastavima. Stanje takve smjese ukazuje da postoji veći broj hemijskih ravnoteža uspostavljenih između pojedinih komponenata, odnosno da postoji simultana ravnoteža [28]. Postoje dvije opšte metode izračunavanje ravnoteže:

- metoda konstanti ravnoteže i
- metoda minimizacije termodinamičkih potencijala.

U ovom radu će se koristiti metoda minimizacije Gibbs-ove energije.

Minimizacija Gibbs-ove energije

U opštem slučaju produkti sagorijevanja raketnih goriva predstavljaju smjesu koja može sadržavati više faza, ali u većini slučajeva prisutne su samo dvije ili tri faze. Uslov za ravnotežno stanje smjese pri konstantnom pritisku i temperaturi je [44]:

$$dG_{T,P} = 0 \quad (3.2)$$

gdje je G – slobodna energija Gibbsa.

Gibbsova slobodna energija za višefazni sistem jednaka je sumi energija pojedinih faza za koje se pretpostavlja da su homogene:

$$G = \sum_{k=1}^{NP} G^k \quad (3.3)$$

gdje je NP – broj faza.

Izražavajući Gibbs-ovu energiju za pojedine komponente pomoću hemijskih potencijala, prethodna jednačina se može pisati u obliku:

$$G = \sum_k \sum_i \mu_i^k n_i^k \quad (3.4)$$

gdje je n_i^k – broj molova, a μ_i^k – hemijskog potencijala jednog mola komponente i u fazi k .

Hemijski potencijal gasovite komponente, uz pretpostavku da se gasovita faza ponaša kao smjesa idealnih gasova, može se odrediti pomoću izraza:

$$\mu_i = \mu_i^0 + RT \ln \frac{n_i}{n} + RT \ln P \quad (3.5)$$

gdje je μ_i^0 – hemijski potencijal u standardnom stanju, P – pritisak u odnosu na pritisak u standardnom stanju (za standardno stanje je usvojeno da je $p_0 = 0.10132472 \text{ MPa}$) [44].

Pretpostavljajući da se i kondenzovane faze ponašaju kao idealni rastvori, hemijski potencijal kondenzovane komponente, može se odrediti pomoću izraza [44]:

$$\mu_i = \mu_i^0 + RT \ln \frac{n_i^k}{n} \quad (3.6)$$

gdje je n^k - ukupan broj molova kondenzovane faze k .

Može se usvojiti da produkti sagorijevanja predstavljaju dvofazni sistem, tada se korištenjem jednačine (3.5) i (3.6) dobija da je Gibbsova energija produkata sagorijevanja:

$$G = \sum_{i=1}^{NG} n_i \left(\mu_i^0 + RT \ln \frac{n_i}{n} + RT \ln P \right) + \sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{n}_i \left(\mu_i^0 + RT \ln \frac{n_i^k}{n^k} \right), \quad (3.7)$$

gdje je NG – broj komponenti u gasovitoj fazi, NS – ukupan broj produkata sagorijevanja. Znak \sim se odnosi na kondenzovanu fazu.

Pri određivanju sastava ovako definisanog dvofaznog sistema u stanju hemijske ravnoteže, pored uslova (3.2) moraju biti zadovoljeni i uslovi bilansa za sve elemente koji su sadržani u produktima sagorijevanja:

$$\sum_{i=1}^{NG} a_{ij} n_i - \sum_{i=NG+1}^{NS} a_{ij} \tilde{n}_i - a_{0j} = 0, \quad \text{za } j = 1, 2, \dots, l \quad (3.8)$$

gdje su a_{ij} – stehiometriski koeficijenti komponenata, odnosno broj atoma j u komponenti i , a_{0j} – ukupan broj atoma elementa j u produktima sagorijevanja, a l – broj elemenata u produktima sagorijevanja.

Za određivanje sastava također mora biti zadovoljen i uslov bilansa molova u pojedinim fazama, tj.

$$\sum_{i=1}^{NG} n_i - n = 0 \quad (3.9)$$

$$\sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{n}_i - \tilde{n} = 0 \quad (3.9a)$$

3.4.1.3 Hemijska formula sastava pogonske materije

Sastav pogonske materije pogodno je izraziti u obliku uslovne hemijske formule, tj. molskim sadržajem hemijskih elemenata u pogonskoj materiji određenoj masenim udjelima i racionalnim hemijskim formulama njenih konstituenata.

Neka je hemijska formula pogonske materije:

$$A_{r_1}^{(1)} A_{r_2}^{(2)} \dots A_{r_m}^{(m)} \quad (3.10)$$

a racionalna hemijska formula k -tog konstituanta pogonske materije:

$$A_{v_1}^{(1)}(k) A_{v_2}^{(2)}(k) \dots A_{v_m}^{(m)}(k) \quad (3.11)$$

Koeficijenti uslovne hemijske formule pogonske materije izračunavaju se na sljedeći način [51, 29,39]:

$$r_m = \sum_{k=1}^{NK} g_k \frac{v_m^{(k)}}{M_k} \quad (3.12)$$

gdje je: g_k – maseni udio k -tog konstituenta, M_k – molska masa k -tog konstituenta, $v_m^{(k)}$ – koeficijent racionalne hemijske formule određenog konstituenta (superskript) i odnosi se na određenu atomsku vrstu (subskript).

3.4.1.4 Procedure za određivanje ravnotežnog sastava

Iz jednačina (3.2), (3.7) do (3.9a) se vidi da se za određivanje sastava produkata sagorijevanja treba riješiti sistem od $NS + l + 2$ nelinearnih jednačina.

Broj jednačina za određivanje sastava produkata sagorijevanja se može smanjiti na $l + 2$ primjenom zakona održanja mase ili primjenom Newton-Raphsonovog metoda i supstitucijom jednačina koje iz njega proizlaze [33,34]. Smanjivanje broja jednačina se može, također, postići primjenom metoda geometrijskog programiranja [44].

Definišimo funkciju v kao:

$$v = e^{-\frac{G}{RT}} \quad (3.13)$$

odnosno nakon uvrštavanja jednačine (3.7) za Gibbs-ovu energiju

$$v = \prod_{i=1}^{NS} \left(\frac{c_i}{n_i} \right)^{n_i} n^n \tilde{n}^{\tilde{n}} \quad (3.14)$$

gdje je

$$c_i = \frac{e^{-\mu_i^0 / RT}}{p} \quad (3.15)$$

za gasovite komponente i

$$\tilde{c}_i = e^{-\mu_i^0 / RT} \quad (3.15a)$$

za kondenzovane komponente.

Minimum slobodne energije Gibbs-a sa ograničenjima (3.8) do (3.9a) se zamjenjuje sa određivanjem maksimuma funkcije v , definisane jednačinom (3.14) uz ista ograničenja.

Iz teorije geometriskog programiranja [44] slijedi da funkcija v sa ograničenjima (3.8) do (3.9a) predstavlja dvojnu funkciju čija direktna kriterijalna funkcija ima oblik

$$g_0 = \prod_{j=1}^l t_j^{a_{0j}} \quad (3.16)$$

gdje je t – nezavisno promjenljiva kriterijalne funkcije.

Ograničenja (3.8) do (3.9a) se tada svode na dva ograničenja

$$g_1 = \sum_{i=1}^{NG} c_i \prod_{j=1}^l t_j^{a_{0j}} = 1 \quad (3.17)$$

$$g_2 = \sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{c}_i \prod_{j=1}^l t_j^{a_{0j}} = 1 \quad (3.18)$$

što ustvari predstavlja uslove

$$\sum_{i=1}^{NG} \delta_i = 1 \quad (3.17a)$$

za gasovitu fazu i

$$\sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{\delta}_i = 1 \quad (3.18a)$$

za kondenzovanu fazu, a gdje su δ i $\tilde{\delta}$ - molski udjeli komponenata u gasovitoj i kondenzovanoj fazi.

Maksimum funkcije v sa ograničenjima (3.8) do (3.9a) odgovara minimumu funkcije g_0 sa ograničenjima (3.17) i (3.18). Određivanje minimuma funkcije sa datim ograničenjima se može svesti na određivanje minimuma funkcije

$$f = g_0 + \lambda_1 g_1 + \lambda_2 g_2, \quad (3.19)$$

gdje su λ_1 i λ_2 – Lagrange-ovi množitelji.

Iz navedenih razmatranja slijedi da se problem određivanja minimuma slobodne energije Gibbs-a sa ograničenjima (3.8) do (3.9a) svode na određivanje minimuma funkcije (3.21) sa $l + 2$ promjenljivih.

Kako između optimalnih vrijednosti nezavisno promjenljivih direktne kriterijalne i dvojne funkcije postoji međusobna veza, slijedi da su molarni udjeli:

$$\delta_i = c_i \prod_{j=1}^l t_j^{a_{ij}} \quad (3.20)$$

za gasovitu fazu i

$$\tilde{\delta}_i = c_i \prod_{j=1}^l t_j^{a_{ij}} \quad (3.20a)$$

za kondenzovanu fazu.

Za određivanje udjela kondenzovane faze u produktima sagorijevanja mogu se koristiti bilo koje dvije jednačine bilansa elemenata, tj. dvije iz jednačina (3.8). Uzimajući u obzir da je:

$$n_i = \delta_i n \quad (3.21)$$

i

$$\tilde{n}_i = \tilde{\delta}_i \tilde{n}, \quad (3.21a)$$

iz bilansa bilo koja dva elementa dobija se:

$$n \sum_{i=1}^{NG} a_{ij1} \delta_i + \tilde{n} \sum_{i=NG+1}^{NS} a_{ij1} \tilde{\delta}_i - a_{0j1} = 0 \quad (3.22)$$

i

$$n \sum_{i=1}^{NG} a_{ij2} \delta_i + \tilde{n} \sum_{i=NG+1}^{NS} a_{ij2} \tilde{\delta}_i - a_{0j2} = 0 \quad (3.22a)$$

Rješavanjem jednačina (3.22) i (3.22a) dobijaju se izrazi za brojeve molova gasovite i kondenzovane faze:

$$n = \frac{a_{0j1} \sum_{i=NG+1}^{NS} a_{ij2} \tilde{\delta}_i - a_{0j2} \sum_{i=NG+1}^{NS} a_{ij1} \tilde{\delta}_i}{\sum_{i=1}^{NG} a_{ij1} \delta_i \sum_{i=NG+1}^{NS} a_{ij2} \tilde{\delta}_i - \sum_{i=1}^{NG} a_{ij2} \delta_i \sum_{i=NG+1}^{NS} a_{ij1} \tilde{\delta}_i} \quad (3.23)$$

$$\tilde{n} = \frac{a_{0j2} \sum_{i=1}^{NG} a_{ij1} \delta_i - a_{0j1} \sum_{i=1}^{NG} a_{ij2} \delta_i}{\sum_{i=1}^{NG} a_{ij1} \delta_i \sum_{i=NG+1}^{NS} a_{ij2} \tilde{\delta}_i - \sum_{i=1}^{NG} a_{ij2} \delta_i \sum_{i=NG+1}^{NS} a_{ij1} \tilde{\delta}_i} \quad (3.23a)$$

Konvergencija

Minimum direktne kriterijalne funkcije sa odgovarajućim ograničenjima, jednačine (3.16) do (3.18), se određuje primjenom metode Newton-Raphsona.

Kao kriterij za određivanje vrijednosti nezavisno promjenljivih u minimumu direktne kriterijalne funkcije koristi se uslov

$$\left| \frac{v - g_0}{c} \right| \leq 10^{-16} \quad (3.24)$$

Početne vrijednosti množitelja Lagrangea ($\lambda_1=-2,45$ i $\lambda_2=-0,003$) odabrane su na osnovu analize broja iteracija potrebnih za određivanje minimuma direktne kriterijalne funkcije [44].

Konvergencija i njena brzina zavise od izbora početnih vrijednosti za sve nezavisno promjenljive direktne kriterijalne funkcije. Početne vrijednosti za sve nezavisno promjenljive direktne kriterijalne funkcije u jednačini (3.16) iznose $10^{-5,5}$. Ove vrijednosti se koriste za proračun gasovitih produkata sagorijevanja, za sve početne temperature i dati pritisak. Pri proračunu smjese produkata sagorijevanja koja u svom sastavu ima i kondenzovanu fazu moguće je da nema konvergencije te u tom slučaju treba koristiti podatke koji su dobijeni pri proračunu samo gasovite faze, za datu temperaturu i pritisak, za svaku nezavisno promjenljivu.

3.4.2 Jednačine za proračun termodinamičkih svojstava

Termodinamička svojstva produkata sagorijevanja se određuju pomoću poznatih izraza za svojstva smjese idealnih gasova i idealnih rastvora [44]:

- molarna masa

$$M = \sum_{i=1}^{NG} \delta_i M_i, \quad (3.25)$$

$$\tilde{M} = \sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{\delta}_i \tilde{M}_i, \quad (3.25a)$$

$$M_s = \frac{nM + \tilde{n}\tilde{M}}{n + \tilde{n}}; \quad (3.26)$$

- entalpija

$$h = \frac{\sum_{i=1}^{NG} h_i \delta_i}{M}, \quad (3.27)$$

$$\tilde{h} = \frac{\sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{h}_i \tilde{\delta}_i}{\tilde{M}}, \quad (3.27a)$$

$$h_s = \frac{nMh + \tilde{n}\tilde{M}\tilde{h}}{M_s(n + \tilde{n})}; \quad (3.28)$$

- entropija

$$s = \frac{1}{M} \left(\sum_{i=1}^{NG} s_i \delta_i - R \sum_{i=1}^{NG} \delta_i \ln \delta_i - R \ln P \right), \quad (3.29)$$

$$\tilde{s} = \frac{1}{\tilde{M}} \left(\sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{s}_i \tilde{\delta}_i - R \sum_{i=NG+1}^{NS} \tilde{\delta}_i \ln \tilde{\delta}_i \right), \quad (3.29a)$$

$$S_s = \frac{nMs + \tilde{n}\tilde{M}\tilde{s}}{M_s(n + \tilde{n})}; \quad (3.30)$$

- specifična toplota pri konstantnom pritisku nereagirajuće smjese

$$c_{p_f} = \frac{\sum_{i=1}^{NG} c_{p_i} \delta_i}{M}, \quad (3.31)$$

$$\tilde{c}_{p_f} = \frac{\sum_{i=NG+1}^{NS} c_{p_i} \tilde{\delta}_i}{\tilde{M}}, \quad (3.31a)$$

$$c_{p_{fs}} = \frac{nMc_{p_f} + \tilde{n}\tilde{M}\tilde{c}_{p_f}}{M_s(n + \tilde{n})}; \quad (3.32)$$

Indeks s se odnosi na proekte sagorijevanja u cjelini.

Specifična toplota pri konstantnom pritisku reagirajuće smjese se može odrediti pomoću izraza [44]:

$$c_p = \frac{1}{M} \left(\frac{\partial h}{\partial T} \right)_P, \quad (3.33)$$

$$\tilde{c}_p = \frac{1}{\tilde{M}} \left(\frac{\partial \tilde{h}}{\partial T} \right)_P, \quad (3.33a)$$

$$c_{p_s} = \frac{1}{M_s} \left(\frac{\partial h_s}{\partial T} \right)_P. \quad (3.34)$$

Gasna konstanta i gustina gasovite faze se određuju kao za idealan gas:

$$R_g = \frac{R}{M}, \quad (3.35)$$

$$\rho = \frac{P}{R_g T}. \quad (3.36)$$

Odnos specifičnih toplota i brzina zvuka za nereagirejuću smjesu se određuju pomoću izraza:

$$\gamma = \left(1 - \frac{R_g}{c_p} \right)^{-1}, \quad (3.37)$$

$$a = \sqrt{\gamma R_g T}, \quad (3.38)$$

a za reagirajuću smjesu [44]:

$$\gamma = \left\{ 1 - \frac{R_g}{c_{p_s}} \frac{\left[1 - \frac{T}{M_s} \left(\frac{\partial M_s}{\partial T} \right)_P \right]^2}{\left[1 + \frac{P}{M_s} \left(\frac{\partial M_s}{\partial P} \right)_T \right]} \right\}^{-1}, \quad (3.37a)$$

$$a = \sqrt{\frac{\gamma R_g T}{1 + \frac{P}{M_s} \left(\frac{\partial M_s}{\partial P} \right)_T}}. \quad (3.38a)$$

Termički koeficijenti za reagirajuću smjesu računati su sa sljedećim izrazima:

$$\alpha_p = 1 - \frac{T}{M_s} \left(\frac{\partial M_s}{\partial T} \right)_P, \quad (3.39)$$

i

$$\beta_T = 1 + \frac{P}{M_s} \left(\frac{\partial M_s}{\partial P} \right)_T. \quad (3.40)$$

Parcijalni izvodi u jednačinama (3.33), (3.33a), (3.34), (3.37) do (3.40) određivani su numerički sa razlikama $\Delta T = 0,01 K$ i $\Delta P = 0,1 Pa$.

Količina kondenzovane faze u odnosu na $1 kg$ gasovite faze iznosi:

$$x = \frac{\tilde{n}\tilde{M}}{nM}. \quad (3.41)$$

3.4.3 Termodinamički podaci

Svojstva komponenata se računaju preko redukovanih termodinamičkih potencijala određivanog pomoću izraza:

$$\Phi^0 = \varphi \ln(10^{-4} T) + \sum_{\alpha=-2}^3 \varphi_\alpha (10^{-4} T)^\alpha \quad (3.42)$$

i odnosa

$$\mu = \Delta_f h - T\Phi^0, \quad (3.43)$$

gdje je $\Delta_f h$ – entalpija obrazovanja na temperaturi 298,15 K.

Za koeficijente φ u jednačini (3.42), entalpiju obrazovanja i molarnu masu pojedinih komponenata korišteni su podaci Gluška i dr. [3,4,5].

Izrazi za proračun svojstava termodinamičkih potencijala i njihove vrijednosti za pojedine komponente su sljedeći [44]:

- entalpija

$$H^0(T) - H^0(0) = \sum_{\alpha=-2}^3 \alpha \varphi_\alpha (10^{-4} T)^{\alpha+1}, \quad (3.44)$$

- entropija

$$S^0(T) = \varphi [1 + \ln(10^{-4} T)] + \sum_{\alpha=-2}^3 (\alpha+1) \varphi_\alpha (10^{-4} T)^\alpha, \quad (3.45)$$

- specifična toplota pri $p = \text{const}$

$$C_p^0(T) = \varphi + \sum_{\alpha=-2}^3 \alpha(\alpha+1) \varphi_\alpha (10^{-4} T)^\alpha, \quad (3.46)$$

- konstanta ravnoteže

$$\log K = 0.052234 \left(\Phi^0(T) - \frac{\Delta_f H^0(0)}{T} \right). \quad (3.47)$$

Izrazi za entalpiju i konstantu ravnoteže, (3.44) i (3.47), dati su u odnosu na temperaturu od $T = 0 \text{ K}$. Kako se entalpija formiranja pogonske materije daje u odnosu na referentnu temperaturu od $T = 298.15 \text{ K}$, potrebno je izvršiti korekciju izraza (3.44) i (3.47) na datu temperaturu, tako da će ovi izrazi imati sljedeći oblik:

$$H^0(T) - H^0(298.15) = \sum_{\alpha=-2}^3 \alpha \varphi_\alpha (10^{-4} T)^{\alpha+1} - \sum_{\alpha=-2}^3 \alpha \varphi_\alpha (298.15 \cdot 10^{-4})^{\alpha+1} \quad (3.44a)$$

i

$$\log K = 0.052234 \left(\Phi^0(T) + \frac{H^0(T) - H^0(298.15)}{T} - \frac{\Delta_f H^0(0)}{T} \right) \quad (3.47a)$$

3.5 Jednačine za proračun transportnih svojstava

Transportna svojstva se računaju samo za gasovitu fazu koristeći, uglavnom, izraze dobijene na osnovu kinetičke teorije gasova.

Koeficijent viskoznosti smješte može se odrediti primjenom kinetičke teorije gasova [6], ali se za praktične proračune češće koristi približan izraz Wilkea [18]:

$$\eta_g = \sum_i \frac{\eta_i \delta_i}{\sum_j \Phi_{ij} \delta_j}, \quad (3.48)$$

gdje je:

$$\Phi_{ij} = \frac{1}{\sqrt{8}} \frac{\left[1 + \sqrt{\frac{\eta_i}{\eta_j}} \sqrt[4]{\frac{M_j}{M_i}} \right]^2}{\sqrt{1 + \frac{M_i}{M_j}}}, \quad (3.49)$$

a η_i (η_j) – koeficijent viskoznosti komponente određen pomoću empirijske formule, koristeći potencijal Lennard-Jonesa [6]:

$$\eta = 2,7627 \cdot 10^{-6} \frac{\sqrt{MT}}{\sigma^2 \Omega_*^{2,2}} \quad (3.50)$$

gdje su: σ – prečnik efektivnog poprečnog presjeka sudara [10^{-10} m], a $\Omega_*^{2,2}$ – redukovani integral sudara.

Vrijednosti redukovanih integrala sudara su određivane pomoću približnih izraza Alemasova i dr. [6]:

$$\Omega_*^{l,s} = \sum_{i=0}^5 d_i (\ln T^*)^i, \quad (3.51)$$

gdje je $T^* = T \frac{k}{\varepsilon}$, k – Boltzmanova konstanta, a ε – maksimalna energija privlačenja dva molekula.

Koeficijenti polinoma, d_i , za odgovarajuće redukovane integrale sudara su dati u tabeli 3.4.

Tabela 3.4 Koeficijenti aproksimacionog polinoma za redukovane integrale sudara [6]

	$d_0 \cdot 10^3$	$d_1 \cdot 10^3$	$d_2 \cdot 10^3$	$d_3 \cdot 10^3$	$d_4 \cdot 10^3$	$d_5 \cdot 10^3$
$0,3 \leq T^* < 5,5$						
$\Omega_*^{1,1}$	1439,6435	-706,50844	286,77440	-23,373507	-29,989490	8,8454862
$\Omega_*^{1,2}$	1203,7926	-516,12035	266,60427	-63,320568	-18,564372	10,251218
$\Omega_*^{1,3}$	1075,5808	-384,34371	212,95921	-75,358762	-0,33996966	5,5427196
$\Omega_*^{2,2}$	1588,3268	-794,96290	288,96971	26,799450	-52,694092	10,2133004
$5,5 \leq T^* < 400$						
$\Omega_*^{1,1}$	1330,1749	-511,56274	187,12609	-43,622599	5,2021133	-0,24437988
$\Omega_*^{1,2}$	1054,3655	-222,21026	45,094750	-8,6065975	0,96739491	-0,04427591
$\Omega_*^{1,3}$	979,1039	-171,47526	23,132181	-3,5260261	0,38408896	-0,01793860
$\Omega_*^{2,2}$	1377,0429	-448,32893	148,17628	-37,886531	3,7890558	-0,17337076

Maksimalna greška aproksimacije vrijednosti redukovanih integrala sudara određenih pomoću jednačine (3.51) iznosi [6]:

- 0,5% za $0,3 \leq T^* < 5,5$
- 0,6% za $5,5 \leq T^* < 400$

Parametri potencijala Lennard-Jonesa, σ i ε mogu se odrediti na osnovu eksperimentalnih podataka o različitim svojstvima, proračuna kvantne mehanike, posrednim putem ili pomoću empirijskih izraza.

Vrijednosti parametara σ i ε/k koje daju reference [6,44] korištene su u ovom radu, a indeksi elemenata i spojeva dati su u tabeli 7.1.

Podaci o parametrima potencijala Lennard-Jonesa, σ i ε su vrlo oskudni, te se za određivanje ovih parametara, za uzajamno djelovanje nejednakih molekula, primjenjuju različita empirijska pravila kombinovanja. Ova pravila ustvari dozvoljavaju da se na bazi poznatih vrijednosti potencijala pojedinih komponenti ocijene parametri uzajamnog djelovanja nejednakih molekula, a najčešće primjenjivani izrazi su:

$$\sigma_{ij} = \frac{\sigma_i + \sigma_j}{2} \quad (3.52)$$

$$\varepsilon_{ij} = \sqrt{\varepsilon_i \varepsilon_j} \quad (3.53)$$

Koeficijent toplotne provodljivosti smješe reagirajućih gasova se određuje pomoću slijedećeg izraza [44,33,6]:

$$\lambda = \lambda_{fr} + \lambda_{re}, \quad (3.54)$$

gdje je λ_{fr} – koeficijent toplotne provodljivosti smješe nereagirajućih gasova, a λ_{re} – udio toplotne provodljivosti nastao uslijed hemijskih reakcija u smješi.

Za proračun koeficijenta toplotne provodljivosti smješe nereagirajućih gasova koristi se slijedeći izraz [18,44,6]:

$$\lambda_{fr} = \lambda' + \lambda'' \quad (3.55)$$

gdje je λ' – koeficijent toplotne provodljivosti smješe jednoatomnih gasova (tj. kao da su svi gasovi u smjesi jednoatomni), λ'' – udio u koeficijentu toplotne provodljivosti prouzrokovana prenosom energije unutrašnjih stepeni slobode.

Koeficijent toplotne provodljivosti smješe jednoatomnih gasova se može odrediti pomoću molekularno-kinetičke teorije. Za praktične proračune se koristi približan izraz [18,44,6]:

$$\lambda' = \sum_i \frac{\delta_i \lambda'_i}{\sum_j \psi_{ij} \delta_j} \quad (3.56)$$

gdje je

$$\lambda'_i = \frac{15}{4} \frac{R}{M_i} \eta_i, \quad (3.57)$$

koeficijent toplotne provodljivosti jednoatamnog gasa, a

$$\psi_{ij} = \left[1 + 2,41 \frac{(M_i - M_j)(M_i - 0,142M_j)}{(M_i + M_j)^2} \right] \times \frac{\left[1 + \left(\frac{\lambda_i}{\lambda_j} \right)^{1/2} \left(\frac{M_j}{M_i} \right)^{1/4} \right]^2}{2\sqrt{2} \left(1 + \frac{M_i}{M_j} \right)^{1/2}}. \quad (3.58)$$

Udio λ'' u koeficijentu toplotne provodljivosti se određuje pomoću izraza:

$$\lambda'' = \sum_i \frac{(\lambda_i - \lambda'_i) \delta_i}{\sum_j \delta_j \frac{D_{ii}}{D_{ij}}} \quad (3.59)$$

gdje je λ_i – koeficijent toplotne provodljivosti višeatomnog gasa, koji se može odrediti iz približnog izraza Hirschfeldera [18,44]:

$$\frac{\lambda_i M_i}{\eta_i c_{vi}} = \frac{\rho_i D_i}{\eta_i} + \frac{3}{2} \frac{R}{c_{vi}} \left(\frac{5}{2} - \frac{\rho_i D_i}{\eta_i} \right) \quad (3.60)$$

Koeficijenti samodifuzije i binarne difuzije, D , D_{ii} i D_{ij} u jednačinama (3.59) i (3.60) određuju se prema izrazu [6]:

$$D_{ij} = 0,2628 \cdot 10^{-6} \frac{T \sqrt{T(M_i + M_j)/2M_i M_j}}{p \sigma_{ij}^2 \Omega_{*ij}^{1,1}}, \quad (3.61)$$

gdje se pritisak p uvrštava u barima.

Član λ_{re} u jednačini (3.60) predstavlja udio toplotne provodljivosti koji se javlja uslijed difuzionog prenosa energije nastale hemijskim reakcijama u produktima sagorijevanja. Za određivanje λ_{re} najčešće se koristi izraz [6,44,39]:

$$\lambda_{re} = -\frac{1}{RT^2} \begin{vmatrix} A_{11} & A_{12} & \dots & \Delta H_1 \\ A_{12} & A_{22} & \dots & \Delta H_2 \\ \vdots & & & \\ A_{1v} & A_{2v} & \dots & \Delta H_v \\ \Delta H_1 & \Delta H_2 & \dots & 0 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} A_{11} & A_{12} & \dots & A_{1v} \\ A_{12} & A_{22} & \dots & A_{2v} \\ \vdots & & & \\ A_{1v} & A_{2v} & \dots & A_{vv} \end{vmatrix}^{-1} \quad (3.62)$$

gdje je v broj nezavisnih reakcija koji je jednak razlici između broja komponenata u smjesi i broja prisutnih elemenata u svim komponentama, a ΔH_j - topotni efekt nezavisne reakcije.

Topotni efekt j -te reakcije na temperaturi T iznosi:

$$\Delta H_j = \sum a_{ij} (H_i - H_j), \quad j=1, 2, \dots, v \quad (3.63)$$

gdje je H_i - entalpija (u odnosu na referentnu temperaturu) komponente koja učestvuje u j -toj reakciji, H_j - entalpija obrazovanja (na referentnoj temperaturi) gasovite faze odgovarajuće komponente, a_{ij} - stehiometrijski koeficijent i -te komponente u j -toj nezavisnoj reakciji.

Elementi determinanti u jednačini (3.62) se određuju pomoću izraza:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{NG-1} \sum_{l=k+1}^{NG} \frac{(a_{ik}\delta_k - a_{il}\delta_l)(a_{jk}\delta_l - a_{jl}\delta_k)}{\delta_k\delta_l D_{kl}}. \quad (3.64)$$

Stehiometrijski koeficijenti u nezavisnim reakcijama su komponente vektora baznih koeficijenata iz homogenog sistema linearnih jednačina koje predstavljaju bilans masa po elementima [44].

3.5.1 Prandtl-ov broj

Prandtl-ov broj je bezdimenzionalna veličina važna u konvektivnom prenosu toplote. Za slučaj nereagirajuće smjese određuje se pomoću izraza:

$$\text{Pr}_{fr} = \frac{c_{p_f} \eta_g}{\lambda_{fr}} \quad (3.65)$$

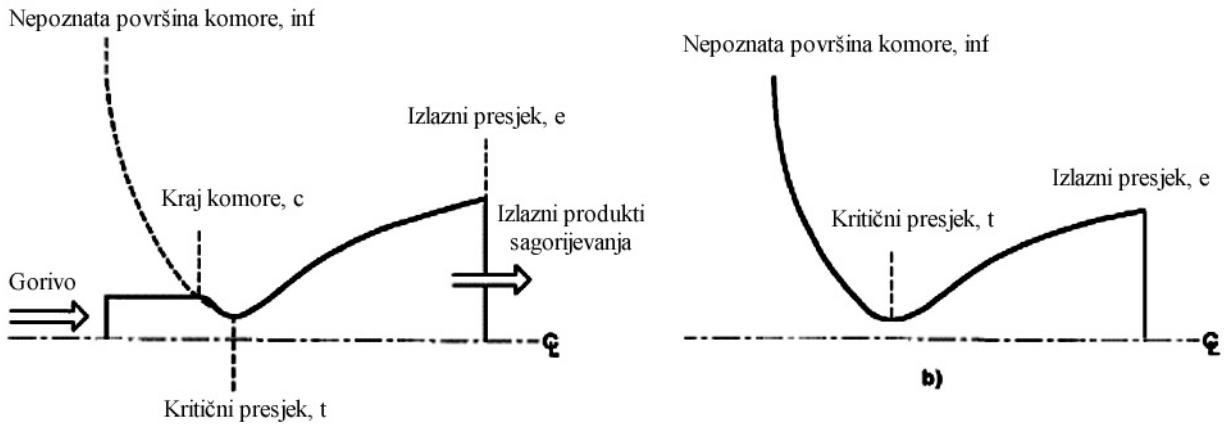
a za reagirajuću smjesu:

$$\text{Pr} = \frac{c_p \eta_g}{\lambda}. \quad (3.66)$$

3.6 Teoretske performanse raketnog motora

3.6.1 Prepostavke

Proračun teorijskih performansi raketnog motora zahtjeva uvođenje određenog broja prepostavki. Za isto gorivo i radne uslove, teorijske performanse će veoma zavisiti od uzetih prepostavki. Ovaj rad razmatra prepostavke za model komore sagorijevanja sa konačnim površinama tzv. FAC (Finite-area combustion chamber) model (sl. 3.1a). Pored ovog modela pojedini autori uvode i model komore sagorijevanja sa nepoznatim površinama tzv. IAC (Infinite-area combustion chamber) model (sl. 3.1b) [33].



Sl. 3.1 Šema komore sagorijevanja rakete sa karakterističnim presjecima: a) FAC-model; b) IAC-model [33]

Oba ova modela zasnivaju se na sljedećim pretpostavkama [33,39]:

- 1-D formi jednačina kontinuiteta, energije i količine kretanja,
- brzina gasne struje u komori sagorijevanja u odnosu na onu u mlaznici se zanemaruje, tj. uzima se da je brzina nula,
- potpuno i adijabatsko sagorijevanje,
- izoentropska ekspanzija u mlaznici,
- homogena smjesa,
- zakon idealnog gasa i
- ne postoje razlike u temperaturi i brzini između kondenzovane i gasne faze.

Raketni motor u FAC modelu pretpostavlja da imamo konstantne površine presjeka pojedinih sekcija (komora, kritični presjek mlaznice i izlazni presjek mlaznice). U komori sagorijevanja se odvijaju ne izoentropski i ne povratni procesi. Za vrijeme procesa sagorijevanja, dio oslobođene energije se upotrebljava za povećanje entropije i pada pritiska.

Model uzet u ovom radu zasniva se na proračunu teorijskih raketnih performansi za slučaj zamrznute i ravnotežne ekspanzije.

3.6.2 Parametri

3.6.2.1 Jednačine održanja

Proračun raketnih performansi, kao i ostali parametri mehanike fluida u ovom programu, baziraju se na sljedećim jednačinama održanja [33]:

1. Jednačina kontinuiteta:

$$\rho_2 A_2 u_2 = \rho_1 A_1 u_1 \quad (3.67)$$

2. Jednačina količine kretanja:

$$P_2 + \rho_2 u_2^2 = P_1 + \rho_1 u_1^2 \quad (3.68)$$

3. Jednačina energije:

$$h_2 + \frac{u_2^2}{2} = h_1 + \frac{u_1^2}{2} \quad (3.69)$$

Jednačina (3.67) opisuje uslov konstantnog masenog protoka \dot{m} , koji je dat sljedećim izrazom:

$$\dot{m} = \rho A u \quad (3.70)$$

gdje je A – površina posmatranog poprečnog presjeka (kritični ili izlazni presjek), u – brzina gasne struje.

3.6.2.2 Brzina toka

Ukoliko označimo komoru sagorijevanja sa subskriptom c , a izlazni presjek sa subskriptom e , tada iz jednačine održanja energije (3.69) možemo dobiti izraz za brzinu toka [33,39]:

$$u_e = \sqrt{2(h_c - h_e)} \quad (3.71)$$

gdje je h – entalpija u datim presjecima izražena u J/kg , u – brzina izražena u m/s .

3.6.2.3 Potisak

Potisak raketnog motora za jednodimenzionalno stacionarno strujanje može se definisati izrazom:

$$F = \dot{m} u_e + (P_e - P_a) A_e \quad (3.72)$$

gdje je P_a – pritisak okoline.

3.6.2.4 Specifični impuls

Specifični impuls se definiše kao odnos potiska motora i mase utrošenog goriva u jedinici vremena:

$$I = \frac{F}{\dot{m}} = u_e + \frac{(P_e - P_a) A_e}{\dot{m}}. \quad (3.73)$$

Ako je pritisak na izlazu mlaznice jednak ambijentalnom pritisku onda specifični impuls označavamo simbolom I_{sp} i polazeći od jednačine (3.73) dobijamo izraz:

$$I_{sp} = u_e. \quad (3.74)$$

Ukoliko je ambijentalni pritisak jednak nuli (uslovi rada u vakumu) specifični impuls označavamo simbolom I_{vac} , te polazeći od jednačina (3.73) i (3.74) dobijemo izraz:

$$I_{vac} = I_{sp} + \frac{P_e A_e}{\dot{m}}. \quad (3.75)$$

Specifični impuls omogućava da se brojno izrazi energetska vrijednost raketnog goriva, ali on znatno zavisi i od uslova rada motora i to naročito od pritiska sagorijevanja p_c , i od ekspanzionog odnosa mlaznika.

3.6.2.5 Machov broj

Mahov broj je definisan kao odnos brzine toka i lokalne brzine zvuka:

$$M = \frac{u}{a} \quad (3.76)$$

Brzina toka data je jednačinom (3.71), a brzina zvuka data je jednačinom (3.38) ili (3.38a).

3.6.2.6 Karakteristična brzina

Karakteristična brzina je data simbolom C^* i definisana je kao

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (3.77)$$

gdje se subskript t odnosi na sekciju kritičnog presjeka.

3.6.2.7 Ekspanzioni odnos mlaznika

Koristeći jednačinu kontinuiteta (3.67) dobit ćemo izraz za odnos površina izlaznog presjeka i kritičnog presjeka mlaznika:

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\rho_t u_t}{\rho_e u_e} \quad (3.78)$$

3.6.2.8 Koeficijent potiska

Koeficijent potiska je definisan je izrazom:

$$C_F = \frac{I_{sp}}{C^*}. \quad (3.79)$$

3.6.3 Karakteristike procesa sagorijevanja

Termodinamički proračun procesa sagorijevanja bazira se na određivanju karakteristika produkata sagorijevanja kada su zadati elementarni sastav pogonske materije i uslovi pri kojima se odvija proces.

U skladu sa hipotezama koje se odnose na proces sagorijevanja, osnovna jednačina održanja energije u komori za sagorijevanje, $p_c = const$, ima oblik:

$$H_c - H_{pr} = 0 \quad (3.80)$$

gdje je H_c – entalpija produkata sagorijevanja u komori, H_{pr} – entalpija formiranja pogonske materije.

Za izračunavanje temperature sagorijevanja korišten je iterativni postupak rješavanja: za pretpostavljenu temperaturu sagorijevanja izračunava se na zadatom pritisku ravnotežni sastav smjese produkata sagorijevanja i provjerava da li je zadovoljena jednačina energetskog bilansa (3.80). Primjenom Newton-ove metode, vrši se korekcija temperature do zadovoljenja uslova (3.80).

Za zadatu temperaturu T jednačina (3.80) piše se u obliku [6]:

$$H_i - H_{pr} = \delta_i \quad (3.81)$$

Primjenom Newtonove metode određujemo prirast temperature pomoću sljedećeg izraza:

$$\Delta T = -\frac{\delta_i}{\left(\frac{\partial H}{\partial T}\right)_p} = -\frac{\delta_i}{c_p}. \quad (3.82)$$

Korigovana temperatura T će se odrediti iz izraza:

$$T^{(r+1)} = T^{(r)} + \Delta T^{(r+1)} \quad (3.83)$$

gdje je r – broj iteracija.

Iterativni postupak se ponavlja do zadovoljenja uslova:

$$\Delta T \leq 0,01. \quad (3.84)$$

3.6.4 Karakteristike procesa ekspanzije

Osnovna jednačina u procesu određivanja karakteristika procesa ekspanzije u mlazniku raketnog motora, a u skladu sa pretpostavkama izloženim u prethodnom dijelu, je jednačina postojanosti entropije:

$$S - S_c = 0 \quad (3.85)$$

gdje je S_c – entropija produkata sagorijevanja u komori, S – entropija produkata sagorijevanja u posmatranim presjecima mlaznika.

U okviru dvije varijante ekspanzije produkata sagorijevanja; ravnotežne i zamrznute, razmatraju su tri slučaja ekspanzije produkata sagorijevanja [33,6,29,39]:

- ekspanzija do zadanog pritiska na izlazu iz mlaznika raketnog motora,
- ekspanzija do zadanog Mach-ovog broja,
- ekspanzija do zadanog ekspanzionog odnosa (odnos površina poprečnog presjeka na izlazu iz mlaznika i kritičnog presjeka mlaznika).

Odgovarajući sistemi jednačina koje treba riješiti dobijen je Newton-ovim metodom linearizacije [33,6,29,39].

3.6.4.1 Ekspanzija do zadanog pritiska na izlazu iz mlaznika

Za slučaj ekspanzije do zadataog pritiska:

$$\left(\frac{\partial s}{\partial \ln T} \right)_p \Delta \ln T = -\delta_s, \quad (3.86)$$

gdje je $\delta_s = S - S_c$ i

$$\Delta \ln T = -\frac{\delta_s}{\left(\frac{\partial s}{\partial \ln T} \right)_p} = -\frac{\delta_s}{c_p} \quad (3.86 \text{ a})$$

Iterativni postupak se ponavlja do zadovoljenja uslova:

$$|\Delta \ln T| < 0,1 \cdot 10^{-4}. \quad (3.87)$$

3.6.4.2 Ekspanzija do zadanog Mach-ovog broja

Za slučaj ekspanzije do zadanog Mach-ovog broja simultano treba rješavati jednačinu (3.85) i korištenjem izraza za brzinu toka, jednačina (3.71), kao i brzinu zvuka, izrazi (3.38) ili (3.38a), do zadovoljenja uslova:

$$\left| \frac{u_t^2 - a_t^2}{u_t^2} \right| \leq 0,4 \cdot 10^{-4}. \quad (3.88)$$

Pritisak u kritičnom presjeku određuje se na osnovu izraza:

$$P_t = P_c \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (3.89)$$

gdje se za početnu vrijednost γ uzima ona ostvarena u komori sagorijevanja za različita stanja produkata sagorijevanja.

3.6.4.3 Ekspanzija do zadanog ekpanzionog odnosa mlaznika

Za slučaj ekspanzije do zadanog odnosa A_t/A_e nužno je rješavati i izraz (3.86a). Iterativni postupak se ponavlja do zadovoljenja uslova (3.87).

Inicijalna vrijednost pritiska na izlazu iz mlaznika određuje se na osnovu eksperimentane formule [33]:

$$\ln \frac{P_c}{P_e} = \gamma + 1,4 \ln \frac{A_e}{A_t} \quad za \quad \left(\frac{A_e}{A_t} \geq 2 \right) \quad (3.90)$$

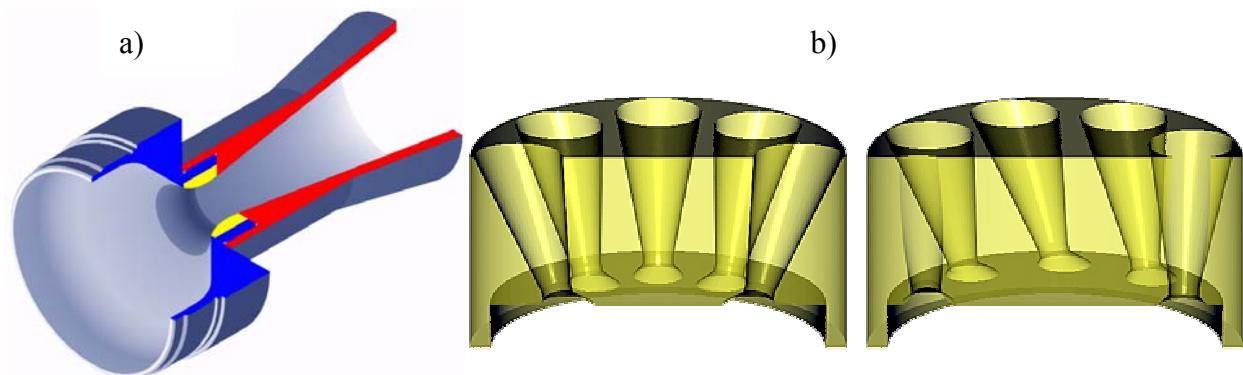
gdje se za γ uzima vrijednost iz prethodnog posmatranog presjeka mlaznice. U daljim iteracijama, za izračunavanje pritiska koristi se jednačina stanja.

4 GUBICI U MLAZNIKU

4.1 Osnove

Poznavajući teoretske vrijednosti temperature sagorijevanja, pritiska sagorijevanja, sastava produkata sagorijevanja i vremena rada i osnovna geometrijska ograničenja, proistekla iz misije projektila, moguće je pristupiti izboru konfiguracije mlaznika i materijala koji stoje na raspolaganju. Kod raketnih projektila koji se obrću velikom ugaonom brzinom oko uzdužne ose, koriste se mlaznice koje su periferno raspoređene po odgovarajućem podionom prečniku mlaznika i čije ose su nagnute za neki ugao u odnosu na osu obrtanja. Ta ograničenja, proistekla iz misije raketnog projektila, obično onemogućavaju uspostavljanje optimalne ekspanzije produkata sagorijevanja kroz divergentni dio mlaznica (natpritisak na izlaznom presjeku mlaznica) i uzrokuju dodatne kinematske gubitke strujanja posebno na konvergentnom dijelu mlaznika i u području kritičnog presjeka. Uočena je intenzivna erozija kritičnog presjeka mlaznica i pojava neprojektovanog povećanja pritiska u prvom periodu procesa sagorijevanja, uzrokovanoj smanjenjem efektivne površine za prolaz gasova zbog zakošenja kritičnog presjeka [58].

Postoje bitne razlike u razvoju krive pritisak-vrijeme kod raketnih motora sa centralnom mlaznicom i kod motora sa perifernim mlaznicama (sl. 4.1). Pritisak sagorijevanja u prvom dijelu stacionarnog procesa sagorijevanja je znatno veći kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama. To povećanje je još veće kod mlaznica čije ose su nagnute za neki ugao u odnosu na osu motora. To povećanje pritiska bitno utiče na brzinu sagorijevanja i samo vrijeme rada motora, odnosno u prisustvu polja radikalnog ubrzanja i na maksimalni pritisak na kraju procesa sagorijevanja.



Slika 4.1 Tipovi mlaznika: a) centralna mlaznica i b) periferne mlaznice

Zakošenje osa mlaznica uzrokuje i intenzivniju mehaničku eroziju mlaznica, iako je karakter promjena isti za isti tip mlaznica.

4.2 Predviđanje gubitaka performansi u mlaznici

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, korišten u programu *SPP*, razvijen u Air Force Rocket Propulsion Laboratory [21,42]. Empirijske formule, prvenstveno su određene za kompozitna goriva sa aluminijumom, te je potrebno posebno procjeniti njihov značaj za dvobazna goriva. Razmatrati

će se posebno koeficijent efikasnosti sagorijevanja η_{C^*} od koeficijenta efikasnosti potiska η_{C_F} i posmatrat će se kao nezavisne funkcije.

4.2.1 Koeficijent efikasnosti potiska

Koeficijent efikasnosti potiska η_{C_F} se računa kao suma efekata slijedećih gubitaka [20,45,39]:

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

Koeficijent efikasnosti potiska η_{C_F} se definiše u skladu sa jednačinom:

$$\eta_{C_F} = 1 - 0,01 \cdot (\varepsilon_{DIV} + \varepsilon_{TP} + \varepsilon_{BL} + \varepsilon_{KIN} + \varepsilon_{SUB} + \varepsilon_{EROS}) \quad (4.1)$$

4.2.1.1 Gubitak zbog neparalelnosti istjecanja

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 gasa na izlazu iz mlaznika.

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

$$\varepsilon_{DIV} = 50 \cdot (1 - \cos\alpha) \quad (4.2)$$

dok za mlaznik sa krivolinijskim profilom divergentnog dijela ima oblik:

$$\varepsilon_{DIV} = 50 \cdot \left[1 - \cos\left(\frac{\alpha_{th} + \alpha_e}{2}\right) \right] \quad (4.3)$$

gdje su: α - poluugao konusa divergentnog dijela mlaznika, α_{th} - ugao tangente na krivolinijski profil mlaznika neposredno posle kritičnog presjeka i α_e - ugao tangente na krivolinijski profil mlaznika na izlaznom dijelu mlaznika.

Pri velikom stepenu ekspanzije mlaznika i uglovima divergentnog dijela mlaznika od $25 - 50^\circ$ postoji dobro slaganje vrijednosti dobijenih gornjom jednačinom sa rezultatima tačnog proračuna metodom karakteristika [15].

4.2.1.2 Gubitak zbog dvo-faznog toka

Ovaj gubitak je uzrokovan 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.

$$\varepsilon_{TP} = C_3 \cdot \frac{M_F^{C_4} \cdot D_p^{C_5}}{p_c^{0.15} \cdot \varepsilon^{0.08} \cdot D_{th}^{C_6}} \quad (4.4)$$

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

$$D_p = 18.995543 \cdot D_{th}^{0.4692}, \quad (4.5)$$

gdje su p_c - pritisak u komori sagorijevanja izraženu [Pa], C_i - koeficijenti zavise od kritičnog prečnika mlaznice, tabela 4.1, M_f - molna frakcija kondenzovane faze, *mola / 100 g* reaktanta i ε - stepen širenja divergentnog dijela mlaznika.

Tabela 4.1 Koeficijenti u jednačini gubitaka dvo-faznog toka

	Koeficijenti			
	C_3	C_4	C_5	C_6
$D_{th} < 0.0254$	0.8607045		1	1
$0.0254 \leq D_{th} \leq 0.0508$	1.794268076		1	0.8
$D_{th} > 0.0508 \text{ i } D_p < 4$	2.671465802	0.5	0.8	0.8
$D_{th} > 0.0504 \text{ i } 4 \leq D_p \leq 8$	8.837135332		0.8	0.4
$D_{th} > 0.0508 \text{ i } D_p > 8$	8.849262953		0.8	0.33

Gubitak u dvo-faznom toku se javlja samo kod kompozitnih pogonskih materija sa dodatkom aluminijuma. Za dvobazne pogonske materije nije prisutan značajan dvo-fazni tok.

4.2.1.3 Gubitak u graničnom sloju

Ovaj gubitak uračunava smanjenje površine opstrujavanja i gubitke uslijed prijenosa topline.

Gubitak u graničnom sloju ε_{BL} je izražen jednačinom:

$$\varepsilon_{BL} = C_1 \cdot \frac{p_c^{0.8}}{D_{th}^{0.2}} \cdot \left[1 + 2 \cdot \exp\left(-C_2 \cdot \frac{p_c^{0.8}}{D_{th}^{0.2}} \cdot t_b\right) \right] \cdot [1 + 0.016 \cdot (\varepsilon - 9)] \quad (4.6)$$

U gornjoj jednačini pritisak p_c se izražava u [Pa], a prečnik D_{th} u [m], a vrijednosti koeficijenata C_1 i C_2 dati su u tabeli 4.2.

Tabela 4.2 Koeficijenti C_1 i C_2

Koeficijenti	Tip mlaznika	
	Za obične	Za čelične
C_1	1.487457E-06	2.062064E-06
C_2	0.381848E-06	0.

4.2.1.4 Kinetički gubitak

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 procijenjena na jednu trećinu razlike između specifičnog impulsa za ravnotežno I_{sp_s} i zamrznuto stanje I_{sp_f} :

$$\varepsilon_{KIN} = 33.3 \cdot \left(1 - \frac{I_{sp_f}}{I_{sp_s}} \right) \quad (4.7)$$

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

4.2.1.5 Gubitak zbog uronjenosti mlaznika

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

$$\varepsilon_{SUB} = 3.39632E - 07 \cdot \left(\frac{p_c \cdot \varepsilon}{A_{th}} \right)^{0.8} \cdot \frac{S^{0.4}}{D_{th}^{0.2}} \quad (4.8)$$

Veličina S predstavlja dužinu uronjenosti mlaznika u komori sagorijevanja izraženu u metrima.

4.2.1.6 Gubitak zbog erozije mlaznika

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

$$\varepsilon_{EROS} = \left(1 - \frac{I_{sp_m}}{I_{sp_{th}}} \right) \cdot 100 \quad (4.9)$$

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.

4.2.2 Koeficijent efikasnosti sagorijevanja η_{C^*}

Koeficijent efikasnosti karakteristične brzine ili efikasnosti sagorijevanja η_{C^*} prvenstveno zavisi od vremena prebivanja gasa i čestica metala u komori sagorijevanja za vrijeme procesa sagorijevanja[15,46].

U NASA Report SP-8064, koeficijent efikasnosti sagorijevanja η_{C^*} se definiše kao "potpunost sagorijevanja metalnih dodataka u raketnom motoru i stepen postizanja hemijske ravnoteže između produkata sagorijevanja" [13].

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

$$t_r = \frac{V_{o_c}}{\dot{m}} \cdot \frac{p_c \cdot \bar{M}}{\bar{R} \cdot T_c} = \frac{\rho_g \cdot V_{o_c}}{\dot{m}} \quad (4.10)$$

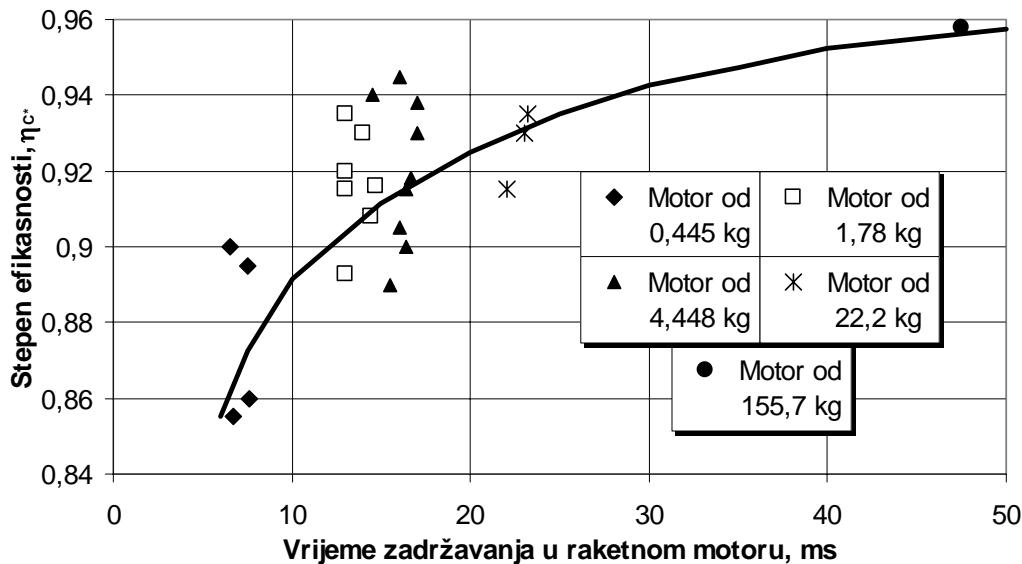
gdje su V_{o_c} - slobodna zapremina komore sagorijevanja, p_c - pritisak u komori sagorijevanja, T_c - temperatura sagorijevanja, \bar{M} - molekularna masa, \bar{R} - univerzalna gasna konstanta, \dot{m} - masena brzina potrošnje goriva i ρ_g - gustina produkata sagorijevanja.

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 zapreme u komori sagorijevanja utiče na povećanje vremena prebivanja. Dostizanje visoke efikasnosti procesa sagorijevanja zahtjeva da vrijeme prebivanja mora biti veće od neke minimalne vrijednosti. Uticaj brzine sagorijevanja na ovaj proces nije značajan i može se zanemariti [49].

Prema NASA Report SP-8064 [13], eksperimentalna istraživanja više raketnih motora različitih veličina sa kompozitnim gorivom i sa dodatkom aluminijuma, omogućavaju postavljanje zavisnosti utjecaja vremena prebivanja na efikasnost procesa sagorijevanja u obliku, slika 4.2:

$$\eta_{C^*} = 0.7898 \cdot t_r^{0.0525} \quad (4.11)$$

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



Sl. 4.2 Koeficijent efikasnosti sagorijevanja za raketne motore sa kompozitnim gorivima [21]

4.3 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, ostvareni specifični impuls, itd.

Za određivanje površine kritičnog presjeka mlaznika potrebno je poznavati teoretske vrijednosti svih važnih parametara raketnog motora na osnovu kojih se vrši procjena uticaja gubitaka uz primjenu iterativnog postupka.

Određivanja površine kritičnog presjeka, odnosno ekspanzionog odnosa mlaznika moguće je ako se poznaju:

- Srednja vrijednost sile potiska F_{aver} , proistekla iz spoljno balističke analize misije letjelice.
- Radni pritisak p_c u komori raketnog motora, određen tokom procesa izbora tipa pogonske materije.
- Teoretske vrijednosti termohemijskih parametara pogonske materije, za slučaj ravnotežnog i zamrznutog stanja produkata sagorijevanja, za usvojeni 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:

$$A_{th} = \frac{F_{aver}}{C_{F_{teo}} \cdot p_c} \quad (4.12)$$

3. Određivanje koeficijenta efikasnosti sile potiska η_{C_F} .
4. Određivanje koeficijenta potiska C_F :

$$C_F = C_{F_{teo}} \cdot \eta_{C_F} \quad (4.13)$$

5. Korigovanje površine kritičnog presjeka mlaznika:

$$A_{th} = \frac{F_{aver}}{C_F \cdot p_c} \quad (4.14)$$

6. Ponavljanje koraka 3 do 5 dok vrijednosti za površinu sagorijevanja A_{th} i η_{C_F} ne konvergiraju. Postupak iteracije se prekida kada se razlike A_{th} između dva koraka budu manje od 1%.

Izlazna površina kritičnog presjeka se računa kao:

$$A_e = A_{th_{cor}} \cdot \varepsilon \quad (4.15)$$

pri čemu je ε ekspanzioni odnos površina mlaznika i određuje se iz termohemijskog proračuna uz pretpostavku da pritisak na izlazu iz mlaznika je jednak lokalnom ambijentalnom pritisku za jednodimenzionalan i idealan gasni tok.

5 DIZAJN POGONSKOG PUNJENJA

5.1 Osnovni koraci u procesu dizajna pogonskog punjenja

Jedan od glavnih ciljeva u procesu dizajna raketnog motora na čvrsta raketna goriva je definisanje pogonskog punjenja koja će omogućiti zahtijevanu promjenu potiska sa vremenom potrebnu za ispunjenje misije rakete, vodeći računa o ostalim specifičnim ograničenjima (anvelopa, masa, itd.).

Analiza dizajna raketnih motora na čvrsta goriva se odvija u dva nivoa, pri čemu je potrebno razmatrati sljedeća četiri osnovna koraka [25,60]:

- Razmatranje više tipova goriva/konfiguracija,
- Definiranje geometrije pogonskog punjenja koja zadovoljava uslove unutrašnje balistike i strukturalnog integriteta raketnog motora,
- Približno određivanje erozivnog sagorijevanja i potencijalne pojave nestabilnosti procesa sagorijevanja i
- Određivanje strukturalnog integriteta punjenja za vrijeme porasta pritiska pri pripaljivanju.

Prvi nivo ili preliminarna analiza dizajna, koristi softverske alate koji moraju biti jednostavni i prilagodljivi korisniku. To su uobičajeno jednostavni kompjuterski kodovi, bazirani na analitičkim modelima, ili dijagramima koji daju veoma jednostavne prve rezultate.

Drugi nivo je nivo finalnog dizajna punjenja. Alati za ovaj zadatak su prefinjeniji i njima rukuju eksperti za dizajn pogonskog punjenja. Kompjuterski kodovi su bazirani na primjeni metode konačnih razlika ili konačnih elemenata sa 1D, 2D ili 3D modelima fizičkih fenomena (unutrašnja balistika, dinamika fluida, strukturalna analiza neprekidnih sredina, itd.). Oni dozvoljavaju precizne proračune, odnosno optimizaciju do definiranja konačne geometrije.

Alati preliminarne analize dizajna omogućavaju razmatranje više tipova goriva i konfiguracija pogonskog punjenja na osnovu kojih se definira polazna geometrija pogonskog punjenja.

Za ovu geometriju, izračunava se promjena površine sagorijevanja u funkciji izgorjelog svoda punjenja. Poznavajući osobine goriva iz baze podataka, definiše se promjena pritiska u komori sa vremenom $p_c(t)$ i potiska u funkciji vremena $F(t)$. U ovom koraku, moguće je razmatrati uticaj erozivnog sagorijevanja. Rezultati se upoređuju sa odgovarajućim balističkim parametrima (maksimalni pritisak, vrijeme sagorijevanja, totalni impuls, itd.). Primjenom naprednih kompjuterskih kodova za strukturalnu analizu, naknadno se procjenjuju sigurnosni faktori pogonskog punjenja i strukture raketnog motora.

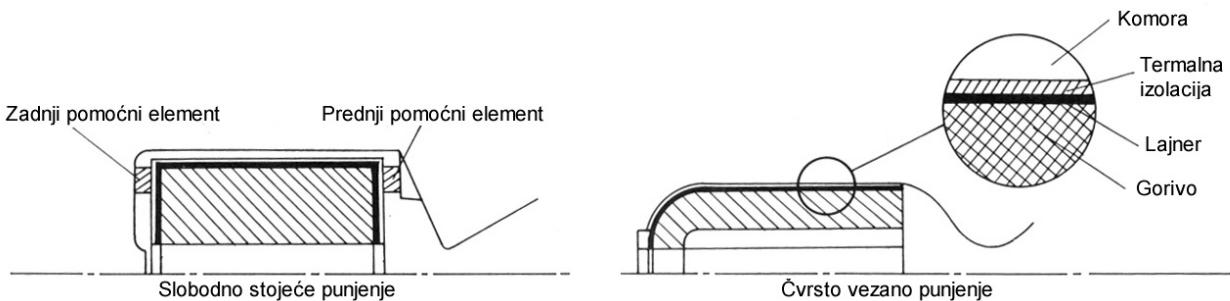
Ako su rezultati analize proračuna zadovoljavajući, usvaja se dizajn raketnog motora i geometrija punjenja i pristupa se inženjerskom razvoju. U slučaju nezadovoljavajućih rezultata, definirana geometrija se modificira. Strukturalnom analizom vrši se ponovna provjera modificirane geometrije punjenja. Razvoj površine sagorijevanja u funkciji izgorjelog svoda punjenja, pritisak i potisak u funkciji vremena, također moraju biti provjereni, tako da balistički zahtjevi ostanu zadovoljeni. Može se dogoditi da poslije ovih modifikacija neki od balističkih zahtjeva nisu zadovoljeni, u tom slučaju razmatra se novi tip goriva/konfiguracija, ili ako nema drugih mogućnosti, razmatra se modifikacija nekih od balističkih zahtjeva u vezi sa dizajnom raketnog motora.

5.2 Tipovi konfiguracija pogonskog punjenja

U zavisnosti od veze pogonskog punjenja sa tijelom raketnog motora, možemo razlikovati dva osnovna tipa pogonskih punjenja (sl. 5.1) [25,60]:

- Pogonska punjenja koja stoje slobodno u komori raketnog motora i
- Punjenja koja su čvrsto vezana za komoru raketnog motora.

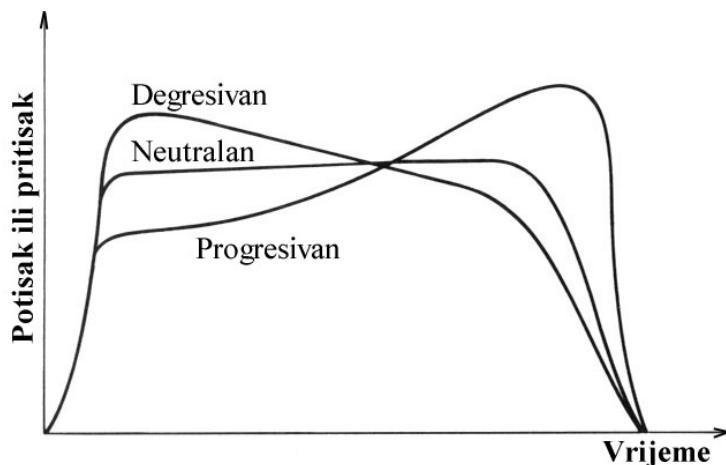
Prvu grupu čine goriva koji se proizvode tehološkim postupkom presovanja ili livenja u kalupe, te se zatim integriraju u komoru raketnog motora. Drugu grupu čine goriva koja se proizvode tehnološkim postupkom livenja u komoru raketnog motora i postepeno se veže za komoru raketnog motora.



Sl.5.1 Slobodno stoeća punjenja i čvrsto vezana punjenja [25,60]

Karakter promjene potiska (pritiska) može biti raznolik i zavisi od konfiguracije punjenja. Prema tome da li površina sagorijevanja punjenja raste, opada li ostaje stalna pri sagorijevanju pogonskog punjenja, imamo (slika 5.2):

- progresivan potisak (pritisak),
- degresivan potisak (pritisak),
- neutralan potisak (pritisak).



Sl. 5.2 Karakteri promjene potiska (pritisaka) u funkciji vremena u zavisnosti od promjene površine sagorijevanja [52]

Uopšteno, tipovi punjenja su grupisani prema orijentaciji površine sagorijevanja u odnosu na uzdužnu osu punjenja na:

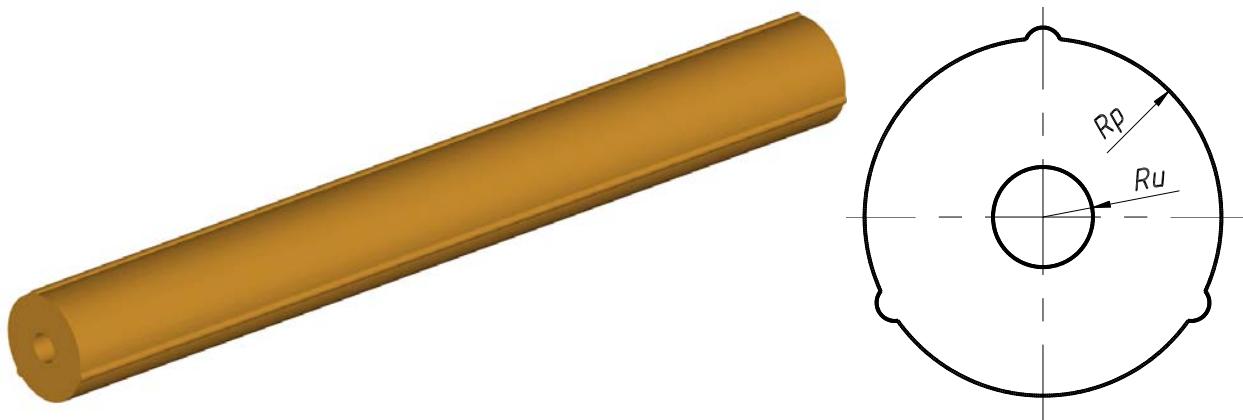
- Čeono sagorijevanje (front plamena se kreće u aksijalnom pravcu pogonskog punjenja);
- Punjenja sa radijalnim sagorijevanjem (2-D model sagorijevanja pogonskog punjenja) i
- Punjenja koja sagorijevaju radijalno i aksijalno, (3-D model sagorijevanja pogonskog punjenja)

U ovom radu će biti razmatrana punjenja sa:

- radijalnim sagorijevanjem: punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem sa kanalom za prolaz gasova u obliku cijevi i u obliku zvijezde,
- punjenja koja sagorijevaju radijalno i aksijalno; punjenja sa unutrašnjo-spoljašnjim i aksijalnim sagorijevanjem (punjenje u obliku cijevi ili punjenje u obliku više cijevi).

5.2.1 Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem

Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem gori radijalno po unutrašnjem i spoljašnjem plaštu kao i sa čela punjenja. Zanemarivanjem uticaja krajeva i strukturalnih faceta za cijev sa relativno velikim odnosom L/D , punjenje sagorijeva neutralno. Ono je definisano sa spoljnim (D_p) i unutrašnjim (D_u) prečnikom i dužinom L . Debljina sloja sagorijevanja jednaka je polovini debljine svoda punjenja (slika. 5.3).



Sl. 5.3 Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem

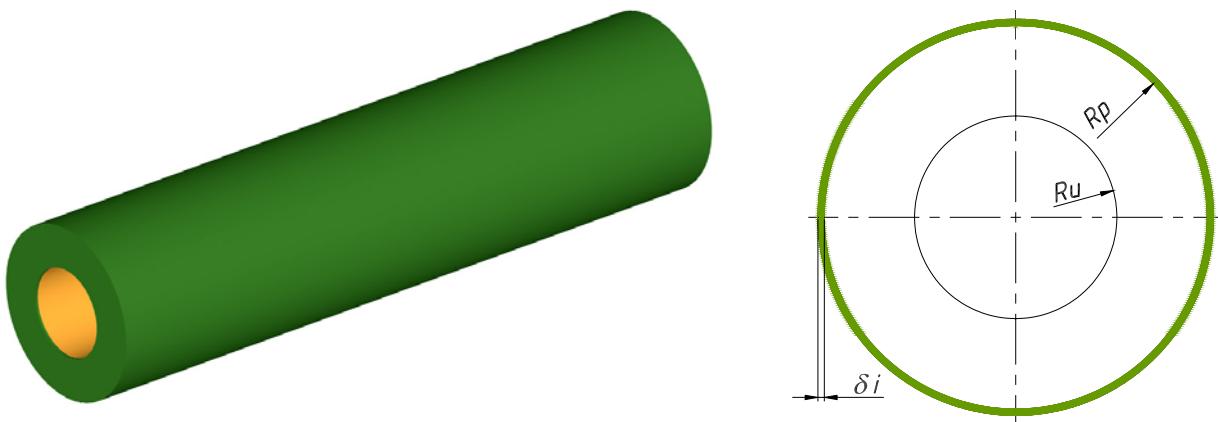
Glavne balističke prednosti punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem su karakteristika neutralnog sagorijevanja i odsustvo zaostalog dijela punjenja. Ovo punjenje je bez inhibitora i omogućava obezbjeđenje veće površine sagorijevanja. Zid komore raketnog motora je izložen kontinuirano produktima sagorijevanja i zbog toga se zahtijeva dodatna obloga na unutrašnjoj stjenci komore raketnog motora ili veća debljina zida stjenke motora. U cilju pravilnog centriranja punjenja unutar komore raketnog motora punjenja imaju odgovarajuće uzdužne facete i ono spada u grupu slobodno stojećih punjenja. Nedostatak ovog punjenja je što u završnoj fazi gorenja nastupa razaranje punjenja, čime se povećava površina sagorijevanja odnosno pritisak sagorijevanja. Ta pojava može ugroziti strukturalni integritet raketnog motora.

5.2.2 Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem

Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem je jedna od najpraktičnijih primjenjivanih konfiguracija, kada relativni debljina svoda i odnos L/D dozvoljavaju njenu upotrebu. Ukoliko su krajevi punjenja inhibirani, punjenje sagorijeva progresivno. Međutim krajevi se mogu ostaviti neinhibirani u cilju regulacije karaktera promjene površine sagorijevanja. U ovom radu će biti izložen proračun goriva kod kojeg su inhibirani krajevi punjenja.

Punjenje je definisano dužinom L i prečnicima R_p i R_u kao što se vidi na slici 5.4.

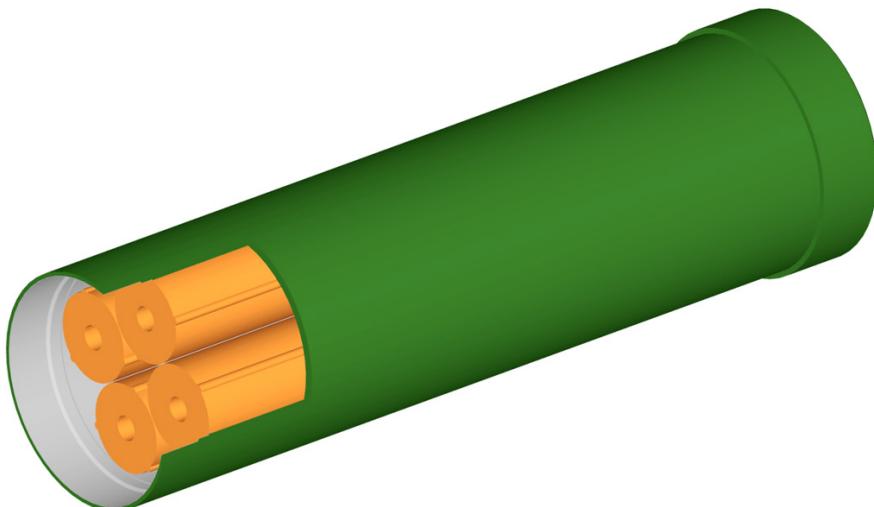
Ovo punjenje je najmanje od svih tipova osjetljivo na erozivno sagorijevanje s obzirom da je slika strujanja gasa duž kanala najjednostavnija.



Sl. 5.4 Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem

5.2.3 Punjenje u obliku više cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem

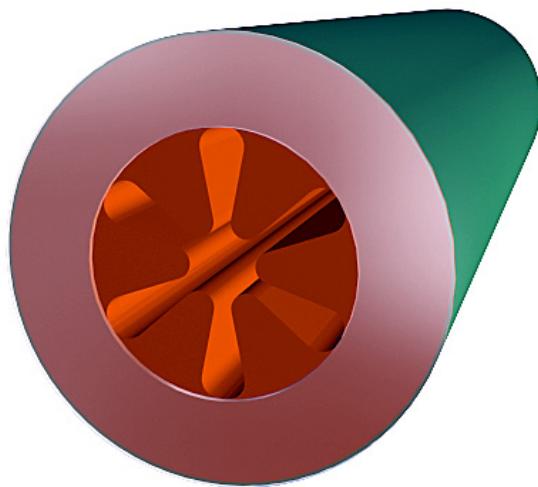
Kada postoje zahtjevi za većim stepenom ispune raketnog motora i znatno većom površinom sagorijevanja koristi se punjenje sastavljeno od više punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem (tehnološki proces izrade ovih punjenja je veoma jednostavan). Broj punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem koji se mogu uzeti pri proračunu u ovom radu je: 3,4,5,6,7,13 i 19 [54].



Sl. 5.5 Raketni motor sa više cilindričnih punjenja

5.2.4 Pogonsko punjenje u obliku zvijezde

Pogonsko punjenje u obliku zvijezde je jedno od najviše primjenjivanih tipova pogonskog punjenja u savremenim konstrukcijama raketnih motora sa čvrstim gorivom (slika 5.6). Njegove glavne prednosti su u tome što su zidovi motora zaštićeni od dejstva vrelih gasova i što je pri tome moguće ostvariti konstantnu promjenu površine sagorijevanja sa debljinom izgorjelog svoda. Zbog specifičnosti oblika moguće je ostvariti relativno male vitkosti motora, bliske optimalnoj vrijednosti. Kada se govori o manama ovakvog tipa pogonskog punjenja onda se mora reći da pri kraju njegovog gorenja dio goriva (4-10%) sagorijeva pri niskim pritiscima (što praktično znači loše iskorištenje hemijske energije goriva), što kod njega nije moguće postići velike relativne debljine svoda za sagorijevanje w_f i tehnološki proces proizvodnje ovih punjenja je znatno složeniji nego prethodnih tipova.



Sl. 5.6 Pogonsko punjenje u obliku zvijezde

5.2.5 Metoda izbora konfiguracije punjenja

Za izbor geometrije punjenja, glavni faktori koji se uzimaju u analizi su [60]:

- Raspoloživa zapremina za pogonsko punjenje,
- Odnos dužine i prečnika punjenja (vitkost punjenja),
- Odnos debljine svoda i radijusa punjenja (relativni web),
- Zavisnost potiska sa vremenom (promjena površine sagorijevanja u funkciji izgorjelog svoda: neutralna, degresivna, progresivna, višestruka),
- Stepen ispune (određuje se na osnovu zahtjeva za totalnim impulsom i vrijednosti specifičnog impulsa raspoloživog goriva),
- Kritična opterećenja (toplotni ciklusi, brzina prirasta pritiska pri pripaljivanju, ubrzanje, unutrašnji tok),
- Tehnologičnost izrade, zavisi od geometrije punjenja,
- Cijena izrade može biti kritičan faktor za izbor geometrije punjenja.

Zavisni parametri, relativni web, stepen ispune i vitkost punjenja, su osnova za izbor opštег tipa geometrije punjenja. Svaki tip geometrija punjenja primjenjuje se za određenu oblast relativnog weba i vitkosti punjenja. Stepen ispune može se varirati u ograničenoj oblasti sa fiksним relativnim webom kod onih geometrija punjenja koje nemaju kružni poprečni presjek. Stepen ispune za punjenja sa kružnim presjekom za prolaz gasova, međutim, zavisi direktno od relativnog weba. Kod ovih punjenja se može ostvariti brža procjena i definisanje geometrije.

U tabeli 5.1 prikazani su glavne karakteristike grupe konfiguracija punjenja koji sagorijevaju radikalno i ona se posmatraju kao dvodimenzionalna punjenja.

Izabrana geometrija punjenja proističe iz preliminarne analize zavisnih parametara. Dalji proračuni su dovoljni za dimenzioniranje punjenja za detaljnu balističku analizu i predviđanje performansi. Uzastopna približavanja potrebna su za konačno dimenzionisanje punjenja u cilju obezbjedenja predviđenih raketnih performansi u propisanim granicama. Osnovni tip geometrije punjenja, međutim, obično prezivi ovu balističku analizu.

Tabela 5.1 Glavne karakteristike dvodimenzionalnih punjenja

Konfiguracija	Stepen ispune	Debljin a svoda	Površina sagorijevanja	Neutralnost površine sagorijevanja	Sliver [%]	Relativna debljina svoda	Napomena
Cijev sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem	0,75-0,85	-	Srednja	odlična	0	0,3-0,5	[10,52]
Cijev sa unutrašnjim sagorijevanjem	0,85-0,95	-	Mala	dobra	0	0,5-0,9	Neutralnost za L/D<2, [10,52]
Više punjenja sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem	do 0,712	Veoma mali	Velika	dobra	0	<0,1	[10]
Zvijezda	0,75-0,90 0,75-0,85	srednji	Srednja	dobra	5-10	0,36-0,57 0,30-0,60	[60] [52]
Vagonski točak	0,5-0,7	mali	Veoma velika	odlična	5-10	0,17-0,33	[60]

5.3 Zahtjevi za pogonska punjenja

Zahtjevi za pogonska punjenja se dijele na: funkcionalne, operativne i zahtjevi uslijed interakcije između podsistema u raketnom motoru.

Prioriteti u definisanju ovih zahtjeva su rezultat kompromisa u značaju argumenata između dizajnera raketnog motora i dizajnera pogonskog punjenja. Oni moraju biti jasni, potpuni i dosljedni, tako da dizajner pogonskog punjenja može precizno definisati geometriju i konačno pripremiti odgovarajući inženjerski razvojni program.

5.3.1 Funkcionalni zahtjevi

Glavni unutrašnjo-balistički zahtjevi

Srednja, minimalna i maksimalna vrijednost pritiska u komori sagorijevanja, potisak, totalni impuls i vrijeme sagorijevanja moraju biti specificirani unutar čitavog operativnog temperaturnog opsega upotrebe raketnog motora. Razvoj krive potiska u funkciji vremena ili masene brzine gasnog toka u funkciji vremena moraju biti specificirani.

Posebni zahtjevi

Drugi zahtjevi koji su potrebni dizajneru za definisanje zadovoljavajuće geometrije punjenja su:

- Maksimalna masa pogonskog punjenja,
- Maksimalna masa termalne izolacije, lajnера i graničnika
- Maksimalna dopuštena uzdužna i poprečna ubrzanja kojim mogu biti izložena pogonska punjenja za vrijeme rada raketnog motora,
- Potrebna uzdužna brzina obrtanja rakete u cilju dinamičke stabilnosti (za ne vodene rakete),
- Dopušteno rasturanje pritiska, potiska, totalnog impulsa i vremena sagorijevanja.
- Ograničenja izazvana raspoloživim tehnološkim procesima proizvodnje i operacijama kontrole procesa proizvodnje koji direktno utiču na troškove izrade punjenja.
- Trag iza rakete za vrijeme rada motora (vidljivost izduvnih gasova, spektar infracrvenih i elektromagnetskih talasa).

5.3.2 Operativni zahtjevi

Uslovi okoline u kojoj se eksplatiše raketni motor utiču na definisanje geometrije pogonskog punjenja. Ovi uslovi moraju se dakle definisati prije izbora tipa konfiguracije punjenja i uzimaju se u obzir za vrijeme strukturalne analize pogonskog punjenja. To su:

Vrijeme skladištenja. Zahtjev za što dužim vremenom skladištenja, uz pojavu temperaturnih ciklusa i uslova skladištenja moraju biti jasno definisani. Uslovi kao relativna vlažnost, slanost atmosfere, direktno utiču na ponašanje pogonskog punjenja.

Uticaj okoline sa termičkog stanovišta. Priroda i broj toplotnih ciklusa kojim može biti izložena raka (u toku borbenog leta za vazdušne rakete) moraju se definisati. Uopšte, oni su limitirajući faktori za strukturalnu analizu punjenja, zbog toga što se mogu kod vazduhoplovnih raka pojavit veoma niske temperature u toku leta rakete.

Ubrzanje. Prije i za vrijeme rada raketnog motora mora se specificirati: uzdužno ubrzanje i radikalno ubrzanje uslijed rotacije rakete.

Rukovanje i transport. Potrebno je specificirati dinamička opterećenja kao što su udari i vibracije koje se mogu javiti pri rukovanju (padovi) i proces transporta.

Pouzdanost. Stepen pouzdanosti je jedan od kritičnih zahtjeva. Bitno je definisati koji uslovi moraju biti zadovoljeni i koje mjere pouzdanosti treba objektivno propisati za pogonska punjenja.

Održavanje. Sadržaj i plan posmatranja projektila, inspekcija i održavanje moraju biti definisani, u mjeri koliko bi oni mogli uticati na okolne uslove raketnog motora.

Sigurnost i sposobnost preživljavanja. Ovi zahtjevi su povezani sa sigurnošću ljudi za vrijeme skladištenja, održavanja i eksploracije, kao i na sigurnost sredstava u slučaju eventualnog pogađanja projektilom. U novije vrijeme vodi se računa da čvrsta pogonska materija bude veoma malo ili nikako osjetljiva na ovakve načine inicijacije.

5.3.3 Zahtjevi uslijed interakcije između podsistema u raketnom motoru

Geometrija komore za sagorijevanje. Poznavanje geometrije komore za sagorijevanje (dužina, prečnik, konfiguracija glave) je nužno da bi se mogao obaviti preliminarni dizajn pogonskog punjenja. Fizičke i mehaničke karakteristike materijala komore za sagorijevanje imaju direktni uticaj na strukturalni i balistički dizajn raketnog motora (tip komore sagorijevanja, ekspanzija produkata sagorijevanja, longitudinalne deformacije/dilatacije kao funkcija unutrašnjeg pritiska, maksimalno očekivani pritisak sagorijevanja, maksimalna dozvoljena temperatura zidova komore za sagorijevanje na kraju rada raketnog motora, itd.).

Termalni izolatori. Priroda i geometrija termalnih izolatora utiču na izbor tipa pogonskog punjenja, sa aspekta balistike ili sa strukturalnog aspekta. Kompatibilnost između raketnog goriva i materijala izolacije mora biti provjerena.

Mlaznica. Karakteristike mlaznice diktiraju praktične balističke performanse raketnog motora. Sljedeće karakteristike mlaznika su veoma značajne dizajneru pogonskog punjenja: broj i orientacija mlaznice (ugao između ose mlaznice i ose raketnog motora), stepen uronjenosti mlaznice, erozija mlaznice sa vremenom rada u području kritičnog presjeka i na divergentnom dijelu mlaznika, ugao divergencije, pritisak razaranja membrane pri pripaljivanju (omogućava definiciju sistema za paljenje i kontrolu pritiska pri paljenju) itd.

Sistem za pripaljivanje. Izbor sistema za pripaljivanje pogonskog punjenja zavisi od njegove konfiguracije (položaja, zapremine, dizajna), pritisaka na kraju sagorijevanja pripale i gradijenta promjene pritiska (utiče na strukturalni integritet za vrijeme gorenja).

5.4 Dimenzionisanje punjenja i regresija površine sagorijevanja

5.4.1 Dimenzionisanje i regresija površine sagorijevanja punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem

Radijusi goriva (unutrašnji i spoljašnji) su određeni ako su ispunjeni sljedeći uslovi:

- Prvi uslov je da odnos površine gorenja i površine slobodnog presjeka za prolaz gasova mora biti jednak za svaki kanal paralelan uzdužnoj osi motora [54], odnosno

$$\frac{R_p \cdot R_u}{R^2 - R_p^2} = 1. \quad (5.1)$$

gdje je R – unutrašni radius komore raketnog motora.

Ovaj odnos je posebno značajan u početnom momentu sagorijevanja, kada je slobodni presjek za prolaz gasova minimalan i pad pritiska duž motora i brzine strujanja gasa maksimalan.

- Drugi uslov je da debljina svoda punjenja je jednaka dvostrukom putu koji pređe front plamena u toku sagorijevanja sa srednjom brzinom r_{av} . Pri tome se trebaju uzeti u obzir gubici zbog razaranja punjenja, na kraju procesa sagorijevanja (reda veličine $\xi = 5\%$).

Tada je, debljina svoda punjenja jednaka

$$w = 2 \cdot r_{av} t_b (1 + \xi) = (R_p - R_u)(1 + \xi) \quad (5.2)$$

Na osnovu prethodne dvije jednačine određujemo unutrašnji i spoljni radius punjenja.

Dužinu punjenja određujemo na osnovu početne površine sagorijevanja po formuli:

$$L = \frac{A_{b_0}}{2\pi(R_p + R_u)} \quad (5.3)$$

gdje je A_{b_0} – početna površina sagorijevanja.

Početna površina sagorijevanja može se odrediti za unaprijed date uslove rada (priroda pogonske materije, temperatura punjenja, pritisak sagorijevanja i dr.) na osnovu izraza:

$$A_{b_0} = K \cdot A_t = \frac{P_c^{1-n}}{a \cdot C^* \cdot \rho_p} \cdot A_t. \quad (5.4)$$

Analiza sagorijevanja pogonskog punjenja obuhvaća simulaciju kretanja fronta plamena u stvarnim uslovima rada motora. Debljina svoda se dijeli na dovoljno velik broj intervala, n_p , i na početku svakog intervala se određuju: površina sagorijevanja, slobodna površina za prolaz gasova, brzina sagorijevanja, vrijeme sagorijevanja jednog intervala kao i ostale unutrašnjo balističke parametre.

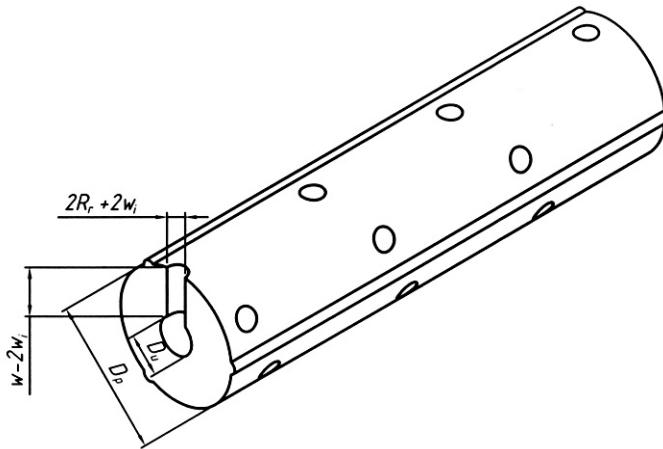
Put fronta plamena je dat izrazom

$$w_i = \sum_1^{n_p} \Delta w_i = \sum_1^{n_p} \frac{w/2}{n_p - 1} \quad (5.5)$$

gdje je: n_p – ukupan broj intervala.

U realnom procesu rada raketnih motora, u pojedinim slučajevima javlja se znatno povećanje pritiska, koje se ne može objasniti povećanjem površine gorenja. Povećanje pritiska praćeno je periodičnim kolebanjem pritiska i nenormalnim rastom brzine gorenja na pojedinim dijelovima i

ta nenormalnost se može otkloniti bušenjem radijalnih otvora helikoidno postavljenih duž punjenja (sl. 5.7) [54].



Sl. 5.7 Radijalni otvor na punjenju

Početna slobodna površina za prolaz gasova je data izrazom:

$$A_{p_0} = \pi(R^2 - R_p^2 + R_u^2) \quad (5.6)$$

U toku rada raketnog motora površina sagorijevanja se mijenja i za razne intervale vremena će biti

$$A_{b_i} = 2\pi(R_p + R_u) \cdot (L - 2w_i) \quad (5.7)$$

Ukoliko se na punjenju nalaze radijalni otvori tada će površina sagorijevanja biti uvećana za prirast

$$\Delta A_{b_i} = 2\pi n_r (R_r + w_i) \cdot (R_p - R_u - R - 3w_i) \quad (5.8)$$

gdje je: n_r - broj radijalnih otvora i R_r - radijus radijalnih otvora.

Slobodna površina za prolaz gasova u toku rada raketnog motora data je izrazom:

$$A_{p_i} = \pi \left[R^2 - R_p^2 + R_u^2 + 2W_i (R_p + R_u) \right] \quad (5.9)$$

5.4.2 Dimenzionisanje i regresija površine sagorijevanja punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem

Dimenzionisanje ovog punjenja vrši se na osnovu poznatih dimenzija komore motora, srednjeg vremena gorenja i srednje brzine gorenja za usvojeni nominalni pritisak sagorijevanja.

Spoljni prečnik dobijamo kao razliku:

$$R_p = R - (\delta_i + \delta_z) \quad (5.10)$$

gdje je: δ_i - debljina inhibitora i δ_z - zazor između stjenke motora i punjenja.

Unutrašnji radijus određujemo iz uslova da je debljina svoda punjenja jednaka putu koji pređe front plamena u vremenu t krećući se srednjom brzinom, r_{av} . Pri tome se uzimaju u obzir gubici zbog razaranja punjenja, na kraju procesa sagorijevanja, reda veličine $\xi = 5\%$, pa je

$$R_p - R_u = (1 + \xi) \cdot w \quad (5.11)$$

gdje se w određuje na osnovu izraza

$$w = r_{av} t_b \quad (5.12)$$

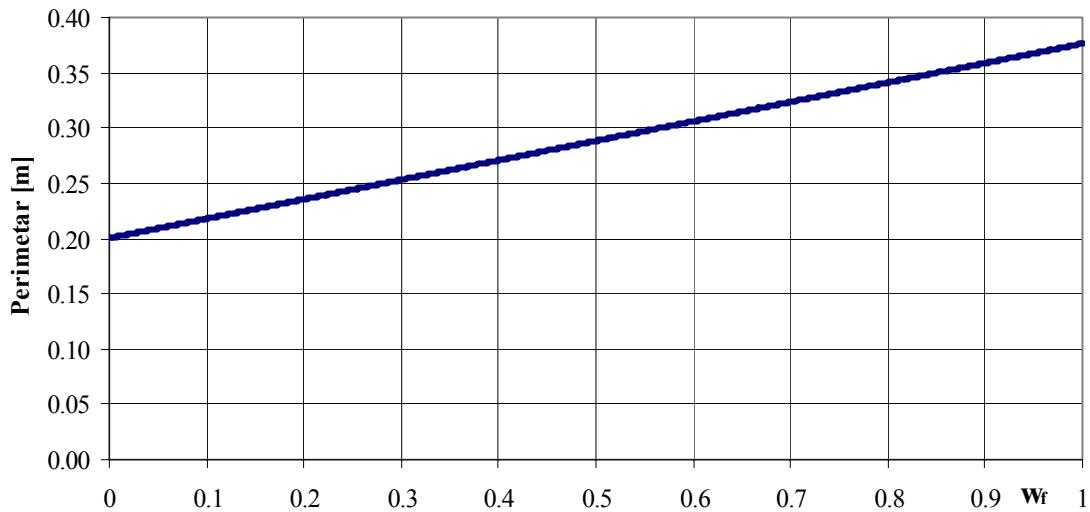
Dužinu punjenja L određujemo na osnovu poznate početne površine sagorijevanja. Kod izračunavanja površine sagorijevanja uvodi se još jedna veličina, tj. perimetar gorenja, odnosno obim unutrašnjeg kruga (slika 5.8).

U početnom trenutku perimetar sagorijevanja je jednak unutrašnjem obimu punjenja,

$$S_0 = 2\pi R_u, \quad (5.13)$$

a na kraju sagorijevanja perimetar je jednak spoljnjem obimu punjenja

$$S_{n_p} = 2\pi R_p. \quad (5.14)$$



Sl. 5.8 Promjene perimetra gorenja za punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem

Prilikom izračunavanja kritičnog presjeka uzima se u obzir srednja vrijednost potiska, i srednja vrijednost pritiska u komori sagorijevanja. Također, pri izračunavanju koeficijenta K uzima se srednja vrijednost pritiska u komori sagorijevanja.

Površina sagorijevanja se izračunava po formuli

$$A_b = K \cdot A_t = S_i L \quad (5.15)$$

Za određivanje dužine punjenja uzima se srednja vrijednost površine sagorijevanja, tj. srednja vrijednost perimetra gorenja

$$S_{av} = \pi \cdot (R_p + R_u) \quad (5.16)$$

Ukoliko se pri određivanju dužine goriva uzima početna vrijednost perimetra gorenja S_0 , može se dobiti relativno mala slobodna površina za prolaz gasova i mala površina sagorijevanja u odnosu na kritični presjek, što se odražava na povećanje vrijednost koeficijenta J (odnos površine kritičnog presjeka mlaznika i površine poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova), a time i na vrijednost pada pritiska na prednjem dijelu motora. Ako se pri određivanju dužine goriva uzima konačni perimetar S_{np} , površina sagorijevanja i slobodna površine za prolaz gasova mogu biti znatno veće u odnosu na kritični presjek, što može izazvati povišenje vrijednosti pritiska na prednjem dijelu motora.

Dakle, dužina goriva je

$$L = \frac{A_{bav}}{\pi(R_p + R_u)} \quad (5.17)$$

gdje je površina sagorijevanja data jednačinom (5.4).

Pri izračunavanju parametara sagorijevanja kao kod prethodne konfiguracije punjenja, debljinu svoda dijelimo na određeni broj tačaka. Put fronta plamena je dat izrazom (5.5), a debljina svoda punjenja i za cijev sa unutrašnjim sagorijevanjem data je izrazom:

$$w = R_p - R_u \quad (5.18)$$

Početna slobodna površina za prolaz gasova je data izrazom:

$$A_{p_0} = \pi R_u^2. \quad (5.19)$$

Ukoliko su čeone površine punjenja inhibirane, kako je pokazano na slici 5.4, za razne intervale vremena površina sagorijevanja će biti

$$A_{b_i} = 2\pi(R_u + w_i) \cdot L \quad (5.20)$$

Slobodna površina za prolaz gasova u toku rada raketnog motora data je izrazom:

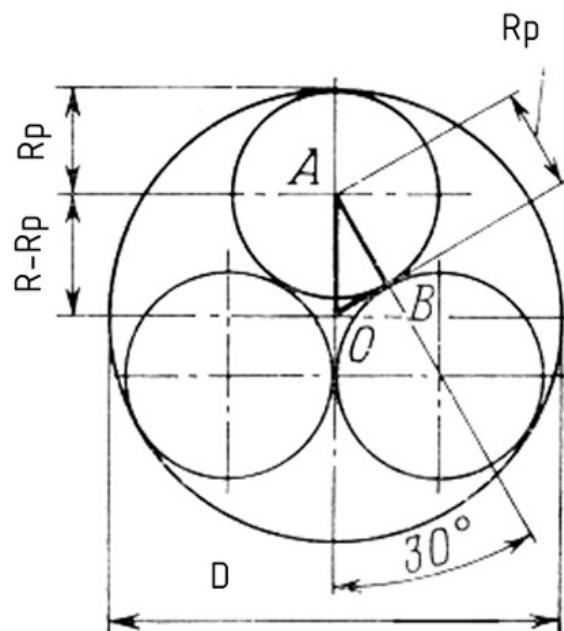
$$A_{p_i} = \pi(R_u + w_i)^2 \quad (5.21)$$

5.4.3 Dimenzionisanje i regresija površine sagorijevanja punjenja u obliku više cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem

U cilju dimenzionisanja pogonskog punjenja ovog tipa potrebno je uvesti dva koeficijenta. Prvi predstavlja odnos vanjskog prečnika cijevi punjenja i prečnika komore. Drugi koeficijent se naziva stepen ispune i zavisi kao i prethodni koeficijent od broja cjevastih punjenja. Oba koeficijenta su geometriskog karaktera i funkcija su broja cjevastih punjenja. Ovi koeficijenti su bezdimenzionalni i neovisni su o stvarnim dimenzijama spoljnog i unutrašnjeg radijusa cijevi punjenja [54].

Za punjenje u obliku tri cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem (slika 5.9) imamo da je:

$$\frac{D_p}{D - D_p} = \cos 30^\circ = \frac{\sqrt{3}}{2} \quad (5.22)$$



Sl. 5.9 Dimenzionisanje pogonskog punjenja sa tri cijevi [54]

Prvi koeficijent označimo sa φ , tada za punjenje sa tri cijevi imamo da je:

$$\varphi = \frac{D_p}{D} = \frac{\sqrt{3}}{2 + \sqrt{3}} = 0.464 \quad (5.23)$$

Prema tome u ovom slučaju, ukoliko je zadat radijus komore sagorijevanja, spoljni prečnik punjenja je

$$D_p = 0.464 \cdot D \quad (5.24)$$

Analogno je moguće izračunati vrijednost koeficijenta za broj cijevi $N = 4, 5, 6, 7, 13$ i 19 .

Unutrašnji prečnik punjenja može biti određen na jedan od sljedeća dva načina:

- Korištenjem stepena ispune, V_l i
- Na osnovu zadanog vremena rada motora i brzine sagorijevanja.

Pri izračunavanju koeficijenta ispune potrebno je definisati odnos površine sagorijevanja i slobodne površine za prolaz gasova na početku rada motora na unutrašnjoj strani punjenja,

$$Q_u = \frac{ND_u L \pi}{N \frac{\pi D_u^2}{4}} = \frac{4L}{D_u} \quad (5.25)$$

i na vanjskoj strani punjenja,

$$Q_v = \frac{ND_p L \pi}{\frac{\pi}{4} (D^2 - ND_p^2)} = \frac{4ND_p L}{D^2 - ND_p^2}. \quad (5.26)$$

Uz pretpostavku da je brzina gasne struje u kanalu, kojeg čine unutrašnja stjenka raketnog motora i spoljašnja površina pogonskog punjenja, jednaka brzini gasne struje u unutrašnjem kanalu pogonskih punjenja u presjeku prednjeg dna važi odnos:

$$Q_u = Q_v \quad (5.27)$$

odnosno

$$\frac{4L}{D_u} = \frac{4ND_p L}{D^2 - ND_p^2}. \quad (5.28)$$

Posebno je važno zadovoljiti ovaj uslov u početku gorenja punjenja, kada je površna porečnog presjeka za prolaz gasova minimalna, odnosno kada je brzina strujanja gase u presjeku prednjeg dijela motora najveća.

Iz prethodne jednačine može se dobiti unutrašnji prečnik punjenja:

$$D_u = \frac{D^2 - ND_p^2}{ND_p} \quad (5.29)$$

Iz izraza za koeficijent ispune

$$V_l = \frac{N(D_p^2 - D_u^2)}{D^2} \quad (5.30)$$

i eliminacijom prečnika komore D iz izraza (5.28) do (5.30) može se dobiti unutrašnji prečnik punjenja u zavisnosti od stepena ispune i spoljnog prečnika punjenja:

$$D_u = D_p(1 - V_l). \quad (5.31)$$

Transformacijom izraza (5.31) i (5.32) dobivamo zavisnost između koeficijenta φ i stepena ispune [54]:

$$V_l = 2 - \frac{1}{N\varphi^2} \quad (5.32)$$

U tabeli 5.2 su date vrijednosti za koeficijent φ i stepen ispune V_l za određeni broj cijevi u punjenju.

Tabela 5.2 Zavisnost koeficijent φ i stepen ispune od broja cijevi u punjenju [54]

N	3	4	5	6	7	13	19
φ	0,464	0,414	0,37	0,333	0,333	0,224	0,2
V_l	0,452	0,541	0,539	0,495	0,712	0,46	0,685

Unutrašnji radijus punjenja se može odrediti na osnovu zadatog vremena rada motora i brzine sagorijevanja pogonske materije korištenjem jednačine (5.2).

Ne postoji pravilo koje upućuje na upotrebu jednog od ova dva metoda. Najbolje je izbor radiusa izvršiti u zavisnosti od krajnjih rezultata i u zavisnosti od postavljenih zahtjeva pri dizajniranju pogonskog punjenja.

Nakon definisanja prečnika punjenja moguće je odrediti dužinu goriva na osnovu poznate početne površine sagorijevanja

$$L = \frac{A_{b_0}}{2\pi N(R_p + R_u)} \quad (5.33)$$

Početna slobodna površina za prolaz gasova je data izrazom:

$$A_{p_0} = \pi[R^2 - N(R_p^2 - R_u^2)] \quad (5.34)$$

U slučaju više cilindričnih punjenja neće se razmatrati uticaj radikalnih otvora.

Put fronta plamena je dat izrazom

$$w_i = \sum_1^{n_p} \Delta w_i = \sum_1^{n_p} \frac{R_p - R_u}{2(n_p - 1)} \quad (5.35)$$

Promjena površine sagorijevanja tokom vremena je

$$A_{b_i} = 2\pi N(R_p + R_u) \cdot (L - 2w_i) \quad (5.36)$$

Slobodna površina za prolaz gasova u toku rada raketnog motora data je izrazom:

$$A_{p_i} = \pi \{ R^2 - N[R_p^2 - R_u^2 - 2w_i(R_p + R_u)] \} \quad (5.37)$$

5.4.4 Dimenzionisanje i regresija površine sagorijevanja punjenja u obliku zvijezde

Zvijezda punjenje sagorijeva radikalno, a karakter promjene površine sagorijevanja u funkciji izgorjelog svoda punjenja bitno zavisi od njenih geometrijskih osobina. Zvijezdu karakteriše sedam nezavisnih geometrijskih promjenljivih (slika 5.10) [10,20,26,43,50]:

N - broj krakova zvijezde

w - debljina svoda

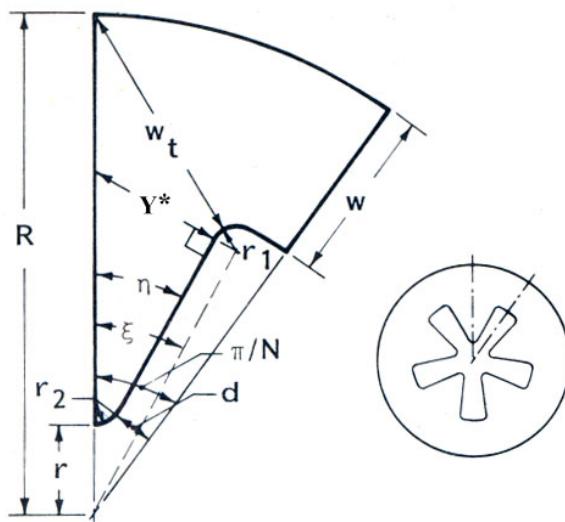
η - ugao polukraka zvijezde

ξ - ugao

r_l - radijus korijena kraka zvijezde

r_2 - radijus vrha kraka zvijezde

R_p - poluprečnik punjenja



Sl. 5.10 Geometrijska definicija zvijezde [10,20,26,43,50]

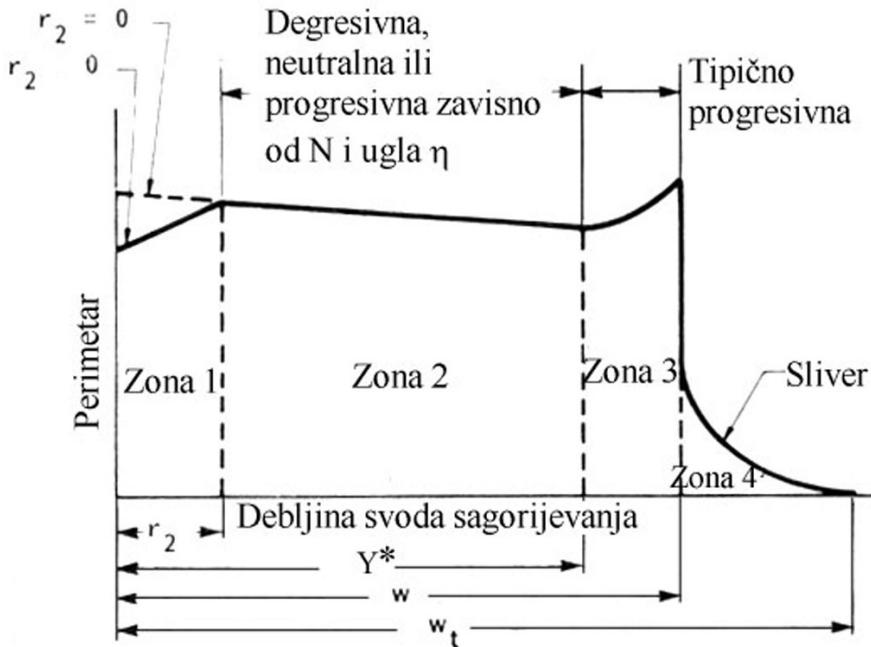
Da bi se mogla izvršiti optimizacija dizajna zvijezde punjenja, nužno je poznavati sljedeće dvije veličine:

- Površinu sagorijevanja pogonskog punjenja

$$A_{bi} = S_i \cdot L \quad (5.38)$$

gdje su: S_i - perimetar sagorijevanja (unutrašnji obim poprečnog presjeka punjenja) u funkciji debljine izgorjelog svoda w_i (slika 5.11); L - dužina goriva.

- Slobodnu površinu poprečnog presjeka za prolaz gasova A_{pi} .



Sl. 5.11 Zone sagorijevanja i perimetar u funkciji dijela izgorjelog svoda [20]

Kod punjenja u obliku zvijezde prisutne su četiri karakteristične zone gorenja (slika 5.11). Površina sagorijevanja zvijezda punjenja je funkcija dijela izgorijelog svoda, odnosno zone

sagorijevanja zvijezda. Neutralnost u sagorijevanja (druga faza) obezbjeđena je interakcijom degresivno gorućeg kraka zvijezde i progresivno gorućeg cilindra.

Prva zona definisana je u granicama:

$$0 \leq w_i \leq r_2.$$

Perimetar sagorijevanja u funkciji izgorjelog svoda dat je izrazom [59,43]:

$$\frac{S_1}{2N} = (R_p - w + w_i) \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_1 + w_i) \alpha + (R_p - w - r_1) \frac{\sin \xi}{\sin \eta} - (r_1 + r_2) \tan \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right) + (r_2 - w_i) \tan \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right) \quad (5.39)$$

gdje je $\alpha = \frac{\pi}{2} - \eta + \xi$.

Perimetar sagorijevanja u zoni 1 bit će uvijek progresivan. Zbog toga je veoma važno da radijus r_2 bude minimalan.

Površina poprečnog presjeka za prolaz gasova u zoni 1 definisana je izrazom [59]

$$\frac{A_{p1}}{N} = (R_p - w + w_i)^2 \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_1 + w_i)^2 \alpha + (R_p - w - r_1)^2 \frac{\sin \xi}{\cos \eta} \cos(\eta - \xi) - \left[(R_p - w - r_1) \frac{\sin \xi}{\cos \eta} - (r_1 + w_i) \right]^2 \operatorname{tg} \left(\frac{\pi}{2} - \xi \right) + (r_2 - w_i)^2 \left[\operatorname{tg} \left(\frac{\pi}{2} - \xi \right) - \left(\frac{\pi}{2} - \xi \right) \right] \quad (5.40)$$

Druga zona definisana je granicama

$$r_2 < w_i \leq Y^* = (R_p - w - r_1) \frac{\sin \xi}{\cos \eta} - r_1 \quad (5.41)$$

Perimetar sagorijevanja u drugoj zoni ima oblik,

$$\frac{S_2}{2N} = (R_p - w + w_i) \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_1 + w_i) \alpha + (R_p - w - r_1) \frac{\sin \xi}{\sin \eta} - (r_1 + w_i) \tan \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right) \quad (5.42)$$

Stepen progresivnosti perimetra sagorijevanja u zoni 2 može se analitički odrediti preko izvoda funkcije S , po debljini izgorjelog svoda:

$$\frac{\partial S_2}{\partial w_i} = 2N \left[\frac{\pi}{2} - \eta + \frac{\pi}{N} - \tan \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right) \right] \quad (5.43)$$

Na stepen progresivnost perimetra sagorijevanja u zoni 2 utiču ugao η i broj krakova zvijezde N .

Obično se teži da se u zoni 2 obezbijedi kvazi neutralnost. Jednačina (5.43) omogućava određivanje stepena neutralnosti sagorijevanja kod zvijezde. Kada je $\partial S_2 / \partial w_i = 0$, tada je ugao η definisan implicitno kao funkcija N :

$$\eta = \frac{\pi}{N} - \tan \left(\frac{\pi}{2} - \eta \right) + \frac{\pi}{2} \quad (5.44)$$

Rješenje ove jednačine daje jednu vrijednost ugla η , koji obezbjeđuje neutralnost zvijezde, u funkciji broja krakova zvijezde N (tabela 5.3).

Tabela 5.3 Vrijednosti ugla η u funkciji broja krakova zvijezde N

N	3	4	5	6	7	8	9
$\eta [^\circ]$	24.55	28.22	31.13	33.53	35.56	37.31	38.84
$\pi/N [^\circ]$	60.00	45.00	36.00	30.00	25.71	22.50	20.00

Važno je napomenuti, kada je ugao $\eta < \pi/N$ i ugao $\xi < \pi/N$, potrebno je voditi računa da ne dođe do preklapanja nasuprotnih krakova zvijezde (fizički neizvodljivo). Generalno, ugao ξ je uvijek manji od π/N .

Površna za prolaz gasova definisana je izrazom,

$$\frac{A_{p_2}}{N} = (R_p - w + w_i)^2 \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_i + w_i)^2 \alpha + (R_p - w - r_i)^2 \frac{\sin \xi}{\cos \eta} \cos(\eta - \xi) - \left[(R_p - w - r_i) \frac{\sin \xi}{\cos \eta} - (r_i + w_i)^2 \right]^2 \operatorname{tg} \left(\frac{\pi}{2} - \xi \right) \quad (5.45)$$

Zona 3 definisana je granicama:

$$Y^* < w_i \leq w.$$

U ovoj zoni zavisnost promjena perimetra sagorijevanja teži da bude progresivna, pošto je sastavljen od lukova koji se neprekidno povećavaju. Ugao α se smanjuje sa kretanjem fronta plamena.

Perimetar sagorijevanja u ovoj zoni definisan je sljedećim izrazom:

$$\frac{S_3}{2N} = (R_p - w + w_i) \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_i + w_i) \left[\xi + \arcsin \left(\frac{R_p - w - r_i}{r_i + w_i} \sin \xi \right) \right] \quad (5.46)$$

Površna za prolaz gasova definisana je izrazom,

$$\frac{A_{p_3}}{N} = (R_p - w + w_i)^2 \left(\frac{\pi}{N} - \xi \right) + (r_i + w_i)^2 \left[\xi + \arcsin \left(\frac{R_p - w - r_i}{r_i + w_i} \sin \xi \right) \right] + (R_p - w - r_i)^2 \sin \xi \left[\cos \xi + \sqrt{\frac{(r_i + w_i)^2}{(R_p - w - r_i)^2} - \sin^2 \xi} \right] \quad (5.47)$$

Zona 4 definisana je u granicama:

$$w < w_i \leq w_t$$

gdje je w_t maksimalni put fronta sagorijevanja i definisan je izrazom:

$$w_t = \sqrt{\left[(R_p - w - r_i) \sin \xi \right]^2 + \left[R_p - (R_p - w - r_i) \cos \xi \right]^2} - r_i \quad (5.48)$$

Površina sagorijevanja u zoni 4 je degresivna, pošto se perimetar sagorijevanja neprekidno smanjuje.

Primjenom kosinusne teoreme, perimetar sagorijevanja u ovoj zoni definisan je izrazom

$$\frac{S_4}{2N} = (r_i + w_i) \left[\xi + \arcsin \left(\frac{R_p - w - r_i}{r_i + w_i} \sin \xi \right) - \pi + \arccos \left(\frac{(r_i + w_i)^2 + (R_p - w - r_i)^2 - R_p^2}{2(r_i + w_i)(R_p - w - r_i)} \right) \right] \quad (5.49)$$

Površina za prolaz gasova u ovoj zoni određena je numerički, pomoću pravila centralnog pravougaonika, na osnovu izraza:

$$A_{p_4}^{(i)} = \sum_{i=1}^{n_{p_4}} A_{p_4}^{(i-1)} + \frac{S_4^{(i)} + S_4^{(i-1)}}{2} \cdot \Delta w_i \quad (5.50)$$

gdje se za početnu vrijednost $A_{p_4}^{(i-1)}$ uzima vrijednost površine za prolaz gasova na kraju treće zone, a Δw_i - korak integracije.

5.4.4.1 Optimizacija punjenja u obliku zvijezde

Zahtjevi koji se postavljaju pri dizajnu zvijezda punjenja kao npr.: minimalni relativni gubitak goriva, maksimalni stepen ispune i kvazi neutralna promjena perimetra gorenja su međusobno kontradiktorni i nemoguće ih je u potpunosti ostvariti. Stoga balistička optimizacija punjenja obuhvata ispitivanje 7 nezavisnih varijabli koje opisuju geometriju punjenja u obliku zvijezde. Analiza obuhvaća varijaciju ovih nezavisnih varijabli na osnovu kojih će se dobiti optimalnu geometriju punjenja u obliku zvijezde za prethodno usvojeni interval stepena ispune i relativnog gubitka goriva (sliver), te stepena neutralnosti sagorijevanja zvijezde.

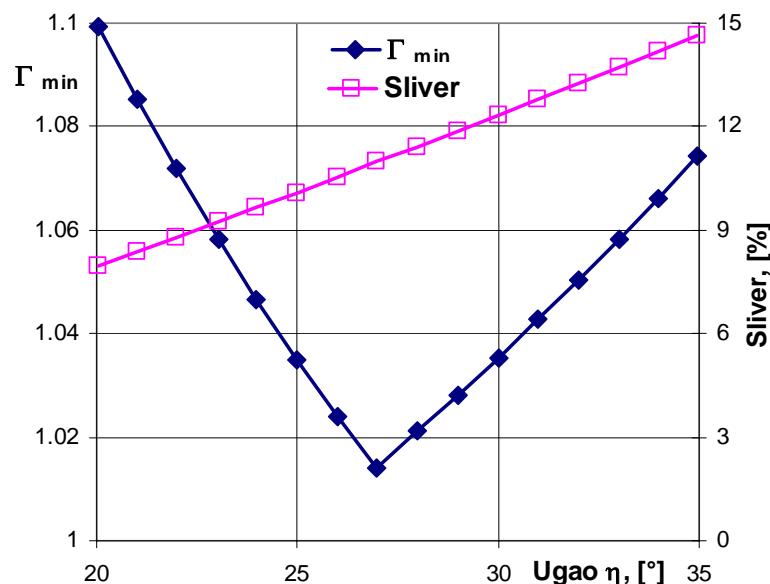
Postupak optimizacije zasniva se na sljedećim postavkama [20]:

- Razmatraju se svih sedam varijabli koje određuju konfiguraciju zvijezde.
- Kao nezavisan parametar uzima se odnos maksimalnog i srednjeg perimetra gorenja koji je mnogo značajniji za dizajn punjenja nego ukupni stepen progresivnosti.

$$\Gamma = \frac{S_{\max}}{S_{av}} \quad (5.51)$$

- Za zahtijevani stepen ispune kao i relativni gubitak goriva (dat u nekom tolerancijskom polju) usvaja se minimalna vrijednost odnosa maksimalnog i srednjeg perimetra, Γ_{min} , iz skupa razmatranih geometrija zvijezda (slika 5.12).

Stepen ispune, veličina slivera i stepen neutralnosti površine sagorijevanja su veoma značajni u balističkoj analizi geometrije zvijezde. Kvazi neutralno sagorijevanje se ostvaruje pri najmanjoj vrijednosti Γ_{min} , za datu geometriju zvijezda punjenja.



Sl. 5.12 Dizajn zvijezde sa četiri kraka, sa $w_f=0.35$, $V_l=0.8$ i $r_1/R_p=r_2/R_p=0.05$

U balističkoj analizi geometrije zvijezda punjenja razmatraju se dvije definicije srednjeg perimetra:

- Srednji perimetar, $S_{W_{av}}$, kada nije uključen sliver i
- Srednji perimetar, $S_{W_{tav}}$, kada je uključen sliver u razmatranje.

Obično se u preliminarnim analizama dizajna raketnog motora, odnosno pogonskog punjenja nastoji ostvariti kvazi neutralan karakter promjene potiska sa vremenom. Odnos perimetara površine gorenja koji omogućava ispunjenje neutralnog karaktera promjene potiska sa vremenom, je onaj odnos maksimalnog i srednjeg perimetra sagorijevanja za usvojenu debljine svoda w , tj. kada nije uključen sliver.

Međutim, za praktičnu primjenu je značajniji minimalni odnos maksimalnog i srednjeg pritiska sagorijevanja u raketnom motoru koji obezbjeđuje očekivani specifični impuls. Ovaj odnos za izabранo zvijezda punjenje zavisi od veličine slivera kao i od stepena neutralnosti promjene pritiska sagorijevanja sa vremenom. Rad motora na srednjem pritisku sagorijevanja koji je blizak maksimalno očekivanom pritisku postiže se kada je ostvaren minimalan odnos maksimalnog i srednjeg perimetra sagorijevanja za ukupnu debljinu svoda sa sliverom, w_t .

Određeni stepen neutralnosti (za usvojeni stepen ispune, veličinu slivera i broja krakova N) postiže se u prvom redu za usvojenu vrijednost relativnog weba w_f , a koja se kreće u intervalu $w_f = 0,3 - 0,6$. Parametri zvijezde: R_p , r_1 , r_2 , w i N određuju familiju zvijezde, dok uglovi ξ i η omogućavaju postizanje odgovarajućeg stepena ispune raketnog motora i stepena neutralnosti površine sagorijevanja. Balistička optimizacija zvijezda punjenja omogućava definisanje jedinstvene geometrije zvijezde za zadati w_f sa minimalnim odnosom maksimalnog i srednjeg perimetra sagorijevanja (tabela 5.4). Optimalni dizajn zvijezde, baziran samo na kriteriju neutralnosti gdje nije uključen sliver postignut je za $w_f = 0,33$ sa velikom vrijednošću slivera od 16,7 %. Ako se u optimizaciju dizajna zvijezde uključi i sliver, optimalni dizajn zvijezde postignut je za $w_f = 0,43$, ali mnogo manjom vrijednošću slivera u odnosu na prethodnu geometriju, sa većim odnosom Γ_{min} i manjom vrijednošću ugla η .

Tabela 5.4 Neutralnost kao funkcija w_f za $V_l = 0,85$, $N = 5$ i $r_1/R_p=r_2/R_p=0,05$ [20]

w_f	Γ_{min} (za w)	Γ_{min} (za w_t)	Sliver	ξ [°]	η [°]
0,31	1,041	1,413	0,159	30,15	26,74
0,33	1,004	1,329	0,167	31,66	31,04
0,43	1,084	1,257	0,064	26,48	22,60
0,45	1,113	1,259	0,049	24,81	19,58

Uticaj broja krakova zvijezde na optimizaciju

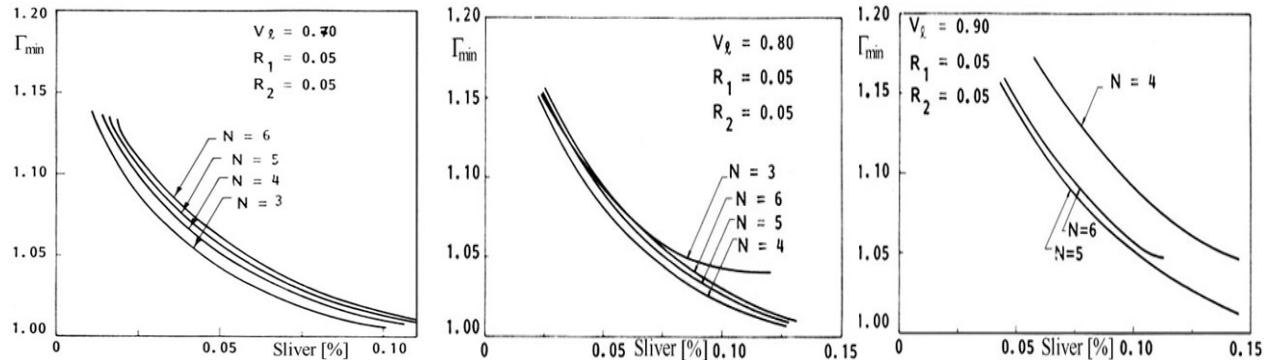
Pri balističkoj optimizaciji zvijezda punjenja veoma je važno posmatrati uzajamnu vezu između veličine slivera i stepena neutralnosti površine sagorijevanja. Dizajner punjenja postavlja zahtjev za stepen ispune V_l , stepen neutralnosti površine sagorijevanja i veličinu slivera. Na ova tri parametra (sliver, V_l i stepen neutralnosti) utiču tri varijable zvijezda punjenja: w_f , ξ i η [20].

Uticaj broja krakova zvijezde N , na stepen neutralnosti površine sagorijevanja i veličinu slivera, je veoma kompleksan i zavisi bitno od stepena ispune ($V_l = 0,7 - 0,9$). Za usvojenu vrijednost stepena ispune ($V_l = 0,7$, $V_l = 0,8$ i $V_l = 0,9$) i za razmatrane brojeve krakova zvijezde ($N = 3 - 6$) u intervalu relativne debljine svoda $w_f = 0,3 - 0,6$, određuje se funkcija promjene Γ_{min} od vrijednosti slivera (slika 5.13).

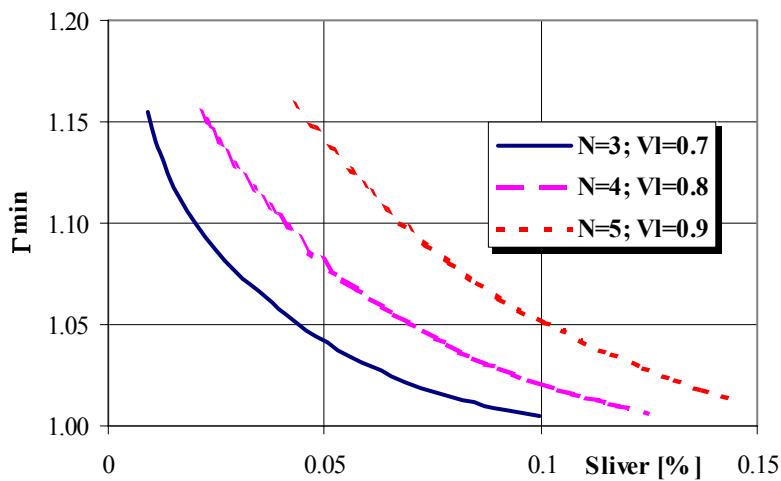
Analizom dijagrama prikazanih na slici 5.13, za bilo koju vrijednost slivera, minimalnu vrijednost odnosa maksimalnog i srednjeg perimetra sagorijevanja je postignuta za (slika 5.14):

- Stepen ispune $V_l = 0,7$ kod zvijezde sa tri kraka,

- Stepen ispune $V_l = 0,8$ kod zvijezde sa četiri kraka,
- Stepen ispune $V_l = 0,9$ kod zvijezde sa pet krakova.



Sl. 5.13 Neutralnost u funkciji slivera za zvijezdu sa N krakova za $V_l = 0,7, 0,8$ i $0,9$
($r_1/R_p=r_2/R_p=0,05$) [20]



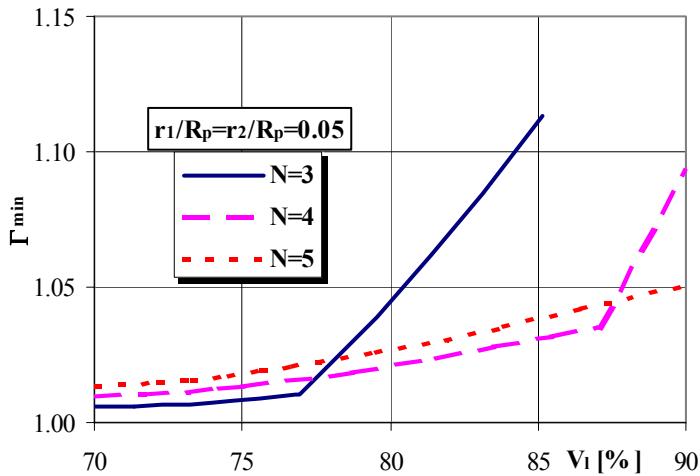
Sl. 5.14 Uticaj stepena ispune na sliver i neutralnost [20]

Za datu vrijednost slivera i porastom stepena ispune i brojem krakova zvijezde povećava se minimalni odnos maksimalnog i srednjeg perimetra sagorijevanja. Ta promjena nije linearна.

Sljedeći korak u procesu balističke optimizacije zvijezde je da se iz dijagrama sa slike 5.14 za usvojenu vrijednost veličine slivera (u ovom slučaju 10%) odredi minimalna vrijednost Γ_{min} za različite stepene ispune ($V_l = 0,7$ do $0,9$) i za brojeve krakova $N= 3, N=4$ i $N= 5$, čime je uspostavljena funkcionalna veza između Γ_{min} i stepena ispune i broja krakova za usvojenu vrijednost slivera (sl. 5.15). Za neku drugu usvojenu vrijednost slivera dobit će se druga funkcionalna zavisnost.

Analizom ovog dijagrama, moguće je konstatovati da:

- u intervalu V_l od 70 do 77 % optimalna geometrija zvijezde ima tri kraka,
- u intervalu V_l od 78 do 87 % optimalna geometrija zvijezde ima četiri kraka.
- u intervalu V_l od 87 do 90 % optimalna geometrija zvijezde ima pet krakova.



Sl. 5.15 Neutralnost u funkciji V_l za zvijezdu sa N krakova i $\sigma = 10\%$ [20]

Uticaj radijusa r_1 i r_2 na optimizaciju

Pri balističkoj optimizaciji zvijezda punjenja, teži se da radijusi korijena kraka zvijezde i vrh kraka zvijezde budu što manji, jer oni utiču na stepen neutralnosti površine sagorijevanja i veličinu slivera, pri zadovoljenju uslova minimalne vrijednosti odnosa maksimalnog i srednjeg perimetra sagorijevanja. Međutim male vrijednosti ovih radijusa nisu pogodni sa stanovišta jednostavnosti tehnologija izrade punjenja, a posebno tokom procesa prialjivanja i pri sagorijevanju pri nižim temperaturama može doći do pojave pukotina (u slučajevima kada je radius r_1 jako mali).

Uticaj radijusa korijena kraka na neutralnost i sliver, za fiksne vrijednosti N , w_f , r_2 i V_l i različite vrijednosti uglova ξ i η dat je u tabeli 5.5.

Tabela 5.5 Uticaj r_1 na veličinu slivera i neutralnost ($N=4$, $V_l=0.8$, $w_f=0.35$ i $r_2/R_p=0.05$) [20]

r_1/R_p	$\eta [^{\circ}]$	$\xi [^{\circ}]$	σ	$V_{l\min}$
0,00	27,87	25,86	0,090	1,007
0,05	26,98	30,01	0,110	1,014
0,10	25,44	34,61	0,133	1,026
0,15	22,94	39,83	0,162	1,044

Iz tabele se vidi da sa povećanjem radijusa korijena kraka povećavamo vrijednost slivera a stepen neutralnosti površine sagorijevanja se narušava.

Povećanjem r_2 (bez mijenjanja ostalih dimenzija) smanjuje se stepen ispune. Uopšte neutralnost površine sagorijevanja i veličina slivera ne zavise bitno od promjene r_2 kao što je to u slučaju promjene r_1 [20].

Sa smanjenjem vrijednosti radijusa r_2 smanjuje se radius kružnice koja tangira vrhove krakova zvijezde r . Minimalni radius r te kružnice će biti kada je zadovoljen uslov kada je $\eta < \pi/N$ (slika 5.10) [20].

6 PRORAČUN ZAVISNOSTI PRITISKA I POTISKA OD VREMENA

6.1 Model strujnog polja u komori sagorijevanja

Matematski model koji opisuje strujno polje u raketnom motoru, se zasniva na primjeni jednačina održanja mase, količine kretanja i energije.

Za opis strujnog polja u komori sagorijevanja se koristiti jednodimenzionalni gasodinamički model. Kod većine raketnih motora proces sagorijevanja može se posmatrati u tri faze:

- Faza pripaljivanja,
- Kvazistacionarni režim rada i
- Faza završnog pada pritiska.

Osnovne gasodinamičke i termodinamičke relacije koje se koriste u proračunima ovih strujnih polja u komori sagorijevanja, date u jednodimenzionalnom obliku duž aksijalne ose motora, su:

- Jednačina održanja mase,

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u A) + \frac{\partial}{\partial t}(\rho A) = 0, \quad (6.1)$$

- Jednačina količine kretanja,

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u A) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2 A) = -A \frac{\partial P}{\partial x}, \quad (6.2)$$

- Jednačina energije (izvedena iz izraza 3.69, s pretpostavkom da je specifična toplota pri konstantnom pritisku konstantna),

$$T = T_c - \frac{(\gamma - 1)u^2}{2\gamma R_g} \quad (6.3)$$

gdje je R_g – gasna konstanta;

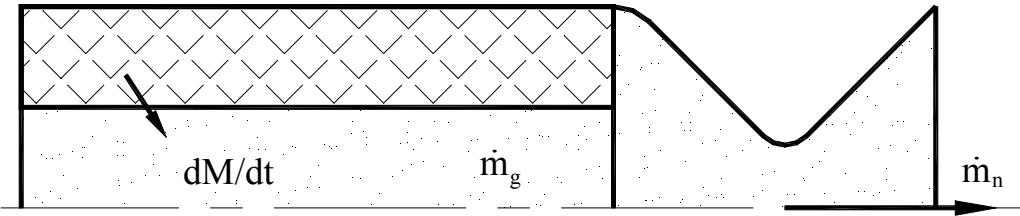
Primjena prethodnih jednačina bazirana je na sljedećim pretpostavkama:

- Dotok mase je trenutan proces, pri kome je komponenta brzine gasa, paralelna osi motora, jednaka nuli.
- Proizvodi sagorijevanja se smatraju idealnim gasom,
- Strujanje gasa je jednodimenzionalno i adijabatsko,
- Temperatura sagorijevanja, odnos specifičnih toplota i molekularna masa su konstantni po čitavoj zapremini motora,
- Sile trenja gasovitih produkata u kanalu pogonskog punjenja su zanemarljivo male,
- Strujanje gasa u prostoru između ravni izlaza iz pogonskog punjenja i ravni ulaza u mlaznik je izoentropsko.

6.2 Performanse raketnog motora u kvazistacionarnom režimu rada

Pritisak u raketnom motoru u funkciji vremena se računa na osnovu zakona o održanju mase tj. masa gase nastala sagorijevanjem pogonske materije \dot{m}_g jednaka je sumi mase produkata sagorijevanja akumuliranih u raketnom motoru dM/dt i mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu \dot{m}_n , (sl. 6.1):

$$\dot{m}_g = \frac{dM}{dt} + \dot{m}_n . \quad (6.4)$$



Sl. 6.1 Bilans mase gasa nastale sagorijevanjem goriva u raketnom motoru

Masa gase nastala sagorijevanjem pogonske materije \dot{m}_g data je izrazom,

$$\dot{m}_g = \rho_p \cdot A_b \cdot r \quad (6.5)$$

gdje je: ρ_p – gustina pogonske materije [kg/m^3];
 A_b – površina sagorijevanja pogonske materije [m^2];
 r – brzina sagorijevanja pogonske materije [m/s].

Mase produkata sagorijevanja akumuliranih u raketnom motoru dM/dt da je

$$\frac{dM}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho_g V) = \rho_g \frac{dV}{dt} + V \frac{d\rho_g}{dt}, \quad (6.6)$$

gdje je: $\rho_g = \frac{p_c}{R_g \cdot T_c}$ – gustina gasovitih produkata sagorijevanja u raketnom motoru [kg/m^3];
 V – slobodna zapremina za prolaz gasova [m^3];
 p_c – pritisak sagorijevanja [Pa];
 T_c – temperatura sagorijevanja u raketnom motoru [K] i
 $\frac{d\rho_g}{dt} \approx \frac{1}{R_g \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt}$, promjena gustine gasovitih produkata sagorijevanja,

odnosno

$$\frac{dM}{dt} = \rho_g \frac{dV}{dt} + \frac{V}{R_g \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt}. \quad (6.6a)$$

Mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu \dot{m}_n data je izrazom

$$\dot{m}_n = \frac{p_c \cdot A_{th}}{C^*} \quad (6.7)$$

gdje je: A_{th} – površina kritičnog presjeka mlaznice [m^2];
 C^* – karakteristična brzina gasovitih produkata sagorijevanja.

Promjena pritiska sagorijevanja u raketnom motoru se određuje numeričkom integracijom izraza (izведен iz izraza 6.4 nakon uvršatavanja izraza 6.5, 6.6a i 6.7):

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{1}{V_{c_i}} \cdot \left[R_g \cdot T_c \cdot \left(\sum_{i=1} \rho_p \cdot A_{b_i} \cdot r_i - \frac{p_{c_i} \cdot A_{th_i}}{C^*} \right) - p_{c_i} \cdot \frac{dV_{c_i}}{dt} \right] \quad (6.8)$$

Promjena sile potiska se određuje na osnovu izraza:

$$F_i = C_{F_i} \cdot \eta_{C_{F_i}} \cdot p_{c_i} \cdot A_{th_i} \quad (6.9)$$

6.3 Mehanizam prelaznog procesa sagorijevanja

Prelazni fenomeni pri sagorijevanju čvrstih pogonskih materija javljaju se pri naglim promjenama pritiska u komori sagorijevanja. Pri tome se remeti ravnoteža dovođenja toplove sa produkata sagorijevanja na površinu goriva i u samom gorivu, tako da, s obzirom na veliku brzinu promjena koje se dešavaju, ne mogu da se uspostave stacionarni uslovi sagorijevanja.

Prelazni fenomeni se javljaju najčešće u procesu pripaljivanja raketnih motora i u fazi završnog pada pritiska ili u procesu prelaza sa buster na marš fazu rada raketnog motora. Međutim, prelazni fenomeni mogu biti uzrokovani i pojmom oscilatornog sagorijevanja pogonske materije ili uticajem ubrzanja letjelice na proces sagorijevanja.

6.3.1 Prelazni procesi pri pripaljivanju

Funkcija pripale je da pred raketnom gorivu potrebnu količinu toplove u određenom vremenu. Pri pripaljivanju osnovnog punjenja na površini sagorijevanja dolazi do formiranja gorućih tačaka, a zatim dolazi do lokalnog pripaljivanja oko tih tačaka i na kraju se plamen rasprostire po cijeloj površini.

Da bi se izvršilo definisanja promjene pritiska i masenog toka u procesu pripaljivanja potrebno je poznavati:

- Masu pripale;
- Oblik i dimenzije zrna pripalne mase i
- Položaj, oblik i tip pripale u komori sagorijevanja.

Pripalni mehanizam mora zadovoljiti sljedeće zahtjeve:

- Sigurnost i pouzdanost funkcionisanja,
- Mogućnost pripaljivanja osnovnog punjenja,
- Minimalne dimenzije mase pripale,
- Ravnomjeran priraštaj pritiska u raketnom motoru na čvrsto gorivo bez "skokova" i "stopenica",
- Minimalno vrijeme pripaljivanja površine gorenja osnovnog punjenja,
- Mogućnost dugotrajnog skladištenja.

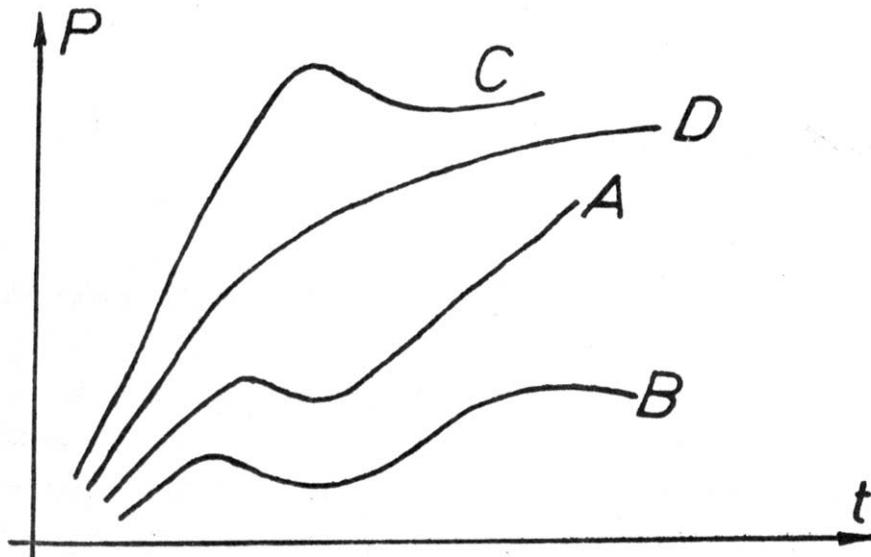
Na proces pripaljivanja osnovnog punjenja utiču sljedeće veličine:

- Početna temperatura punjenja,
- Hemijski sastav punjenja,
- Hrapavost površine punjenja,
- Sastav produkata sagorijevanja pripale,
- Brzina strujanja produkata pripale iznad površine sagorijevanja punjenja i
- Oblik kanala za prolaz gasova.

U procesu pripaljivanja pogonskog punjenja mogu se javiti sljedeći slučajevi:

- Produkti sagorijevanja pripale ne predaju potrebnu količinu toplove na površinu sagorijevanja osnovnog punjenja i tada proces pripaljivanja nije potpun i raketni motor će izvjesno vrijeme raditi pri nižem pritisku sagorijevanja, a zatim izaći na stabilan režim rada (sl. 6.2, krivulja A) [54].

- Ako je predata količina toplote od produkata sagorijevanja još manja, tada ne dolazi do uspostavljanja stabilnog gorenja (sl. 6.2, krivulja B) i može doći do gašenja raketnog motora.
- U slučaju da povećamo masu sagorjelih gasova pripale može doći do naglog povećanja pritiska motora sa karakterističnim skokom pritiska (sl. 6.2, krivulja C), a što može uzrokovati pojavu pukotina u strukturi pogonskog punjenja, nekontrolisanog rasta pritiska u komori sagorijevanja i na kraju do razaranja strukture raketnog motora.
- Pravilnim izborom pripalnog mehanizma osigurava se ravnomjeran i brz rast pritiska u raketnom motoru (sl. 6.2, krivulja D).



Sl. 6.2 Različiti slučajevi pripaljivanja osnovnog punjenja raketnog motora na čvrsta goriva [54]

Proračun pritiska i potiska moraju obuhvaćati prelazni režim pri pripaljivanju kad god su pred raketni motor postavljena ograničenja porasta pritiska ili kada je vrijeme rada motora takvo da je impuls ostvaren u fazi pripaljivanja značajan dio totalnog impulsa.

Kod razmatranja procesa pripaljivanja, pored nestacionarnosti strujanja, mora se voditi računa o dotoku mase od pripale i brzini prostiranja plamena po površini sagorijevanja pogonskog punjenja, tako da izraz za promjenu pritiska u vremenu (6.8), ima sljedeći oblik:

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{1}{V_{c_i}} \cdot \left[R_g \cdot T_c \cdot \left(\dot{m}_{ig} + \sum_{i=1} \rho_p \cdot A_{b_i} \cdot r_i - \frac{p_{c_i} \cdot A_{th_i}}{C^*} \right) - p_{c_i} \cdot \frac{dV_{c_i}}{dt} \right] \quad (6.10)$$

gdje je \dot{m}_{ig} - masena brzina toka produkata sagorijevanja pri sagorijevanju pripale.

Prethodni izraz izведен je prepostavljajući da su [53,16,14]:

- Temperatura gasovitih produkata sagorijevanja i pritisak su uniformni u cijelom motoru,
- Važe zakoni za idealni gas,
- Gasoviti produkti sagorijevanja pripale i gasoviti produkti sagorijevanja pogonske materije imaju slične osobine,
- Površina sagorijevanja je funkcija brzine prostiranja plamena,
- Izraz se primjenjuje kada je uspostavljeno proticanje kroz mlaznik (nakon razaranja membrane pri pripaljivanju).

Dotok mase pripale određuje se pomoću neke nezavisne balističke analize pripale.

6.3.2 Prelazni procesi pri završnom padu pritiska

Značajno smanjenje površine sagorijevanja pogonske materije, do koga dolazi na kraju rada motora ili pri prelasku sa buster na marš fazu rada, praćeno je padom pritiska. Za slučaj kada se u komori nalazi zaostala pogonska materija, pritisak sagorijevanja određuje se na osnovu izraza (6.8). Nakon potpunog sagorijevanja pogonske materije jednačina (6.8) poprima oblik:

$$\frac{dp_c}{dt} = -\frac{p_{c_i} \cdot A_{th_i}}{C^*} \frac{R \cdot T_c}{V_a} \quad (6.11)$$

Rješenjem ove jednačine može se izraziti zavisnost pritiska u komori od vremena izdvavavanja (za uslov da je u kritičnom presjeku mlaznika $M = 1$):

$$p_{c_i} = p_b e^{\left(-\frac{R \cdot T_c \cdot A_{th_i} \cdot t}{V_a \cdot C^*} \right)} \quad (6.12)$$

gdje je: p_b – zaustavni pritisak u komori nakon potpunog sagorijevanja pogonske materije, t – vrijeme, od trenutka potpunog sagorijevanja pogonske materije.

Najveći problem pri proračunu ovog procesa je tačno predviđanje prisustva, oblika i veličine ostatka. Ovo predviđanje zavisi, opet, od postignutog uspjeha u modeliranju strujnog polja i predviđanju balističkih performansi u kvazistacionarnom režimu rada.

7 PREDVIĐANJE UNUTRAŠNJO-BALISTIČKIH PARAMETARA RAKETNOG MOTORA NA DVOBAZNA GORIVA

7.1 Model za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsta raketna goriva

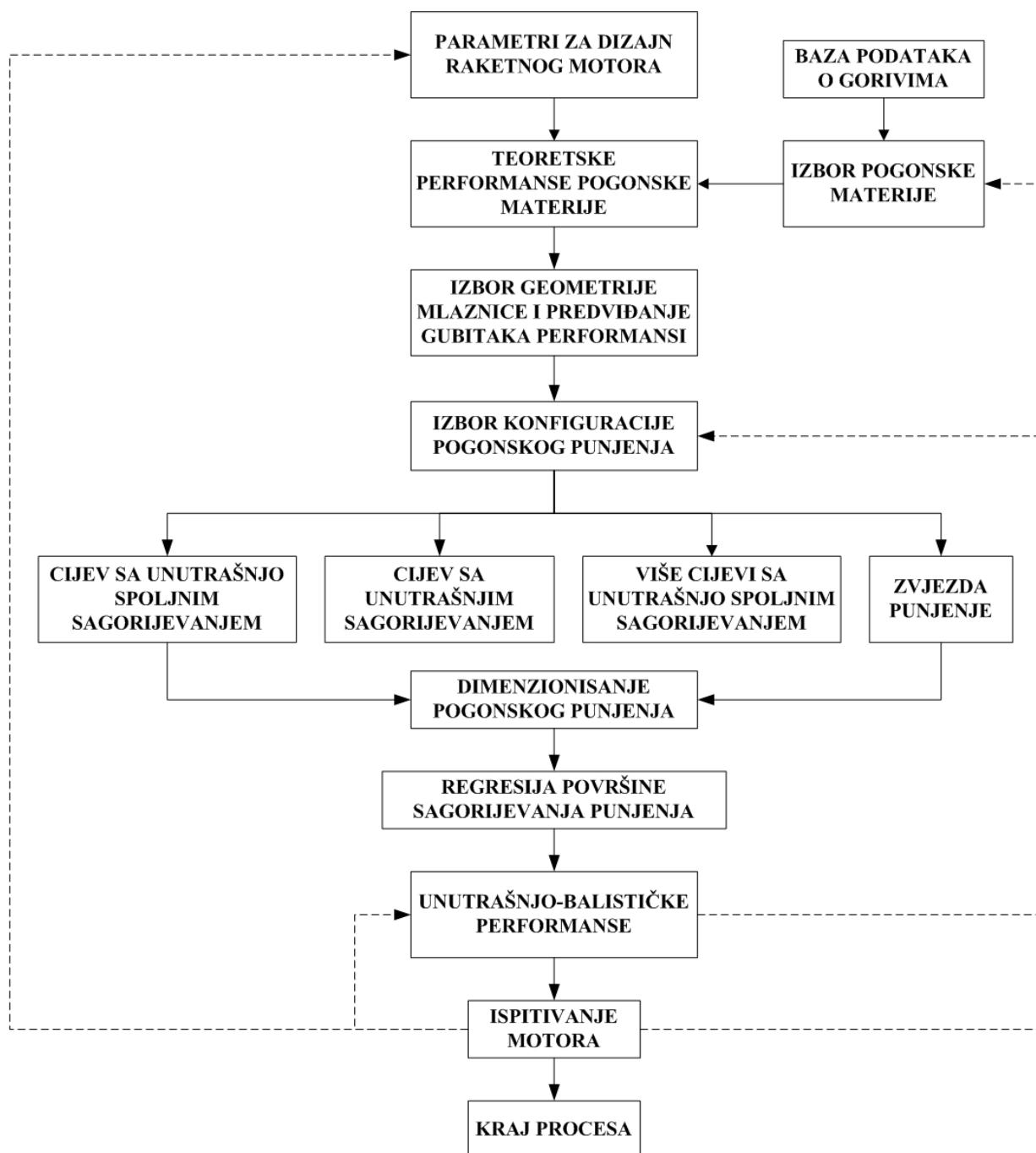
Model za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsta raketna goriva zasniva se na procedurama izloženim u poglavlju 1 (prikazani na slici 1.1) i on se sastoji od skupa neovisnih modula.

Modul za strukturalnu analizu podrazumijeva razmatranje kako pogonskog punjenja tako i strukture raketnog motora i uticaj gasnog toka i termalnih opterećenja na svaku od komponenti raketnog motora. Ovo zahtjeva veoma složen numerički model koji opisuje interakciju viskoznog, kompresibilnog fluida i čvrstog tijela, kao nestacionarno rješavanje momentne i energetske jednačine, stoga ovaj model u ovom radu neće biti razmatran.

Usvojen je sljedeći model za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsta raketna goriva čiji je dijagram toka prikazan na slici 7.1. Model je sastavljen od skupa sljedećih modula:

- *Modul za proračun teorijskih performansi pogonske materije.*
- *Modul za predviđanje gubitaka performansi u mlaznici*, omogućava procjenu gubitaka performansi u mlaznici kroz sljedeće kategorije: gubici sagorijevanja u komori, gubici zbog graničnog sloja, kinetički gubici, gubici zbog dvofaznog toka i gubici uslijed divergencije, korištenjem eksperimentalnih izraza na bazi preporuka AGARD-a.
- *Modul za dizajn pogonskog punjenja*, omogućava određivanje dimenzija sljedećih 2-D konfiguracija pogonskog punjenja: cijev sa unutrašnjim sagorijevanjem, cijev sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem, više cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem i zvijezda punjenje.
- *Modul za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara*, zasniva se na jednodimenzionalnom balističkom modelu. Ovaj modul omogućava predviđanje srednjih ostvarenih performansi kao što su maseni fluks, pritisak, potisak, impuls u funkciji vremena.

Ovi moduli, omogućavaju da se korištenjem analitičkih ili eksperimentalnih izraza opišu fizički i hemijski procesi u raketnom motoru. Uspješnost ovih modela zavisi od usvojenih prepostavki i upotrijebljenog numeričkog metoda. Verifikacija modela za predviđanje ukupnih unutrašnjo-balističkih performansi jedino je moguća eksperimentalnim putem. Eksperimentalna istraživanja treba da omoguće da se identificiraju veličine koje utiču na odstupanje unutrašnjo-balističkih parametara dobivenih eksperimentalnim putem od idealnih parametara.



Sl. 7.1 Dijagram toka modela za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsta raketna goriva

7.1.1 Parametri za dizajn raketnog motora na čvrsta goriva

Glavni cilj dizajna raketnog motora na čvrsta raketna goriva je izbor pogonskog punjenja koje će obezbjediti zahtijevani razvoj krive potisak u funkciji vremena potrebnu za misiju letjelice, uzimajući u obzir ostala specifična ograničenja (anvelopa, masa, itd.).

Prije nego što počne proces dizajniranja punjenja, moraju biti definirani sljedeći razvojni parametri:

- Srednji radni pritisak i maksimalni očekivani pritisak,
- Površina kritičnog presjeka i ekspanziono odnos u mlazniku,
- Stepen ispune,

- Relativna debljina svoda,
- Odnos površina za prolaz gasova – površina kritičnog presjeka i
- Odnos dužina – prečnik punjenja (vitkost punjenja).

7.1.1.1 Balistički zahtjevi

Sama namjena misije raketnog projektila definiše potrebne unutrašnjo-balističke parametre i zahtjeve koje se postavljaju pred strukturu raketnog projektila u cjelini. Kod raketnih projektila 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} .

7.1.1.2 Zahtjevi misije projektila

Strukturni zahtjevi postavljeni pred projektil, proistekli 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 $r_{av}(t_b)$:

$$r_{av}(t_b) \cong w/t_b \quad (7.1)$$

(za pogonsko punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem, debljina svoda je približno 0,25 prečnika pogonskog punjenja).

Na osnovu procijenjene brzine sagorijevanja, r_{av} , pristupa se izboru pogonske materije za dati dijapazon pritisaka sagorijevanja.

Ukupni raspoloživi volumen V_a za pogonsko punjenje:

$$V_a = \frac{D^2 \cdot \pi}{4} \cdot L \quad (7.2)$$

Maksimalno očekivani radni pritisak, MEOP, se koristi za definiranje strukturalnih ograničenja tijela motora. Maksimalni radni pritisak, na maksimalnoj radnoj temperaturi T_p pogonske materije mora biti manji od *MEOP*, pri tome uzimajući u obzir toleranciju reprodukcije pritiska sagorijevanja.

Maksimalni radni pritisak $p_{max}(T_p)$ se određuje po sljedećoj jednačini:

$$p_{max}(T_p) = MEOP \cdot (1 - \text{tolerancije reprodukcije}) \quad (7.3)$$

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, utiču na određivanje optimalnog ekspanzionog odnosa u mlazniku.

Nominalni pritisak sagorijevanja u komori raketnog motora se određuje korištenjem sljedeće jednačine:

$$p_{c_{nom}} = p_{max}(T_p) \cdot \exp[\pi_K \cdot (T_{max} - T_{nom})] \quad (7.4)$$

i on je limitirajući faktor pri izboru pogonske materije i geometrije pogonskog punjenja.

7.1.1.3 Izbor pogonske materije

U zavisnosti od balističkih zahtjeva i namjene misije letjelice, potrebno je izvršiti prethodni izbor tipa pogonske materije, koja će omogućiti 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 π_K , gustina ρ_p , sastav i osjetljivost pogonske materije na uticaj promjenljivog polja radijalnog ubrzanja.

Kompozitna raketna goriva (tabela 3.3), po nekim svojim karakteristikama (max. očekujući I_{sp} , max. gustina, širok raspon brzina sagorijevanja, itd.), su se pokazala da su superiornija u odnosu na dvobazna raketna goriva. S obzirom na cijenu proizvodnje goriva ili cijene sirovina za proizvodnju kompozitnih goriva, kao i zahtjeve za visoke tehnologije u preradi sirovina, kompozitna goriva su dostupna samo tehnološki visoko razvijenim zemljama.

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. U ovu grupu spada Bosna i Hercegovina. U periodu do rata, vršena su intenzivna eksperimentalna istraživanja i proizvodnja dvobaznih raketnih goriva, te će se ovaj rad zasnovati na analizi i predviđanju performansi raketnih motora sa dvobaznim raketnim gorivima.

7.1.2 Modul za proračun teorijskih performansi pogonske materije

Proračun teorijskih performansi raketnog motora zahtjeva uvođenje određenog broja pretpostavki. Za isto gorivo i radne uslove, teorijske performanse će veoma zavisiti od uzetih pretpostavki. Ovaj rad obuhvata pretpostavke za model raketnog motora sa konačnim površinama i zasniva se na sljedećim pretpostavkama [33,29,39]:

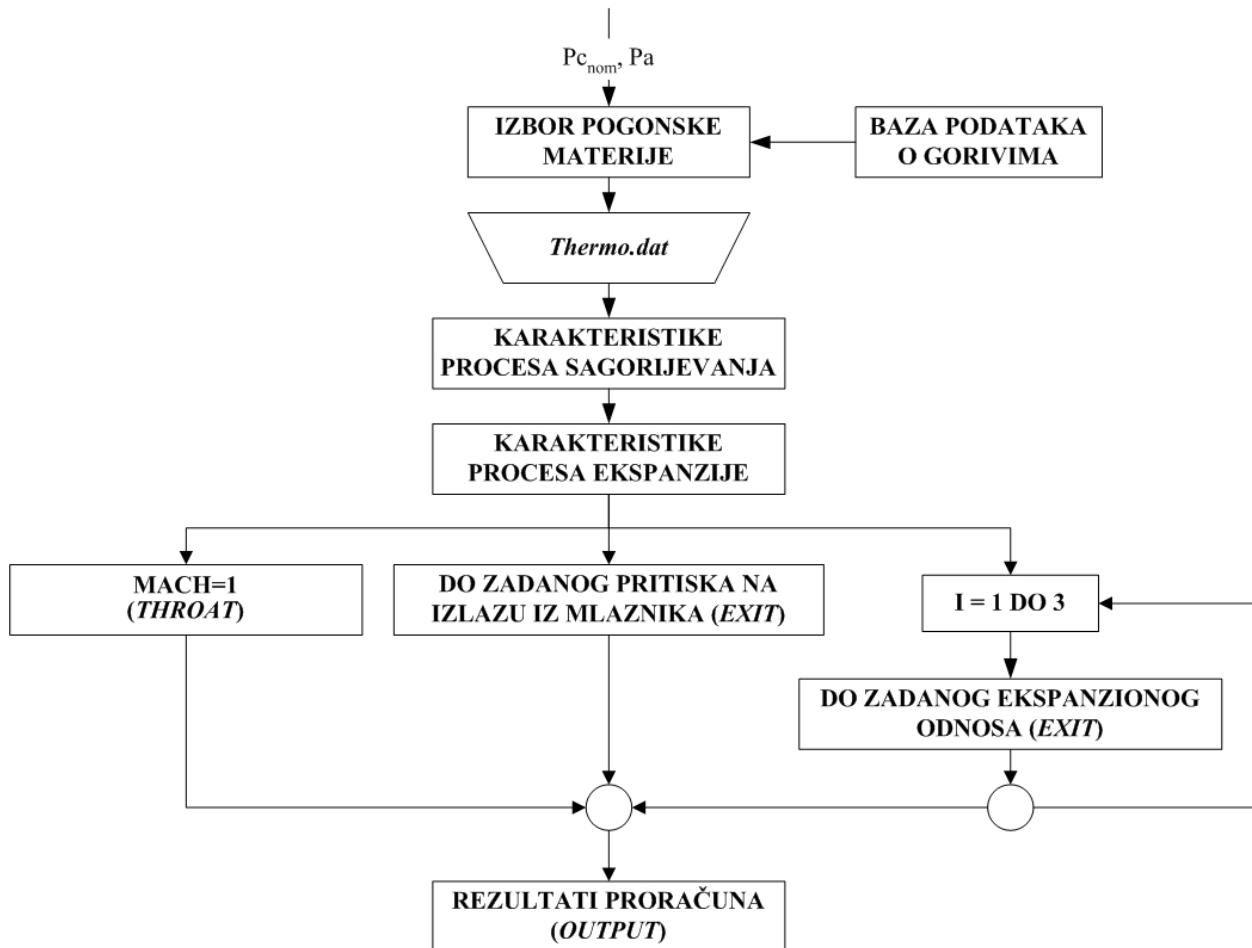
- jednodimenzionalnoj formi jednačina kontinuiteta, energije i količine kretanja,
- brzina gasne struje u komori sagorijevanja u odnosu na onu u mlaznici se zanemaruje, tj. uzima se da je brzina nula,
- potpuno i adijabatsko sagorijevanje,
- izoentropska ekspanzija u mlaznici,
- homogena smjesa,
- zakon idealnog gasa i
- ne postoje razlike u temperaturi i brzini između kondenzovane i gasne faze.

U komori sagorijevanja se odvijaju ne izentropski i nepovratni procesi. Model uzet u ovom radu omogućava predviđanje teorijskih performansi raketnog motora za slučaj zamrznute i ravnotežne ekspanzije.

7.1.2.1 Programsко rješenje

Proračun teorijskih performansi pogonskih materija i performansi raketnog motora predstavlja složen i dugotrajan postupak koji zahtijeva veliki broj ponavljanja istih matematskih izraza kao i rješavanja velikog broja nelinearnih jednačina za određivanje sastava produkata sagorijevanja. Koristeći predloženu metodologiju i jednačine izložene u poglavljju 3 razvijen je program *TCPSP (Thermo-Chemical Properties Solid Propellant)* za proračun sastava produkata sagorijevanja, termodinamskih i transportnih svojstava produkata sagorijevanja kao i za proračun teorijskih

performansi raketnog goriva u pojedinim sekcijama raketnog motora. Dijagram toka glavnog programa dat je na slici 7.2.



Sl. 7.2 Dijagram toka za proračun teorijskih performansi pogonske materije

Program TCPSP zahtjeva dva tipa ulaznih podataka. Prvi tip podataka se odnosi na termodinamičke veličine i podatke za transportna svojstva produkata sagorijevanja i smještani su u bazu pod nazivom *termo.dat*, a drugi tip podataka odnosi se na ulazne podatke koji se pripremaju za svaki tip pogonske materije i uslove rada raketnog motora.

Ulagani podaci za određivanje svojstava pojedinih elemenata i spojeva koji se koriste u programu odnose se na 156 komponenata u gasovitom stanju i 39 u kondenzovanom stanju. Komponentama je obuhvaćen 21 element. Indeksi elemenata i komponenata dati su tabeli 7.1 (komponente sa indeksom većim od 160 su u kondenzovanom stanju). Podaci za komponente se mogu dopunjavati, tj. može se povećati broj komponenata s kojim se računa. U tom slučaju potrebno je, u datoteci *termo.dat*, na rezerviranim mjestima za komponente unijeti vrijednosti za koeficijente termodinamičkih potencijala kao i molarnu masu, entalpiju formiranja komponente i ostale veličine koje su potrebne u ulazu. Baza podataka o termodinamičkim i transportnim svojstvima produkata sagorijevanja se može i dalje dopunjavati. U tom slučaju u programu se trebaju promjeniti odgovarajuće vrijednosti za: ukupan broj mesta komponenti, broj mesta za gasovite komponente i broj elemenata.

Tabela 7.1 Hemijski elementi i produkti sagorijevanja koji su obuhvaćeni u ovom modulu

Indeks	Oznaka	Indeks	Oznaka	Indeks	Oznaka	Indeks	Oznaka
1	Al*	51	C ₂ H*	101	S ₂ O*	151	PH ₂
2	C*	52	C ₂ H ₂ *	102	SiO*	152	PH
3	Ca*	53	C ₂ H ₄ *	103	TiO*	153	PO ₂
4	H*	54	SiC ₂ *	104	O ₂ *	154	P ₂ O ₃
5	K*	55	C ₃ *	105	SO ₂ *	155	PO
6	Mg*	56	C ₃ O ₂ *	106	SiO ₂ *	156	P ₂
7	N*	57	C ₄ *	107	SO ₃ *	157	P ₃
8	Na*	58	C ₅ *	108	SF	158	Pb ₂
9	O*	59	CaO*	109	SF ₂	159	PbO
10	P*	60	CaOH*	110	SF ₄	160	-
11	S*	61	KH*	111	SF ₆	161	Al
12	Si*	62	KOH*	112	S ₂	162	C
13	Ti*	63	MgH	113	Si ₂ *	163	Ca
14	Ar*	64	MgOH	114	Si ₃ *	164	Si
15	He*	65	NH*	115	F ₂ *	165	KAlO ₂
16	-e	66	HNO*	116	AlO ₂ -	166	AlN
17	F	67	NaOH	117	C-	167	Al ₂ O ₃
18	Cs	68	OH*	118	C+	168	Al ₄ C ₃
19	Fe*	69	HO ₂ *	119	Cl ₂	169	K ₂ CO ₃
20	Cl	70	SH*	120	HCl	170	MgCO ₃
21	Pb	71	SiH*	121	CO+	171	Na ₂ CO ₃
22	-	72	H ₂ *	122	H-	172	SiC
23	-	73	H ₂ O*	123	H ₊	173	CaO
24	-	74	H ₂ O ₂ *	124	OH-	174	KH
25	AlH*	75	K ₂ O ₂ H ₂	125	OH ₊	175	KOH
26	AlOH*	76	MgO ₂ H ₂	126	K ₊	176	NaOH
27	HalO	77	H ₂ S*	127	N ₊	177	KO ₂
28	AlN*	78	NH ₃ *	128	NO+	178	K ₂ O
29	AlO*	79	KNO ₃	129	NO ₂ -	179	K ₂ O ₂
30	AlO ₂ *	80	KO*	130	N ₂ +	180	K ₂ SO ₄
31	AIS*	81	K ₂ *	131	Na ₊	181	K ₂ SiO ₃
32	AlH ₂	82	K ₂ O*	132	O-	182	K ₂ Si ₂ O ₅
33	Al ₂	83	K ₂ O ₂	133	O ₊	183	MgO
34	Al ₂ O*	84	K ₂ SO ₄	134	PCl	184	MgSO ₄
35	Al ₂ O ₃ *	85	MgO*	135	O ₂ -	185	Si ₃ N ₄
36	CH*	86	NO*	136	O ₂ +	186	P ₄ O ₁₀
37	HCN*	87	NO ₂ *	137	AlCl	187	Na ₂ O
38	HCO*	88	NS	138	AlCl ₂	188	Na ₂ O ₂
39	CH ₂ *	89	SiN	139	AlCl ₃	189	Na ₂ SO ₄
40	CH ₄ *	90	NF	140	CCl	190	TiO
41	K ₂ CO ₃	91	NF ₂	141	CCl ₂	191	SiO ₂
42	CN*	92	NF ₃	142	ClO	192	TiO ₂
43	CO*	93	N ₂ *	143	ClO ₂	193	Mg
44	COS*	94	N ₂ O*	144	FeO ₂ H ₂	194	Fe ₂ O ₃
45	CO ₂ *	95	N ₂ O ₃	145	P ₂ O ₅	195	Al ₂ SiO
46	CS*	96	N ₂ O ₄	146	P ₃ O ₆	196	Al ₆ Si ₂ O ₁₃
47	CS ₂ *	97	N ₂ F ₂	147	P ₄ O ₇	197	MgSiO ₃
48	SiC*	98	NaO	148	P ₄ O ₈	198	Fe ₃ O ₄
49	Si ₂ C*	99	Na ₂	149	P ₄ O ₉	199	PbO
50	C ₂ *	100	SO*	150	P ₄ O ₁₀	200	-

Svojstva komponenata, računaju se preko redukovanih termodinamskih potencijala, određuju se pomoću podprograma *COEF*. Termodinamička svojstva koja se odnose na gasnu, kondenzovanu fazu, kao i ukupne karakteristike obje faze računaju se sa podprogramom *PROPERT*.

Drugi tip ulaznih podataka odnosi se na podatke koji se pripremaju za svaki tip pogonske materije i uslove rada raketnog motora, a odnose se na:

- naziv pogonske materije i uslove rada raketnog motora;
- sastav pogonske materije;
- ukupan broj produkata sagorijevanja, broj gasnih produkata sagorijevanja i broj elementata;
- indekse produkata sagorijevanja i indekse elemenata koji sačinjavaju pogonsku materiju;
- indekse elementata koji se koriste za određivanje bilansa za gasne i kondenzovane proekte.

Ovi podaci se unose nakon podataka za svojstva komponenata.

Za komponente koje definišu pogonsku materiju formirana je baza podataka, a ona se sastoji od: naziva konstituenata, hemijske formule konstituenata, molarne mase konstituenata, entalpije formiranja i gustine konstituenata. Baza je formirana na osnovu dostupnih podataka koji je publikovala firma MARTIN MARIETA [22] i podataka koji su dati NATO standardom [9] kao i podacima konstituenata pogonskih materija koje su se koristile u fabriči Vitezit. Ova baza podataka se može dalje nadograđivati sa novim komponentama.

Za izračunavanje sastava produkata sagorijevanja, kako za slučaj reagirajuće (podprogram *EQULIBR*) tako i nereagirajuće smjese, koristi se modificirani program za određivanje sastava i svojstava produkata sagorijevanja uglja [44]. Određivanje minimuma direktnе kriterijalne funkcije i Lagrang-eovih množitelja u tački minimuma, koristi se modificirani program Kuester i Mizea za geometrijsko programiranje (podprogrami *GEOP*, *GP3*, *GP10* i *GP22*) [44]. Transportna svojstva produkata sagorijevanja računaju se samo za gasnu fazu, za proekte sagorijevanja koji su dati u tabeli 7.1 (označeni sa *), pomoću podprograma *TRANS*.

Karakteristike procesa sagorijevanja

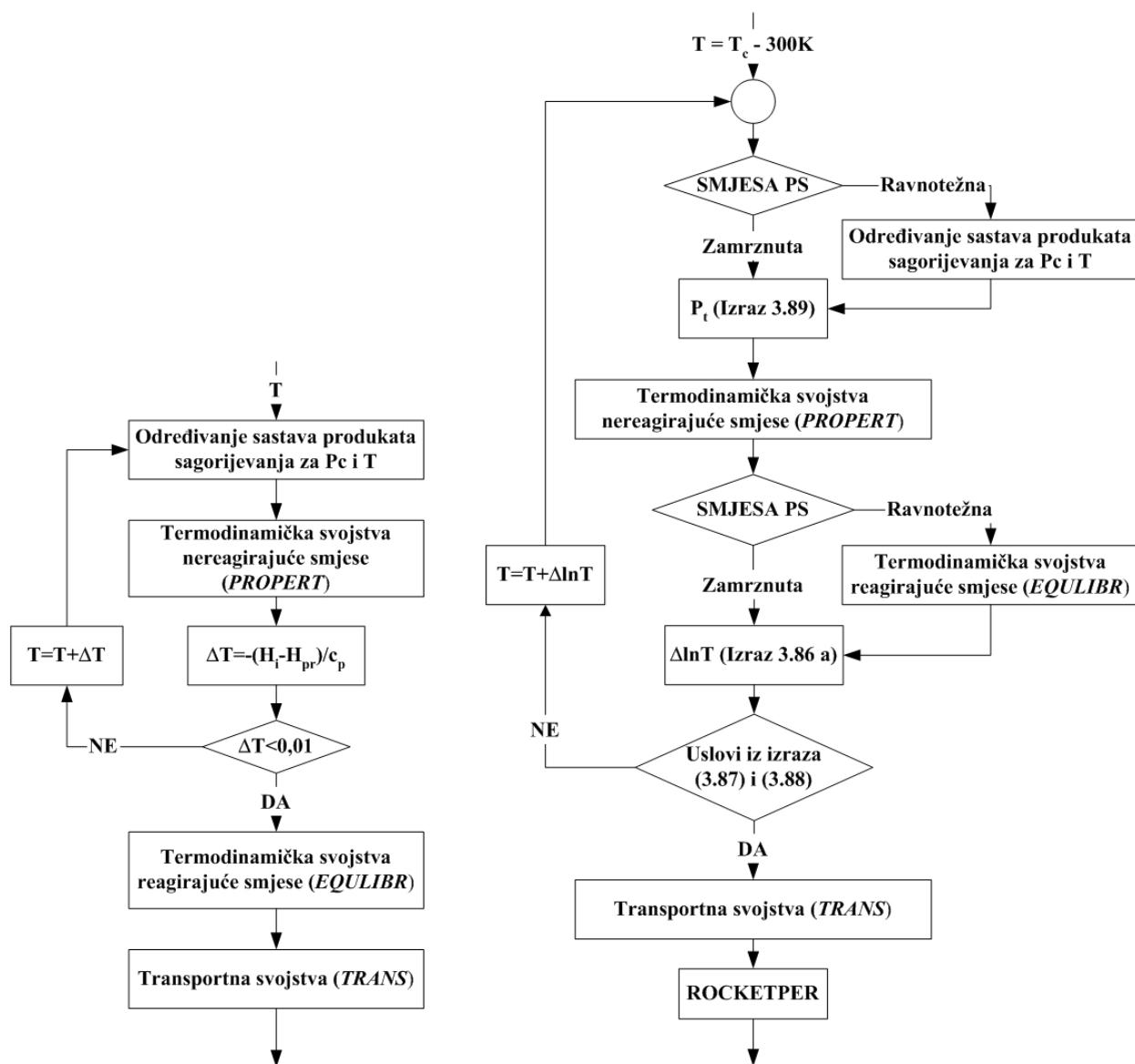
Za određivanje karakteristika procesa sagorijevanja pretpostavlja se da su pritisak sagorijevanja u komori raketnog motora i entalpija formiranja pogonske materije konstantni. Ulagani podaci za određivanje karakteristike procesa sagorijevanja su sastav i entalpija formiranja pogonske materije. Za izračunavanje temperature sagorijevanja koristi se iterativni postupak, gdje se za početnu temperaturu uzima $T = 2500\text{ K}$, do zadovoljenja uslova datog izrazom (3.84).

Za predviđenu temperaturu produkata sagorijevanja u komori sagorijevanja određuju se karakteristike reagirajuće i nereagirajuće smjese (C_p , γ , S , H , ρ , M , a), kao i transportna svojstva gasovitih produkata sagorijevanja (η i λ). Dijagram toka određivanja karakteristika procesa sagorijevanja (podprogram *KOMORA*), dat je na slici 7.3.

Ekspanzija do zadanog Mach-ovog broja

Za proračun karakteristika procesa ekspanzije u kritičnom presjeku koristi se uslov da je $S, M = \text{const}$. Izračunavanje temperature u kritičnom presjeku zasniva se na iterativnom postupku, gdje se za početnu temperaturu uzima $T = T_c - 300\text{K}$, dok se za izračunavanje pritiska koristi jednačina (3.89), a u prvom približenju za vrijednost koeficijenta odnosa specifičnih toplota uzima se vrijednost dobivena u komori sagorijevanja. Iterativni postupak se ponavlja do zadovoljenja uslova datim izrazima (3.87) i (3.88).

Za određenu temperaturu produkata sagorijevanja i pritisak u kritičnom presjeku mlaznika određuju se karakteristike reagirajuće i nereagirajuće smjese (C_p , γ , S , H , ρ , M , a) kao i transportna svojstva gasovitih produkata sagorijevanja (η i λ). Pored ovih parametara u kritičnom presjeku se određuju i performanse raketnog motora: karakteristična brzina, Mach-ov broj, C_f , I_{sp} za slučaj adaptiranih i neadaptiranih uslova i za rad mlaznice u vakumu. Dijagram toka određivanja karakteristika procesa ekspanzije u kritičnom presjeku (podprogram *THROAT*), dat je na slici 7.4.



Sl. 7.3 Dijagram toka podprograma KOMORA Sl. 7.4 Dijagram toka podprograma THROAT

Karakteristike procesa ekspanzije na izlazu iz mlaznika

Kod proračuna karakteristika procesa ekspanzije na izlazu iz mlaznika posmatraju se dva slučaja ekspanzije:

- Ekspanzija do zadanog pritiska na izlazu iz mlaznika i
- Ekspanzija do zadanog ekspanzionog odnosa.

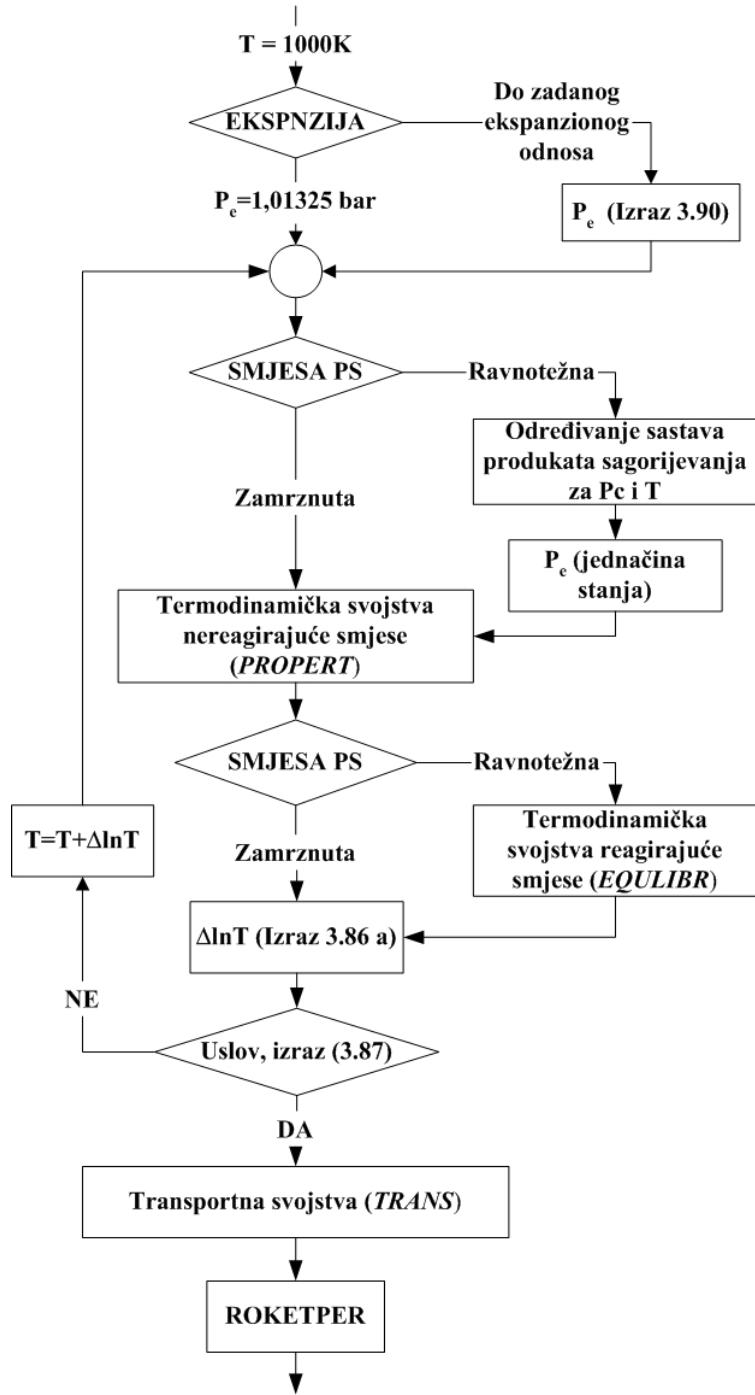
Za određivanja temperature koristi se uslov postojanosti entropije tj. $S = const$. Temperatura u izlaznom presjeku mlaznika određuje se iterativnim postupkom, gdje se za početnu temperaturu

uzima $T = 1000K$. U prvom slučaju ekspanzije pored temperature ulazna vrijednost je i pritisak na izlazu iz mlaznika i u ovom programu njegova vrijednost je $p_e=1,01325\text{ bar}$, dok u drugom slučaju ekspanzije nam je poznata vrijednost ekspanzionog odnosa, te se za vrijednost pritiska u prvom približenju koristi eksperimentalni izraz (3.90). Iterativni postupak se ponavlja do zadovoljenja uslova datim izrazom (3.87).

Za određenu temperaturu i pritisak određuju se karakteristike reagirajuće i nereagirajuće smjese produkata sagorijevanja (C_p , γ , S , H , ρ , M , a), kao i transportna svojstva gasovitih produkata sagorijevanja (η i λ). Pored ovih parametara u izlaznom presjeku mlaznika se određuju i performanse raketnog motora (*Mach-ov broj*, C_F , I_{sp}) za slučaj adaptiranih i neadaptiranih uslova i za rad malznicice u vakumu.

Dijagram toka određivanja karakteristika procesa ekspanzije u izlaznom presjeku mlaznika (podprogram *EXIT*), dat je na slici 7.5.

U slučaju pretpostavke o zamrznutoj ekspanziji produkata sagorijevanja posmatra se da je smjesa nereagirajuća, dok kod pretpostavke o ravnotežnoj ekspanziji posmatra se da je smjesa reagirajuća.



Sl. 7.5 Dijagram toka potprograma *EXIT*

U sklopu potprograma *ROKETPER* računaju se teorijske performanse raketnog motora.

Program je koncipiran tako da omogućava da se jednim propuštanjem izvrši proračun sastava i svojstava produkata sagorijevanja, teorijskih performansi raketnog motora i transportnih svojstava gasnih produkata sagorijevanja u:

- komori raketnog motora,
- kritičnom presjeku,
- izlaznom presjeku:
 - ekspanzija do zadanog pritiska, $p_e = 1.01325 \text{ bar}$.

- ekspanzije do zadanog ekspanzionog odnosa mlaznika, tri vrijednosti odnosa A_e/A_t ($A_e/A_{t \text{ opt.}} - 1.5$; $A_e/A_{t \text{ opt.}} - 1.0$ i $A_e/A_{t \text{ opt.}} + 1.0$).

U potprogramu *OUTPUT* su definisani uslovi za štampanje podataka i moguće je tabelarno prikazati sljedeće podatke:

- Uslovi rada raketnog motora;
- Sastav pogonske materije, entalpija formiranja konstituenata i procentualni sadržaj konstituenata;
- Atomski sastav pogonske materije, entalpija formiranja pogonske materije i bilans kiseonika;
- Molski udjeli produkata sagorijevanja u pojedinim sekcijama raketnog motora;
- Termodynamска i transportna svojstva kompletног sastava produkata sagorijevanja kao i performanse raketnog motora i to za slučaj ravnotežne i zamrznute ekspanzije produkata sagorijevanja.

7.1.3 Modul za 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 η_{C^*} i koeficijenta efikasnosti potiska η_{C_F} :

$$\eta_{C_F} :$$

$$I_{sp} = I_{sp_{teo}} \cdot \eta_{C^*} \cdot \eta_{C_F} \quad (7.5)$$

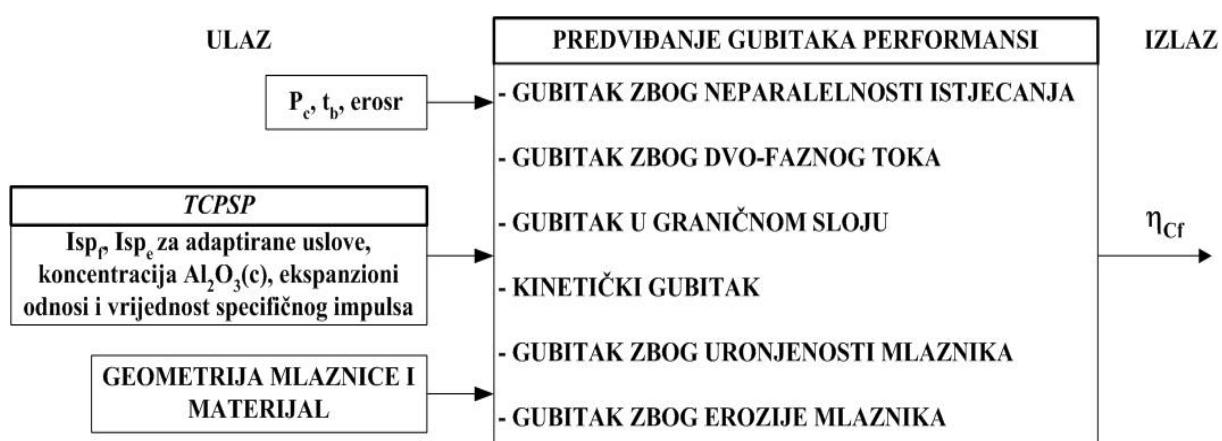
Teoretska vrijednost specifičnog impulsa pogonske materije se određuje programom *TCPSP*, dok se koeficijenti η_{C^*} i η_{C_F} određuju na bazi preporuka AGARD-a.

Koeficijenta efikasnosti potiska η_{C_F} za dvobazna goriva ne uključuje gubitke zbog dvofaznog toka [58]:

$$\eta_{C_F} = 1 - 0,01 \cdot (\varepsilon_{div} + \varepsilon_{bl} + \varepsilon_{kin} + \varepsilon_{sub} + \varepsilon_{eros}) \quad (7.6)$$

Za dvobazna raketna goriva, koeficijent efikasnosti procesa sagorijevanja η_{C^*} određuje se koristeći izraz (4.11), a vrijeme prebivanja molekula gasa u raketnom motoru na osnovu izraza (4.10).

Koristeći eksperimentalne izraze za efekte pojedinih gubitaka, izloženi su u poglavlju 4, napravljen je podprogram za proračun gubitaka performansi, pod nazivom *LOSSCF*, slika 7.6.



Sl. 7.6 Dijagram toka proračuna gubitaka performansi

7.1.3.1 Definisanje kritičnog presjeka i izlaznog presjeka mlaznika

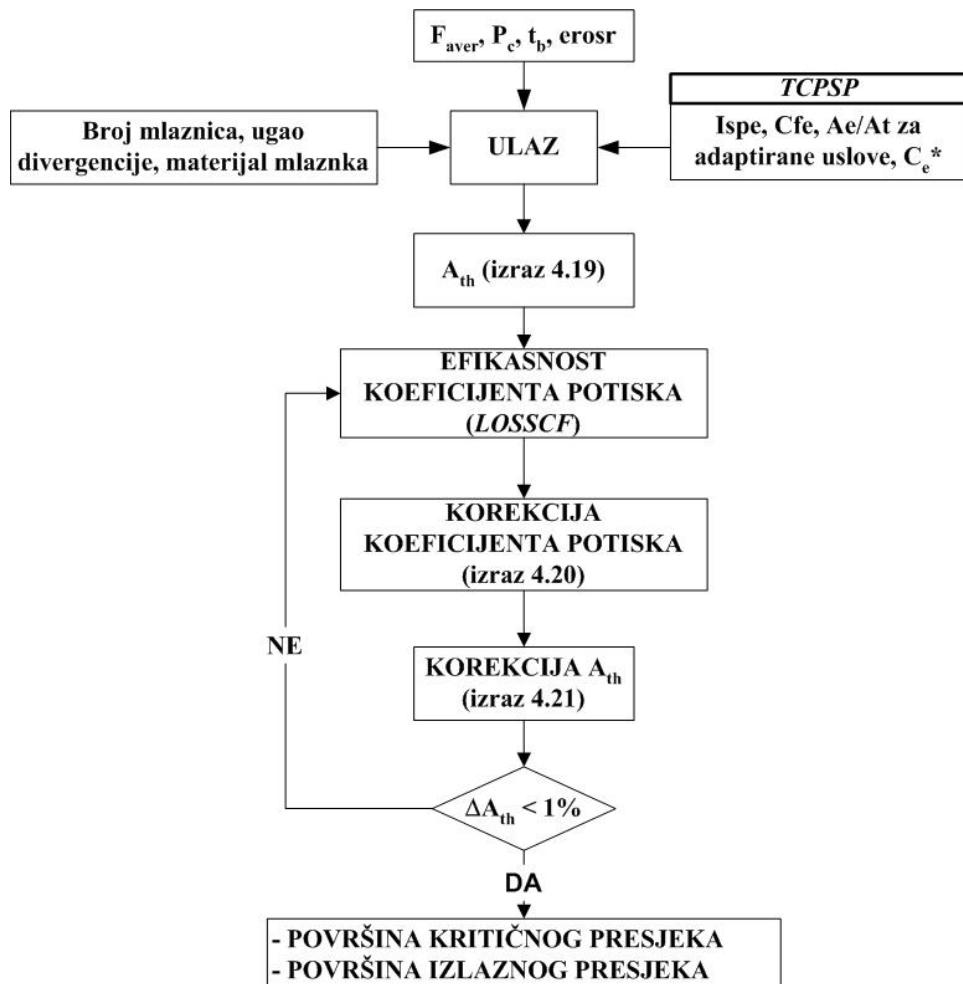
Tačno određivanje površine kritičnog presjeka mlaznika i ekspanzionog odnosa mlaznika su jedni od glavnih ciljeva u procesu dizajniranja raketnog motora na čvrsta goriva. Na ovaj proces utiče više različitih faktora, od kojih je najznačajniji koeficijent efikasnosti sile potiska.

Polazna osnova u procesu dizajniranja je poznavanje teoretskih vrijednosti svih važnih parametara na osnovu kojih se vrši procjena uticaja gubitaka i onda postupkom iterativnog približavanja, određuje se konvergentno rješenje površine presjeka mlaznika.

Proces određivanja površine kritičnog presjeka, odnosno ekspanzionog odnosa mlaznika zahtjeva poznavanje:

- Srednje vrijednosti sile potiska F_{aver} (određena u spoljno balističkoj analizi misije letjelice).
- Radni pritiska p_c u komori raketnog motora (određen tokom procesa izbora tipa pogonske materije).
- Teoretske vrijednosti termohemijских parametara pogonske materije, za slučaj ravnotežnog stanja i zamrznutog stanja produkata sagorijevanja, za usvojeni radni pritisak sagorijevanja i optimalnu ekspanziju produkata sagorijevanja (pritisak na izlazu iz mlaznika jednak je ambijentalnom pritisku).

Osnovni algoritam procesa određivanja površine kritičnog i izlaznog presjeka mlaznika, baziran je na metodologiji izloženoj u poglavljju 3. Dijagramom toka potprograma *AREATH* dat je na slici 7.7.



Sl. 7.7 Dijagram toka za proračun geometrije mlaznika

7.1.4 Modul za dizajn pogonskog punjenja

7.1.4.1 Preliminarni dizajn pogonskog punjenja

Osnovni zadatak u procesu dizajniranja pogonskog punjenja je određivanje njegove 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 ,
- Stepen ispune V_l ,
- Vitkost pogonskog punjenja tj. odnos dužine prema prečniku punjenja L/D .

Vitkost pogonskog punjenja je određen iz ograničenja proisteklih iz misije projektila i analize strukture rakete.

Relativni web-a je odnos debljine svoda i radijusa punjenja:

$$w_f = w/R_p \quad (7.7)$$

Stepen ispune definiše se kao odnos zapremine zauzete pogonskim punjenjem V_p prema ukupno raspoloživoj zapremini motora za pogonsko punjenje V_a :

$$V_l = V_p/V_a \quad (7.8)$$

Potrebna zapremina pogonske materije se određuje iz izraza za totalni impuls raketnog motora:

$$I_{tot} = F_{aver} \cdot t_b = m_p \cdot I_{sp} = V_p \cdot \rho_p \cdot I_{sp} \quad (7.9)$$

odnosno,

$$V_p = \frac{I_{tot}}{I_{sp} \cdot \rho_p} \quad (7.10)$$

Poznavajući parametre w_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 se računa iz izraza:

$$A_p = \frac{D^2 \cdot \pi}{4} \cdot (1 - V_l), \quad (7.11)$$

odnosno, ekvivalentni prečnik kanala za prolaz gasova:

$$D_{p_e} = D \cdot \sqrt{1 - V_l} \quad (7.12)$$

Iz uslova ravnoteže između gasnog toka stvorenog sagorijevanjem pogonske materije i gasnog toka koji ističe kroz mlaznik moguće je sračunati površinu sagorijevanja za poznate polazne parametre:

$$A_b = \frac{C_D \cdot p_{c_{nom}} \cdot A_{th}}{\rho_p \cdot r} \quad (7.13)$$

Složenost geometrije kanala pogonskog punjenja za prolaz gasova se određuje preko faktora perimetra sagorijevanja kojeg čine odnos stvarnog perimetra gorenja S i perimetra ekvivalentnog prečnika D_{p_e}

$$p_{fac} = \frac{S}{D_{p_e} \cdot \pi} = \frac{A_b}{D_{p_e} \cdot \pi \cdot L} \quad (7.14)$$

Za cilindrični kanal pogonskog punjenja faktor perimetar $p_{fac}=1$, dok za druge konfiguracije kanala za prolaz gasova $p_{fac} > 1$.

7.1.4.2 Izbor tipa konfiguracije i dimenzija punjenja

Ovaj model omogućava izbor sljedećih tipova konfiguracija punjenja:

- Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem,
- Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem,
- Više punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem,
- Zvijezda punjenje.

Ova punjenja radijalno sagorijevaju i mogu se posmatrati kao dvodimenzionalna punjenja.

Na osnovu parametara određenih u preliminarnoj analizi, izbor opšte konfiguracije punjenja u ovom modelu zasniva se na sljedeća tri parametra: relativnog web-a, stepena ispune i vitkosti punjenja. Na osnovu ovih zavisnih parametara, dizajneru je omogućen izbor najpovoljnije konfiguracije iz tabele 5.1. Pored parametara određenih preliminarnom analizom mora se voditi računa o tehnološkim ograničenjima, strukturalnoj valjanosti kao i traženom karakteru promjene potiska u vremenu (neutralan, progresivan ili degresivan).

Nakon izbora tipa konfiguracije punjenja, pristupa se dimezionisanju punjenja.

U ovom modelu polazi se od toga da nam je poznat odnos dužina/prečnik punjenja, tako da ostaje da se definišu ostale veličine koje opisuju datu konfiguraciju punjenja.

Određivanje dimenzija punjenja za prva tri tipa konfiguracija zavisi od stepena ispune (direktno zavisi od relativnog weba) i uslova strujanja unutar kanala za prolaz gasova. Zbog toga je moguće ostvariti bržu procjenu i definisati geometriju ovih tipova punjenja upotrebom jednostavnih izraza i tabela, izloženih u poglavlju 5.

Za razliku od prva tri tipa konfiguracija, gdje se dimenzionom analizom dobija samo jedna geometrija, zvijezda punjenje pruža mogućnost izbora više geometrija koja zadovoljavaju uslove iz preliminarne analize. Tako da u ovom slučaju je potrebno izvršiti optimizaciju zvijezde sa stanovišta stepena progresivnosti, stepena ispune i veličine slivera.

Analiza obuhvaća varijaciju ovih nezavisnih varijabli na osnovu kojih se dobija optimalna konfiguracija zvijezda punjenja, sa usvojenom tolerancijom stepena ispune i relativnog gubitka goriva (sliver) uz odgovarajuće uslove kvazi neutralnosti sagorijevanja zvijezde.

Postupak optimizacije zvijezda punjenja zasniva se na sljedećim postavkama [20]:

- Razmatra se svih sedam varijabli koje određuju zvjezdastu konfiguraciju.
- Za usvojeni stepen ispune i relativni gubitak goriva (dat sa nekom tolerancijom) usvaja se rješenje koje će dati najmanji odnos maksimalnog i srednjeg perimetra, Γ_{min} , izraz (5.51).

Srednji perimetar se računa za cjelokupni interval debljine svoda, tj. u procesu optimizacije zvijezda punjenja posmatramo promjenu perimetra u prve tri zone. Srednji perimetar računa se na osnovu izraza:

$$S_{av} = \frac{\int S_i dW}{W} \quad (7.15)$$

Integral $\int S_i dW$ određuje se primjenom pravila centralnog pravougaonika.

Ulagne veličine u program za optimizaciju zvijezda punjenja su:

- Minimalni i maksimalni broj krakova zvijezde,
- Minimalni i maksimalni relativni web, i priraštaj relativnog web-a,
- Minimalni ugao širenja kraka zvijezde i priraštaj ugla kraka širenja,
- Minimalna i maksimalna vrijednost koeficijenta ε , kao i njegov priraštaj. Ugao ξ u funkciji koeficijenta ε , dat je izrazom:

$$\xi = \varepsilon \frac{\pi}{N}. \quad (7.16)$$

- Minimalna i maksimalna vrijednost radijusa korijena kraka i njegov priraštaj,
- Minimalna i maksimalna vrijednost radijusa vrha kraka i njegov priraštaj,
- Stepen ispune, usvaja se u toku preliminarne analize. Dopušteno odstupanje vrijednosti stepena ispune date geometrije zvijezde od one usvojene u preliminarnoj analizi je 0.5%.
- Donja i gornja vrijednost veličine slivera.

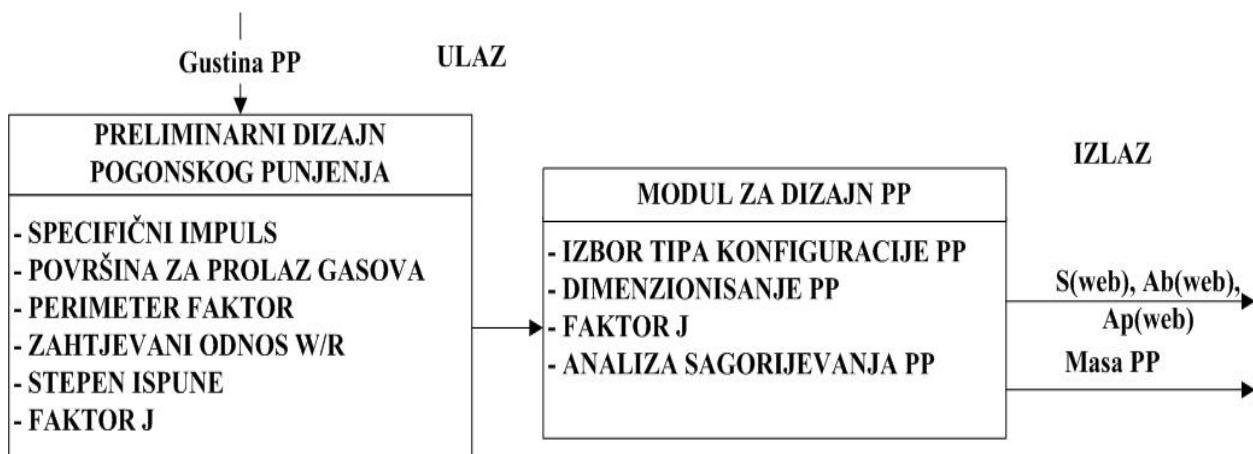
Maksimalna vrijednost ugla širenja kraka zvijezde određuje se na osnovu izraza (5.44).

Programsko rješenje optimizacije zvijezda punjenja omogućava da za usvojeni stepen ispune i veličinu slivera, dobije set geometrija zvijezde sa najmanjom vrijednosti odnosa maksimalnog i srednjeg perimetra sagorijevanja u funkciji broja krakova zvijezde i relativni web. Koristeći ovaj skup podataka dizajneru punjenja je omogućeno da izabere optimalnu geometriju zvijezde uzimajući u obzir uticaje pojedinih parametara zvijezde na neutralnost površine sagorijevanja, sliver i strukturalni integritet pogonskog punjenja.

Regresiona analiza površine sagorijevanja punjenja

U ovom dijelu dizajna punjenja simulira se kretanje fronta plamena kroz punjenje u stvarnom motoru, tj. procjenu trenutne vrijednosti površine sagorijevanja i površine za prolaz gasova. Ova simulacija se zasniva na tome da se debljina svoda punjenja podjeli na dovoljno veliki broj intervala i za svaki interval određuje površina sagorijevanja, slobodna površina za prolaz gasova i izgorjela masa pogonske materije u funkciji izgorjelog svoda punjenja. Izrazi za promjenu ovih parametara za pojedine konfiguracije punjenja izložene su u 5 poglavljju.

Dijagram toka modula za dizajn pogonskog punjenja (podprogram *GEOM*), dat je na slici 7.8.



Sl. 7.8 Dijagram toka modula za dizajn pogonskog punjenja

7.1.5 Modul za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora

Ovaj modul omogućava predviđanje razvoja krive potisak i pritisak u raketnom motoru u funkciji vremena, primjenom zakona o održanju mase.

Osnovne pretpostavke na kojima se zasniva ovaj modul su:

- Produkti sagorijevanja smatraju se idealnim gasom,
- Zakonitost brzine sagorijevanja pogonskog punjenja opisuje se jednačinom:

$$r = ap^n \quad (7.17)$$

- Nema uticaja masenog fluksa ili erozivnog sagorijevanja na brzinu sagorijevanja u komori raketnog motora.
- Karakteristična brzina nije funkcija pritiska sagorijevanja već pogonske materije i određuje se na osnovu izraza

$$C^* = C_{p_{cnom}}^* \eta_{C^*} \quad (7.18)$$

gdje su: $C_{p_{cnom}}^*$ – karakteristična brzina dobivena na osnovu teorijskog proračuna performansi raketnog motora pri nominalnoj vrijednosti pritiska sagorijevanja za slučaj ravnotežne ekspanzije; η_{C^*} – koeficijent efikasnosti sagorijevanja.

- Uticaj početne temperature punjenja, na brzinu i pritisak sagorijevanja, se izražava relacijom:

$$a = a_0 e^{\sigma_p(T_p - T_0)} \quad (7.19)$$

gdje su: a_0 - temperaturna konstanta za temperaturu $T_0 = 20^\circ\text{C}$, T_p - trenutna temperatura goriva i

$$\sigma_p = \pi_K(1-n). \quad (7.20)$$

Promjena pritiska sagorijevanja u raketnom motoru se računa na osnovu izraza (6.8),

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{1}{V_{c_i}} \cdot \left[R_g \cdot T_c \cdot \left(\sum_{i=1} \rho_p \cdot A_{b_i} \cdot r_i - \frac{p_{c_i} \cdot A_{th_i}}{C^*} \right) - p_{c_i} \cdot \frac{dV_{c_i}}{dt} \right]$$

primjenom metode konačnih razlika, za vrijeme dok ne sagori pogonska materija. Nakon sagorijevanja pogonske materije, promjena pritiska sagorijevanja u komori raketnog motora računa se po izrazu (6.12), koji je objašnjen u poglavlju 6.

Promjena sile potiska sa vremenom se računa na osnovu izraza (6.9):

$$F_i = C_{F_i} \cdot \eta_{C_{F_i}} \cdot p_{c_i} \cdot A_{th_i}$$

Koeficijent potiska računa se sa konstantnim koeficijentom odnosa specifičnih toplota produkata sagorijevanja. Modul omogućava korekciju koeficijenta potisak i u slučaju znatnije promjene pritiska okoline tj. uticaj odvajanja gasne struje (objašnjeno u prvom poglavlju).

Dijagram toka za predviđanje unutrašnjo - balističkih parametara (programa *ROCKET*) dat je na slici 7.9.



Sl. 7.9 Program za predviđanje unutrašnjo - balističkih parametara

Ulagani podaci, u programu *ROCKET*, koji su potrebni za predviđanje promjene potiska i pritiska u raketnom motoru u funkciji vremena su:

- Površna kritičnog presjeka mlaznika
- Površna izlaznog presjeka mlaznika
- Ukupna zapremina komore motora
- Pritisak i temperatura okoline
- Odnos specifičnih toploplota produkata sagorijevanja u komori raketnog motora (dobiven teorijskim proračunom performansi pogonske materije, modul *TCPSP*)
- Nominalni pritisak u raketnom motoru
- Zakon promjene površine kritičnog presjeka mlaznika uslijed erozije
- Brzina sagorijevanja pogonskog punjenja: eksponent pritiska i temperaturna konstanta u zakonu brzine sagorijevanja i području pritisaka za koji vrijedi taj zakon. U ovom programu omogućeno je da se unesu dva zakona promjene brzine sagorijevanja u funkciji pritiska.
- Temperaturna osjetljivost pogonskog punjenja
- Karakteristična brzina
- Eksponent za korekciju karakteristične brzine
- Gustina pogonskog punjenja
- Matrica promjene površine sagorijevanja i površine za prolaz gasova u funkciji izgorjelog svoda punjenja.

Program *ROCKET* omogućava proračun i prikaz sljedećih podataka:

- Pritisak u komori raketnog motora u funkciji vremena
- Pritisak na izlazu iz mlaznice raketnog motora u funkciji vremena
- Potisak u funkciji vremena
- Nesagorjela masa pogonskog punjenja, površina kritičnog presjeka, trenutna vrijednost brzine sagorijevanja, koeficijent potiska.

Također, program omogućava prikaz i sljedećih podataka:

- Ukupna masa pogonskog punjenja

- Maksimalni i srednji potisak
- Totalni impuls
- Maksimalni i srednji pritisak
- Integral $\int p dt$
- Vrijeme rada raketnog motora dok egzistira web i
- Ukupno vrijeme rada raketnog motora.

Ovi podaci omogućuju da se uporede ostvarene performanse sa onim koje su zadati kao ulazni parametri u procesu dizajna raketnog motora.

7.2 Metodologija eksperimentalnog istraživanja

Čvrsta 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 čvrstog 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 izmiješane oksidirajuće i gorive komponente na molekularnom nivou [55].

Osnovni izvor objektivnih informacija o karakteristikama sagorijevanja čvrstih goriva 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.

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

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

Da bi se analiziralo sagorijevanje geometrije pogonskog punjenja, ispitivane su dvije geometrije pogonskih punjenja čiji su poprečni presjeci kanala za prolaz gasova imali oblik zvijezde i kruga.

7.2.1 Eksperimentalna oprema za istraživanje

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

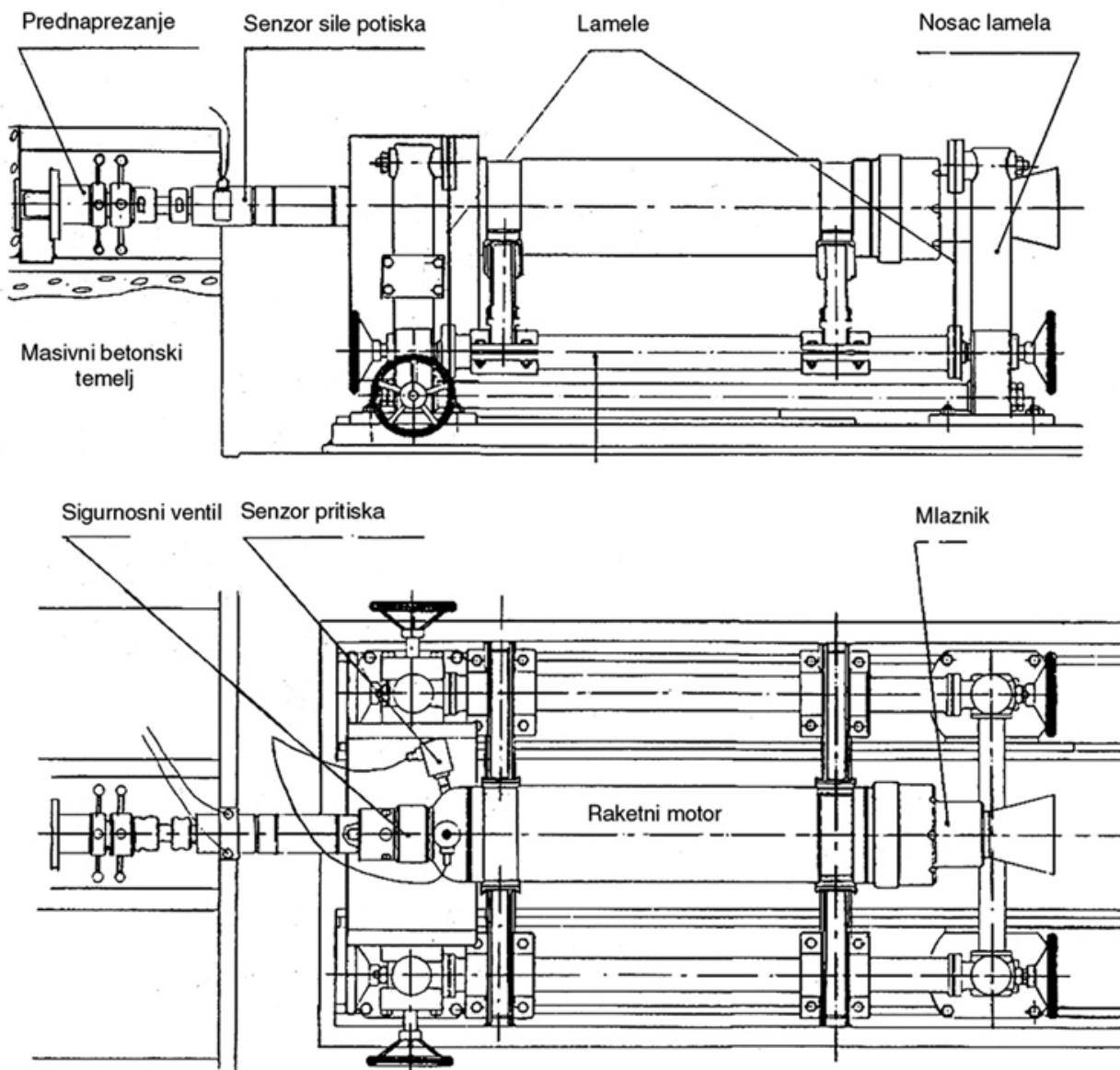
Ispitivanja standardnih balističkih raketnih motora za određivanje zakona gorenja dvobaznih raketnih goriva izvršena su na horizontalnom opitnom stolu sa lamelnim obujmicama.

Određivanje toplotne moći pogonske materije izvršena su u kalorimetrijskoj bombi.

7.2.1.1 Horizontalni opitni sto sa lamelama

Klasični horizontalni opitni sto sa lamela 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 uticaja 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 [22]. Sila potiska se prenosi na davač potiska i kontinualna veza motor-davač sile je unaprijed ograničena sa velikim masivnim betonskim temeljima na koje se prenosi sila potiska motora.

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



Sl. 7.10 Horizontalni lamelni opitni sto [24]

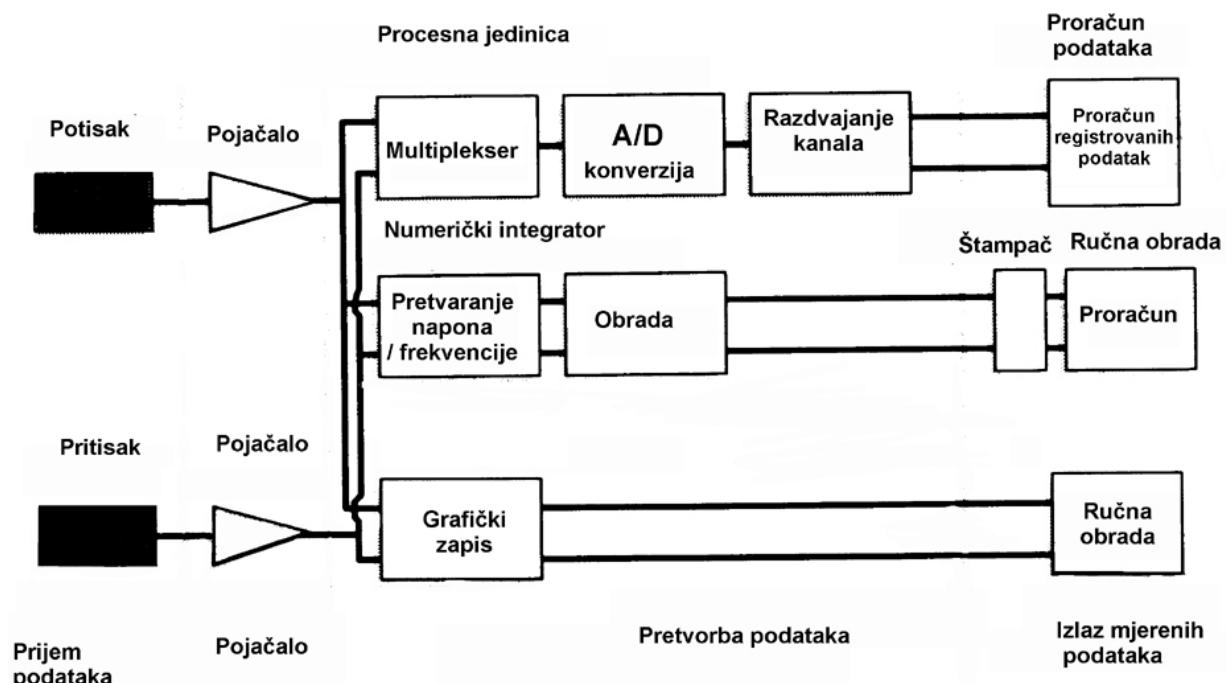
7.2.1.2 Kalorimetrijska bomba

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

7.2.1.3 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 podrazumijevao analognu obradu signala.

Klasična mjerna oprema prikazana je na sljedećoj šemi:



Sl. 7.11 Opšta šema opreme za akviziciju podataka

Senzori

Tokom ispitivanja korišteni su senzori pritiska, potiska.

Tabela 7.2 Osnovne karakteristike korištenih senzora

	Pretvarač pritiska "TELEDYNE TABER"	Pretvarač potiska "BHL Eletronics"
Model pretvarača	2201	C3P2
Opseg upotrebe	0-35 MPa	0-45,36 kN
Nelinearnost	± 0,15 % FSO	0,05 % RO
Histerezis	0,10 % FSO	0,02 % RO
Ponovljivost	0,10 % FSO	0,02 % RO

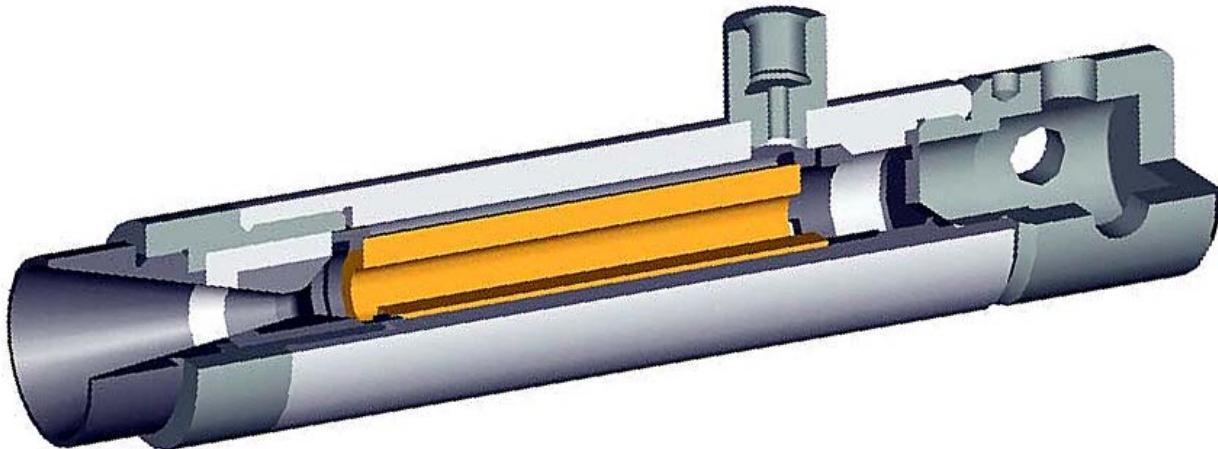
7.2.2 Eksperimentalni raketni motori

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

- Balistički opitni raketni motor *FLS-2* (32x16x125 mm) za određivanje zakona gorenja pogonskih materija i
- Eksperimentalni realni raketni motori za određivanje unutrašnjo balističkih parametara.

7.2.2.1 Balistički opitni raketni motor FLS-2

Za određivanje zakona gorenja pogonske materije koristi se balistički opitni raketni motor FLS-2 (sl. 7.12).



Sl. 7.12 Balistički opitni raketni motor FLS-2

Jednačina brzine sagorijevanja je bazirana na brojnim empirijskim mjerjenjima i treba voditi računa o tome da navedeni zakon odgovara strogo određenoj oblasti pritiska sagorijevanja i u slučaju kada je pritisak jedina značajna promjenljiva. Primjenjene konfiguracije pogonskih punjenja u standardnim balističkim motorima treba da ispunjavaju slijedeće kriterije:

- Malu brzinu gasne struje iznad površine sagorijevanja, odnosno mali maseni fluks u kanalu za prolaz gasova;
- Eksponent pritiska n treba da je neovisan od pritiska u određenoj oblasti pritiska ispitivanja i da važi za određenu temperaturu okoline;
- 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 7.3 date su geometrijske i masene karakteristike pogonskih punjenja koja se koriste kod ispitivanja standardnih balističkih motora.

Odnos površine za prolaz gasova unutar raketnog motora A_p i kritičnog presjeka mlaznika A_{th} mora da bude takav da onemogući efekt erozivnog gorenja tj. da je odnos $J = A_{th} / A_p < 0,2$.

Odnos dužine i prečnika punjenja treba da je manji od 4 ili poželjnije oko 2. Konvergentni ugao mlaznika treba da je 90° , a divergentni ugao da je 30°

Tabela 7.3 Geometrijske karakteristike pogonskih punjenja standardnih balističkih raketnih motora

Naziv punjenja	Punjene sa kanalom u obliku zvijezde		Punjene sa cilindričnim kanalom				Punjene sa čeonim gornjem		
	Mimosa	Campa-nule	Bates 3,5"	Bates 7"	Bates 12"	32x16	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 ³	12.000	1.340	470	3.460	19.00	75	1.790	510	570
Web punjenja, mm	43,6	18,6	13	25,4	47,6	8	100	90	90

Osnovni zakon promjene brzine sagorijevanja određen je iz skupa krivih *pritisak vs vrijeme*, dobivenih ispitivanjem uzoraka dvobaznog raketnog goriva u standardnom balističkom motoru *32 x 16* (domaća oznaka *FLS-2*), u određenom intervalu pritisaka i za sve tri uslovne temperature ispitivanja (-30°C, 20°C i 50°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 x 16* prepostavlja se da ne postoji prisutno erozivno sagorijevanje i da gas koji nastrujava iznad površine sagorijevanja ne utiče na brzinu sagorijevanja.

Zakon gorenja pogonske materije, za određenu oblast pritiska sagorijevanja, određen je sa pet do sedam tačaka na krivoj pritisak vrijeme sagorijevanja. 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, sa prilično strmim padom pritiska u fazi izdvavanja produkata sagorijevanja.

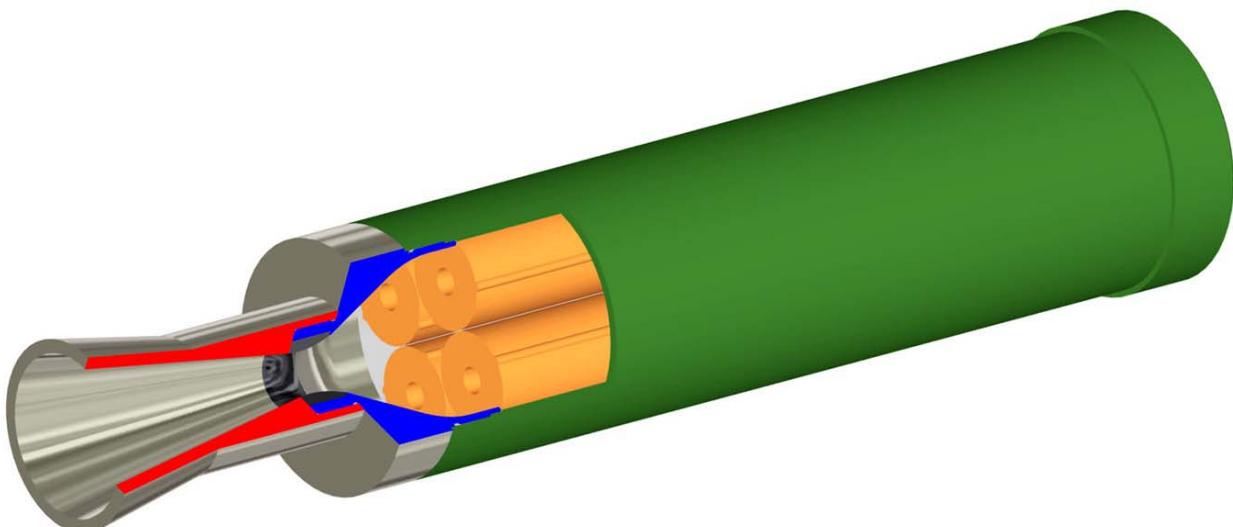
Za određenu temperaturu ispitivanja pogonske materije (243 K, 293 K ili 323 K) zakon gorenja je određen sa jednom ili više krivih u zavisnosti da li se javlja "plateau" ili "mesa" efekat.

7.2.2.2 Eksperimentalni realni raketni motori

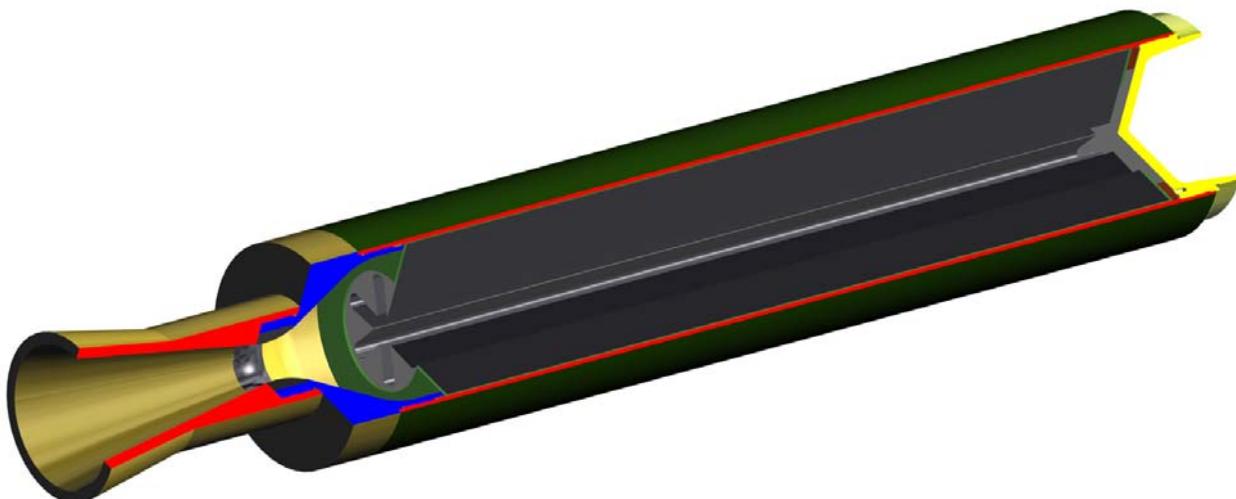
Za procjenu unutrašnjo - balističkih parametara raketnog motora na dvobazna goriva, korišteni su realni eksperimentalni motori sa mlaznicom bez erozije kritičnog presjeka mlaznika. Analizirana su unutrašnjo - balistički parametri dva tipa pogonske materije sa različitim konfiguracijama pogonskog punjenja.

Prvi eksperimentalni realni raketni motor, oznaka *ERM-1*, sadržavao je 4 punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem i centralnu mlaznicu (slika 7.13).

Drugi eksperimentalni raketni motor, oznaka *ERM-2*, sadržavao je pogonsko punjenje u obliku zvijezde i mlaznik sa centralnom mlaznicom, (slika 7.14).



Sl. 7.13 Eksperimentalni raketni motor ERM-1



Sl. 7.14 Realni eksperimentalni raketni motor ERM-2

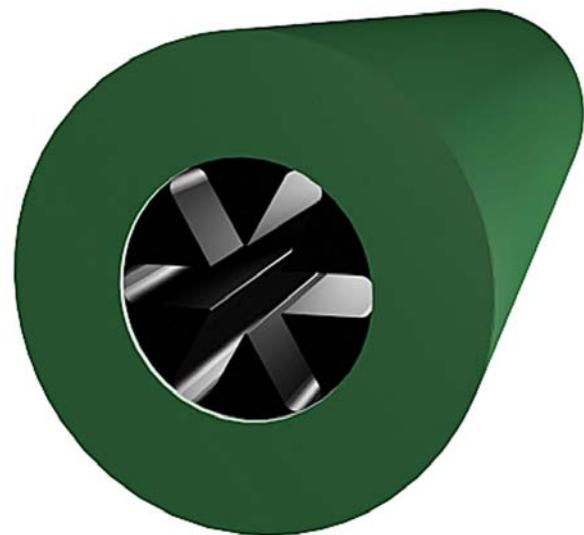
7.2.3 Pogonska punjenja

U eksperimentalnim raketnim motorima primjenjivani su sljedeće geometrije pogonskog punjenja:

- Punjenje u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem. Punjenje se koristi za ispitivanje zakona brzine sagorijevanja pogonske materije. Čeone površine nisu inhibirane.
- Više punjenja u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljašnjim sagorijevanjem. Primjenjuje se kod eksperimentalnog realnog motora *ERM-1*, slika 7.15. Čeone površine nisu inhibirane.
- Pogonsko punjenja sa unutrašnjim sagorijevanjem čija površina kanala za prolaz gasova je imala oblik šestokrake zvijezde, slika 7.16. Vanjska i čeone površine pogonskog punjenja su bile inhibirane.



Sl. 7.15 Pogonsko punjenje NGR-105A



Sl. 7.16 Pogonsko punjenje NGR-A

7.2.4 Karakteristike dvobaznih goriva

Ispitivanja su vršena sa dva tipa dvobaznih goriva, različitog hemijskog sastava (tabela 7.4).

Tabela 7.4 Hemijski sastav dvobaznih raketnih goriva

Naziv komponenti		NGR-A	NGR-105A
Nitroceluloza sa N ₂	%	55,24	55,7
	%	12,00	12,00
Nitroglycerin	%	33,84	30,0
Dinitrotoluol	%	-	7
Dietilftalat	%	2,96	-
Centralit	%	2,96	3,00
Vazelin	%	-	1,30
Olovo bazni stearat	%	2,00	-
Olovo oksid	%	-	-
Vinofil (CaCO ₃)	%	1,00	3,00
Acetilenska čad	%	1,00	-
Kobalt tri oksid	%	1,00	-

7.2.4.1 Mehaničke karakteristike

Mehaničke karakteristika razmatranih dvobaznih raketnih goriva su određene ispitivanjem po dvadeset pet epruveta izvađenih iz originalnih pogonskih punjenja i obrađenih po važećim vojnim standardima. Za dvobazna raketna goriva veoma je važno poznavanje njihovih mehaničkih karakteristika i njihovo ponašanje pod uticajem izmjene temperature okoline.

U tabeli 7.5 dati su osnovni podaci o mehaničkim karakteristikama za dvobazna goriva pri temperaturi okoline od 293 K.

Tabela 7.5 Osnovne mehaničke karakteristike uzoraka dvobaznih goriva

Karakteristike	NGR-A
Zatezna čvrstoća, MPa	6,94
Relativno izduženje, %	26,16
Čvrstoća na pritisak, MPa	14,68
Kritični napon, MPa	1,90

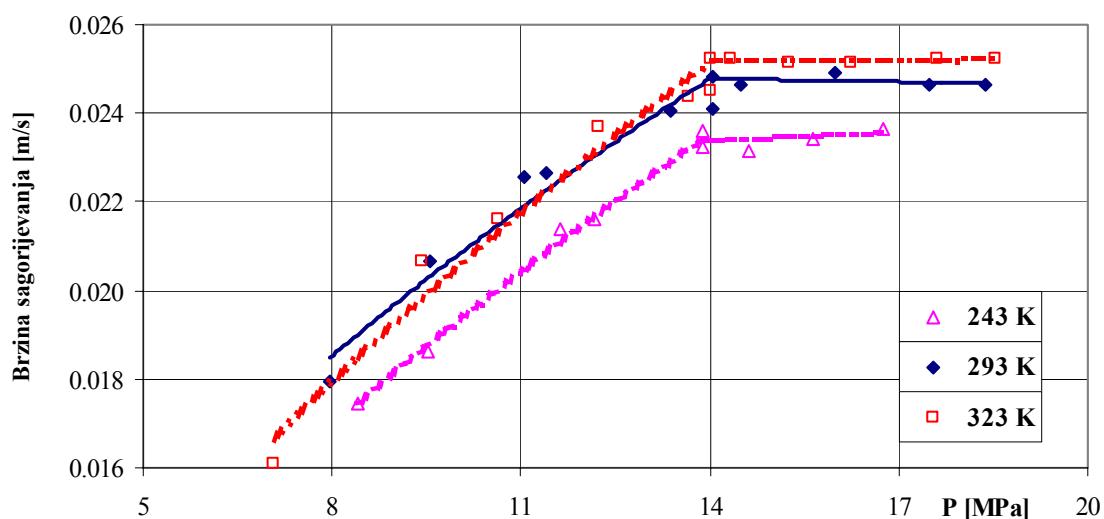
7.2.5 Kinetičke karakteristike

Za pogonske materije NGR-A i NGR-105A, 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.

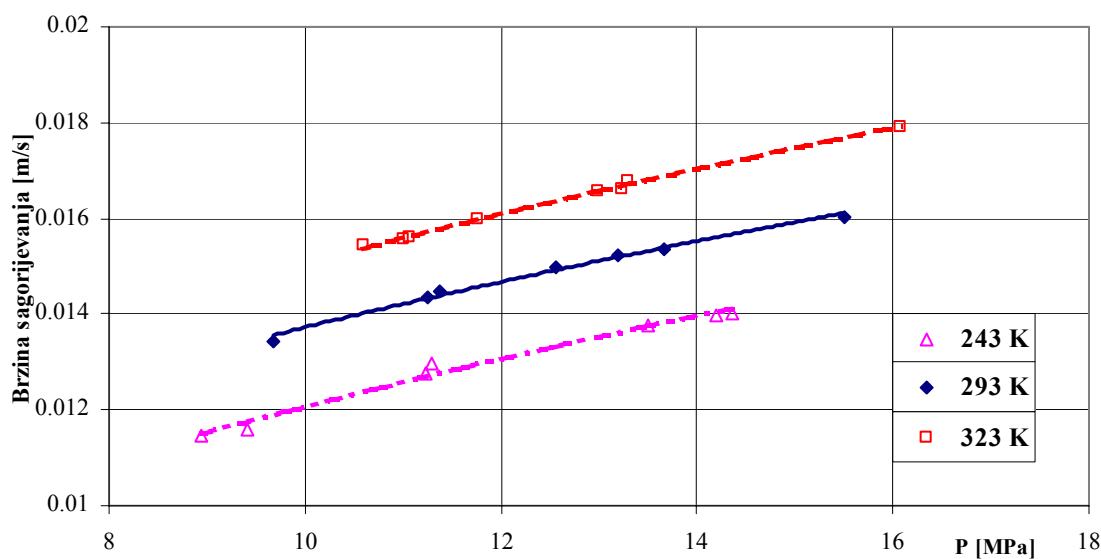
Ispitivanja su vršena sa pogonskim punjenjem čija geometrija odgovara šupljem cilindru vanskog prečnika 32 mm, unutrašnjeg 15,9 mm i dužine 125 mm. Promjena površine sagorijevanja ima približno neutralan karakter.

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

Na sljedećim slikama prikazani su zakoni promjene brzine sagorijevanja za pogonske materije NGR-A i NGR-105A.



Sl. 7.17 Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-A



Sl. 7.18 Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-105A

7.2.6 Postupci 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 stola, opreme i izvođenje opita

- Provjera i baždarenja senzora pritiska i potiska,
- Postavljanje raketnog motora na opitni sto,
- Postavljanje senzora pritiska i potiska sa uređajem za akviziciju podataka,
- 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 i potiska u funkciji vremena na fotoosjetljivom papiru,
- Pregled raketnih motora, odvajanje motora od opitnog stola i mjerjenje mase i dimenzija kritičnih presjeka mlaznica.

Obrada rezultata ispitivanja

Pregled i obrada analogno ili digitalno snimljenih podataka mjerena (pritisak, potisak u funkciji vremena).

8 ANALIZA I DISKUSIJA REZULTATA

8.1 Metode analize rezultata

Verifikacija postavljenog kompjuterskog programa za predviđanje idealiziranih unutrašnjo - balističkih parametara raketnog motora na dvobazna goriva, čije su matematičke i fizičke osnove opisane u prethodnim poglavljima, treba da pozitivan odgovor na pitanje o stepenu slaganja dobivenih rezultata sa rezultatima referentnih kompjuterskih programa, kao i sa rezultatima dobivenim eksperimentalno.

Kompjuterski program za predviđanje idealiziranih unutrašnjo - balističkih parametara raketnog motora na dvobazna goriva je modularnog tipa, te je verifikacija pojedinih modula izvršena na sljedeći način:

- Rezultati proračuna primjenom modula za proračun teorijskih performansi raketnih goriva uporedit će se sa rezultatima objavljenim u referenci [39] (dobiveni na osnovu programa TPPM-ver.1, TPPM-ver.2 i programa Ophelia, version 3), kao i sa eksperimentalnim podacima.
- Rezultati proračuna primjenom modula za predviđanje gubitaka performansi raketnog motora uporedit će se sa rezultatima dobivenim eksperimentalnim putem.
- Rezultati proračuna primjenom modula za dizajn pogonskog punjenja, dio koji se odnosi na optimizaciju zvijezde, uporedit će se sa rezultatima objavljenim u referenci [36] (dobiveni računarskim putem), dok će se za ostale konfiguracije rezultati verificirati kroz modul za predviđanje unutrašnjo – balističkih performansi raketnog motora.
- Rezultati proračuna primjenom modula za predviđanje unutrašnjo - balističkih parametara raketnog motora bit će upoređeni sa eksperimentalnim rezultatima dobivenim u standardnim balističkim raketnim motorima i u realnim raketnim motorima.

8.1.1 Verifikacija modula za proračun teorijskih performansi raketnih goriva

Program za proračun teorijskih performansi raketnog motora verificiran je tako što su rezultati programa upoređivani sa rezultatima referentnih kompjuterskih programa, objavljenim u referenci [29,39] odnosno sa eksperimentalnim rezultatima. U dostupnoj literaturi, za analizu teorijskih performansi raketnog goriva, nema rezultata proračuna performansi dvobaznih goriva, osim rezultata objavljenih u referencama [57,58,17], koji su određeni na osnovu programa TPPM-ver.1 i TPPM-ver.2, VTI KoV Beograd.

U referenci [39] su verificirane programske verzije TPPM-ver.1 i TPPM-ver.2, za kompozitno raketno gorivo BUTALANE 82/4 i upoređivane sa francuskim programom Ophelia, version 3. U tabelama 8.1 do 8.5 prikazana je uporedna analiza rezultata programa *TCPSP* sa prethodno navedenim programskim verzijama za kompozitno raketno gorivo BUTALANE 82/4. Izvršena je također detaljna uporedna analiza niza dvobaznih raketnih goriva, a u ovom radu će biti prikazane neke performanse za sljedeće pogonske materije (tabele 8.6 i 8.7):

- DRG-016 – upotrijebljeno za izradu izbacnog pogonskog punjenja rakete *PARS* “S-2M”
- DRG-A – upotrijebljeno za izradu pogonskog punjenja rakete 128 mm M87.

Analizom vrijednosti molskih udjela produkata sagorijevanja (tabele 8.1 i 8.2) može se primjetiti da su odstupanja postavljenog modela za sve varijante proračuna veoma male za komponente koje prevladavaju u smjesi produkata sagorijevanja. Rezultati proračuna programa

TCPSP i *TPPM-ver.2* se veoma dobro slažu sa rezultatima programa Ophelia, jer omogućavaju analizu znatno većeg broja produkata sagorijevanja nego program *TPPM-ver.1*. Ove programske verzije koriste pouzdanije i savremenije izvore podataka o termodinamičkim svojstvima produkata sagorijevanja datim u referencama [3,4,5], dok se *TPPM-ver.1* oslanja na podatke iz reference [19]. Ovo je posebno vidljivo kod podataka za topotni kapacitet pri konstantnom pritisku pri uslovima ravnotežne ekspanzije. Naime, kako se ova termodinamička karakteristika određuje uz učešće člana koji uzima u obzir topotu utrošenu na promjenu sastava smjese produkata sagorijevanja i uzimajući u obzir navedenu razliku u analiziranom broju produkata sagorijevanja u njihovoj smjesi objašnjava se veće odstupanje za *TPPM-ver.1*, odnosno bolje slaganje za *TCPSP* i *TPPM-ver.2* sa vrijednostima dobivenim programom Ophelia.

Vrijednosti pritisaka i temperature gasne smjese u kritičnom presjeku i u slučaju ekspanzije do zadanog ekspanzionog odnosa, značajno ne odstupaju kod svih programske verzije.

Upoređivanje rezultata proračuna performansi dvobaznih raketnih goriva (DRG-016 i DRG-A) date u tabelama 8.6 i 8.7 pokazuju da nema značajnijih odstupanja rezultata dobivenih programom *TCPSP* u odnosu na referentne programske verzije.

Rezultati proračuna transportnih svojstava gasovite smjese produkata sagorijevanja pokazuju sličan nivo odstupanja programa. Kod programskih verzija *TCPSP* i *TPPM-ver.2* postignuto je bolje slaganje koeficijenta viskoziteta i koeficijenta topotne provodljivosti, sa rezultatima dobivenim programom Ophelia, jer su primjenjeni izrazi bazirani na molekularno kinetičkoj teoriji gasova i tečnosti, u odnosu na programske verzije *TPPM-ver.1* koja koristi empirijske izraze iz teorije gasova niske gustoće.

Tabela 8.1 Uporedna analiza sastava smjese produkata sagorijevanja u komori i kritičnom presjeku za raketno gorivo BUTALANE 82/4

Oznaka produkata	Sastav smjese u molskim udjelima							
	Komora sagorijevanja				Kritični presjek			
	TCPSP	Ophelia	TPPM-v.1	TPPM-v.2	TCPSP	Ophelia	TPPM-v.1	TPPM-v.2
CO2	0.06757000	0.068390	0.06646000	0.0643620	0.07098000	0.07170	0.0712400	0.069356
CO	0.17560000	0.174660	0.17690000	0.1833090	0.17310000	0.17232	0.1776000	0.179268
H2	0.12140000	0.122470	0.11980000	0.1198940	0.12340000	0.12424	0.1243000	0.123291
H2O	0.34250000	0.341580	0.34360000	0.3558000	0.34360000	0.34278	0.3515000	0.354179
N2	0.08763000	0.087590	0.08783000	0.0892200	0.08809000	0.00013	0.0898800	0.089712
HCL	0.16980000	0.169070	0.17180000	0.1689170	0.17290000	0.17242	0.1774000	0.173561
OH	0.00499400	0.005180	0.00510300	0.0034150	0.00237900	0.00290	0.0023830	0.001627
H	0.00559700	0.005710	0.00539700	0.0053120	0.00332500	0.00312	0.0003189	0.003246
NO	0.00040950	0.000450	0.00010210	0.0004980	0.00015950	0.00018	0.0004130	0.000199
N	< 0.5E-05	< 0.5E-05	0.00003653	< 0.5E-05	< 0.5E-05	< 0.5E-05	0.0000129	< 0.5E-05
O	0.00014160	0.000150	0.00012880	0.0001290	0.00004067	0.00004	0.0000413	0.000037
Cl	0.00522100	0.005340	0.00889700	0.0077626	0.00315200	0.00333	0.0002368	0.000488
AlCl	0.00006832	0.000070	0.00001654	0.0000669	0.00002291	0.00002	0.0000216	0.000023
O2	0.00015740	0.000170	0.00015900	0.0002272	0.00004533	0.00005	0.0000433	0.000067
Cl2	0.00002562	0.000030	0.00001697	0.0000551	0.00001319	0.00001	0.0000086	0.000030
Al2O3(C)	0.01840000	0.018290	0.01866000	0.0184915	0.01862000	0.01867	0.1908000	0.018816
P	< 0.5E-05	0.000030	0.00003303	< 0.5E-05	< 0.5E-05	0.00003	0.0000334	< 0.5E-05
AlOH	0.00021330	0.000010	/	0.0000205	0.00006529	< 0.5E-05	/	0.000007
AlCl2	0.00013410	0.000310	/	0.0007544	0.00005663	0.00015	/	0.000368
AlCl3	0.00006375	0.000070	/	0.0001763	0.00003910	0.00004	/	0.000118
ClO	< 0.5E-05	0.000010	/	0.0000093	< 0.5E-05	< 0.5E-05	/	< 0.5E-05
NH3	0.00000626	0.000010	/	0.0000077	0.00000439	< 0.5E-05	/	0.000005
HCO	0.00000559	0.000005	/	0.0000069	0.00000244	0.00003	/	< 0.5E-05
PO	0.00003283	< 0.5E-05	/	0.0000525	0.00003301	< 0.5E-05	/	0.000042

*Produkti sagorijevanja čiji je molski udio < 0.5E-05: Al, C, AlH, AlN, AlO, AlO2, Al2, Al2O, CH, HCN, CH2, CH4, C2, C2H2, NH, N2O, PCI, CCl, CCl2, ClO, ClO2, PH, C(C), Al(C), AlN(C)

Tabela 8.2 Uporedna analiza sastava smjese produkata u izlaznom presjeku za $A_e/A_t=30$ za raketno gorivo BUTALANE 82/4

Oznaka produkata	Sastav smjese u molskim udjelima				Produkti sagorijevanja čiji je molski udio < 0.5E-05
	TCPSP	Ophelia	TPPM-v.1	TPPM-v.2	
CO ₂	0.14710000	0.144130	0.1406000	0.145190	Al, C, AlH, AlN, AlO, AlO ₂ , Al ₂ , Al ₂ O, CH, HCN, CH ₂ , CH ₄ , C ₂ , C ₂ H ₂ , NH, N ₂ O, PC ₁ , CCl, CCl ₂ , ClO, ClO ₂ , PH, H, O, Cl, AlOH, HCO, AlCl ₂ , OH, NO, O ₂ , Cl ₂ , AlCl, AlCl ₃ , C(C), Al(C), AlN(C)
CO	0.09806000	0.101060	0.1093000	0.104709	
H ₂	0.19840000	0.195490	0.1929000	0.197583	
H ₂ O	0.27190000	0.274790	0.2864000	0.281729	
N ₂	0.08857000	0.088670	0.0902700	0.090271	
HCl	0.17710000	0.171100	0.1805000	0.180510	
Al ₂ O ₃ (C)	0.01880000	0.018810	0.0191700	0.019171	
P	< 0.5E-05	0.0000030	0.00000392	< 0.5E-05	
PO	0.00000222	< 0.5E-05	/	0.000001	
NH ₃	0.00000198	< 0.5E-05	< 0.5E-05	< 0.5E-05	
P ₂	0.00001553	< 0.5E-05	< 0.5E-05	< 0.5E-05	
C(C)	0.00003697	/	/	/	

Tabela 8.3 Uporedna analiza nekih performansi u komori za raketno gorivo BUTALANE 82/4

	$p_c = 6.91 \text{ MPa}$			
	TCPSP	Ophelia	TPPM-v.1	TPPM-v.2
T(K)	2948.9	2950	2938	2943
Cp(J/gK)	2.5557/1.9002*	2.5134/1.8661	2.3372/1.8553	2.5134/1.8823
GAMAs	1.1796/1.2105*	1.1749/1.2104	1.1657/1.2116	1.1749/1.2082
S(J/gK)	9.943	9.955	9.943	9.952
H(J/g)	-2417.8	-2417.8	-2417.8	-2417.8
G(g/m ³)	7091	7392.6	7450	7333.5
M(g/mol)	25.162	25.631	25.662	25.635
V _{zv} (m/s)	1069.8/1086.1*	1061.7/1077	1053.5/1074	1058.9/1073.7
D _v (Pas)10 ⁵	8.591	8.6328	9.111	8.9607
K(W/mK)	0.2823	0.295	0.2427	0.2898
(dvt)p	1.0875	1.0951	1.0544	1.0906
(dvp)t	-1.0044	-1.0047	-1.004	-1.0046

* Prva vrijednost se odnosi na reagirajuću smjesu, a druga na nereagirajuću smjesu.

Tabela 8.4 Uporedna analiza nekih performansi u kritičnom presjeku ($M=1$) za raketno gorivo BUTALANE 82/4

	Ravnotežna ekspanzija				Zamrznuta ekspanzija			
	TCPSP	Ophelia	TPPM-v.1	TPPM-v.2	TCPSP	Ophelia	TPPM-v.1	TPPM-v.2
P(bar)	39.137	39.19	40.92	39.1	38.815	38.82	40.71	38.64
T(K)	2713	2724	2702	2710	2665.6	2674	2657	2663
Cp(J/gK)	2.272	2.2631	2.1283	2.272	1.8729	1.8635	1.8563	1.8569
GAMAs	1.1898	1.1864	1.1817	1.1843	1.2142	1.2135	1.2114	1.2116
S(J/gK)	9.943	9.955	9.945	9.952	9.943	9.955	9.943	9.952
H(J/g)	-2947.7	-2936.7	-2933	-2936.1	-2952.5	-2941.8	-2939	-2941.1
G(g/m ³)	4382	4571.4	4693	4465.1	4407	4593.7	4730	4473.5
M(g/mol)	25.257	25.735	25.758	25.733	25.162	25.631	25.662	25.635
V _{zv} (m/s)	1029.6	1021.3	1015.2	1018.2	1034.2	1026	1021.2	1023
c*(m/s)	1531.5	1519	1489	1539.8	1516.3	1504	1468	1529.6
A _e /A _t	1	1	1	1	1	1	1	1
Isp,ad(Ns/kg)	1029.6	1021.3	1015.2	1018.2	1034.2	1026	1021.2	1023
D _v (Pas)10 ⁵	8.1354	8.1645	8.585	8.4664	8.0396	8.0631	8.513	8.3723
K(W/mK)	0.2633	0.2762	0.2087	0.2487	0.2589	0.2724	0.1829	0.2006
(dvt)p	1.0506	1.055	1.0278	1.0548				
(dvp)t	-1.0024	-1.0025	-1.0021	-1.0026				

Tabela 8.5 Uporedna analiza nekih performansi u izlaznom presjeku za $A_e/A_t=30$ za raketno gorivo BUTALANE 82/4

	Ravnotežna ekspanzija				Zamrznuta ekspanzija			
	TCPSP	Ophelia	TPPM-v.1	TPPM-v.2	TCPSP	Ophelia	TPPM-v.1	TPPM-v.2
P(bar)	0.1947	0.201	0.196	0.2	0.1784	0.181	0.186	0.183
T(K)	1069.3	1094	1046	1100	949.3	951	952	976
Cp(J/gK)	1.779	1.7539	1.8187	1.7566	1.5079	1.5192	1.5071	1.5146
GAMAs	1.2258	1.2244	1.2147	1.224	1.2806	1.2715	1.2738	1.2724
S(J/gK)	9.943	9.955	9.943	9.952	9.943	9.955	9.943	9.952
H(J/g)	-6081.2	-6036.7	-6107	-6017	-5986.2	-5898.6	-6003	-5922.3
G(g/m^3)	55.55	57.825	58	56.48	56.87	59.512	60.1	57.621
M(g/mol)	25.372	25.863	25.864	25.863	25.162	25.631	25.662	25.635
Vzv(m/s)	655.39	656.2	639	657.8	633.81	626.4	616.9	635.4
Mach	4.13	4.102	4.251	4.075	4.2149	4.214	4.272	4.166
Ae/At	30	30	30	30	30	30	30	30
Cf	1.7675				1.7619			
Isp,ad(Ns/kg)	2706.8	2691.9	2716.5	2683	2671.5	2640.7	2677.9	2647.4
Dv(Pas)10^5	4.3002	4.2345	4.394	4.3317	3.9439	3.8016	4.17	3.9796
K(W/mK)	0.1121	0.1236	0.0939	0.1197	0.0982	0.1052	0.0763	0.0848
(dvt)p	1.0001	1	1	1				
(dvp)t	-1	-1	-1	-1				

Tabela 8.6 Uporedna analiza nekih performansi raketnog goriva DRG-016 za slučaj ravnotežne ekspanzije

	Komora		Kritični presjek		Izlazni presjek, $P_e=1.01325$ bar	
	TCPSP	Ref. [17]	TCPSP	Ref. [17]	TCPSP	Ref. [17]
P(bar)	70	70	39.291	39.06177	1.0132	1.01325
T(K)	2707.4	2713.646	2450.4	2456.116	1243.5	1255.148
Cp(J/gK)	2.0179	1.956785	1.8572	1.85441	1.7569	1.754506
GAMAs	1.2031	1.207725	1.2179	1.215954	1.228	1.226543
S(J/gK)	9.808	9.817313	9.808	9.817313	9.808	9.817313
H(J/g)	-2540.5	-2526.06	-3026.3	-3010.07	-5154.5	-5128.98
G(g/m^3)	7913	7947.671	4913	4905.147	249.9	249.1641
M(g/mol)	25.447	25.61563	25.475	25.64242	25.494	25.66102
Vzv(m/s)	1031.1	1031.366	986.7	984.0306	705.68	706.2475
Mach	-	-	1	1	3.2401	3.230641
c*(m/s)	-	-	1443.9	1450.459	-	-
Ae/At	-	-	1	1	8.486	8.489087
cf	-	-	0.683	-	1.5835	-
Isp,v(Ns/kg)	-	-	1797	1793.269	2463.8	2459.864
Isp,ad(Ns/kg)	-	-	986.7	983.8758	2286.5	2281.632
Isp,na(Ns/kg)	-	-	1779.5	1775.656	2315.1	2310.348
(dvt)p	1.0215	1.02111	1.0093	1.008932	1.0001	1.000136
(dvp)t	-1.001	-1.00094	-1.0004	-1.00037	-1	-1.00001
Dv(Pas)10^5	8.038	8.612451	7.5346	8.031059	4.7829	4.873312
K(W/mK)	0.2094	0.201479	0.1934	0.182242	0.1082	0.121703

U tabeli 8.8 dati su rezultati eksperimentalno određenog specifičnog impulsa za dva realna raketna motora sa dvobaznim gorivom (NGR-A i NGR-B) i rezultati teoretskih vrijednosti specifičnog impulsa dobiveni primjenom programa TCPSP. Odstupanje specifičnog impulsa za gorivo NGR-A je 7.98%, a za gorivo NGR-B je 9.96% i ona su uslovljena činjenicom da su u realnim uslovima rada raketnog motora prisutni različiti mehanizmi gubitaka: divergentno strujanje, dvofazni tok, gubici u graničnom sloju, znatna erozija mlaznika, koeficijent efikasnosti sagorijevanja itd. Ova odstupanja su u skladu sa javno publikovanim rezultatima različitih istraživača (ovi gubitci se kreću od 2 do 10 %).

Tabela 8.7 Uporedna analiza nekih performansi raketnog goriva NGR-A

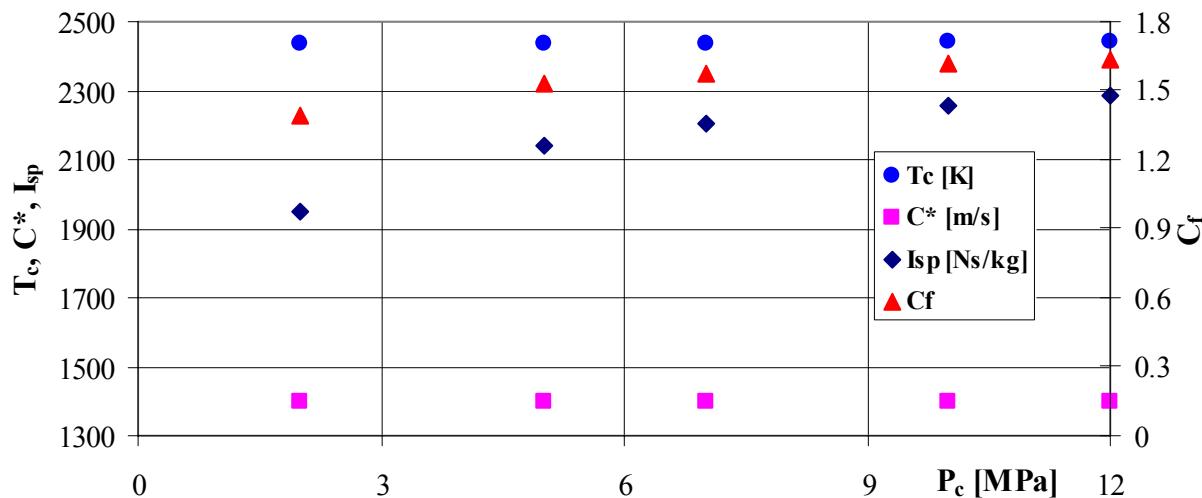
	Komora		Kritični presjek		Izlazni presjek	
	TCPSP	TPPM-v.1	TCPSP	TPPM-v.1	TCPSP	TPPM-v.1
Ravnotežna ekspanzija						
P(bar)	130	130	72.325	75.78	2.3808	2.4723
T(K)	2350.3	2394	2098.9	2139	1084.3	1092
Cp(J/gK)	1.8171	1.8619	1.7774	1.8009	2.2028	1.854
GAMAs	1.2366	1.2292	1.2419	1.2367	1.2091	1.2271
S(J/gK)	9.614	9.643	9.614	9.643	9.614	9.643
H(J/g)	-2486.8	-2487	-2937	-2941	-4740.4	-4754
G(g/m^3)	16010	15823	9976	10324	636.95	660
M(g/mol)	24.066	24.22	24.07	24.226	24.119	24.228
Vzv(m/s)	1001.9	1004.8	948.9	952.8	670.98	678.1
Mach	-	-	1	1	3.164	3.14
c*(m/s)	-	-	1373.4	1322	-	-
Ae/At	-	-	1	1	7	7
cf	-	-	0.691	0.72	1.5458	1.61
Isp,v(Ns/kg)	-	-	1713	1723.4	2299.1	2305.6
Isp,ad(Ns/kg)	-	-	948.9	952.8	2123	2129.6
Isp,na(Ns/kg)	-	-	1702.3	952.8	2224.1	2233.5
(dvt)p	1.0032	1.0117	1.0012	1.0043	1.0531	1
(dvp)t	-1.0002	-1.0004	-1.0001	-1.0001	-1.0038	-1
Dv(Pas)10^5	7.267	7.214	6.7441	6.688	4.3311	4.202
K(W/mK)	0.1896	0.1653	0.1726	0.1491	0.0972	0.9059
Zamrznuta ekspanzija						
P(bar)	130	130	72.167	75.48	2.203	2.3638
T(K)	2350.3	2394	2092.2	2131	997.5	1036
Cp(J/gK)	1.7617	1.7517	1.7334	1.724	1.5152	1.5142
GAMAs	1.244	1.2437	1.2489	1.2488	1.2954	1.2932
S(J/gK)	9.614	9.643	9.614	9.643	9.614	9.643
H(J/g)	-2486.8	-2487	-2938	-2944	-4734	-4733
G(g/m^3)	16010	15823	9984	10319	639.26	665
M(g/mol)	24.066	24.22	24.066	24.22	24.066	24.22
Vzv(m/s)	1005	1011	950.1	955.8	668.15	678.2
Mach	-	-	1	1	3.1729	3.125
c*(m/s)	-	-	1370.4	1318	-	-
Ae/At	-	-	1	1	7	7
cf	-	-	0.693	0.724	1.547	1.607
Isp,v(Ns/kg)	-	-	1710.8	1721.2	2282.5	2287.4
Isp,ad(Ns/kg)	-	-	950	955.8	2120	2119.5
Isp,na(Ns/kg)	-	-	1700.2	955.8	2207.8	2215.4
Dv(Pas)10^5	7.267	7.214	6.7316	6.675	4.095	4.085
K(W/mK)	0.1804	0.1573	0.1719	0.1437	0.0886	0.0794

Tabela 8.8 Uporedna analiza eksperimentalnih i izračunatih vrijednosti specifičnog impuls-a raketnih goriva

Izvor podataka	I _{sp} [Ns/kg]	Pogonska materija i uslovi rada raketnog motora
TCPSP	2213.6	
Eksperiment	2050	NGR-A, p _c =130 bar, p _a =1.01325 bar, A _e /A _t =7.51
Odstupanje [%]	7.98	
TCPSP	2243.3	
Eksperiment	2040	NGR-B, p _c =130 bar, p _a =1.01325 bar, A _e /A _t =7.51
Odstupanje [%]	9.96	

Teorijske performanse raketnih goriva predstavljaju značajan izvor podataka pri projektovanju pogonskih punjenja raketnih motora, kao i samih raketnih motora. Stoga je analiziran uticaj nominalnog pritiska sagorijevanja u komori raketnog motora na energetske performanse raketnog goriva za usvojenu vrijednost ekspanzije mlaznika. Iz slike 8.1 može se konstatovati sljedeće:

- Sa porastom pritiska sagorijevanja nema značajnog porasta temperature sagorijevanja, što ide u prilog valjanosti prepostavke da je temperatura gasa konstantna u toku procesa rada raketnog motora.
- Također je potvrđena konstatacija da je karakteristična brzina isticanja gotovo neovisna od pritiska sagorijevanja, tj. da je funkcija procesa sagorijevanja pogonske materije.
- Sa porastom pritiska sagorijevanja u komori raketnog motora dolazi do značajnog povećanja specifičnog impulsa kao i koeficijenta potiska. Prema tome, u procesu dizajna raketnog motora potrebno je izabrati takvu konfiguraciju pogonskog punjenja koja će obezbjediti rad raketnog motora čiji će srednji radni pritisak biti blizu maksimalnog pritiska u raketnom motoru, a time bi se oslobođio veći specifični impuls. Međutim za raketna goriva sa "plateau" i "mesa" efektom ove relacije će biti nešto drugačije.



Sl. 8.1 Uticaj pritiska sagorijevanja na temperaturu sagorijevanja i neke performanse raketnog motora za pogonsku materiju NGR-B za slučaj ravnotežne ekspanzije

8.1.2 Verifikacija modula za predviđanje gubitaka performansi

Modul za predviđanje specifičnog impulsa obuhvaćaju proračune gubitaka koji se očekuju uslijed dvofaznog toka, divergencije, graničnog sloja, kinetičkih gubitaka, uronjenosti mlaznika u komoru raketnog motora kao i efikasnost sagorijevanja. U ovom radu korišteni su empirijski izrazi preporučeni od strane AGARD-a i to prvenstveno za kompozitna pogonska punjenja sa aluminijem.

Upotrebljivost preporučenih izraza za predviđanje specifičnog impulsa dvobaznih goriva verificirat će se na sljedeći način:

- Za dati raketni motor i izabrano pogonsko punjenje izračunat je specifični impuls, za $p_e=const$ ili $A_e/A_t=const$ (tabela 8.9).
- Na osnovu zadate geometrije mlaznika izvršena je procjena gubitaka u mlazniku. Kako je kod dvobaznih raketnih goriva udio kondenzovanih čestica u sastavu produkata

sagorijevanja veoma mali i nema značajniji udio na energetske performanse datog raketnog goriva u ovom modelu se ne računaju gubitci dvofaznog toka (izraz je izведен za udio čestica aluminija u smjesi produkata sagorijevanja).

- Ispitivani raketni motori nemaju uronjenu mlaznicu u komoru raketnog motora tako da i ovaj gubitak nije razmatran.
- Procjena koeficijenta efikasnosti sagorijevanja.
- Procjena specifičnog impulsa s obzirom na gubitke u raketnom motoru.
- Poređenje procijenjenog specifičnog impulsa sa vrijednostima specifičnog impulsa određenih u eksperimentalnim raketnim motorima.

Tabela 8.9 Podaci o raketnim motorima za teorijski proračun performansi

Raketni motor	Mlazница					P_{aver} [MPa]
	Tip	dt [mm]	N	α [$^{\circ}$]	ϵ (za $p_e = p_a$)	
ERM-1	Centralna	29.4	1	13	14.131	12.437
ERM-2	Centralna	29.4	1	11	12.963	12.262

Pregledom i obradom analogno ili digitalno snimljenih podataka promjene pritiska i potiska u funkciji vremena određene su vrijednosti totalnog impulsa raketnog motora, integrala pritiska, a prije ispitivanja je izmjerena početna masa pogonskog punjenja (m_p). Eksperimentalne vrijednosti specifičnog impulsa određene su na osnovu izraza:

$$I_{sp_{exp}} = \frac{\int F dt}{m_p},$$

dok je eksperimentalna vrijednost karakteristične brzine određena na osnovu izraza:

$$C_{exp}^* = \frac{A_t \int p dt}{m_p}.$$

Eksperimentalni izraz za proračun efikasnosti sagorijevanja, preporučen od strane AGARD-a za sagorijevanje kompozitnih raketnih goriva sa dodatkom aluminija, daje veća odstupanja u odnosu na eksperimentalne vrijednosti dobivene analizom sagorijevanja dvobaznih goriva (tabela 8.10). Analizom datih vrijednosti, tabela 8.10, izraz za proračun efikasnosti sagorijevanja, preporučenog od strane AGARD-a, sa odgovarajućom rezervom se može koristiti u analizi efikasnosti sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva.

Za predviđanje specifičnog impulsa korištene su eksperimentalne vrijednosti koeficijenta efikasnosti sagorijevanja. Eksperimentalna vrijednost koeficijenta efikasnosti sagorijevanja predstavljen je odnosom izmjerene vrijednosti karakteristične brzine i teoretske vrijednosti karakteristične brzine:

$$\eta_{C_{exp}^*} = \frac{C_{exp}^*}{C^{*0}}.$$

Tabela 8.10 Uporedna analiza vrijednosti efikasnosti sagorijevanja preporučenog od strane AGARD-a i eksperimentalnih vrijednosti

Raketni motor	C^{*0}	C_{exp}^*	Koeficijent efikasnosti sagorijevanja	
			$\eta_{C_{exp}^*}$	Izraz (7.7)
ERM-1	1405.0	1377.00	0.9800	0.815562
ERM-2	1373.0	1335.24	0.9725	0.806764

Rezultati uporedene analize procijenjenog specifičnog impulsa i eksperimentalno određenog specifičnog impulsa prikazani su u tabeli 8.11.

Tabela 8.11 Uporedna analiza predviđene i eksperimentalne vrijednosti specifičnog impulsa

Raketni motor	Specifični impuls			η_{C^*}	η_{C_F}	Gubici u mlazniku [%]			
	Isp^0	Isp_{ex}	Isp_{pred}			ϵ_{DIV}	ϵ_{BL}	ϵ_{KIN}	ϵ_{EROS}
ERM-1	2320.5	2098.5	2097.6	0.9800	0.92241	1.28149	6.42378	0.05391	-
ERM-2	2250.3	2026.9	2023.5	0.9725	0.92464	0.91864	6.24160	0.37579	-

Model za predviđanje gubitaka performansi raketnog motora daje veoma dobra slaganja sa rezultatima dobijenim eksperimentalnim putem. Maksimalna odstupanja specifičnog impulsa su 0,2%.

Za raketne motore na dvobazna goriva gdje nije poznata eksperimentalna vrijednost koeficijenta efikasnosti sagorijevanja, u procesu predviđanju specifičnog impulsa, preporučuje se da je $\eta_{C_{ex}^*} = 1$ i u tom slučaju, za ispitivanu grupu raketnih motora, maksimalno odstupanje predviđenog specifičnog impulsa iznosi 2,6%.

8.1.3 Verifikacija modula za dizajn pogonskog punjenja

Provjera modula za dizajn pogonskog punjenja je vršena u odnosu na rezultate izložene u referenci [36], a koja se odnosi na optimizaciju zvijezda punjenja.

Usvojeni su isti ulazni podaci korišteni u referenci [36] i rezultati proračuna optimizacije zvijezda punjenja sa pet i šest krakova dati su u tabelama 8.12 i 8.13. Cilj optimizacije je bio da se dizajnira punjenje koje će imati:

- Minimalnu vrijednost odnosa maksimalnog i srednjeg perimetra,
- Vrijednost stepena ispune $V_l=0.85$,
- Odnos radijusa vrha kraka, odnosno korijena kraka, sa radijusom punjenja je 0.05

Postignuto je veoma dobro slaganje postavljenog modela u odnosu na rezultate objavljene u referenci [36]:

- Maksimalno odstupanje minimalne vrijednosti odnosa maksimalnog i srednjeg perimetra je 0.04%,
- Maksimalno odstupanje veličine slivera je 0.8%,
- Maksimalna odstupanja ugla ξ i ugla širenja kraka zvijezde je 0.5%.

Ova odstupanja mogu biti manja, smanjenjem veličine inkrementa prirasta koeficijenta ugla ξ i ugla širenja kraka zvijezde η , tokom procesa optimizacije, ali se time povećava vrijeme proračuna.

Stoga se može reći da je postavljeni model za optimizaciju zvijezda punjenja kao i za regresiju površine sagorijevanja dobro postavljen i da dobiveni rezultati iz ovog modela predstavljaju dobru osnovu za određivanje unutrašnjo - balističkih parametara raketnog motora.

Tabela 8.12 Uporedna analiza rezultata programa za optimizaciju zvijezde sa 5 krakova

W_f	Γ_{min}		Sliver [%]		$\xi / \%$		$\eta / \%$	
	OPTIMZ	Ref. [36]	OPTIMZ	Ref. [36]	OPTIMZ	Ref. [36]	OPTIMZ	Ref. [36]
0.30	1.0608	1.06064	15.4104	15.4210	29.30	29.3105	24.60	24.6151
0.31	1.0414	1.04145	15.8893	15.9045	30.13	30.1464	26.75	26.7433
0.32	1.0226	1.02239	16.2967	16.3215	30.92	30.9427	28.90	28.9183
0.33	1.0042	1.00431	16.5951	16.6117	31.64	31.6603	31.05	31.0361
0.34	1.0046	1.00457	15.5858	15.5814	31.50	31.4955	31.00	31.0032
0.35	1.0076	1.00761	14.4758	14.4610	31.21	31.1976	30.65	30.6509
0.36	1.0125	1.01248	13.3331	13.3321	30.82	30.8149	30.10	30.1014
0.37	1.0188	1.01892	12.2403	12.2194	30.38	30.3620	29.40	29.3914
0.38	1.0269	1.02682	11.1346	11.1370	29.84	29.8470	28.55	28.5478
0.39	1.0360	1.03603	10.1175	10.0909	29.30	29.2737	27.60	27.5698
0.40	1.0465	1.04642	9.0674	9.0861	28.62	28.6439	26.45	26.4621
0.41	1.0576	1.05786	8.1647	8.1364	28.01	27.9697	25.30	25.2703
0.42	1.0704	1.07038	7.2943	7.2381	27.32	27.2463	24.10	23.9773
0.43	1.0838	1.08377	6.4062	6.3976	26.50	26.4811	22.60	22.6040
0.44	1.0980	1.09812	5.6309	5.6083	25.70	25.6639	21.15	21.1259
0.45	1.1129	1.11314	4.8961	4.8796	24.84	24.8079	19.60	19.5786

Tabela 8.13 Uporedna analiza rezultata programa za optimizaciju zvijezde sa 6 krakova

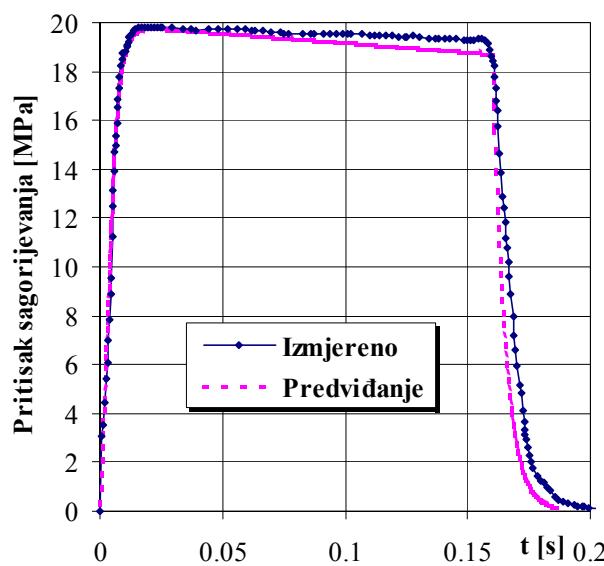
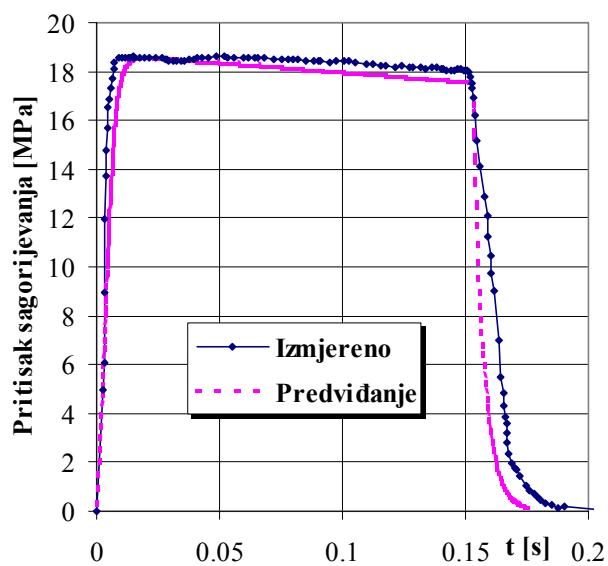
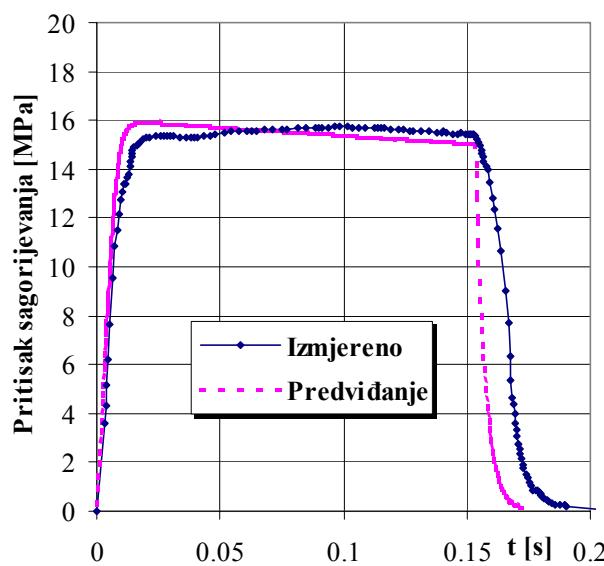
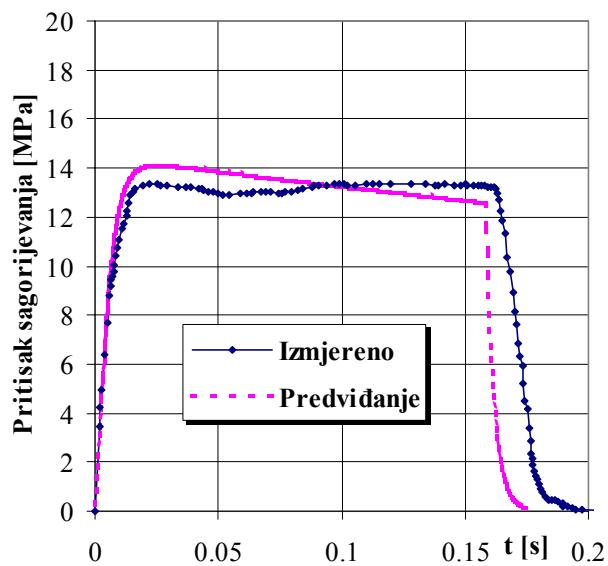
W_f	Γ_{min}		Sliver [%]		$\xi / \%$		$\eta / \%$	
	OPTIMZ	Ref. [36]	OPTIMZ	Ref. [36]	OPTIMZ	Ref. [36]	OPTIMZ	Ref. [36]
0.30	1.0494	1.04936	16.7272	16.7519	28.35	28.3687	28.05	28.0545
0.31	1.0312	1.03106	17.1072	17.1242	29.07	29.0813	30.20	30.2142
0.32	1.0133	1.01332	17.3872	17.3984	29.73	29.7396	32.35	32.3448
0.33	1.0046	1.00419	16.9506	16.9956	29.97	30.0000	33.40	33.4518
0.34	1.0057	1.00562	15.9158	15.8910	29.82	29.8005	33.30	33.2857
0.35	1.0092	1.00929	14.7215	14.7322	29.49	29.5002	32.85	32.8459
0.36	1.0145	1.01447	13.5800	13.5902	29.13	29.1388	32.25	32.2596
0.37	1.0212	1.02117	12.4597	12.4604	28.71	28.7111	31.50	31.4953
0.38	1.0292	1.02921	11.3649	11.3700	28.23	28.2347	30.60	30.6086
0.39	1.0384	1.03851	10.3300	10.3151	27.72	27.7042	29.60	29.5839
0.40	1.0490	1.04893	9.3015	9.3122	27.12	27.1326	28.45	28.4591
0.41	1.0602	1.06045	8.3852	8.3539	26.55	26.5114	27.25	27.2105
0.42	1.0726	1.07287	7.4802	7.4538	25.89	25.8536	25.90	25.8761
0.43	1.0860	1.08633	6.6392	6.6054	25.20	25.1508	24.50	24.4466
0.44	1.1002	1.10056	5.8386	5.8102	24.45	24.4058	22.95	22.8853
0.45	1.1150	1.11549	5.1004	5.0738	23.67	23.6232	21.30	21.2522

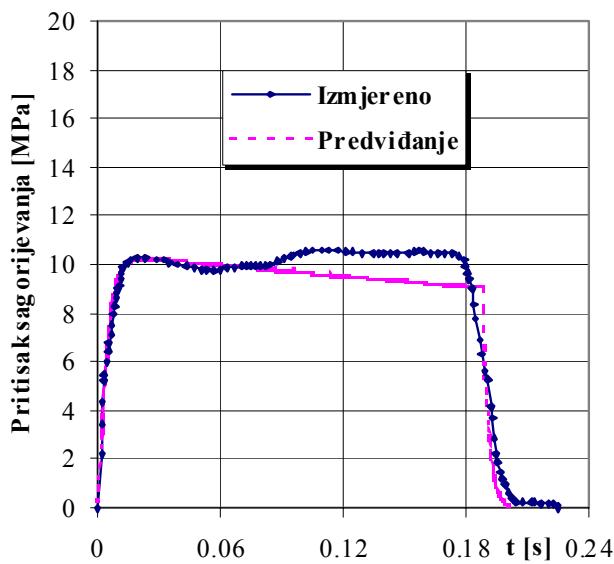
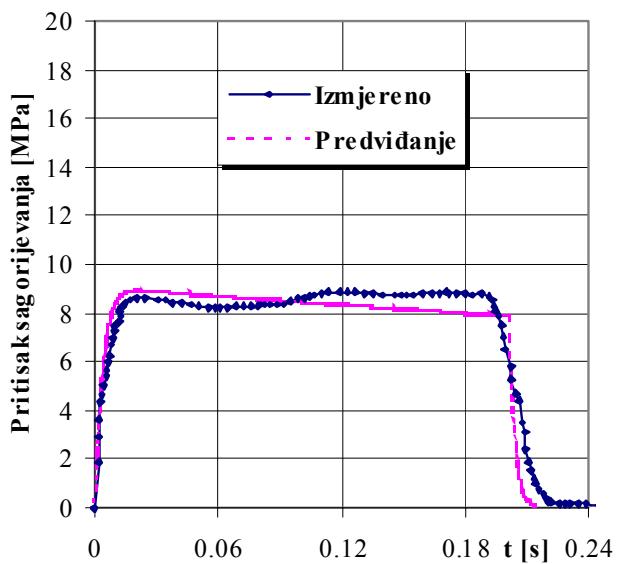
8.1.4 Verifikacija modula za predviđanje unutrašnjo balističkih parametara

Rezultati verifikacije prethodnih modula pokazali su veoma dobra slaganja sa rezultatima dobivenim na osnovu referentnih kompjuterskih programa odnosno rezultata dobivenih eksperimentalnim putem, što omogućuje postavljanje pouzdanih ulaznih podataka za analizu konačnih performansi raketnog motora. Valjanost postavljenog modela, za predviđanje unutrašnjo balističkih performansi raketnog motora na dvobazna goriva, utvrđit će se na taj način što će se rezultati predviđanja poreediti sa rezultatima dobivenim eksperimentalnim putem.

Predviđanje ovisnosti pritiska u funkciji vremena, izведенog na osnovu jednačine održanja mase u jednodimenzionalnom obliku, verificiran je tako što su rezultati proračuna upoređeni će se eksperimentalnim rezultatima dobivenim u balističkom opitnom raketnom motoru FLS-2. Ovaj raketni motor koristi se za određivanje zakona brzine sagorijevanja pogonske materije i koristi

pogonsko punjenje sa unutrašnjo spoljnim sagorijevanjem čije su dimenzije: $D_p=32$ mm, $D_{pu}=16$ mm i $L=125$ mm. Čeone površine nisu inhibirane. Postizanje odgovarajućeg radnog pritiska sagorijevanja postiže se izmjenom prečnika kritičnog presjeka mlaznika. Tokom eksperimenta snima se promjena pritiska u funkciji vremena i na osnovu koje se određuju: srednja vrijednost pritiska sagorijevanja, maksimalni pritisak sagorijevanja i integral pritiska - vrijeme. Na slikama 8.2 do 8.7 prikazani su uporedni rezultati promjene pritiska sa vremenom, dobiveni predviđanjem na osnovu postavljenog modela (bez korekcije zakona brzine sagorijevanja) i dobiveni eksperimentalnim putem za pogonsku materiju NGR-A.

Sl. 8.2 Pritisak u funkciji vremena za $d_t=8$ mmSl. 8.3 Pritisak u funkciji vremena za $d_t=8,5$ mmSl. 8.4 Pritisak u funkciji vremena za $d_t=9$ mmSl. 8.5 Pritisak u funkciji vremena za $d_t=9,5$ mm

Sl. 8.6 Pritisak u funkciji vremena za $d_t=10,5\text{mm}$ Sl. 8.7 Pritisak u funkciji vremena za $d_t=11\text{mm}$

Postignuto je veoma dobro slaganje rezultata promjene pritisaka sa vremenom dobijenih primjenom modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora sa rezultatima eksperimenata. Ova slaganja su bolja kod raketnih motora koji rade na višem pritisku sagorijevanja (od 14 do 20 MPa).

Uporednom analizom veličina datih u tabeli 8.14 može se uočiti da je maksimalno odstupanje integrala pritiska sa vremenom do 5,7%, dok je maksimalno odstupanje srednjeg radnog pritiska do 4,3%, za srednji pritisak sagorijevanja ispod 14 MPa. Za pritiske sagorijevanja iznad 14 MPa maksimalno odstupanje srednjeg pritiska iznosi oko 1,15%.

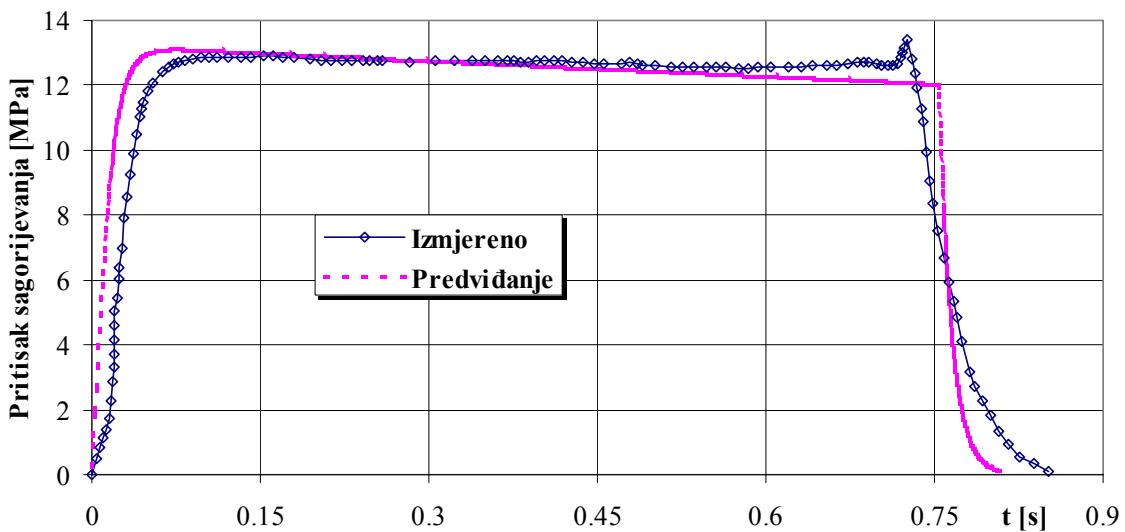
Tabela 8.14 Uporedna analiza nekih parametara raketnih motora dobivenih obradom dijagrama pritisak u funkciji vremena za balistički opitni raketni motor FLS-2

Br. opita	d_t [mm]	t_b , [s]		p_{\max} , [MPa]		$\int p dt$, [MPas]		P_{aver} , [MPa]	
		Opit	SPPMEF	Opit	SPPMEF	Opit	SPPMEF	Opit	SPPMEF
1	8,0	0,161	0,1603	19,73	19,7305	3,15	3,0986	19,55	19,33020
2	8,5	0,157	1,5528	18,55	18,3478	2,91	2,8624	18,55	18,43380
3	9,0	0,159	1,5350	15,64	15,8827	2,47	2,3645	15,53	15,40407
4	9,5	0,167	1,5830	13,45	14,0808	2,22	2,1004	13,27	13,26845
5	10,5	0,188	0,1882	10,52	10,2314	1,89	1,8099	10,03	9,61698
6	11,0	0,203	0,2012	8,91	8,9238	1,77	1,6873	8,73	8,38599

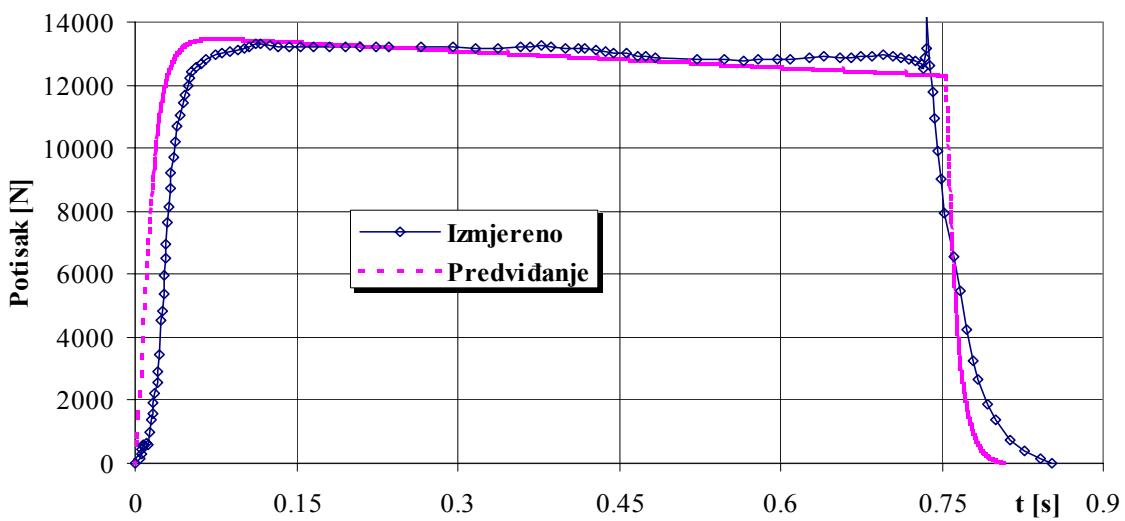
Slaganje promjene pritiska sa vremenom je posebno izraženo u fazi kvazistacionarnog sagorijevanja, dok su značajnija odstupanja u fazi izduvavanja. Promjena pritiska sa vremenom u fazi izduvavanja u razmatranom modelu ima eksponencijalan oblik, dok stvarna promjena pritiska sa vremenom u fazi izduvavanja ima drugačiji oblik.

Dalja provjera modula za predviđanje unutrašnjo-balistički parametara raketnog motora je izvršena sa eksperimentalnim raketnim motorima. Svi eksperimentalni raketni motori imali su mlaznik kod kojih nije bilo erozije kritičnog presjeka mlaznika. Pri eksperimentalnim ispitivanjima registrovane su krive promjene pritiska odnosno potiska u vremenu čime su stvorene mogućnosti da se odrede eksperimentalne vrijednosti totalnog impulsa i specifičnog impulsa raketnog motora.

Slike 8.8 i 8.9 prikazuju promjenu pritisaka odnosno potisaka u funkciji vremena za raketni motor ERM-1 dobivene programom SPPMEF i eksperimentalnim mjeranjem.



Sl. 8.8 Pritisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-1



Sl. 8.9 Potisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-1

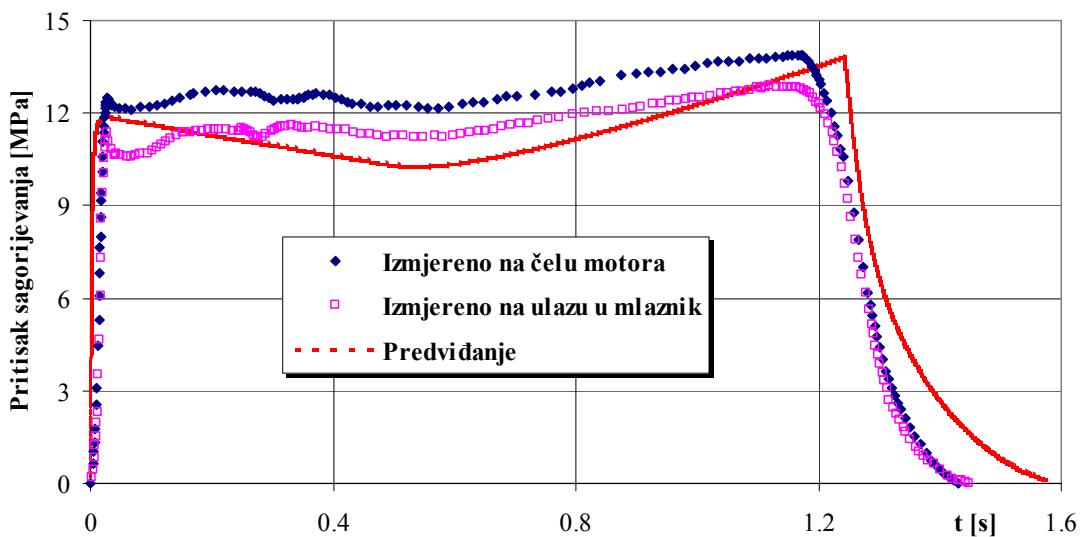
Postignuto je veoma dobro slaganje u predviđanju promjene pritisak sa vremenom sa podacima dobivenim eksperimentalnim mjerjenjem. Odstupanja u procesu dovođenja raketnog motora u kavzistacionarni režim rada uslovljena su time što model ne razmatra uticaj procesa pripaljivanja. Uvođenjem u model faze pripaljivanja raketnog motora i masene brzine toka produkata sagorijevanja pri sagorijevanju, povećala bi se tačnost u predviđanju krivulje pritisak odnosno potisak raketnog motora.

U tabeli 8.15 dati su osnovni unutrašnjo-balistički parametri raketnog motora dobiveni obradom dijagrama pritisak odnosno potisak u funkciji vremena, i parametri dobiveni proračunom u okviru modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora. Odstupanje vrijednosti totalnog impulsa iznosi 0,73%, što predstavlja visoko slaganje u odnosu na rezultate dobijene eksperimentalnim putem, dok je odstupanje srednjeg pritiska sagorijevanja jako malo i iznosi 0.9 %, a najveće odstupanje je kod parametara kao što su vrijeme sagorijevanja t_b (2.49%) i srednji potisak (1.79%). Odstupanja srednjeg potiska i vremena sagorijevanja su rezultat nesavršenosti modela u oblastima prelaznih procesa (proces pripaljivanja i proces izduvavanja gasa).

Tabela 8.15 Uporedna analiza nekih parametara raketnih motora dobivenih obradom dijagrama pritisak, odnosno potisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-1

	Opit	SPPMEF	Odstupanje	Napomena
$t_b, [s]$	0.735	0.7538	-2.49%	Vrijednosti dobivene iz dijagrama pritisak u funkciji vremena
$p_{max}, [\text{MPa}]$	12.7478	13.08724	-2.59%	
$\int p dt, [\text{MPas}]$	9.16861	9.469591	-3.18%	
$P_{aver}, [\text{MPa}]$	12.45	12.56247	-0.90%	Vrijednosti dobivene iz dijagrama potisak u funkciji vremena
$\int F dt, [\text{Ns}]$	9609.88	9680.202	-0.73%	
$F_{aver}, [\text{N}]$	13071.398	12841.87	1.79%	

Na slici 8.10 prikazani su rezultati za eksperimentalni raketni motor, *ERM-2*, sa centralnom mlaznicom i punjenjem u obliku zvijezde. Kod ovog motora mjerena je pritisak na čelu raketnog motora i na ulazu u mlaznik. Analizom ove dvije krive može se primijetiti da nema erozivnog sagorijevanja pogonskog punjenja. Predviđena promjena pritiska sa vremenom predstavlja pritisak u sredini komore sagorijevanja i može se primijetiti da karakteri predviđene krive i one dobivene eksperimentalnim putem odstupaju. Ovo odstupanje posljedica su toga da zakon brzine sagorijevanja određen u standardnim balističkim raketnim motorima ne odgovara u potpunosti brzini sagorijevanja u realnim raketnim motorima, te da se treba korigovati osnovna brzina sagorijevanja sa faktorom koji uzima u obzir uticaj tehnologije izrade pogonskog punjenja, tzv. *HUMP* efekat.



Sl. 8.10 Pritisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-2

Korekcioni faktor osnovne brzine sagorijevanja zbog uticaja *HUMP* efekta određen je odnosom trenutne vrijednosti brzine sagorijevanja u realnom raketnom motoru i osnovne brzine sagorijevanja određene u standardnom balističkom raketnom motoru pri istim radnim pritiscima i uz zanemarivanje uticaja masenog fluksa na proces sagorijevanja:

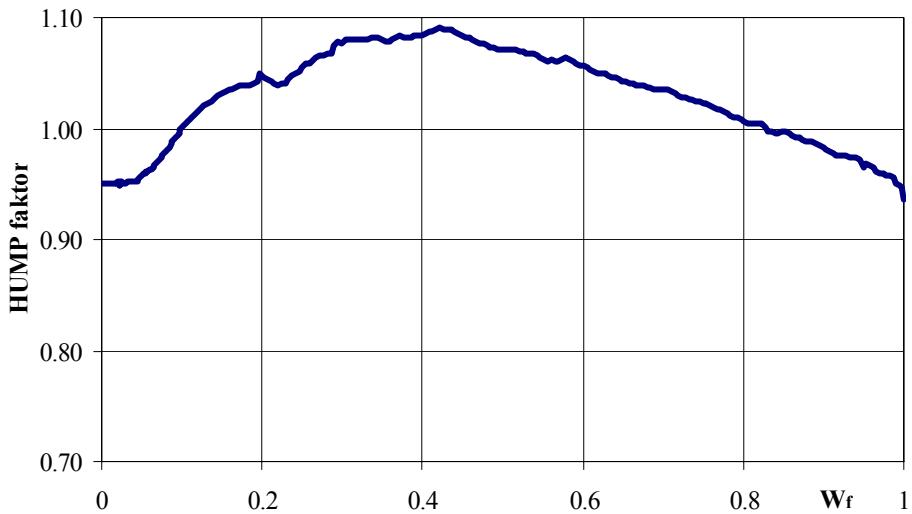
$$\delta_{HUMP} = r_i(p_c, G)/r_0(p_c, G)$$

Trenutna vrijednost brzine sagorijevanja određena je na osnovu izraza [55,58]:

$$r = \frac{1}{\rho_p \cdot A_b} \cdot \left(\frac{p_c}{R_g \cdot T_c} \cdot \frac{dV}{dt} + \frac{V}{R \cdot T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt} + \frac{A_{th} \cdot p_c}{c^*} \right)$$

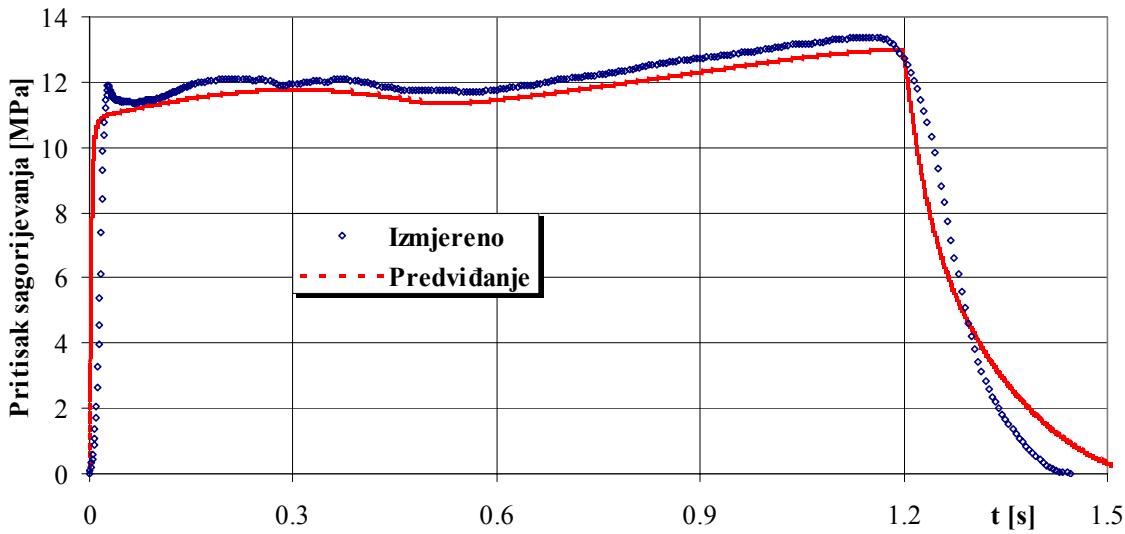
a osnovna brzina sagorijevanja na osnovu izraza (2.28).

Za eksperimentalni raketni motor *ERM-2*, korekcioni faktor zakona brzine sagorijevanja uslijed *HUMP* efekta, određen je analizom dijagrama pritisak u funkciji vremena. Slika 8.11 prikazuje uticaj *HUMP* efekta na promjenu brzine sagorijevanja u funkciji relativne debljine svoda, w_f za raketni motor *ERM-2*.



Sl. 8.11 Uticaj *HUMP* efekta za eksperimentalni raketni motor *ERM-2*

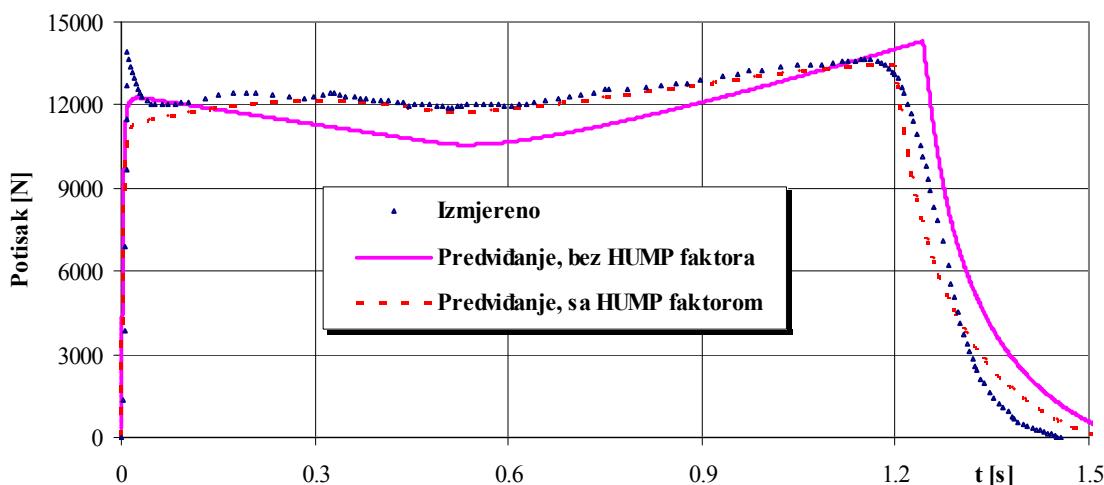
Kada se izvrši korekcija osnovne brzine sagorijevanja, dobivene u standardnom balističkom raketnom motoru, sa uticajem *HUMP* efekta rezultati predviđanja promjene pritiska sa vremenom su veoma zadovoljavajući, slika 8.12.



Sl. 8.12 Pritisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor *ERM-2*, nakon uvođenja korekcionog faktora uslijed *HUMP* efekta

Na slici 8.13 prikazani su rezultati predviđanja promjene potisaka u funkciji vremena, za raketni motor *ERM-2*, bez i sa uticajem *Hump* efekta i eksperimentalno izmjereni rezultati.

Iz prethodne dva slučaja je vidljivo da za pravilno predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora je nužno posjedovati eksperimentalnu bazu podataka pomoću koje je moguće izvršiti odgovarajuće korekcije predloženog modela predviđanja parametra.

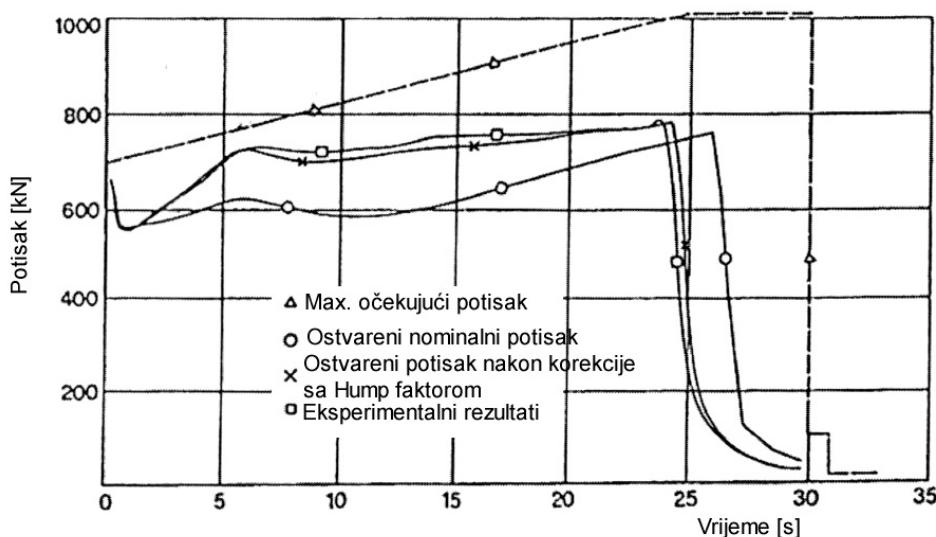


Sl. 8.13 Potisak u funkciji vremena za eksperimentalni raketni motor ERM-2

8.2 Rezultati drugih modela

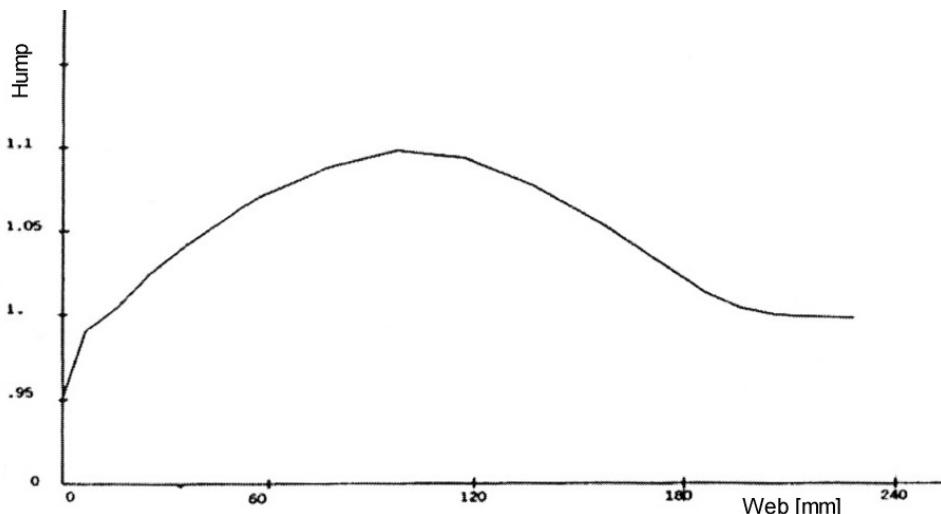
Softverski model predložen od SNIA-BPD (Bombrini Parodi-Delfino S.p.A.), Defense and Space Division, Colleferro, Italy, omogućava: analizu performansi mlaznice, dizajn pogonskog punjenja sa unutrašnjo - balističkim performansama [50]. Za proračun teorijskih performansi raketnog motora koristi program CEA (Chemical Equilibrium with Application) razvijen u NASA Lewis Research Center's. Modul analize performansi u mlaznici analizira i sumira gubitake performansi u mlaznici predložene od strane AGARD-230. Modul za dizajn pogonskog punjenja omogućava analizu 2-D i 3-D konfiguracija. Modul za analizu unutrašnjo-balističkih parametara zasnovan je na 1D balističkom modelu strujanja unutar motora i omogućava predviđanja srednjih performansi kao što su maseni fluks, pritisak, potisak i specifični impuls u funkciji vremena. Ulagani parametri u ovaj modul su: uticaj pripale, promjena brzine sagorijevanja uslijed *Hump* efekta kao i erozivnog sagorijevanja. Koristi se za predviđanje performansi većeg broja različitih raketnih motora. Ovaj model omogućava predviđanje I_{sp} sa tačnošću od 1%. Također, ovaj model omogućava predviđanje erozije mlaznika sa tačnošću od 20% [50].

Rezultati predviđanja promjene potiska sa vremenom prikazani su na slici 8.14 za startni raketni motor rakete ARIANE 3 i ARIANE 4 sa prečnikom pogonskog punjenja od 1 m.



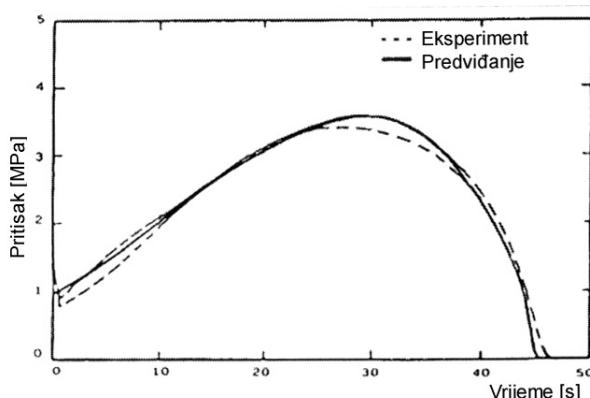
Sl. 8.14 Potisak u funkciji vremena za startni raketni motor ARIANE 3 [50]

U prvom približenju koristi se osnovni zakon brzine sagorijevanja, dobiven u standardnim balističkim motorima, na osnovu čega se dobiva nominalna krivulja potisak-vrijeme. Poređenjem sa eksperimentalnim rezultatima vidi se značajno odstupanje nominalne krive potisak-vrijeme. Upoređivanjem teorijske krive i krive dobivene eksperimentalnim mjerjenjem, kod ovog raketnog motora vidi se da je značajan uticaj tehnologije izrade pogonskog punjenja izražen preko *Hump* efekta, slika 8.15. U sljedećem približenju, korekcijom osnovne brzine sagorijevanja sa uticajem *Hump* efekta dobivaju se rezultati koji imaju veoma dobra slaganja sa eksperimentalnim rezultatima.

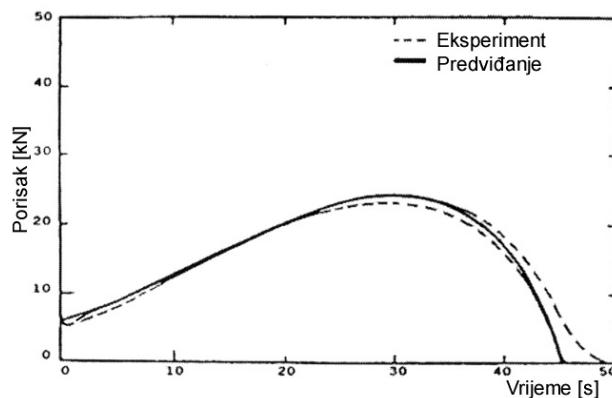


Sl. 8.15 Uticaj *Hump* efekta za startni raketni motor ARIANE 3 [50]

Na slikama 8.18 i 8.19 prikazane su krive potisak-vrijeme i pritisak vrijeme dobivene eksperimentalnim mjerjenjem i one dobivene predviđanjem za raketni motor GEOS A.B.M. Ono što je vidljivo na ovim slikama je da i ovaj model ne omogućava da se predviđi prirast potiska odnosno pritiska u početnoj fazi kod pripaljivanja raketnog motora, kao i pojave koje se javljaju u završnoj fazi rada raketnog motora.



Sl. 8.16 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor GEOS A.B.M [50]

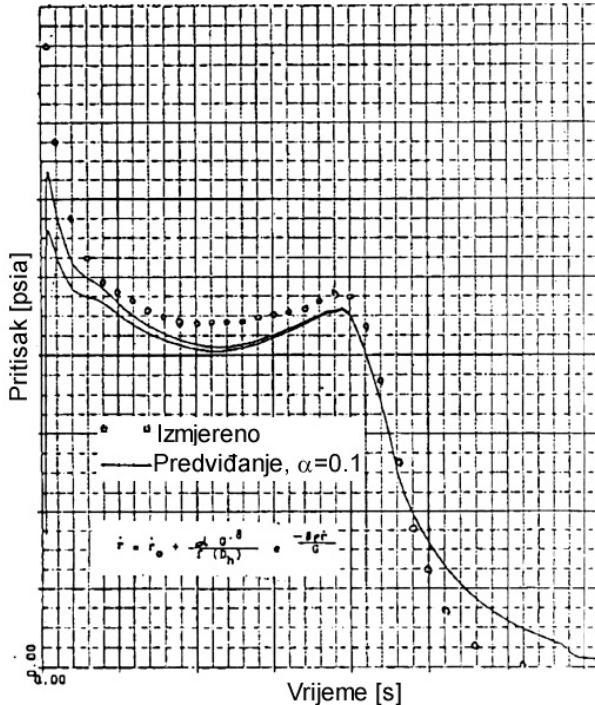


Sl. 8.17 Potisak u funkciji vremena za raketni motor GEOS A.B.M [50]

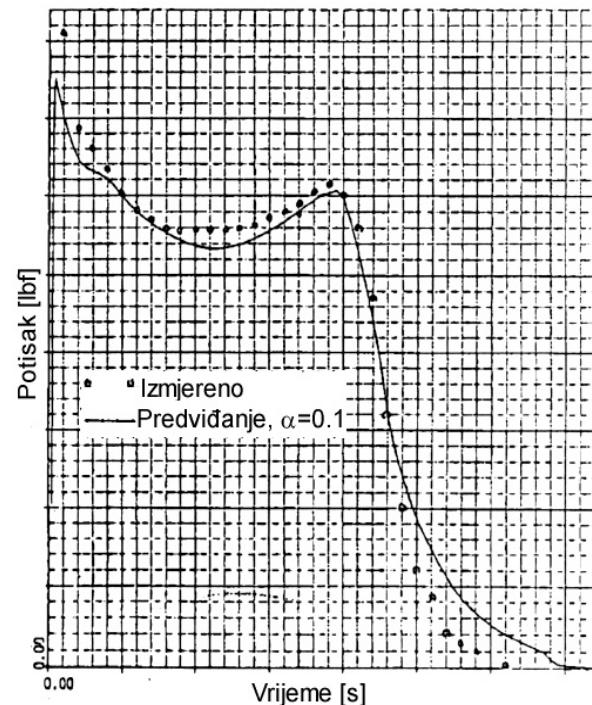
Program *SPP* koriste vodeći proizvođači raketnih motora na čvrsta goriva u USA i više stranih zemalja. Koristi se za predviđanje i/ili analizu performansi stotine različitih raketnih motora. Nažalost, većina ovih podataka generalno nisu raspoloživi [26]. Međutim, dio paketa, *SPP* omogućava temeljnu analizu dvanaest različitih konfiguracija mlaznica.

Srednje apsolutno odstupanje između predviđenih i izmjerениh performansi je 0.45%, sa standardnom devijacijom od 0.52%. Procijenjeni nivo pouzdanosti izmjerениh podataka ne može biti bolji od $\pm 0.5\%$ za I_{sp} [26,27]. Za efekte koji nisu modelirani u *SPP* može se računati sa dodatnim gubicima od 0.5% u I_{sp} . Potisak i totalni impuls predviđaju se sa greškom do 3% [26].

Na slikama 8.18 i 8.19 prikazan je razvoj krivulje pritisak sa vremenom odnosno potisak sa vremenom, dobiven na osnovu modela *SPP* kao i podaci dobiveni mjerjenjem, za raketni motor Sidewinder MK-35. Za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi ovog raketnog motora vršena je korekcija osnovnog zakona brzine sagorijevanja uslijed erozivnog sagorijevanja. U ovom slučaju korišten je model za erozivnu brzinu sagorijevanja Lenoir and Robillard. Rezultati uporedne analize pokazuju veoma dobro slaganje promjene pritiska odnosno potiska sa vremenom dobivene predviđanjem i eksperimentalnim putem. Kao i u predloženom modelu i u ovom modelu imamo značajnija odstupanja u prelaznim procesima rada raketnog motora.

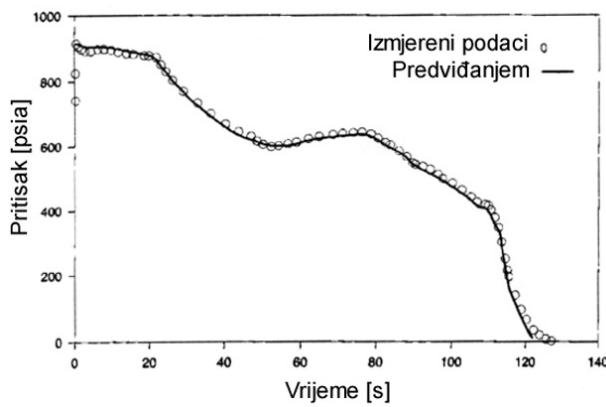


Sl. 8.18 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor Sidewinder MK-35 [26]

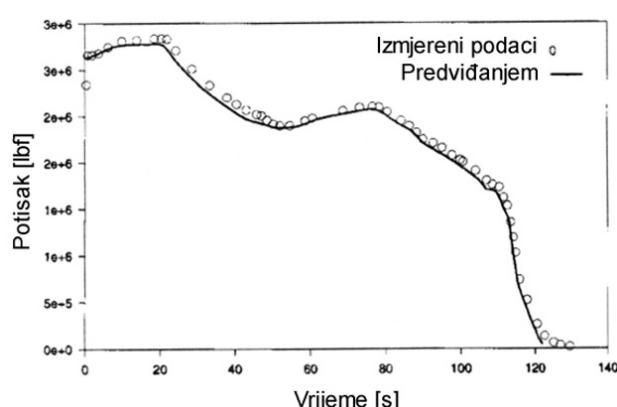


Sl. 8.19 Potisak u funkciji vremena za raketni motor Sidewinder MK-35 [26]

Potvrda visoke tačnosti programa *SPP* u predviđanju performansi, može se vidjeti na slikama 8.20 i 8.21, gdje je prikazana promjena pritiska odnosno potiska sa vremenom za raketni motor RSRM. Kod ovog raketnog motora predviđene i izmjerene performanse su gotovo identične.



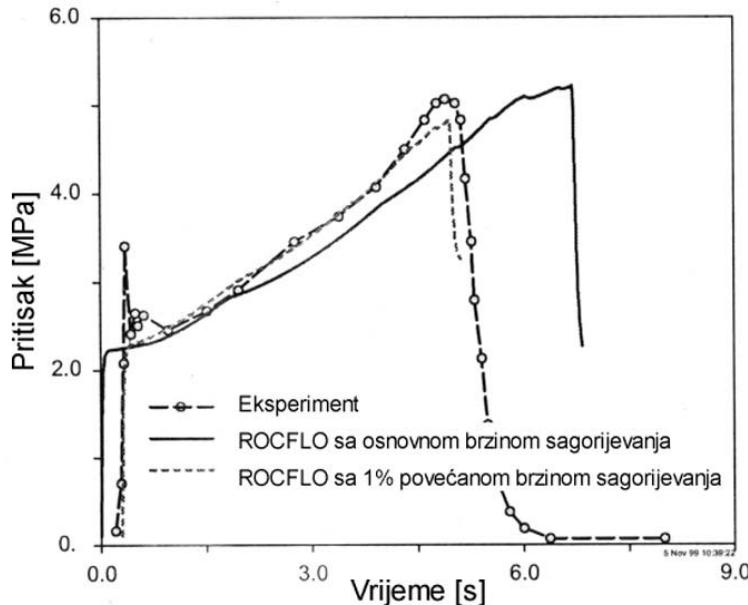
Sl. 8.20 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor RSRM [26]



Sl. 8.21 Potisak u funkciji vremena za raketni motor RSRM [26]

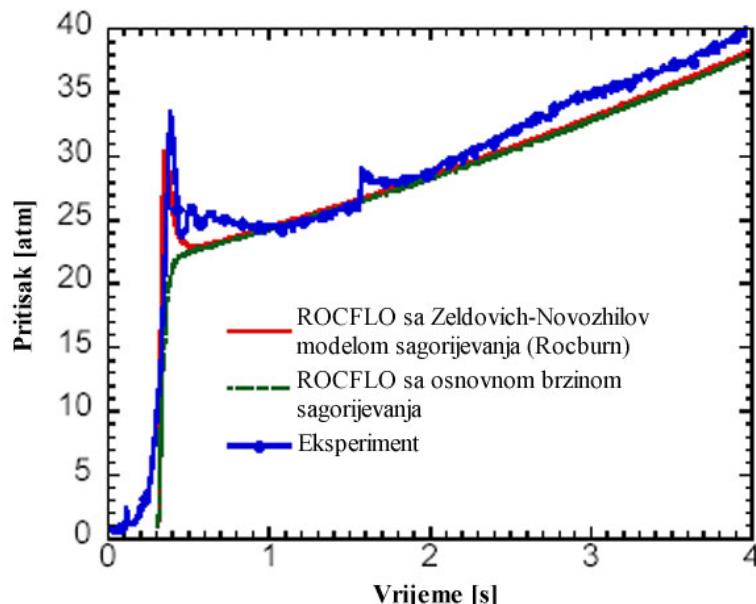
ROCFLO kao razvojni program, zasnovan na metodi konačnih volumena, razvija Center for Simulation of Advanced Rocket (CSAR), the University of Illinoi at Urbana-Champaign, za potrebe U.S. Department of Energy. On omogućava predviđanje performansi raketnog motora kao

i prethodni modeli. Razvojni paket obuhvaća modeliranje u prelaznim procesima rada raketnog motora a naročito u fazi pripaljivanja raketnog motora, što je bio najveći nedostatak trenutno postojećih modela. Model se također zasniva na predviđanju performansi sa osnovnom brzinom sagorijevanja. Na slici 8.22 prikazani su trenutni rezultati promjena pritiska u funkciji vremena dobiveni predviđanjem i eksperimentalnim mjerjenjem [7,8].



Sl. 8.22 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor Space Shuttle [7,8]

I ovaj model u prvom koraku korist osnovni zakon brzine sagorijevanja, i predviđena promjena pritiska sa vremenom značajnije odstupa od rezultata dobivenih eksperimentalnim putem. Vrši se korekcija brzine sagorijevanja, određena u standardnim balističkim raketnim motorima. Za realni raketni motor za Space Shuttle, brzina sagorijevanja povećana je za 1% čim je ostvarena približno ista promjena pritisk sa vremenom u odnosu na podatke dobivene eksperimentalnim putem. Na ovom dijagramu nije uzet u obzir uticaj prelaznih procesa posebno procesa pripaljivanja. Međutim, prema posljednjim dostupnim podacima uspjelo se ostvariti jako dobro predviđanje promjene pritiska sa vremenom i u fazi procesa pripaljivanja (slika 8.23) [2].



Sl. 8.23 Pritisak u funkciji vremena za taktički raketni motor NAWC 13 ($a=0.07696 \text{ cm/sec}$, $n=0.461$, pritisak u atmosferama i $L^*=7.5 \text{ m}$) [2]

9. ZAKLJUČAK

Definisan je matematički model za predviđanje idealiziranih unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsta goriva, koji opisuje većinu osnovnih fizičkih i hemijskih fenomena koji se odvijaju u raketnom motoru, a neophodni su u procesu balističkog i strukturalnog dizajna raketnog motora. Na osnovu ovog modela razvijen je kompjuterski program *SPPMEF*, sastavljen od četiri modula, za predviđanje idealiziranih unutrašnjo-balističkih performansi raketnih motora na dvobazna goriva.

Program omogućava sljedeće:

- Proračun teorijskih performansi pogonske materije,
- Predviđanje gubitaka performansi u mlazniku raketnog motora,
- Dimenzionisanje i regresiju površine sagorijevanja pogonskog punjenja u obliku: cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem, cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem, više cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem i zvijezda punjenje.
- Predviđanje srednjih performansi kao što su maseni fluks, pritisak, potisak i specifični impuls u funkciji vremena.
- Modularnost strukture kompjuterskog programa omogućava njegovu dalju nadogradnju u smislu poboljšanja pojedinih modula u budućem radu.
- Korišteni metod proračuna posjeduje univerzalan i sa stanovišta brzine rješavanja ekonomičan algoritam koji garantuje veoma dobru tačnost rješenja.

Za potrebe programa formirane su sljedeće baze podataka:

- Baza podataka o termohemijskim karakteristikama većeg broja mogućih konstituenata pogonske materije i
- Baza podataka o koeficijentima redukovanih termodinamičkih potencijala za izračunavanje termodinamičkih i termofizičkih svojstava mogućih produkata sagorijevanja kao i vrijednosti parametara potencijala.

Uporedna analiza rezultata programa *SPPMEF* sa rezultatima referentnih programske verzije i eksperimentalnim ispitivanjem pokazala su:

- Postignuta su veoma dobro slaganja u predviđanju promjene pritiska odnosno potiska sa vremenom sa podacima dobivenim eksperimentalnim mjeranjem u fazi kvazistacionarnog sagorijevanja raketnog motora.
- Predviđanja promjene pritiska odnosno potiska sa vremenom u prelaznim procesima rada raketnog motora su u skladu sa rezultatima koji obezbjeđuju predstavljeni referentni programi razvijeni u USA, Francuskoj i Italiji.
- Za raketne motore koji imaju stabilan rad moguće je procijeniti srednje vrijednosti pritiska i potiska kao i njihove integrale sa tačnošću do 3%, dok za raketne motore koji imaju izraženu nestabilnost pri sagorijevanju maksimalna greška predviđanja je do 6%.
- Preporučeni empirijski izrazi za proračun gubitaka performansi u mlazniku mogu koristiti i za dvobazna raketna goriva.
- Za raketne motore na dvobazna goriva, preporučuje se da se za koeficijent efikasnosti sagorijevanja usvoje eksperimentalni podaci, jer izraz za efikasnost sagorijevanja, izведен za kompozitna goriva na bazi sa aluminijem, može se sa odgovarajućom rezervom upotrebljavati u predviđanju efikasnosti sagorijevanja dvobaznih goriva.

Preporuke za dalji rad

- Trenutnu bazu 2D konfiguracija pogonskih punjenja potrebno je proširiti sa još mogućim 2D konfiguracijama kao i uvesti 3D konfiguracije.
- Definisati model koji će moći da razmatra proces pripaljivanja i promjenu pritiska i masene brzine toka pripale u funkciji vremena.
- Uvesti izraze za erozivno sagorijevanje pogonskog punjenja.
- Definisati numerički model koji će omogućiti da se procjeni strukturalni integritet raketnog motora u cjelini kao i mogućnost predviđanja pukotina i njihovog oblika u pogonskom punjenju kako bi se izvršila korekcija površine sagorijevanja kao i njen uticaj na promjenu performansi raketnog motora.
- Formirati bazu podataka, za postojeće raketne motore na dvobazna goriva, parametara koji utiču na odstupanje realnih od idealnih parametara, što će omogućiti dizajneru raketnog motora veoma dobru osnovu u procesu dizajniranja novih raketnih motora.
- Istražiti uticaj tipa mlaznika na promjene uslova strujanja unutar raketnog motora primjenom numeričkih metoda (3D CFD model simulacije).

10. LITERATURA

1. 1998-99 Annual Report,
Center for Simulation of Advanced Rockets, University of Illinois at Urbana-Champaign,
Urbana, Illinois 61801, December 1999
2. 2000-01 Annual Report,
Center for Simulation of Advanced Rockets, University of Illinois at Urbana-Champaign,
Urbana, Illinois 61801, December 2001
3. Akademija nauk SSSR: Termodinamičeskie svojstva individualnih vešestv: Tom I,
Nauka, Moskva, 1978.
4. Akademija nauk SSSR: Termodinamičeskie svojstva individualnih vešestv: Tom II,
Nauka, Moskva, 1979.
5. Akademija nauk SSSR: Termodinamičeskie svojstva individualnih vešestv: Tom III,
Nauka, Moskva, 1981.
6. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tichin A.P. and Khudyakov V.A.: Thermodinamic and
Thermochemical Properties of Combustion Products, Volume I, Editor Glushko V.P.,
Akademija nauk SSSR,
Israel Program for Scientific Translation, Jerusalem 1974
7. Alvilli P., Buckmaster J., Jackson T.L. and Short M.: Ignition- Transient Modeling for
Solid Propellant Rocket Motors,
36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, July
16-19, 2000.
8. Alvilli P., Tafti D., Najjar F.: The Development of an Advanced Solid Rocket Flow
Simulation, Program ROCFLO,
38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Janury 10-13, 2000.
9. Anon: Derivation of Thermochemical Values for Interior Ballistic Calculation,
NATO Military Agency for Standardization, STANAG 4400, Brussels, 1993
10. Anon: Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics,
NASA Report SP 8076, March 1972
11. Anon: Solid Propellant Grain Structural Integrity Analysis,
NASA Report SP 8073, June 1973
12. Anon: Solid Propellant Processing Factor in Rocket Motor Design,
NASA Report SP 8075, October 1971
13. Anon: Solid Propellant Selection and Characterization,
NASA Report SP 8064, June 1971, N52-13737.
14. Anon: Solid Rocket Motor Igniters,
NASA Report SP 8051, March 1971
15. Anon: Solid Rocket Motor Nozzles,
NASA Report SP 80515, June 1975
16. Anon: Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction,
NASA Report SP 8039, May 1971, N72-18785.
17. Anon: Teorijske performanse raketnih goriva,
Zbornik radova istraživanja u oblasti baruta, polusagorljivih čaura i raketnih goriva,
Vojnotehnički institut KoV JNA, Beograd, 1991.
18. Bird, R.B., Stewart W.E., Lighfoot E.N.: Transport phenomena,
New York, 1960.
19. Boisson, J.: La propulsion par fusee (tome I),
ENSTA, Paris, 1972
20. Brooks W.T.: Ballistic Optimization of the Star Grain Configuration,
AIAA 80-1136R, AIAA/SAE/ASME 16th Joint Propulsion Conference, Hratford, 1980

21. Chung-I. Y.: An Interactive computer Code for Preliminary Design of Solid Propellant Rocket Motors, Master's Thesis,
Naval Postgraduate Schole,Montrey, AD-A192 869, December 1987.
22. Cunningham J.: Ingradients of Propellant data,
Marin Marieta, Orlando Florida, 1986
23. Čolaković M.: Čvrsta goriva za raketni pogon,
Centar vojnotehničkih škola KoV JNA, Zagreb, 1986.
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. Dunn S.S. and Coats D.E.: 3-D Grain Design and Ballistic Analysis,
AIAA 97-3340, Software and Engineering Associates, Inc. Carson City, NV, 1997
27. Dunn S.S. and Coats D.E.: Nozzle Performance Predictions Using the TDK 97 Code,
AIAA 97-2807, Software and Engineering Associates, Inc. Carson City, NV, 1997
28. Filipović M., Kilibarda N.: Termohemijska karakterizacija gorivno-vezivnih komponenata
kompozitnih raketnih goriva, Zbornik radova istraživanja u oblasti baruta, polusagorljivih
čaura i raketnih goriva,
Vojnotehnički institut KoV JNA, Beograd, 1991.
29. Filipović M., Kilibarda N.: The calculation of thermochemical enegetic performances of
composite rocket propellants,
J. Serb. Chem. Soc., Military Technical Institute, Beograd, 2000.
30. Friedlander M and Jordan F.V.: Radial Variation of Burning Rate in Center Perforated
Grains
AAIA Paper 84-1442, July 1984.
31. Fry R.S.: Solid propellant subscale burning rate analysis methods for U.S. and selected
NATO facilities,
The Johns Hopkins University, Chemical propulsion information agency, Columbia,
Maryland, Januar 2002
32. Fry R.S.: Solid propellant test motor scaling,
The Johns Hopkins University, Chemical propulsion information agency, Columbia,
Maryland, Septembar 2001
33. Gordon S. and McBride B.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical
Equilibrium Compositions and Applications, I. Analysis,
NASA Reference Publication 1311, october 1994
34. Gordon S. and McBride B.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical
Equilibrium Compositions and Applications, II. Users Manual and Program Description,
NASA Reference Publication 1311, June 1996.
35. Gossant B.: Combustion des propergols solides et balistique interieure des propulseurs
Davenas A. et collabrateurs : Technologie des propergols solides
Masson,Paris, 1989.
36. Haymes W.G., Williamson J.E., McClendon S. E. and Brooks W.T: Solid Rocket Motor
Design Automation Technology,
AGARD-CP-259, Solid Rocket Motor Technology, Oslo, 2-5 April 1979
37. Stull D.R and Prophet H.: JANAF Thermochemical Tables, Second Edition,
NSRDS-BBS 37, Issued, June1971
38. Kalt S. and Badal D.J.: Conical Nozzle Performance Under Flow-Separated Conditions,
Jurnal Spacecraft and Rockets, Vol. 2, No,3, 1965
39. Kilibarda N.: Proračun teorijskih performansi raketnih goriva,
Zbornik radova istraživanja u oblasti baruta, polusagorljivih čaura i raketnih goriva,
Vojnotehnički institut KoV JNA, Beograd, 1991.

40. 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
41. Kuo K. K.: Principeles of Combustion,
John Wiley&Sons, 1986, New York.
42. Landsbaum E.M. and Salinas M.P.: Solid Propellant Specific Impulse Prediction,
AGARD-CP-259, Solid Rocket Motor Technology, Oslo, 2-5 April 1979
43. Lefebvre A.: Burning analysis of star configuration,
<http://rocketworkbench.sourceforge.net/grain/doc/star.pdf>, October 2000
44. Lekić A., Popović A., Vujović V., Tadić V.: Program za određivanje sastava i svojstava
produkata sagorijevanja uglja,
ENERGOINVEST, RO ITEN, Sarajevo 1984.
45. Lengelle G., Bizot A., Brulard J., Duterque J. and Godon J.C. : Combustion des differents
propergols solides
Science et techniques de l'armement, Memorial de l'Artillerie française, Tome 60, 2e
fascicule,1986
46. Oates C. G.: Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion,
AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics,
Washington, 1988.
47. Prescott B.H.: Nozzle Design
Tactical Missile Propulsion, Edited by Jensen E. G. and Netzer W.D.,
Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 170, AIAA, 1996.
48. 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.
49. Sarner F. S., Propellant Chemistry,
Reinhold Publishing Corporation, New York, 1966.
50. Scippa S.: Propellant grain design,
AGARD-LS-150, Design Method in Solid Rocket Motors, Paris, 1988
51. Sorkin R.E.: Teorija vnutrikamernih processov v raketnih sistemah na tverdom toplive,
Moskva, 1983.
52. Sutton P. G.: Rocket Propulsion Elements
-An Introduction to the Engineering of Rockets-
John Wiley&Sons, Fith Edition,1986, New York.
53. Timnat Y. M.: Advanced Chemical Rocket Propulsion
Academic Press, London, 1987.
54. Vinicki A.M.: Raketnye divigateli na tverdom toplive,
Mašinostroenie, Moskva 1973
55. Zečević B., Terzić J.: Određivanje trenutne brzine sagorijevanja u standardnom
balističkom motoru,
2. Međunarodni skup, Revitalizacija i modernizacija proizvodnje RIM'99, ISBN 9958-
624-06-0, Bihać, oktobar 1999.
56. Zečević B., Terzić J.: Uticaj kinematskih i masenih karakteristika gasnog toka na osnovnu
brzinu sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva,
3. Međunarodni skup, Revitalizacija i modernizacija proizvodnje RIM 2001, ISBN 9958-
624-10-9, Bihać, Septembar 2001
57. Zečević B.: Istraživanja sagorijevanja dvobaznog raketnog goriva u polju visokog
radijalnog ubrzanja motora sa dvobaznim gorivom,
Magistarski rad, Centar vojno-tehničkih škola KoV JNA, Zagreb 1990.
58. Zečević B.: Utjecaj promjenjivog polja visokog radijalnog ubrzanja na unutrašnju
balistiku raketnih motora sa dvobaznim gorivom,
Doktorska disertacija, Mašinski fakultet u Sarajevu, Sarajevo 1999.

59. Zečević B: Pogonsko punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem, geometrije poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova u obliku zvijezde sa n krakova,
Pregled raketne tehnike broj 8, Astronautički i raketni savez Bosne i Hercegovine,
Sarajevo, 1982
60. Zeller B.: Solid Propellant Grain Design,
AGARD-LS-150, Design Method in Solid Rocket Motors, Paris, 1988

KRATKA BIOGRAFIJA

Rođen sam 29.09.1969. godine u Rogatici. Oženjen sam i imam dvije kćerke. Sada živim i radim u Sarajevu.

Osnovnu školu "Nasto Nakić" i srednju "Tehnički školski centar Hasan Burić"- smjer mašinski tehničar i mašinski energetičar završio sam u Brčkom.

Vojno-tehničku akademiju KoV JNA "Ivan Gošnjak" smjer Klasično naoružanje upisao sam 1988. godine. U augustu 1991. godine napustio sam VTA-u zbog agresije JNA na Sloveniju i Hrvatsku. Iste godine upisao sam Mašinski fakultet u Sarajevu radi nastavka studija. Mašinski fakultet u Sarajevu, smjer raketna tehnika završio sam 05.11.1996. godine.

Diplomski rad nosio je naziv "*Termohemijski i gasnodinamički proračun energetskih karakteristika raketnog goriva i performansi raketnog motora*".

16.04.1992. godine kao dobrovoljac pristupio sam u Armiju R BiH. Od 01.07.1992. do 20.09.1993. godine radio sam u Centru za istraživanje i razvoj pri Glavnem štabu OS R BiH, kao inženjer konstruktor pri Odjeljenju za istraživanje i razvoj. U periodu od 03.11.1993. do 01.12.1995. godine kao vojnik a kasnije kao oficir Armije Bosne i Hercegovine učestvovao sam u obrambenom ratu.

Od 01.12.1995. godine radim na Mašinskom fakultetu Sarajevo kao laborant, a od 01.04.1997. godine kao viši laborant.

Od marta 1997. do marta 2000. godine držao sam vježbe iz predmeta Matematika III kod red. prof. dr Ismeta Demirđića. Odlukom Nastavnog vijeća od 31.03.1999. izabran sam za asistenta na predmetima "Osnovi dinamike leta" i "Sistemi za automatsko upravljanje vatrom". U školskoj 2000/01. godini držao sam vježbe iz predmeta Materijali kod red. prof. dr Omara Pašića.

U martu 1998. upisao sam Postdiplomski studij na Mašinskom Fakultetu u Sarajevu, smjer Raketna tehnika.