BOSNA I HERCEGOVINA
UNIVERZITET U SARAJEVU
MAŠINSKI FAKULTET SARAJEVO

Jasmin Terzić

ISTRAŽIVANJE UTICAJA GEOMETRIJE MLAZNICE NA UNUTRAŠNJO-BALISTIČKE PERFORMANSE TAKTIČKIH RAKETNIH MOTORA NA DVOBAZNA GORIVA

– Doktorska disertacija –

Sarajevo, maj 2012. godine

BOSNA I HERCEGOVINA
UNIVERZITET U SARAJEVU
MAŠINSKI FAKULTET SARAJEVO

ISTRAŽIVANJE UTICAJA GEOMETRIJE MLAZNICE NA UNUTRAŠNJO-BALISTIČKE PERFORMANSE TAKTIČKIH RAKETNIH MOTORA NA DVOBAZNA GORIVA

– Doktorska disertacija –

Mentori: v. prof. dr. sc. Berko Zečević
v. prof. dr. sc. Samir Muzaferija

Autor: Jasmin Terzić

Sarajevo, maj 2012. godine

PODACI ZA BIBLIOGRAFSKU KARTICU

Broj dokumenta:	Datum dokumenta: Maj 2012.	Tip dokumenta: Doktorska disertacija
Naslov: Istraživanje uticaja geometrije mlaznice na unutrašnjo-balističke performanse taktičkih raketnih motora na dvobazna goriva		**UDK:**
Autor: mr. sc. Jasmin Terzić, dipl.maš.ing.		

Mentori:
V. prof. dr. sc. Berko Zečević
V. prof. dr. sc. Samir Muzaferija

Institucija u kojoj je dokument urađen/pohranjen i adresa:
Univerzitet u Sarajevu, Mašinski fakultet Sarajevo
Vilsonovo šetalište 9, 71000 Sarajevo, Bosna i Hercegovina

Distribucija/raspoloživost dokumenta:

Sažetak:

Kod taktičkih raketnih motora, sa blokom mlaznika sa više mlaznica periferno raspoređenih na određenom rastojanju od ose mlaznika, produkti sagorijevanja po izlasku iz unutrašnje šupljine pogonskog punjenja ne ulaze odmah u mlaznice. Struja produkata sagorijevanja se povija od centralni zid mlaznika, pri čemu se javlja vrtložno strujanje u regionu ispred zone mlaznika i tek nakon toga struja gasa ulazi u konvergentno-divergentne mlaznice. Pri tome polja brzina gasa i pritiska postaju veoma kompleksni i utiču na promjenu pritiska unutar raketnog motora i unutrašnjo-balističke parametre, kao što su totalni i specifični impuls raketnog motora.

Izvršeno je detaljno istraživanje uticaja karakteristika mlaznika složene konfiguracije na unutrašnjo-balističke parametre raketnih motora na dvobazna goriva. Istraživanje je bazirano na primjeni numeričkog modeliranja i eksperimentalnim istraživanjima.

Razvijen je jednodimenzionalni (1D) model za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi raketnih motora na čvrsto gorivo, SPPMEF, sa različitim oblicima pogonskih punjenja i pogonskih materija. U svojoj prvobitnoj verziji, model je uspješno predviđao performanse raketnih motora sa centralnom mlaznicom, pri različitim režimima rada. Eksperimentalna istraživanja su ukazivala da razvijeni model ima nedostatke u predviđanju performansi raketnih motora sa mlaznicama složene konfiguracije, kod kojih strujanje produkata sagorijevanja može značajno da odstupa od pretpostavke o jednodimenzionalnom strujanju gasa.

Trodimenzionalni matematski modeli dozvoljavaju da se u numeričkim simulacijama koje su bazirane na njima sagledaju detalji relevantnih fizikalnih procesa koji se gube reduciranjem problema u jednu dimenziju. Primjenom 3D matematskog modela i numeričkih eksperimenata, korištenjem CFD paketa *Comet*, kvantitativno su utvrđeni uticaji pojedinih efekata trodimenzionalnog strujanja produkata sagorijevanja unutar raketnog motora.

Korelacije koje su razvijene u toku ovog dijela istraživanja su unaprijedile početni 1D model predviđanja unutrašnjo-balističkih performansi raketnog motora na čvrsto gorivo, SPPMEF, tako da je modifikovani model ispravno reagovao na promjene konfiguracije mlaznika kao što su uvođenje periferno raspoređenih mlaznica na bloku mlaznika, na izmjene konvergentnog ugla mlaznica, te karakter strujanja pri različitim oblicima pogonskih punjenja.

Ključne riječi:
Raketni motor, pogonsko punjenje, brzina sagorijevanja, pritisak sagorijevanja, potisak, unutrašnja balistika, centralna konvergentno-divergentna mlaznica, mlaznik sa više periferno raspoređenih mlaznica, numerička simulacija, granični uslovi.

Naučno područje:	Naučno polje:
Tehničke nauke	Raketni motori na čvrsta goriva

Broj stranica:	Broj slika:	Broj tabela:	Broj korištenih bibliografskih jedinica:
145	124	24	101

Komisija:
Prof. dr. sc. Ejub Džaferović
V. prof. dr. sc. Berko Zečević
V. prof. dr. sc. Samir Muzaferija

ZAHVALA

Duboku zahvalnost izražavam, prije svega, vanrednom profesoru dr. sc. Berki Zečeviću, na ukazanom povjerenju, ogromnoj podršci, znanju, strpljenju i nesebičnoj pomoći tokom dugogodišnje saradnje i bez čijeg vodstva i podrške ovaj rad ne bi bio moguć.

Veoma sam zahvalan vanrednom profesoru dr. sc. Samiru Muzaferiji, na obezbjeđenoj besplatnoj dugogodišnjoj licenci CFD paketa Comet, pruženom znanju iz oblasti numeričkih metoda i savjetima koji su učinili da ova disertacija dostigne visoki naučni nivo.

Hvala i profesoru dr. sc. Ejubu Džaferoviću na podršci, stručnim sugestijama i korisnim savjetima u vezi sa programima CFD paketa Comet koje sam koristio tokom realizacije teze.

Zahvalnost dugujem Tvornici PS "Vitezit" iz Viteza za obezbjeđenje pogonskih punjenja i ustupanju opreme za izvođenje eksperimentalnih ispitivanja.

Hvala svima koji su mi na bilo koji način olakšali rad na izradi disertacije, a posebno mojim prijateljima i kolegama sa Katedre za odbrambene tehnologije.

Od srca se zahvaljujem svojoj porodici na bezgraničnoj podršci, ljubavi i razumijevanju.

Autor

Sažetak

Kod taktičkih raketnih motora, sa blokom mlaznika sa više mlaznica periferno raspoređenih na određenom rastojanju od ose mlaznika, produkti sagorijevanja po izlasku iz unutrašnje šupljine pogonskog punjenja ne ulaze odmah u mlaznice. Struja produkata sagorijevanja se povija od centralni zid mlaznika, pri čemu se javlja vrtložno strujanje u regionu ispred zone mlaznika i tek nakon toga struja gasa ulazi u konvergentno-divergentne mlaznice. Pri tome polja brzina gasa i pritiska postaju veoma kompleksni i utiču na promjenu pritiska unutar raketnog motora i unutrašnjo-balističke parametre, kao što su totalni i specifični impuls raketnog motora.

Izvršeno je detaljno istraživanje uticaja karakteristika mlaznika složene konfiguracije na unutrašnjo-balističke parametre raketnih motora na dvobazna goriva. Istraživanje je bazirano na primjeni numeričkog modeliranja i eksperimentalnim istraživanjima.

Razvijen je jednodimenzionalni (1D) model za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi raketnih motora na čvrsto gorivo, SPPMEF, sa različitim oblicima pogonskih punjenja i pogonskih materija. U svojoj prvobitnoj verziji, model je uspješno predviđao performanse raketnih motora sa centralnom mlaznicom, pri različitim režimima rada. Eksperimentalna istraživanja su ukazivala da razvijeni model ima nedostatke u predviđanju performansi raketnih motora sa mlaznicama složene konfiguracije, kod kojih strujanje produkata sagorijevanja može značajno da odstupa od pretpostavke o jednodimenzionalnom strujanju gasa.

Trodimenzionalni matematski modeli dozvoljavaju da se u numeričkim simulacijama koje su bazirane na njima sagledaju detalji relevantnih fizikalnih procesa koji se gube reduciranjem problema u jednu dimenziju. Primjenom 3D matematskog modela i numeričkih eksperimenata, korištenjem CFD paketa *Comet*, kvantitativno su utvrđeni uticaji pojedinih efekata trodimenzionalnog strujanja produkata sagorijevanja unutar raketnog motora.

Korelacije koje su razvijene u toku ovog dijela istraživanja su unaprijedile početni 1D model predviđanja unutrašnjo-balističkih performansi raketnog motora na čvrsto gorivo, SPPMEF, tako da je modifikovani model ispravno reagovao na promjene konfiguracije mlaznika kao što su uvođenje periferno raspoređenih mlaznica na bloku mlaznika, na izmjene konvergentnog ugla mlaznica, te karakter strujanja pri različitim oblicima pogonskih punjenja.

RESEARCH INFLUENCE OF NOZZLES GEOMETRY ON INTERNAL BALLISTIC PERFORMANCE TACTICAL ROCKET MOTORS WITH DOUBLE BASE PROPELLANT

Abstract

For tactical rocket motors, with nozzle block with several peripheral nozzles on certain distance from nozzle axis, combustion products after exiting internal cavity of propellant grain do not enter nozzles immediately. Stream of combustion products is flexing off central wall of nozzle, where vortex flow occurs in region in front of nozzle zone and only after that stream of gass enter into convergent-divergent nozzles. In that process field of gas velocity and pressure become very complex and influence change of pressure inside rocket motor and internal-ballistics parameters, such as total and specific impulse of rocket motor.

Detail research was conducted for influence of characteristics of complex nozzle configuration on internal-ballistics parameters of rocket motors with double base propellant. Research was focused on numerical modeling and experimental tests.

One-dimensional model (1D) was developed for prediction of internal-ballistics parameters of rocket motors with solid propellants, SPPMEF, with different shapes of propellant grain and types of rocket propellant. In its first version, model successfully predicted performances of rocket motors with central nozzles, for different rocket motor working regimes. Experimental tests showed that developed model has some drawbacks in prediction of performances of rocket motors with complex nozzles, where flow of combustion products can significantly deviate from one-dimensional gas flow assumption.

Three-dimensional mathematical models permit numerical simulation with relevant physical process which cannot be described using one-dimensional model. Applying 3D mathematical model and numerical experiment, using CFD package *Comet*, influences of individual effects of three-dimensional flow of combustion products inside rocket motor are estimated.

Correlations that were developed in this part of research improved initial 1D model for prediction of internal-ballistics parameters of rocket motors with solid propellants, SPPMEF, so modified model reacted as expected when change of nozzle configuration took place, such as introduction of peripheral nozzles on nozzle block, change of convergent part of nozzle, and character of flow for different shapes of propellant grain.

Publikacije

Neki dijelovi sadržaja i rezultata istraživanja u okviru ove teze objavljeni su u sljedećim publikacijama:

1. *Prediction of Internal Ballistic Parameters of Solid Propellant Rocket Motors*
   Jasmin Terzic, Berko Zecevic, Mario Baskarad, Alan Catovic, Sabina Serdarevic-Kadic
   Problems of Mechatronics - Armament, Aviation, Safety Engineering, 4(6),2011,7-26, ISSN 2081-5891 (Presented at 8th International Armament Conference – Scientific Aspects of Armament & Safety Technology, pp. 990-1006, Military Institute of Armament Technology, Poland, Pułtus, October 6–8, 2010).

2. *Some Design Features of Solid Propellant Rocket Motors for Shoulder-Launched Weapon Systems*
   Berko Zecevic, Jasmin Terzic, Mario Baskarad, Alan Catovic, Sabina Serdarevic-Kadic, Zijo Pekic
   Problems of Mechatronics - Armament, Aviation, Safety Engineering, 2(4),2011,7-28, ISSN 2081-5891 (Presented at 8th International Armament Conference – Scientific Aspects of Armament & Safety Technology, pp. 1075-1095, Military Institute of Armament Technology, Poland, Pułtus, 6–8, 2010 October).

3. *Numerical simulation of internal ballistics parameters of solid propellant rocket motors*
   Jasmin Terzic, Berko Zecevic, Sabina Serdarevic-Kadic, Alan Catovic
   15th Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials", Part II, pp. 881-892, ISBN 978-80-7395-480-2, University of Pardubice, Pardubice, Czech Republic, April 18–20, 2012.

4. *Research of influence of nozzle geometry on internal ballistics performances of solid propellant rocket motors using numerical simulations*
   Jasmin Terzic, Berko Zecevic, Sabina Serdarevic-Kadic, Alan Catovic, Mario Baskarad:
   15th Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials", Part II, pp. 866-880, ISBN 978-80-7395-480-2, University of Pardubice, Pardubice, Czech Republic, April 18–20, 2012.

SADRŽAJ

Sažetak i
Abstrakt iii
Publikacije v
Sadržaj vii
Spisak slika I
Spisak tabela V
Oznake VII

1 Uvod 1
1.1 Opis problema 1
1.2 Cilj istraživanja 4
1.3 Metode istraživanja 4
1.4 Očekivani rezultati i naučni doprinos 5

2 Unutrašnja balistika raketnih motora na čvrsto gorivo 7
2.1 Unutrašnjo-balistički parametri raketnih motora na čvrsto gorivo 7
2.1.1 Totalni impuls 9
2.1.2 Potisak raketnog motora 9
2.1.3 Koeficijent potiska 11
2.1.4 Masena brzina toka 13
2.1.5 Koeficijent masene brzine 13
2.1.6 Karakteristična brzina istjecanja 14
2.1.7 Specifični impuls 14
2.1.8 Brzina sagorijevanja 15
2.2 Pregled dostupnih istraživanja uticaja geometrije mlaznice na efikasnost raketnog motora 22
2.2.1 Uticaj geometrije centralne konvergentno-divergentne mlaznice 22
2.2.2 Uticaj tipa i geometrije konvergentnog dijela mlaznika 25
2.3 Predviđanje gubitaka performansi u raketnom motoru 32
2.3.1 Koeficijent efikasnosti potiska 32
2.3.2 Koeficijent efikasnosti sagorijevanja 36
2.4 Modeli za predviđanje unutrašnjo-balističkih performasi raketnih motora na čvrsta goriva 39

3 Metodologija eksperimentalnih istraživanja i obrada rezultata mjerenja 43
3.1 Metodologija eksperimentalnog istraživanja 43
3.1.1 Postupci izvođenja opita 44
3.1.2 Eksperimentalna oprema za istraživanje 44
3.1.2.1 Horizontalni opitni sto sa lamelama 45
3.1.2.2 Kalorimetrijska bomba 45
3.1.2.3 Mjerna oprema 45

3.1.2.4 Eksperimentalni raketni motori ... 46
3.1.2.5 Pogonska punjenja ... 48
3.1.3 Karakteristike dvobaznih goriva ... 49
3.1.4 Određivanje zakona brzine sagorijevanja ... 49
3.1.5 Energetske karakteristike ... 51
3.2 Rezultati ispitivanja ... 55
3.2.1 Istraživanje uticaja HUMP efekta ... 58
4 Predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsta goriva primjenom programa SPPMEF ... 61
4.1 Model za dizajn i predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora ... 61
4.1.1 Modul TCPSP ... 62
4.1.2 Modul NOZZLE ... 63
4.1.3 Modul GEOM ... 65
4.1.4 Modul ROCKET ... 66
4.2 Rezultati ... 69
4.3 Zaključna razmatranja ... 74
5 3D Matematski model i numerički metod ... 75
5.1 Matematski model ... 75
5.1.1 Osnovne jednačine ... 75
4.1.1.1 Jednačina kontinuiteta ... 75
4.1.1.2 Jednačina održanja količine kretanja ... 76
4.1.1.3 Jednačina održanja unutrašnje energije ... 76
4.1.1.4 Jednačina održanja prostora ... 76
5.1.2 Konstitutivne relacije ... 76
4.1.2.1 Stokes-ov zakon ... 76
4.1.2.2 Fourierov zakon ... 77
4.1.2.3 Jednačina stanja ... 77
5.1.3 Početni i granični uslovi ... 77
5.2 Numerički metod ... 79
5.2.1 Uvod ... 79
5.2.2 Diskretizacioni postupak ... 79
4.2.2.1 Izračunavanje integrala ... 80
4.2.2.2 Prostorna varijacija zavisnih varijabli i izračunavanje gradijenata ... 81
4.2.2.3 Vremenska raspodjela ... 82
4.3.2.4 Brzina površi ... 82
4.2.2.5 Diskretizacija članova transportne jednačine ... 83
4.2.2.5 Početni i granični uslovi ... 85
4.2.2.6 Rezultujuća algebarska jednačina ... 85
4.2.2.7 Računanje pritiska ... 85
5.2.3 Postupak rješavanja ... 87
5.3 Implementacija graničnih uslova ... 89
5.3.1 Ulazna granica ... 90
4.3.1.1 Modeliranje procesa sagorijevanja punjenja goriva ... 90
4.3.1.2 Totalni uslovi ... 95
5.3.2 Izlazna granična regija ... 95
5.3.3 Granični uslov ravan simetrije ... 95
5.3.4 Zidni granični uslovi ... 96

6 Testiranje i verifikacija numeričkog modela 97
6.1 Kompresibilan tok kroz kanal sa suženjem 97
6.2 Simulacija strujanja u raketnom motoru 100
6.2.1 Standardni balistički raketni motor 32/16 100
6.2.1.1 Dvodimenzionalni osno-simetrični model 100
6.2.1.2 Trodimenzionalni model 103
6.2.2 Simulacija regresije površine sagorijevanja 104
6.2.2.1 Eksperimentalni raketni motor 128 mm (RM-5) 105
5.2.3 Verifikacija rezultata simulacije sa eksperimentalnim rezultatima 107

7 Uticaj geometrije mlaznice na unutrašnjo-balističke performanse raketnih motora na čvrsta goriva 109
7.1 Metod i cilj istraživanja 109
7.2 Uticaj geometrije konvergentnog dijela mlaznika na promjenu unutrašnjo-balističkih parametara u raketnom motoru sa centralnom mlaznicom 110
7.2.1 Uticaj ugla konvergencije mlaznice na integral pritisak-vrijeme 114
7.2.2 Uticaj ugla konvergencije mlaznice na srednji pritisak sagorijevanja 115
7.2.3 Uticaj ugla konvergencije mlaznice na specifični impuls raketnog motora 115
7.3 Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na promjenu unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora 117
7.3.1 Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na trenutni pritisak sagorijevanja 122
7.3.2 Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na specifični impuls 123
7.4 1D model za predviđanje performansi raketnih motora sa perifernom mlaznicom 124
7.4.1 Verifikacija korigovanog modela programa SPPMEF 125
Raketni motor RM-51 126
Raketni motor RM-52 129
Raketni motor RM-41 131
Raketni motor RM-42 132

8 Zaključak 135

Literatura 139

Kratka biografija 145

Spisak slika

Redni broj		Naziv slike	Strana
1.	Sl. 1.1	Tipična konstrukcija raketnog motora na čvrsta goriva	2
2.	Sl. 1.2	Konfiguracije mlaznika: centralna mlaznica (lijevo) i periferne mlaznice	2
3.	Sl. 1.3	Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na razvoj krive pritisak u funkciji vremena bez erozije (lijevo) i sa erozijom kritičnog presjeka mlaznika (desno)	3
4.	Sl. 2.1	Dijagram potiska (pritiska) u funkciji vremena za obradu rezultata [12,46,55]	8
5.	Sl. 2.2	Šematski prikaz nastajanja sile potiska	10
6.	Sl. 2.3	Tipični uticaj ekspanzivnog odnosa i odnosa pritisaka na koeficijent potiska za $\gamma = 1,2$ [12]	11
7.	Sl. 2.4	Fizikalni model odvajanja gasne struje i karakteristike statičkog pritiska [28,55]	12
8.	Sl. 2.5	Zavisnost promjene brzine sagorijevanja u funkciji pritiska sagorijevanja [17,18]	16
9.	Sl. 2.6	Osjetljivost pogonske materije na početnu temperaturu punjenja [29]	17
10.	Sl. 2.7	Pritisak u funkciji vremena sa i bez erozivnog sagorijevanja [12]	19
11.	Sl. 2.8	HUMP faktor u funkciji relativne debljine svoda za različite raketne motore [40]	21
12.	Sl. 2.9	Mreža karakteristika i kontrolna površina [55]	22
13.	Sl. 2.10	Uticaj stepena suženja mlaznika na specifični impuls [55]	23
14.	Sl. 2.11	Uticaj konvergentnog ugla mlaznika na stepen efikasnosti specifičnog impulsa [55]	23
15.	Sl. 2.12	Uticaj radijusa zakrivljenja u kritičnom presjeku na efikasnost specifičnog impulsa [55,63,64]	23
16.	Sl. 2.13	Uticaj stepena uronjenosti mlaznika na specifični impuls [55]	23
17.	Sl. 2.14	Tipičan uticaj dužine mlaznika na stepen efikasnosti specifičnog impulsa u vakuumu (optimizirana konfiguracija konusnog mlaznika, p_c=4.45 MPa, R_{th}=12 mm, D_p=2.8μm, σ=60°) [55]	24
18.	Sl. 2.15	Uticaj tipa mlaznika na razvoj krive pritisak - vrijeme [52]	25
19.	Sl. 2.16	Promjena početnog stacionarnog pritiska sagorijevanja pri izmjeni ugla nagiba ose mlaznica [52]	26
20.	Sl. 2.17	Promjena geometrije kritičnog presjeka pri izmjeni ugla nagiba ose mlaznice [52]	27
21.	Sl. 2.18	Promjena početnog stacionarnog pritiska sagorijevanja sa uglom nagiba mlaznica [52]	27
22.	Sl. 2.19	Promjena efektivne površine kritičnog presjeka sa promjenom ugla nagiba osa mlaznica [52]	28
23.	Sl. 2.20	Relativna promjena kritičnog presjeka mlaznica uslijed erozije za različite uglove nagiba osi mlaznica [52]	29
24.	Sl. 2.21	Promjena integrala pritiska sa vremenom pri izmjeni ugla nagiba osa mlaznica [52]	30
25.	Sl. 2.22	Koeficijent efikasnosti raketnog motora u zavisnosti od promijene ugla nagiba osi simetrije mlaznica [52]	31
26.	Sl. 2.23	Koeficijent gubitka specifičnog impulsa raketnog motora ε_{ANGL} pri izmjeni ugla nagiba osa mlaznica [52]	31
27.	Sl. 2.24	Konusni profil divergentnog dijela mlaznika	33
28.	Sl. 2.25	Krivolinijski profil divergentnog dijela mlaznika	33
29.	Sl. 2.26	Mlaznik sa više periferno raspoređenih mlaznica	36
30.	Sl. 2.27	Koeficijent efikasnosti sagorijevanja za raketne motore sa kompozitnim gorivima [9]	37
31.	Sl. 2.28	Proces dizajna i razvoja raketnog motora na čvrsta raketna goriva [40]	40
32.	Sl. 2.29	Koncept razvoja raketnog motora od strane CSAR-a (svijetle kučice predstavljaju modele u razvoju) [97]	42
33.	Sl. 3.1	Horizontalni lamelni opitni sto	45
34.	Sl. 3.2	Standardni balistički opitni raketni motor 32/16	46
35.	Sl. 3.3	Eksperimentalni raketni motor RM-1	47
36.	Sl. 3.4	Eksperimentalni raketni motor RM-2	47
37.	Sl. 3.5	Eksperimentalni raketni motor RM-3	47
38.	Sl. 3.6	Eksperimentalni raketni motor RM-4	47
39.	Sl. 3.7	Pogonsko punjenje u obliku cilindra sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem	48
40.	Sl. 3.8	Pogonsko punjenje u obliku zvijezde	48
41.	Sl. 3.9	Cilindrično pogonsko punjenje	48
42.	Sl. 3.10	Skup krivih promjene pritiska u funkciji vremena za raketno gorivo NGR-A	49
43.	Sl. 3.11	Osnovni zakon brzine sagorijevanja pogonske materije NGR-A	50
44.	Sl. 3.12	Osnovni zakon brzine sagorijevanja pogonske materije NGR-B	50
45.	Sl. 3.13	Osnovni zakon brzine sagorijevanja pogonske materije NGR-C	50
46.	Sl. 3.14	Skupni dijagram promjene pritiska u funkciji vremena za raketne motore RM-2	55
47.	Sl. 3.15	Dijagram srednjih vrijednosti promjene pritiska i potiska sa vremenom za raketni motor RM-2	56

48. Sl. 3.16 Dijagram promjene pritiska i potiska sa vremenom za raketne motore RM-3: sa erozijom kritičnog presjeka mlaznika (lijevo) i bez erozije kritičnog presjeka mlaznika (desno) 56
49. Sl. 3.17 Dijagram promjene pritiska i potiska sa vremenom za raketne motore: RM-41 sa erozijom kritičnog presjeka mlaznika (lijevo) i RM-42 bez erozije kritičnog presjeka mlaznika (desno).. 57
50. Sl. 3.18 Dijagram promjene pritiska (lijevo) i potiska (desno) sa vremenom za raketni motor RM-51 sa 8 periferno raspoređenih mlaznica 57
51. Sl. 3.19 Dijagram promjene pritiska (lijevo) i potiska (desno) sa vremenom za raketni motor RM-52 sa 7 periferno raspoređenih mlaznica 57
52. Sl. 3.20 Uticaj HUMP efekta za eksperimentalni raketni motor RM-3 [43,48] 58
53. Sl. 3.21 Promjena brzine sagorijevanja pod utjecajem komponente HAMP efekta u funkciji web-a za raketne motore RM-2, RM-3 i RM-4 [48] 59
54. Sl. 3.22 Promjena masenog fluksa u funkciji relativne debljine svoda punjenja za raketne motore RM-2 i RM-3 [48] 59
55. Sl. 3.23 Promjena brzine sagorijevanja pod utjecajem komponente HUMP efekta u funkciji web-a za raketne motore RM-2, RM-3, RM-4 i RM-5 60
56. Sl. 4.1 Dijagram toka modela za dizajn i predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsta goriva [43,73] 61
57. Sl. 4.2 Geometrijska definicija zvijezde i regresija površine sagorijevanja 66
58. Sl. 4.3 Uporedni rezultati programa OPTIM u odnosu na rezultate iz reference [22] za optimizaciju zvijezde sa 5 krakova (V_f=0.85 i $r_1/R_p=r_2/R_p$=0.05) 66
59. Sl. 4.4 Bilans mase gasa nastale sagorijevanjem goriva u raketnom motoru 67
60. Sl. 4.5 Dijagram toka modula za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara 68
61. Sl. 4.6 Pritisak u funkciji vremena za balistički opitni raketni motor 32/16 za D_{th}=8 mm 70
62. Sl. 4.7 Promjena pritiska i potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-2 70
63. Sl. 4.8 Promjena pritiska i potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-1 71
64. Sl. 4.9 Promjena pritiska i potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-3 71
65. Sl. 4.10 Promjena pritiska i potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-4 72
66. Sl. 4.11 Promjena pritiska i potiska u funkciji vremena za raketni motor STAR 8 (-30°C, vakuum) 73
67. Sl. 5.1 Kontrolna zapremina [76] 75
68. Sl. 5.3 Proizvoljna kontrolna zapremina s odgovarajućim oznakama [76] 80
69. Sl. 5.4 Uticaj neortogonalnosti mreže na interpolaciju [98] 81
70. Sl. 5.5 Šematski prikaz graničnih uslova raketnog motora na čvrsta goriva 89
71. Sl. 5.6 Šematski prikaz zona sagorijevanja dvobaznog raketnog goriva [84] 91
72. Sl. 5.7 Debljina tamne zone za pritiske sagorijevanja od 1 MPa, 2 MPa i 3 MPa respektivno [29] 92
73. Sl. 5.8 Debljine zona sagorijevanja [90] (vrijednosti na slici se odnose na dvobazno gorivo toplotne moći 3430 J/g sa 2% olovne soli kao aditiva i brzine sagorijevanja r=10 mm/s pri pritisku 5 MPa) 93
74. Sl. 5.9 Uslovi dotoka gasa sa površine sagorijevanja 94
75. Sl. 6.1 Kanal sa suženjem za simulaciju transoničnog toka (96x32x1) 97
76. Sl. 6.2 Uticaj blending faktora na promjenu Mach-ovog broja unutar kanala sa suženjem: a) simulacija sa γ_ρ=0.95 b) simulacija sa γ_ρ=0 99
77. Sl. 6.3 Promjena Mach-ovog broja duž zida kanala 99
78. Sl. 6.4 Numerička mreža i granični uslovi za primjer raketnog motora 32/16 100
79. Sl. 6.5 Komparacija rezultata promjene pritiska u funkciji vremena dobivene na osnovu numeričke simulacije i teoretskih rezultata za raketni motor 32/16 [101] 101
80. Sl. 6.6 Promjena pritiska, Mach-ovog broja i brzine gasa za raketni motor 32/16 102
81. Sl. 6.7 Numerička mreža raketnog motora 32/16 za slučaj trodimenzionalnog modela: a) 3D mreža, b) presjek 3D domena u x-y i x-z ravni 103
82. Sl. 6.8 Komparacija rezultata promjene pritiska u funkciji vremena dobivene na osnovu numeričke simulacije i teoretskih rezultata za raketni motor 32/16 103
83. Sl. 6.9 Rastareski prikaz promjene Mach-ovog boja u dijelu ispred mlaznika i u mlazniku dobiven numeričkom simulacijom 3D modela (a) i 2D modela (b) 104
84. Sl. 6.10 Poređenje rezultata promjene pritiska u funkciji vremena dobivene na osnovu numeričke simulacije i programa SPPMEF za raketni motor 32/16 [101] 105
85. Sl. 6.11 Numerička mreža i granični uslovi za primjer raketnog motora 128 mm 106
86. Sl. 6.12 Poređenje rezultata promjene pritiska u funkciji vremena dobivene na osnovu numeričke simulacije i programa SPPMEF za raketni motor 128 mm, RM-5 [101] 106
87. Sl. 6.13 Poređenje promjene pritiska u komori sagorijevanja dobivenog numeričkom simulacijom i mjerenjem za raketni motor 32/16, za različite prečnike kritičnog presjeka mlaznice (d_{th}) [101] 107
88. Sl. 7.1 Geometrije centralne konvergentno-divergentne mlaznice za raketni motor 32/16 [100] 110
89. Sl. 7.2 Geometrije centralne konvergentno-divergentne mlaznice za raketni motor RM-5_1[100] 110

90. Sl. 7.3 Uticaj promjene ugla konvergencije centralne mlaznice na promjenu pritiska u funkciji vremena na dnu raketnog motora: a) 32/16 i b) RM-5_1[100] ... 111
91. Sl. 7.4 Promjena brzina gasa u raketnom motoru 32/16 za ugao konvergencije mlaznice 60° i 90° pri različitim trenutcima sagorijevanja punjenja: a) t=19.985ms i b) t= 99.985 ms [100] ... 112
92. Sl. 7.5 Uticaj ugla konvergencije mlaznice na promjenu pritiska u funkciji vremena na dnu i ulazu u mlaznik raketnog motora 32/16: a) ugao 75° i b) 90° ... 112
93. Sl. 7.6 Uticaj ugla konvergencije na relativnu razliku pritisaka duž komore tokom procesa sagorijevanja za raketni motor 32/16 ... 112
94. Sl. 7.7 Uticaj ugla konvergencije na promjenu pritiska u funkciji vremena na dnu i ulazu u mlaznik raketnog motora RM-5_1 ... 113
95. Sl. 7.8 Uticaj ugla konvergencije na relativnu razliku pritisaka duž komore tokom procesa sagorijevanja za raketni motor RM-5_1 ... 113
96. Sl. 7.9 Promjena pritiska u funkciji vremena na dnu i ulazu u mlaznik raketnog motora 32/16 za odnos $L_{P\text{-}ZM}/D$=0.18 ... 113
97. Sl. 7.10 Promjena integrala pritisak-vrijeme na dnu raketnog motora sa promjenom konvergentnog ugla mlaznice [100] ... 114
98. Sl. 7.11 Promjena srednjeg pritiska sagorijevanja na dnu raketnog motora sa promjenom konvergentnog ugla mlaznice ... 115
99. Sl. 7.12 Koeficijent efikasnosti specifičnog impulsa sa promjenom konvergentnog ugla mlaznice ... 116
100. Sl. 7.13 Gubitak specifičnog impulsa sa promjenom konvergentnog ugla mlaznice ... 116
101. Sl. 7.14 Raspored mlaznica kod perifernog mlaznika i izabrani domen rješavanja ... 118
102. Sl. 7.15 Numerička mreža i granični uslovi za raketni motor RM-5_2 ... 118
103. Sl. 7.16 Numerička mreža i granični uslovi za raketni motor RM-5_3 ... 119
104. Sl. 7.17 Ravnotežni pritisak na dnu i ulazu u mlaznik raketnog motora za relativni položaj fronta plamena w_f=0: a) mlaznik sa centralnom mlaznicom b) mlaznik sa periferno raspoređenim mlaznicama ... 119
105. Sl. 7.18 Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na promjenu pritisak na dnu raketnog motora: a) za relativni položaj fronta plamena w_f=0 b) sa promjenom relativnog položaja fronta plamena ... 120
106. Sl. 7.19 Vektorski prikaz brzine gasa u prednjem dijelu raketnog motora RM-5_3 nakon t=4.585 ms (p_1=3.4995 MPa, p_2=3.40085 MPa) ... 120
107. Sl. 7.20 Vektorski prikaz brzine gasa u poprečnim presjecima neposredno prije mlaznice raketnog motora RM-5_3 nakon t=4.585 ... 121
108. Sl. 7.21 Promjena pritisak na dnu i ispred mlaznika u početnom periodu rada raketnog motora RM-5_3 ... 121
109. Sl. 7.22 Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na relativnu razliku pritisaka duž komore tokom procesa sagorijevanja ... 121
110. Sl. 7.23 Koeficijent prirasta trenutnog pritiska kod raketnih motora sa perifernim mlaznicama u funkciji koeficijenta K_p ... 122
111. Sl. 7.24 Promjena potiska u funkciji vremena za raketne motore RM-3 (centralna mlaznica) i RM-4 (periferna mlaznica): a) bez erozije i b) sa erozijom kritičnog presjeka mlaznice ... 123
112. Sl. 7.25 Eksperimentalno dobivene krivulje promjene pritiska u funkciji vremena i predviđanje u idealiziranim uslovima ... 126
113. Sl. 7.26 Eksperimentalno dobivene krivulje promjene pritiska u funkciji vremena i predviđanje nakon korekcije osnovne brzine sagorijevanja sa uticajem erozivnog sagorijevanja i HUMP efekta ... 127
114. Sl. 7.27 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor RM-51, nakon uvođenja korekcija brzine sagorijevanja i erozije kritičnog presjeka mlaznika ... 128
115. Sl. 7.28 Promjena pritiska u funkciji vremena za raketni motor RM-51 ... 128
116. Sl. 7.29 Promjena potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-51 ... 129
117. Sl. 7.30 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor RM-52 ... 130
118. Sl. 7.31 Potisak u funkciji vremena za raketni motor RM-52 ... 130
119. Sl. 7.32 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor RM-41 ... 131
120. Sl. 7.33 Potisak u funkciji vremena za raketni motor RM-41 ... 132
121. Sl. 7.34 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor RM-42 ... 133
122. Sl. 7.35 Potisak u funkciji vremena za raketni motor RM-42 ... 133
123. Sl. 7.36 Promjena pritiska u funkciji vremena u raketnom motoru 32/16 na temperaturi okoline 293 K, pogonske materije NGR-A proizvedene tehnologijama presovanja (lijevo) i ekstrudiranja (desno) [48, 52] ... 134
124. Sl. 7.37 Kinetičke karakteristike pogonske materije NGR-A (kontinuirani tehnološki postupak proizvodnje) ... 134

Spisak tabela

Redni broj		Naziv tabele	Strana
1.	Tabela 2.1	Intenziteti fenomena na koje utiče unutrašnji tok gasa [12]	19
2.	Tabela 2.2	Koeficijenti u jednačini gubitaka dvo-faznog toka [61]	34
3.	Tabela 2.3	Koeficijenti *C1* i *C2* [61]	34
4.	Tabela 2.4	Konstanta *K* u funkciji brzine sagorijevanja [61]	37
5.	Tabela 2.5	Konstanta *c* u funkciji tipa veziva [61]	38
6.	Tabela 3.1	Osnovne karakteristike korištenih senzora	45
7.	Tabela 3.2	Hemijski sastav dvobaznih raketnih goriva	49
8.	Tabela 3.3	Termohemijske performanse pogonske materije NGR-A	52
9.	Tabela 3.4	Termohemijske performanse pogonske materije NGR-B	53
10.	Tabela 3.5	Termohemijske performanse pogonske materije NGR-C	54
11.	Tabela 3.6	Srednje vrijednosti unutrašnjo-balističkih parametara za raketne motore RM-2	55
12.	Tabela 4.1	Uporedni rezultati nekih performansi u komori sagorijevanja za kompozitno gorivo AP/CHOS-Binder/Al/MgO/H2O (sa procentualnim udjelom: 72.06/18.58/9/0.2/0.16)	63
13.	Tabela 4.2	Uporedna analiza predviđene i eksperimentalne vrijednosti specifičnog impulsa [73]	65
14.	Tabela 4.3	Podaci o ispitivanim raketnim motorima	69
15.	Tabela 5.1	Značenje B_ϕ i Γ_ϕ i izvornih članova $Q_{\phi V}$ i $Q_{\phi S}$ u jednačini (5.14)	79
16.	Tabela 5.2	Značenje B_ϕ^m i B_ϕ^{m-1} u jednačini (5.26)	83
17.	Tabela 5.3	Kombinacije graničnih uslova na ulazu i izlazu u zavisnosti od Mach-ovog broja [76]	89
18.	Tabela 5.4	Karakteristike zone sagorijevanja [90, 95]	93
19.	Tabela 6.1	Uticaj blening faktora na vrijednost maksimalnog Mach-ovog broja na zidu kanala kod rješavanja momentne jednačine u slučaju definisanja totalnih uslova na ulazu	98
20.	Tabela 6.2	Uporedna analiza nekih unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora dobivenih obradom dijagrama pritisak u funkciji vremena za standardni balistički opitni raketni motor 32/16	108
21.	Tabela 7.1	Karakteristike raketnih motora i goriva [100]	111
22.	Tabela 7.2	Uporedna analiza nekih unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora dobivenih obradom dijagrama pritisak, odnosno potisak u funkciji vremena za raketni motor RM-51	129
23.	Tabela 7.3	Uporedna analiza nekih unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora dobivenih obradom dijagrama pritisak, odnosno potisak u funkciji vremena za raketni motor RM-52	131
24.	Tabela 7.4	Uporedna analiza nekih unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora dobivenih obradom dijagrama pritisak, odnosno potisak u funkciji vremena za raketni motor RM-41	132

Oznake

Simbol	Opis simbola
A	površina
A_p	površina za prolaz gasova
A^*	odnos ulazne površine mlaznice i kritičnog presjeka mlaznice
a	temperaturna konstanta u zakonu brzine sagorijevanja, lokalna brzina zvuka
C^*	karakteristična brzina isticanja
C_D	koeficijent masene brzine
C_F	koeficijent potiska mlaznika
C_w	koeficijent isticanja
c	specifična toplota
D	prečnik
$\dot{\mathbf{D}}$	tenzor brzine deformacije
D_p	srednji prečnik Al_2O_3 čestica
D_{th}	prečnik kritičnog presjeka
E	energija aktivizacije
F	potisak
$\mathbf{f}_b$	rezultujuća masena sila
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 koja zavisi od brzine sagorijevanja u jednačini (2.68)
k	koeficijent toplotne provodljivosti
k_σ	koeficijent promjene trenutnog pritiska zbog promjene ugla konvergencije
k_{multi}	koeficijent prirasta trenutnog pritiska kod raketnih motora sa perifernom mlaznicom
K_p	proizvod koeficijenta K i J
L	dužina punjenja goriva, aksijalna pozicija razmatranog presjeka
l_{th}	dužina cilindričnog dijela kritičnog presjeka
M	molekularna masa, Mach-ov broj,
M_F	molna frakcija kondezovane faze, $mola/100g$ reaktanta
$\dot{m}$	masena brzina produkata sagorijevanja
n	broj strana koje zatvaraju kontrolnu zapreminu
N	broj krakova zvijezde
p	pritisak
P_w	perimetra punjenja goriva koju obuhvataju produkti sagorijevanja
p_{fac}	faktor složenosti geometrije punjenja, koordinata
Pr	Prandtlov broj
R	univerzalna gasna konstanta, radijus
R_p	radijus punjenja goriva
R^*	radijus zakrivljenja kritičnog presjeka mlaznika
r	brzina sagorijevanja u zakonu $r = a \cdot p^n$
s	entropija
S	opseg gorenja poprečnog presjeka pogonskog punjenja – perimetar, dužinu uronjenosti mlaznika u komori sagorijevanja
s_h	je toplotni izvor
t	vrijeme sagorijevanja
t_a	ukupno vrijeme rada raketnog motora
T	temperatura
$\mathbf{T}$	Cauchyjev tenzor napona

V	zapremina
v	intenzitet brzine
$\mathbf{v}$	vektor brzine
w	web ili debljina svoda sagorijevanja pogonskog punjenja
w_f	Relativna debljina svoda punjenja (odnos debljine svoda punjenja i radijusa punjenja)
α	poluugao konusa divergentnog dijela mlaznika, koeficijent prelaza toplote,
β	empirijska konstanta u komponenti erozivne brzine gorenja
β_ϕ	podrelaksacioni faktor
δ	ugao nagiba ose mlaznice
δt_m	veličina vremenskog koraka
μ	koeficijent viskoznosti gasa
ε	ekspanzioni odnos u divergentnom dijelu mlaznika $\varepsilon = A_e/A_{th}$,
ρ	gustina
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
ε_σ	promjena I_{sp} zbog promjene konvergentnog ugla mlaznice
π_k	temperaturna osjetljivost pritiska pri određenoj vrijednosti K
$\mathbf{q}_h$	vektor toplotnog fluksa
σ_p	temperaturna osjetljivost brzine sagorijevanja pri određenoj vrijednosti pritiska
σ	ugao konvergentnog dijela mlaznice
θ_{ex}	ugao tangente na krivolinijski profil mlaznika na izlaznom dijelu mlaznika
η_{C^*}	koeficijent efikasnosti karakteristične brzine
η_{C_F}	koeficijent efikasnosti potiska

Indeks donji

a	ambijentalno stanje
aver	srednja vrijednost
B	stanje na granici
b	sagorijevanje (površine pogonske materije, kraj procesa)
c	stanje u komori
centr	stanje za centralnu mlaznicu
e	stanje na izlazu iz mlaznika, erozivno sagorijevanje, ravnotežna ekspanzija
exp	eksperimentalna vrijednost
f	plamena, zamrznuta ekspanzija
g	stanje gasne faze
h	hidraulični
HUMP	HUMP efekat
i	odvajanje gasne struje u mlazniku
in	stanje na ulazu
j	vrijednost u centru površi
max	maksimalna vrijednost
mult	stanje za mlaznik sa više mlaznica
nozl	mlaznik
out	stanje na izlazu

p	pogonska materija, pri konstantnom pritisku
s	stanje čvrste faze (površina sagorijevanja), površi
t	totalni uslovi
teo	teoretska vrijednost
th	stanje u kritičnom presjeku mlaznika
v	pri konstantnoj zapremini
vac	stanje vakuuma
x	trenutni položaj fronta plamena
0	vrijednosti na standardno temperaturi T=298 K, početno stanje

Indeks gornji

n	eksponent pritiska u zakonu brzine gorenja
0	teoretska vrijednost

POGLAVLJE

1

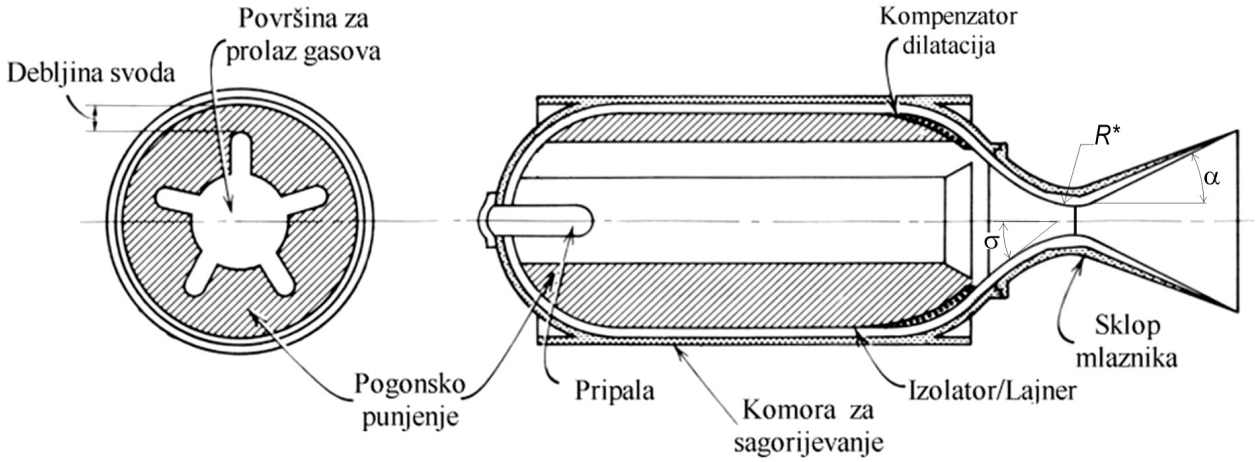
UVOD

1.1 OPIS PROBLEMA

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 transformiše u kinetičku energiju gasnih produkata.

Taktičke raketne motore na čvrsta goriva karakteriziraju izrazito široki spektar rješenja u dizajnu strukture motora, a koja su uslovljena misijom rakete i sistemom za lansiranje. Po svojoj strukturi, raketni motori na čvrsto gorivo su jednostavni sistemi koji se generalno sastoje od sljedećih glavnih komponenti (sl. 1.1):

- **Komora za sagorijevanje**. Komora za sagorijevanje ima namjenu da objedini elemente raketnog motora, omogući sagorijevanje čvrstog pogonskog punjenja u produkte sagorijevanja i njihovo isticanje što je moguće većom brzinom. Komora za sagorijevanje je mehanički najopterećeniji dio motora jer je izložena uticaju produkata sagorijevanja visoke temperature i pritiska sagorijevanja.
- **Pogonsko punjenje**. Pogonsko punjenje je napravljeno od čvrstog raketnog goriva, definisanog oblika i početne površine sagorijevanja i smješteno u komoru sagorijevanja. Površina pogonskog punjenja može biti inhibirana sa vatrootpornim prijanjajućim 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. Pogonska punjenja mogu biti slobodno smještena u komori sagorijevanja ili mogu biti vezana za stjenku ili termozaštitu pomoću lajnera. Vrijeme sagorijevanja pogonskog punjenja u taktičkim sistemima općenito varira između nekoliko i 30-tak sekundi.
- **Termički izolator**. 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 se temperatura kreće od 1500 do 3500 K.
- **Mlaznik**. Mlaznik se sastoji iz kombinacije konvergentnog dijela, kritičnog dijela mlaznika (cilindrični dio) i divergentnog dijela.
- **Pripala**. Sistem za pripaljivanje raketnog goriva ima zadatak da dovede potrebnu toplotnu energiju slobodnoj površini goriva i stvori odgovarajući početni pritisak neophodan za uspostavljanje stabilnog procesa sagorijevanja.

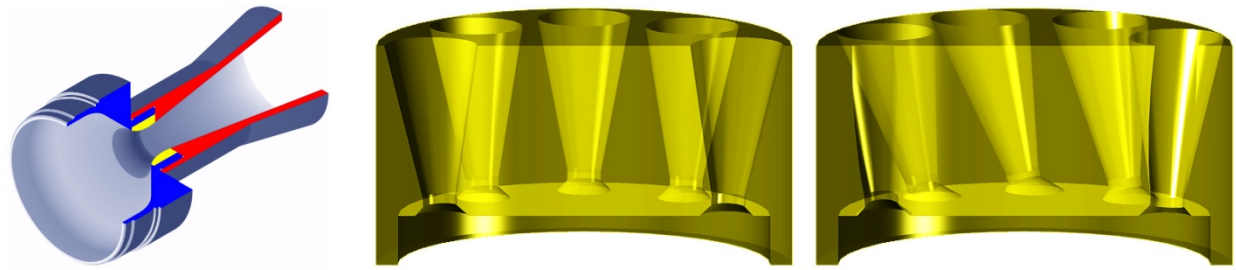


Sl. 1.1 Tipična konstrukcija raketnog motora na čvrsta goriva

Procesi razlaganja i gorenja goriva, kao i dinamika gasnog toka unutar raketnog motora su veoma kompleksni i nisu još u potpunosti razjašnjeni.

Jedan od glavnih ciljeva u procesu dizajna raketnog motora na čvrsta goriva je definisanje oblika pogonskog punjenja koje će omogućiti zahtijevanu promjenu potiska sa vremenom potrebnu za ispunjenje misije rakete, vodeći računa o ostalim specifičnim ograničenjima (anvelopa pogonskog punjenja, masa rakete, itd.). Potrebno je razmotriti više oblika punjenja i izabrati onaj oblik punjenja koji će zadovoljiti uslove unutrašnje balistike i strukturalnog integriteta raketnog motora [12,54]. Tokom procesa sagorijevanja površina gorenja mijenja se sa vremenom u zavisnosti od brzine sagorijevanja, koja je funkcija pritiska sagorijevanja i temperature pogonskog punjenja.

Većina taktičkih raketnih motora na čvrsta goriva su dizajnirana da koriste jednu centralnu ili više mlaznica, koje mogu biti raspoređene po obodu bloka mlaznika i kod kojih su ose simetrije paralelne osi simetrije raketnog motora ili zaklapaju neki prostorni ugao sa njom (sl. 1.2).



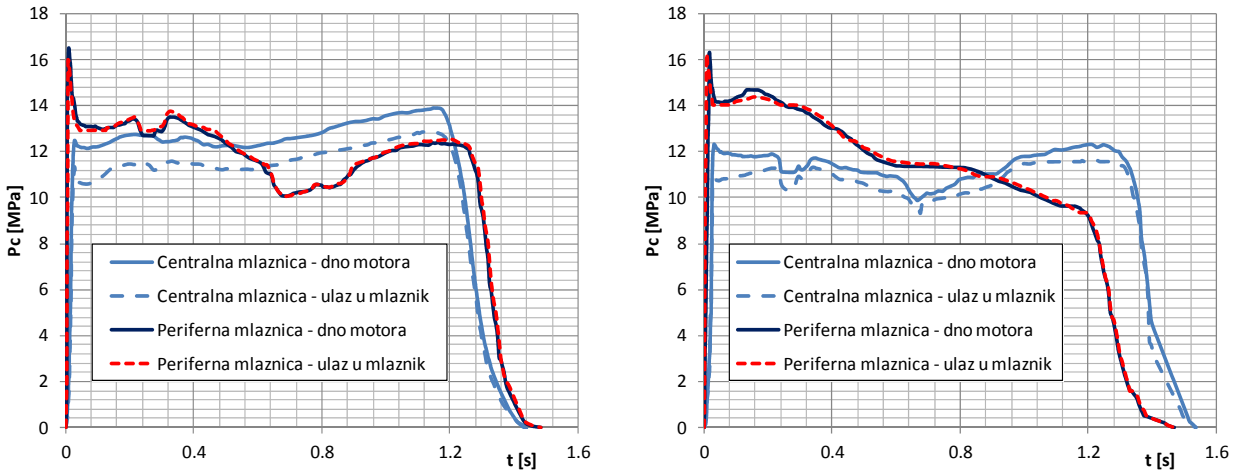
Sl. 1.2 Konfiguracije mlaznika: centralna mlaznica (lijevo) i periferne mlaznice

Pri predviđanju unutrašnjo-balističkih performansi raketnog motora sa čvrstim gorivom moraju se identifikovati i kvantitativno procijeniti odstupanja od idealnih uslova u procesu sagorijevanja, kao i toku produkata sagorijevanja kroz mlaznik. Odstupanja od idealnih uslova 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 ostvarenih sa realnim pogonskim sistemom dovodi do toga da prve izvedbe raketnog motora ne zadovoljavaju očekivane performanse.

Razumijevanje procesa strujanja produkata sagorijevanja kroz kanale za prolaz gasova u pogonskom punjenju i centralnu konvergentno-divergentnu mlaznicu u slučaju idealnog gasa je detaljno izučeno, ali problemi nastupaju kada se razmatra realan gas, visokog pritiska i

temperature, uz prisutnost višefazne hemijske reakcije (u produktima sagorijevanja pogonske materije mogu se nalaziti gasovite supstance u atomskom stanju, gasovite složene hemijske supstance i kondenzovane hemijske supstance) i uz eventualnu pojavu nepotpune hemijske ravnoteže. Problem se komplikuje kod pogonskih punjenja čiji poprečni presjek kanala za prolaz gasova nije kružni, kao što je slučaj kod geometrije pogonskog punjenja sa poprečnim presjekom u obliku zvijezde.

Kod taktičkih raketnih motora, sa više mlaznica prostorno raspoređenih na određenom rastojanju od ose mlaznika, produkti sagorijevanja po izlasku iz unutrašnje šupljine pogonskog punjenja ne ulaze odmah u mlaznice. Struja produkata sagorijevanja se odbija od zid mlaznika, nastaje vrtložno strujanje u regionu ispred mlaznika i tek nakon toga ulazi u konvergentno-divergentne mlaznice. Pri tome polja brzina gasa i pritiska postaju veoma kompleksna i utiču na pritisak unutar raketnog motora i unutrašnjo-balističke parametre, kao što su totalni i specifični impuls raketnog motora [52]. Pritisak sagorijevanja u početnom dijelu stacionarnog procesa sagorijevanja kod raketnih motora sa periferno raspoređenim mlaznicama, za slučaj sa i bez erozije kritičnog presjeka mlaznika, je znatno veći u odnosu na raketne motore sa centralnom mlaznicom (sl. 1.3).



Sl. 1.3 Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na razvoj krive pritisak u funkciji vremena bez erozije (lijevo) i sa erozijom kritičnog presjeka mlaznika (desno)

To povećanje pritiska se odražava na brzinu sagorijevanja goriva i samo vrijeme rada motora, posebno u slučaju erozije kritičnog presjeka mlaznika. Strujanje gasa postaje još složenije kod raketnih motora koji imaju obrtanje oko uzdužne ose simetrije (mlaznice kod kojih su ose nagnute za neki prostorni ugao u odnosu na osu motora) [52].

Dosadašnja istraživanja, kao i modeliranja procesa unutar raketnih motora, usmjerena su na raketne motore sa kompozitnim gorivom, gdje je značajan udio čvrstih čestica u gasnoj struji i raketne motore sa centralnom konvergentno-divergentnom mlaznicom.

Međutim, i dalje ostaje problem modeliranja gasnog toka kroz blok mlaznika sa više mlaznica prostorno raspoređenih po obodu i procjene energetskih gubitaka u unutrašnjoj šupljini punjenja i predmlazničnom bloku.

1.2 CILJ ISTRAŽIVANJA

Cilj istraživanja je uporediti različite metode u vrednovanju performansi jednog raketnog motora, utvrditi njihove komparativne prednosti i mane, te ustanoviti metodologiju koja će predstaviti ove metode ne kao alternativu jednih drugima nego kao komplementarne tehnike koje će se koristiti u različitim fazama razvoja jednog raketnog motora.

Eksperimentalne metode, poluempirijske metode bazirane na jednodimenzionalnoj analizi procesa, te trodimenzionalne metode bazirane na računskoj dinamici fluida (Computational Fluid Dynamics – CFD) su u fokusu ovog rada.

Istraživanje će prioritetno biti usmjereno ka analizi strujanja produkata sagorijevanja dvobaznog goriva (bez metalnih čestica) u raketnom motoru, uticaju oblika kanala za prolaz gasova i predmlazničnog i mlazničnog regiona na raspodjelu pritiska i brzine strujanja unutar raketnog motora. Na taj način će se moći definisati energetski gubici u kanalima za prolaz gasova pogonskog punjenja i predmlazničnom bloku, te realno procijeniti unutašnjo-balističke performanse raketnog motora.

Za simuliranje procesa sagorijevanja i strujanja produkata sagorijevanja unutar raketnog motora potrebno je definisati numerički model koji opisuje relevantne fizikalne fenomene koji se odvijaju u raketnom motoru i odabrati metodu njegovog rješavanja.

1.3 METODE ISTRAŽIVANJA

Eksperimentalna istraživanja

U radu će se eksperimentalno istražiti četiri tipa raketnih motora na dvobazna goriva.

Prva dva tipa raketnih motora imaju cilindrično punjenje sa centralnom konvergentno-divergentnom mlaznicom i sa grafitnim uloškom u regionu kritičnog presjeka. Prvi tip raketnog motora ima pogonsko punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem (punjenje sa centralnom šupljinom i inhibiranom spoljnom površinom), a drugi tip raketnog motora ima pogonsko punjenje sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem (cilindrično punjenje).

Treći tip raketnog motora ima pogonsko punjenje sa presjekom centralnog kanala u obliku zvijezde, centralnom konvergentno-divergentnom mlaznicom i sa grafitnim uloškom u regionu kritičnog presjeka.

Četvrti tip raketnog motora ima pogonsko punjenje sa presjekom centralnog kanala u obliku zvijezde, sa blokom mlaznika od osam konvergentno-divergentnih mlaznica postavljenih po obodu bloka mlaznika, sa osama na određenom rastojanju od ose motora i sa grafitnim ulošcima u regionu kritičnog presjeka.

Numeričke simulacije

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 dvobaznog goriva homogena, struktura plamena sagorijevanja izgleda također homogeno i usvaja se da je jednodimenzionalna duž pravca sagorijevanja. Gasni produkti dekompozicije goriva i površina sagorijevanja sadrže izmiješane oksidirajuće i gorive komponente na molekularnom nivou.

Proces sagorijevanja se završava u zoni sagorijevanja, a koja se u odnosu na cjelokupan raketni motor razmatra kao površina između pogonskog punjenja i gasnog toka veoma male debljine. Pri ovoj analizi će biti korišteni poznati termofizikalni i termohemijski parametri produkata sagorijevanja dvobaznog goriva dobiveni na osnovu modela TCPSP [43,45].

Pogonsko punjenje sagorijeva po paralelnim slojevima i brzina sagorijevanja zavisi samo od pritiska [1].

Matematski model koji opisuje transportne procese u raketnom motoru zasnivat će se na jednačinama održanja mase, količine kretanja i energije za 3D model. Pri tome se pretpostavlja:

- da tok mase, nastao sagorijevanjem pogonskog punjenja, zavisi od promjene pritiska sagorijevanja, konstantne je temperature i normalan je na površinu pogonskog punjenja.
- da fluid u kanalima za prolaz gasova i u mlazničnom bloku je idealan gas.
- da strujanje duž kanala za prolaz gasova i u mlazničnom bloku može biti subsonično, transonično i supersonično.
- da unutar strujnog toka nema hemijskih reakcija i čvrstih čestica.

Za simulaciju toka idealnog gasa kroz kanale za prolaz gasova, te u predmlazničnom i mlazničnom regionu koristit će se CFD paket Comet [76].

U procesu simulacije unutrašnjo-balističkih performansi raketnog motora koristit će se i program SPPMEF (Solid Performance Prediction Mechanical Engineering Faculty) [43]. Matematski model programa SPPMEF je zasnovan na prethodno navedenim pretpostavkama (za procese sagorijevanja, dotoka mase i stanja produkata sagorijevanja), s tom razlikom da model koji opisuje transportne procese u raketnom motoru je zasnovan na primjeni jednačina održanja mase, količine kretanja i energije u jednodimenzionalnom obliku i poluempirijskim izrazima koji razmatraju pojedine gubitke performansi u raketnom motoru.

Rezultati numeričkih simulacija uporedit će se sa dostupnim eksperimentalnim podacima drugih autora, kao i sa rezultatima vlastitih eksperimentalnih istraživanja.

1.4 OČEKIVANI REZULTATI I NAUČNI DOPRINOS

Rad će se baviti procjenom gubitaka unutar raketnog motora. Koristit će se i međusobno porediti tri metode, jedna eksperimentalna i dvije numeričke. Rad će pokazati upotrebljivost svake od metoda, njene prednosti i mane u odnosu na druge i kako se mogu kombinovati da se dođe do jednog optimalnog procesa za razvoj raketnog motora. U svrhu demonstracije razvijene metodologije, analizirat će se regresija punjenja i strujanje produkata unutar raketnog motora sa centralnom mlaznicom kao i sa periferno raspoređenim mlaznicama.

Korišteni matematski model predstavlja osnovu za njegovu dalju nadogradnju koja bi omogućila analizu interakcije između komponenti raketnog motora i njihovog rada pri normalnim i ekstremnim uslovima.

Rad bi trebalo da omogući bolje razumijevanje procesa strujanja u komori za sagorijevanje i u kanalima za prolaz gasova za različite kompleksnosti dizajna mlaznica. Ako se u ovome uspije, razvijena metodologija bi omogućila da se analiziraju različite konfiguracije raketnog motora i odaberu one koje na najbolji način ispunjavaju zahtjeve definisane namjenom raketnog sistema.

POGLAVLJE

2

UNUTRAŠNJA BALISTIKA RAKETNIH MOTORA NA ČVRSTO GORIVO

2.1 UNUTRAŠNJO-BALISTIČKI PARAMETRI RAKETNIH MOTORA NA ČVRSTO GORIVO

Osnovni cilj u procesu dizajniranja raketnog motora na čvrsto gorivo je izbor takvog pogonskog punjenja koje će obezbijediti pretvaranje 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.

Nezavisni parametri su:

- Balističke performanse (potisak F, vrijeme sagorijevanja t_b i totalni impuls raketnog motora I_{tot}),
- Osobine pogonske materije (specifični impuls I_{sp}, brzina sagorijevanja r_b, temperaturna osjetljivost brzine sagorijevanja, gustina pogonske materije ρ_p, odnos specifičnih toplota produkata sagorijevanja $\gamma=c_p/c_v$),
- Ograničenja vezana za misiju raketnog projektila (anvelopa projektila, maksimalno očekujući radni pritisak, temperaturni interval upotrebe letjelice, pritisak okoline p_a).

Zavisni parametri su:

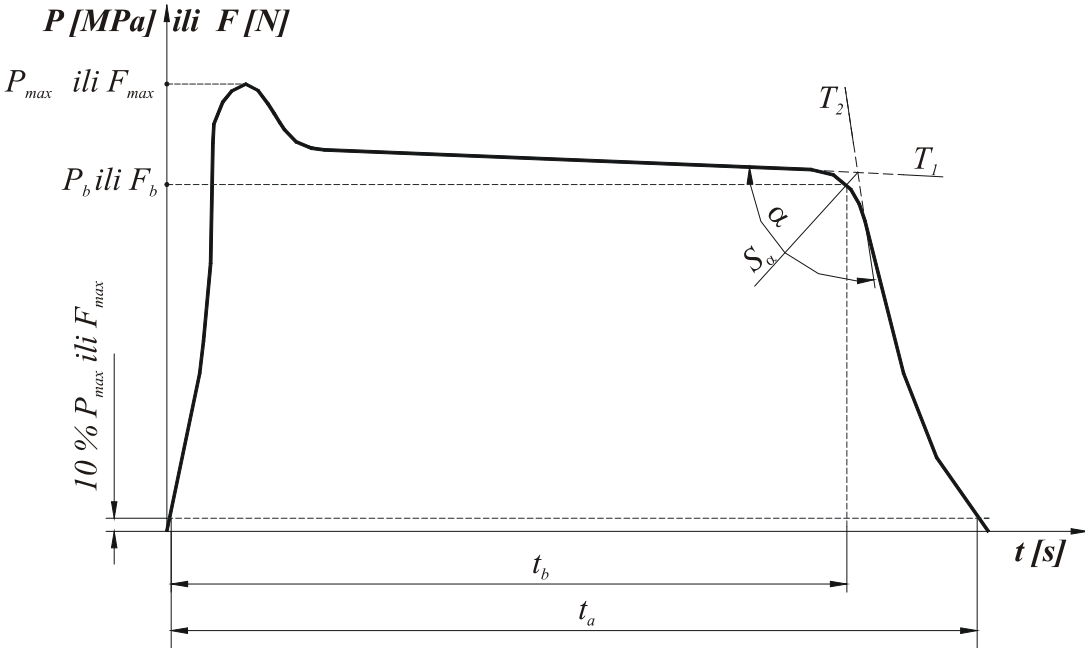
- Pritisak u komori sagorijevanja p_c (funkcija maksimalnog očekivanog pritiska u komori sagorijevanja, temperature okoline i temperaturne osjetljivosti pogonske materije),
- Koeficijent potiska C_F (funkcija stepena divergencije mlaznika $\varepsilon = A_e/A_{th}$, pritiska u komori sagorijevanja, pritiska okoline, odnosa specifičnih toplota produkata sagorijevanja i gubitaka u mlazniku),
- Površina kritičnog presjeka mlaznika A_{th} (funkcija potiska, pritiska u komori sagorijevanja i koeficijenta potiska),
- Zapremina pogonskog punjenja V_p (funkcija geometrije punjenja, gustine pogonske materije i specifičnog impulsa pogonske materije),
- Relativna debljina gorućeg sloja punjenja w_f, odnos debljine svoda sagorijevanja (w) i radijusa punjenja goriva (R_p), $w_f=w/R_p$ (funkcija brzine sagorijevanja, vremena rada motora i prečnika pogonskog punjenja),

- Koeficijent *J,* odnos površine kritičnog presjeka mlaznika i površine za prolaz gasova (A_p), $J=A_{th}/A_p$ (funkcija površine kanala za prolaz gasova i kritičnog presjeka mlaznika),
- Vitkost punjenja, predstavlja odnos dužine punjenja goriva (L) i prečnika pogonskog punjenja (funkcija dužine goriva, prečnika pogonskog punjenja, odnosno anveleope pogonskog punjenja).

U ovom dijelu neće se detaljno razmatrati definicije svih pojedinih unutrašnjo-balističkih parametara (definisane su detaljnije u referencama [43, 52]), već samo najznačajnijih parametara koji utiču na ocjenu efikasnosti raketnog motora. To su prije svega: balističke performanse raketnog motora, specifični impuls (osobine pogonske materije), koeficijent potiska i pritisak u komori sagorijevanja.

Balističke performanse raketnih motora na čvrsto gorivo se definišu totalnim impulsom raketnog motora i vremenom sagorijevanja 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 sagorijevanja.

Definicije vrijednosti balističkih parametara bazirane su na dijagramima potiska (pritiska) u funkciji vremena. 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) i ukupno vrijeme rada raketnog motora t_a [12,46,55], slika 2.1.



Sl. 2.1 Dijagram potiska (pritiska) u funkciji vremena za obradu rezultata [12,46,55]

Po američkoj nomenklaturi [17,18,55], 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.

Razlika između tako određenih vremena rada motora i vremena sagorijevanja 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.

2.1.1 Totalni impuls

Integral sile potiska u funkciji vremena je *totalni impuls* raketnog motora (I_{tot}) i definiše se kao :

$$I_{tot} = \int_0^{t_a} F\,dt \tag{2.1}$$

gdje su: F – sila potiska (koja može varirati tokom vremena), t_a – ukupno vrijeme rada raketnog motora [12,53,55].

Totalni impuls se koristi za određivanje srednje vrijednosti sile potiska za određenu vrijednost vremena rada motora [10,11,43,52,55,60], odnosno vrijednosti specifičnog impulsa raketnog motora.

Za konstantnu vrijednost sile potiska i zanemarujući prelazne procese pri startu i završnoj fazi rada raketnog motora izraz za totalni impuls može se napisati kao [60]:

$$I_{tot} = F\,t_b \tag{2.2}$$

2.1.2 Potisak raketnog motora

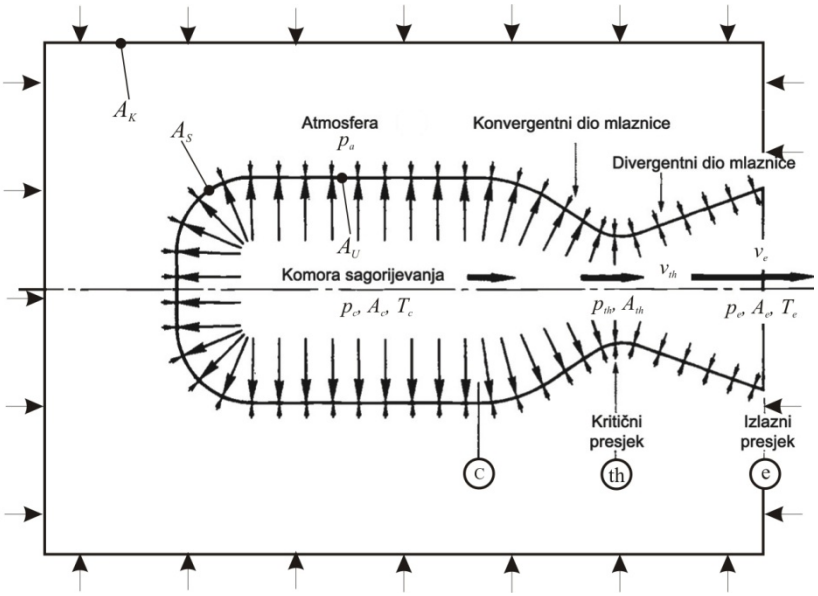
Potisak raketnog motora (u daljem tekstu potisak) je osnovni parametar koji definiše učinak raketnog motora. U stvaranju potiska učestvuju samo sile pritiska gasova koje djeluju na unutrašnju površinu raketnog motora i sile pritiska okolne sredine na spoljnu površinu raketnog motora (slika 2.2). Za izvođenje jednačine potiska koristi se zakon o očuvanju količine kretanja, napisan za kontrolnu zapreminu:

$$\sum \mathbf{F}_i = \frac{d}{dt}\int_{KZ} \rho \cdot \mathbf{v} \cdot dV + \int_{A_k} \mathbf{v} \cdot (\rho \cdot \mathbf{v}) \cdot d\mathbf{A} \tag{2.3}$$

gdje su: t – vrijeme, ρ – gustina produkata sagorijevanja, $\mathbf{v}$– vektor lokalne brzine gasa, dV elementarna kontrolna zapremina, KZ – kontrolna zapremina i A_k – kontrolna površina.

Za izvođenje jednačine potiska razmatramo kontrolnu zapreminu ograničenu kontrolnom površinom A_k (slika 2.2). Pritisak u svakoj tački kontrolne površine je konstantan i jednak je pritisku okoline p_a, osim na površini izlaznog presjeka mlaznika A_e, gdje je jednak pritisku p_e. U kontrolnu zapreminu ne ulazi radno tijelo, a iz nje ističe masa $\dot{m}_e$ sa brzinom v_e. Pretpostavlja se da je kretanje gasa ustaljeno i jednodimenzionalno, tj. da je strujanje gasa u svakoj tački paralelno osi raketnog motora. Za slučaj stacionarnog stanja prethodna jednačina sada ima oblik:

$$\sum \mathbf{F}_i = \int_{Ak} \mathbf{v} \cdot (\rho \cdot \mathbf{v}) \cdot d\mathbf{A} = \dot{m}_e \cdot \mathbf{v}_e \tag{2.4}$$



Sl. 2.2 Šematski prikaz nastajanja sile potiska

Suma sila koje djeluju na kontrolnu zapreminu ograničenu kontrolnom površinom data je izrazom:

$$\sum \mathbf{F}_i = \mathbf{F} + (p_a - p_e)\mathbf{A}_e \tag{2.5}$$

Uvrštavajući prethodni izraz u jednačinu (2.4) dobija se jednačina potiska u vektorskom obliku:

$$\mathbf{F} = \dot{m}_e \mathbf{v}_e - (p_a - p_e)\mathbf{A}_e \tag{2.6}$$

Vrijednost potiska, za stacionaran motor i jednodimenzionalno stacionarno strujanje, u skalarnom obliku data je izrazom:

$$F = \dot{m}_e v_e + (p_e - p_a)A_e \tag{2.7}$$

gdje su: $\dot{m}_e$ – masena brzina gasa na izlazu iz mlaznika [kg/s], v_e – vektor brzina gasa na izlazu iz mlaznika [m/s], p_e – statički pritisak gasa na izlazu iz mlaznika [Pa], p_a – pritisak okoline [Pa] i A_e – površina izlaznog presjeka mlaznika [m^2].

Prema tome, sila potiska zavisi od masene brzine toka produkata sagorijevanja, brzine gasa i pritiska na izlazu mlaznika, pritiska okoline i površine izlaznog presjeka mlaznice. Prva tri parametra zavise od karakteristika pogonske materije (brzine sagorijevanja i gustine pogonske materije, površine sagorijevanja) i raketnog motora (pritisak i temperatura gasa u komori sagorijevanja, geometrijske karakteristike 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:

$$F = p_c C_F A_{th} \tag{2.8}$$

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

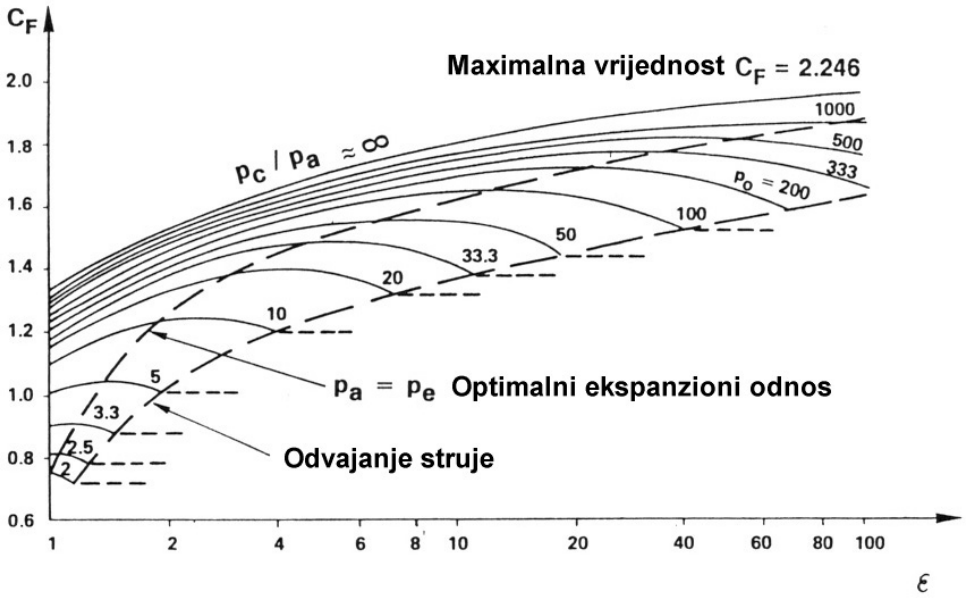
2.1.3 Koeficijent potiska

Za jednodimenzionalno i izentropsko strujanje u idealnom konvergentno-divergentnom mlazniku koeficijent potiska ima oblik [12, 34,35,42,55]:

$$C_F = \sqrt{2\frac{\gamma^2}{\gamma-1}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} + \frac{p_e - p_a}{p_c}\left(\frac{A_e}{A_{th}}\right) \tag{2.9}$$

gdje je $\gamma = c_p / c_v$ -odnos specifičnih toplota 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 [12, 34,42,55].



Sl. 2.3 Tipični uticaj ekspanzivnog odnosa i odnosa pritisaka na koeficijent potiska za γ = 1,2 [12]

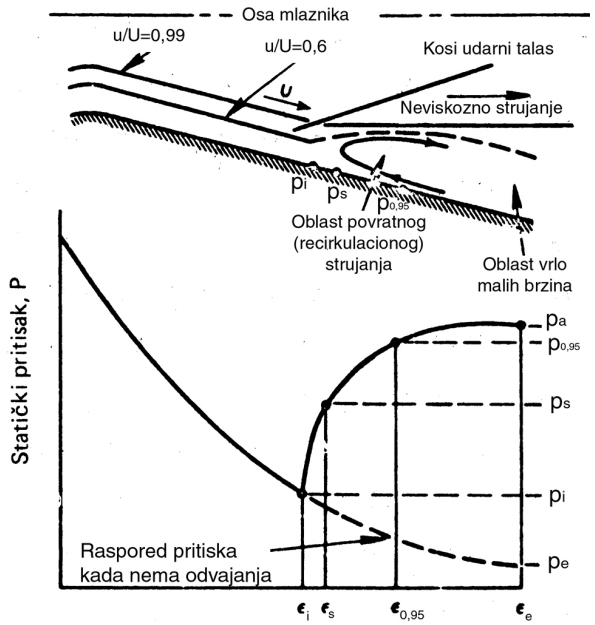
U stvarnosti, potrebno je izvršiti korekciju koeficijenta potiska i to samo člana koji se odnosi na količinu kretanja [55]. Izraz za procjenu realne vrijednosti koeficijent potiska ima sada oblik:

$$C_{F\exp} = \eta_{C_F}\sqrt{2\frac{\gamma^2}{\gamma-1}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+11)/(\gamma-1)}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} + \frac{p_e - p_a}{p_c}\left(\frac{A_e}{A_{th}}\right) \tag{2.10}$$

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 (sl. 2.4). Potisak se umanjuje kada raketni motor radi u nadekspanzionim uslovima. Kada se gasna struja odvoji, ovo smanjenje potiska se ublažuje, jer dolazi do porasta statičkog pritiska na zid mlaznika (sl. 2.4).



Sl. 2.4 Fizikalni model odvajanja gasne struje i karakteristike statičkog pritiska [28,55]

Kalt i Badel [28] 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 :

$$p_i = \frac{2}{3} p_a \left(\frac{p_a}{p_c} \right)^{0,2} \tag{2.11}$$

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

$$C_F = \eta_{C_F} \sqrt{2 \frac{\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \left[1 - \left(\frac{p_i}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} + \frac{p_i}{p_c} \left(\frac{A_i}{A_{th}} \right) + \Delta C_F - \frac{p_a}{p_c} \left(\frac{A_e}{A_{th}} \right) \tag{2.12}$$

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:

$$\Delta C_F = 0,55 \left(\frac{p_i - p_{0,95}}{p_c} \right) \left(\varepsilon_{0,95} - \varepsilon_i \right) + 0,975 \frac{p_a}{p_c} \left(\varepsilon_e - \varepsilon_{0,95} \right) \tag{2.13}$$

gdje su:

$$\varepsilon_{0,95} - \varepsilon_i = \frac{\left(\frac{A_i}{A_{th}} \right) - 1}{2,4} \; ako\, je \left(\frac{A_i}{A_t} \right) \le \frac{\left(\frac{A_e}{A_{th}} \right)}{1,604} + 0,377 \tag{2.14}$$

$$\varepsilon_{0,95} - \varepsilon_i = \frac{\left(\frac{A_e}{A_{th}}\right) - \left(\frac{A_i}{A_{th}}\right)}{1,45} ako\, je \left(\frac{A_i}{A_{th}}\right) > \frac{\left(\frac{A_e}{A_{th}}\right)}{1,604} + 0,377 \tag{2.15}$$

$$p_{0,95} = 0,95\, p_a \tag{2.16}$$

Koeficijent potiska idealnog raketnog 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: gubitak zbog dvofaznog toka, gubitak zbog neostvarene hemijske ravnoteže (kinetički gubitak), gubitak u graničnom sloju i prenosu toplote sa gasa na metalnu strukturu mlaznika.

2.1.4 Masena brzina toka

Za određivanje performansi u prelaznim procesima (procesi kada se masa goriva, količina kretanja i pritisak u komori sagorijevanja značajnije mijenjaju u toku vremena) koristi se jednačina održanja mase. Masa nastala sagorijevanjem pogonske materije $\dot{m}_b$ jednaka je sumi mase produkata sagorijevanja akumuliranih u raketnom motoru *dM/dt* i mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu $\dot{m}_e$ [11,42,55]:

$$\dot{m}_b = \frac{d\left(\rho_g \cdot V_c\right)}{dt} + \dot{m}_e \tag{2.17}$$

gdje su V_c - slobodna zapremina u komori [m^3] i ρ_g - gustina produkata sagorijevanja u komori sagorijevanja [kg/m^3].

Masena brzina sagorijevanja pogonske materije određuje se iz jednačine:

$$\dot{m}_b = \rho_p\, A_b\, r \tag{2.18}$$

gdje su: $\dot{m}_b$ - masena brzina sagorijevanja [kg/s], ρ_p - gustina pogonske materije [kg/m^3], A_b - površina sagorijevanja [m^2] i r - brzina sagorijevanja [m/s].

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

$$\dot{m}_e = C_D\, A_{th}\, p_c \tag{2.19}$$

gdje je: C_D - koeficijent masene brzine [s/m].

2.1.5 Koeficijent masene brzine

Koeficijent masene brzine C_D u mlazniku zavisi od termodinamičkih parametara gasa, kao što su temperatura, molekularna masa i specifična toplota sagorjelog gasa [11,42,55]. Izraz za koeficijent masene brzine u mlazniku ima oblik:

$$C_D = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{M}{R\, T_c}} \tag{2.20}$$

gdje su M - molekularna masa gasa, R - univerzalna gasna konstanta i T_c -temperatura produkata sagorijevanja.

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 za određeni tip raketnog motora.

2.1.6 Karakteristična brzina istjecanja

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

$$C^* = \frac{1}{C_D} \tag{2.21}$$

Stvarna karakteristična brzina, a time i specifični impuls koji proizvede raketni motor su znatno manji od idealne 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 toplote ka metalnoj strukturi motora i neefikasnosti sagorijevanja) [11,42,55].

2.1.7 Specifični impuls

Proračun performansi raketnih motora na čvrsto gorivo zahtijeva poznavanje vrijednosti jednog od najvažnijih parametara pogonske materije, specifičnog impulsa. Specifični impuls je mjera promjene impulsa ili količine kretanja koji proizvede jedinica mase sagorjele pogonske materije u raketnom motoru [11,42,55]. U izrazima za konstrukciju punjenja, specifični impuls je odnos potiska motora i masene brzine isticanja produkata sagorijevanja:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_e} . \tag{2.22}$$

On obuhvata gubitke strujanja do i iza kritičnog presjeka mlaznika, gubitke nepotpunosti sagorijevanja, gubitke ulazne geometrije mlaznika, gubitke uslijed neparalelnosti isticanja gasa, gubici zbog dvofaznog toka, gubitak zbog neostvarene hemijske ravnoteže (kinetički gubitak), gubici u graničnom sloju i prenosu toplote sa gasa na metalnu strukturu mlaznika.

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

$$I_{sp_{teo}} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\frac{T_c R}{M}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\right]} + \left(\frac{\gamma+1}{\gamma}\right)^{\frac{\gamma+1}{2\cdot(\gamma-1)}}\sqrt{\frac{R\,T_c}{\gamma\,M}}\left(\frac{p_e-p_a}{p_c}\right)\frac{A_e}{A_{th}} \tag{2.23}$$

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

Uobičajeno je da se eksperimentalni podaci za specifični impuls i brzinu sagorijevanja dobijaju pomoću motora za balistička ispitivanja, a koji se razlikuju od realnih raketnih motora. Zbog

toga je potrebno 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 usaglašavanja vrše analitičkim postupcima zasnovanim na kombinaciji teoretskih i empirijskih odnosa:

$$I_{sp} = I_{sp_{teo}} \eta_{C_F} \eta_{C^*} \tag{2.24}$$

gdje su: $I_{sp_{teo}}$ - teoretski specifični impuls, a η_{C_F} - koeficijenti efikasnosti potiska i η_{C^*} - koeficijent efikasnosti karakteristične brzine isticanja (efikasnosti sagorijevanja), respektivno.

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

$$I_{sp} = \frac{I_{tot}}{m_p} \tag{2.25}$$

Ako izraz za teoretsku vrijednost specifičnog impulsa transformiramo koristeći izraze koji su već navedeni (2.10), (2.20) i (2.21), onda izraz za procjenu specifičnog impulsa ostvarenog u raketnom motoru ima sljedeći oblik:

$$I_{sp} = \eta_{c^*} \eta_{C_F} C^* C_F \tag{2.26}$$

Procjena vrijednosti specifičnog impulsa ostvarenog u motoru se zasniva na određivanju teoretskih vrijednosti karakteristične brzine i koeficijenta potiska u radnim uslovima raketnog motora i procjeni koeficijenata η_{C_F} i η_{C^*} .

2.1.8 Brzina sagorijevanja

Sagorijevanje pogonskog punjenja karakteriše izmjena njegove površine sagorijevanja, a 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:

$$r = a p^n . \tag{2.27}$$

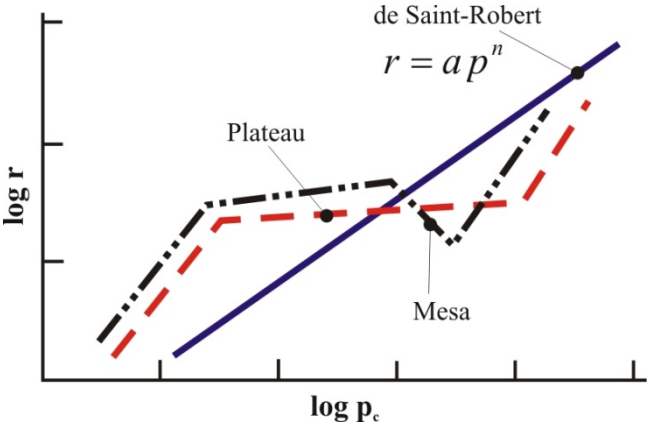
Eksponent pritiska n i temperaturna konstanta a su zavisni od hemijskog sastava pogonske materije i početne temperature pogonskog punjenja. Koeficijenti proporcionalnosti i red funkcionalne zavisnosti brzine sagorijevanja od pritiska, određuju se eksperimentalnim ispitivanjem u balističkim motorima [17,18,43,49,51,52,55].

Jednačina brzine sagorijevanja je bazirana na brojnim empirijskim mjerenjima i treba voditi računa o tome da navedeni zakon odgovara strogo određenoj oblasti pritiska sagorijevanja i u slučaju kada je pritisak jedina značajna promjenljiva. Primijenjene 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 [55].

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 [12]. 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 [17,18]

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

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:

$$\pi_K = \frac{1}{p_c}\left(\frac{\partial p_c}{\partial T_p}\right)_K, \qquad \sigma_p = \frac{1}{r}\left(\frac{\partial r}{\partial T_p}\right)_p \tag{2.28}$$

gdje su: π_K - temperaturna osjetljivost pritiska pri određenoj vrijednosti K, σ_p - temperaturna osjetljivost brzine sagorijevanja pri određenoj vrijednosti pritiska p_c.

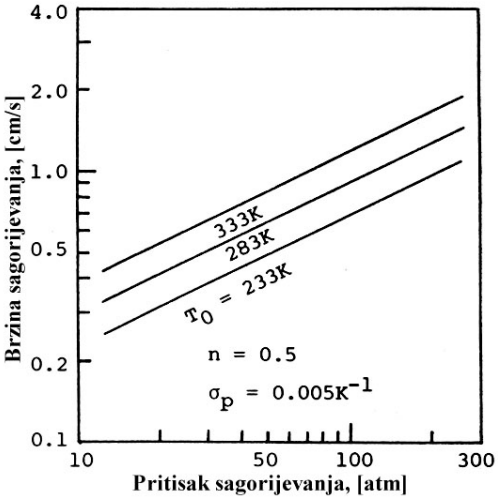
U motorima, kod kojih pad pritiska u komori sagorijevanja nije veliki, treba koristiti koeficijent π_K za procjenu promjene radnog pritiska sa temperaturom. Koeficijent π_K karakterizira osjetljivost motora. Kod motora sa značajnom brzinom strujanja gasa u kanalu pogonskog punjenja, uticaj pritiska na brzinu sagorijevanja pogonske materije se može definirati preko koeficijenta σ_p. On karakterizira osjetljivost goriva pri konstantnom pritisku i nezavisan je od konstrukcije motora.

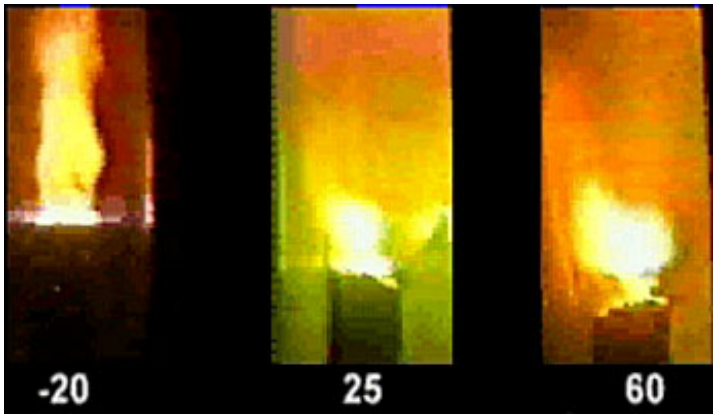
Veza između ova koeficijenta π_K i σ_p se izražava odnosom:

$$\pi_K = \frac{\sigma_p}{1-n} \tag{2.29}$$

Promjena pritiska u komori sagorijevanja sa izmjenom početne temperature pogonske materije postaje velika, kada je σ_p veliko i/ili kada je eksponent pritiska u zakonu brzine sagorijevanja velik.

Na primjer, pri promjeni početne temperature goriva od 233 K do 333 K i pri koeficijentu σ_p=0.005 K^{-1} , brzina sagorijevanja se promijenila za *50 %.* Pri eksponentu pritiska *n=0,5*, u zakonu brzine sagorijevanja i koeficijentu π_K = 0.001 K^{-1}, pritisak u komori sagorijevanja se promijenio za 100 % u datom temperaturnom intervalu (sl. 2.6) [29]. 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 [29]

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:

$$a = a_0 \, e^{\sigma_p \cdot \left(T_i - T_{p_0}\right)} \tag{2.30}$$

gdje su a_0 -temperaturna konstanta za temperaturu T_{p0}, T_{p0} - standardna početna temperatura goriva (298 K), T_i -trenutna temperatura goriva. Ovaj koeficijent se može u prvoj aproksimaciji smatrati konstantnim za dato gorivo.

Uticaj gasnog toka na brzinu sagorijevanja

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 predviđanje prostorne i vremenske distribucije svake od ovih veličina, 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.

Koeficijent zbijanja, K, se definiše kao odnos površine sagorijevanja A_b i površine kritičnog presjeka A_{th} i veoma je važan parametar za unutrašnju balistiku (strujno polje) raketnih motora:

$$K = \frac{A_b}{A_{th}} \tag{2.31}$$

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

Balistička analiza dizajna pogonskih punjenja često uključuje procjenu pada pritiska između prednjeg i zadnjeg dijela kanala za prolaz gasova i lokalnog povećanja brzine sagorijevanja, nazvanog erozivnim sagorijevanjem, u slučajevima kada brzina gasnog toka iznad površine sagorijevanja dostigne red veličine *100-150 m/s*. Pod padom pritiska [12], podrazumijeva se smanjenje pritiska uzduž ose punjenja, od dna raketnog motora ka dijelu punjenja do mlaznika. Na dnu raketnog motora brzina gasne struje produkata sagorijevanja je mala. Kretanjem ka mlazniku, povećava se masa produkata sagorijevanja i time brzina gasne struje i iz zakona o održanju energije dolazi do smanjenja pritiska duž pogonskog punjenja.

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:

$$K_p = \frac{A_b}{A_p} \quad i \quad J = \frac{A_{th}}{A_p} \tag{2.32}$$

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

Koeficijent J karakterizira uslove strujanja gasa unutar raketnog motora. Visoka vrijednost koeficijenta J znači da postoji visok pad pritiska sagorijevanja unutar kanala za prolaz gasova pogonskog punjenja odnosno raketnog motora, prisustvo erozivnog sagorijevanja i te pojave su posebno izražene u početnom periodu sagorijevanja kada je površina kanala za prolaz gasova u pogonskom punjenju mala.

Veza između navedenih koeficijenata ima oblik:

$$K_p = K\ J \tag{2.33}$$

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

$$G = \rho_p\ r\ K_p\,. \tag{2.34}$$

Jedna od kritičnih faza u funkcionisanju 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, koja se susreće u realnim uslovima primjene raketnih motora je reda *0,1 MPa*, a kada je taj pad veći od *1 MPa,* potrebno je izvršiti posebna razmatranja konstrukcije punjenja i motora.

Pri balističkim analizama, važno je poznavati intenzitet uticaja pada pritiska (između prednjeg i zadnjeg kanala za prolaz gasova) i erozivnog sagorijevanja, izazvanih unutrašnjim gasnim tokom, na brzinu sagorijevanja goriva [12]. U tabeli 2.1 su prikazani uticaji koeficijenta K i J na erozivno sagorijevanje i pad pritiska u komori sagorijevanja, dobiveni na osnovu brojnih analiza dizajna pogonskog punjenja.

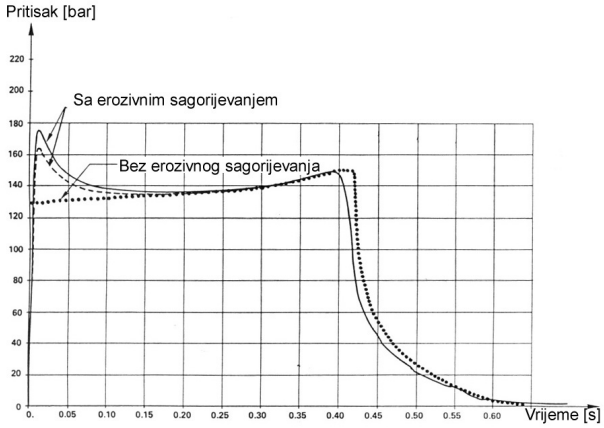
Tabela 2.1 Intenziteti fenomena na koje utiče unutrašnji tok gasa [12]

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 mm/s*	
	100-150	Da, kada je *r < 20 mm/s*	
	> 150	Da, za sve hemijske sastave. Veoma značajno kada je *r < 10 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 mm/s*	
	100-150	Da, kada je *r < 20 mm/s*	
	> 150	Da, za sve hemijske sastave. Veoma značajno kada je *r < 10 mm/s*	
0,35 do 0,5	*< 50*	Da, kada je *r < 10 mm/s*	Približno *10 %* pritiska na prednjem kraju motora kada je *J=0,4*
	50-150	Da, kada je *r < 20 mm/s*	
	> 150	Da, za sve hemijske sastave. Veoma značajno kada je *r < 10 mm/s*	
0,5 do 0,8	*< 50*	Da, značajno kada je *r<20 mm/s*	40% od pritiska na prednjem kraju motora i mora biti kontrolisan
	50-150	Da, značajno kada je *r < 20 mm/s*	
	> 150	Da, za sve hemijske sastave. Veoma značajno kada je *r < 10 mm/s*	
1	Sve vrijednosti	Da,intenzivno kada je *r < 10 mm/*	Pritisak u soničnom području je *p≅0,56* pritiska na prednjem kraju motora
		Da, značajno kada je *r <20 mm/s*	
		Da, neznatno kada je *r <30 mm/s*	

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 toplote iz zone plamena ka površini sagorijevanja [32,37]. Postoje brojni modeli koji pokušavaju da objasne i kvantitativno izraze ovaj fenomen.

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 [12]

Složeniji model za analizu erozivnog sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva, koji se često koristi, model *Lenoir and Robillard* (LR) [99,14,75], koji modelira povećanje brzine sagorijevanja pri erozivnom sagorijevanju, kao rezultat povećanja prenosa toplote sa gasne faze na čvrstu fazu i to:

- 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 gasa.

Kod tog modela, ukupna brzina sagorijevanja sadrži komponentu brzine sagorijevanja bez erozivnog sagorijevanja r_0 i komponentu koja je rezultat erozivnog sagorijevanja r_e:

$$r = r_0 + r_e \tag{2.35}$$

Oblik jednačine za određivanje komponente koja definiše uticaj erozije na brzinu sagorijevanja prema jednačina Lenoir i Robillard modelu dat je izazom [99,14,75]:

$$r_e = \alpha\, G^{0,8}\, \frac{\exp\left(-\beta\, r_0\, \rho_p / G\right)}{L^{0,2}} \tag{2.36}$$

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

Rezultati analiza više tipova goriva, pokazuju da je koeficijent β nezavisan od strukture goriva i da je njegova vrijednost oko 53 [99].

Koeficijent prenosa toplote α je predstavljen preko jednačine:

$$\alpha = \frac{0.0288\, c_p\, \mu^{0,2}\, P_r^{-2/3}}{\rho_p\, c_s} \left(\frac{T_f - T_s}{T_s - T_0} \right) \tag{2.37}$$

gdje su: c_p - specifična toplota gasa pri konstantom pritisku, μ - koeficijent viskoznosti 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.

Poboljšanje LR modela, dato je u referencama [14,75]:

$$r_e = \alpha\, G^{0,8}\, \frac{\exp\left(-\beta\, r_b\, \rho_p / G\right)}{f\left(D_h\right)} \tag{2.38}$$

gdje su:

$$f\left(D_h\right) = 0.90 + 0.189\, D_h\, \left[1 + 0.043\, D_h\, \left(1 + 0.023\, D_h\right)\right] \tag{2.39}$$

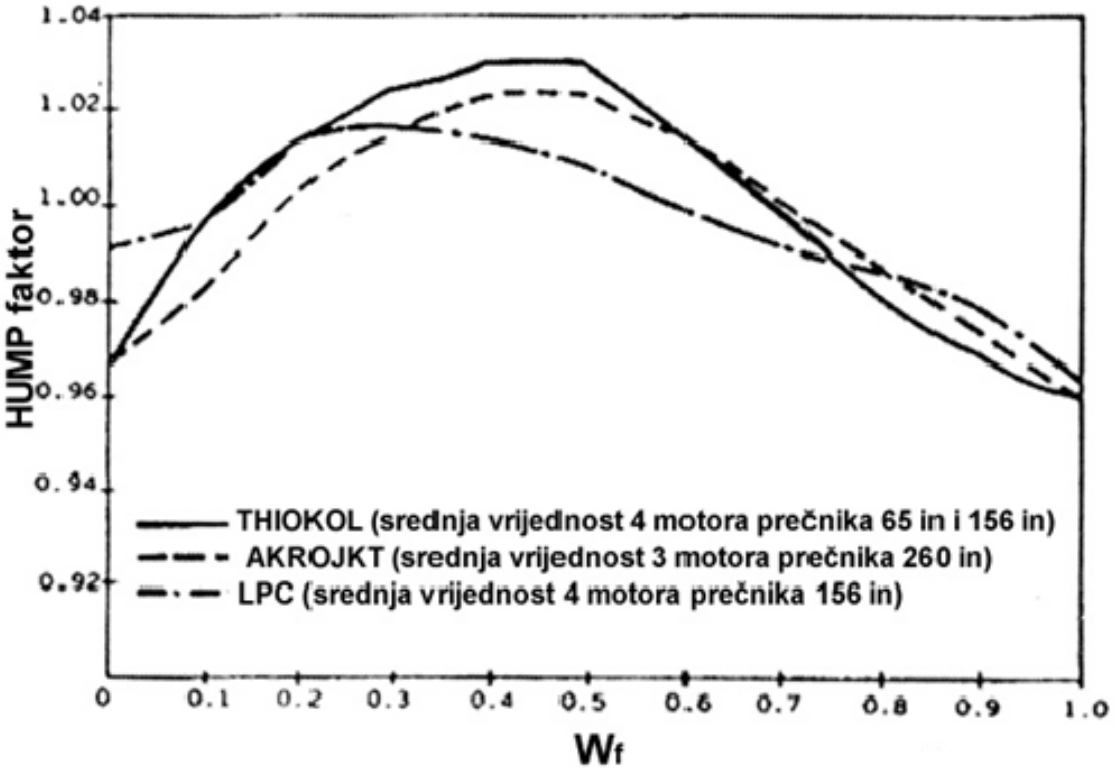
D_h hidraulični prečnik, $D_h = 4A_p / P_w$ (odnos površine kanala za prolaz gasova A_p i perimetra pogonskog punjenja koju obuhvataju produkti sagorijevanja P_w).

Uticaj procesa izrade goriva

Efekt grbe (*HUMP*) [16] se uzima kao posljedica izmjene brzine sagorijevanja u funkciji debljine svoda punjenja tj. brzina sagorijevanja se povećava sa kretanjem fronta plamena u radijalnom pravcu u zoni između centralnog kanala za prolaz gasova i unutrašnje površine tijela raketnog motora. Ovaj efekt je primijećen pri analizi 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 bio 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 sagorijevanja povećana za 3-7 % i da veličina *HUMP-a* nije funkcija brzine sagorijevanja goriva. Analiza rezultata, dobijenih poslije pojave ovog efekta, pokazuje da se zakon brzine sagorijevanja mijenja sa promjenom debljine sagorjelog svoda goriva. To je vjerovatno rezultat raspodjele aditiva dodanih tokom

procesa izrade pogonskog punjenja. Uticaj efekta *HUMP-a*, u procesu balističkih predviđanja, moguće je uzeti u obzir, ako se tokom balističkih ispitivanja ustanovi empirijska zavisnost promjene brzine sagorijevanja u funkciji od izgorjelog sloja pogonskog punjenja.

Prema [21] uticaj *HUMP* efekta na brzinu sagorijevanja je oko 5% i može izazvati povećanje i smanjenje brzine sagorijevanja. Slika 2.8 prikazuje *HUMP* faktor 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 [40]

2.2 PREGLED DOSTUPNIH ISTRAŽIVANJA UTICAJA GEOMETRIJE MLAZNICE NA EFIKASNOST RAKETNOG MOTORA

Razumijevanje procesa strujanja produkata sagorijevanja kroz kanale za prolaz gasova i centralnu konvergentno-divergentnu mlaznicu u slučaju idealnog gasa je detaljno izučeno, ali problemi nastupaju kada se razmatra realan gas, visokog pritiska i temperature, višefazne hemijske reakcije, uz eventualnu pojavu nepotpune hemijske ravnoteže.

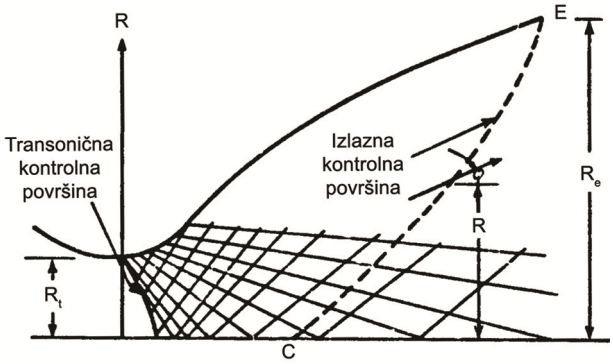
Rotacija raketnog projektila oko uzdužne ose se vrši radi ostvarenja stabilnosti projektila ili smanjenja rasturanja zbog ekscentričnosti vektora potiska ili masene ekscentričnosti projektila. Veoma je važno istražiti uticaj rotacije projektila na tok gasne struje unutar raketnog motora i mlaznika. Na osnovu tih informacija, mogu se predviđati promjene na putanji tokom leta projektila, procijeniti uticaji na sigurnost i pouzdanost strukture rakete u cjelini i imati mogućnost izbora optimalne geometrije pogonskog punjenja i geometrije mlaznika.

2.2.1 Uticaj geometrije centralne konvergentno-divergentne mlaznice

Da bi se kvantitativno ocijenilo u kojoj mjeri konstrukcija ulaznog dijela mlaznika dopušta struji gasa da efikasno ispuni kritični presjek mlaznika u referenci [55] uvodi se pojam koeficijent isticanja. Ovaj koeficijent se izražava kao odnos masene brzine toka normalnog na transoničnu kontrolnu površinu, $\dot{m}$, i masene brzine toka kroz kritični presjek mlaznika za jednodimenzionalno strujanje i uslove pri M=1, $\dot{m}_e$ [55]:

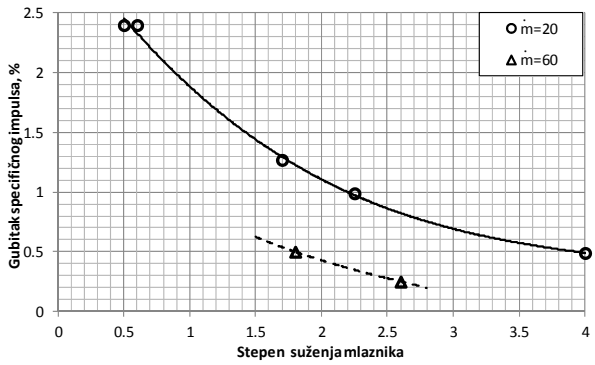
$$C_w = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_e} \tag{2.40}$$

Proizvedena masena brzina toka, $\dot{m}$, kroz mlaznik se izračunava numeričkim integriranjem strujanja normalnog na transoničnu kontrolnu površinu (sl. 2.9). Gubici kinetičke energije, koji se pojavljuju do kritičnog presjeka mlaznika utiču na koeficijent C_w. Kvalitativno, 30 do 90% ovih gubitaka se prepisuje konturi ulaznog dijela mlaznika i ograničenjima stepena konvergencije (odnos površne ulaznog presjeka mlaznika i površine kritičnog presjeka mlaznika, a ostatak se prepisuje efektima viskoznog trenja i uranjanja mlaznika u komoru sagorijevanja [55].

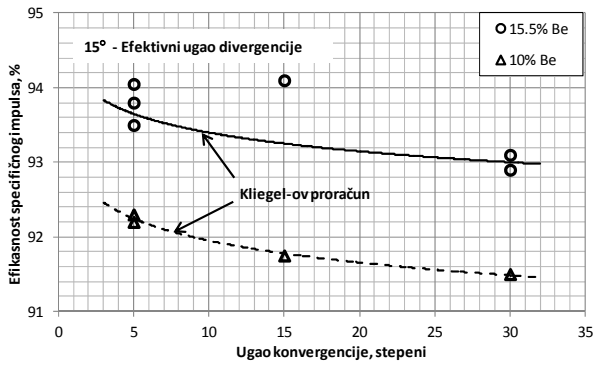


Sl. 2.9 Mreža karakteristika i kontrolna površina [55]

Tipičan uticaj stepena suženja i radijusa zaobljenja ulaza u kritični presjek mlaznika na stepen efikasnosti specifičnog impulsa (odnos ostvarenog specifičnog impulsa raketnog motora i teoretske vrijednosti specifičnog impulsa, $\eta = I_{sp} / I_{sp_{teo}}$) je prikazan na slikama 2.10 i 2.11. Što je veći stepen suženja konvergentnog dijela mlaznika to je manji gubitak specifičnog impulsa (slika 2.10). Ovaj gubitak je izraženiji kod raketnih motora koji imaju manju vrijednost masene brzine toka, $\dot{m}$. Efikasnost specifičnog impulsa se smanjuje sa povećanjem ugla konvergencije mlaznice (slika 2.11, razmatrana su raketna goriva sa dva sadržaja berilijuma u sastavu goriva).



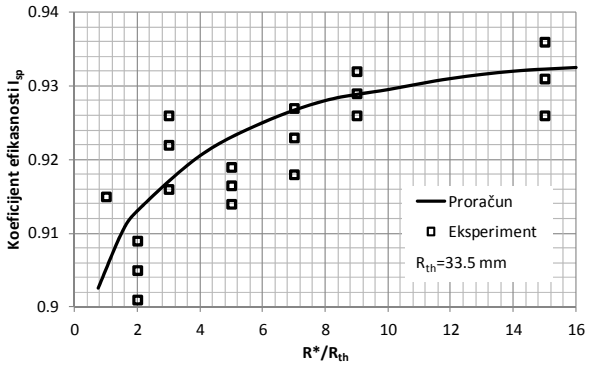
Sl. 2.10 Uticaj stepena suženja mlaznika na specifični impuls [55]



Sl. 2.11 Uticaj konvergentnog ugla mlaznika na stepen efikasnosti specifičnog impulsa [55]

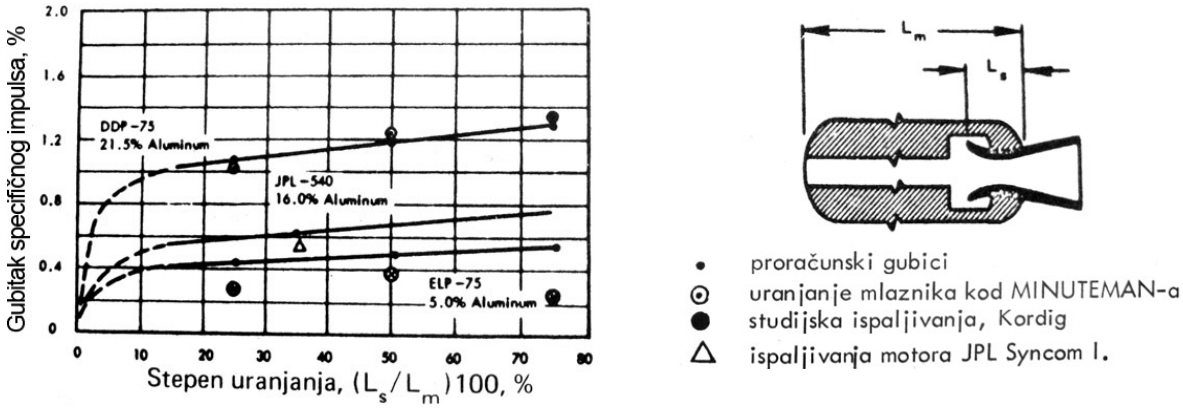
Istraživanja Kliegel-a [55, 63] pokazuju značajniji uticaj radijusa zaobljenja ulaza u kritični presjek mlaznika na stepen efikasnosti specifičnog impulsa. Ovi gubici performansi raketnog motora pripisuju se geometriji ulaznog dijela mlaznika i kombinovanom uticaju ove geometrije na profil ubrzanja kondenzovane faze, lokalni gubitak toplote i eroziju mlaznika [55].

Analizirajući rezultate obimnih eksperimenata, za konusne mlaznike kod malih raketnih motora na čvrsta goriva, Kliegel zaključuje da od svih konstruktivnih parametara mlaznika, radijus zakrivljenja kritičnog presjeka mlaznika (R^*) ima najveći uticaj na specifični impuls (slika 2.12). Koeficijent efikasnosti specifičnog impulsa ima vrijednost 0.85 kada je odnos R^*/R_{th} približno nula (oštre ivice na zoni kritičnog presjeka). Sa porastom vrijednosti odnosa R^*/R_{th} raste vrijednost koeficijenta efikasnosti specifičnog impulsa i za vrijednost R^*/R_{th}>10 nema daljih značajnijih promjena.



Sl. 2.12 Uticaj radijusa zakrivljenja u kritičnom presjeku na efikasnost specifičnog impulsa [55,63,64]

U uticaj ulaznog dijela mlaznika spadaju i gubici zbog uronjenosti mlaznika. Prva istraživanja ovog gubitka pokazala su da je njegov udio oko 25% od ukupnog uticaja ulaznog dijela mlaznika. Međutim, u ovim studijama su bili uključeni i drugi gubici koji se pripisuju uticaju ulaznog dijela mlaznika. Na slici 2.13 prikazan je uticaj uranjanja mlaznika i mogu se uočiti značajno niže vrijednosti gubitka zbog uronjenosti mlaznika. Ovaj gubitak zavisti od stepena uranjanja i sadržaja kondenzovanih čestica u gasnoj struji.

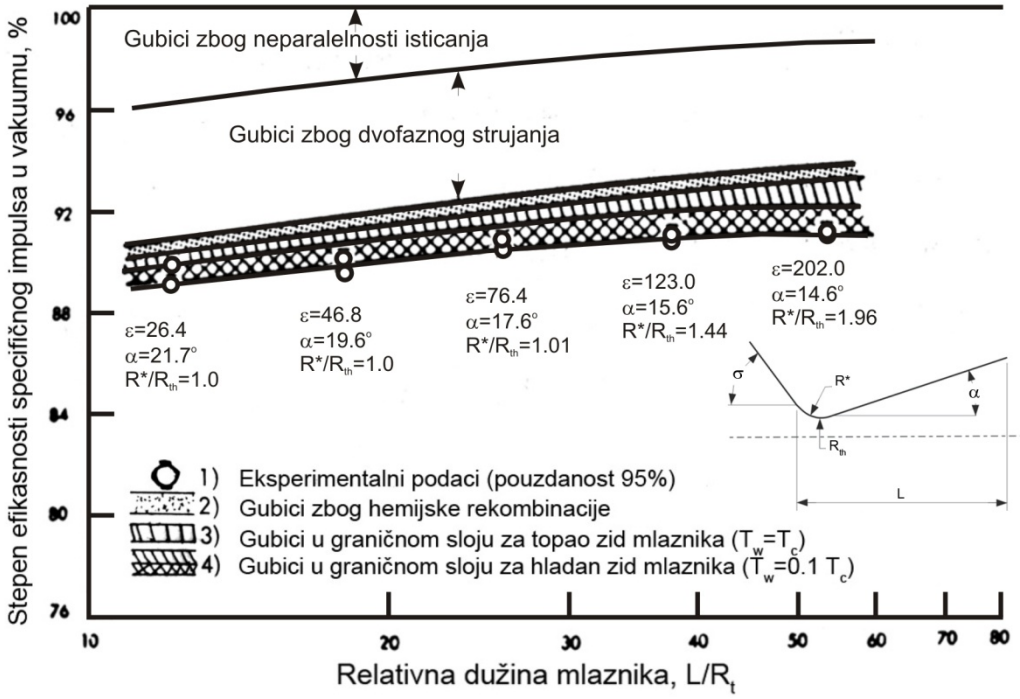


Sl. 2.13 Uticaj stepena uronjenosti mlaznika na specifični impuls [55]

Prisustvo metalnih dodataka (radi poboljšanja energetskih karakteristika goriva) u gorivu prouzrokuju pojavu kondenzovanih i čvrstih čestica u produktima sagorijevanja u izlaznoj struji, sa svim štetnim efektima koji proizlaze iz ovog. Tokom strujanja kroz mlaznik moraju se razmatrati efekti dvofaznog toka zbog efekata aerodinamičkog otpora čestica u gasnoj struji i mogućeg bombardovanja zidova mlaznika česticama. Dodatni mehanizmi gubitaka koji se moraju razmatrati tokom strujanja gasa u raketnom motoru uključuju hemijsku ravnotežu, granični sloj i toplotne gubitke.

Istraživanja Kligel-a, na osnovu komparativnih ispitivanja raketnih motora od 22000 N, su pokazala sljedeće vrijednosti gubitaka specifičnog impulsa: zbog dvofaznog strujanju 2.5%, hemijske ravnoteže 1%, graničnog sloja 1% kondenzacija 0.3% i udarnog talasa 0.2% [55]. Međutim, u ovom istraživanju nisu bili uključeni gubici zbog neparalelnosti isticanja i toplotni gubici.

Crow u svojoj korelacionoj studiji mlaznika visokih performansi, kombinuje ove gubitke sa gubicima uslijed zaostajanja kondenzovanih i čvrstih čestica, hemijske ravnoteže i gubicima u graničnom sloju. Tipični primjeri predviđanja i eksperimentalnih rezultata su dati na slici 2.14. U ovom istraživanju je korišten mali raketni motor sa masom goriva od 5.7 kg u čijem sastavu je bilo 16% aluminijuma. Konfiguracije mlaznika, za koje su dati podaci na slici 2.14, su omogućavale optimalne performanse za specifičnu dužinu mlaznika [55].



Sl. 2.14 Tipičan uticaj dužine mlaznika na stepen efikasnosti specifičnog impulsa u vakuumu (optimizirana konfiguracija konusnog mlaznika, p_c=4.45 MPa, R_{th}=12 mm, D_p=2.8μm, σ=60°) [55]

Gubici zbog neparalelnosti isticanja (gubici zbog divergencije) zavise od ugla divergencije. Porastom ugla divergencije na izlaznom dijelu mlaznika povećavaju se ovi gubici.

Gubici zbog dvofaznog toka nastaju zato što kondenzovane i čvrste čestice ne uspijevaju da ubrzaju istovremeno sa gasom već zaostaju (kinetička neravnoteža) i zato što se, pri strujanju gasa velikim brzinama u mlazniku, ne ostvaruje kompletan prenos toplotne energije sa čestica na gas (termička neravnoteža). Nemogućnost postizanja kinetičke i termičke ravnoteže gasa i čestica može umanjiti specifični impuls (teoretski) čak i do 5% [55]. Nivo ovih gubitaka ovisi o sadržaju metalnih oksida u produktima sagorijevanja, veličine čestice i prenosu toplote sa čestice na gas.

Gubici hemijske ravnoteže nastaju, pri realnom strujanju, kao posljedica nedovoljnog vremena za uspostavljanje hemijske ravnoteže gasova tokom širenja kroz divergentni dio mlaznika. Tipična vrijednost ovih gubitaka je ispod 1% teoretske vrijednosti specifičnog impulsa.

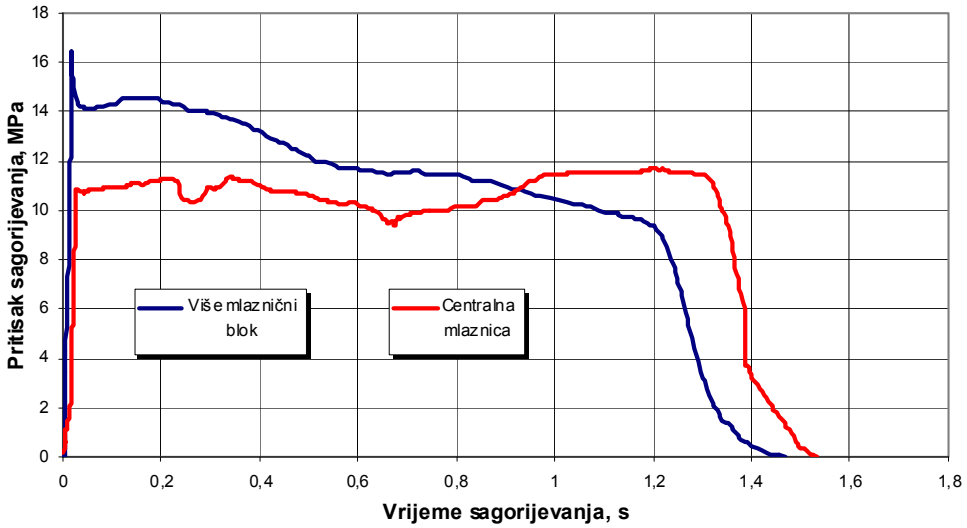
Gubici u graničnom sloju su posljedica stvaranja graničnog sloja na zidu mlaznika i prenosa toplote sa gasa na zidove mlaznika. Na slici 2.14 prikazana je razlika uticaja temperature zida mlaznika na nivo ovih gubitaka. Za hladan zid mlaznika nivo ovih gubitaka je do 3.5%, a za topao zid do 2% [55].

2.2.2 Uticaj tipa i geometrije konvergentnog dijela mlaznika

Na osnovu eksperimentalnih istraživanja, Zečević [52] analizira uticaj tipa i geometrije konvergentnog dijela mlaznika na nivo izmjene unutrašnjo balističkih parametara i to njegova dva aspekta:

- prvi se odnosio na ispitivanje utjecaja tipa mlaznice (centralna mlaznica ili mlaznice raspoređene po obodu),
- drugi odnosio na razmatranje utjecaja zakošenja ose mlaznice u odnosu na osu simetrije raketnog motora.

Odstupanja u karakteru razvoja krive *pritisak - vrijeme* zbog izmjene tipa mlaznice (centralna mlaznica naspram mlaznica raspoređenih po obodu mlazničnog bloka) vidljiva su iz slike 2.15.



Sl. 2.15 Uticaj tipa mlaznika na razvoj krive pritisak - vrijeme [52]

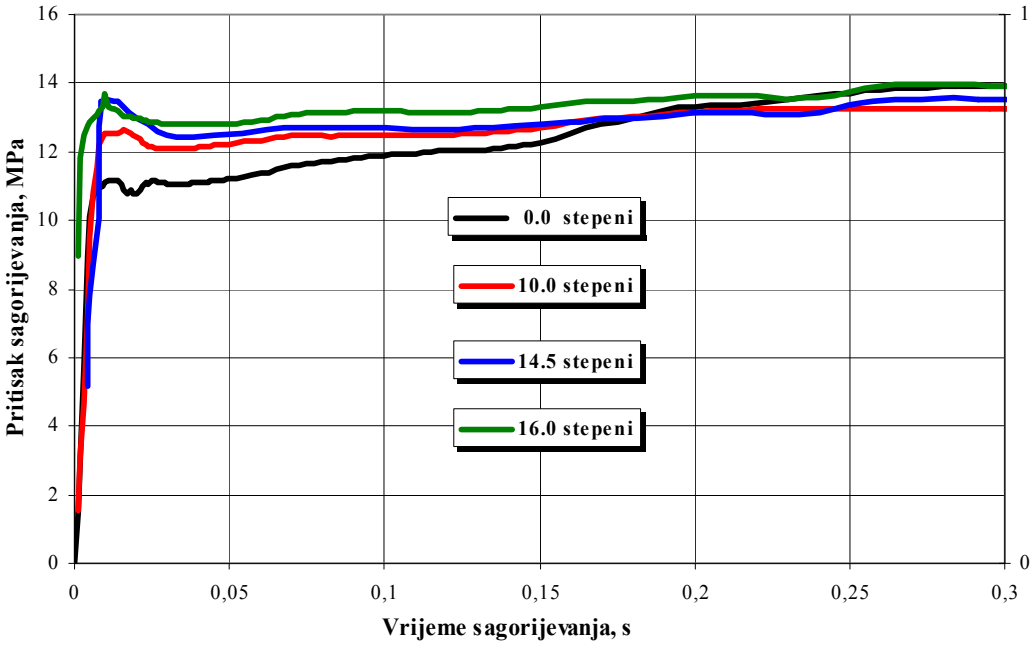
Uporedna analiza dijagrama *pritisak - vrijeme* pokazuje znatne razlike u karakteru razvoja krivih. Kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama pritisak sagorijevanja je znatno veći u početnoj fazi rada raketnog motora, da bi u završnoj fazi bio znatno manji u odnosu na motor sa centralnom mlaznicom. Strujanje gasa unutar raketnog motora i mlaznika ima trodimenzionalan i veoma kompleksan karakter. Kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama javlja se preraspodjela kinetičke energije gasa, produkti sagorijevanja koji ističu iz kanala pogonskog punjenja koji udaraju u čelo mlazničnog bloka, povijaju se i kreću ka konvergentnim otvorima mlaznica raspoređenih po periferiji mlazničnog bloka, stvarajući vrtložni tok i pri tome mijenjajući efektivnu površinu kritičnog presjeka mlaznica (erozija kritičnog presjeka mlaznica). Kod oba tipa mlaznika, uočena je erozija kritičnog presjeka mlaznice, a što za posljedicu ima promjenu u karakteru razvoja krive *pritisak - vrijeme.*

Kod raketnih motora sa centralnom mlaznicom, sa pojavom erozije kritičnog presjeka, registrovan je porast specifičnog impulsa presjeka mlaznice od 2,1 % u odnosu na raketne motore bez erozije kritičnog presjeka (grafitni uložak u kritičnom presjeku mlaznica). U slučaju raketnih motora sa periferno raspoređenim mlaznicama, sa pojavom erozije kritičnog presjeka, specifični impuls se smanjio za 1,04% u odnosu na raketne motore sa mlaznicama bez erozije. Porast specifičnog impulsa kod centralne mlaznice je posljedica prisustva metalnih čestica otopljenog metala iz područja kritičnog presjeka u struji produkata sagorijevanja u divergentnom dijelu mlaznika, dok je gubitak specifičnog impulsa kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama posljedica povećanog otpora trenja u dokritičnom presjeku mlaznica zbog izmjene geometrije konvergentnog dijela mlaznica nastale erozijom kritičnih presjeka i poremećaja gasnog toka [52].

Tip izvedbe mlaznice također utiče na izmjenu specifičnog impulsa. Kod mlaznica bez erozije (primjena grafitnih uložaka u zoni kritičnog presjeka) registrovan je porast specifičnog impulsa kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama u odnosu na motore sa centralnom mlaznicom i prirast specifičnog impulsa je iznosio 2,17%. U slučaju prisustva erozije kritičnog presjeka javlja se smanjenje specifičnog impulsa kod motora sa periferno raspoređenim mlaznicama za 0,98% u odnosu raketne motore sa centralnom mlaznicom. Porast specifičnog impulsa objašnjava kao posljedicu intenzivnijeg miješanja produkata sagorijevanja u dokritičnom dijelu mlaznica kod motora bez erozije mlaznica, dok je gubitak specifičnog impulsa posljedica povećanog otpora strujanja zbog izmjene geometrije konvergentnog dijela mlaznica nastale erozijom kritičnog presjeka mlaznica [52].

Istraživanje uticaja ugla nagiba ose mlaznice (slika 2.17) u odnosu na osu simetrije raketnog motora imalo je za cilj izdvajanje samo uticaja ugla zakošenja na unutrašnjo-balističke parametre. Kod tih raketnih motora, vektor reaktivne sile formirao je samo aksijalnu i radijalnu komponentu sile potiska, nije postojala tangencijalna komponenta sile potiska, koja učestvuje u formiranju obrtnog momenta raketnog motora [52].

Na slici 2.16 prikazan je razvoj početnih dijelova krivih *pritisak - vrijeme* raketnih motora za sve navedene grupe. Najveće promjene u karakteru krive pritisak-vrijeme primjetne su u početnom periodu rada motora i da bi poslije nekog vremena rada one potpuno nestale.



Sl. 2.16 Promjena početnog stacionarnog pritiska sagorijevanja pri izmjeni ugla nagiba ose mlaznica [52]

Koristeći jednačinu održanja mase (2.17) i pretpostavku o zanemarivanju uticaja promjene slobodne zapremine u komori sagorijevanja sa vremenom, dobija se izraz za promjenu pritiska sagorijevanja sa vremenom:

$$\frac{dp_c}{dt} = \left[\rho_p \, A_b(t) - \dot{C}_D \, A_{th}(t) \, p_c \right] \frac{R \, T_c}{V_c} \tag{2.41}$$

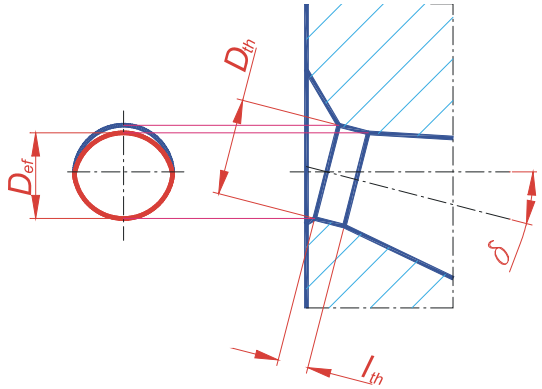
Dominantan uticaj na brzinu postizanja početnog pritiska stabilnog sagorijevanja, jednačina (2.41), ima izmjena aktivne površine kritičnog presjeka A_{th} pri izmjeni nagiba ose mlaznice.

Izmjenom ugla nagiba ose mlaznice u odnosu na osu simetrije raketnog motora mijenjaju se vrijednosti početnog pritiska stabilnog sagorijevanja (sl. 2.16) i time i početna efektivna površina kritičnog presjeka mlaznica.

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

$$A_{th}(\delta) = \left(D_{th} \cos\delta - l_{th} \sin\delta \right) D_{th} \frac{\pi}{4} \tag{2.42}$$

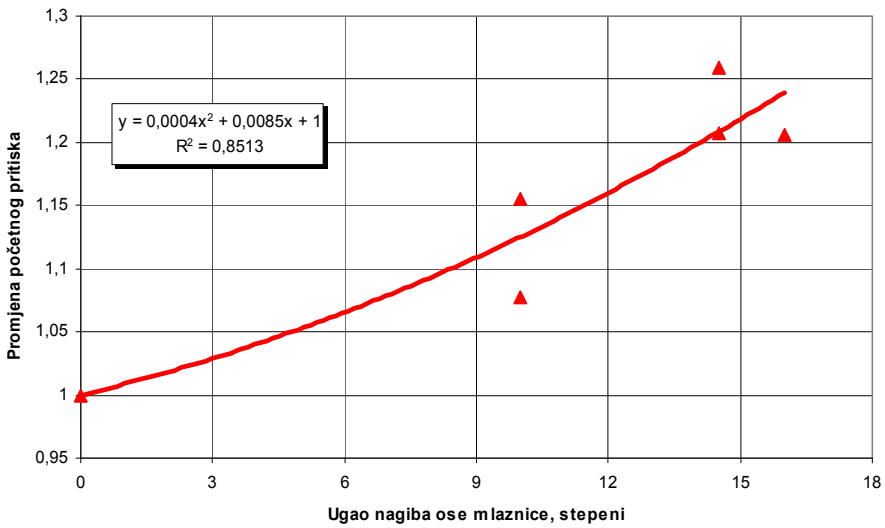
gdje su: D_{th} prečnik kritičnog presjeka, l_{th} dužina cilindričnog dijela kritičnog presjeka i δ ugao nagiba ose mlaznice (sl. 2.17).



Sl. 2.17 Promjena geometrije kritičnog presjeka pri izmjeni ugla nagiba ose mlaznice [52]

Relativna promjena početnog stacionarnog pritiska sagorijevanja (sl. 2.18) u eksperimentalnim realnim motorima bez prisustva polja radijalnog ubrzanja pri izmjeni ugla zakošenja ose mlaznice u odnosu na pritisak u motoru čije su ose mlaznica paralelne osi motora definisan je odnosom:

$$k_{p_c}(\delta) = \frac{p_{c_0}(\delta)}{p_{c_0}} \tag{2.43}$$



Sl. 2.18 Promjena početnog stacionarnog pritiska sagorijevanja sa uglom nagiba mlaznica [52]

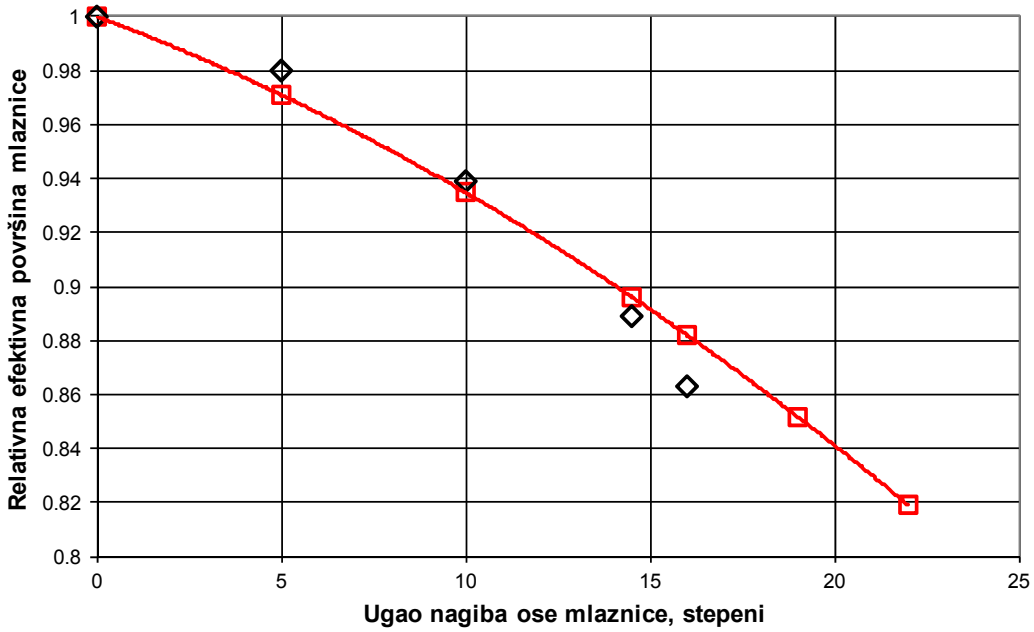
Relativna promjena efektivne površine kritičnog presjeka sa promjenom ugla zakošenja (sl. 2.19) u odnosu na stanje kada su ose mlaznica paralelne osi motora predstavljena je odnosom:

$$k_{A_{th}}(\delta) = \frac{(D_{th}\cos\delta - l_{th}\sin\delta)}{D_{th}} \tag{2.44}$$

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

$$dA_{th} = \frac{dF(t) - A_{th}(t)\,C_F(t)\,dp_c - p_c(t)\,A_{th}(t)\,dC_F}{p_c(t)\,A_{th}(t)} \tag{2.45}$$

i eksperimentalnih podataka o promijeni intenziteta vektora potiska raketnog motora i pritiska u komori u zavisnosti od vremena rada motora (sl. 2.19).



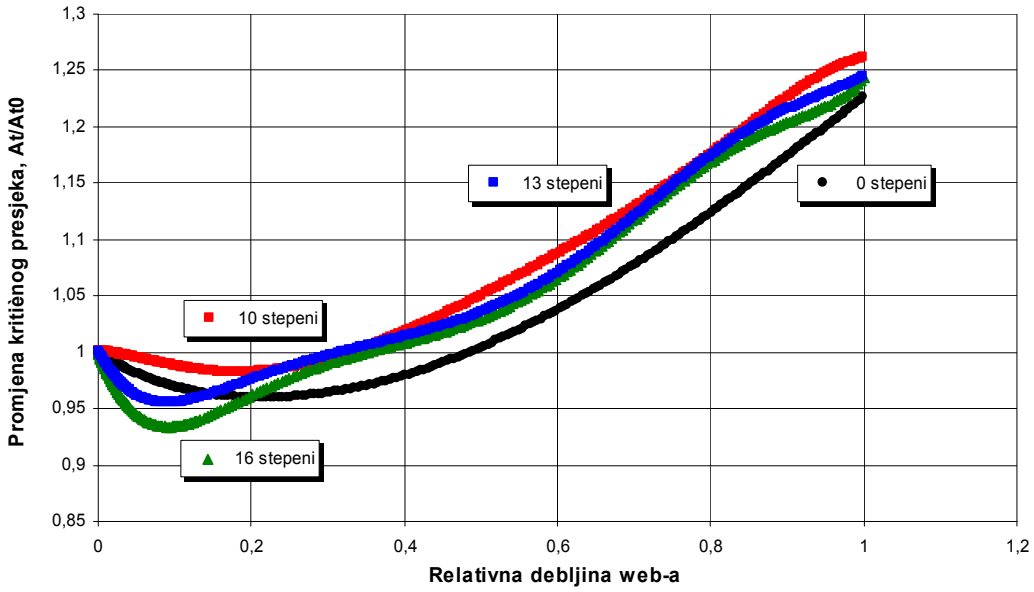
Sl. 2.19 Promjena efektivne površine kritičnog presjeka sa promjenom ugla nagiba osa mlaznica [52]

Tokom vremena rada raketnog motora dolazi do pojave erozije kritičnog presjeka mlaznice uslijed visoke temperature produkata sagorijevanja i njihovog kinetičkog dejstva, prisustva metalnih uključaka i oksida u strukturi materijala mlaznice itd. Relativna promjena efektivne površine kritičnog presjeka u funkciji trenutnog položaja fronta plamena (sl. 2.20), određena je odnosom efektivne površine određene korištenjem gornje jednačine i njenim poređenjem sa početnom vrijednošću efektivne površine kritičnog presjeka mlaznice:

$$k_{A_{th}}(w_f,\delta) = \frac{A_{th}(w_f,\delta)}{A_{th_0}(\delta)} \tag{2.46}$$

Kod svih motora je uočljivo određeno smanjenje efektivne površine kritičnog presjeka mlaznice u prvom dijelu procesa sagorijevanja zbog složenosti strujanja gasnog toka unutar motora i kroz mlaznicu (koeficijent $k_{A_{th}}(w_f,\delta) < 1$). Sa povećanjem vremena rada raketnog motora (relativne debljine gorućeg sloja punjenja) pojavljuje se intenzivnija erozija površine kritičnog presjeka [35] što za posljedicu ima uspostavljanje ravnoteže između uticaja smanjenja površine kritičnog presjeka zbog složenosti gasnog toka i povećanja površine kritičnog presjeka zbog erozije, da bi sa daljim porastom vremena rada postao dominantan uticaj erozije površine kritičnog presjeka mlaznica. Porastom ugla nagiba ose mlaznice uticaj erozije površine kritičnog presjeka postaje

dominantniji u odnosu na uticaj složenosti gasnog toka (vrijednost koeficijenta $k_{A_{th}}(w_f,\delta) \geq 1$ u većem dijelu procesa sagorijevanja). Za $k_{A_{th}}(w_f,\delta) > 1$, karakter njegove promjene je veoma sličan za sve ispitivane mlaznice.



Sl. 2.20 Relativna promjena kritičnog presjeka mlaznica uslijed erozije za različite uglove nagiba osi mlaznica [52]

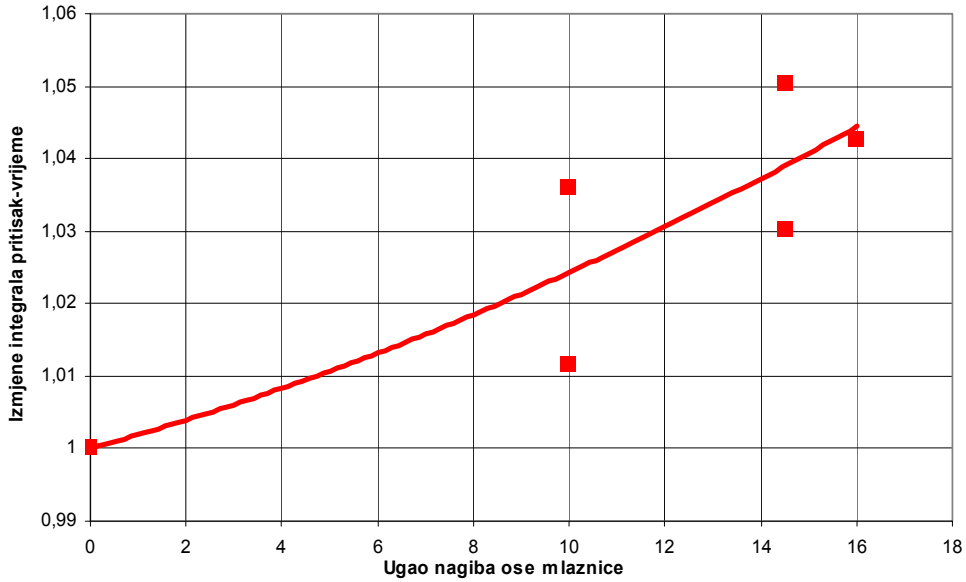
Vrijednosti srednjeg i maksimalnog pritiska sagorijevanja, vremena sagorijevanja i brzine sagorijevanja cjelokupne opitne grupe su u okviru dopuštenih odstupanja navedenih veličina [55]. Tipična dopuštena reproduktivnost srednjeg pritiska sagorijevanja na datoj temperaturi je ±7%, a reproduktivnost pojedinih tačka u dijagramima *pritisak - vrijeme* je u granicama ±10%. Reproduktivnost srednjeg pritiska sagorijevanja opitne grupe je bila ±5,42% što ukazuje na izuzetno dobro slaganje mjernih rezultata razmatrane grupe raketnih motora.

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

Svaka grupa motora, koja je ispitivana pri različitim nagibima osa mlaznica u odnosu na osu simetrije motora, sadržavala je pogonska punjenja iste serije, iste mase i geometrije, motori su se međusobno razlikovali samo u nagibu ose mlaznica, tako da je iz jednačine masene brzine isticanja produkata sagorijevanja kroz kritični presjek, jednačina (2.19), moguće zaključiti da se jedino aktivna površina kritičnog presjeka mlaznika mijenjala obzirom da su promjene srednjeg pritiska sagorijevanja i koeficijenta C_D neznatne.

Koeficijent promjene integrala pritiska (slika 2.21) sa vremenom definiše se kao odnos $\int p(t,\delta)\,dt$ za raketni motor pri uglu nagiba ose simetrije mlaznika δ i $\int p(t)\,dt$ kada je ugao $\delta = 0$:

$$k_\delta = \frac{\int_0^{t_{tot}} p_c(t,\delta)\,dt}{\int_0^{t_{tot}} p_c(t)\,dt} \tag{2.47}$$



Sl. 2.21 Promjena integrala pritiska sa vremenom pri izmjeni ugla nagiba osa mlaznica [52]

Promjena integrala pritiska sa vremenom pri izmjeni ugla nagiba osa simetrije mlaznica δ je u skladu sa smanjenjem efektivne površine kritičnog presjeka pri izmjeni ugla δ. Ispitivanjem standardnih balističkih motora sa različitim površinama kritičnog presjeka utvrđeno je da sa smanjenjem površine kritičnog presjeka mlaznica povećava se integral pritiska sa vremenom, odnosno srednji pritisak u raketnom motoru.

Povećanjem ugla nagiba ose simetrije mlaznika δ, smanjuje se aksijalna komponenta vektora sile potiska, a direktno time i efikasna vrijednost totalnog impulsa raketnog motora. Posljedica smanjenja efikasne vrijednosti totalnog impulsa raketnog motora je manja brzina kretanja raketnog projektila, odnosno manji domet.

Totalni impuls, definisan u opštem slučaju izrazom:

$$I_{tot} = \int F(t)\, dt = m_p\, I_{sp} \tag{2.48}$$

može se za raketne motore sa uglom nagiba osa simetrije mlaznica δ izraziti kao:

$$I_{tot}(\delta) = m_p\, I_{sp}(\delta) \tag{2.49}$$

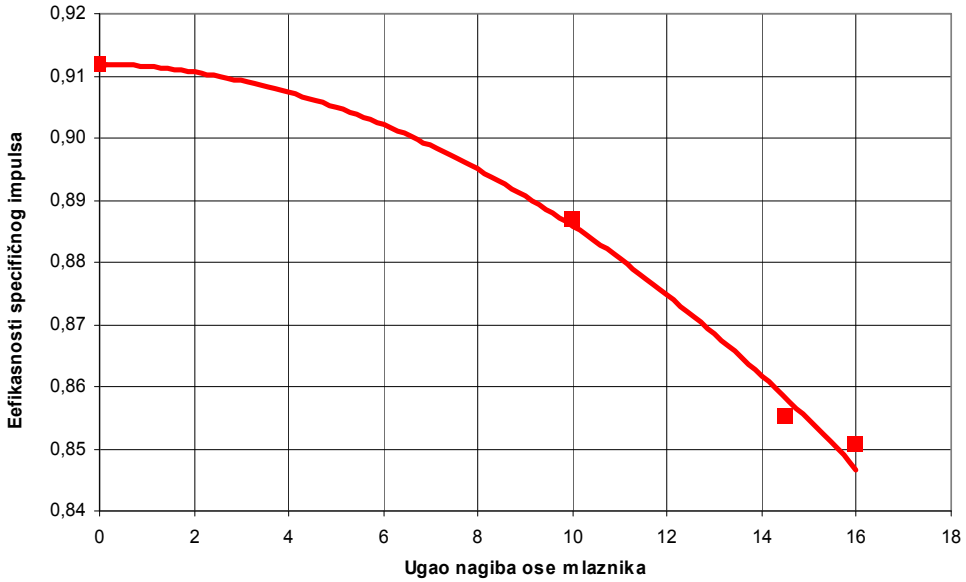
Koeficijent efikasnosti raketnog motora predstavljen odnosom izmjerene vrijednosti totalnog impulsa raketnog motora i teoretske vrijednosti totalnog impulsa pogonskog punjenja:

$$\eta = \frac{I_{tot\,\exp}}{I_{tot_{teo}}} = \frac{m_p\, I_{sp\,\exp}}{m_p\, I_{sp_{teo}}} = \frac{I_{sp\,\exp}}{I_{sp_{teo}}} \tag{2.50}$$

odnosno, za raketne motore sa uglom nagiba ose simetrije mlaznica δ, taj izraz ima oblik:

$$\eta(\delta) = \frac{I_{tot\,\exp}(\delta)}{I_{tot_{teo}}} = \frac{I_{sp\,\exp}(\delta)}{I_{sp_{teo}}} \tag{2.51}$$

Promjena koeficijenta efikasnosti raketnog motora sa promjenom ugla nagiba ose mlaznika u odnosu na osu simetrije motora za ispitnu grupu je data na slici 2.22.

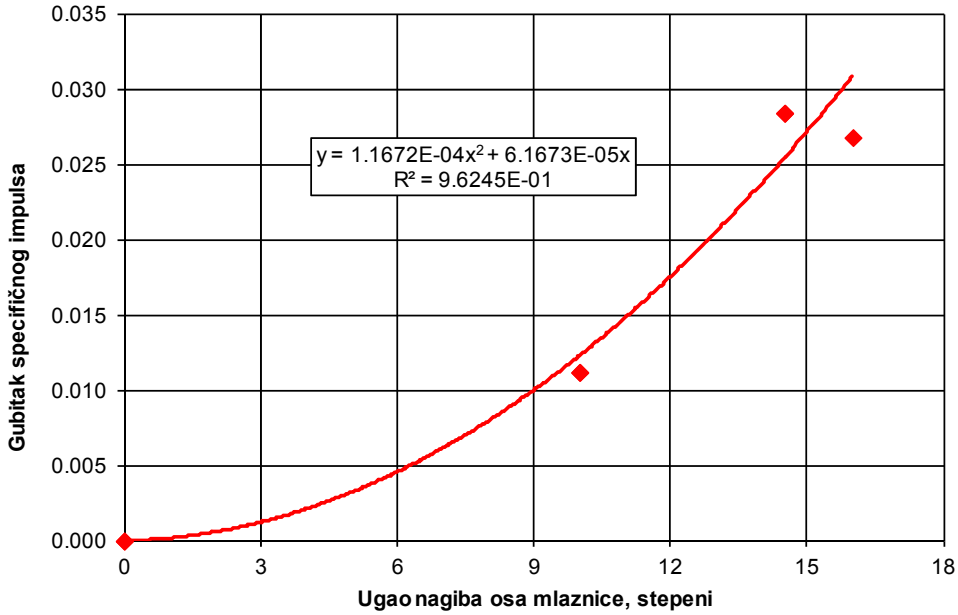


Sl. 2.22 Koeficijent efikasnosti raketnog motora u zavisnosti od promjene ugla nagiba osi simetrije mlaznica [52]

Izmjenom ugla nagiba ose mlaznika povećavaju se otpori strujanja gasa u konvergentnom dijelu mlaznika i oni su sadržani u koeficijentu efikasnosti potiska η_{C_F}. Uz pretpostavku da se ne mijenja koeficijent efikasnosti karakteristične brzine η_{c^*}, može se izdvojiti uticaj novonastalih otpora strujanju gasa unutar konvergentnog dijela mlaznika u sklopu koeficijenta η_{C_F}. Vrijednost gubitka ε_{ANGL} zbog izmjene geometrije ulaznog dijela mlaznika pri izmjeni nagiba mlaznika u odnosu na osu motora može se izračunati iz izraza:

$$\varepsilon_{ANGL}(\delta) = 1 - \frac{I_{sp}(\delta)}{I_{sp}(\delta = 0)\cos\delta} = 1 - \frac{\eta(\delta)}{\eta(\delta = 0)\cos\delta} \tag{2.52}$$

i karakter te promjene je prikazan na sl. 2.23.



Sl. 2.23 Koeficijent gubitka specifičnog impulsa raketnog motora ε_{ANGL} pri izmjeni ugla nagiba osa mlaznica [52]

2.3 PREDVIĐANJE GUBITAKA PERFORMANSI U RAKETNOM MOTORU

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 [9,31]. Empirijske formule, prvenstveno su određene za kompozitna goriva sa aluminijumom. Vrijednost specifičnog impulsa se određuje na osnovu jednačina (2.25) ili (2.26). Razmatrat će se posebno koeficijent efikasnosti sagorijevanja η_{C^*} od koeficijenta efikasnosti potiska η_{C_F} i posmatrat će se kao nezavisne funkcije.

2.3.1 Koeficijent efikasnosti potiska

Koeficijent efikasnosti potiska η_{C_F} se računa kao suma efekata slijedećih gubitaka [9,65,66]:

- 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},

gdje se vrijednosti pojedinih gubitaka izraženi u % i dobiveni na osnovu izraza:

$$\varepsilon_i = \left(1 - \eta_{C_{F_i}}\right)100 \tag{2.53}$$

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

$$\eta_{C_F} = 1 - 0{,}01\left(\varepsilon_{DIV} + \varepsilon_{TP} + \varepsilon_{BL} + \varepsilon_{KIN} + \varepsilon_{SUB} + \varepsilon_{EROS}\right) \tag{2.54}$$

Autor [52] smatra, da kod raketnih motora koji su korišteni za istraživanja, odnosno kod raketnih projektila namijenjenih za višecjevne lansere raketa, kad postoji više mlaznica raspoređenih po obodu mlaznice i čije ose su nagnute pod nekim uglom u odnosu na osu motora, potrebno je koeficijentu efikasnosti potiska η_{C_F} dodati i dva nova gubitka:

- gubitak zbog izmjene geometrije ulaznog dijela mlaznice nastao zbog izmjene ugla mlaznice u odnosu na osu motora ε_{ANGL},
- gubitak zbog složenosti gasnog toka kod više mlaznica periferno raspoređenih ε_{MULT}.

Izraz za koeficijent efikasnosti potiska η_{C_F} ima sada slijedeći oblik:

$$\eta_{C_F} = 1 - 0{,}01\left(\varepsilon_{DIV} + \varepsilon_{TP} + \varepsilon_{BL} + \varepsilon_{KIN} + \varepsilon_{SUB} + \varepsilon_{EROS} + \varepsilon_{ANGL} + \varepsilon_{MULT}\right) \tag{2.55}$$

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.

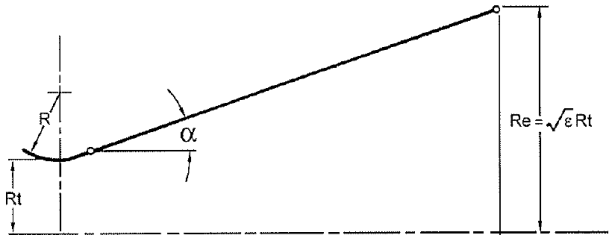
Za konusne divergentne mlaznike (slika 2.24), gubitak zbog neparalelnosti istjecanja ε_{DIV} se može izraziti jednačinom:

$$\varepsilon_{DIV} = 50\left(1-\cos\alpha\right) \tag{2.56}$$

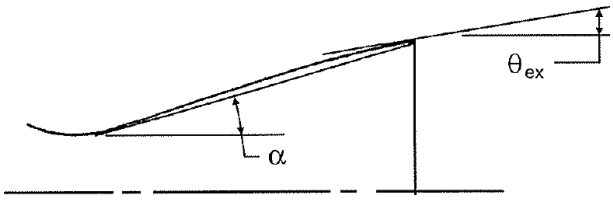
dok za mlaznik sa krivolinijskim profilom divergentnog dijela (slika 2.25) ima oblik [61,9]:

$$\varepsilon_{DIV} = 50\left[1-\cos\left(\frac{\alpha+\theta_{ex}}{2}\right)\right] \tag{2.57}$$

gdje su: α -poluugao konusa divergentnog dijela mlaznika, i θ_{ex} - ugao tangente na krivolinijski profil mlaznika na izlaznom dijelu mlaznika.



Sl. 2.24 Konusni profil divergentnog dijela mlaznika



Sl. 2.25 Krivolinijski profil divergentnog dijela mlaznika

Pri velikom stepenu ekspanzije mlaznika i uglovima divergentnog dijela mlaznika od $\alpha = 10°$ *do* $\alpha = 25°$ postoji dobro slaganje vrijednosti dobijenih gornjom jednačinom sa rezultatima proračuna metodom karakteristika [62].

Gubitak zbog dvo-faznog toka

Ovaj gubitak je uzrokovan prvenstveno usporenjem kondezovanih materija u produktima sagorijevanja koji istječu pomiješani kroz izlazni otvor mlaznika. Kondezovane 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 [61,9].

$$\varepsilon_{TP} = C_3 \frac{M_F^{C_4}\, D_p^{C_5}}{p_c^{0.15}\, \varepsilon^{0.08}\, D_{th}^{C_6}} \tag{2.58}$$

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

$$D_p = 18.995543\, D_{th}^{0.4692}, \tag{2.59}$$

gdje su p_c -pritisak u komori sagorijevanja izražen u [Pa], M_f - molna frakcija kondezovane faze, $mola/100\,g$ reaktanta, C_i -koeficijenti zavise od kritičnog prečnika mlaznice i molarne frakcije kondenzovane faze, tabela 2.2, i ε - stepen širenja divergentnog dijela mlaznika.

Tabela 2.2 Koeficijenti u jednačini gubitaka dvo-faznog toka [61]

		Koeficijenti			
		C_3	C_4	C_5	C_6
$M_F \geq 0.09$	$D_{th} < 0.0254$	0.8607045	0.5	1	1
	$0.0254 \leq D_{th} \leq 0.0508$	1.794268076		1	0.8
	$D_{th} > 0.0508 \; i \; D_p < 4$	2.671465802		0.8	0.8
	$D_{th} > 0.0504 \quad i \quad 4 \leq D_p \leq 8$	8.837135332		0.8	0.4
	$D_{th} > 0.0508 \; i \; D_p > 8$	8.849262953		0.8	0.33
$M_F < 0.09$	$D_{th} < 0.0254$	2.869015	1.0	1	1
	$0.0254 \leq D_{th} \leq 0.0508$	5.980893587		1	0.8
	$D_{th} > 0.0508 \; i \; D_p < 4$	8.891595133		0.8	0.8
	$D_{th} > 0.0504 \quad i \quad 4 \leq D_p \leq 8$	29.45711777		0.8	0.4
	$D_{th} > 0.0508 \; i \; D_p > 8$	28.23407179		0.8	0.33

Gubitak u graničnom sloju

Ovaj gubitak uračunava smanjenje površine opstrujavanja i gubitke uslijed prijenosa toplote. Gubitak u graničnom sloju ε_{BL} je izražen jednačinom [61,9]:

$$\varepsilon_{BL} = C_1 \frac{p_c^{0.8}}{D_{th}^{0.2}} \left[1 + 2 \exp\left(-C_2 \cdot \frac{p_c^{0.8}}{D_{th}^{0.2}} t_b \right) \right] \left[1 + 0.016 \left(\varepsilon - 9 \right) \right] \tag{2.60}$$

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 2.3.

Tabela 2.3 Koeficijenti C_1 i C_2 [61]

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

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} [61,31]:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{KIN} &= 33.3 \left(1 - \frac{I_{sp_f}}{I_{sp_e}} \right) \frac{1378951.5}{p_c}, \quad za \;\; p_c > 1378951.5 \;\; \text{Pa} \\ \varepsilon_{KIN} &= 33.3 \left(1 - \frac{I_{sp_f}}{I_{sp_e}} \right), \quad za \;\; p_c < 1378951.5 \;\; \text{Pa} \end{aligned} \tag{2.61}$$

Vrijednosti za I_{sp_e} i I_{sp_f} se dobijaju termohemijskim proračunom za odgovarajući sastav pogonske materije i radne uslove razmatranog raketnog motora za slučaj ravnotežne, odnosno zamrznute ekspanzije produkata sagorijevanja.

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 [31,61]:

$$\varepsilon_{SUB} = 3.39632 \cdot 10^{-7} \left(\frac{p_c \, M_F}{A^*} \right)^{0.8} \frac{S^{0.4}}{D_{th}^{0.2}} \tag{2.62}$$

gdje su: A^* - odnos ulazne površine mlaznice i kritičnog presjeka mlaznice, S - predstavlja dužinu uronjenosti mlaznika u komori sagorijevanja izraženu u metrima.

Gubitak zbog erozije mlaznika

Tokom procesa sagorijevanja javlja se erozija kritičnog presjeka mlaznika i kao rezultat toga, gubitak performansi motora se izražava u obliku [61,9]:

$$\varepsilon_{EROS} = \left(1 - \frac{I_{sp_m}}{I_{sp_{th}}} \right) 100 \tag{2.63}$$

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

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

Gubitak zbog izmjene geometrije ulaznog dijela mlaznice pri izmjeni ugla njene ose u odnosu na osu motora

Ovaj gubitak se javlja kod mlaznice kod kojih je osa nagnuta u odnosu na osu raketnog motora za ugao δ što uzrokuje izmjenu aktivne površine kritičnog presjeka mlaznice. To je obično slučaj kod raketnih motora sa obrtanjem oko uzdužne ose ili kod raketa s više paralelno vezanih motora. Eksperimentalna zavisnost ovog gubitka data je jednačinom [52]:

$$\varepsilon_{ANGL} = \left(1{,}1672 \cdot 10^{-4} \, \delta^2 + 6{,}1673 \cdot 10^{-5} \, \delta \right) \cdot 100 \tag{2.64}$$

gdje je δ - ugao nagiba ose mlaznice [º].

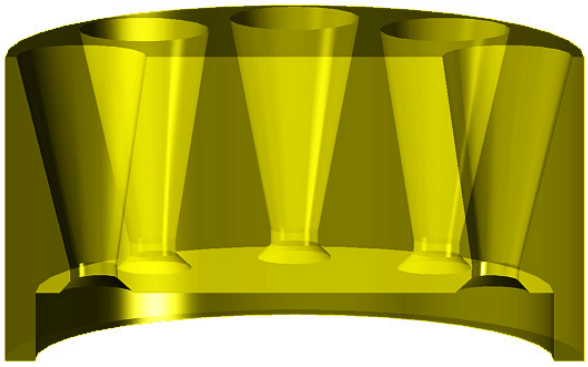
Gubitak zbog složenosti gasnog toka kod motora sa više mlaznica

Kod raketnih motora sa više mlaznica (slika 2.26) ,u dijelu motora ispred konvergentnog dijela mlaznice, gasni tok ima 3D karakteristke. Njega karakteriše povratno strujanje, intenzivno turbulentno strujanje sa znatnom disipacijom energije, povećane neravnoteže toka u dozvučnom dijelu mlaznika [67] mlaznika) [52].

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

je taj odnos $0 \le R^* / R_{th} < 1$.

Pored toga, rastojanje od čela pogonskog punjenja do kritičnog presjeka je jako malo, dužina konvergentnog dijela mlaznika je promjenjiva i mala, a ugao konvergencije se kreće od $90 - 120^0$.



Sl. 2.26 Mlaznik sa više periferno raspoređenih mlaznica

Složenost konstrukcije mlaznika sa više periferno raspoređenih mlaznica, uticala je da struja produkata sagorijevanja koja ističe iz kanala pogonskog punjenja ima 3D karakteristike gasnog toka prije ulaska u konvergentni dio mlaznice i izaziva dodatne gubitke u tečenju gasnog toka. Pojava uzdužnog obrtanja raketnog motora dodatno usložnjava analizu gasnog toka i performansi raketnog motora.

Gubitak uslijed prisustva većeg broja mlaznica moguće je procijeniti poređenjem performansi raketnog motora sa dobro optimiziranim centralnim mlaznikom i raketnog motora sa više mlaznica.

$$\varepsilon_{MULT} = \left(1 - \frac{I_{sp_{mult}}}{I_{sp_{centr}}}\right) 100 \tag{2.65}$$

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

2.2.2 Koeficijent efikasnosti sagorijevanja η_{C^*}

Koeficijent efikasnosti sagorijevanja η_{C^*} se definiše kao "potpunost sagorijevanja metalnih dodataka u raketnom motoru i stepen postizanja hemijske ravnoteže između produkata sagorijevanja" [68].

Koeficijent efikasnosti sagorijevanja u mnogome zavisi od tipa pogonske materije i količine kondenzovanih materija, prenosa toplote u raketnom motoru i ostvarenom stepenu potpunosti sagorijevanja pa je red ovog gubitaka od 0.5% do 8% [60]. Također, zavisi i od vremena prebivanja gasa i čestica metala u komori sagorijevanja za vrijeme procesa sagorijevanja[39,62].

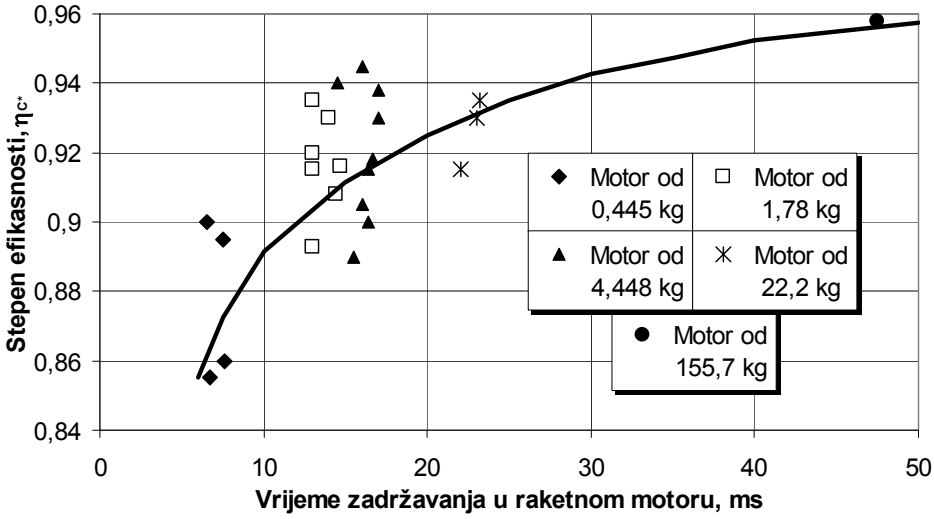
Vrijeme prebivanja molekula gasa u raketnom motoru t_r se može procijeniti izrazom:

$$t_r = \frac{V_{o_c}}{\dot{m}} \frac{p_c M}{R T_c} = \frac{\rho_g V_{o_c}}{\dot{m}} \tag{2.66}$$

gdje su V_{o_c} - slobodna zapremina komore sagorijevanja, M - molekularna masa, 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 $10-15ms$, tada je efikasnost procesa sagorijevanja između $0.90-0.95$. Povećanje slobodne zapremine u komori sagorijevanja utiče na povećanje vremena prebivanja. Dostizanje visoke efikasnosti procesa sagorijevanja zahtijeva da vrijeme prebivanja mora biti veće od neke minimalne vrijednosti. Eksperimentalna istraživanja više raketnih motora različitih veličina sa kompozitnim gorivom i sa dodatkom aluminijuma [68] (slika 2.27) su korištena da se uspostavi zavisnost uticaja vremena prebivanja na stepen efikasnosti raketnog motora u obliku:

$$\eta = 0.7898\, t_r^{0.0525} \tag{2.67}$$



Sl. 2.27 Koeficijent efikasnosti sagorijevanja za raketne motore sa kompozitnim gorivima [9]

Vrijednosti koeficijenta efikasnosti sagorijevanja, mogu se procijeniti na osnovu izraza [61]:

$$\eta_{C^*} = 0.01\left[K + \frac{10-a}{10}\left(100-K\right)\right] b\, c \tag{2.68}$$

gdje su: K - konstanta koja zavisi od brzine sagorijevanja (tabela 2.4), a – procentualni udio aluminijuma u sastavu goriva, (a=a, za procentualni udio aluminijuma u gorivu do 10%, a=10, za procentualni udio aluminijuma u gorivu veći od 10%), b – koeficijent izolovanosti komore sagorijevanja (b=1 za potpuno izolovanu komoru sagorijevanja, b=0.99 za neizolovanu komoru sagorijevanja) i c – koeficijent zavisan od tipa veziva u gorivu (tabela 2.5).

Ukoliko se nakon uvrštavanja koeficijenata u jednačini (2.68) dobije vrijednost veća od 1 usvaja se da je koeficijent efikasnosti sagorijevanja 1.

Tabela 2.4 Konstanta K u funkciji brzine sagorijevanja [61]

r [m/s]	K	r [m/s]	K	r [m/s]	K	r [m/s]	K
0.0028	91.4	0.0043	96.0	0.0127	98.6	0.0305	99.6
0.0030	93.1	0.0046	96.4	0.0152	98.9	0.0356	99.7
0.0033	94.0	0.0048	96.7	0.0178	99.1	0.0406	99.8
0.0036	94.6	0.0051	97.0	0.0203	99.2	0.0457	99.9
0.0038	95.1	0.0076	97.7	0.0229	99.3	0.0508	100.0
0.0041	95.6	0.0102	98.2	0.0254	99.4		

Tabela 2.5 Konstanta c u funkciji tipa veziva [61]

Tip veziva	**c**	**Tip veziva**	**c**
Dvobazno gorivo	0.998	PBAN	1.006
Liveno dvobazno gorivo	1.008	HTPB	1.003
Modifikovano dvobazno gorivo	1.008	CTPB	1.000
PBAA	1.006	PU	0.992

2.4 MODELI ZA PREDVIĐANJE UNUTRAŠNJO-BALISTIČKIH PERFORMASI RAKETNIH MOTORA NA ČVRSTA GORIVA

Procesom predviđanja performansi raketnog motora sa čvrstom pogonskom materijom neprekidno se bave zemlje sa visokim tehnološkim nivoom, prvenstveno USA i Zapadno europske zemlje. Težište njihovog razvoja su balističke vođene rakete velikog dometa, bazirane na kompozitnoj pogonskoj materiji. Najveći broj publiciranih podataka o procesu predviđanja unutrašnjo-balističkih performansi odnosi se na raketne motore sa kompozitnom pogonskom materijom. 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.

Proces dizajna raketnih motora na čvrsta goriva se odvija u dva nivoa, pri čemu, ne zavisno od nivoa, potrebno je razmatrati sljedeća četiri osnovna koraka [12,54]:

- 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 sofisticiraniji i njima rukuju eksperti za dizajn raketnih motora. Kompjuterski kodovi su bazirani na primjeni metode konačnih razlika, konačnih zapremina ili konačnih elemenata sa 1D, 2D ili 3D modelima fizikalnih fenomena (unutrašnja balistika, dinamika fluida, strukturalna analiza neprekidnih sredina, itd.). Oni dozvoljavaju precizne proračune, odnosno optimizaciju do definiranja konačne geometrije.

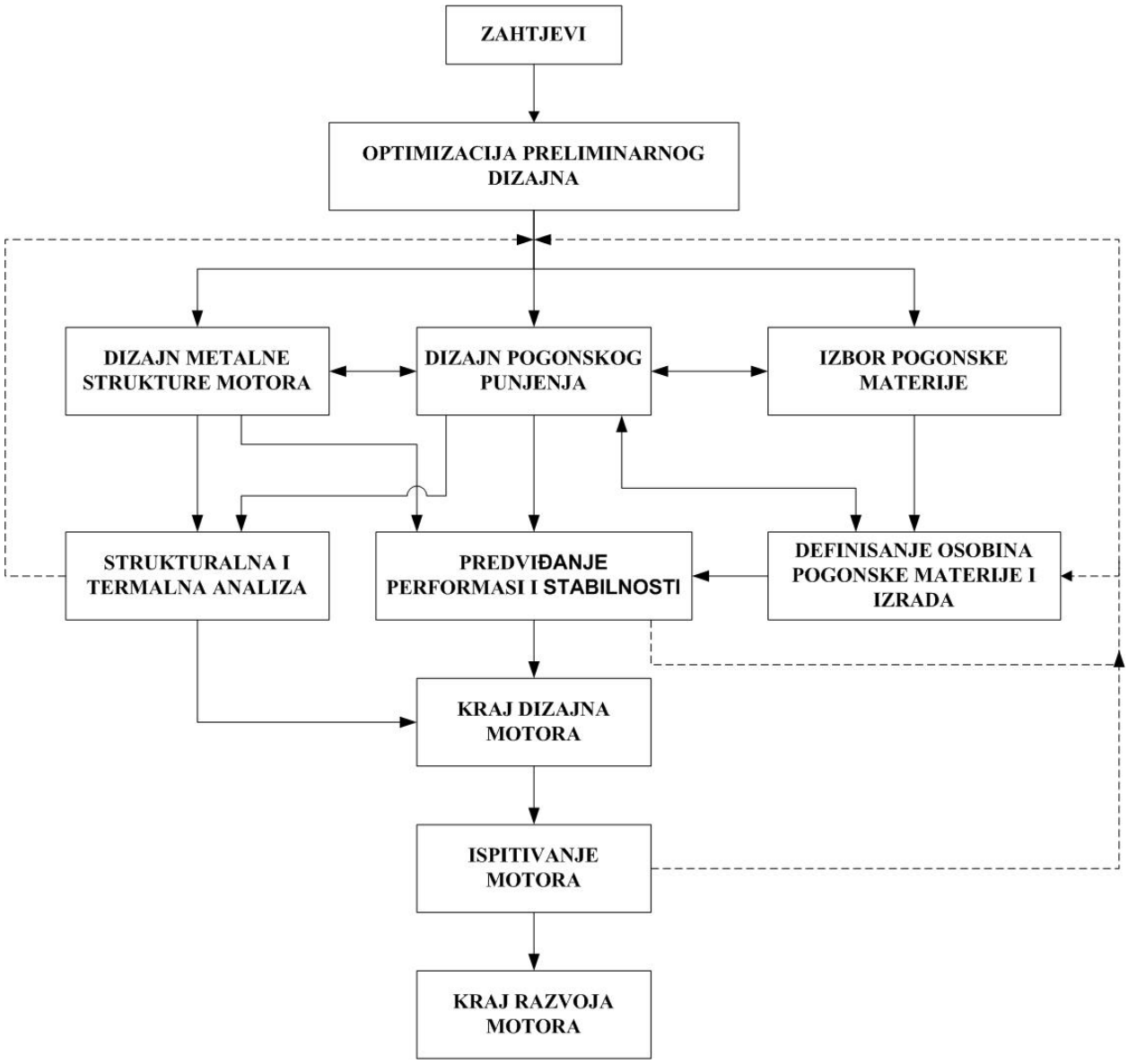
Kompjuterski alati preliminarne analize dizajna omogućavaju razmatranje više tipova goriva i konfiguracija pogonskog punjenja na osnovu kojih se definira geometrija pogonskog punjenja.

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 raketnog motora. 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 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 zahtijeva u vezi sa dizajnom raketnog motora.

Tipični dijagram toka procesa dizajna i razvoja raketnog motora na čvrsta raketna goriva, prikazan je na slici 2.28.



Sl. 2.28 Proces dizajna i razvoja raketnog motora na čvrsta raketna goriva [40]

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.

Većina današnjih modela za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi raketnih motora na čvrsta goriva zasnovana je na jednodimenzionalnim (1D) matematskim modelima za rješavanje osnovnih jednačina mehanike fluida, tj. jednačina održanja mase, količine kretanja i energije. Prednost jednodimenzionalnih modela koji se mogu naći u komercijalnim programima, kao što su SPP (Solid Performance Program), SNIA-BPD (Bombrini Parodi-Delfino S.p.A.), Defense

and Space Division, Colleferro, Italy [13,14,15,25,40], ogleda se u brzini rješavanja problema. Program SPP koriste vodeći proizvođači raketnih motora na čvrsta goriva u USA i više stranih zemalja. Ovaj program omogućava predviđanje i/ili analizu performansi stotine različitih raketnih motora, ali nažalost, većina ovih podataka generalno nisu raspoloživi za većinu zemlja, naročito zemljama u razvoju [14].

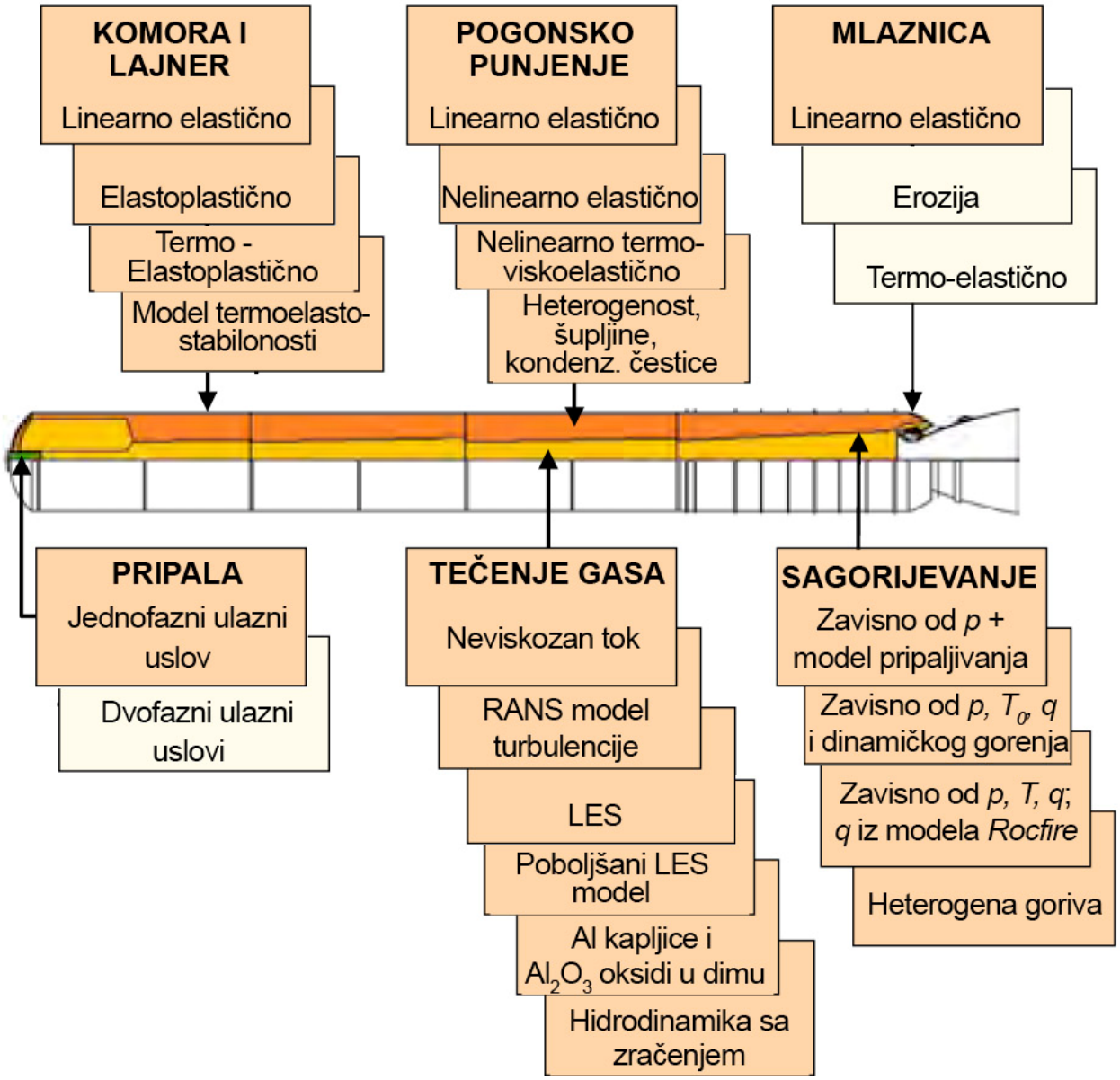
Odjeljenje za odbrambene tehnologije Mašinskog fakulteta u Sarajevu također je razvilo vlastiti model i program pod nazivom SPPMEF (Solid Performance Prediction Mechanical Engineering Faculty), za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi raketnih motora, koji rješava probleme sa velikom tačnošću ali za raketne motore gdje nije izražen značajan uticaj gasne struje i masenog fluksa na brzinu gorenja, kao i raketne motore sa centralnom mlaznicom [43]. Značajnija odstupanja se javljaju kod predviđanja performansi za raketne motore kod kojih je izražen uticaj gasne struje na sagorijevanje pogonskog punjenja kao i kod slučajeva brzorotirajućih raketnih motora.

Detaljan matematski modeli i odgovarajuće numeričke metode koje omogućavaju njihovo rješavanje su potencijalni alati za analizu karakteristika toka kod raketnih motora na čvrsta goriva. Savremeni primjeri primjene numeričkih metoda u modeliranju toka u raketnim motorima na čvrsta goriva predstavljeni su u studijama Center for Simulation of Advanced Rockets, Sachadev, Sabnis, Ciucci i co-autori [1,2,3,4,5,7,8,23,24,38]. U tim radovima, za predviđanje 2D osno-simetričnog, odnosno 3D neviskoznog strujnog toka, uzima se u obzir razvoj površine između goriva i toka produkata sagorijevanja, kao i višefazni gasni tok u unutrašnjoj šupljini punjenja. Numerička simulacija je zasnovana na metodi konačnih zapremina. Simulacije su proširene na analizu viskoznog, turbulentnog gasnog toka kao i simulaciji raketnih motora na čvrsta goriva pri radu u normalnim i ekstremnim operativnim uslovima.

Od septembra 1997 godine Center for Simulation of Advenced Rocket (CSAR), the University of Illionis at Urbana-Champaign, za potrebe U.S. Department of Energy, razvijao je program za predviđanje performansi raketnog motora sa čvrstom pogonskom materijom koji se zasniva na numeričkoj simulaciji [1,2,3,4,6,7,36,96,97]. Primarni cilj je bio razvoj modela koji će omogućiti numeričku simulaciju fizikalnih procesa u raketnom motoru, a koji između ostalog uključuju potpuno 3D modeliranje reaktivnog, turbulentnog i višefaznog gasnog toka, kompleksne geometrije i interfejsa, za različite dužine i vremenske skale (slika 2.29).

Modeli koji omogućavaju numeričku simulaciju ovakvih problema zahtijevaju računare visokih performansi. Do sada je razvijeno više sofisticiranih kompjuterskih modula za osnovne komponente raketnog motora, kao i interakciju među njima pri normalnim i ekstremnim uslovima rada (slika 2.29). Svi ovi moduli su poređeni sa rezultatima eksperimentalnih raketnih motora u smanjenoj razmjeri i realnim raketnim motorima. Razvoj ovakvog programa po prvim procjenama je trebalo završiti do kraja 2002. godine, međutim problemi u modeliranju pojedinih procesa u raketnom motoru kao i zahtjevi za računarima velikih performansi prouzrokovali su da razvoj ovog programa završi tek 2006. godine, iako je bio uključen veliki broj istraživača iz različitih oblasti kao i ogromna finansijska sredstva [97]:

- CSAR: 4-5 miliona dolara po godini (program trajao 10 godina, od 1997 do 2006 godine),
- Midwest Structural Scineces Center, 5 miliona dolara za 5 godina i
- Center for Process Simulation and Design, 6 miliona dolara za 6 godina.



Sl. 2.29 Koncept razvoja raketnog motora od strane CSAR-a (svijetle kučice predstavljaju modele u razvoju) [97]

Istraživanja, kao i numeričke simulacije u ovoj oblasti su također zastupljene na drugim univerzitetima i institutima. Ova istraživanja su usmjerena na modeliranje procesa za pojedine fenomene rada raketnog motora kao što su: erozivno sagorijevanje [33], odvajanje gasne struje u mlaznici [26], unutrašnji tok gasa sa turbulentnim masenim tokom na površini sagorijevanja [5] itd. Pored svih ovih fenomena zbog veoma intenzivnih promjena brzine gasne struje, pritiska, temperature u pojedinim regionima raketnog motora, kao što su područje neposredno oko površine sagorijevanja, kritičnog presjeka mlaznika i divergentnog dijela mlaznika, primjenjuju se metode za automatsko podešavanja numeričke mreže [8,24,47].

POGLAVLJE

3

METODOLOGIJA EKSPERIMENTALNIH ISTRAŽIVANJA I OBRADA REZULTATA MJERENJA

3.1 METODOLOGIJA EKSPERIMENTALNOG ISTRAŽIVANJA

Osnovni izvor objektivnih informacija o karakteristikama sagorijevanja čvrstih goriva u raketnim motorima i uticaja strukture raketnog motora na unutrašnjo-balističke performanse predstavljaju eksperimentalna istraživanja. Uobičajena istraživanja sagorijevanja vrše se u standardnim balističkim raketnim motorima, čije su dimenzije i karakteristike ovisne 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, primijenjenu metodu ispitivanja, uslove ispitivanja i tek tada primijeniti odgovarajuće tehnike korekcije podataka.

Istraživanja uticaja geometrije mlaznika na unutrašnjo-balističke parametre dvobaznih raketnih goriva podrazumijevaju poznavanje parametara u normalnom stanju (centralna konvergentno-divergentna mlaznica) i teoretskih termohemijskih parametara pogonske materije. Vrijednosti teoretskih termohemijskih parametara dvobaznih goriva su određivane na osnovu proračuna sastava smjese produkata sagorijevanja u uslovima uspostavljanja energetske, fazne i hemijske ravnoteže sistema za poznate uslove (pritisak u komori sagorijevanja, ekspanzioni odnos u mlazniku, ambijentalni pritisak).

Osnovni zakon promjene brzine sagorijevanja određen je iz skupa krivih *pritisak-vrijeme*, dobijenih ispitivanjem uzoraka dvobaznog raketnog goriva u standardnom balističkom opitnom raketnom motoru *32 x 16*, u određenom intervalu pritisaka i za sve tri uslovne temperature ispitivanja: -30^0C, 20^0C i 50^0C (temperaturni intervali upotrebe raketnih motora). Broj krivih za svaku uslovnu temperaturu ispitivanja zavisi od karaktera promjene zakona brzine sagorijevanja, pri čemu je minimalan broj eksperimentalnih tačaka pet. Dimenzije i geometrija pogonskog punjenja su standardizirane. Promjena brzine sagorijevanja zbog uticaja HUMP efekta određena je odnosom trenutne vrijednosti brzine sagorijevanja u realnom raketnom motoru (obradom krivih pritiska u funkciji vremena) i brzine sagorijevanja određene u standardnom balističkom opitnom raketnom motoru, pri istim radnim pritiscima za određenu vrijednost položaja fronta plamena.

Kao osnovu za određivanje uticaja mlaznika, sa više mlaznica prostorno raspoređenih po obodu, na unutrašnjo-balističke parametre u raketnom motoru korišteni su rezultati ispitivanja raketnih motora sa centralnom konvergentno-divergentnom mlaznicom. Procjena gubitaka specifičnog impulsa se može odrediti iz krivih *potisak-vrijeme*, odnosno iz analize gubitaka u raketnim motorima sa centralnom mlaznicom i mlaznikom sa više mlaznica prostorno raspoređenih po obodu.

Sama priroda eksperimentalnih ispitivanja (kratko vrijeme rada, visoke temperature produkata sagorijevanja, visoki pritisci itd.) su onemogućavali postavljanje senzora za mjerenje

temperature, brzine gasne struje i brzine pomjeranja površine sagorijevanja. Bilo je moguće samo registrovanje promjene pritiska i potiska u funkciji vremena sagorijevanja.

Da bi se utvrdio uticaj geometrije pogonskog punjenja, ispitivane su po dvije geometrije pogonskih punjenja čiji poprečni presjeci kanala za prolaz gasova su imali oblik zvijezde i kruga.

3.1.1 Postupci izvođenja opita

Priprema raketnih motora:

- dimenziona i masena kontrola metalnih dijelova motora, pogonskog punjenja i pripale,
- 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 kalibracija 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,
- pregled raketnih motora, odvajanje motora od opitnog stola i mjerenje mase i dimenzija kritičnih presjeka mlaznica.

Obrada rezultata ispitivanja:

- pregled i obrada analogno ili digitalno snimljenih podataka mjerenja (pritisak, potisak u funkciji vremena).

3.1.2 Eksperimentalna oprema za istraživanje

Sva eksperimentalna ispitivanja raketnih motora i pogonskih materija izvršena su na ispitnoj stanici tvornice “Vitezit” u Vitezu.

Za mjerenje parametara kao što su brzina sagorijevanja, pritisak, potisak, totalni impuls, specifični impuls, potrebno je posjedovati:

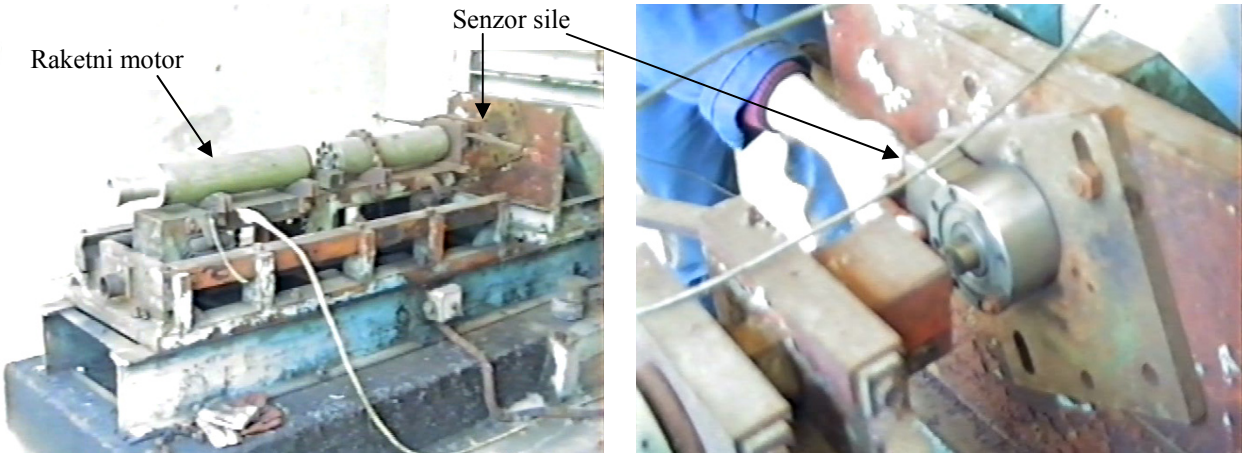
- Opitni sto,
- Opremu za akviziciju podataka (pritisak, potisak) s određenom tačnošću,
- Eksperimentalne raketne motore.

Ispitivanja standardnih balističkih raketnih motora i eksperimentalnih raketnih motora izvršena su na horizontalnom opitnom stolu s lamelnim obujmicama. Opitni stolovi omogućavaju da se prenese sila potiska s motora na senzor potiska.

Određivanje toplotne moći pogonske materije je izvršeno u kalorimetarskoj bombi.

3.1.2.1 Horizontalni opitni sto sa lamelama

Klasični horizontalni opitni sto sa lamelama (slika 3.1) 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 mjerenja sile potiska. Njihova fleksibilnost ne smije biti velika da bi se izbjegao parazitski vibracioni režim malog prigušenja u procesu pripaljivanja pogonskog punjena [56]. Sila potiska se prenosi na senzor sile preko kontinualne veze raketnog motora sa senzorom sile (senzor je postavljen na postolje koje se nalazi na velikom masivnom betonskom temelju). Konstrukcija opitnog stola mora biti veoma pažljivo urađena da bi se ostvarila suosnost raketnog motora i ose senzora sile.



Sl. 3.1 Horizontalni lamelni opitni sto

3.1.2.2 Kalorimetrijska bomba

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

3.1.2.3 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 (rezultati se registruju na fotoosjetljivi papir i grafički obrađuju), te je poželjna alternativa digitalna 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.

Tokom ispitivanja korišteni su senzori pritiska, potiska sa karakteristikama datim u tabeli 3.1.

Tabela 3.1 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
Linearnost	± 0,15 % FSO	0,05 % RO
Histerezis	0,10 % FSO	0.02 % RO
Ponovljivost	0,10 % FSO	0.02 % RO

3.1.2.4 Eksperimentalni raketni motori

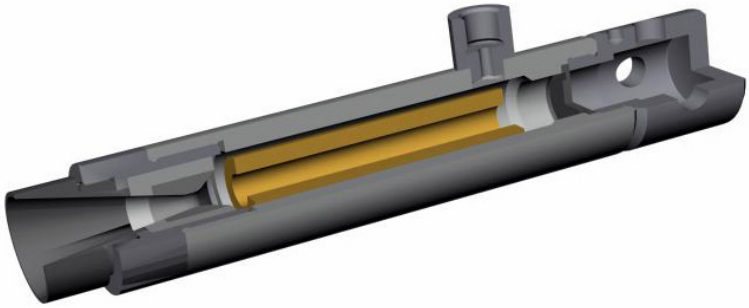
Eksperimentalna fenomenološka istraživanja sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva izvršena su sa dva osnovna tipa raketnih motora:

- standardni balistički opitni raketni motor *FLS-2* (32x16x125 mm) za određivanje zakona gorenja pogonskih materija i
- eksperimentalni raketni motori za određivanje unutrašnjo-balističkih parametara.

Standardni balistički opitni raketni motor 32/16

Za određivanje zakona gorenja pogonske materije koristi se standardni balistički opitni raketni motor 32/16 (sl. 3.2). Dimenzije i geometrija pogonskog punjenja su standardizirane (pogonsko punjenje, geometrija šuplji cilindar vanjskog prečnika 32 mm, unutrašnjeg 16 mm i dužine 125 mm). Pri ispitivanju goriva u standardnom balističkom opitnom raketnom motoru *32 x 16* pretpostavlja se da ne postoji prisutno erozivno sagorijevanje i da gas koji nastrujava iznad površine sagorijevanja ne utiče na brzinu sagorijevanja.

Balistički opitni raketni motor i pogonsko punjenje su projektovani tako, da promjena pritiska sagorijevanja sa vremenom ima približno neutralan karakter (površina sagorijevanja ostaje nepromijenjena ili se malo mijenja tokom sagorijevanja goriva), sa prilično strmim padom pritiska u fazi izduvavanja produkata sagorijevanja.



Sl. 3.2 Standardni balistički opitni raketni motor 32/16

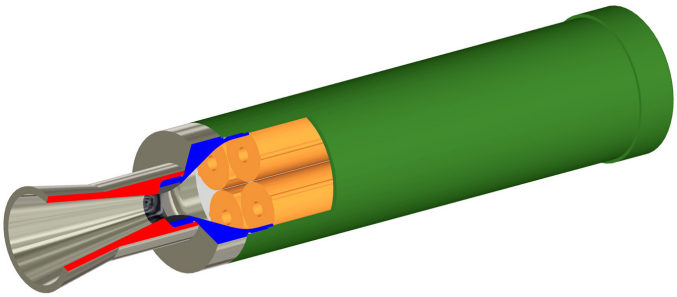
Eksperimentalni raketni motori

Za procjenu unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazna goriva, korišteni su realni eksperimentalni raketni motori sa mlaznicom sa i bez erozije kritičnog presjeka mlaznika. Analizirani su unutrašnjo-balistički parametri 4 tipa pogonske materije sa različitim konfiguracijama pogonskog punjenja.

Za procjenu pojedinih uticaja i verifikaciju programa *SPPMEF* i numeričke simulacije korišteni su sljedeći raketni motori:

- Eksperimentalni raketni motor prečnika 128 mm, oznaka RM-1, sadržavao je 4 cilindrična punjenja sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem i centralnom mlaznicom (sl. 3.3). Komora motora je izrađena od čelika bez unutrašnje termo izolacije. Centralna mlaznica izrađena je od čelika, bez erozije kritičnog presjeka mlaznika.

- Eksperimentalni raketni motor prečnika 57 mm, oznaka RM-2, sadrži cilindrično punjenje sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem sa centralnom mlaznicom (slika 3.4). Komora motora je izrađena od čelika bez unutrašnje termo izolacije. Centralna mlaznica izrađena je od čelika, bez erozije kritičnog presjeka mlaznika, a vanjski prečnik mlaznice služi za vođenje rakete kroz cijev lansera rakete. Na kraju mlaznice se nalazi navojem vezan poklopac koji služi za zaptivanje raketnog motora i prijenos električnog impulsa za pripaljivanje raketnog motora. Mlaznica je ujedno i nosač krilaca za stabilizaciju rakete na putanji. Pripala je postavljena u dnu komore raketnog motora, suprotno od mlaznice. Kutija pripale je vezana električnim provodnicima s poklopcem na dnu mlaznice.



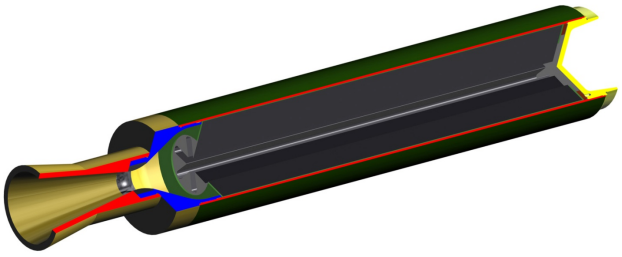
Sl. 3.3 Eksperimentalni raketni motor RM-1

Sl. 3.4 Eksperimentalni raketni motor RM-2

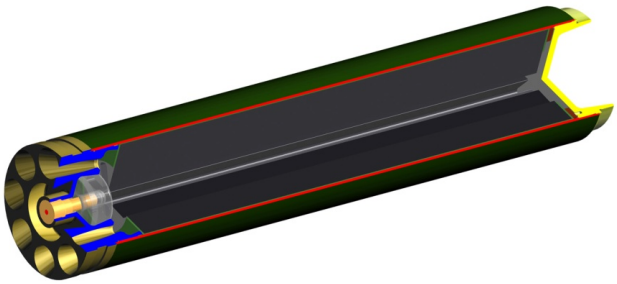
- Eksperimentalni raketni motor prečnika 128 mm, oznaka RM-3, sadržavao je pogonsko punjenje u obliku zvijezde i mlaznik sa centralnom mlaznicom od čelika bez (grafitni uložak u kritičnom presjeku) i sa erozijom (čelični uložak u kritičnom presjeku) kritičnog presjeka mlaznika (slika 3.5).

- Eksperimentalni raketni motor prečnika 128 mm, oznaka RM-4, sadržavao je pogonsko punjenje u obliku zvijezde i mlaznik sa 8 periferno raspoređenih mlaznica od čelika, bez erozije (sa grafitnim uloškom u kritičnom presjeku, oznaka RM-42) i sa erozijom (čelični uložak u kritičnom presjeku, oznaka RM-41) kritičnog presjeka mlaznika (slika 3.6).

- Eksperimentalni raketni motor RM-5 je istih dimenzija kao i prethodni raketni motor, ali sa punjenjem u obliku cilindra sa unutrašnjim sagorijevanjem sa periferno raspoređenim mlaznicama sa erozijom kritičnog presjeka mlaznika. Jedna grupa ovih motora je izrađena sa 8 perifernih mlaznica (oznaka RM-51), a druga sa 7 perifernih mlaznica istih dimanzija kao prethodni (oznaka RM-52).



Sl. 3.5 Eksperimentalni raketni motor RM-3



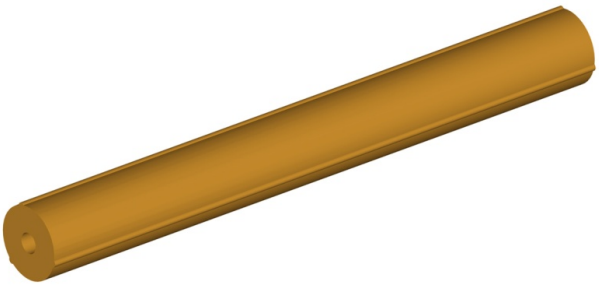
Sl. 3.6 Eksperimentalni raketni motor RM-4

- Za procjenu unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora sa kompozitnim gorivom i analizu uticaja ugla zakošenja mlaznice u odnosu na osu raketnog motora korišteni su rezultati raketnog motora STAR-8, prečnika 204.7 mm sa punjenjem u obliku cilindra sa unutrašnjim sagorijevanjem, bez restrikcije čeonih površina sagorijevanja [58,59].

3.1.2.5 Pogonska punjenja

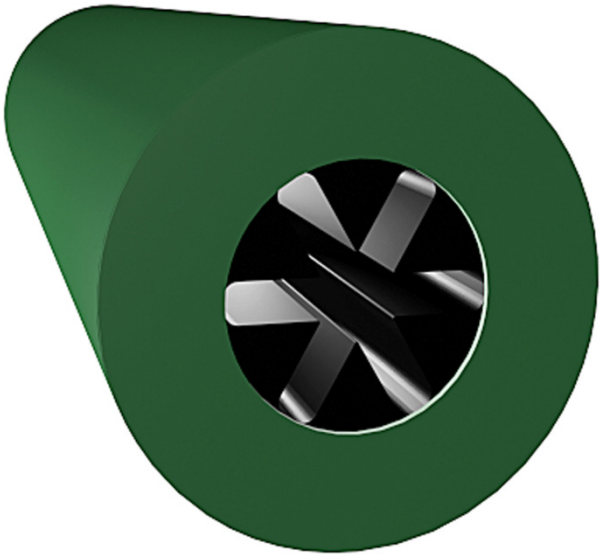
U eksperimentalnim raketnim motorima primjenjivane su sljedeće geometrije pogonskog punjenja:

- Punjenje za standardni balistički opitni motor je u obliku cilindra sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem. Čeone površine pogonskog punjenja nisu inhibirane.
- Punjenje za eksperimentalni raketni motor RM-2 (slika 3.7) je obliku cilindra sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem. Površine pogonskog punjenja nisu inhibirane. Oslonac za pogonsko punjenje je postavljen u konvergentnom dijelu mlaznice sa podmetačem od presovanih sintetičkih vlakana.

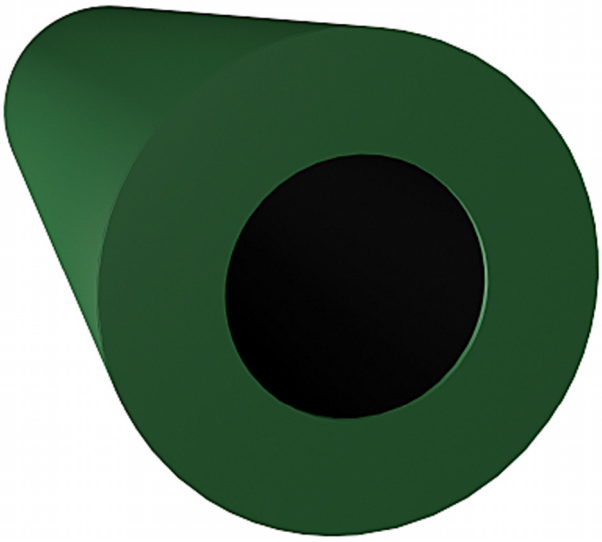


Sl. 3.7 Pogonsko punjenje u obliku cilindra sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem

- Više punjenja u obliku cilindra sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem. Primjenjuje se kod eksperimentalnog raketnog motora RM-1, slika 3.3. Čeone površine punjenja nisu inhibirane.
- Pogonsko punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem čija je površina kanala za prolaz gasova u obliku šestokrake zvijezde, slika 3.8. Vanjska i čeone površine pogonskog punjenja su bile inhibirane. Primjenjuje se kod eksperimentalnih raketnih motora RM-3 i RM-4 (slika 3.3).
- Cilindrično pogonsko punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem, slika 3.9. Vanjska i čeone površine pogonskog punjenja su bile inhibirane. Primjenjuje se kod eksperimentalnog raketnog motora RM-5.



Sl. 3.8 Pogonsko punjenje u obliku zvijezde



Sl. 3.9 Cilindrično pogonsko punjenje

3.1.3 Karakteristike dvobaznih goriva

Ispitivanja su vršena sa tri tipa dvobaznih goriva, različitog hemijskog sastava (tabela 3.2).

Tabela 3.2 Hemijski sastav dvobaznih raketnih goriva

Raketni motor		32/16, RM-3, RM-4 i RM-5	32/16 i RM-1	32/16 i RM-2
Naziv komponenti		NGR-A	NGR-B	NGR-C
Nitroceluloza	%	55,24	55,7	56.73
sa N_2	%	12,00	12,00	12,00
Nitroglicerin	%	33,84	30,0	27,5
Dinitrotoluol	%	-	7	9,04
Dietilftalat	%	2,96	-	-
Centralit	%	2,96	3,00	2,88
Vazelin	%	-	1,30	1,15
Olovo bazni stearat	%	2,00	-	-
Olovo oksid	%	-	-	0,87
Vinofil ($CaCO_3$)	%	1,00	3,00	1,83
Acetilenska čađ	%	1,00	-	-
Kobalt tri oksid	%	1,00	-	-

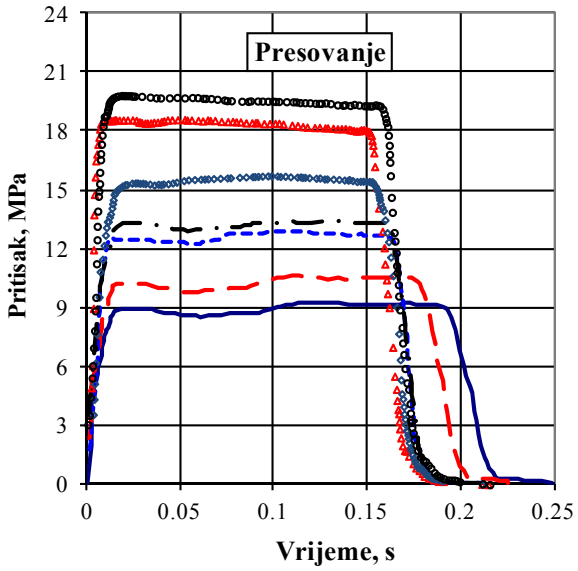
3.1.4 Određivanje zakona brzine sagorijevanja

Osnovni zakon promjene brzine sagorijevanja određuje se iz skupa krivih pritisak-vrijeme (npr. za dvobazno gorivo NGR-A, sl. 3.10), dobivenih ispitivanjem raketnog goriva u standardnom balističkom opitnom motoru *32 x 16*. Skup krivih pritisak-vrijeme postiže se izmjenom površine kritičnog presjeka mlaznika, dok su ostali parametri pogonskog punjenja i raketnog motora ne promijenjeni.

Na osnovu skupa krivih pritisak-vrijeme dobivene su tačke za određivanje zakona brzine sagorijevanja. Tačke na dijagramima brzine sagorijevanja pogonske materije u funkciji pritiska sagorijevanja predstavljaju srednju brzinu sagorijevanja u svakom testiranom standardnom balističkom raketnom motoru.

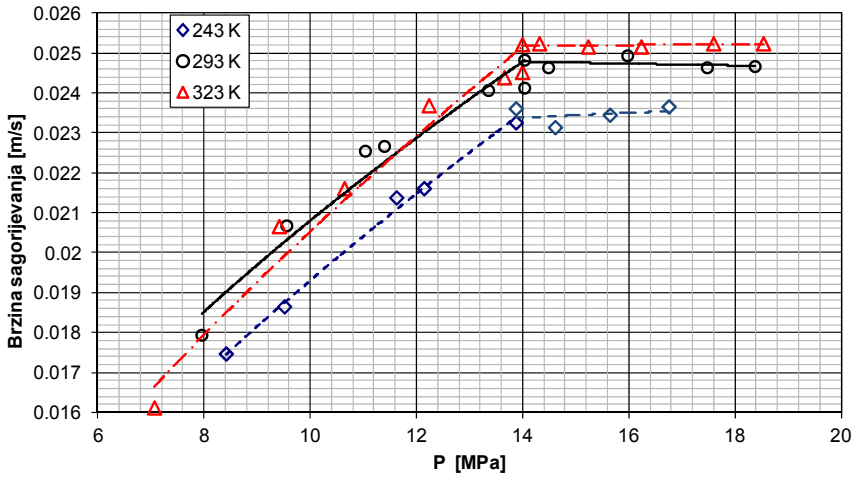
Za određenu temperaturu ispitivanja pogonske materije (243 K, 293 K ili 323 K) zakon gorenja je određen sa jednom ili više krivih u zavisnosti da li se javlja "plateau" ili "mesa" efekat. Navedeni postupak je primijenjen na sve ispitivane pogonske materije.

Određivanja osnovnog zakona brzine sagorijevanja su eksperimentalno izvršena za sva tri tipa pogonske materije.



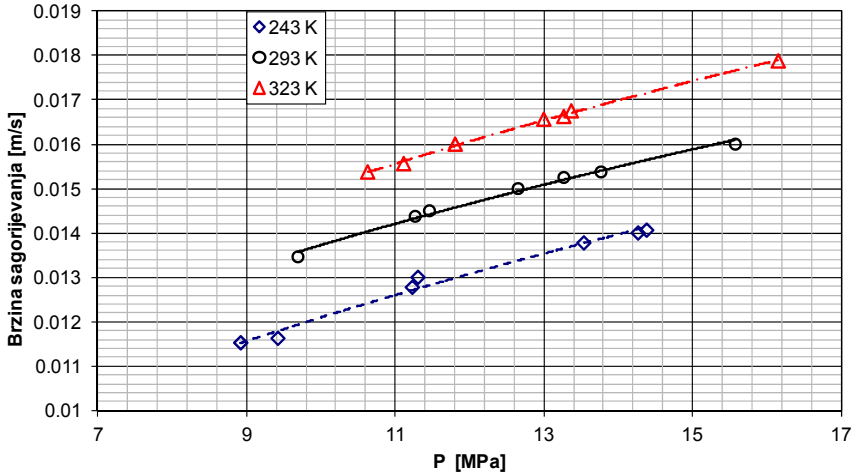
Sl. 3.10 Skup krivih promjene pritiska u funkciji vremena za raketno gorivo NGR-A

Pogonska materija NGR-A je ispitivana na tri temperature 243 K, 293 K i 323 K. Ukupno je izvršeno 30 opita za ovu pogonsku materiju. Osnovni zakon promjene brzine sagorijevanja za pogonsku materiju NGR-A prikazan je na slici 3.11.



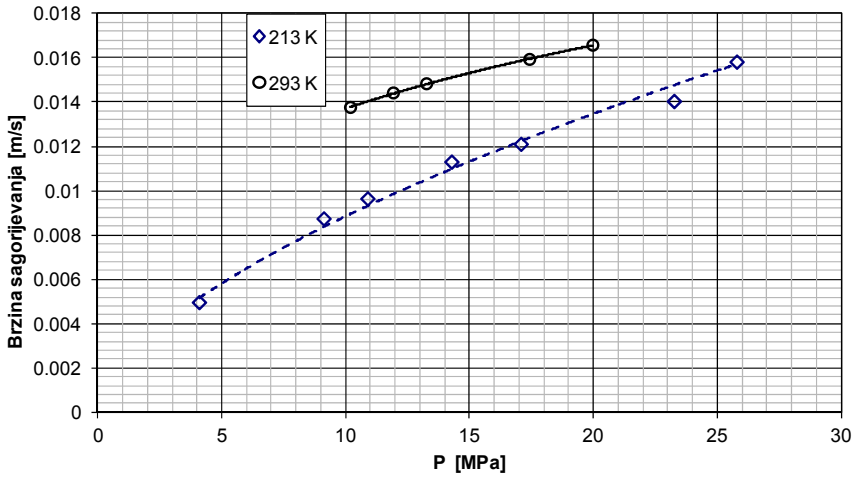
Sl. 3.11 Osnovni zakon brzine sagorijevanja pogonske materije NGR-A

Pogonska materija NGR-B je ispitivana na tri temperature 243 K, 293 K i 323 K. Ukupno je izvršen 21 opita za ovu pogonsku materiju. Osnovni zakon promjene brzine sagorijevanja za pogonsku materiju NGR-B prikazan je na slici 3.12.



Sl.3.12 Osnovni zakon brzine sagorijevanja pogonske materije NGR-B

Pogonska materija NGR-C je ispitivana na dvije temperature 213 K i 293 K. Ukupno je izvršeno 10 opita za ovu pogonsku materiju. Osnovni zakon promjene brzine sagorijevanja za pogonsku materiju NGR-C prikazan je na slici 3.13.



Sl.3.13 Osnovni zakon brzine sagorijevanja pogonske materije NGR-C

3.1.5 Energetske karakteristike

Osnovne energetske karakteristike pogonskih materija su:

- teoretski specifični impuls i
- toplota sagorijevanja (toplota koja se oslobodi pri sagorijevanju jedinice mase goriva).

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

Energetske karakteristike produkata sagorijevanja i teoretske performanse dvobaznih raketnih goriva su određene za poznate hemijske sastave goriva, izabrani radni pritisak sagorijevanja, osnovne parametre mlaznika (stepen ekspanzije) i podatke o ambijentalnom pritisku, primjenom programa *TCPSP (Thermo-Chemical Preoperties Solid Propellant)* [43,45]. Osnovne hipoteze, na kojim sa zasniva program *TCPSP*, se odnose na uslove odvijanja procesa sagorijevanja pogonske materije u komori raketnog motora i procesa ekspanzije smjese produkata sagorijevanja u mlazniku raketnog motora, kao i na svojstva smjese produkata sagorijevanja:

- Prvo opšte uprošćenje je pretpostavka 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. 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 istjecanje 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 pretpostavkom o odsustvu nepovratnih pojava) – zamrznuta ekspanzija, ili
  - smjesa ostaje u hemijskoj ravnoteži u funkciji lokalnog pritiska i temperature u svakom trenutku ekspanzije – ravnotežna ekspanzija.

Vrijednosti teorijskih performansi raketnog goriva, dobivene programom *TCPSP*, ujedno i njegove idealne karakteristike [57].

Raketno gorivo NGR-A korišteno je u više tipova raketnih motora (32/16, RM-3, RM-4 i RM-5) čiji se srednji radni pritisak razlikovao. U ovom dijelu će biti prikazani rezultati termohemijskih, energetskih karakteristika i teorijskih performansi raketnog motora za srednji pritisak sagorijevanja od 12 MPa (tabela br. 3.3). Za ostale pogonske materije izvršen je proračun teoretskih performansi za uslove koje su bili prisutni tokom procesa ispitivanja realnih raketnih motora na standardnoj temperaturi punjenja, T_p=293 K (tabele br. 3.3 do 3.5).

Tabela 3.3 Termohemijske performanse pogonske materije NGR-A

PRORAČUNSKE VRIJEDNOSTI	KOMORA	KRITIČNI PRESJEK	Pe=Pa	Ae/At		
				7.0000	8.3200	9.0000
RAVNOTEŽNA EKSPANZIJA						
P (bar)	120.0000	66.8100	1.0132	2.1856	1.7348	1.5646
T (K)	2351.0000	2099.9000	970.0000	1082.6000	1042.5000	1026.4000
Cp (J/gK)	1.8140	1.7783	4.2500	2.1602	2.4914	2.7172
Cp/Cv	1.2359	1.2404	1.1834	1.2198	1.2090	1.2028
S (J/gK)	9.6420	9.6420	9.6420	9.6420	9.6420	9.6420
H (J/g)	-2485.3000	-2935.2000	-5011.0000	-4741.6000	-4826.1000	-4862.7000
G (g/m^3)	14846.0000	9255.0000	308.2000	588.9000	486.5300	446.2800
M (1/n)	24.1820	24.1860	24.5330	24.2550	24.3070	24.3380
M (g/mol)	24.0660	24.0700	24.2780	24.1130	24.1470	24.1680
Vzv (m/s)	999.4000	946.2000	616.3700	671.2800	653.9300	646.0500
Mach		1.0000	3.6464	3.1645	3.3087	3.3752
c* (m/s)		1370.3000				
Ae/At		1.0000	12.6420	7.0000	8.3000	9.0000
C_f		1.2392	1.6402	1.6187	1.6290	1.6327
Isp,v (Ns/kg)		1709.6000	2393.8000	2299.0000	2328.5000	2341.3000
Isp,ad (Ns/kg)		948.5000	2247.5000	2124.3000	2163.7000	2180.6000
Isp,na (Ns/kg)		1698.0000	2247.5000	2218.0000	2232.2000	2237.2000
(dvt)p	1.0036	1.0014	1.4106	1.0681	1.1266	1.1640
(dvp)t	-1.0002	-1.0001	-1.0240	-1.0046	-1.0082	-1.0104
Transportna svojstva gasovitih produkata sagorijevanja						
Cp (J/gK)	1.8220	1.7869	4.9229	2.2356	2.6304	2.9050
Dv (Pas) 10^5	7.2680	6.7461	4.0084	4.3266	4.2150	4.1695
K (W/mK)	0.1896	0.1727	0.0881	0.0971	0.0939	0.0926
Prandtl	0.6983	0.6980	2.2390	0.9965	1.1808	1.3078
ZAMRZNUTA EKSPANZIJA						
P (bar)	120.0000	66.6500	1.0132	2.0262	1.5817	1.4139
T (K)	2351.0000	2093.0000	849.1000	997.0000	942.0000	917.8000
Cp (J/gK)	1.7617	1.7335	1.4669	1.5150	1.4976	1.4898
Cp/Cv	1.2425	1.2474	1.3061	1.2936	1.2980	1.3000
S (J/gK)	9.6420	9.6420	9.6420	9.6420	9.6420	9.6420
H (J/g)	-2485.3000	-2936.3000	-4955.1000	-4734.4000	-4817.4000	-4853.4000
G (g/m^3)	14846.0000	9262.0000	347.1000	591.0000	488.3300	447.9900
M (1/n)	24.1820	24.1820	24.1820	24.1820	24.1820	24.1820
M (g/mol)	24.0660	24.0660	24.0660	24.0660	24.0660	24.0660
Vzv (m/s)	1002.2000	947.4000	617.5000	665.9100	648.3700	640.5200
Mach		1.0000	3.5992	3.1849	3.3309	3.3977
c* (m/s)		1367.5000				
Ae/At		1.0000	11.3760	7.0000	8.3000	9.0000
C_f		1.2402	1.6252	1.6100	1.6187	1.6215
Isp,v (Ns/kg)		1707.4000	2353.8000	2282.5000	2309.6000	2321.3000
Isp,ad (Ns/kg)		949.7000	2222.5000	2120.9000	2159.6000	2176.3000
Isp,na (Ns/kg)		1695.9000	2222.5000	2201.7000	2213.5000	2217.3000
Transportna svojstva gasovitih produkata sagorijevanja						
Cp (J/gK)	1.7701	1.7417	1.4729	1.5214	1.5039	1.4960
Dv (Pas) 10^5	7.2680	6.7333	3.6585	4.0936	3.9350	3.8643
K (W/mK)	0.1896	0.1719	0.0765	0.0886	0.0841	0.0821
Prandtl	0.6784	0.6821	0.7042	0.7031	0.7037	0.7039

Tabela 3.4 Termohemijske performanse pogonske materije NGR-B

PRORAČUNSKE VRIJEDNOSTI	KOMORA	KRITIČNI PRESJEK	Pe=Pa	Ae/At		
				6.0000	8.0000	10.0000
RAVNOTEŽNA EKSPANZIJA						
P (bar)	125.0000	69.7670	1.0132	2.9069	2.0136	1.5305
T (K)	2476.1000	2218.1000	1094.2000	1225.8000	1169.0000	1135.2000
Cp (J/gK)	1.8486	1.7940	4.2577	2.4048	2.9540	3.4754
Cp/Cv	1.2292	1.2355	1.0873	1.1656	1.1310	1.1092
S (J/gK)	9.6980	9.6980	9.6980	9.6980	9.6980	9.6980
H (J/g)	-2461.0000	-2930.1000	-5156.2000	-4739.5000	-4890.1000	-4998.6000
G (g/m^3)	14822.0000	9238.0000	272.1000	696.6000	505.9400	396.0500
M (1/n)	24.4130	24.4210	24.4280	24.4270	24.4280	24.4280
M (g/mol)	24.2330	24.2400	24.2470	24.2460	24.2470	24.2470
Vzv (m/s)	1018.0000	965.9000	636.3000	697.3200	670.7600	654.5800
Mach		1.0000	3.6488	3.0613	3.2861	3.4416
c* (m/s)		1400.8000				
Ae/At		1.0000	14.1270	6.0000	8.0000	10.0000
C_f		1.2399	1.6574	1.6148	1.6375	1.6496
Isp,v (Ns/kg)		1748.3000	2482.1000	2330.2000	2384.7000	2424.3000
Isp,ad (Ns/kg)		968.6000	2321.7000	2134.7000	2204.2000	2252.8000
Isp,na (Ns/kg)		1736.9000	2321.7000	2262.1000	2293.9000	2310.8000
(dvt)p	1.0062	1.0023	1.0025	1.0019	1.0026	1.0028
(dvp)t	-1.0003	-1.0001	-1.0003	-1.0002	-1.0002	-1.0003
Transportna svojstva gasovitih produkata sagorijevanja						
Cp (J/gK)	1.8598	1.8078	4.3148	2.4297	2.9884	3.5198
Dv (Pas) 10^5	7.5340	7.0067	4.3734	4.7172	4.5723	4.4827
K (W/mK)	0.1970	0.1800	0.0978	0.1079	0.1036	0.1010
Prandtl	0.7114	0.7038	1.9293	1.0618	1.3191	1.5626
ZAMRZNUTA EKSPANZIJA						
P (bar)	125.0000	69.5750	1.0132	2.6751	1.7726	1.2921
T (K)	2476.1000	2209.8000	905.0000	1126.3000	1027.7000	956.9000
Cp (J/gK)	1.7801	1.7531	1.4888	1.5573	1.5282	1.5058
Cp/Cv	1.2366	1.2411	1.2966	1.2799	1.2868	1.2923
S (J/gK)	9.6980	9.6980	9.6980	9.6980	9.6980	9.6980
H (J/g)	-2461.0000	-2931.6000	-5077.7000	-4740.5000	-4892.5000	-5000.0000
G (g/m^3)	14822.0000	9244.0000	328.8000	697.3000	506.4800	396.6500
M (1/n)	24.4130	24.4130	24.4130	24.4130	24.4130	24.4130
M (g/mol)	24.2330	24.2330	24.2330	24.2330	24.2330	24.2330
Vzv (m/s)	1021.2000	966.5000	632.1600	700.6700	671.1200	648.9500
Mach		1.0000	3.6188	3.0473	3.2859	3.4725
c* (m/s)		1399.1000				
Ae/At		1.0000	11.8800	6.0000	8.0000	10.0000
C_f		1.2398	1.6351	1.6059	1.6248	1.6330
Isp,v (Ns/kg)		1745.9000	2422.4000	2314.8000	2363.9000	2398.0000
Isp,ad (Ns/kg)		970.1000	2287.7000	2135.2000	2205.2000	2253.4000
Isp,na (Ns/kg)		1734.6000	2287.7000	2246.8000	2273.2000	2284.6000
Transportna svojstva gasovitih produkata sagorijevanja						
Cp (J/gK)	1.7931	1.7658	1.4983	1.5676	1.5381	1.5155
Dv (Pas) 10^5	7.5340	6.9909	3.8287	4.4575	4.1843	3.9813
K (W/mK)	0.1970	0.1791	0.0806	0.0985	0.0906	0.0848
Prandtl	0.6859	0.6893	0.7116	0.7092	0.7105	0.7112

Tabela 3.5 Termohemijske performanse pogonske materije NGR-C

PRORAČUNSKE VRIJEDNOSTI	KOMORA	KRITIČNI PRESJEK	Pe=Pa	Ae/At		
				6.2500	8.0000	10.0000
RAVNOTEŽNA EKSPANZIJA						
P (bar)	174.6000	96.9620	1.0132	3.7341	2.7061	2.0393
T (K)	2267.6000	2018.2000	946.4000	1080.9000	1036.8000	1005.2000
Cp (J/gK)	1.7958	1.7827	10.4668	3.0814	4.2179	5.7487
Cp/Cv	1.2463	1.2478	1.2004	1.2091	1.1970	1.1924
S (J/gK)	9.5920	9.5920	9.5920	9.5920	9.5920	9.5920
H (J/g)	-2334.6000	-2781.4000	-4948.2000	-4494.1000	-4612.8000	-4713.2000
G (g/m^3)	21795.0000	13600.0000	316.9000	987.3000	751.0200	587.7900
M (1/n)	23.5340	23.5360	24.6060	23.7670	23.9280	24.1020
M (g/mol)	23.4330	23.4350	23.8670	23.6010	23.7010	23.7810
Vzv (m/s)	999.1000	943.1000	598.3100	670.6600	647.8500	630.4900
Mach		1.0000	3.8213	3.0987	3.2948	3.4593
c* (m/s)		1361.2000				
Ae/At		1.0000	17.7060	6.3000	8.0000	10.0000
C_f		1.2427	1.6796	1.6241	1.6457	1.6611
Isp,v (Ns/kg)		1699.5000	2426.2000	2260.2000	2303.4000	2340.1000
Isp,ad (Ns/kg)		945.3000	2286.3000	2078.2000	2134.6000	2181.1000
Isp,na (Ns/kg)		1691.6000	2286.3000	2210.8000	2240.2000	2261.1000
(dvt)p	1.0023	1.0012	2.3547	1.2443	1.4328	1.6724
(dvp)t	-1.0002	-1.0001	-1.0723	-1.0164	-1.0275	-1.0401
Transportna svojstva gasovitih produkata sagorijevanja						
Cp (J/gK)	1.8034	1.7910	14.3730	3.2917	4.7384	6.8957
Dv (Pas) 10^5	7.0730	6.5499	3.9335	4.3116	4.1889	4.1000
K (W/mK)	0.1853	0.1681	0.0867	0.0974	0.0939	0.0914
Prandtl	0.6882	0.6977	6.5184	1.4566	2.1137	3.0941
ZAMRZNUTA EKSPANZIJA						
P (bar)	174.6000	96.7180	1.0132	3.3974	2.3762	1.7244
T (K)	2267.6000	2011.9000	727.4000	971.8000	893.5000	827.8000
Cp (J/gK)	1.7666	1.7373	1.4425	1.5233	1.4985	1.4768
Cp/Cv	1.2500	1.2553	1.3244	1.3019	1.3085	1.3145
S (J/gK)	9.5920	9.5920	9.5920	9.5920	9.5920	9.5920
H (J/g)	-2334.6000	-2782.6000	-4856.8000	-4494.1000	-4612.4000	-4710.2000
G (g/m^3)	21795.0000	13607.0000	394.3000	989.4000	752.8300	589.8100
M (1/n)	23.5340	23.5340	23.5340	23.5340	23.5340	23.5340
M (g/mol)	23.4330	23.4330	23.4330	23.4330	23.4330	23.4330
Vzv (m/s)	1000.7000	944.6000	583.3700	668.5800	642.7000	620.0000
Mach		1.0000	3.8500	3.1084	3.3210	3.5157
c* (m/s)		1358.4000				
Ae/At		1.0000	14.5140	6.3000	8.0000	10.0000
C_f		1.2438	1.6533	1.6152	1.6337	1.6453
Isp,v (Ns/kg)		1697.5000	2360.4000	2243.4000	2282.3000	2313.9000
Isp,ad (Ns/kg)		946.6000	2246.0000	2078.2000	2134.4000	2179.7000
Isp,na (Ns/kg)		1689.6000	2246.0000	2194.2000	2219.2000	2235.0000
Transportna svojstva gasovitih produkata sagorijevanja						
Cp (J/gK)	1.7744	1.7448	1.4479	1.5293	1.5042	1.4824
Dv (Pas) 10^5	7.0730	6.5384	3.2764	4.0151	3.7877	3.5905
K (W/mK)	0.1853	0.1674	0.0673	0.0873	0.0809	0.0755
Prandtl	0.6771	0.6814	0.7048	0.7037	0.7045	0.7048

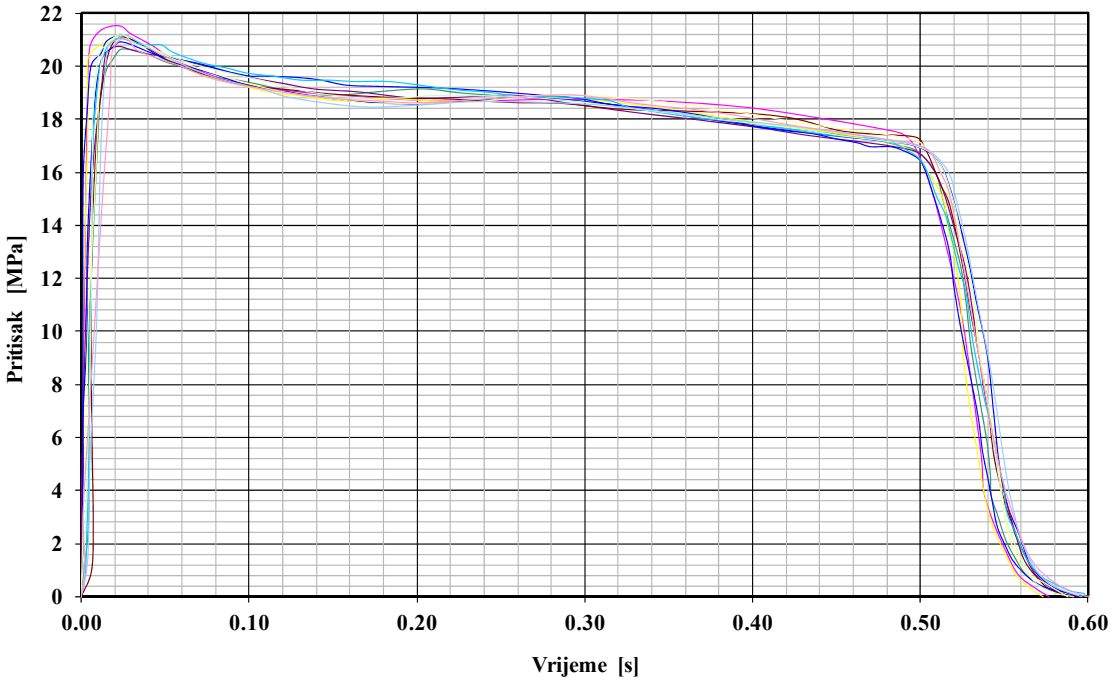
3.2 REZULTATI ISPITIVANJA

Na narednim dijagramima su dati rezultati mjerenja pritiska sagorijevanja i potiska raketnog motora u zavisnosti od vremena rada četiri tipa raketnih motora. Svaki tip se razlikovao od drugog ili po hemijskom sastava goriva ili po geometriji pogonskog punjenja. Ispitivana su tri tipa dvobaznih raketnih goriva različitog hemijskog sastava i dvije različite geometrije poprečnog presjeka kanala za prolaz gasova (zvijezda i krug).

Za svaki tip motora prvo su prikazani skupni dijagrami promjene pritiska u funkciji vremena, a zatim dijagram srednjih vrijednosti promjene pritiska i potiska u funkciji vremena.

Eksperimentalni raketni motor RM-2

Na slici 3.14 su pokazane krive promjene pritiska u funkciji vremena za 14 opita raketnih motora RM-2 sa gorivom NGR-C, na temperaturi okoline od 293 K.



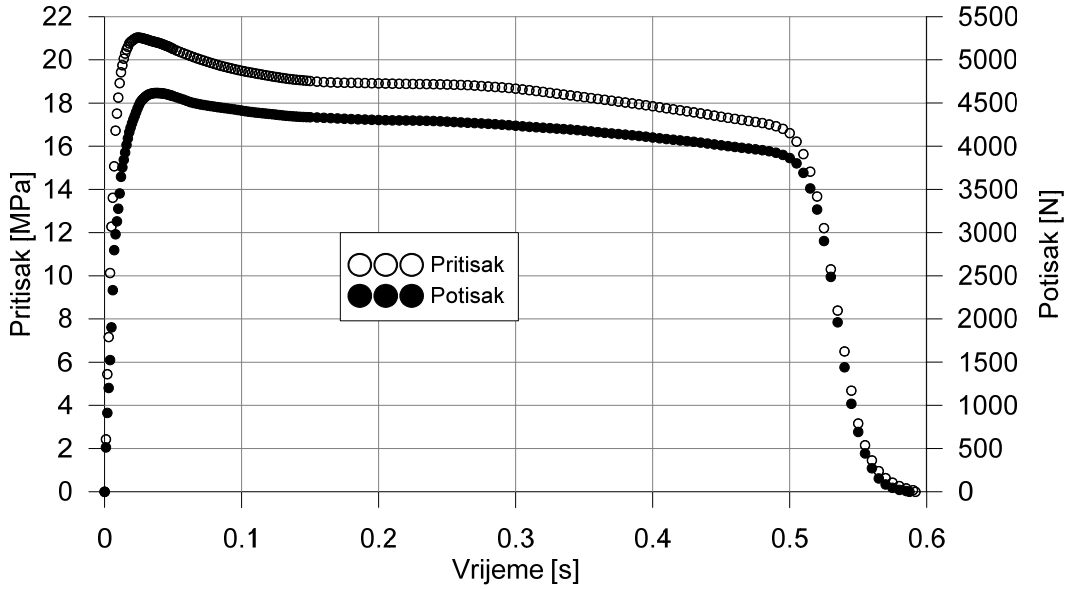
Sl. 3.14 Skupni dijagram promjene pritiska u funkciji vremena za raketne motore RM-2

U tabeli 3.6 su prikazane srednje vrijednosti izmjerenih veličina ispitivane grupe raketnih motora za raketni motor RM-2 i gorivo NGR-C na različitim temperaturama.

Tabela 3.6 Srednje vrijednosti unutrašnjo-balističkih parametara za raketne motore RM-2

Vrijednosti	Prečnik mlaznice	t_b	P_{max}	P_{aver}	$\int P\,dt$	F_{aver}	I_{tot}	I_{sp}	m_p
	mm	s	MPa	MPa	MPa s	N	N*s	N s/kg	kg
Srednja vrijednost	14	0.570	20.17	17.46	9.89	4055.20	2295.56	2049.06	1.120
Maksimalna vrijednost	14	0.702	23.26	18.67	10.11	4350.00	2312.00	2080.00	1.133
Minimalna vrijednost	14	0.528	17.81	14.04	9.74	3240.00	2270.00	2030.00	1.109
Raspon vrijednosti	14	0.174	5.45	4.63	0.37	1110.00	42.00	50.00	0.024
Standardna devijacija	14	0.050	0.95	1.30	0.09	319.42	11.67	12.02	0.006

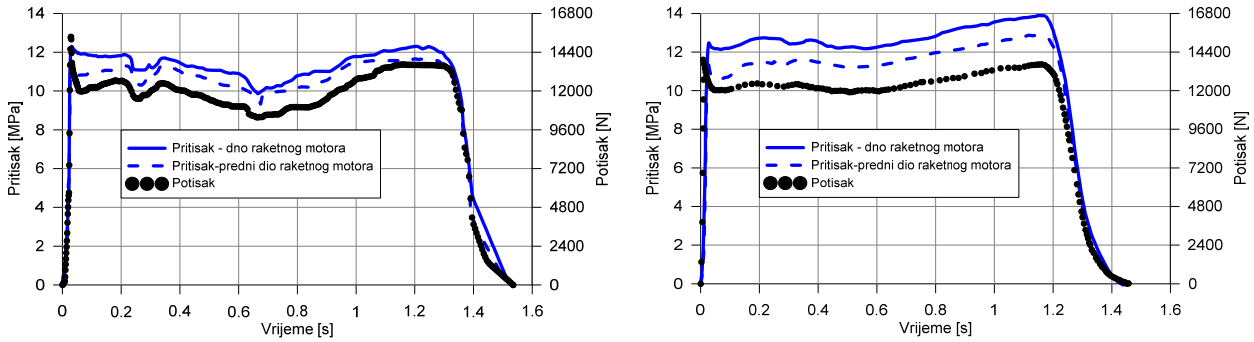
Zbog velikog broja podataka i dijagrama nastalih tokom ispitivanja, za dalju analizu koristit će se srednje vrijednosti promjene pritiska i potiska u funkciji vremena za ispitivanu grupu raketnih motora (slika 3.15).



Sl. 3.15 Dijagram srednjih vrijednosti promjene pritiska i potiska sa vremenom za raketni motor RM-2

Eksperimentalni raketni motor RM-3

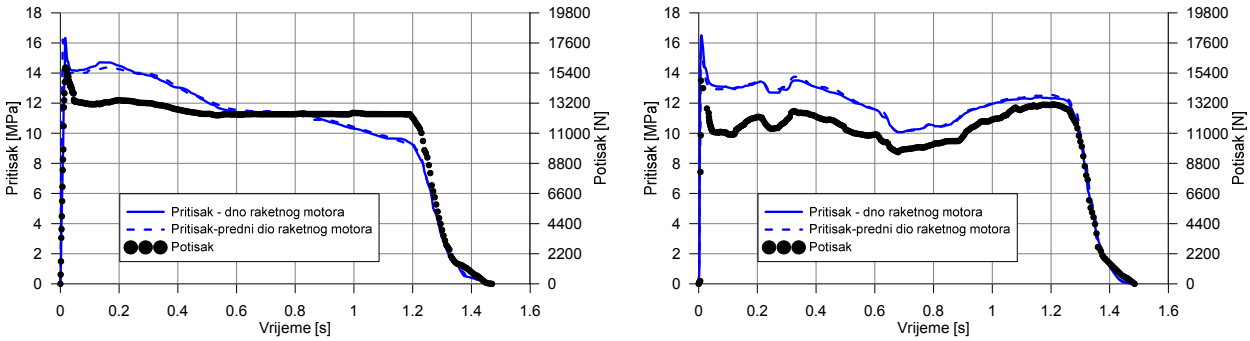
Izvršena su ispitivanja dvije varijante raketnih motora: jedna sa erozijom (slika 3.16, lijevo), a druga bez erozije kritičnog dijela mlaznika (slika 3.16, desno). Pri testiranju raketnog motor RM-3 mjerena je vrijednost promjene pritiska u funkciji vremena na oba kraja komore sagorijevanja. Razlika između pritisaka na oba kraja komore sagorijevanja iznosila je oko 8% kod raketnog motora bez erozije kritičnog presjeka, a kod raketnog motora sa erozijom ta vrijednost je promjenljiva i na početku je oko 10%, a kasnije oko 4%. Također je mjerena promjena potiska u funkciji vremena za oba raketna motora.



Sl. 3.16 Dijagram promjene pritiska i potiska sa vremenom za raketne motore RM-3: sa erozijom kritičnog presjeka mlaznika (lijevo) i bez erozije kritičnog presjeka mlaznika (desno)

Eksperimentalni raketni motor RM-4

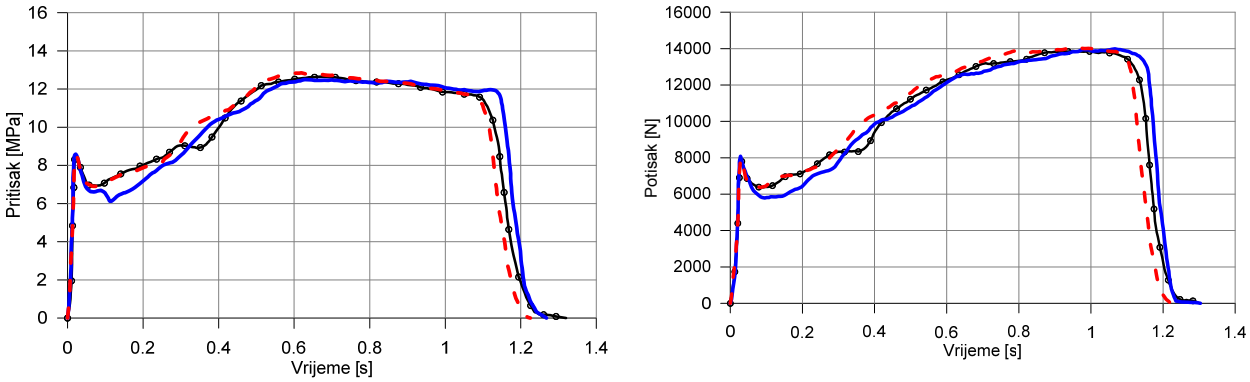
Izvršena su ispitivanja dvije varijante raketnih motora: jedna sa erozijom, oznaka RM-41 (slika 3.17, lijevo), a druga bez erozije kritičnog dijela mlaznika, oznaka RM-41 (slika 3.17, desno). Pri testiranju raketnog motora RM-4 mjerena je vrijednost promjene pritiska u funkciji vremena na oba kraja komore sagorijevanja. Razlika između pritisaka na oba kraja komore sagorijevanja iznosila je oko 1% kod oba raketna motora, sa ili bez erozije kritičnog presjeka. Također je mjerena promjena potiska u funkciji vremena za oba raketna motora.



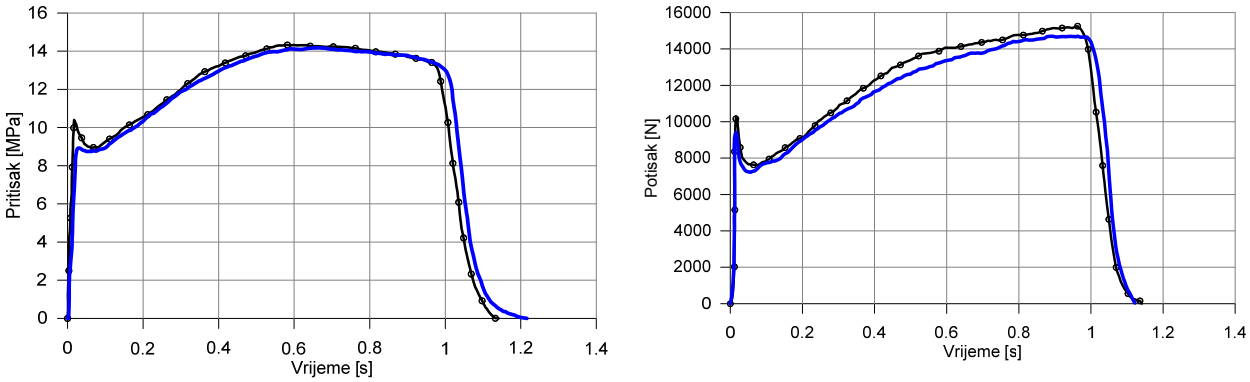
Sl. 3.17 Dijagram promjene pritiska i potiska sa vremenom za raketne motore: RM-41 sa erozijom kritičnog presjeka mlaznika (lijevo) i RM-42 bez erozije kritičnog presjeka mlaznika (desno)

Eksperimentalni raketni motor RM-5

Izvršena su ispitivanja dvije varijante raketnih motora: prva varijanta je imala mlaznik sa 8 perifernih mlaznica (slika 3.18), a druga je imala mlaznik sa 7 periferno raspoređenih mlaznica (slika 3.19). Obje grupe mlaznica su imale eroziju kritičnog dijela mlaznika, sa početnim prečnikom kritičnog presjeka od 10.4 mm. Pri testiranju raketnih motora RM-51 i RM-52 mjerena je vrijednost promjene pritiska u funkciji vremena (slike 3.18 i 3.19 lijevo) i promjena potiska u funkciji vremena (slike 3.18 i 3.19 desno) za obje varijante raketnih motora.



Sl. 3.18 Dijagram promjene pritiska (lijevo) i potiska (desno) sa vremenom za raketni motor RM-51 sa 8 periferno raspoređenih mlaznica



Sl. 3.19 Dijagram promjene pritiska (lijevo) i potiska (desno) sa vremenom za raketni motor RM-52 sa 7 periferno raspoređenih mlaznica

3.2.1 Istraživanje uticaja HUMP efekta

Trenutna brzina sagorijevanja u realnom raketnom motoru, pored osnovne vrijednosti određene u standardnim balističkim motorima, sadrži načelno u sebi više komponenti uticaja na osnovnu brzinu sagorijevanja. Određivanje ovih komponenti je složen zadatak i podrazumijeva uvođenje čitavog niza pretpostavki radi procjene uticaja svake komponente na ukupnu vrijednost trenutne brzine sagorijevanja.

Trenutna brzina sagorijevanja se može izraziti kao:

$$r_i = a\, p_c^n \quad \sum \delta r_j \tag{3.1}$$

gdje je δr_j j-ta komponenta uticaja na osnovnu brzinu sagorijevanja, a i n parametri brzine sagorijevanja određeni u balističkim raketnim motorima.

Iz jednačine o održanju mase koja uspostavlja ravnotežu između mase $\dot{m}_g$ nastale sagorijevanjem pogonske materije u jedinici vremena i sume masa produkata sagorijevanja akumuliranih u raketnom motoru dM/dt i mase produkata sagorijevanja koji su istekli kroz mlaznicu $\dot{m}_n$ određuje se trenutna brzina sagorijevanja [12,55]:

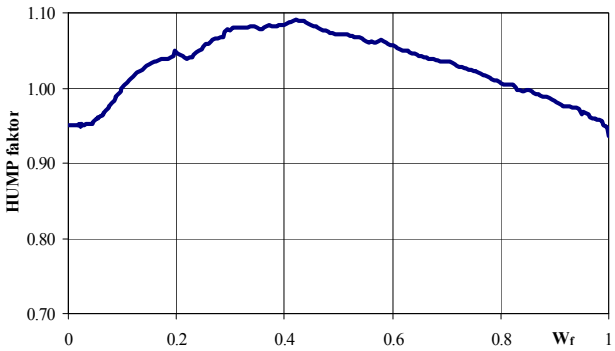
$$r_i = \frac{1}{\rho_p A_{b_i}} \left(\frac{p_{c_i}}{R \cdot T_c} \frac{dV_i}{dt} + \frac{V_i}{R T_c} \frac{dp_{c_i}}{dt} + \frac{p_{c_i} A_{th}}{C^*} \right) \tag{3.2}$$

gdje su: ρ_p – gustina pogonske materije [kg/m^3]; A_b – površina sagorijevanja pogonske materije [m^2]; r – brzina sagorijevanja pogonske materije [m/s], ρ_g – gustina gasovitih produkata sagorijevanja u raketnom motoru; V– slobodna zapremina za prolaz gasova [m^3]; p_c –pritisak sagorijevanja [Pa]; R – gasna konstanta; T_c – temperatura sagorijevanja u raketnom motoru [K], A_{th} – površina kritičnog presjeka mlaznice [m^2] i C^* – karakteristična brzina gasovitih produkata sagorijevanja.

Brzina sagorijevanja u realnom raketnom motoru sadrži u sebi i komponentu uticaja tehnologije izrade pogonskog punjenja, tzv. HUMP efekat. Promjena osnovne brzine sagorijevanja zbog uticaja HUMP efekta određena je odnosom trenutne vrijednosti brzine sagorijevanja u realnom raketnom motoru (jednačina 3.2) i osnovne brzine sagorijevanja određene u standardnom balističkom raketnom motoru, pri istim radnim pritiscima i uz zanemarivanje uticaja masenog fluksa na proces sagorijevanja, za određenu vrijednost položaja fronta plamena [43,48]:

$$\delta_{HUMP}(w_f) = \frac{r_i(p_c, w_f)}{r_0(p_c)} \tag{3.3}$$

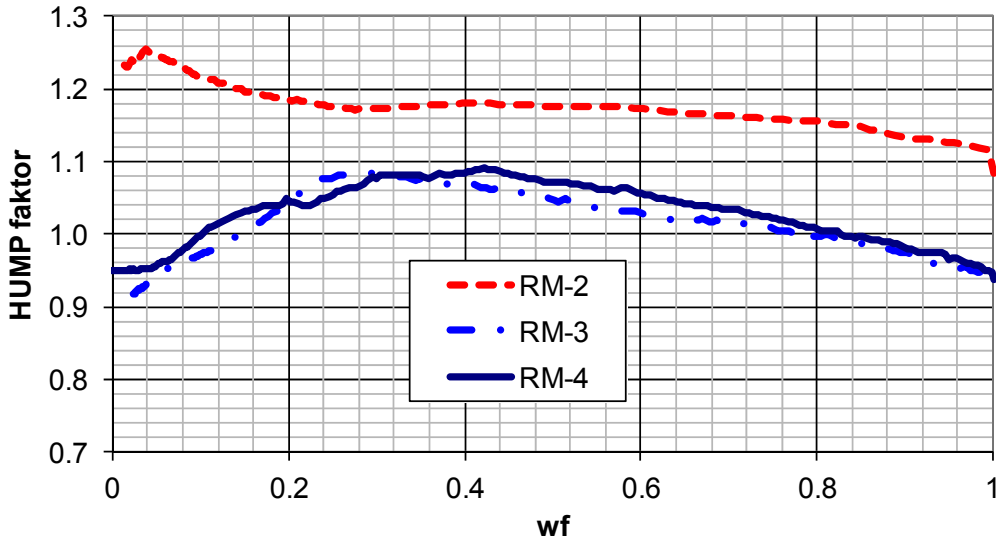
Komponenta utjecaja *HUMP* efekta na osnovni zakon brzine sagorijevanja kod raketnog motora RM-3, određena je analizom dijagrama *pritisak-vremena sagorijevanja* i taj uticaj na promjenu osnovne brzine sagorijevanja u funkciji relativne debljine svoda, w_f predstavljen je na sl. 3.20.



Sl. 3.20 Uticaj HUMP efekta za eksperimentalni raketni motor RM-3 [43,48]

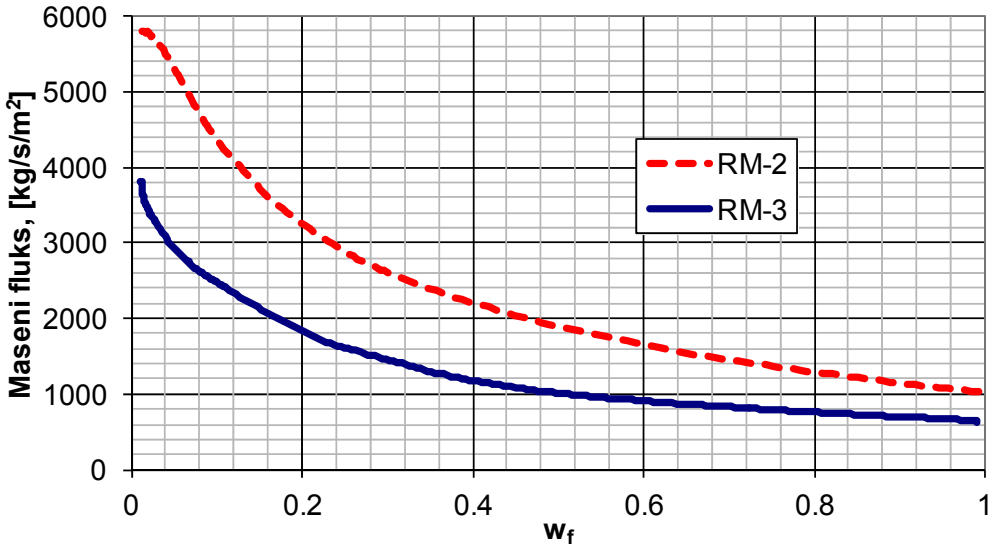
Izvršena su ispitivanja raketnih motora RM-4 (isti oblik i tip goriva kao kod RM-3) sa perifernim mlaznicama sa ciljem utvrđivanja uticaja konfiguracija mlaznika na brzinu sagorijevanja. Karakter promjene komponente koja uzima u obzir HAMP efekt u funkciji web-a prikazan je na sl. 3.21.

Karakter promjene komponente koja uzima u obzir HAMP efekt kod raketnih motora RM-2 (57 mm) prikazan je također na sl. 3.21 i vidljivo je da je taj uticaj bitno drugačiji nego kod raketnih motora RM-3 i RM-4. Ta činjenica ukazuje da pretpostavka o zanemarivanju uticaja masenog fluksa na osnovnu brzinu sagorijevanja nije uvijek opravdana.



Sl. 3.21 Promjena brzine sagorijevanja pod uticajem komponente HAMP efekta u funkciji web-a za raketne motore RM-2, RM-3 i RM-4 [48]

Na sl. 3.22 je prikazan rezultat proračuna promjene masenog fluksa unutar raketnih motora 57 mm i RM-3 korištenjem programa SPPMEF. Vidljivo je da je maseni fluks kod raketnih motora 57 mm značajno veći i da on bitno utiče na promjenu osnovne brzine sagorijevanja.

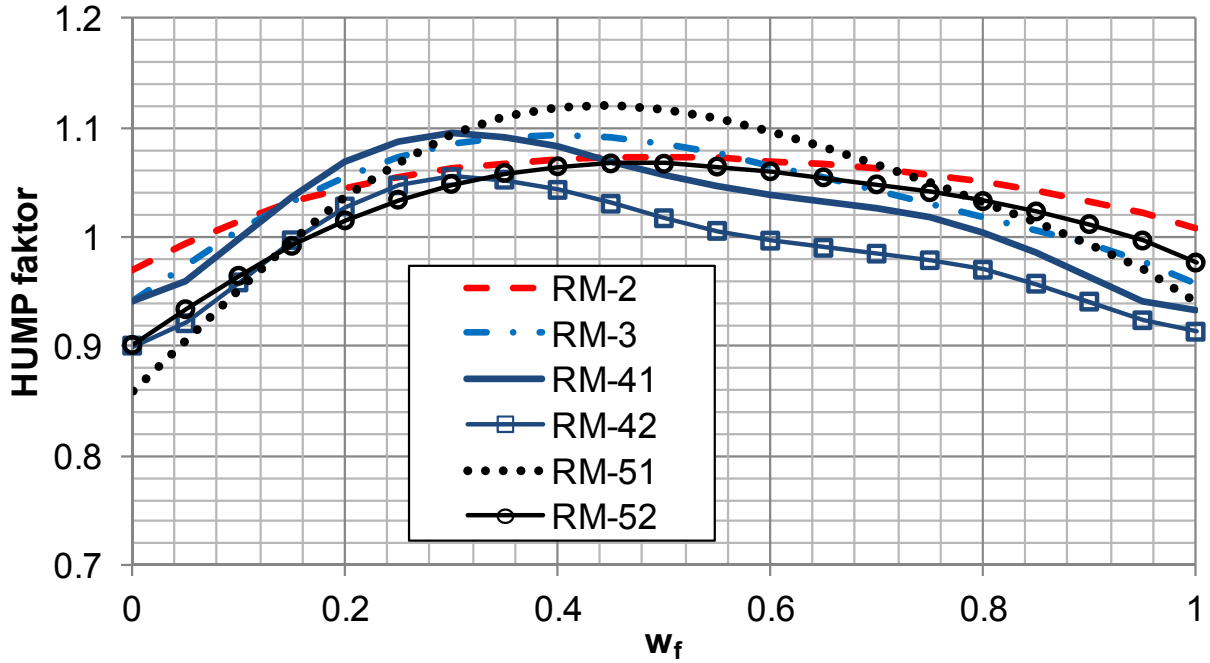


Sl. 3.22 Promjena masenog fluksa u funkciji relativne debljine svoda punjenja za raketne motore RM-2 i RM-3 [48]

Karakter i veličina promjene komponente HAMP efekta u funkciji web-a pogonskog punjenja je veoma sličan rezultatima istraživanja drugih autora [17,18,40], te se može smatrati da je metoda eksperimentalnog određivanja ovog uticaja korektna. Međutim, rezultati istraživanja kod

raketnih motora RM-2 pokazuju da je uticaj masenog fluksa značajan i da treba biti oprezan sa pretpostavkama o njegovom zanemarivanju u nekim slučajevima.

Uzimanjem u obzir uticaja masenog fluksa na promjenu brzine gorenja u realnim raketnim motorima, izvršena je korekcija promjene brzine i izdvojen uticaj HUMP efekta za ove tipove raketnih motora (slika 3.23).



Sl. 3.23 Promjena brzine sagorijevanja pod utjecajem komponente HUMP efekta u funkciji web-a za raketne motore RM-2, RM-3, RM-4 i RM-5

Raketni motori RM-3, RM-4 i RM-5 su imali isti tip goriva (NGR-A) sa različitim geometrijama punjenja i različitim serijama goriva. Stoga je vidljiv različit karakter u trendovima krivih HUMP efekta. Ranija istraživanja autora u referenci [48] ukazuju da izmjena tipa tehnologije izrade pogonskih punjenja ima značajan uticaj na proces sagorijevanja goriva.

POGLAVLJE

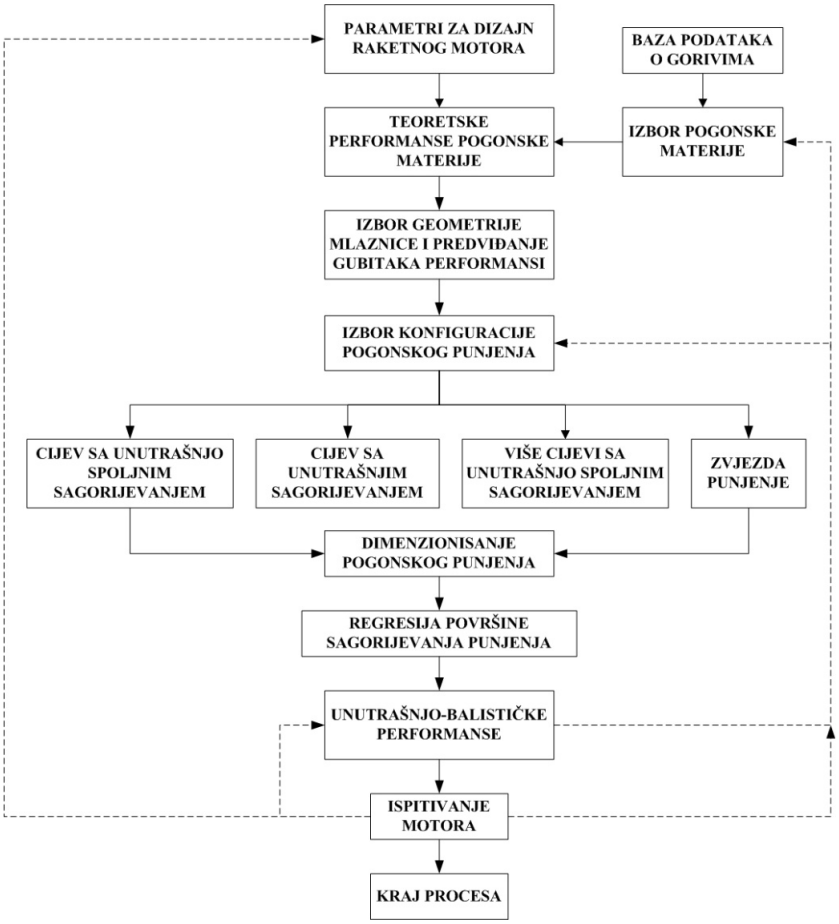
4

PREDVIĐANJE UNUTRAŠNJO-BALISTIČKIH PARAMETARA RAKETNIH MOTORA NA ČVRSTA GORIVA PRIMJENOM PROGRAMA SPPMEF

4.1 MODEL ZA DIZAJN I PREDVIĐANJE UNUTRAŠNJO-BALISTIČKIH PARAMETARA RAKETNIH MOTORA

Program SPPMEF sastoji se od serije modula koji su integrirani tako da obezbjede dizajn i predviđanje srednjih performansi raketnog motora (slika 4.1) [43,73]:

- TCPSP – (**T**hermo-**C**hemical **P**roperties **S**olid **P**ropellant) proračun termohemijskih energetskih karakteristika pogonske materije i teorijskih performansi raketnog motora,
- NOZZLE – određivanje dimenzija mlaznice i predviđanje gubitaka u raketnom motoru,



Sl. 4.1 Dijagram toka modela za dizajn i predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsta goriva [43,73]

- GEOM – ovaj modul se sastoji od dva dijela: dio za određivanje dizajn pogonskog punjenja i dijela za regresiju površine sagorijevanja punjenja,
- ROCKET – 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 empirijskih izraza opišu fizikalni i hemijski procesi u raketnom motoru.

4.1.1 Modul TCPSP

Ovaj modul omogućava proračun sastava produkata sagorijevanja u uslovima hemijske ravnoteže (zasnovan na modelu minimuma Gibbs-ove energije), transportnih svojstava gasnih produkata sagorijevanja (koeficijent dinamičke viskoznosti, koeficijent toplotne provodljivosti i Prandtl-ov broj) i teoretskih performansi raketnih motora [43,45].

Proračun teorijskih performansi raketnog motora zasnovan je na određenim pretpostavkama koje su uobičajene za ovakve tipove proračuna. Modul TCPSP omogućava proračun teorijskih performansi za model raketnog motora sa nepoznatim površinama i zasniva se na sljedećim pretpostavkama [19,30,51,69,70]:

- jednodimenzionalno strujanje,
- 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,
- produkti sagorijevanja se ponašaju kao idealan gas i
- ne postoje razlike u temperaturi i brzini između kondenzovane i gasne faze.

U komori sagorijevanja se odvijaju neizentropski i nepovratni procesi. Model uzet u ovom radu omogućava predviđanje teorijskih performansi raketnog motora za slučaj zamrznute (smjesa na kraju procesa sagorijevanja ostaje zamrznuta) i ravnotežne (smjesa ostaje u hemijskoj ravnoteži u funkciji lokalnog pritiska i temperature u svakom trenutku ekspanzije) ekspanzije produkata sagorijevanja u mlazniku i to za sljedeće slučajeve ekspanzije:

- ekspanzija do zadatog Mach-ovog broja (uslov za kritični presjek),
- ekspanzija do datog pritiska na izlaznom presjeku mlaznice,
- ekspanzija do zadanog ekpanzionog odnosa, $\varepsilon = A_e/A_{th}$ (program omogućava proračun ekspanzije za tri različita ekspanziona odnosa).

Program *TCPSP* omogućava proračun teoretskih performansi raketnog motora za pogonsku materiju koja u svom sastavu ima sljedeće hemijske elemente: *Al, C, Ca, H, K, Mg, N, Na, O, P, S, Si, Ti, F, Fe, Cl, Pb*. Baza podataka komponenti raketnih goriva zasnovana je na osnovu dostupnih podataka koje je publikovala firma MARTIN MARIETA [72] i podataka koji su dati NATO standardom STANAG 4400 [71].

Ulazni podaci za određivanje svojstava pojedinih elementa i spojeva koji se koriste u programu odnose se na 156 komponenata u gasovitom stanju i 39 u kondenzovanom stanju. Baza podataka o termodinamičkim i transportnim svojstvima komponenata produkata sagorijevanja, kao i baza podataka o komponentama raketnih goriva se mogu i dalje dopunjavati.

Rezultati programa *TCPSP* su verificiran sa rezultatima francuskog programom *Ophelia, version 3*. [57], i sa američkim programom *CEA* (Chemical Equilibrium with Applications) za [19,20]. Postignuta su visoka slaganja vrijednosti teoretskih performansi raketnih motora sa rezultatima referentnih programa *Ophelie* i *CEA*. U tabeli 4.1 prikazani su uporedni rezultati termodinamičkih svojstava smjese produkata sagorijevanja u komori sagorijevanja, za kompozitno raketno gorivo sastava: amonium perhlorat (AP), CHOS-Binder, Al, MgO, H_2O (sa procentualnim udjelom 72.06/18.58/9/0.2/0.16), dobijenim programom *TCPSP* i odstupanja u odnosu na rezultate dobijene programom *CEA* [43,45].

Tabela 4.1 Uporedni rezultati nekih performansi u komori sagorijevanja za kompozitno gorivo AP/CHOS-Binder/Al/MgO/H2O (sa procentualnim udjelom:72.06/18.58/9/0.2/0.16)

P [MPa]	3.447			1.724		
	TCPSP	CEA [20]	Odstupanje	TCPSP	CEA [20]	Odstupanje
T [K]	2716.8	2724.46	-0.28%	2700.2	2708.02	-0.29%
Cp [J/gK]	2.4185	2.40789	0.44%	2.5407	2.531738	0.35%
γ	1.1969	1.1945	0.20%	1.1926	1.189	0.30%
s [J/gK]	10.529	10.57506	-0.44%	10.788	10.82443	-0.34%
h [J/g]	-2028.3	-2028.24	0.00%	-2028.3	-2028.24	0.00%
ρ [g/m^3]	3527	3520.9	0.17%	1772	1768.1	0.22%
M (1/n)	23.112	23.136	-0.10%	23.071	23.096	-0.11%
M_W [g/mol]	22.262	22.282	-0.09%	22.225	22.246	-0.09%
a [m/s]	1080.1	1081.4	-0.12%	1075.4	1076.6	-0.11%
(dvt)p	1.0457	1.0518	-0.58%	1.069	1.0686	0.04%
(dvp)t	-1.0026	-1.0026	0.00%	-1.0035	-1.00342	0.01%

4.1.2 Modul NOZZLE

Ovaj modul omogućava određivanje dimenzija mlaznice, predviđanje gubitaka u raketnom motoru i predviđanje realnog specifičnog impulsa.

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 potiska.

Polazna osnova u procesu dizajniranja je poznavanje teoretskih vrijednosti svih važnih parametara na osnovu kojih se vrši procjena uticaja gubitaka i onda se postupkom iterativnog približavanja, određuje konvergentno rješenje površine kritičnog presjeka mlaznika.

Proces određivanja dimenzija mlaznika zahtijeva poznavanje:

- srednje vrijednosti sile potiska F_{aver} (balistički zahtjev),
- pritiska sagorijevanja u komori raketnog motora (određen tokom procesa izbora tipa pogonske materije),
- teoretske vrijednosti termohemijskih parametara pogonske materije, za slučaj ravnotežne i zamrznute ekspanzije produkata sagorijevanja, za usvojeni radni pritisak sagorijevanja i odnos površine izlaznog i kritičnog presjeka mlaznika (iz modula

TCPSP: molski udio kondenzovane faze, specifični impuls za ravnotežnu i zamrznutu ekspanziju i koeficijent potiska) i

- gubitaka u mlaznici raketnog motora (za procjenu gubitaka potrebno je poznavati odnosno izabrati sljedeće parametre: materijal mlaznice, ugao divergencije, vrijeme sagorijevanja, stepen radijalne erozije kritičnog presjeka, dužinu uronjenosti i ugao zakošenosti ose mlaznice u odnosu na osu raketnog motora).

Osnovni algoritam procesa određivanja površine kritičnog presjeka, odnosno ekspanzionog odnosa mlaznika je:

1. Određivanje površine kritičnog presjeka mlaznika:

$$A_{th} = \frac{F_{aver}}{C_{F_{teo}} \cdot p_c} \tag{4.1}$$

2. Određivanje koeficijenta efikasnosti sile potiska η_{C_F}.

3. Korekcija koeficijenta potiska C_F:

$$C_F = C_{F_{teo}} \cdot \eta_{C_F} \tag{4.2}$$

4. Korigovanje površine kritičnog presjeka mlaznika:

$$A_{th} = \frac{F_{aver}}{C_F \cdot p_c} \tag{4.3}$$

5. Ponavljanje koraka 2 do 4 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 0.1%.

Izlazna površina kritičnog presjeka se računa kao:

$$A_e = A_{th} \cdot \varepsilon \tag{4.4}$$

Predviđanje realne vrijednosti specifičnog impulsa raketnog motora, predstavlja kompleksan zadatak koji podrazumijeva poznavanje teoretske vrijednosti specifičnog impulsa pogonske materije, koeficijenata efikasnosti procesa sagorijevanja η_{C^*} i koeficijenta efikasnosti potiska η_{C_F}:

$$I_{sp} = I_{sp_{teo}} \cdot \eta_{C^*} \cdot \eta_{C_F} \tag{4.5}$$

Za predviđanje stvarnog specifičnog impulsa, koriste se empirijske formule pri procjeni gubitaka koje su preporučene od strane AGARD-a, u okviru Propulsion and Energetic Panel Working Group 17 ili sličan metod, korišten u programu SPP [9,31,61]. Na osnovu preporuka datih u referenci [52] u ovaj izraz su uključeni i gubici zbog zakošenosti ose mlaznika u odnosu na osu motora.

Koeficijent efikasnosti potiska se određuje na osnovu sljedećeg izraza:

$$\eta_{C_F} = 1 - 0{,}01 \cdot \left(\varepsilon_{DIV} + \varepsilon_{TP} + \varepsilon_{BL} + \varepsilon_{KIN} + \varepsilon_{SUB} + \varepsilon_{EROS} + \varepsilon_{ANGL}\right) \tag{4.6}$$

Eksperimentalne vrijednosti specifičnog impulsa određene su na osnovu izraza:

$$I_{sp_{\exp}} = \frac{\int F\,dt}{m_p}. \tag{4.7}$$

Rezultati uporedene analize procijenjenog specifičnog impulsa i eksperimentalno određenog specifičnog impulsa za četiri tipa raketnih motora (prva tri tipa su sa dvobaznim gorivom a zadnji sa kompozitnim gorivom TP-H-3062 [58]) prikazani su u tabeli 4.2.

Model za predviđanje gubitaka performansi raketnog motora daje veoma dobra slaganja sa rezultatima dobijenim eksperimentalnim putem. Maksimalna odstupanja specifičnog impulsa su do 0,5%.

Tabela 4.2 Uporedna analiza predviđene i eksperimentalne vrijednosti specifičnog impulsa

Raketni motor	P_{aver} [MPa]	Mlaznica				η_{C^*}	η_{C_F}	Specifični impuls [Ns/kg]			Odstu panje [%]
		Tip	d_{th} [mm]	α [°]	ε			Isp^0	Isp_{exp}	Isp_{pred}	
RM-1	12.437	Konus	29.4	13	14.050	0.982	0.921	2320.9	2098.5	2099.6	0.051
RM-2	12.262		29.4	11	12.867	0.974	0.928	2250.7	2026.9	2033.7	0.335
RM-3	17.342		14.0	7.5	6.250	0.999	0.909	2210.3	2011.5	2006.9	-0.229
Star-8	9.827		22.4	15	27.1	0.955	0.916	3069.4	2677.1	2685.9	0.329

4.1.3 Modul GEOM

Modul GEOM omogućava dizajn sljedećih tipova konfiguracija punjenja:

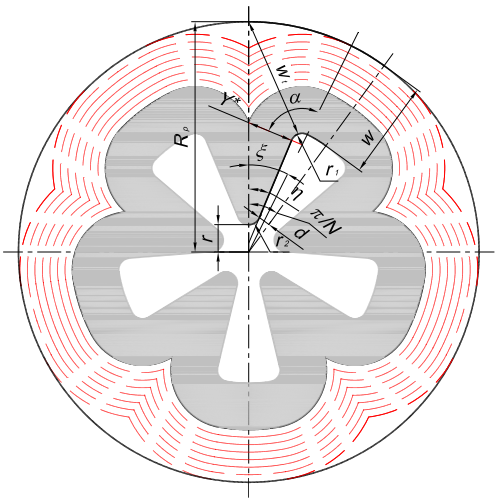
- punjenje u obliku cilindra sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem,
- punjenje u obliku cilindra sa unutrašnjim sagorijevanjem,
- više punjenja u obliku cilindra sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem i
- zvijezda punjenje.

Ovaj modul omogućava simuliranje regresije površine sagorijevanja (promjena površine sagorijevanja tokom vremena, odnosnu u funkciji trenutnog položaja fronta plamena). Za predviđanje regresije punjenja koriste se analitičke jednačine [43,44].

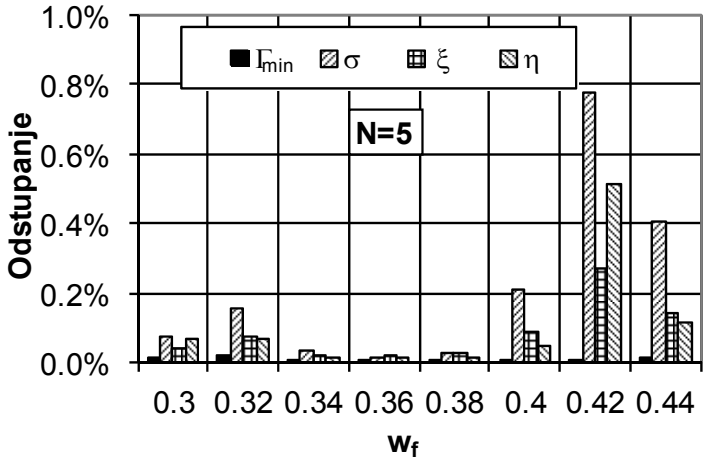
Na osnovu parametara određenih u preliminarnoj analizi, izbor opšte konfiguracije punjenja u ovom modelu zasniva se na sljedećim parametrima: karakteru promjene potiska sa vremenom (progresivan, neutralan ili degresivan), relativnoj debljini svoda punjenja (w_f), stepenu ispune (V_l) i vitkosti punjenja (L/D). Određivanje dimenzija punjenja za prva tri tipa konfiguracija zavisi od stepena ispune (direktno zavisi od relativne debljine svoda) 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.

Zvijezda punjenje pruža mogućnost izbora više geometrija koje zadovoljavaju uslove iz preliminarne analize. Postupak optimizacije zvijezda punjenja zasniva se na postavkama definisanim u referencama [44,74]. Razvijeni kompjuterski program OPTIM (program je jedan od dijelova modula GEOM) [44] omogućava da se varijacijom 7 nezavisnih geometrijskih varijabli zvijezda punjenja (slika 4.2) za prethodno usvojene intervale stepena ispune, relativnog ostatka nesagorijelog goriva (sliver - σ) i stepena neutralnosti površine sagorijevanja punjenja (odnos maksimalnog i srednjeg perimetra sagorijevanja, $\Gamma_{min}=S_{max}/S_{aver}$) izabere optimalna geometrija zvijezde.

Komparativnom analizom rezultata dobijenih kompjuterskim programom OPTIM u odnosu na rezultate referentnog kompjuterskog programa SPP (Solid Performance Program) [22], ostvarena su veoma dobra slaganja (slika 4.3).



Sl. 4.2 Geometrijska definicija zvijezde i regresija površine sagorijevanja



Sl.4.3 Uporedni rezultati programa OPTIM u odnosu na rezultate iz reference [22] za optimizaciju zvijezde sa 5 krakova (V_l=0.85 i $r_1/R_p=r_2/R_p$=0.05)

4.1.4 Modul ROCKET

Matematski model koji opisuje strujno polje u raketnom motoru zasniva se na primjeni jednačina održanja mase, količine kretanja i energije u jednodimenzionalnom obliku. Osnovne pretpostavke na kojima se zasniva ovaj modul su:

- dotok mase je trenutan proces, pri kome je komponenta brzine gasa, paralelna osi motora, jednaka nuli,
- produkti 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,
- karakteristična brzina nije funkcija pritiska sagorijevanja već pogonske materije i određuje se na osnovu izraza [43]

$$C^* = C^*_{p_{cnom}} \eta_{C^*} \tag{4.8}$$

gdje su: $C^*_{p_{cnom}}$ – karakteristična brzina dobijena na osnovu teorijskog proračuna performansi raketnog motora pri srednjoj vrijednosti pritiska sagorijevanja za slučaj ravnotežne ekspanzije; η_{C^*} – koeficijent efikasnosti sagorijevanja.

Promjena brzine sagorijevanja pogonskog punjenja opisuje se jednačinom:

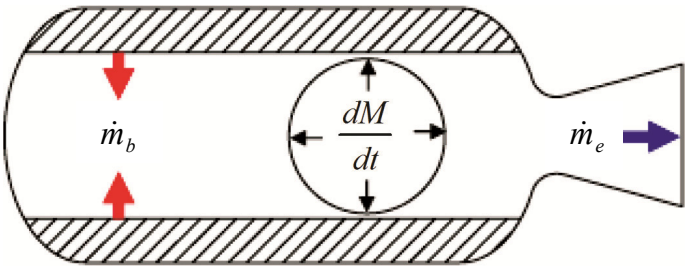
$$r_b = a \cdot p^n + r_e + r_{HUMP} \tag{4.9}$$

gdje su: r_e – komponenta erozivne brzina sagorijevanja, definisana jednačinom (2.36) ili (2.38), r_{HUMP} – komponenta brzine sagorijevanja zbog uticaja HUMP efekta, određena na osnovu sljedeće jednačine:

$$r_{HUMP} = ap^n \cdot \left[\delta_{HUMP}\left(w_f\right) - 1\right] \tag{4.10}$$

Pritisak u raketnom motoru u funkciji vremena se računa na osnovu zakona o održanju mase tj. masa gasa nastala sagorijevanjem pogonske materije $\dot{m}_b$ jednaka je sumi mase produkata sagorijevanja akumuliranih u raketnom motoru *dM/dt* i mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu $\dot{m}_e$, (slika 4.4):

$$\dot{m}_b = \frac{dM}{dt} + \dot{m}_e \,. \tag{4.11}$$



Sl. 4.4 Bilans mase gasa nastale sagorijevanjem goriva u raketnom motoru

Masa gasa nastala sagorijevanjem pogonske materije $\dot{m}_b$ data je izrazom (2.18), a mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu $\dot{m}_n$ data je izrazom (2.19).

Mase produkata sagorijevanja akumuliranih u raketnom motoru *dM/dt* je:

$$\frac{dM}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho_g V) = \rho_g \frac{dV}{dt} + V\frac{d\rho_g}{dt}\,, \tag{4.12}$$

gdje su: $\rho_g = p_c/\left(R_g \cdot T_c\right)$ – gustina gasovitih produkata sagorijevanja u raketnom motoru [kg/m^3], V – slobodna zapremina za prolaz gasova [m^3], p_c – pritisak sagorijevanja [Pa].

Korisreći vezu između gustine gasovitih produkata sagorijevanja i pritiska sagorijevanja izraz (4.12) može se napisati kao:

$$\frac{dM}{dt} = \rho_g \frac{dV}{dt} + \frac{V}{R_g \cdot T_c}\frac{dp_c}{dt}\,. \tag{4.13}$$

Promjena pritiska sagorijevanja u raketnom motoru se određuje numeričkom integracijom izraza (izveden iz izraza 4.11 nakon uvrštavanja izraza 2.18, 2.19 i 4.13):

$$\frac{dp_{c_i}}{dt} = \frac{1}{V_{c_i}}\left[R_g T_c\left(\sum_{j=1}^{N_k}\rho_p A_{b_{i_j}} r_{b_{i_j}} - \frac{p_{c_i} A_{th_i}}{C^*}\right) - p_{c_i}\frac{dV_{c_i}}{dt}\right] \tag{4.14}$$

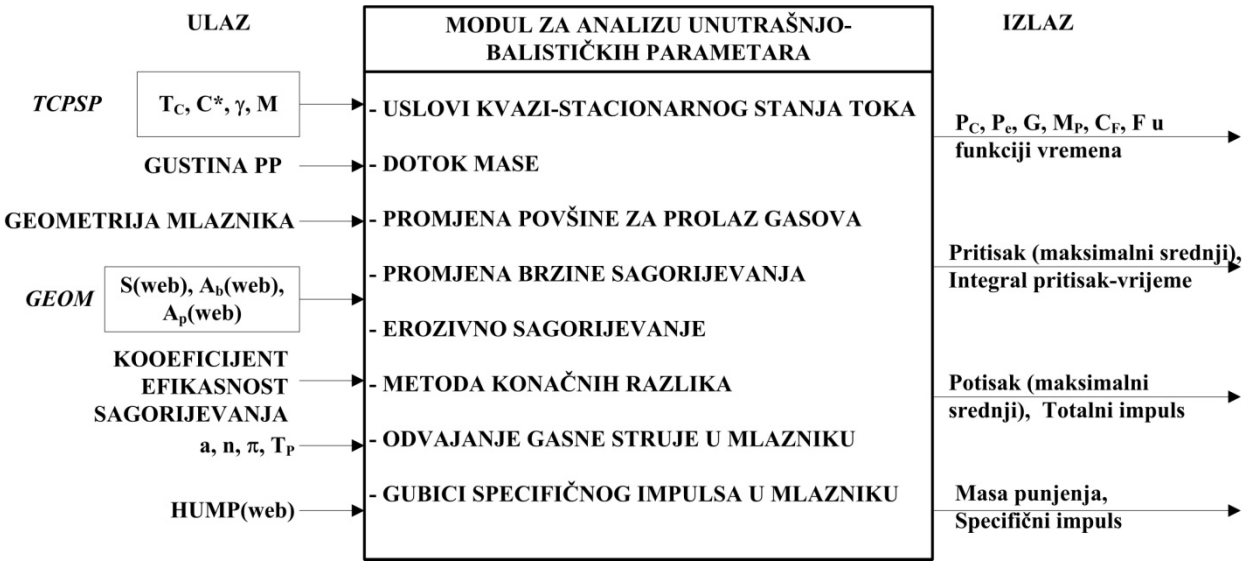
gdje je N_k – broj podjela dužine pogonskog punjenja.

Promjena sile potiska se određuje na osnovu izraza (2.8):

$$F_i = p_{c_i} C_{F_i} A_{th_i}$$

Koeficijent potiska računa se sa konstantnim koeficijentom odnosa specifičnih toplota produkata sagorijevanja (model omogućava korekciju koeficijenta potiska i u slučaju znatnije promjene pritiska okoline tj. uticaj odvajanja gasne struje) na osnovu izraza (2.10). U slučaju odvajanja gasne struje unutar mlaznika za izračunavanja koeficijenta potiska koristi se izraz (2.12).

Dijagram toka za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara (modul *ROCKET*) dat je na slici 4.5.



Sl. 4.5 Dijagram toka modula za predviđanje unutrašnjo - balističkih parametara

Ulazni podaci, u modulu *ROCKET,* koji su potrebni za predviđanje promjene potiska i pritiska u raketnom motoru u funkciji vremena su:

- površine kritičnog i izlaznog presjeka mlaznika,
- ukupna zapremina komore sagorijevanja,
- pritisak i temperatura okoline,
- odnos specifičnih toplota produkata sagorijevanja u komori raketnog motora (dobijen teorijskim proračunom performansi pogonske materije, modul *TCPSP*),
- nominalni pritisak u raketnom motoru,
- promjena 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,
- gustina pogonskog punjenja,
- matrica promjene površine sagorijevanja i površine za prolaz gasova u funkciji izgorjelog svoda punjenja (w_i).

Modul *ROCKET* omogućava predviđanje 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, sagorjela masa pogonskog punjenja, površina kritičnog presjeka, trenutna vrijednost brzine sagorijevanja, koeficijent potiska. Također, program omogućava prikaz sljedećih podataka: ukupna masa pogonskog punjenja, maksimalne i srednje vrijednosti potiska i pritiska sagorijevanja, totalni impuls, specifični impuls, integral pritiska u funkciji vremena, vrijeme sagorijevanja i ukupno vrijeme rada raketnog motora.

4.2 REZULTATI

Rezultati verifikacije prethodnih modula (TCPSP, NOZZLE i GEOM) programa SPPMEF pokazali su veoma dobra slaganja sa rezultatima dobijenim na osnovu referentnih kompjuterskih programa (CEA, SPP), odnosno rezultata dobijenih 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, utvrdit će se na taj način što će se rezultati predviđanja porediti sa rezultatima dobijenim eksperimentalnim putem za sljedeće raketne motore (tabela 4.3): standardni balistički opitni raketni motor 32/16, raketni motor 57 mm (RM-2), raketni motor prečnika 128 mm sa punjenjem od više cilindara sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem (RM-1), raketni motori prečnika 128 mm sa zvijezda punjenjem i centralnom mlaznicom bez erozije kritičnog presjeka mlaznice (RM-3) i sa mlaznikom sa periferno raspoređenim mlaznicama bez erozije kritičnog presjeka (RM-4) i raketni motor prečnika 204.7 mm sa cilindričnim punjenjem sa unutrašnjim sagorijevanjem (STAR-8) [58,59].

Tabela 4.3 Podaci o ispitivanim raketnim motorima

Raketni motor	Tip goriva	$r=a(P_c[MPa])^n$ [m/s]		$L^*=V_c/A_{th}$ [m]
		a	n	
RM-1	NGR-B (NC12%N /NG - 55.7/ 30 %)	0.00276	0.5734	2.55
RM-2	NGR-C (NC12%N/NG - 56.73/27.5 %)	0.00731	0.273	1.17
RM-3 (4)*	NGR-A (NC12%N /NG - 55.24/ 33.84 %)	0.013072	0.2276	1.12
RM-(5)*		0.021616	0.0369	1.21
STAR-8	TP-H-3062 (AP/CTPB/Al – 70/14/16%)	0.004202	0.31	12.4

*Napomena: gorivo sa "plato" efektom (prvi zakon gorenja vrijedi do 14 MPa, a drugi iznad)

Uticaj *HUMP* efekta, $\delta_{HUMP}(w_f)$, na osnovni zakon brzine sagorijevanja kod razmatranih eksperimentalnih raketnih motora, određen je analizom dijagrama pritisak u funkciji vremena sagorijevanja. Taj uticaj na promjenu osnovne brzine sagorijevanja u funkciji relativne debljine svoda, w_f predstavljen je na sl. 3.23.

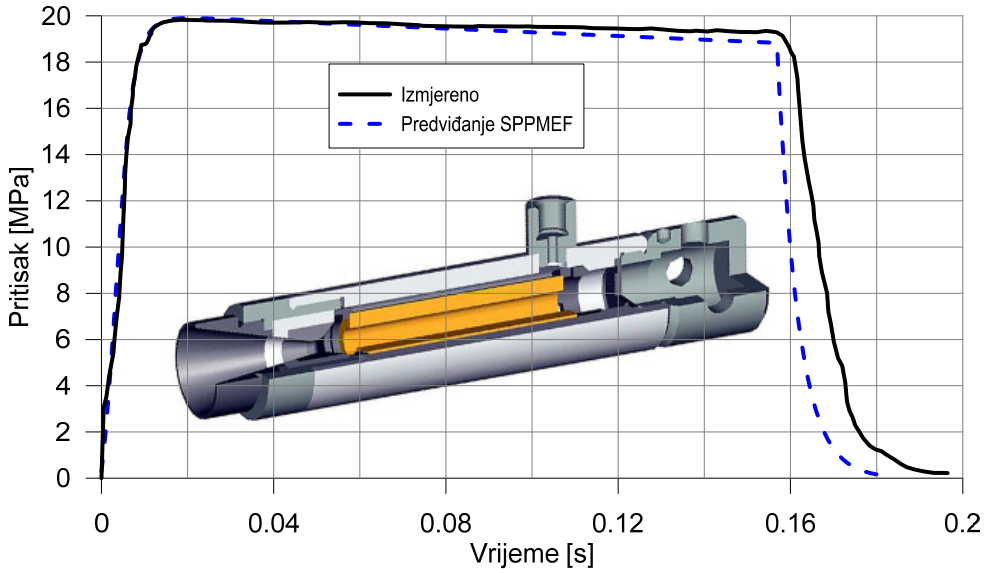
Standardni balistički opitni raketni motor 32/16

Balistički opitni raketni motor 32/16 koristi se za određivanje zakona brzine sagorijevanja pogonske materije i sadrži cilindrično punjenje sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem. Čeone površine nisu inhibirane.

Odgovarajući radni pritisak sagorijevanja postiže se izmjenom prečnika kritičnog presjeka mlaznika. Tokom eksperimenta mjerena je promjena pritiska u funkciji vremena i određene su: srednja vrijednost pritiska sagorijevanja, maksimalni pritisak sagorijevanja i integral pritisak-vrijeme.

Na slici 4.6, prikazani su uporedni rezultati promjene pritiska sa vremenom, dobijeni predviđanjem na osnovu postavljenog modela za gorivo NGR-A (bez korekcije zakona brzine sagorijevanja) i dobijeni eksperimentalnim putem za prečnik kritičnog presjeka od 8 mm.

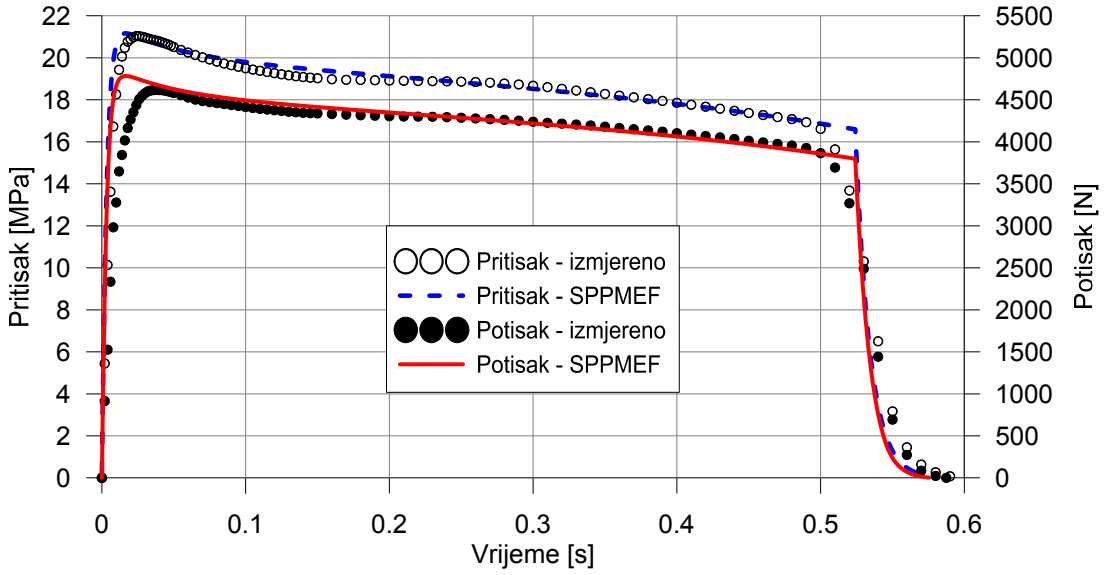
Postignuto je veoma dobro slaganje rezultata promjene pritisaka sa vremenom dobijenih programom SPPMEF sa rezultatima eksperimenata. Maksimalna odstupanja integrala pritisak sa vremenom je do 4.3%, odstupanja maksimalnog pritiska sagorijevanja su ispod 3%, a odstupanja vremena gorenja je ispod 3,5%. Ova odstupanja su manja kod raketnih motora koji rade na višem pritisku sagorijevanja (od 14 do 20 MPa) [43].



Sl. 4.6 Pritisak u funkciji vremena za balistički opitni raketni motor 32/16 za D_{th}=8 mm

Raketni motor, 57 mm – RM-2

Na slici 4.7 prikazani su uporedni rezultati promjene pritiska, odnosno potiska sa vremenom, dobijeni predviđanjem na osnovu postavljenog modela i dobijeni eksperimentalnim putem. U simulaciji je korigirana osnovna brzina gorenja sa uticajem erozivnog gorenja (koeficijenti $J=A_{th}/A_p$=0.385, $K=A_b/A_{th}$=512, a $r_b\approx$ 19.5 mm/s) primjenom jednačine 2.36 (β=120). Također je razmatran i uticaj HUPM efekta (dobiven analizom trenutne brzine gorenja na osnovu metodologije date u reference [48], slika 3.23).

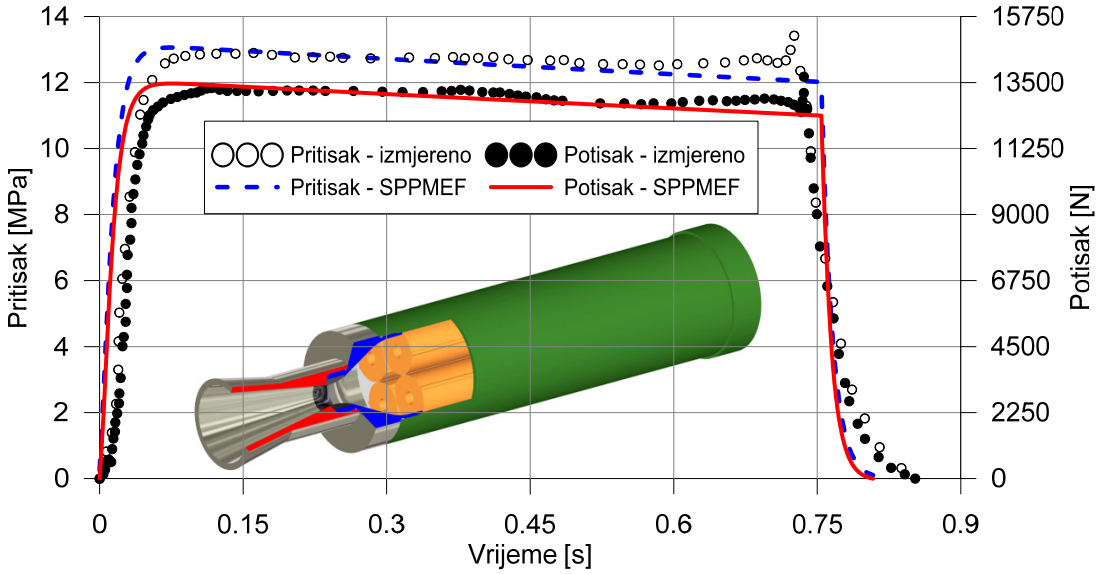


Sl. 4.7 Promjena pritiska i potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-2

Postignuto je veoma dobro slaganje u predviđanju promjene pritiska, odnosno potiska sa vremenom, sa podacima dobijenim eksperimentalnim mjerenjem. Slaganje krivulja je posebno izraženo u fazi kvazistacionarnog sagorijevanja, dok su veća odstupanja u fazi izduvavanja (model ne razmatra strukturalni integritet punjenja u završnoj fazi sagorijevanja i eventualnu pojavu slivera). Odstupanje vrijednosti totalnog impulsa iznosi 0,3%, a integrala pritiska sa vremenom do 0.45% što predstavlja visoko slaganje u odnosu na rezultate dobijene eksperimentalnim putem [73].

Raketni motor, 128 mm – RM-1

Slika 4.8 prikazuje promjenu pritisaka, odnosno potisaka u funkciji vremena za raketni motor RM-1 dobijene programom SPPMEF i eksperimentalnim mjerenjem. Postignuta su dobra slaganja u predviđanju promjene pritiska, odnosno potiska sa vremenom sa podacima dobijenim eksperimentalnim mjerenjem. Odstupanje vrijednosti totalnog impulsa iznosi 1,2%, a integrala pritiska sa vremenom do 0.6% što predstavlja veoma dobro slaganje u odnosu na rezultate dobijene eksperimentalnim putem [73].

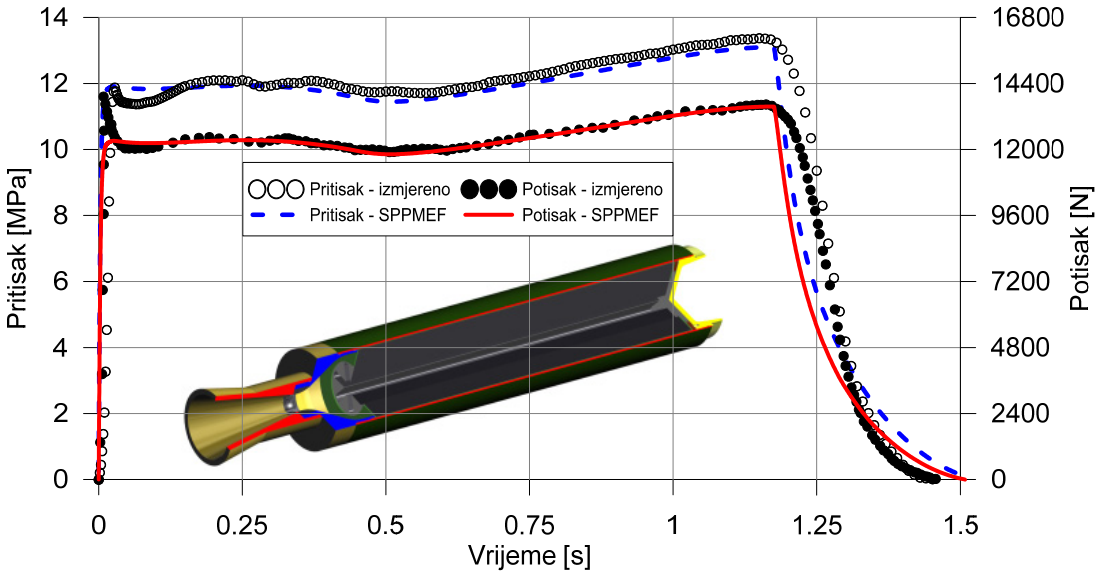


Sl. 4.8 Promjena pritiska i potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-1

Raketni motor, 128 mm – RM-3

Pri testiranju raketnog motor RM-3, mjerena je vrijednost promjene pritiska u funkciji vremena na oba kraja komore sagorijevanja. Razlika između pritisaka na oba kraja komore sagorijevanja iznosila je oko 8%. Također je mjerena promjena potiska u funkciji vremena.

Na slici 4.9 prikazani su uporedni rezultati promjene pritiska, odnosno potiska sa vremenom, dobijeni predviđanjem na osnovu postavljenog modela i dobijeni eksperimentalnim putem (srednja vrijednost pritisaka).

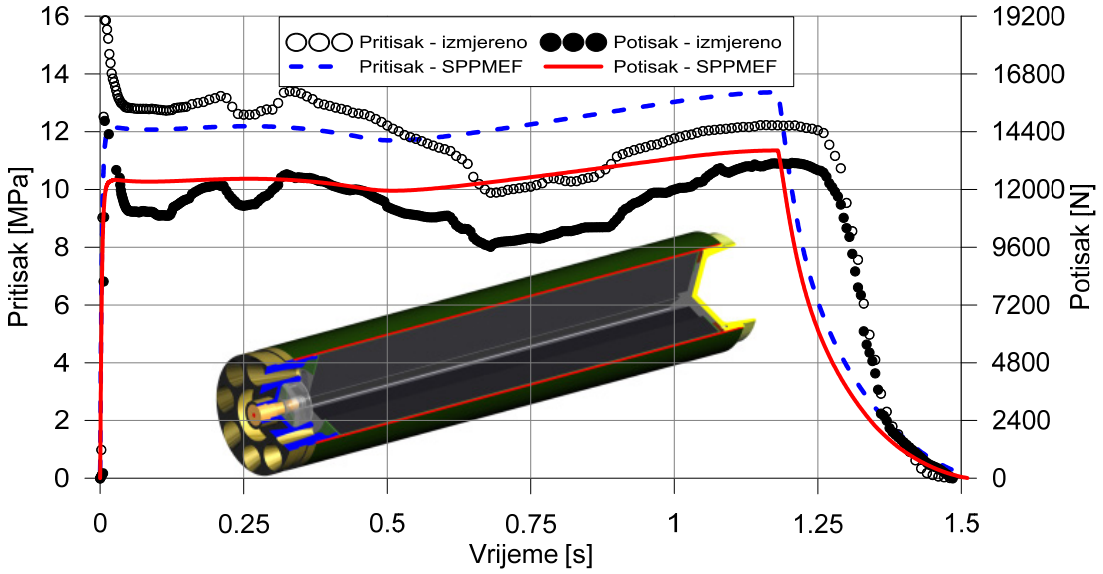


Sl. 4.9 Promjena pritiska i potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-3

U simulaciji je korigirana osnovna brzina gorenja sa uticajem erozivnog gorenja (koeficijenti $J=A_{th}/A_p=0.448$, $K=A_b/A_{th}=242$, a $r_b\approx$ 22 mm/s) primjenom jednačine 2.36 (β=120). Također je razmatran i uticaj HUPM efekta. Postignuto je veoma dobro slaganje u predviđanju promjene pritisak, odnosno potiska sa vremenom sa podacima dobijenim eksperimentalnim mjerenjem.

Raketni motor, 128 mm – RM-4

Raketni motor RM-4 ima isto gorivo i konfiguraciju pogonskog punjenja kao raketni motor RM-3. Ovaj raketni motor koristi mlaznik sa periferno raspoređenim mlaznicama (8 mlaznica bez tangencijalnog zakošenja mlaznica) bez erozije kritičnog presjeka mlaznika, čija je ukupna površna jednaka kao kod raketnog motora RM-3. Na slici 4.10, prikazani su uporedni rezultati promjene pritiska, odnosno potiska sa vremenom, modela SPPMEF i dobijeni eksperimentalnim putem.



Sl. 4.10 Promjena pritiska i potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-4

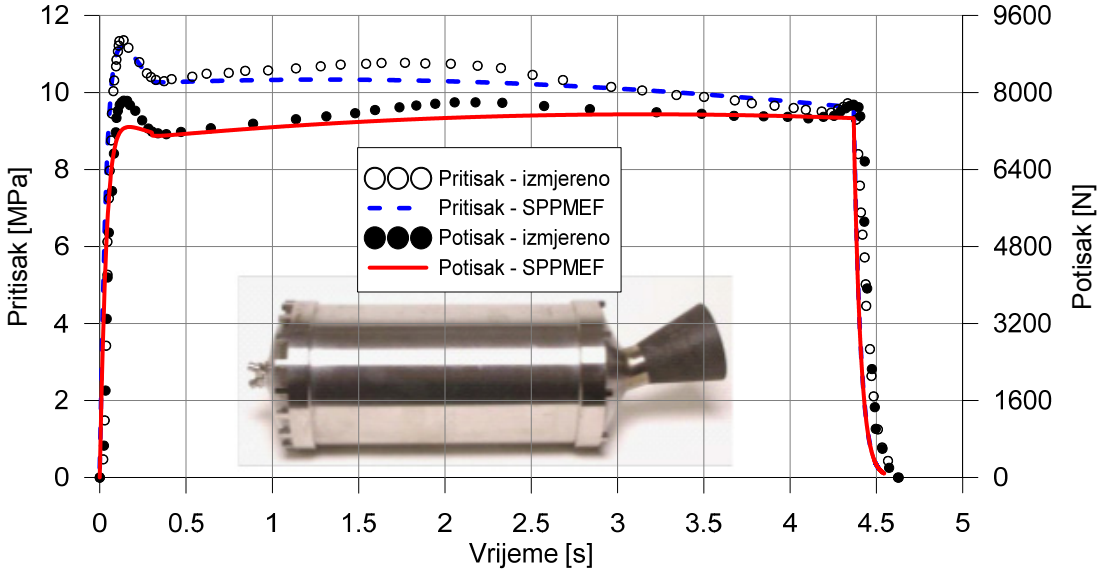
Uočavaju se značajnija odstupanja pri predviđanju promjene pritiska, odnosno potiska sa vremenom sa podacima dobijenim eksperimentalnim mjerenjem. Posljedica ovih odstupanja je to što produkti sagorijevanja po izlasku iz unutrašnje šupljine pogonskog punjenja ne ulaze odmah u mlaznice (mlaznik sa više periferno raspoređenim mlaznicama), nego se gasni tok povija i formira vrtložno strujanje na čelu bloka mlaznica i tek potom ulazi u konvergentno-divergentne konusne mlaznice. Pri tome se javlja značajna promjena vektora brzine gasnog toka i preraspodjela pritiska gasne struje u tom regionu, a što se odražava na promjene u razvoju pritiska u samom raketnom motoru i na promjenu unutrašnjo-balističkih parametara, kao što su totalni i specifični impuls raketnog motora.

Raketni motor STAR 8

Raketni motor STAR 8 je razvijen i usvojen 2002 godine kao raketni motor za spuštanje istraživačkog vozila na Mars (Mars Exploration Rover-MER), u okviru programa Jet Propulsion Laboratory (JPL) u Pasadeni, USA. Raketni motor sastoji se od: cilindričnog punjenja sa unutrašnjim sagorijevanjem od kompozitnim goriva tipa TP-H-3062, komore sagorijevanja od titanijuma 6AI-4V, pirogene pripale i centralne mlaznice.

Na slici 4.11 prikazani su uporedni rezultati promjene pritiska sa vremenom, dobijeni predviđanjem na osnovu postavljenog modela i dobijeni eksperimentalnim putem. U simulaciji je korigirana početna površna kritičnog presjeka mlaznika zbog zakošenosti mlaznice na osnovu

metodologije date u referenci [52]. Također je razmatrana erozija kritičnog presjeka mlaznice na osnovu vrijednosti stepena radijalne erozije date u reference [59].



Sl. 4.11 Promjena pritiska i potiska u funkciji vremena za raketni motor STAR 8 (-30°C, vakuum)

Postignuto je veoma dobro slaganje u predviđanju promjene pritiska, odnosno potiska sa vremenom, sa podacima dobijenim eksperimentalnim mjerenjem. Uzimanjem u obzir i HUMP efekta ova slaganja bi bila još bolja.

4.3 ZAKLJUČNA RAZMATRANJA

Uporedna analiza rezultata programa SPPMEF sa rezultatima eksperimentalnih ispitivanja pokazala su:

- Postignuta su veoma dobro slaganja u predviđanju promjene pritiska, odnosno potiska sa vremenom, sa podacima dobijenim eksperimentalnim mjerenjem za raketne motore gdje nije izražen značajan uticaj gasne struje i masenog fluksa na brzinu gorenja, kao i raketne motore sa centralnom mlaznicom.

- Za raketne motore koji imaju stabilan rad moguće je procijeniti srednje vrijednosti pritiska i potiska, kao i njihove integrale sa tačnošću do 2%.

- Kod raketnih motora sa mlaznikom sa periferno raspoređenim mlaznicama uočena su značajnija odstupanja pri predviđanju promjene pritiska, odnosno potiska sa vremenom, sa podacima dobijenim eksperimentalnim ispitivanjem. U ovom slučaju maksimalna greška predviđanja unutrašnjo-balističkih performansi je do 5%.

- Razumijevanje kompleksnosti gasnog toka, u slučaju raketnih motora sa mlaznikom sa periferno raspoređenim mlaznicama, jedino je moguće primjenom metoda numeričke simulacije.

POGLAVLJE

5

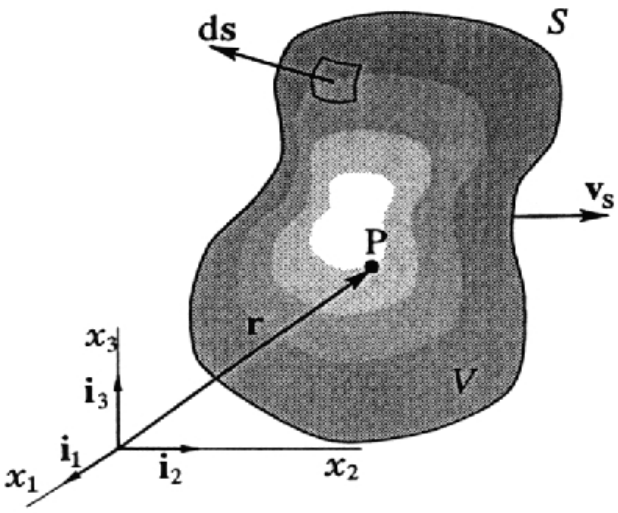
3D MATEMATSKI MODEL I NUMERIČKI METOD

5.1 MATEMATSKI MODEL

Zakoni održanja mase, količine kretanja, momenta količine kretanja i energije kompletno određuju ponašanje jednog materijalnog sistema i nezavisni su od prirode kontinuuma koji čine taj sistem. Oni kao takvi ne čine zatvoreni sistem jednačina i dodatne konstitutivne relacije su potrebne da bi se sistem jednačina zatvorio.

5.1.1 Osnovne jednačine

Ponašanje kontinuuma se može opisati transportnim jednačinama baziranim na osnovnim zakonima o održanju mase, količine kretanja i energije. Jednačine izvedene iz datih zakona predstavljene su u integralnoj formi za proizvoljno odabran dio kontinuuma, zapremine V ograničen površinom S (sl. 5.1). U slučaju kada je brzina kretanja površine $\mathbf{v}_s$ jednaka brzini kontinuuma $\mathbf{v}$, jednačine se svode na Lagrangeovu formu.



Sl. 5.1 Kontrolna zapremina [76]

5.1.1.1 Jednačina kontinuiteta

Jednačina koja je izvedena iz zakona o održanju mase, poznata kao jednačina kontinuiteta, može se napisati u obliku [76]:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\int_V \rho \,\mathrm{d}V + \int_S \rho(\mathbf{v}-\mathbf{v}_s)\cdot \mathrm{d}\mathbf{s} = 0 \tag{5.1}$$

gdje je t vrijeme, ρ je gustina, $\mathbf{v}$ je vektor brzine fluida, $\mathbf{v}_s$ je vektor brzine površi koja ograničava kontrolnu zapreminu.

5.1.1.2 Jednačina održanja količine kretanja

Zakon održanja količine kretanja primijenjen na kontrolnu zapreminu sa sl. 5.1 dat je jednačinom [76]:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\int_V \rho \mathbf{v}\mathrm{d}V + \int_S \rho \mathbf{v}\otimes(\mathbf{v}-\mathbf{v}_s)\cdot \mathrm{d}\mathbf{s} = \int_S \mathbf{T}\cdot \mathrm{d}\mathbf{s} + \int_V \rho \mathbf{f}_b \mathrm{d}V \tag{5.2}$$

gdje je $\mathbf{T}$ *Cauchyjev* tenzor napona i $\mathbf{f}_b$ rezultujuća masena sila.

5.1.1.3 Jednačina održanja unutrašnje energije

Zakon održanja energije primijenjen na kontrolnu zapreminu sa sl. 5.1, kombinovan sa jednačinom (5.2) pomnoženom sa vektorom brzine $\mathbf{v}$ rezultira jednačinom unutrašnje energije [76]:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\int_V \rho e\mathrm{d}V + \int_S \rho e(\mathbf{v}-\mathbf{v}_s)\cdot \mathrm{d}\mathbf{s} = -\int_S \mathbf{q}_h\cdot \mathrm{d}\mathbf{s} + \int_V s_h \mathrm{d}V + \int_V \mathbf{T} : \mathrm{grad}\mathbf{v}\mathrm{d}V \tag{5.3}$$

gdje je e - unutrašnja specifična energija, $\mathbf{q}_h$ je vektor toplotnog fluksa i s_h je toplotni izvor.

5.1.1.4 Jednačina održanja prostora

Ako problem koji se rješava uključuje i pomjeranje granica ($\mathbf{v}_s \neq 0$), tada mora biti zadovoljen i zakon o održanju prostora [76]:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\int_V \mathrm{d}V - \int_S \mathbf{v}_s\cdot \mathrm{d}\mathbf{s} = 0 \tag{5.4}$$

koji daje vezu između brzine promjene zapremine V i brzine kretanja površi $\mathbf{v}_s$.

5.1.2 Konstitutivne relacije

Jednačine (5.1) do (5.4) čine otvoren sistem i za njihovo zatvaranje potrebno je definisati odgovarajuće konstitutivne relacije koje daju vezu između napona i toplotnog fluksa, s jedne strane, i inkrementa vektora pomjeranja, vektora brzine i temperature, s druge strane.

5.1.2.1 Stokes-ov zakon

Veza između tenzora napona $\mathbf{T}$ i brzine deformacije $\dot{\mathbf{D}}$ kod velikog broja fluida pokorava se Stokes-ovom zakonu [76]:

$$\mathbf{T} = 2\mu\dot{\mathbf{D}} - \frac{2}{3}\mu \,\mathrm{div}\,\mathbf{v}\mathbf{I} - p\mathbf{I}\,, \tag{5.5}$$

gdje je p statički pritisak μ - viskozitet fluida, a tenzor brzine deformacije je

$$\dot{\mathbf{D}} = \frac{1}{2}\left[grad\ \mathbf{v} + (grad\ \mathbf{v})^T\right]. \tag{5.6}$$

Fluidi koji se pokoravaju Stokes-ovom zakonu nazivamo Newton-ovim fluidima.

5.1.2.2 Fourierov zakon

Odnos između toplotnog fluksa i gradijenta temperature dat je Fourier-ovim zakonom [76]:

$$\mathbf{q}_{\mathrm{h}} = -k\,\mathrm{grad}T \tag{5.7}$$

gdje je $\mathbf{q}_{\mathrm{h}}$ toplotni fluks, k koeficijent toplotne provodljivosti i T je temperatura.

5.1.2.3 Jednačina stanja

Osim prethodno navedenih konstitutivnih relacija, potrebna je i tzv. jednačina stanja za zatvaranje sistema jednačina (5.1) do (5.4). Ona se može prikazati u sljedećem obliku, koji povezuje gustinu i unutrašnju energiju za dvije osnovne termodinamičke varijable p i T [76]:

$$\rho = \rho(p,T), \quad e = e(p,T). \tag{5.8}$$

Uobičajeni primjeri jednačine stanja su:

- za nestišljiv fluid i čvrsta tijela

$$\rho = const, \quad e = C_v T, \tag{5.9}$$

- za idealan gas

$$\rho = \frac{p}{R_g T}, \quad e = C_v T, \tag{5.10}$$

gdje je C_v specifična toplota pri konstantnoj zapremini i R_g gasna konstanta.

5.1.3 Početni i granični uslovi

S ciljem kompletiranja matematskog modela, potrebno je svim zavisnim varijablama zadati odgovarajuće početne i granične uslove. Ovi uslovi moraju biti tako postavljeni da rješenje problema jedinstveno i kontinuirano zavisi od početnih i graničnih uslova, što znači da mala promjena ovih uslova uzrokuje i malu promjenu zavisne varijable u bilo kojoj tački domena rješavanja.

Kao početni uslov, u trenutku $t = t_0$ moraju biti zadane vrijednosti varijable u svim tačkama domena rješavanja [76]:

$$\phi(\mathbf{r}, t_0) = \phi^0(\mathbf{r}), \qquad \mathbf{r} \in V \tag{5.11}$$

gdje je $\phi = \mathbf{v}, p$ ili T.

Različiti granični uslovi mogu biti primijenjeni na datoj granici, a svi se oni mogu klasificirati u dvije grupe [76]:

- Dirichlet-ovi granični uslovi, gdje se na graničnoj površi S zadaju vrijednosti zavisne promjenjive (npr. brzina ili temperatura):

$$\phi(\mathbf{r}_{\mathrm{B}}, t) = f_1(t), \qquad \mathbf{r}_{\mathrm{B}} \in S_{\mathrm{D}}. \tag{5.12}$$

  gdje je $\phi = \mathbf{v}, p, T$.

- Neumann-ovi granični uslovi, gdje je zadan gradijent zavisno promjenjive (npr. toplotni fluks ili sila):

$$\mathrm{grad}\phi(\mathbf{r}_\mathrm{B}, t) = f_2(t), \qquad \mathbf{r}_\mathrm{B} \in S_\mathrm{N.} \tag{5.13}$$

S_D i S_N su dijelovi površi S gdje su zadati Dirichlet-ovi ili Neumann-ovi granični uslovi.

5.2 NUMERIČKI METOD

Jednačine matematskog modela koji je predstavljen u prethodnoj sekciji rješavane su uz pomoć programskog paketa *Comet* [76-85]. U ovoj sekciji su opisane osnove diskretizacije jednačina matematskog modela koja je bazirana na metodi konačnih zapremina i koja je primjenjiva na kontrolne zapremine proizvoljnog polihedralnog oblika. U nastavku će biti opisana numerička implementacija graničnih uslova, te algoritmi rješavanja rezultujućeg sistema algebarskih jednačina, koji se bazira na SIMPLE algoritmu.

5.2.1 Uvod

Korištenjem odgovarajućih konstitutivnih relacija i jednačine bilansa mase, količine kretanja i energije (5.1)-(5.4) dobija se zatvoren sistem od 3 jednačine sa tri nepoznate (e, p, $\mathbf{v}$). Jednačine količine kretanja i energije se mogu napisati u obliku sljedeće generičke transportne jednačine [76]:

$$\frac{d}{dt}\int_V \rho B_\phi dV + \int_S \rho\phi(\mathbf{v}-\mathbf{v}_s)\cdot d\mathbf{s} = \int_S \Gamma_\phi grad\phi \cdot d\mathbf{s} + \int_S Q_{\phi S}\cdot d\mathbf{s} + \int_V Q_{\phi V} dV \tag{5.14}$$

gdje ϕ može biti unutrašnja energija ili vektor brzine. Jednačina kontinuiteta se obično kombinuje sa jednačinom količine kretanja radi određivanja pritiska što će biti objašnjeno kasnije. Koeficijenti B_ϕ i Γ_ϕ su dati u tabeli 5.1 zajedno s izvornim članovima $Q_{\phi S}$ i $Q_{\phi V}$.

Tabela 5.1 Značenje B_ϕ i Γ_ϕ i izvornih članova $Q_{\phi V}$ i $Q_{\phi S}$ u jednačini (5.14)

ϕ	B_ϕ	Γ_ϕ	$Q_{\phi V}$	$Q_{\phi S}$
e	e	k	$\mathbf{T} : grad\,\mathbf{v} + s_h$	0
$\mathbf{v}$	$\mathbf{v}$	μ	$\rho\mathbf{f}_b$	$\mu(grad\mathbf{v})^T - \left(\frac{2}{3}\mu div\mathbf{v} + p\right)\mathbf{I}$

5.2.2 Diskretizacioni postupak

Prije diskretizacije jednačine (5.14) potrebno je odlučiti u kojem koordinatnom sistemu će se izraziti komponente vektora i tenzora, na koji način će se diskretizirati prostor i vrijeme i gdje će se smjestiti diskretne vrijednosti zavisnih varijabli.

Ovdje postoji više mogućnosti, gdje svaka ima nekih prednosti i mana, a u programskom paketu *Comet* izvršen je sljedeći izbor:

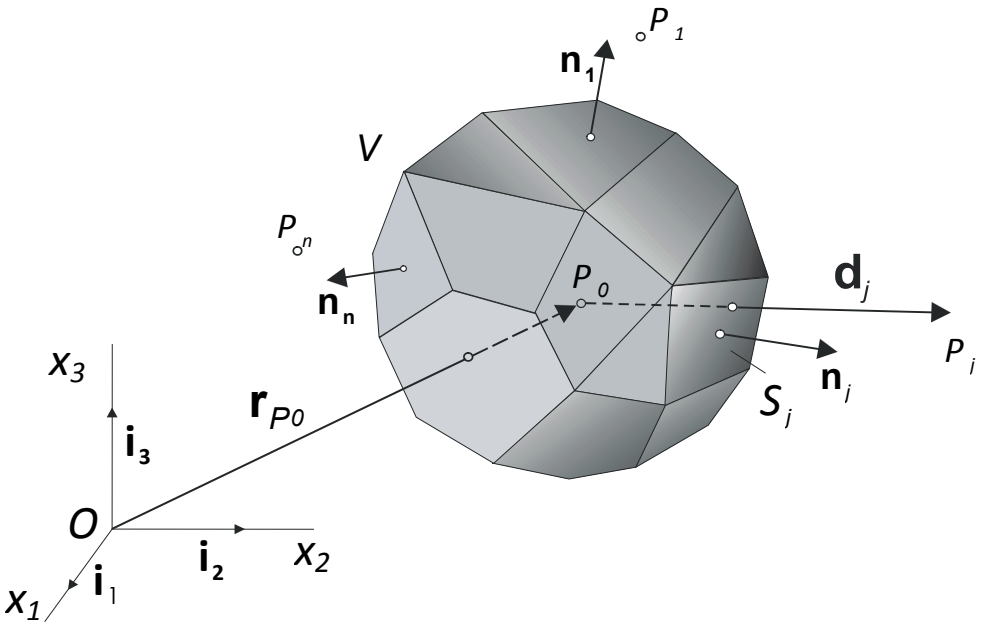
1. Komponente vektora i tenzora se izražavaju u jednom globalnom Kartezijskom koordinatnom sistemu.
2. Prostor je diskretiziran nestrukturalnom mrežom sačinjenom od polihedralnih kontrolnih zapremina, sl. 5.3. Zbog fleksibilnosti u generisanju numeričkih mreža u kompleksnim 3D geometrijama, kontrolna zapremina može imati proizvoljan broj strana ($n \geq 4$). Diskretizacija vremena se vrši podjelom vremenskog intervala simulacije na proizvoljan broj vremenskih podintervala koji ne moraju biti uniformni.
3. Sve zavisne varijable su smještene u centrima kontrolnih ćelija.

Jednačina (5.14) napisana za kontrolnu zapreminu prikazanu na sl. 5.3 ima oblik [76]:

$$\underbrace{\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\int_V \rho B_\phi \mathrm{d}V}_{\text{Nestacionarni član}} + \underbrace{\sum_{j=1}^{n}\int_S \rho\phi(\mathbf{v}-\mathbf{v}_\mathrm{s})\cdot \mathrm{d}\mathbf{s}_j}_{\text{Konvekcija}} = \underbrace{\sum_{j=1}^{n}\int_S \Gamma_\phi \mathrm{grad}\phi\cdot \mathrm{d}\mathbf{s}_j}_{\text{Difuzija}} + \underbrace{\sum_{j=1}^{n}\int_S Q_{\phi S}\cdot \mathrm{d}\mathbf{s}_j + \int_V Q_{\phi V}\mathrm{d}V}_{\text{Izvorni član}} \quad (5.15)$$

gdje je n broj strana koje zatvaraju kontrolnu zapreminu.

Jednačina (5.15) sadrži četiri člana: nestacionarni, konvektivni, difuzioni i izvorni član. Jednačina (5.15) je egzaktna i još uvijek nisu uvedene nikakve aproksimacije. Da bi se jednačina (5.14) mogla numerički riješiti tako što bi se pretvorila u jedan ekvivalentni sistem algebarskih jednačina čije rješenje rezultira vrijednostima zavisnih varijabli u centrima kontrolnih zapremina, potrebno je u jednačinama (5.15) za svaku zapreminu aproksimirati površinske i zapreminske integrale, gradijente varijable ϕ, te izvršiti izbor šeme za vremensku integraciju.



Sl. 5.3 Proizvoljna kontrolna zapremina s odgovarajućim oznakama [76]

5.2.2.1 Izračunavanje integrala

Najjednostavnija aproksimacija integrala drugog reda tačnosti je pravilo centralnog pravougaonika. Integral se aproksimira proizvodom vrijednosti podintegralne funkcije u centru domena integracije i veličine (površine ili zapremine) domena integracije [76]:

$$\int_{S_j} \mathbf{f}\cdot \mathrm{d}\mathbf{s} \approx \mathbf{f}_j \cdot \mathbf{s}_j, \qquad \int_V f\mathrm{d}V \approx f_{P_0}V_{P_0} \quad (5.16)$$

pri čemu su $\mathbf{f}$ i f proizvoljno vektorsko i skalarno polje respektivno, $\mathbf{f}_\mathrm{j}$ vrijednost vektorskog polja u centru površine j, f_{P0} vrijednost funkcije f u centru ćelije P_0, $\mathbf{s}_\mathrm{j}$ je površinski vektor plohe j, a V_{P0} je zapremina ćelije P_0.

5.2.2.2 Prostorna varijacija zavisnih varijabli i izračunavanje gradijenata

Kao što je ranije spomenuto, vrijednosti varijabli i karakteristika materijala su smještene u centrima kontrolnih zapremina. Međutim, često su ove vrijednosti potrebne i na drugim mjestima u računskom domenu. Naprimjer, za proračun površinskih integrala potrebne su vrijednosti zavisne varijable u centrima ploha koje ograničavaju kontrolnu zapreminu pa je radi dobijanja ovih vrijednosti potrebno vršiti interpolaciju. Jednostavna aproksimacija, drugog reda tačnosti, koja pretpostavlja linearnu raspodjelu u blizini tačke P_0 data je izrazom [83]:

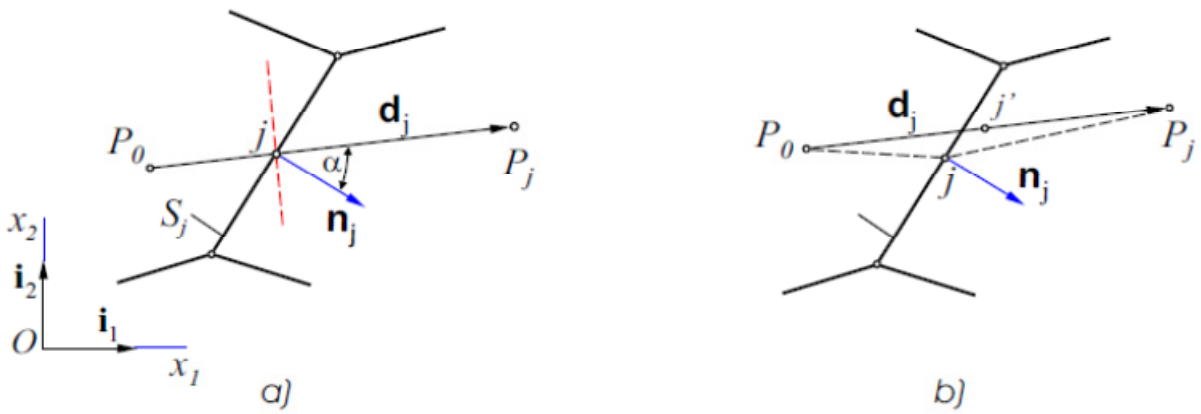
$$\psi(\mathbf{r},t) = \psi_{P_0} + (\text{grad}\,\psi)_{P_0} \cdot (\mathbf{r} - \mathbf{r}_{P_0}) \tag{5.17}$$

gdje ψ može biti zavisna varijabla ϕ, fizikalne osobine kontinuuma ili gradijent varijable ϕ, i $\mathbf{r}_{P_0}$ je vektor položaja tačke P_0 .

U slučaju dobijanja vrijednosti varijabli u centrima stranica kontrolne zapremine (npr. kod proračuna površinskih integrala) formula (5.17) može dovesti do različitih vrijednosti kada se ona primjeni s različitih strana posmatrane stranice kontrolne zapremine. Stoga se za računanje vrijednosti varijable ψ u centrima stranica kontrolne zapremine koristi simetrična formula drugog reda tačnosti [80]:

$$\psi_j^{SO} = \frac{1}{2}(\psi_{P_0} + \psi_{P_j}) + \frac{1}{2}\left[(\text{grad}\,\psi)_{P_0} \cdot (\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_{P_0}) + (\text{grad}\,\psi)_{P_j} \cdot (\mathbf{r}_j - \mathbf{r}_{P_j})\right] \tag{5.18}$$

gdje je $\mathbf{r}_j$ vektor položaja centra stranice j (sl. 5.3). Prvi član sa desne strane izraza (5.18) daje vrijednost na sredini linije koja spaja centre ćelija P_0 i P_j. Drugi član omogućuje korekciju koja uzima u obzir činjenicu da centar stranice ne mora ležati na sredini između centara ćelija, slika 5.4a, i/ili ne mora ležati na liniji koja spaja ove centre, slika 5.4b.



Sl. 5.4 Uticaj neortogonalnosti mreže na interpolaciju [98]

Šeme drugog reda, zavisno od prirode rješenja i finoće mreže, mogu biti disperzivne i kao takve mogu proizvesti nefizikalne osilacije u rješenju, što u ekstremnim slučajevima može izazvati nestabilnost i divergenciju iteracionog procesa.

Šema uzvodnog diferenciranja bazira se na konceptu „davalac-primalac“, gdje je vrijednost na stranici jednaka vrijednosti „davaoca“ (vrijednost u ćeliji uzvodno od stranice j) [82]:

$$\psi_j^{FO} = \begin{cases} \psi_{P_0}; & \text{ako je tok iz } P_0 \text{ prema } P_j \\ \psi_{P_j}; & \text{ako je tok iz } P_j \text{ prema } P_0 \end{cases} \tag{5.19}$$

U izrazima (5.18) i (5.19) simboli *FO* i *SO* označavaju šeme prvog i drugog reda tačnosti, respektivno.

Računanje gradijenata zavisne varijable u centru kontrolne ćelije bazirano je na Gaussovoj teoremi. Ovo je, također aproksimacija drugog reda tačnosti i glasi [80]:

$$\int_V \mathrm{grad}\,\psi \,\mathrm{d}V = \int_S \psi \mathrm{d}\mathbf{s} \qquad \Rightarrow \qquad (\mathrm{grad}\,\psi)_{P_0} \approx \frac{1}{V_{P_0}} \sum_{j=1}^{n} \psi_j^{SO}\, \mathbf{s}_j \tag{5.20}$$

Isto tako, ako je potrebna vrijednost gradijenta na dodirnoj površini između ove dvije kontrolne zapremine, onda se ona izračunava uz pomoć izraza (5.18).

5.2.2.3 Vremenska raspodjela

Osnovna transportna jednačina (5.15) može biti zapisana i u obliku [76]:

$$\frac{d\psi}{dt} = F(\phi), \tag{5.21}$$

gdje je korištenjem pravila centralnog pravougaonika:

$$\psi = \int_V \rho B_\phi \, dV \approx \rho\left(B_\phi\right)_{P_0} V_{P_0} \quad i \quad \phi = \phi(\mathbf{r}, t). \tag{5.22}$$

Zbog problema numeričke nestabilnosti koja se može pojaviti kod primjene eksplicitne šeme diferenciranja u vremenu, vremenska diskretizacija je obavljena korištenjem implicitne šeme diferenciranja. Ovo podrazumijeva da se za aproksimaciju $F(\phi)$ koriste vrijednosti zavisno promjenjive varijable iz tekućeg vremenskog koraka, dok se vrijednosti zavisno promjenjive varijable iz prethodnog koraka pojavljuju samo u nestacionarnom članu. Najjednostavnija implicitna šema diferenciranja u vremenu je Eulerova šema (prvog reda tačnosti) koja koristi trenutnu vrijednost funkcije *F*, tj. veličina ψ u trenutku t_m se računa kao [76]:

$$\psi^m = \psi^{m-1} + F^m \delta t_m, \tag{5.23}$$

gdje eksponent m označava tekući vremenski korak, *m-1* prethodni vremenski korak, a δt_m je veličina vremenskog koraka.

5.3.2.4 Brzina površi

Zakon koji određuje kretanje granica razmatranog prostornog domena (koje uzrokuje i kretanje stranica kontrolnih zapremina) je obično poznat, bilo kao unaprijed definisana funkcija vremena (npr. propisano kretanje klipa u cilindru motora), ili je funkcija prethodno samog rješenja problema (kretanje klipa pod dejstvom sila koje na njega djeluju). Konvektivni fluks, koji je posljedica kretanja stranica kontrolne zapremine, koji se pojavljuje u konvektivnom članu opšte transportne jednačine (5.15) se računa tako da se ne naruši konzervativnost metode. Zapreminski fluksevi kroz granične površine se računaju iz vrijednosti koordinata vrhova stranica starom i novom vremenu. Koristeći Eulerovu implicitnu šemu, diskretizirana jednačina očuvanja zapremine ima oblik [79]:

$$\frac{V_{P_0}^m - V_{P_0}^{m-1}}{\delta t_m} = \sum_{j=1}^{n} \int_{S_j} \mathbf{v}_\mathrm{s} \cdot \mathrm{d}\mathbf{s}_j \tag{5.24}$$

gdje su $V_{P_0}^{m}$ i $V_{P_0}^{m-1}$ zapremine ćelije P_0 u trenutku t_m i t_{m-1} respektivno,

$$\int_{S_j} \mathbf{v}_s \cdot \mathrm{d}\mathbf{s}_j = \sum_{j=1}^{n} \frac{\delta V_j^m}{\delta t_m} \tag{5.25}$$

dok je δV_j^m zapremina prebrisana stranicom j u vremenskom intervalu δt_m.

5.2.2.5 Diskretizacija članova transportne jednačine

Nestacionarni član

Diskretizacija nestacionarnog člana u jednačini (5.15) je u skladu sa Euler-ovom implicitnom metodom i data je izrazom [76]:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\int_V \rho B_\phi \mathrm{d}V \approx \frac{1}{\delta t_m}\left[(\rho B_\phi V)_{P_0}^{m} - (\rho B_\phi V)_{P_0}^{m-1}\right] \tag{5.26}$$

gdje su značenja za B_ϕ^m i B_ϕ^{m-1} data u tabeli 5.2.

Tabela 5.2 Značenje B_ϕ^m i B_ϕ^{m-1} u jednačini (5.26)

ϕ	B_ϕ^m	B_ϕ^{m-1}
e	e^m	e^{m-1}
$\mathbf{v}$	$\mathbf{v}^m$	$\mathbf{v}^{m-1}$

Konvektivni član

Konvektivni fluks varijable ϕ kroz stranicu kontrolne zapremine j predstavlja brzinu kojom se varijabla ϕ transportuje u (ili iz) kontrolne zapremine relativnim kretanjem materijala kroz stranicu j. Ovaj član je nelinearan i zahtijeva linearizaciju prije procesa rješavanja algebarskih jednačina. Za razmatranu stranicu konvektivni fluks se može diskretizirati na sljedeći način:

$$C_j = \int_{S_j} \rho\phi(\mathbf{v} - \mathbf{v}_s)\cdot \mathrm{d}\mathbf{s} \approx \dot{m}_j \phi_j^*, \tag{5.27}$$

gdje ϕ_j^* predstavlja vrijednost u centru stranice j, a $\dot{m}_j$ je maseni protok kroz stranicu j i određuje se na sljedeći način [76]:

$$\dot{m}_j = \int_{S_j} \rho(\mathbf{v} - \mathbf{v}_s)\cdot \mathrm{d}\mathbf{s} \approx \rho_j\left(\mathbf{v}_j^* \cdot \mathbf{s}_j - \frac{\delta V_j}{\delta t_m}\right) \tag{5.28}$$

Računanje vrijednosti brzine $\mathbf{v}_j^*$ i varijable ϕ_j^* ima značajan uticaj na tačnost i stabilnost numeričkog metoda. Varijabla ϕ_j^* se računa kombinujući formulu (5.18) drugog reda tačnosti sa formulom (5.19) prvog reda tačnosti [80]:

$$\phi_j^* = \phi_j^{FO} + \gamma_\phi(\phi_j^{SO} - \phi_j^{FO}) \tag{5.29}$$

gdje je γ_ϕ blending faktor koji može imati vrijednost između 0 i 1.

Difuzioni član

Difuzioni fluks D_j varijable ϕ kroz graničnu stranicu j se aproksimira kao [83]:

$$D_j = \int_{S_j} \Gamma_\phi \mathrm{grad}\phi \cdot \mathrm{d}\mathbf{s} \approx \Gamma_{\phi_j} (\mathrm{grad}\phi)_j^* \cdot \mathbf{s}_j \tag{5.30}$$

gdje je Γ_{ϕ_j} vrijednost koeficijenta difuzije na graničnoj površi i računa se pomoću formule (5.18) drugog reda tačnosti, dok se vrijednost $(\mathrm{grad}\,\phi)_j^*$ određuje na sljedeći način:

$$(\mathrm{grad}\phi)_j^* = (\mathrm{grad}\phi)_j + \left[\frac{\phi_{P_j} - \phi_{P_0}}{|\mathbf{d}_j|} \frac{\mathbf{s}_j}{|\mathbf{s}_j|} - \frac{\overline{\mathrm{grad}\phi} \cdot \mathbf{d}_\mathbf{j}}{|\mathbf{d}_\mathbf{j}|} \frac{\mathbf{s}_j}{|\mathbf{s}_j|} \right] \tag{5.31}$$

gdje linija iznad gradijenta varijable ϕ znači aritmetičku sredinu vrijednosti računatih u tačkama P_0 i P_j, a vrijednost $(\mathrm{grad}\phi)_j$ se računa pomoću formule (5.18). Član u zagradi je proporcionalan trećem izvodu zavisne varijable i ima osobinu da može da eliminiše numeričke osilacije koje mogu da nastanu koristeći centralnu šemu drugog reda za računanje gradijenata, kao što je šema bazirana na Gauss-ovoj teoremi.

Prvi član u uglastoj zagradi, u izrazu (5.31) uključuje samo najbliže susjede tačke P_0 i njegov doprinos je tretiran implicitno. Ostala dva člana zajedno predstavljaju doprinos od komponente vektora gradijenata okomitog na vektor $\mathbf{d}_j$ (tzv. poprečna difuzija), slika 5.4, koji iščezava kod ortogonalnih mreža. Korekcioni član je kod mreža s manje izraženom neortogonalnosti mali u usporedbi sa članom koji uzima u obzir „normalnu difuziju“ i tretiran je eksplicitno. Ovo je, takoder vrsta odgođene korekcije uvedene s ciljem korištenja samo susjednih kontrolnih zapremina kod formiranja matrice koeficijenata.

Izvorni član

Zapreminski izvorni član se integrali pretpostavljajući linearnu promjenu u kontrolnoj zapremini:

$$q_{\phi V} = \int_V Q_{\phi V} \mathrm{d}V \approx (Q_{\phi V})_{P_0} V_0 \tag{5.32}$$

dok se površinski izvorni član koji potiče od tenzora napona u jednačini količine kretanja, diskretizira analogno difuzionom članu u jednačini (5.15):

$$\begin{aligned} q_{\phi S} &= \int_S Q_{\phi S} \cdot \mathrm{d}\mathbf{s} \\ &\approx \sum_{j=1}^{n} \left\{ \left[\mu (\mathrm{grad}\mathbf{v})^T - \frac{2}{3} \mu \mathrm{div}\mathbf{v}\mathbf{I} - p\mathbf{I} \right]_j \cdot \mathbf{i}_i \right\} \cdot \mathbf{s}_j \,, \qquad za \quad \phi = v_i \end{aligned} \tag{5.33}$$

gdje su $\mathbf{i}_i$ (i = 1,2,3) Kartezijski bazni vektori.

Nekad je moguće, radi stabilnosti i efikasnosti numeričkog postupka, jedan dio izvornog člana tretirati implicitno.

5.2.2.5 Početni i granični uslovi

Prije početka računanja, sve zavisne varijable moraju imati zadane njihove početne vrijednosti ϕ^0 definisane jednačinom (5.11). Za stranice ćelija koje se podudaraju sa granicama domena, moraju se primijeniti odgovarajući granični uslovi (5.12) i (5.13). Granični uslovi korišteni u ovom radu, kao i njihov tretman biće detaljno diskutovani u sekciji 5.3.

5.2.2.6 Rezultujuća algebarska jednačina

Nakon diskretizacije svih članova u jednačini (5.15), ona se može napisati u formi nelinearne algebarske jednačine koja povezuje vrijednosti svake zavisne varijable ϕ u centru kontrolne zapremine s vrijednostima u centrima susjednih kontrolnih zapremina [76]:

$$a_{\phi_0}\phi_{P_0} - \sum_{j=1}^{n} a_{\phi_j}\phi_{P_j} = b_\phi \tag{5.34}$$

gdje je:

$$\begin{aligned}
a_{\phi_j} &= \Gamma_{\phi_j}\frac{|\mathbf{s}_j|}{|\mathbf{d}_j|} - \min(\dot{m}_j, 0),\\
a_{\phi_0} &= \sum_{j=1}^{n_n} a_{\phi_j} + \frac{\rho_{P_0}V_{P_0}}{\delta t_m}E_\phi^m,\\
b_\phi &= \sum_{j=1}^{n_n}\Gamma_{\phi_j}\left[(\mathrm{grad}\phi)_j\cdot\mathbf{s}_j - \frac{\overline{(\mathrm{grad}\phi)}_j\cdot\mathbf{d_j}}{|\mathbf{d_j}|}\cdot|\mathbf{s}_j|\right]\\
&- \sum_{j=1}^{n_n}\frac{\gamma_\phi}{2}\dot{m}_j\left[(\mathbf{r}_j-\mathbf{r}_{P_0})\cdot(\mathrm{grad}\phi)_{P_0} + (\mathbf{r}_j-\mathbf{r}_{P_j})\cdot(\mathrm{grad}\phi)_{P_j} + (\phi_{P_j}-\phi_{P_0})\,\mathrm{sgn}(\dot{m}_j)\right]\\
&+ q_{\phi V} + q_{\phi S} + \frac{\rho_{P_0}^{m-1}V_{P_0}}{\delta t_m}B_\phi^{m-1}
\end{aligned} \tag{5.35}$$

i B_ϕ^{m-1} je definisan u tabeli 1 a E_ϕ^m ima vrijednosti:

$$E_\phi^m = \begin{cases} 1 & za \quad \phi = e \\ 1 & za \quad \phi = v_i \end{cases} \tag{5.36}$$

5.2.2.7 Računanje pritiska

Može se primijetiti da pritisak, koji figuriše u izvornom članu jednačine količine kretanja za fluid, nije poznat. Pritisak nije konzervativna veličina i nema "svoju jednačinu", kao što imaju npr. brzina ili temperatura. Isto tako, do sada nije iskorištena jednačina kontinuiteta. S obzirom da se pritisak (njegov gradijent) u izvornom članu jednačine količine kretanja računa koristeći šemu drugog reda, mogu se pojaviti nefizikalne oscilacije pritiska. Da bi se povezali polje pritiska i polje brzine, kao i da bi se izbjegla nefizikalna rješenja za pritisak koristi se procedura koja je bazirana na SIMPLE (*Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations*) algoritmu [80], a čija je specifična implementacija za kontrolne zapremine proizvoljnog polihedrastog oblika dana u [83].

Brzina na graničnoj površini

Jednostavan i veoma efikasan način izbjegavanja oscilacija pritiska je računanje brzine fluida i masenog fluksa na stranama kontrolne zapremine na sljedeći način:

$$\mathbf{v}_j^* = \mathbf{v}_j - \overline{\left(\frac{V_{P_0}}{a_{v_0}}\right)}\left(\frac{p_{P_j} - p_{P_0}}{\left|\mathbf{d}_j\right|} - \frac{\overline{\mathrm{grad}p}\cdot\mathbf{d}_j}{\left|\mathbf{d}_j\right|}\right)\frac{\left|\mathbf{d}_j\right|\mathbf{s}_j}{\mathbf{d}_j\cdot\mathbf{s}_j} \tag{5.37}$$

$$m_j^* = \rho\,\mathbf{v}_j^*\cdot\mathbf{s}_j \tag{5.38}$$

gdje je $\mathbf{v}_j$ brzina na graničnoj površini dobivena izrazom (5.18), a a_{v_0} je centralni koeficijent iz jednačine količine kretanja. Drugi član na desnoj strani jednačine (5.37) predstavlja numeričku difuziju pritiska treće reda i ona je jednaka nuli kad pritisak varira linearno ili kvadratično, a u protivnom je proporcionalna karakterističnoj veličini mreže i sa sistematskim ufinjavanjem mreže njen uticaj nestaje. Doprinos ovog člana je značajan u slučaju da se pojavi oscilatorno polje pritiska. Istovremeno, izrazom (5.37) uspostavljena je veza između brzine fluida na granicama kontrolne zapremine i pritiska i moguće je konstruisati jednačinu za pritisak, tj. korekciju pritiska.

Prediktor faza

U tzv. prediktor fazi, vrijednosti varijabli $\mathbf{v}$ i p koje figurišu u izrazu (5.37) zadovoljavaju (lineariziranu) jednačinu količine kretanja, ali ne moraju istovremeno zadovoljavati jednačinu kontinuiteta. Brzina $\mathbf{v}_j^{**}$ koja zadovoljava jednačinu kontinuiteta može se napisati kao:

$$\mathbf{v}_j^{**} = \mathbf{v}_j^* + \mathbf{v}'_j \tag{5.39}$$

pri čemu je $\mathbf{v}'_j$ korekcija brzine na stranici j, koja se može aproksimirati izrazom:

$$\mathbf{v}'_j = -\overline{\left(\frac{V_{P_0}}{a_{v_0}}\right)}\left(\frac{p'_{P_j} - p'_{P_0}}{\left|\mathbf{d}_j\right|}\right)\frac{\left|\mathbf{d}_j\right|\mathbf{s}_j}{\mathbf{d}_j\cdot\mathbf{s}_j} \tag{5.40}$$

pri čemu su p'_{P_j} i p'_{P_0} vrijednosti korekcije pritiska u ćelijama P_j i P_0, respektivno.

Činjenica da korigovana vrijednost brzine (5.39) mora zadovoljiti jednačinu kontinuiteta, rezultira novom jednačinom koju je u toku iterativnog procesa potrebno rješavati. Korištenjem izraza (5.39), (5.40) i (5.28) jednačina kontinuiteta se može predstaviti u obliku algebarske jednačine, identično jednačini (5.34):

$$a_{p'_0}p'_{P_0} - \sum_{j=1}^{n_n} a_{p'_j}p'_{P_j} = b_{p'} \tag{5.41}$$

s vrijednostima koeficijenata:

$$\begin{aligned}
a_{p'_j} &= \rho_j^*\overline{\left(\frac{V_{P_0}}{a_{v_0}}\right)}\frac{\mathbf{s}_j\cdot\mathbf{s}_j}{\mathbf{d}_j\cdot\mathbf{s}_j} - \left[\left(1-\gamma_\rho\right)\min\left(\mathbf{v}_j^*\cdot\mathbf{s}_j,0\right) + \frac{1}{2}\gamma_\rho\mathbf{v}_j^*\cdot\mathbf{s}_j\right]\left(\frac{\partial\rho}{\partial p}\right)_{P_j}\beta_p,\\
a_{p'_0} &= \sum_{j=1}^{n_n}\widehat{a}_{p'_j} + \frac{V_{P_0}}{\delta t_m}\left(\frac{\partial\rho}{\partial p}\right)_{P_0},\\
b_{p'} &= -\sum_{j=1}^{n_n}\dot{m}_j - \frac{\left(\rho V\right)_{P_0} - \left(\rho V\right)_{P_0}^{m-1}}{\delta t_m}
\end{aligned} \tag{5.42}$$

pri čemu izvorni član u jednačini (5.41) predstavlja debalans masenog protoka, a γ_ρ blending faktor .

Korektor faza

Nakon što je dobijeno polje korekcije pritiska, vrijednosti brzine, masenog fluksa i pritiska se koriguju prema izrazima:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_{P_0} &= \mathbf{v}_{P_0,pred} + \mathbf{v}'_{P_0} = \mathbf{v}_{P_0,pred} - \frac{1}{a_{v_0}} \sum_{j=1}^{n_n} p'_j \mathbf{s}_j \\ \dot{m}_j &= \dot{m}_{j,pred} + a_{p'_j} \left(p'_{P_0} - p'_{P_j} \right) \\ p_{P_0} &= p_{P_0,pred} + \beta_p p'_{P_0} \end{aligned} \tag{5.43}$$

pri čemu je $\mathbf{v}_{P_0,pred}$ vrijednost vektora brzine iz prediktor faze a β_p je podrelaksacioni faktor, čija je vrijednost tipično između 0.1 i 0.3.

5.2.3 Postupak rješavanja

Integracijom jednačina matematskog modela za svaku kontrolnu ćeliju (ukupno je N kontrolnih ćelija), dobija se 5xN kuplovanih nelinearnih algebarskih jednačina sa pet nepoznatih (v_i, e i p) u obliku (5.34). Jednačine se linearizuju i dekupluju pretpostavljajući da su koeficijenti i izvorni članovi poznati (u računu se uzimaju vrijednosti iz prethodne iteracije), tako da se dobije sistem linearnih algebarskih jednačina oblika:

$$A_\phi \mathbf{\Phi} = \mathbf{b}_\phi \tag{5.44}$$

za svaku zavisnu varijablu, gdje je A_ϕ matrica NxN, vektor $\mathbf{\Phi}$ sadrži vrijednosti zavisne varijable ϕ u N tačaka i $\mathbf{b}_\phi$ je izvorni vektor.

Primijenjeni diskretizacioni postupak ima za posljedicu da su karakteristike matrice koeficijenata A_ϕ sljedeće:

- rijetka matrica sa brojem ne nula elemenata koji odgovara broju susjednih tačaka, pri čemu se pamte samo ne nula elementi matrice,
- simetrična je u slučaju jednačine za korekciju pritiska,
- dijagonalno je dominantna,

što čini sistem (5.44) lakše rješivim i rezultira manjim zahtjevima u pogledu memorije računara.

Algoritam rješavanja datog sistema jednačina sastoji se od sljedećih koraka:

1. Učitaj geometrijske podatke, definiši početne vrijednosti svih zavisnih varijabli.
2. Povećaj vrijeme za vremenski inkrement δt_m .
3. Odredi položaj vrhova kontrolnih ćelija i izračunaj zapremine δV_j, koje su prešle stranice ćelija u toku vremenskog intervala δt_m kao i nove zapremine ćelija.
4. Pripremi i riješi jednačinu (5.15) za komponente brzine $\mathbf{v}_i$, koristeći raspoloživi pritisak i maseni fluks.
5. Pripremi i riješi jednačinu za korekciju pritiska i koriguj masene flukseve, komponente brzine i pritisak.

6. Pripremi i riješi jednačinu (5.15) za energiju.
7. Vrati se na korak 4 sve dok se suma apsolutnih ostataka za sve jednačine ne smanji do unaprijed zadane vrijednosti, ili se ne postigne maksimalni broj iteracija.
8. Vrati se na korak 2 sve dok se ne dostigne željeni broj vremenskih intervala.

Konvergencija iterativnog postupka se osigurava uvođenjem tzv. inercijalne podrelaksacije:

$$A_\phi + \frac{1-\beta_\phi}{\beta_\phi} D_\phi \qquad i \qquad b_\phi + \frac{1-\beta_\phi}{\beta_\phi} D_\phi \phi^{k-1}, \tag{5.45}$$

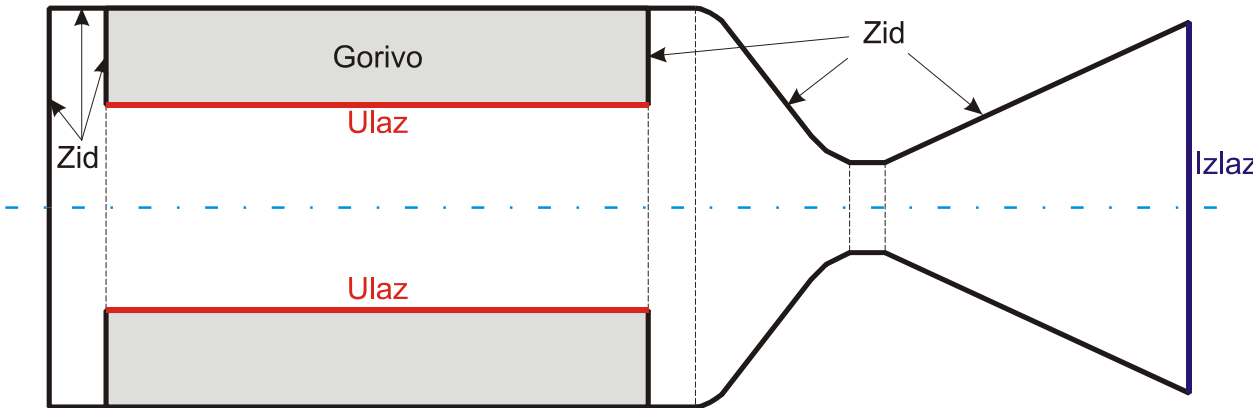
gdje su: β_ϕ podrelaksacioni faktor čije su tipične vrijednosti između 0.7 i 0.9, D_ϕ je dijagonalna matrica sastavljena od dijagonalnih elemenata matrice A_ϕ i ϕ^{k-1} je zavisna varijabla iz prethodne iteracije. Inercijalna podrelaksacija pojačava dijagonalnu dominantnost matrice linearizovanih jednačina, što dodatno doprinosi konvergenciji većine solvera za sisteme linearnih jednačina. Zavisno od veličine vremenskog koraka, iteracioni proces može biti stabilan i bez ili sa jako malo podrelaksacije u nestacionarnim problemima.

5.3 IMPLEMENTACIJA GRANIČNIH USLOVA

U prethodnoj sekciji, pokazana je diskretizacija opšte transportne jednačine (5.14) kao i algoritam rješavanja dobijenih algebarskih jednačina. U ovoj sekciji su opisani granični uslovi i način njihovog zadavanja za slučaj analize strujanja gasa unutar raketnog motora.

U razmatranju procesa sagorijevanja raketnog goriva i tečenja produkata sagorijevanja kroz unutrašnji kanal pogonskog punjenja i kroz mlaznik raketnog motora, tipično granicu računarskog domena dijelimo na nekoliko regiona, kako je prikazano na slici 5.5 [7,27]:

- **Ulaz** – koji se podudara sa površinom sagorijevanja pogonskog punjenja, a dotok produkata sagorijevanja kroz ovu granicu je rezultat procesa sagorijevanja. Za stacionarno stanje razmatra se samo dotok gasa nastao procesom sagorijevanja pogonskog punjenja, dok se za nestacionarno stanje mora razmatrati i proces regresije pogonskog punjenja.
- **Izlaz** – koji se podudara sa izlazom iz mlaznice raketnog motora.
- **Ravan simetrije** – koji se koristi kada geometrija ima segmente koji se ponavljaju, kao i kada postoje ravni simetrije oko kojih su ovi segmenti i tok simetrični.
- **Zid** – čvrste granice raketnog motora kroz koje nema tečenja.



Sl. 5.5 Šematski prikaz graničnih uslova raketnog motora na čvrsta goriva

U slučaju kompresibilnog toka, kombinacije graničnih uslova na ulazu i izlazu koje čine dobro definisan problem u zavisnosti od Mach-ovog broja date su tabeli 5.3 [76]:

Tabela 5.3 Kombinacije graničnih uslova na ulazu i izlazu u zavisnosti od Mach-ovog broja [76]

Transonični tok (M<1 i M>1)	
Ulazni tok podzvučan	*Izlazni tok podzvučan*
Totalni uslovi	Pritisak
Ulaz	Pritisak
Ulazni tok podzvučan	*Izlazni tok nadzvučan*
Totalni uslovi	Pritisak

Za stacionarne uslove simulacije strujanja u raketnom motoru, na ulaznom regionu mogu se zadati totalni uslovi. Kod raketnih motora na čvrsto gorivo dotok gasa sa ulazne regije (površina sagorijevanja) tokom sagorijevanja je promjenljiv i zavisi od brzine gorenja i od pritiska na površini ulazne regije i uslova toka unutar kanala za prolaz gasova, tako da granični uslovi nisu unaprijed poznati nego su dio rješenja problema, kako će to biti objašnjeno u nastavku.

5.3.1 Ulazna granica

5.3.1.1 Modeliranje procesa sagorijevanja pogonskog punjenja

Dvobazna raketna goriva imaju složenu hemijsku strukturu, tako da dosadašnja obimna eksperimentalna i teoretska istraživanja omogućavaju sagledavanje osnovnih procesa razlaganja i gorenja, mada detaljni mehanizmi ovih procesa i dalje ostaju nepoznati. Obzirom da je struktura dvobaznog raketnog goriva homogena, struktura plamena sagorijevanja izgleda također homogeno i usvaja se da je jednodimenzionalna duž pravca sagorijevanja. Gasni produkti dekompozicije i površina sagorijevanja sadrže izmiješane oksidirajuće i gorive komponente na molekularnom nivou [52,84,85].

Osnovne komponente dvobaznih goriva su bazirane na nitro esterima, čiji su tipični predstavnici nitroceluloza i nitroglicerin, homogeno pomiješane uslijed visoke inter difuzije ostvarene pod uticajem toplote. Kako svaki nitro ester sadrži gorivu i oksidirajuću komponentu u svojoj molekuli, to kod dvobaznih goriva jedan nitroester treba da ima višak a drugi manjak oksidirajuće komponente u molekuli. Nitroceluloza i nitroglicerin sadrže kiseonik u vidu grupa $O\text{-}NO_2$ međusobno vezanih odgovarajućim organskim molekulama (celuloza).

Brzina sagorijevanja dvobaznih goriva se povećava sa rastom pritiska sagorijevanja i energije samog goriva. Ustanovljeno je da se povećanjem pritiska sagorijevanja ubrzavaju reakcije u gasnoj fazi i raste toplotni fluks koji se prenosi iz zone reakcije na površinu sagorijevanja. Porast količine toplote, koja se oslobađa u gasnoj fazi, uzrokuje povećanje brzine sagorijevanja koja je direktno zavisna od masenog udjela NO_2 kod dvobaznih goriva.

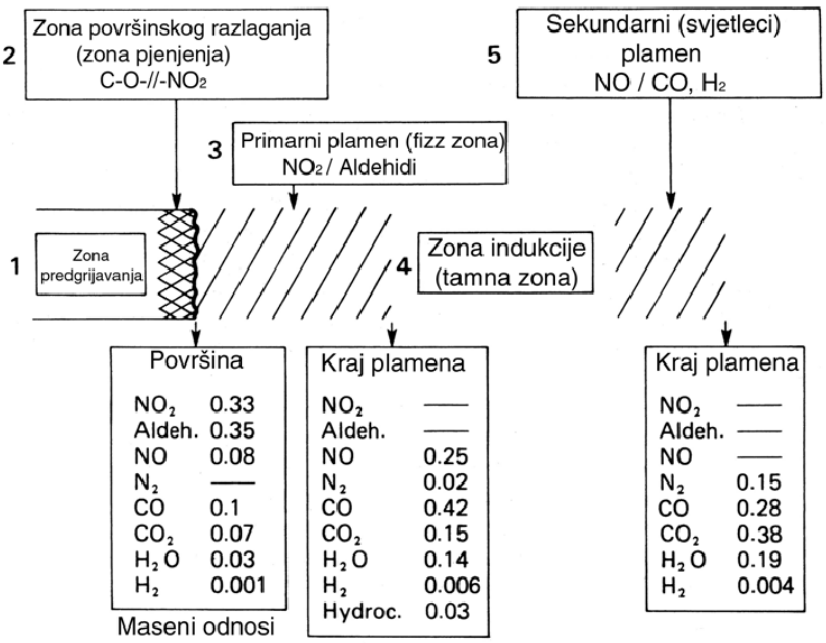
U procesu sagorijevanja, pod uticajem toplote, oslobađa se oksidans koji se nalazi u sastavu nitro grupe i zatim stupa u reakciju sa drugim produktima razlaganja pri čemu dolazi do oslobađanja toplote. Pri raskidanju jedne veze $O\text{-}NO_2$ obrazuje se slobodni radikal, koji se dalje razlaže obrazovanjem formaldehida i azot dioksida. Azot dioksid zatim oksidira aldehide i druge spojeve tipa C-H-O obrazujući azotni oksid i ova reakcija ima egzoterman karakter. Ovo se dešava u početnom stadiju gasne faze, u zoni kipljenja (dvofazno gasno-kapljičasto stanje), i vjerovatno u čvrstoj fazi i /ili na površini sagorijevanja (reakcija u kondenzovanoj fazi). Azotni oksid reaguje sa drugim spojevima tipa C-H-O u gasnoj fazi iznad površine sagorijevanja (tamna zona), obrazujući plamen visoke temperature (zona svjetlećeg plamena). Opšti izgled šeme zona sagorijevanja dvobaznog goriva prikazana je na slici 5.6 [84,86].

Proces povratnog prijenosa toplote sa gasne faze ka površini sagorijevanja igra dominantnu ulogu u karakterizaciji brzine sagorijevanja goriva.

Struktura talasa sagorijevanja

Opšte prihvaćena struktura talasa sagorijevanja sastoji se iz sljedećih zona sagorijevanja (sl. 5.6):

1. zona predgrijavanja,
2. zona površinskog razlaganja ili zona pjenjenja,
3. zona primarnog plamena,
4. indukciona ili tamna zona i
5. zona sekundarnog ili svjetlećeg plamena.



Sl. 5.6 Šematski prikaz zona sagorijevanja dvobaznog raketnog goriva [84]

Zona predgrijavanja

U ovoj zoni ne dolazi do sagorijevanja goriva, prisutna je čista kondukcija toplote sa površine sagorijevanja. Komponente dvobaznog goriva (nitroglicerin, nitroceluloza, plastifikator, dodaci za modifikaciju balističkih karakteristika) ne reaguju u ovoj zoni. Na ovu zonu se nadovezuje zona površinskog razlaganja. Debljina zone predgrijavanja je reda veličine nekoliko desetina mikrometara. Početna temperatura goriva T_0 se mijenja do vrijednosti pri kojoj dolazi do početka reagovanja kondezovane faze. Kraj ove zone je praćen manjim kolebanjima temperature.

Zona površinskog razlaganja ili zona pjenjenja

To je zona koja se prostire od zone predgrijavanja do mjesta početka velikih variranja temperature, a koje karakterišu površinu sagorijevanja. Naziv, zona pjenjenja, nastao je zbog toga što sadrži gasovite sfere koje asociraju na pjenu. Veličina i broj sfera zavisi od pritiska sagorijevanja, vrste i količine katalizatora brzine sagorijevanja i samog sastava dvobaznog goriva. Temperatura u ovoj zoni je dovoljnog nivoa da se pokrene reakcija razlaganja goriva, a na kraju zone površinskog razlaganja je oko *600 K*, s tim da goriva sa većom energijom imaju i višu temperaturu površine sagorijevanja T_s.

Utjecaj temperature T_s je veoma važan za predviđanje brzine sagorijevanja dvobaznih raketnih goriva. Debljina zone pjenjenja je jako uska i iznosi $10\mu m\, do\, 100\mu m$. Opšti energetski bilans u zoni razlaganja je egzotermni.

Zona primarnog plamena ili zona kipljenja

Ovu zonu karakteriše intenzivna pojava kipljenja (zbog iskričavosti, bljeska i sl.) produkata razlaganja dvobaznog goriva (smjesa NO_2, aldehida i NO). Pored toga, nju prati pojava primarnog plamena nastalog kao rezultat reakcije azotnog peroksida i aldehida oslobođenih razlaganjem goriva. Međusobni odnosi vrsta gasova zavise od sastava, posebno zbog prisustva ili ne prisustva produkata od kojih zavisi regulisanje brzine sagorijevanja, odnosno balističkih katalizatora. Reakcije u ovoj zoni upravljaju gorenjem dvobaznih goriva [52,85,87,88].

Pri pritiscima sagorijevanja nižim od 10 MPa [46], poslije zone primarnog plamena postoji tamna zona, koja razdvaja zone primarnog i svjetlećeg plamena. Porastom pritiska sagorijevanja, smanjuje se ili nestaje tamna zona, pri čemu se zone primarnog i sekundarnog plamena spajaju.

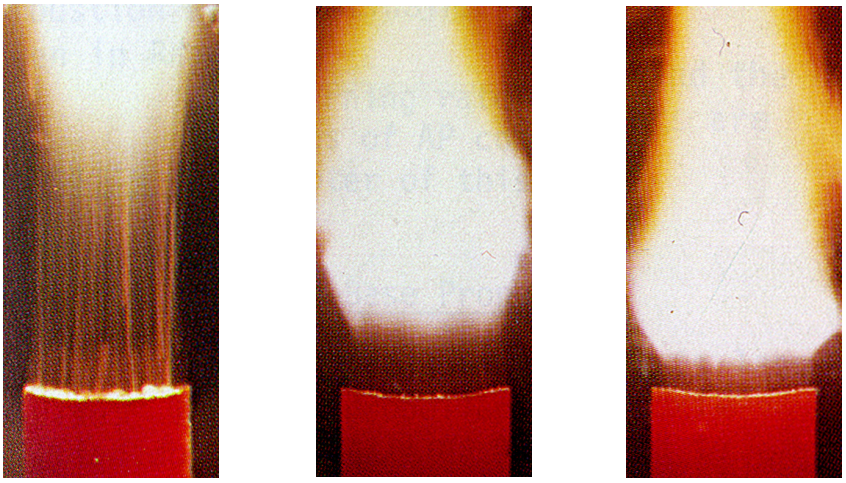
Rezultati mjerenja sagorijevanja uzoraka dvobaznog goriva metodom ultrabrze fotografije [87], pokazuju da ova zona ima veličinu od $\approx 200\ \mu m$ pri pritisku od *0.1 MPa* odnosno $\approx 100\ \mu m$ pri pritisku *2 MPa*. Promjena temperature unutar ove zone je znatna i na kraju primarnog plamena iznosi približno 1.300 K [11].

Indukciona zona ili tamna zona

Naziv tamna zona je dobila prema njenoj boji. Unutar zone dolazi do intenzivnog miješanja i zagrijavanja gasova nastalih u zoni primarnog plamena zahvaljujući toplotnom fluksu iz zone sekundarnog plamena. Vrijeme reakcije u tamnoj zoni smanjuje se s povećanjem pritiska i nivoa energije goriva.

Temperatura u tamnoj zoni (T_d) malo raste sa udaljavanjem od površine gorenja, te se za temperaturu T_d uzima temperatura na kraju faze primarnog plamena. Temperatura T_d je zavisna od pritiska sagorijevanja. U oblasti malih pritisaka raste sa porastom pritiska, dok je u oblasti većih pritisaka veoma malo osjetljiva na izmjenu pritiska. Temperaturni pik u tamnoj zoni varira od 1073 K pri pritisku od 0,1 MPa do približno 1273 K pri pritisku od 2 MPa. Temperatura T_d je direktno zavisna od energije goriva [89].

Debljina tamne zone je jako osjetljiva na promjenu pritiska i praktično ne zavisi od energije goriva [89, 29]. Prema istraživanjima Kubote [29] pri pritisku od 1 MPa (r=22 mm/s) debljina tamne zone je 13 mm, pri pritisku od 2 MPa (r=31 mm/s) ta debljina iznosi 3.3 mm, a pri pritisku od 3 MPa (r=40 mm/s) ta debljina iznosi 1.4 mm (slika 5.7).



Sl. 5.7 Debljina tamne zone za pritiske sagorijevanja od 1 MPa, 2 MPa i 3 MPa respektivno [29]

Kada se uspostavi stehiometrijski odnos oksidirajuće i gorive komponente u gorivu brzina reakcije u tamnoj zoni je maksimalna.

Zona sekundarnog plamena ili zona svjetlećeg plamena

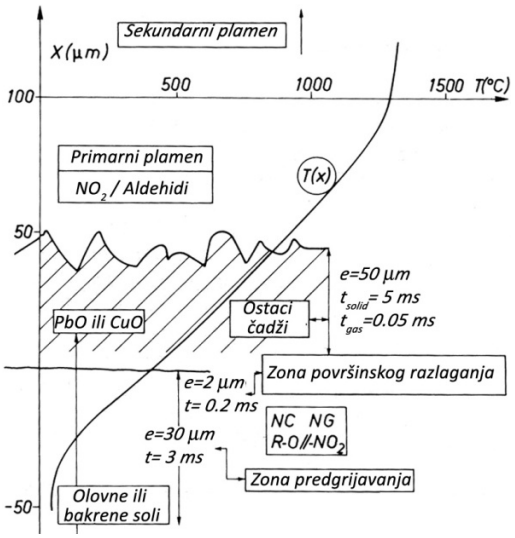
Nastali gasovi u fazi primarnog plamena stižu u zonu sekundarnog plamena u koncentraciji i na traženoj temperaturi koji omogućavaju potpunu reakciju (reakcije NO/CO i NO/NH_2) i kompletiranje procesa sagorijevanja stvarajući finalni plamen. Završna reakcija u zoni svjetlećeg plamena je inicirana reakcijama koje protiču u tamnoj zoni, te je veoma važno poznavati mehanizam reakcije koja se tamo odvija.

Pri pritisku do 10 MPa, svijetleći plamen je dovoljno daleko da bi utjecao na procese blizu površine sagorijevanja i čak ne izaziva temperaturni gradijent u zoni primarnog plamena.

Porastom pritiska sagorijevanja, zona svjetlećeg plamena utječe na procese u zoni primarnog plamena i sa daljim povećanjem pritiska nestaje tamna zone i dolazi do spajanja zone primarnog i svjetlećeg plamena u jedinstveni plamen. Kada je plamen potpuno razvijen, formirani su konačni maseni udjeli produkata sagorijevanja (N_2, CO, CO_2, H_2O i H_2), a na kraju ove zone temperatura produkata sagorijevanja se kreće se od 2.100 - 2.900 K. Temperatura produkata sagorijevanja zavisi od toplote sagorijevanja dvobaznog goriva [84].

Debljine zona sagorijevanja

Debljine pojedinih zona su jako male, a detaljna eksperimentalna istraživanja radi njihovog određivanja su veoma komplikovana i zahtijevaju veoma složenu opremu. Rezultati eksperimentalnog mjerenja debljine zona sagorijevanja koje je vršio Zenin [90] prikazani su na slici 5.8 i u tabeli br. 5.4.



Sl. 5.8 Debljine zona sagorijevanja [90] (vrijednosti na slici se odnose na dvobazno gorivo toplotne moći 3430 J/g sa 2% olovne soli kao aditiva i brzine sagorijevanja r=10 mm/s pri pritisku 5 MPa)

Za određivanje debljina zona koriste se veoma tanki termoparovi čiji su prečnici dimenzija od nekoliko mikrometara.

Vrijeme prebivanja materije u zoni gorenja je reda milisekundi u kondezovanoj fazi, odnosno desetak mikrosekundi u gasnoj fazi [46].

Tabela 5.4 Karakteristike zone sagorijevanja [90, 95]

Pritisak, *MPa*	1	5	10
Brzina sagorijevanja, *mm/s*	1,9	6,7	10,6
Temperatura na površini sagorijevanja, *K*	610	662	685
Debljina zone predgrijavanja (mjerena, računata), *μm*	140/194	50/55	45/35
Vrijeme prebivanja u zoni predgrijavanja, *ms*	100	8	3
Debljina zone pjenjenja, *μm*	11	3	2
Vrijeme prebivanja u zoni pjenjenja, *ms*	6	0,5	0,2
Debljina plamena (mjerena), *μm*	200	75	110 (svijetleći plamen)

Brzina sagorijevanja

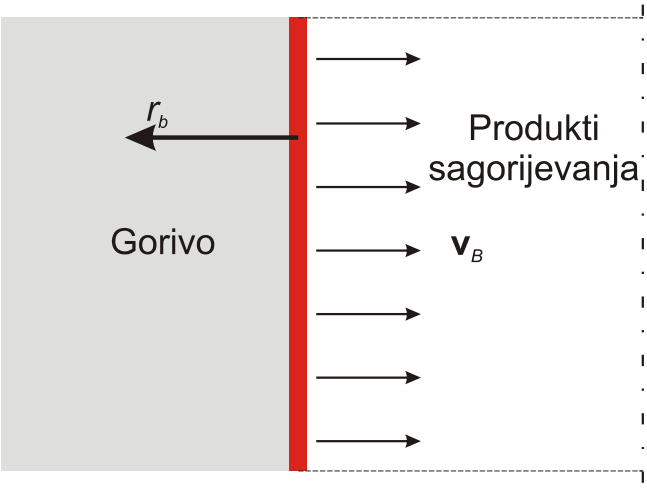
Sagorijevanje pogonskog punjenja karakteriše izmjena njegove površine sagorijevanja i brzina te izmjene je put koji pređe plamen u jedinici vremena, mjereno normalno na površinu sagorijevanja. Brzina kojom se pomjera front plamena, pri sagorijevanju pogonske materije u raketnom motoru, obično je vezana za odgovarajući pritisak u komori sagorijevanja. Pri analizi procesa sagorijevanja u ovom modelu pretpostavit će se da je brzina sagorijevanja zavisna samo od pritiska sagorijevanja i određuje se na osnovu jednačine (2.27).

Model procesa sagorijevanja pogonskog punjenja i regresije površine sagorijevanja

Polazeći od teoretskih i eksperimentalnih istraživanja možemo pretpostaviti da se proces sagorijevanja završava u zoni sagorijevanja, a koja se u odnosu na cjelokupan raketni motor razmatra kao površina između pogonskog punjenja i gasnog toka veoma male debljine, odnosno da je zanemarljive debljine. Konačni sastav produkata sagorijevanja, nastao sagorijevanjem goriva, smatramo da se uspostavio na površini sagorijevanja te se ova granica razmatra kao ulazni region.

Na slici 5.9 prikazana je granica sagorijevanja između pogonskog punjenja (čvrsti domen) i produkata sagorijevanja (domen gasa). Ova granica se kreće brzinom sagorijevanja r_b i normalna je na površinu sagorijevanja pogonskog punjenja.

Produkti sagorijevanja napuštaju površinu sagorijevanja brzinom koja je znatno veća od brzine sagorijevanja. Brzinu produkata sagorijevanja određujemo na osnovu zakona očuvanja mase [91, 92]:



Sl. 5.9 Uslovi dotoka gasa sa površine sagorijevanja

$$\rho_p r_b \frac{\mathbf{s}_b}{|s_b|} \approx -\rho_g \mathbf{v}_B \tag{5.46}$$

gdje su: ρ_p i ρ_g –gustina pogonskog punjenja odnosno produkata sagorijevanja, r_b – brzina sagorijevanja i $\mathbf{v}_B$ – brzine produkata sagorijevanja na ulaznom regionu.

Gustinu produkata sagorijevanja određujemo iz jednačine stanja

$$\rho_g = \frac{p_B}{R_g T_B} \tag{5.47}$$

gdje su: p_B pritisak na regionu ulaza i dobija sa ekstrapolacijom iz računskog domena, T_B temperatura na ulaznom regionu i pretpostavlja se da je jednaka temperaturi sagorijevanja za dati sastav goriva i R_g – gasna konstanta.

Pri ovoj analizi će se koristiti poznati termofizikalni i termohemijski parametri produkata sagorijevanja dvobaznog goriva dobijeni na osnovu modela *TCPSP* [43,45].

Polazeći od pretpostavke da je brzina sagorijevanja funkcija samo pritiska onda dobijamo izraz za brzinu produkata sagorijevanja na ulaznom regionu:

$$\mathbf{v}_B = -\frac{\rho_p \cdot a \cdot p_B^n}{\rho_g} \cdot \frac{\mathbf{s}_b}{|s_b|} \tag{5.48}$$

Za slučajeve simulacija koje razmatraju regresiju površine sagorijevanja, komponente brzine gasa su relativne u odnosu na nju. Polazeći od pretpostavke da pogonsko punjenje sagorijeva po paralelnim slojevima, normalno na površinu sagorijevanja, regresija površine gorenja određuje se na osnovu izraza [1,93]:

$$z_{new} = z_{old} + (r_b)_z \delta t \tag{5.49}$$

$$r_{new} = r_{old} + (r_b)_r \delta t \tag{5.50}$$

gdje su z i r cilindrične koordinate, $(r_b)_z$ i $(r_b)_r$ su odgovarajuće komponente brzine sagorijevanja.

5.3.1.2 Totalni uslovi

Ovaj tip graničnih uslova može se koristiti kada su poznati totalni uslovi na ulazu, tj. totalni pritisak p_t i totalnu temperaturu T_t.

Problem se reducira na Dirichlet granične uslove za brzinu i temperaturu nakon korištenja sljedećih izraza za idealan gas:

$$T_t = T_B \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M_B^2 \right) \tag{5.51}$$

$$p_t = p_B \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M_B^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \tag{5.52}$$

$$M_B = \frac{|\mathbf{v}_B|}{\sqrt{\gamma R_g T_B}} \tag{5.53}$$

$$\mathbf{v}_B = |\mathbf{v}_B| \cdot \mathbf{c}_B \tag{5.54}$$

gdje je $\mathbf{c}_B$ - jedinični vektor koji definiše smjer brzine fluida, a pritisak na ulaznoj granici p_B se određuje ekstrapolacijom iz unutrašnjosti računskog domena.

Gustina gasa na ulaznoj granici se određujemo na osnovu jednačine stanja za idealne gasove, koristeći izračunate vrijednosti pritiska i temperature na osnovu prethodnih izraza. Maseni fluks na ulazu se jednostavno izračunava koristeći vrijednosti brzine i gustine gasa.

5.3.2 Izlazna granična regija

Granični uslov pritisak

Definisanje graničnog uslova pritiska može se definisati na dijelu izlaznog regiona gdje poznajemo distribuciju pritiska. Za dobijanje brzine, $\mathbf{v}_B(\mathbf{r}_B, t)$, na ovom graničnom uslovu pored definisanog pritiska $p(\mathbf{r}_B, t)$ koristi se i Neumanov granični uslov [76]:

$$\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial n} = 0 \,. \tag{5.55}$$

5.3.3 Granični uslov ravan simetrije

Česti su praktični problemi kod kojih postoje npr. ose simetrije (osnosimetrični problemi) ili ravni simetrije i kod kojih se umjesto razmatranja cijelog računskog domena, do rješenja može doći simulirajući samo jedan njegov dio, i time značajno smanjiti broj računskih tačaka. Kod ovih slučajeva se na ovakvim granicama primjenjuje granični uslov ravni simetrije koji predstavlja kombinaciju Dirichletovih i Neumannovih graničnih uslova:

- Za brzine:

$$\mathbf{v}_{B_n}(\mathbf{r}_B, t) = 0\,, \quad \frac{\partial \mathbf{v}_{B_t}(\mathbf{r}_B, t)}{\partial n} = 0 \tag{5.56}$$

gdje su $\mathbf{v}_{B_n}$ i $\mathbf{v}_{B_t}$ komponente vektora brzine u pravcu normale i tangente na graničnu površinu $(\mathbf{v}_B = \mathbf{v}_{B_n} + \mathbf{v}_{B_t})$.

- Za proizvoljnu skalarnu varijablu, npr. temperaturu:

$$\frac{\partial T(\mathbf{r}_B, t)}{\partial n} = 0 \tag{5.57}$$

5.3.4 Zidni granični uslovi

Ovaj granični uslov se primjenjuje na čvrstim granicama tijela raketnog motora kroz koje nema protoka fluida, kao npr. dno, komora sagorijevanja i mlaznica, kao i na granicama pogonskog punjenja koje ne sagorijevaju. Ako je sila smicanja na zidu zanemariva u usporedbi s drugim silama, zid se može smatrati kao klizni zid (slip wall). Tipična situacija gdje se ova pretpostavka koristi je u slučaju toka sa visokim Mach-ovim brojem. Drugi način na koji se može razmatrati zidni granični uslov je zid bez klizanja (no-slip wall). Ovaj uslov se koristi u slučaju gdje se viskozni efekti ne mogu zanemariti i relevantan je za većinu praktičnih situacija. Ovaj granični uslov se definiše specificirajući vrijednost brzine ili sile koja djeluje od strane zida.

Maseni fluks kroz zid je nula, a vrijednosti pritiska na granici se dobijaju ekstrapolacijom iz unutrašnjosti domene rješenja.

POGLAVLJE

6

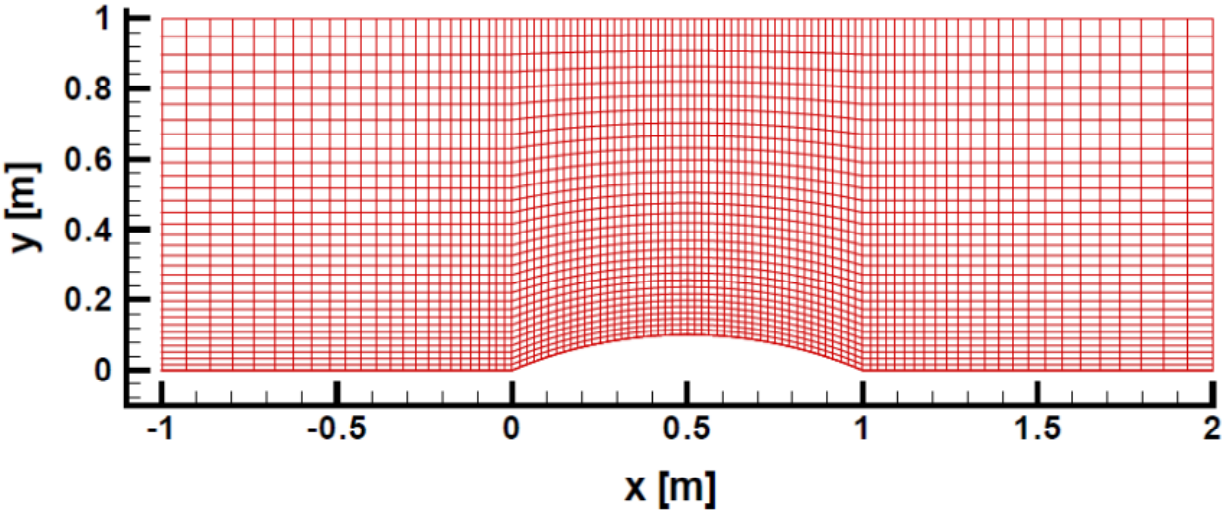
TESTIRANJE I VERIFIKACIJA NUMERIČKOG MODELA

U ovom poglavlju izvršeno je validiranje matematskog modela i numeričkog metoda, implementiranog u programski paket *Comet*. Korišteni su primjeri s dostupnim numeričkim rješenjima drugih referentnih programa za simulaciju unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora kao i sa eksperimentalnim rezultatima.

6.1 KOMPRESIBILAN TOK KROZ KANAL SA SUŽENJEM

Kada se brzina fluida približava ili prelazi vrijednost lokalne brzine zvuka ili kada su promjene pritiska u sistemu velike, promjena gustine sa pritiskom značajnije utiču na tok, kompresibilni efekti se ne mogu zanemariti.

Prvi test slučaj kompresibilnog toka predstavlja transonični tok kroz kanal sa suženjem. Kanal je dužine 3 m, visine 1 m, a visina suženja, na sredini, je 10% visine kanala i širine 0.1m. Diskretizacija prostornog domena je izvršena neuniformnom numeričkom mrežom, sačinjenom od 3072 kontrolna volumena, čiji je izgled dat na slici 6.1. Gustina mreže je veća u zonama gdje se očekuju velike varijacije zavisnih varijabli.



Sl. 6.1 Kanal sa suženjem za simulaciju transoničnog toka (96x32x1)

Gornja granica (linija) predstavlja ravan simetrije, a donja granica predstavlja zid. Lijeva granica je ulaz gasa u kanal, a desno izlaz gasa iz kanala. Razmatra se strujanje idealnog vazduha.

Uslovi tečenja gasa na ulaznoj regiji su podzvučni (M=0.67), izabrani su tako da se na dijelu kanala sa suženjem pojavi nadzvučan tok sa pojavom udarnog talasa u njemu, tako da se opet na izlazu pojavi podzvučan tok.

Za slučaj kompresibilnog i transoničnog toka korišteni su sljedeći granični uslovi:

- ulaz (tok je podzvučan):
  - totalni uslovi, p_t=1.01 bar, T_t=293K ili
  - ulaz, u=221 m/s, v=0 m/s, w=0 m/s, ρ=1.926 kg/m^3, T_{in}=269K.
- izlaz (tok je podzvučan):
  - razmatra se samo definisanjem uslova pritiska na izlaznom regionu (p_{out}=0.385 bar).

Kao što se može vidjeti, izvršena je simulacija strujanja za dva tipa graničnih uslova na ulazu. Vrijednosti brzine i temperature na ulazu odgovaraju zadatim totalnim uslovima, jednačine (5.51) i (5.52). U oba slučaja proces je simuliran kao pseudo-tranzijentan sa korakom pseudo-vremena od 0,001 s.

Kontrola uticaja iteracione greške na rješenje

Konvergencija iteracionog procesa se prati konvergencijom normalizovane sume ostataka r^k :

$$\begin{aligned} & a_{P_0}\phi^k_{P_0} = \sum a_{P_j}\phi^k_{P_j} + b_\phi + r^k, \qquad a_{P_0}\phi^\infty = \sum a_{P_j}\phi^\infty_{P_j} + b_\phi, \\ & \varepsilon^k = \phi^\infty - \phi^k, \\ & a_{P_0}\varepsilon^k = \sum a_{P_j}\varepsilon^k_{P_j} - r^k, \\ & \mathbf{A}\varepsilon^k = r^k. \end{aligned} \tag{6.1}$$

gdje su ϕ^k i r^k rješenje i ostatak poslije k iteracija i ϕ^∞ je tačno rješenje (rješenje poslije beskonačno mnogo iteracija).

Kada suma ostataka opadne npr. za tri reda veličine, može se očekivati da je i iteraciona greška (ε^k) pala za tri reda veličine, no i dalje ostaje nepoznata vrijednost apsolutne greške. Zato se porede rješenja za određenu sumu ostataka i deset puta manju, i ako su razlike značajne, iteracioni proces se nastavlja dok se ostaci ne smanje za još jedan red veličine, odnosno kada su razlike u rješenju male (manje od 0.1% u ovom radu) iteracioni proces se zaustavlja i smatra se da je iteraciona greška manja od svih ostalih grešaka (modelskih, diskretizacionih) prisutnih u modelu.

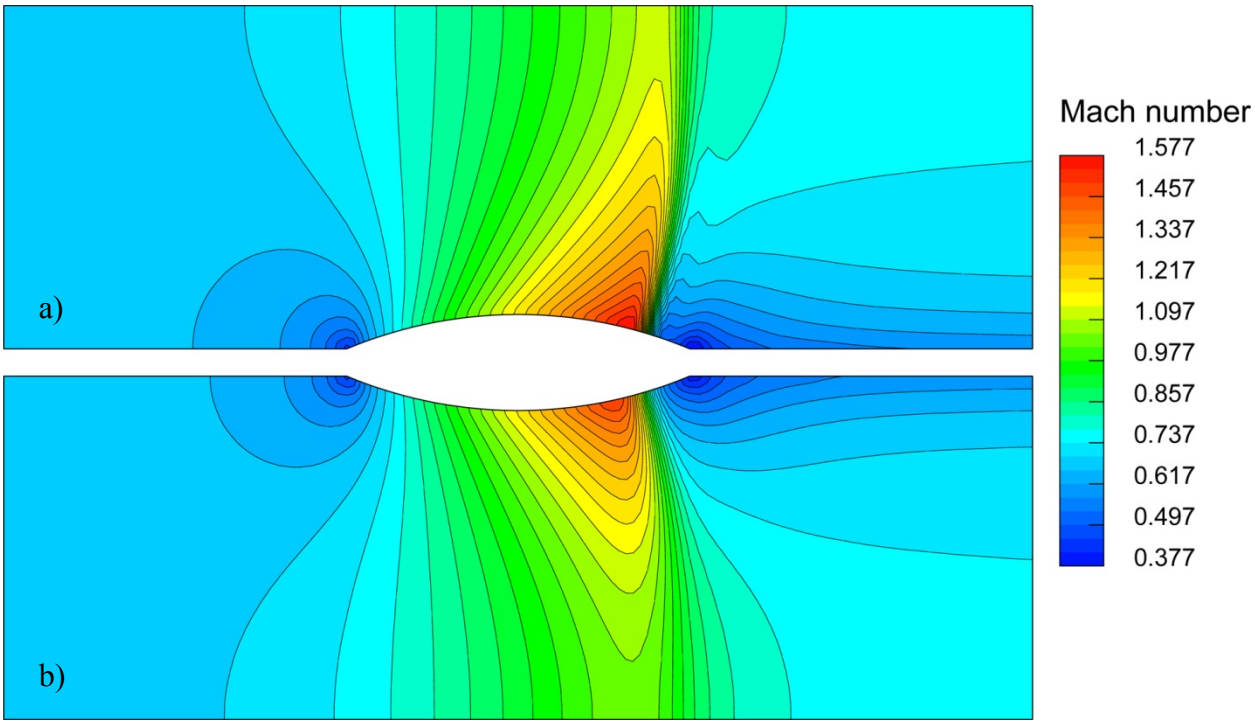
Rezultati numeričke simulacije

Za rješavanje momentne jednačine korištena je šema centralnog diferenciranja (preporuka za transonične tokove). Uticaj blending faktora na maksimalni Mach-ov broj prikazan je u tabeli 6.1. U prva tri slučaja simulacije (sa blending faktorom od 0.7-0.95) imamo veoma mala odstupanja maksimalne vrijednosti Mach-ovog broja na zidu kanala. Pri simulaciji za vrijednost blending faktora 0 (što reducira šemu na šemu uzvodnog diferenciranja) imamo značajnije odstupanje vrijednosti maksimalnog Mach-ovog broja.

Tabela 6.1 Uticaj blening faktora na vrijednost maksimalnog Mach-ovog broja na zidu kanala kod rješavanja momentne jednačine u slučaju definisanja totalnih uslova na ulazu

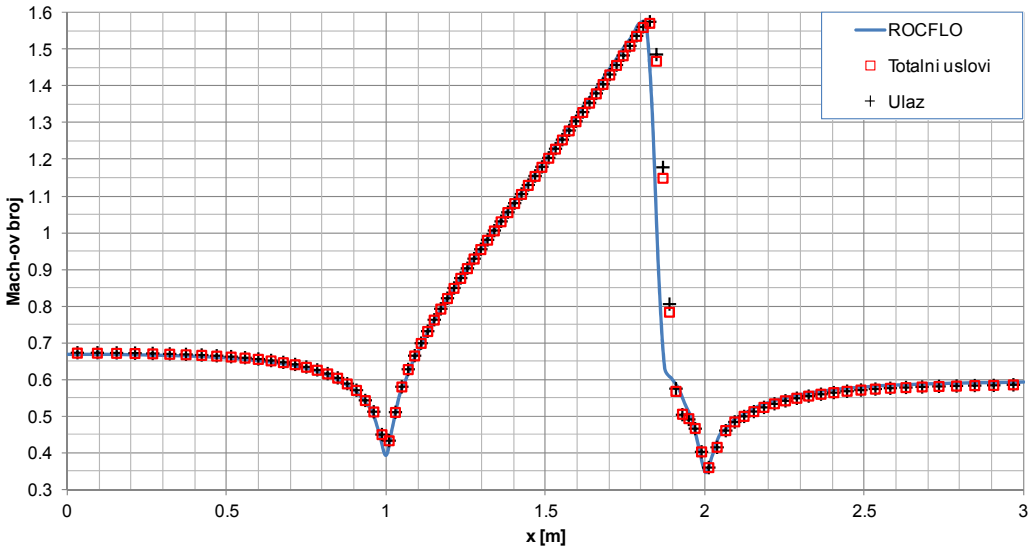
Red. br.	Blending faktor	Mach-ov broj
1.	0.95	1,577
2.	0.90	1.576
3.	0.70	1.570
4.	0.00	1,489

Uticaj vrijednosti blending faktora (za dva slučaja γ_ρ=0.95 i γ_ρ=0) na konture Mach-ovog broja i položaj udarnog talasa unutar kanala sa suženjem prikazane su na slici 6.2. Uočavamo da veći udio šeme drugog reda u aproksimaciji konvektivnog fluksa ima za posljedicu da proračun otkriva više detalja toka, te da je udarni talas značajno oštriji (linije konstantnog Mach-ovog broja u zoni udarnog talasa su bliže jedna drugoj).



Sl. 6.2 Uticaj blending faktora na promjenu Mach-ovog broja unutar kanala sa suženjem: a) simulacija sa γ_ρ=0.95 b) simulacija sa γ_ρ=0

Rezultati promjene Mach-ovog broja duž zida upoređeni su sa rezultatima referentnog programskog paketa ROCFLO [94]. Na slici 6.3 prikazana je promjena Mach-ovog broja za oba granična uslova na ulazu.



Sl. 6.3 Promjena Mach-ovog broja duž zida kanala

Razlika između rezultata predstavljenog numeričkog modela i referentnog programa ROCFLO [94] za vrijednost maksimalnog Mach-ovog broja za oba slučaja je manja od 0,2%, a za položaj maksimalne vrijednosti Mach-ovog broja je manja od 0.8%.

Na osnovu dobijenih rezultata, može se zaključiti da je programski paket odabran za korištenje u ovom radu pogodan za simulaciju transoničnih tokova. Validirana je i implementacija totalnih graničnih uslova, kao i graničnih uslova statičkog pritiska i ulaza.

6.2 SIMULACIJA STRUJANJA U RAKETNOM MOTORU

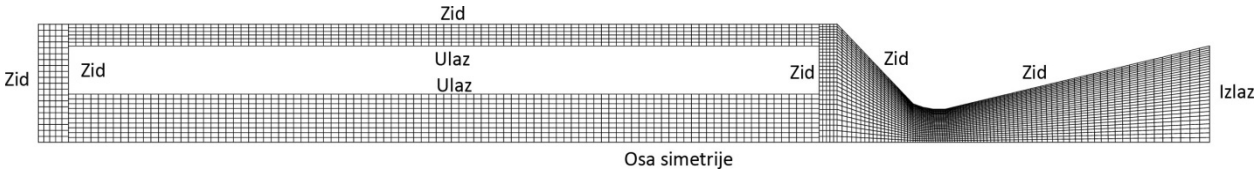
Kod simulacije sagorijevanja čvrstog raketnog goriva, pritisak sagorijevanja u komori je funkcija masene brzine sagorijevanja pogonske materije i karakteristika toka kroz raketni motor. Obzirom da nas u ovom slučaju zanima i prelazni režim od pripaljivanja goriva pa do uspostavljanja stacionarnog režima rada raketnog motora, problem će se analizirati kao nestacionaran.

6.2.1 Standardni balistički raketni motor 32/16

Prvi slučaj razmatra strujanje gasa u standardnom balističkom raketnom motoru 32/16. Tipična geometrija prikazana je na slici 6.4. Ovaj raketni motor ima cilindrično punjenje sljedećih dimenzija: vanjski prečnik punjenja 32 mm, unutrašni prečnik 16 mm i dužina punjenja 125 mm. Komora je cilindričnog oblika, unutrašnjeg prečnika 39.2 m i dužine 135 mm. Prečnik kritičnog presjeka mlaznice je 11 mm, a izlaznog presjeka je 32 mm. Konvergentni ugao mlaznika je 45°, a ugao divergencije 13°. Radijus zakrivljenija sa konvergentnog dijela mlaznika prema kritičnom presjeku je 4.75 mm. Ovaj primjer je rješavan na dva načina: dvodimenzionalni osno-simetrični i trodimenzionalni model. Svrha ova dva proračuna je da se validira implementacija osnosimetričnog 2D modela u programskom paketu *Comet*.

6.2.1.1 Dvodimenzionalni osno-simetrični model

Dvodimenzionalni osno-simetrični domen rješavanja je podijeljen na 4400 KV-a s neuniformnom mrežom (sl. 6.4). Finija mreža je uz površinu sagorijevanja, blizu zida i u području oko kritičnog prečnika mlaznika gdje se pojavljuje značajna prostorna varijacija zavisnih varijabli. Konačna forma mreže je rezultat proračuna na nekoliko mreža različite finoće. Mreža prikazana na slici 6.4 predstavlja mrežu koja se pokazala kao dobar kompromis između raspoloživih računarskih resursa, računarskog vremena i kvaliteta rezultata simulacije.



Sl. 6.4 Numerička mreža i granični uslovi za primjer raketnog motora 32/16

Punjenje goriva sagorijeva sa unutrašnje i spoljne strane, tako da za slučaj zanemarivanja sagorijevanja sa prednjeg i zadnjeg dijela punjenja, površina sagorijevanja tokom vremena ostaje konstantna. Početna površina sagorijevanja je A_b= 0.01884956m^2, a površna kritičnog presjeka je A_{th}= 9.50332E-05m^2. Razmatrano je sagorijevanje dvobaznog raketnog goriva NGR-A, čije su karakteristike produkata sagorijevanja date u tabeli 3.3.

Brzina produkata na ulaznom regionu određuje se na osnovu jednačine (5.48), a gustina produkata sagorijevanja korištenjem jednačine (5.47). Temperatura produkata sagorijevanja na ulaznoj granici je T_B=T_c=2351 K, molarna masa produkata sagorijevanja M=24.182 g/mol, gustina punjenja goriva ρ_p=1600 kg/m^3, a koeficijenti u zakonu brzine gorenja definisani su u tabeli 4.3. Za određivanje vrijednosti brzine sagorijevanja korištena je vrijednost pritiska na ulaznoj granici. Kao početni uslovi uzete su sljedeće vrijednosti: u_{init}=0.5 m/s, p_{init}=1.0 bar i T_{init}=300 K.

Rezultati numeričke simulacije poređeni su sa analitičkim rješenjem za slučaj kvazistacionarnog procesa sagorijevanja. Smatra se da je uspostavljena ravnoteža između gasnog toka stvorenog sagorijevanjem pogonske materije i gasnog toka koji ističe kroz mlaznik, tako da jednačina održanja mase ima obliku:

$$\rho_p \, A_b \, r = C_D \, A_{th} \, p_c \tag{6.2}$$

Izraz za ravnotežni pritisak u komori sagorijevanja ima oblik:

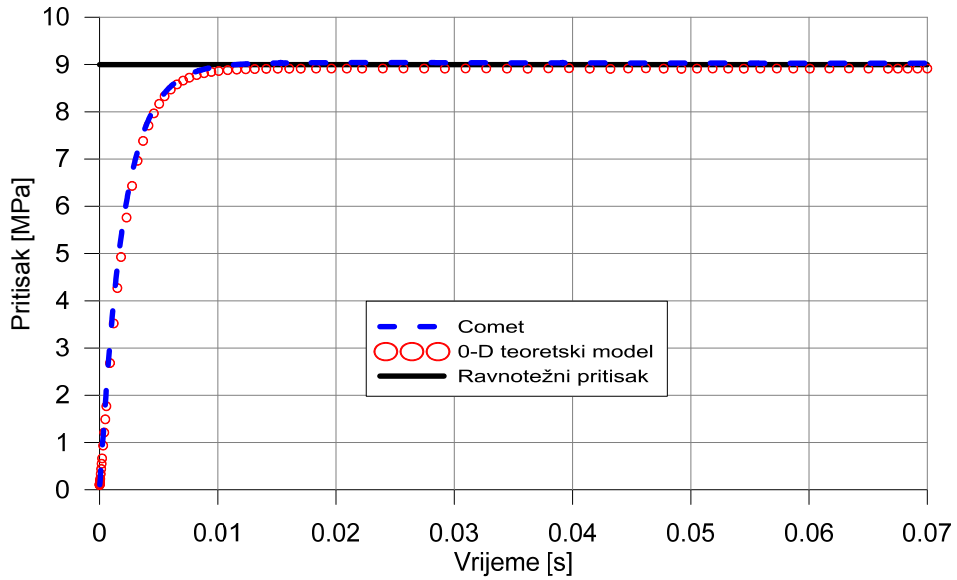
$$p_c = \left(\frac{\rho_p \, a \, A_b}{C_D \, A_{th}} \right)^{\left(\frac{1}{1-n}\right)} \tag{6.3}$$

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

Ova jednačina ne razmatra nestacionarni period sagorijevanja do uspostavljanja vrijednosti ravnotežnog pritiska. Rezultati numeričke simulacije poređeni sa teoretskim rješenjem za 0-D jednačinu masenog bilansa, koja omogućava razmatranje promjene pritiska tokom vremena. U ovom slučaju se pretpostavljaju da je pritisak u komori sagorijevanja konstantan i da je brzina sagorijevanja uniformna i funkcija pritiska sagorijevanja na svakom presjeku punjenja goriva. Zanemaruje se promjena slobodne zapremine za produkte sagorijevanja tokom vremena, a temperatura gasa je konstanta u svim presjecima komore sagorijevanja i jednaka je adijabatskoj temperaturi sagorijevanja. Na osnovu ovih pretpostavki i koristeći jednačinu masenog bilansa u raketnom motoru, pritisak sagorijevanja se može izračunati rješavajući sljedeću jednačinu, i to u konkretnom slučaju koristeći metodu Runge-Kutta četvrtog reda:

$$\frac{dp_{c_i}}{dt} = \frac{R_g \, T_c}{V_c} \left(\rho_p \, A_b \, a \, p_{c_i}^n - \frac{p_{c_i} \, A_{th}}{C^*} \right) \tag{6.4}$$

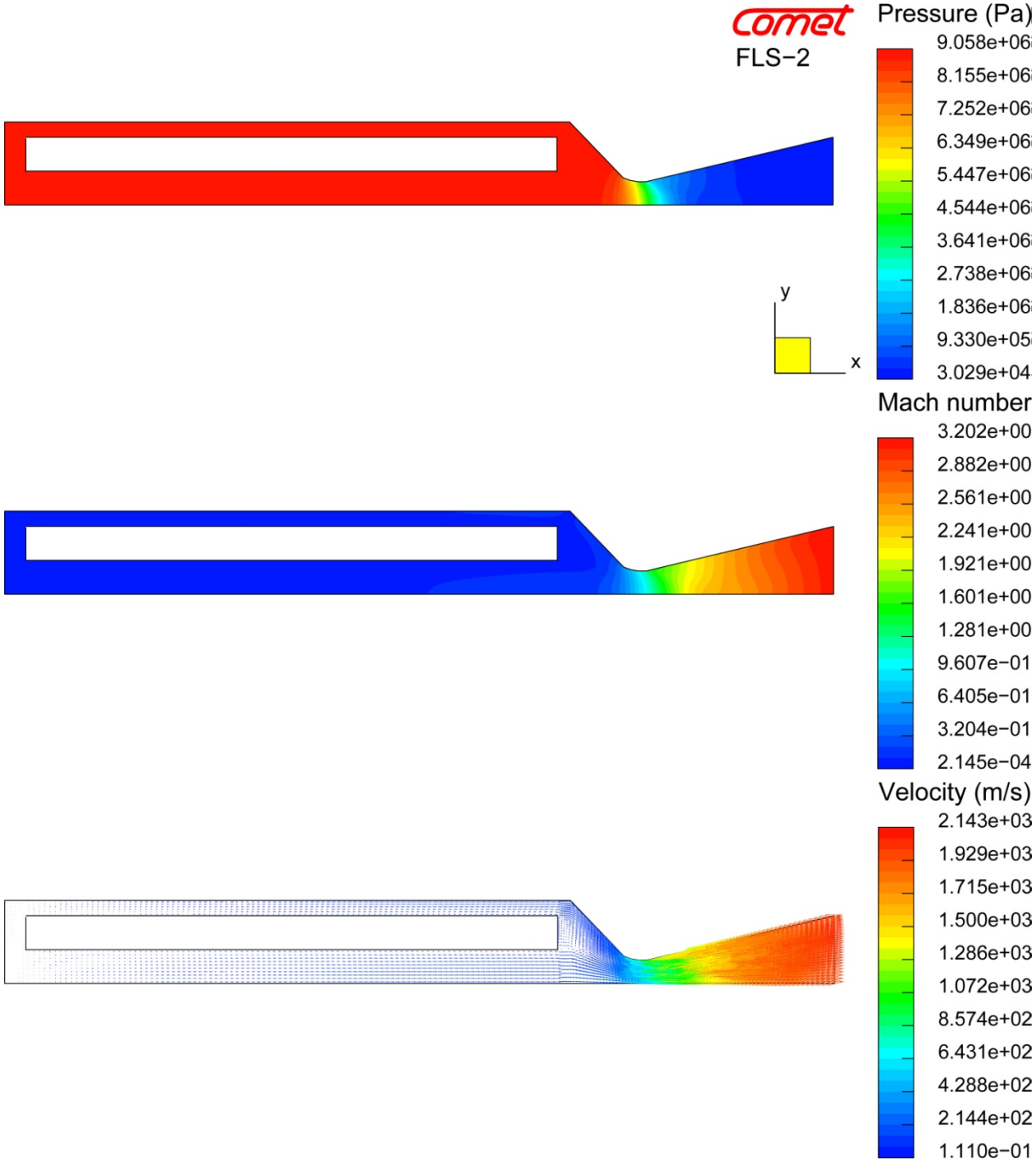
Rezultati komparacije između numeričkog modela (*Comet*) i rješenja dobijenih na osnovu jednačina (6.3) i (6.4), prikazani su na slici 6.5. Prikazana promjena pritiska u funkciji vremena dobijena numeričkom simulacijom data je za dno raketnog motora u osi raketnog motora, a ravnotežno stanje ($\dot{m}_{in} = \dot{m}_{out}$) je uspostavljeno nakon 0.06758 s.



Sl. 6.5 Komparacija rezultata promjene pritiska u funkciji vremena dobijene na osnovu numeričke simulacije i teoretskih rezultata za raketni motor 32/16 [101]

Rezultati numeričkog modela i teoretskog rješenja imaju odlična slaganja. Vrijednost ravnotežnog pritiska, dobijen numeričkom simulacijom, p_c=9.047 MPa je veoma blizu vrijednosti ravnotežnog pritiska dobijenog na osnovu jednačine (6.3), p_c=8.998 MPa. Ravnotežni pritisak dobijen na osnovu jednačine (6.4) je nešto niži i njegova vrijednost je p_c=8.925 MPa. Odstupanje rješenja na osnovu numeričke simulacije u odnosu na ravnotežni pritisak dobijen na osnovu jednačine (6.3) je oko 0.55%, dok je odstupanje rezultata dobijen jednačinom (6.4) oko 0.8%.

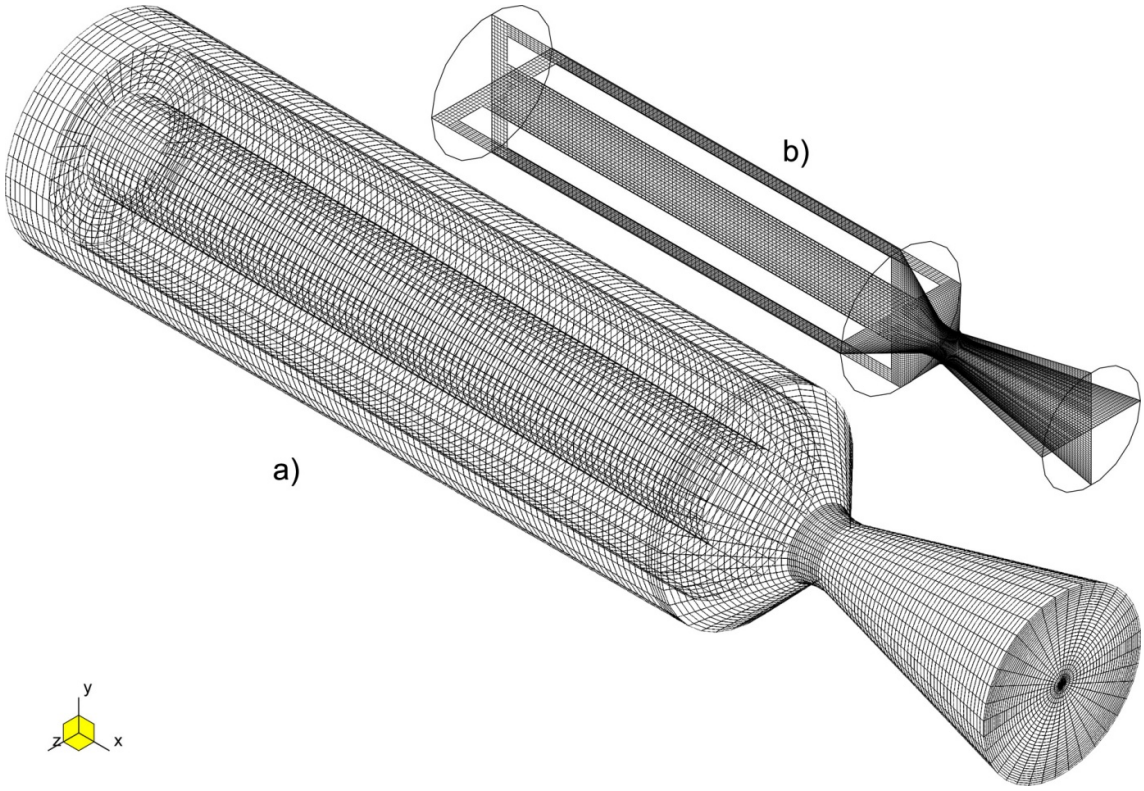
Na sljedećim slikama je prikazana promjena pritiska, Mach-ovog broja i brzine gasa u raketnom motoru na kraju uspostavljanja ravnotežnog stanja (slika 6.6). Za ovaj slučaj simulacije korištena je šema centralnog diferenciranja sa blending faktorom od 0.9.



Sl. 6.6 Promjena pritiska, Mach-ovog broja i brzine gasa za raketni motor 32/16

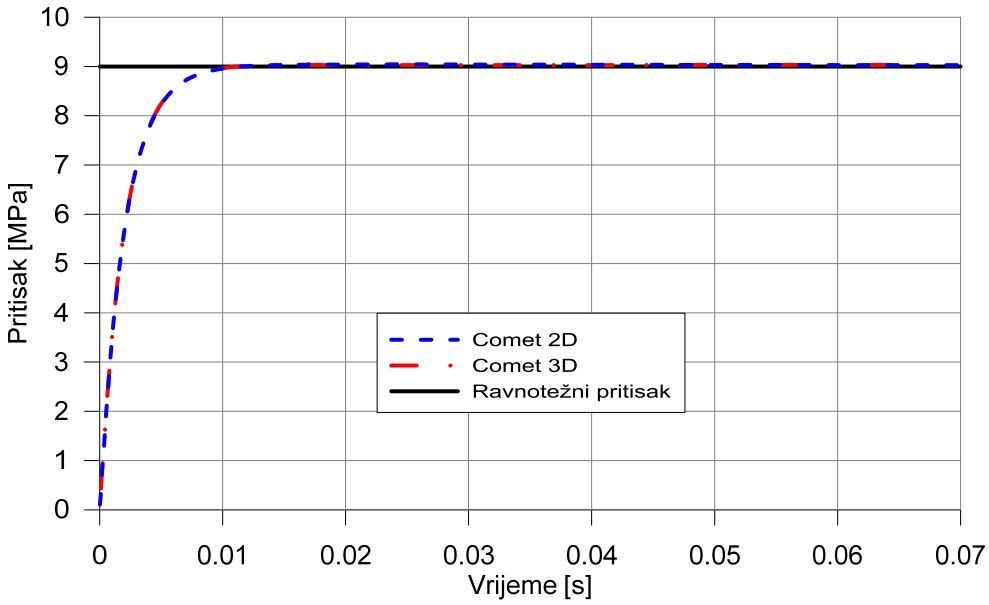
6.2.1.2 Trodimenzionalni model

U ovom slučaju simulacije, trodimenzionalni model mreže je nastao rotacijom oko ose simetrije mreže, kao u prethodnom slučaju, tako da je dobijen domen rješavanja od 158400 KV-a (sl. 6.7). Postavljeni su isti granični i početni uslovi kao u prethodnom slučaju.



Sl. 6.7 Numerička mreža raketnog motora 32/16 za slučaj trodimenzionalnog modela: a) 3D mreža, b) presjek 3D domena u x-y i x-z ravni

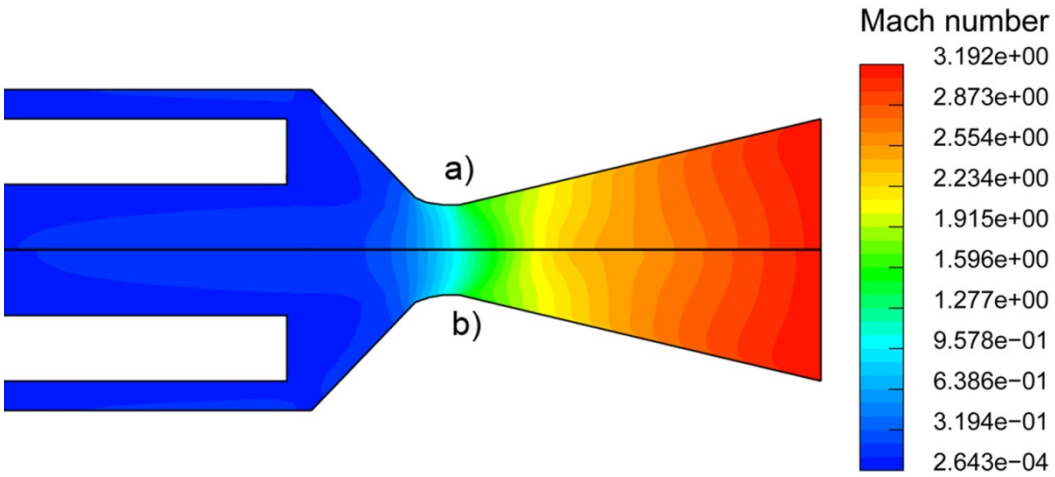
Rezultati komparacije između numeričkog modela (*Comet*) za slučaj dvodimenzionalnog i trodimenzionalnog modela, prikazani su na slici 6.8. Prikazana promjena pritiska u funkciji vremena dobijena numeričkom simulacijom data je za dno raketnog motora u osi raketnog motora.



Sl. 6.8 Komparacija rezultata promjene pritiska u funkciji vremena dobijenih na osnovu numeričke simulacije i teoretskih rezultata za raketni motor 32/16

S obzirom na činjenicu da je 3D model nastao rotacijom 2D modela iz prethodnog slučaja, dobijena je veoma mala razlika vrijednosti ravnotežnog pritiska u komori raketnog motora za ova dva slučaja simulacije. Vrijednost ravnotežnog pritiska, u slučaju 3D modela je p_c= 9.03 MPa. Odstupanje rješenja na osnovu numeričke simulacije trodimenzionalnog domena u odnosu na ravnotežni pritisak, dobijen na osnovu jednačine (6.3), je oko 0.35%.

Uporednim prikazom raspodjele Mach-og boja za slučaj trodimenzionalnog i dvodimenzionalnog modela (slika 6.9), uočava se da nema značajnije promjene u konturama Mach-ovog broja unutar raketnog motora do sekcije kritičnog presjeka. Minimalne promjene se uočavaju u sekciji divergentnog dijela mlaznika.



Sl. 6.9 Rastareski prikaz promjene Mach-ovog boja u dijelu ispred mlaznika i u mlazniku dobiven numeričkom simulacijom 3D modela (a) i 2D modela (b)

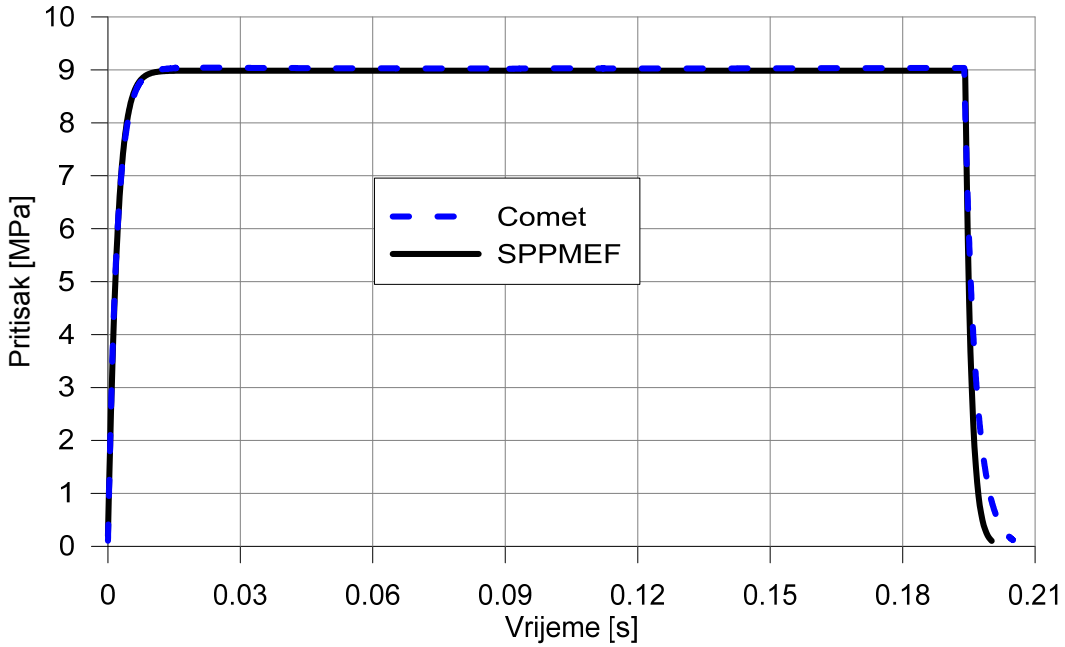
6.2.2 Simulacija regresije površine sagorijevanja

Prethodni rezultati pokazuju veoma dobra slaganja sa teoretskim modelima za slučaj gdje se zanemaruje promjena površine sagorijevanja. Tokom rada raketnog motora, pri sagorijevanju punjenja goriva mijenja se površina sagorijevanja i površina kanala za prolaz gasova, što utiče na promjenu strujne slike unutar komore raketnog motora. Ovdje će biti prikazani rezultati numeričke simulacije regresije površine punjenja, a rezultati numeričke simulacije će biti upoređeni sa rezultatima programa *SPPMEF* [43,73].

Razmatran je raketni motor 32/16 kao 2D osno-simetrični model, a u procesu simulacije regresije površine razmatrano je pomjeranje ulaznih površina samo u radijalnom pravcu (vanjski radijus punjenja se smanjuje, a unutrašnji radijus povećava). Polazeći od pretpostavke da punjenje goriva sagorijeva po paralelnim slojevima, normalno na površinu sagorijevanja, regresija površine gorenja određuje se na osnovu izraza:

$$\begin{aligned} r_{in_{new}} &= r_{in_{old}} + r_b\,\delta t \\ r_{out_{new}} &= r_{out_{old}} - r_b\,\delta t \end{aligned} \tag{6.5}$$

Za određivanje brzine sagorijevanja u prethodnom izrazu, korištena je srednja vrijednost pritiska sagorijevanja na površini ulazne regije. U oba slučaja simulacije korištene su iste pretpostavke za proces sagorijevanja i pomjeranja površine sagorijevanja. Poređenje rezultata dobijenih programima *Comet* i *SPPMEF* prikazano je na slici 6.10.



Sl. 6.10 Poređenje rezultata promjene pritiska u funkciji vremena dobijenih na osnovu numeričke simulacije i programa SPPMEF za raketni motor 32/16 [101]

Postignuta su veoma dobra slaganja u predviđanju promjene pritiska sa vremenom sa podacima dobivenim predviđanjem na osnovu programa *SPPMEF*. Odstupanje vrijednosti integrala pritiska-vrijeme iznosi 0,98%, a maksimalnog pritiska je 0.7% u odnosu na rezultate predviđanja programa *SPPMEF*.

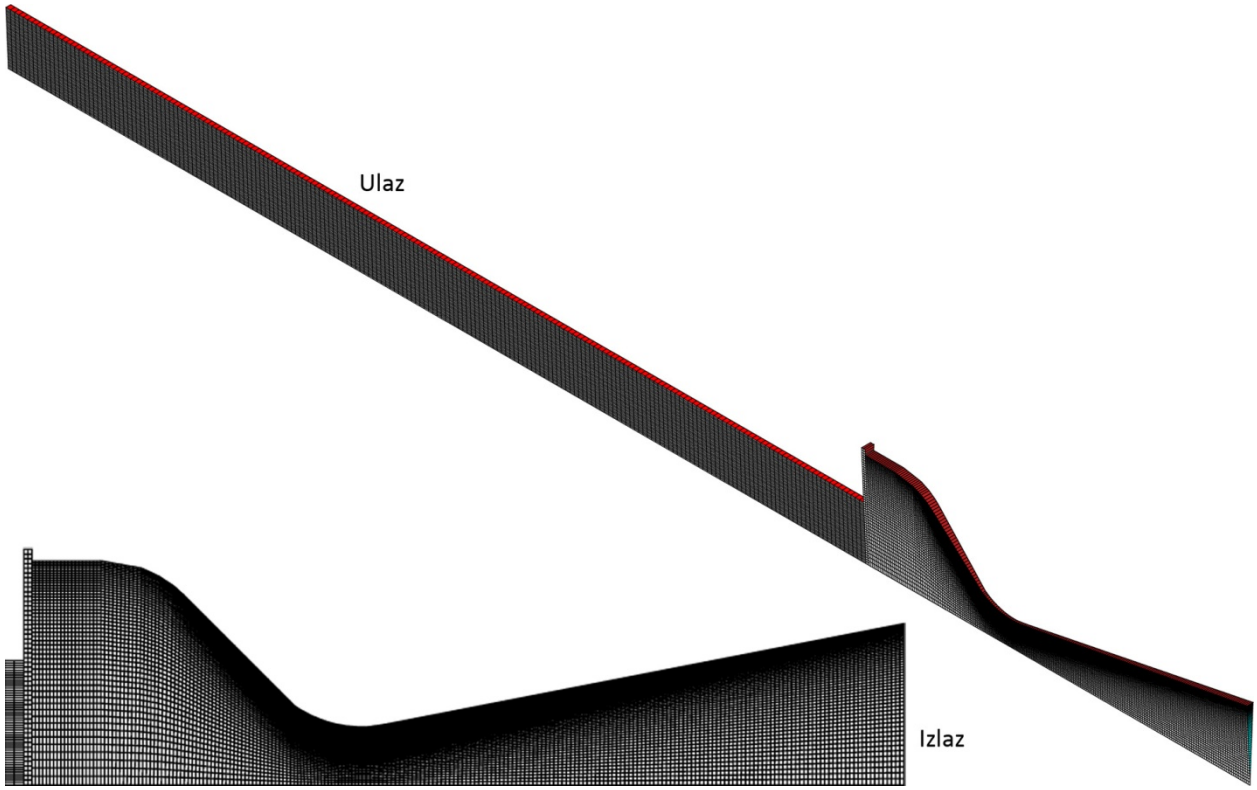
Vrijeme potrebno za simulaciju promjene pritiska u funkciji vremena u programskom paketu Comet je bilo reda oko 140 minuta, a za program *SPPMEF* oko 2 minuta na PC (procesor Core 2 Duo 2.4MHz, RAM 3GB). Program SPPMEF omogućava predviđanje srednjih performansi kao što su maseni fluks, pritisak, potisak i specifični impuls u funkciji vremena sagorijevanja. Paket *Comet* omogućava numeričku simulaciju parametara 3D gasnog toka, a sa razvijenim modulima za regresiju površine sagorijevanja i unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora moguće je simulirati uticaj geometrije raketnog motora na promjenu pritiska (na različitim mjestima u komori sagorijevanja) i potiska u funkciji vremena.

Zbog veoma malih vremenskih skala koje karakteriziraju problem posebno u prelaznim procesima korišten je veoma mali vremenski korak (25 μs), te je za ovaj slučaj numeričke simulacije rada raketnog motora, primjenom programa *Comet*, trebalo 8200 vremenskih koraka.

6.2.2.1 Eksperimentalni raketni motor 128 mm (RM-5)

Za razliku od prethodnog slučaja, ovaj raketni motor ima cilindrično punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem sljedećih dimenzija: vanjski prečnik punjenja 119.8 mm, unutrašnji prečnik 63.3 mm i dužina punjenja 500 mm. Komora je cilindričnog oblika unutrašnjeg prečnika 119.8 mm i dužine 520 mm. Prečnik kritičnog presjeka mlaznice je 29.4 mm, a izlaznog presjeka je 82 mm. Konvergentni ugao mlanika je 45°, a ugao divergencije 11°. Radijus krivina profila mlaznika u zoni kritičnog presjeka iznosi 30 mm.

Dvodimenzionalni osno-simetrični domen rješavanja je podijeljen na 21350 KV-a s neuniformnom mrežom (sl. 6.11).

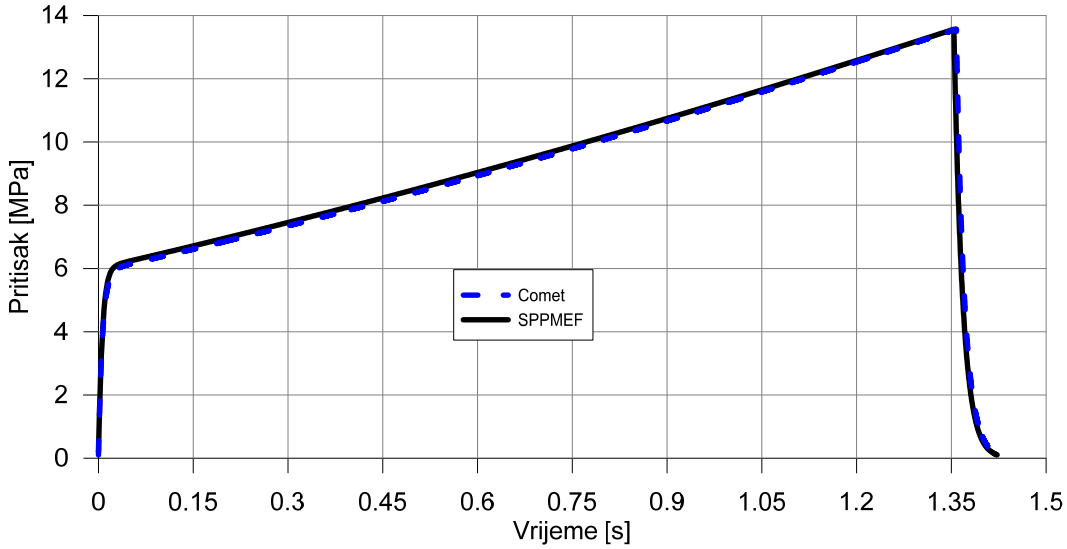


Sl. 6.11 Numerička mreža i granični uslovi za primjer raketnog motora 128 mm

Polazeći od pretpostavke da punjenje goriva sagorijeva po paralelnim slojevima, normalno na površinu sagorijevanja, regresija površine gorenja određuje se na osnovu izraza :

$$r_{in_{new}} = r_{in_{old}} + r_b \, \delta t \tag{6.6}$$

Rezultati dobiveni računarskim programima *Comet* i *SPPMEF* dati su na slici 6.11.



Sl. 6.12 Poređenje rezultata promjene pritiska u funkciji vremena dobijenih na osnovu numeričke simulacije i programa SPPMEF za raketni motor 128 mm, RM-5 [101]

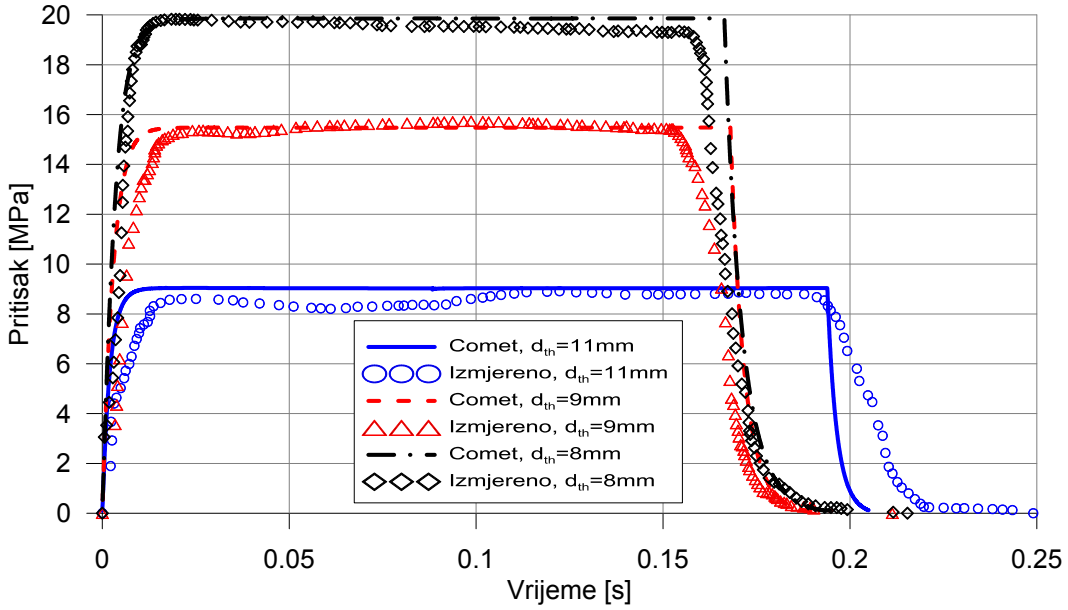
Postignuta su veoma dobra slaganja u predviđanju promjene pritiska sa vremenom. Odstupanje vrijednosti integral pritisak-vrijeme iznosi 0,55% u odnosu na rezultate predviđanja programa *SPPMEF*. Vrijednosti maksimalnog pritiska su skoro identične.

I u ovom primjeru, korišten je veoma mali vremenski korak (25 μs) te je za ovaj slučaj simulacije rada raketnog motora trebalo 57000 vremenskih koraka. Vrijeme potrebno za simulaciju promjene pritiska u funkciji vremena u programskom paketu *Comet* je bilo reda oko 43 sata, a za program *SPPMEF* oko 2 minuta (na PC, procesor Core 2 Duo 2.4MHz, RAM 3GB).

6.2.4 Verifikacija rezultata simulacije sa eksperimentalnim rezultatima

Predviđanje promjene pritiska u funkciji vremena, primjenom 3D numeričkog modela za osnosimetrične konfiguracije raketnog motora, verificiran je tako što su rezultati proračuna upoređeni sa eksperimentalnim rezultatima dobijenim u standardnom balističkom raketnom motoru 32/16. Postizanje odgovarajućeg radnog pritiska sagorijevanja ostvaruje se izmjenom prečnika kritičnog presjeka mlaznika (nema erozije kritičnog presjeka mlaznika). Ovaj raketni motor je dizajniran da nema erozivnog sagorijevanja. Tokom eksperimenta mjerena je promjena pritiska u funkciji vremena na osnovu koje se određuju: srednja vrijednost pritiska sagorijevanja, maksimalni pritisak sagorijevanja i integral pritisak-vrijeme.

Na slici 6.13 dati su uporedni rezultati promjene pritiska sa vremenom, dobijeni programom *Comet* (bez korekcije zakona brzine sagorijevanja) i eksperimentalnim putem za pogonsku materiju NGR-A.



Sl. 6.13 Poređenje promjene pritiska u komori sagorijevanja dobivenog numeričkom simulacijom i mjerenjem za raketni motor 32/16, za različite prečnike kritičnog presjeka mlaznice (d_{th}) [101]

Postignuto je veoma dobro slaganje rezultata promjene pritisaka u komori sa vremenom. Postignuto je odlično slaganje promjene pritiska sa vremenom u fazi kvazistacionarnog sagorijevanja, dok su u fazi izduvavanja uočena značajnija odstupanja promjene pritiska sa vremenom. Promjena pritiska sa vremenom u fazi izduvavanja, u razmatranom modelu, ne uzima u obzir ostatke nesagorjelog goriva, što se sigurno javlja u realnim raketnim motorima. Na karakter promjene krive pritiska u funkciji vremena utiču još tolerancije dimenzija pogonskog punjenja, kao i gustina punjenja.

Uporednom analizom veličina datih u tabeli 6.2, može se uočiti da se odstupanje integrala pritisak-vrijeme kreće u granicama od 4,7% do 10,4% (kod raketnog motora sa d_t=9mm), dok se odstupanje srednjeg pritiska kreće u granicama od 2% do 6,4%. Odstupanje maksimalnog pritiska se kreće u granicama od -1,65% do 1,6%.

Tabela 6.2 Uporedna analiza nekih unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora dobijenih obradom dijagrama pritisak u funkciji vremena za standardni balistički opitni raketni motor 32/16

d_t [mm]	t_b, [s]		p_{max}, [MPa]		$\int p\,dt$, [MPas]		P_{aver}, [MPa]	
	Opit	Comet	Opit	Comet	Opit	Comet	Opit	Comet
8,0	0,1589	0,1664	19,83	19,86	3,022	3,237	19,01	19,45
9,0	0,1553	0,1680	15,74	15,48	2,315	2,556	14,90	15,21
11,0	0,1910	0,1880	8,91	9,05	1,602	1,679	8,39	8,93

Na osnovu ovih analiza, može se zaključiti da su rezultati simulacije veoma dobri, a eksperimenti u okviru greške mjerenja nam signaliziraju u kojoj mjeri su aproksimacije uzete u formiranju matematskog modela validne, što čini eksperiment nezamjenjivim.

POGLAVLJE

7

UTICAJ GEOMETRIJE MLAZNICE NA UNUTRAŠNJO-BALISTIČKE PERFORMANSE RAKETNIH MOTORA NA ČVRSTA GORIVA

Tokom eksperimentalnih istraživanja uočena je značajna promjena u karakteru krivih pritiska, odnosno potiska u funkciji vremena kod raketnih motora sa periferno raspoređenim mlaznicama u odnosu na raketne motore sa centralnom mlaznicom. Ova pojava sa usložnjava kod raketnih motora sa mlaznikom kod kojih se javlja i erozija kritičnog presjeka mlaznika. Slučaj se naročito usložnjava ako su ose mlaznice postavljene tako da formiraju pored sile potiska i obrtni moment (tangencijalna komponenta sile potiska), te se u tom slučaju javlja i rotacija oko uzdužne ose raketnog motora. Ove promjene u karakteru krivih utiču na promjenu unutrašnjo-balističkih parametara, kao što su totalni i specifični impuls raketnog motora.

Istraživanja uticaja geometrije mlaznice na unutrašnjo-balističke performanse raketnih motora na dvobazna goriva vršena su metodama numeričke simulacije i obradom rezultata ispitivanja eksperimentalnih raketnih motora, s ciljem procjene gubitaka unutar raketnog motora sa centralnim konvergentno-divergentnim mlaznikom, odnosno sa periferno raspoređenim mlaznicama.

Težište istraživanja je bilo usmjereno ka analizi strujanja produkata sagorijevanja dvobaznog goriva (bez metalnih čestica) u raketnom motoru do kritičnog presjeka mlaznika (jer na procese unutar raketnog motora ne utiče divergentni dio mlaznika), uticaja predmlaznično i mlaznično regiona na raspodjelu pritiska i brzine strujanja gasa unutar raketnog motora za cilindrično pogonsko punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem.

Osnovni cilj analize je razlučiti parcijalni uticaj svakog od ovih fenomena na unutrašnjo-balističke parametre raketnih motora i naći odgovarajući matematski ili empirijski izraz kojim se on može predvidjeti.

7.1 METOD I CILJ ISTRAŽIVANJA

Da bi se izdvojili pojedini uticaji geometrije mlaznika na unutrašnjo-balističke performanse raketnog motora izvršena je numerička simulacija, primjenjujući programski paket *Comet* koristeći model koji je prezentiran u poglavlju 5. Zbog složenosti uticaja predmlaznično dijela raketnog motora i samog oblika mlaznice (konvergentni dio mlaznika, periferna mlaznica) na strujnu sliku u raketnom motoru bilo je potrebno:

- Procijeniti uticaj oblika konvergentnog dijela mlaznika na promjenu unutrašnjo-balističkih parametara u raketnom motoru sa centralnom mlaznicom.
- Procijeniti uticaj periferno raspoređenih mlaznica na performanse raketnog motora u odnosu na centralnu mlaznicu.

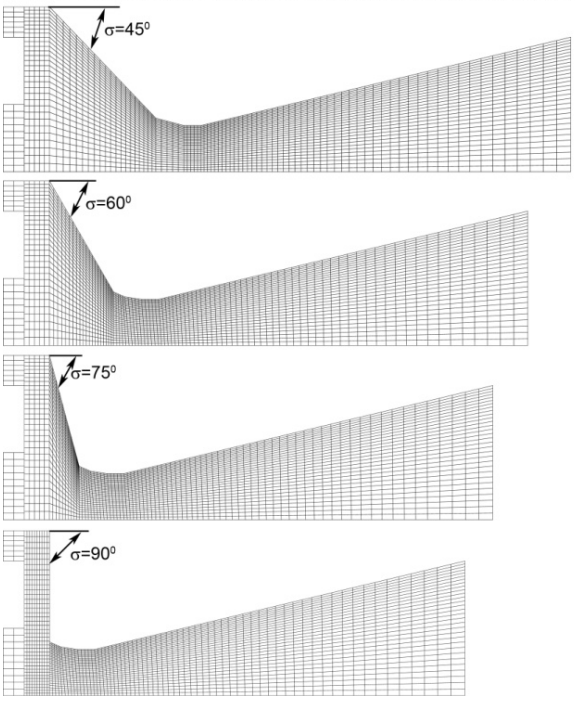
- Definisati korelacije (aproksimacijom rezultata analize) uticaja oblika konvergentnog dijela i kompleksnosti dizajna mlaznika na promjenu pritiska sagorijevanja i gubitke specifičnog impulsa raketnog motora i ugraditi ih u model programa SPPMEF [43,73]. Potrebno je rezultate predviđanja, uticaja oblika mlaznice na performanse raketnog motora, uporediti sa rezultatima ispitivanja raketnih motora sa punjenjem u obliku cijevi sa unutrašnjim sagorijevanjem (RM-5) i zvijezda punjenjem (RM-4).

7.2 UTICAJ GEOMETRIJE KONVERGENTNOG DIJELA MLAZNIKA NA PROMJENU UNUTRAŠNJO-BALISTIČKIH PARAMETARA U RAKETNOM MOTORU SA CENTRALNOM MLAZNICOM

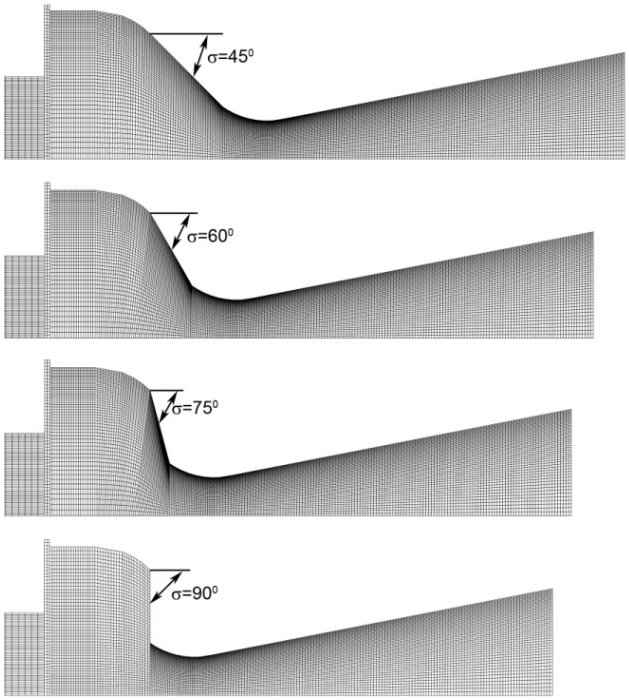
Za procjenu uticaja geometrije konvergentnog dijela centralne mlaznice na unutrašnjo-balističke parametre raketnog motora vršena je numerička simulacija za dva tipa raketnih motora:

- prvi tip motora je bio baziran na konceptu motora 32/16 sa pogonskim punjenjem koje sagorijeva po vanjskoj i unutrašnjoj površini punjenja,
- drugi tip raketnog motor je bio baziran na konceptu testnog raketnog motora RM-5, oznaka RM-5_1.

Simulacija je vršena na takav način da nije mijenjana geometrija pogonskog punjenja, kao ni dimenzije komore raketnog motora. Vršena je samo izmjena konvergentnog dijela mlaznika za sljedeće slučajeve konvergentnog ugla mlaznice: 45° (standardni ugao za oba tipa raketnih motora), 60°, 75° i 90°. Radijus na ulazu u kritični dio mlaznika za sve simulirane uglove konvergencije, za svaki tip raketnih motora, je ostao isti. Dimenzije kritičnog dijela i divergentnog dijela mlaznika su ostale iste (slika 7.1 i 7.2).



Sl. 7.1 Geometrije centralne konvergentno-divergentne mlaznice za raketni motor 32/16 [100]



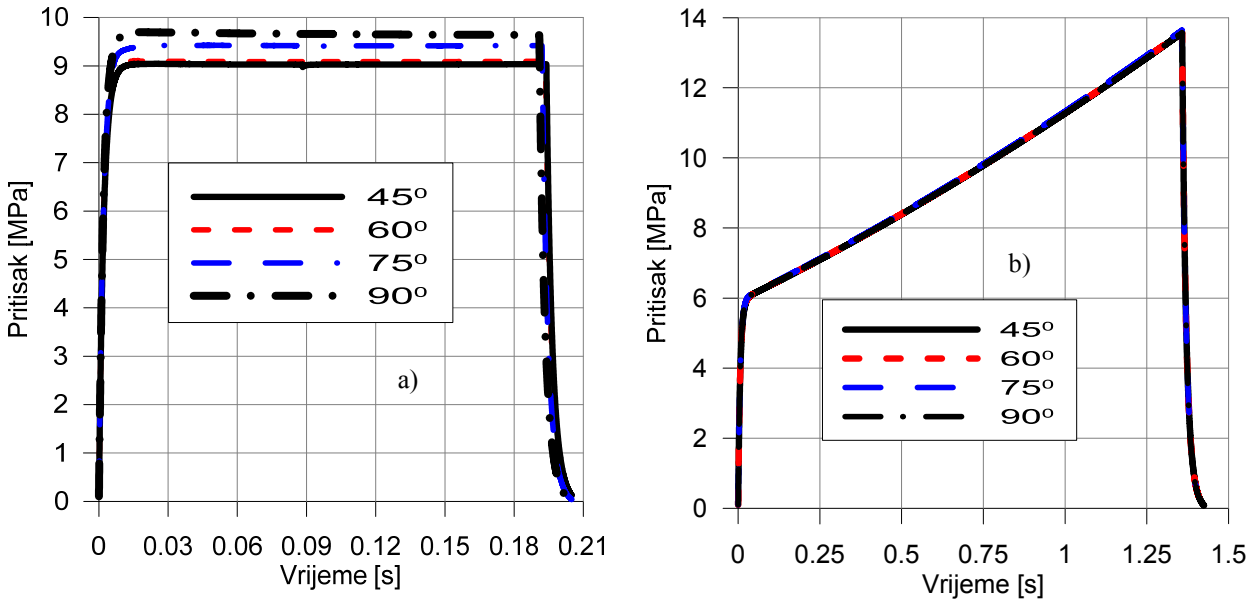
Sl. 7.2 Geometrije centralne konvergentno-divergentne mlaznice za raketni motor RM-5_1 [100]

Simulacija unutrašnjo-balističkih performansi za oba tipa raketnih motora izvršena je za raketno gorivo NGR-A, sa karakteristikama produkata sagorijevanja određene za nominalni radni pritisak, na osnovu programa *TCPSP* [43,45] (tabela 7.1).

Tabela 7.1. Karakteristike raketnih motora i goriva [100]

Tip raketnog motora	32/16	RM-5_1
Dužina komore sagorijevanja, mm	133	527.5
Prečnik komore sagorijevanja, mm	39.2	119.8
Prečnik punjenja mm	32	119.8
Unutrašnji prečnik punjenja, mm	16	63.3
Dužina punjenja, mm	125	500
Prečnik kritičnog presjeka mlaznika, mm	11	29.4
Poluugao divergentnog dijela mlaznika	13°	11°
Gustina goriva	1600	
Specifična toplota goriva, J/(kg K)	1450	
Temperatura sagorijevanja, K	2351.0	
Temperatura fronta plamena, K	650	
Zakon brzine sagorijevanja, m/s	$0.01307173[p(\mathrm{MPa})]^{0.227587}$ za p_c<14MPa, $0.02161558[p(\mathrm{MPa})]^{0.036981}$	
Specifična toplota gasa, J/(kg K)	1814.2	
Gasna konstanta, J/(kg K)	344.	
Toplotna provodljivost, W/mK	0.1853	
Molarna masa	24.183	
Odnos specifičnih toplota	1.2463	

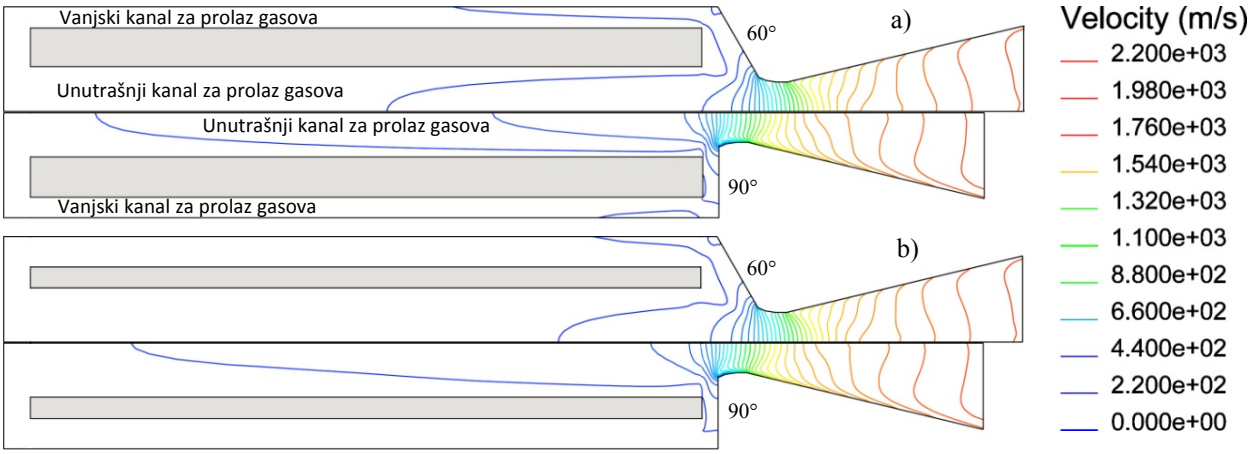
Promjene pritiska u funkciji vremena za raketni motor 32/16 prikazan je na slici 7.3 a), a za raketni motor RM-5_1 na slici 7.3 b).



Sl. 7.3 Uticaj promjene ugla konvergencije centralne mlaznice na promjenu pritiska u funkciji vremena na dnu raketnog motora: a) 32/16 i b) RM-5_1 [100]

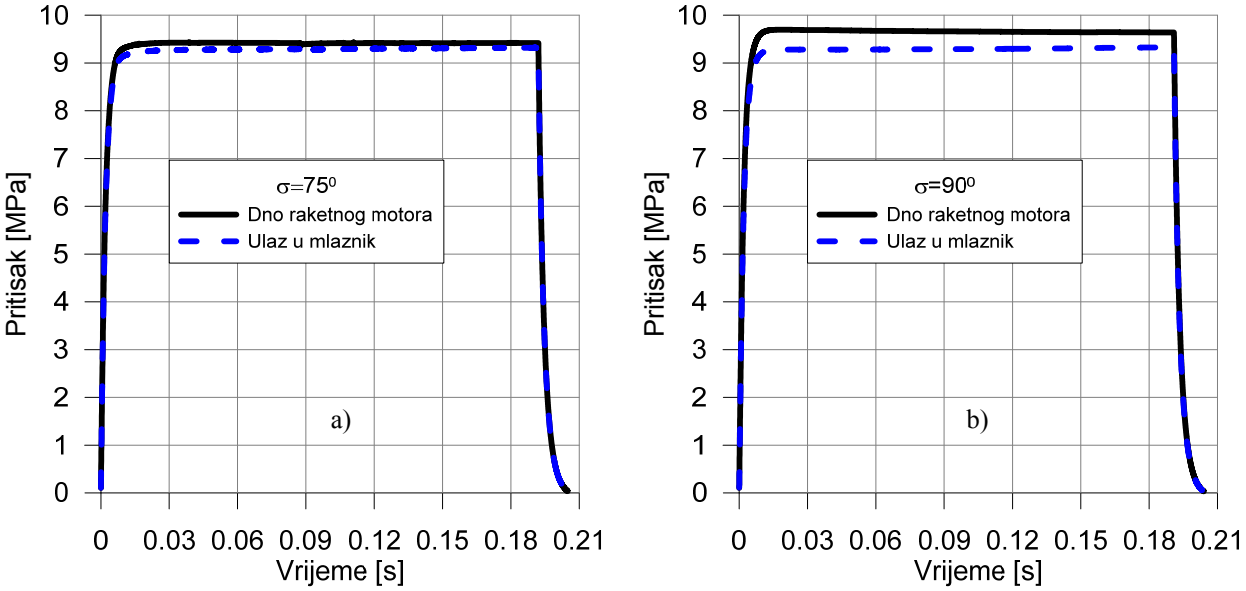
Kod raketnog motora 32/16 pri promjeni ugla konvergencije od 45° do 90° dolazi do porasta pritiska sagorijevanja (slika 7.3 a). Rezultati simulacije za raketni motor RM-5_1 pokazali su neznatne promjene pritiska sa povećanjem ugla konvergencije mlaznice (slika 7.3 b).

Kod raketnog motora 32/16 produkti sagorijevanja iz unutrašnjeg kanala za prolaz gasova ulaze nesmetano u konvergentni dio mlaznika, dok produkti sagorijevanja iz vanjskog kanala za prolaz gasova udaraju u zid konvergentnog dijela mlaznika, pa tek onda ulaze u sekciju kritičnog presjeka mlaznika. Sa povećanjem ugla konvergencije, produkti sagorijevanja iz vanjskog kanala imaju veći gubitak energije kretanja i smanjenje brzine gasa (slika 7.4 a i b, 90°) u odnosu na gasni tok u unutrašnjem kanalu, a time i povećanje pritiska u raketnom motoru.



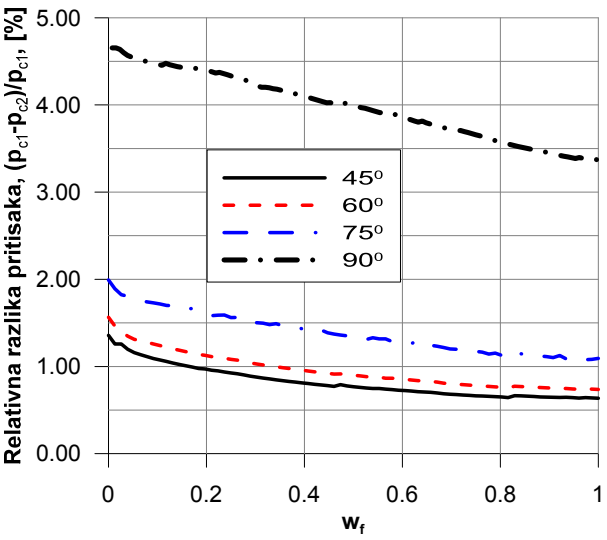
Sl. 7.4 Promjena brzina gasa u raketnom motoru 32/16 za ugao konvergencije mlaznice 60° i 90° pri različitim trenutcima sagorijevanja punjenja: a) t=19.985ms i b) t= 99.985 ms [100]

Sa povećanjem ugla konvergencije mlaznice uočeno je povećanje brzine gasa u unutrašnjem kanalu (slika 7.4), a što izaziva veću razliku pritisaka u komori sagorijevanja raketnog motora (slika 7.5).



Sl. 7.5 Uticaj ugla konvergencije mlaznice na promjenu pritiska u funkciji vremena na dnu i ulazu u mlaznik raketnog motora 32/16: a) ugao 75° i b) 90°

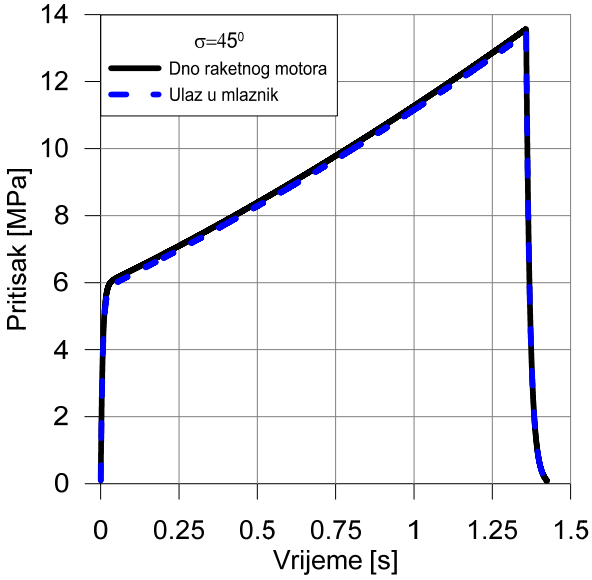
Razlika pritisaka duž raketnog motora je najveća pri simulaciji sa uglom konvergencije mlaznice od 90°. Vrijednost relativne razlike pritisaka kreće se od 4.7% (na početku sagorijevanja) do 3.4% (na kraju sagorijevanja). Za uglove konvergencije do 75° ova relativna razlika pritisaka nije značajna i manja je od 1.7%.



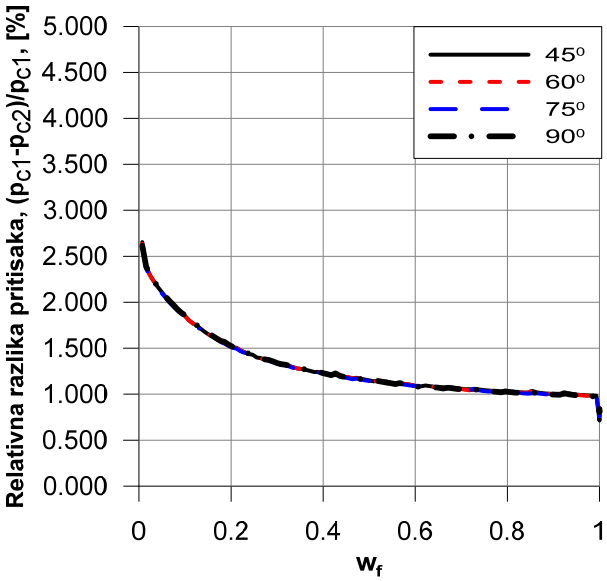
Sl. 7.6 Uticaj ugla konvergencije na relativnu razliku pritisaka duž komore tokom procesa sagorijevanja za raketni motor 32/16

Razlike pritisaka između dna motora i ulaza u mlaznik su prisutne tokom cjelokupnog rada raketnog motora, sa trendom smanjenja intenziteta sa vremenom sagorijevanja.

Kod raketnog motora RM-5_1, pogonsko punjenje sagorijeva samo sa unutrašnje strane i produkti sagorijevanja ističu iz centralnog kanala i ne nailaze na prepreke i odmah ulaze u konvergentni dio mlaznika. Zbog veoma malog otpora strujanja gasa, nema značajnije promjene brzine gasa, odnosno promjene pritiska duž raketnog motora (slika 7.7). Promjena ugla konvergencije mlaznice ne utiče na razliku pritiska duž komore sagorijevanja raketnog motora kao u slučaju punjenja sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem (slika 7.8).



Sl. 7.7 Uticaj ugla konvergencije na promjenu pritiska u funkciji vremena na dnu i ulazu u mlaznik raketnog motora RM-5_1

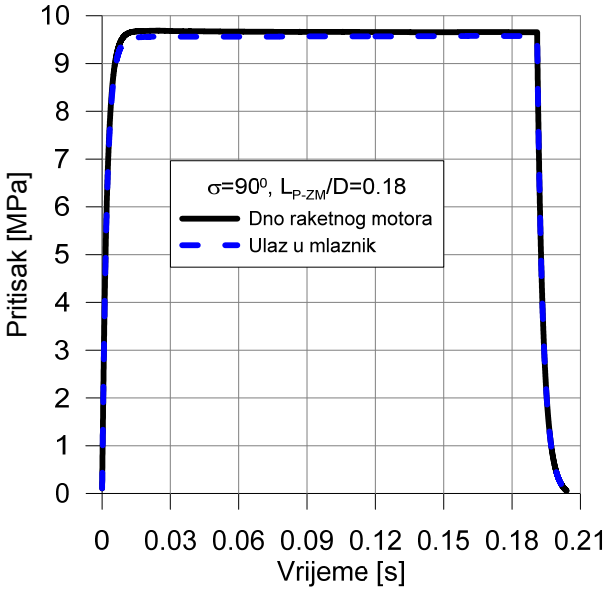


Sl. 7.8 Uticaj ugla konvergencije na relativnu razliku pritisaka duž komore tokom procesa sagorijevanja za raketni motor RM-5_1

Odnos rastojanja između čela pogonskog punjenja i početka konvergentnog dijela mlaznika prema unutrašnjem prečniku komore sagorijevanja ($L_{P\text{-}ZM}/D$) kod raketnog motora RM-5_1 je 0.18, a kod raketnog motora 32/16 ovaj odnos je 0.077. Simuliran je uticaj ovog rastojanja na promjenu pritiska u funkciji vremena u raketnom motoru 32/16, za slučaj konvergentnog ugla mlaznice od 90°.

Rezultati numeričke simulacije za raketni motor 32/16 su pokazali da ovo rastojanje utiče samo na smanjenje razlike pritisaka duž komore sagorijevanja raketnog motora (slika 7.5 b - simulacija za $L_{P\text{-}ZM}/D$=0.077 i sl. 7.9).

U ovom slučaju simulacije ($L_{P\text{-}ZM}/D$=0.18), za raketni motor 32/16, relativna razlika pritisaka duž komore sagorijevanja raketnog motora je na nivou uglova konvergencije ispod 75° (slika 7.6, simulacija za $L_{P\text{-}ZM}/D$=0.077) i kreće se oko 1% [100].



Sl. 7.9 Promjena pritiska u funkciji vremena na dnu i ulazu u mlaznik raketnog motora 32/16 za odnos $L_{P\text{-}ZM}/D$=0.18

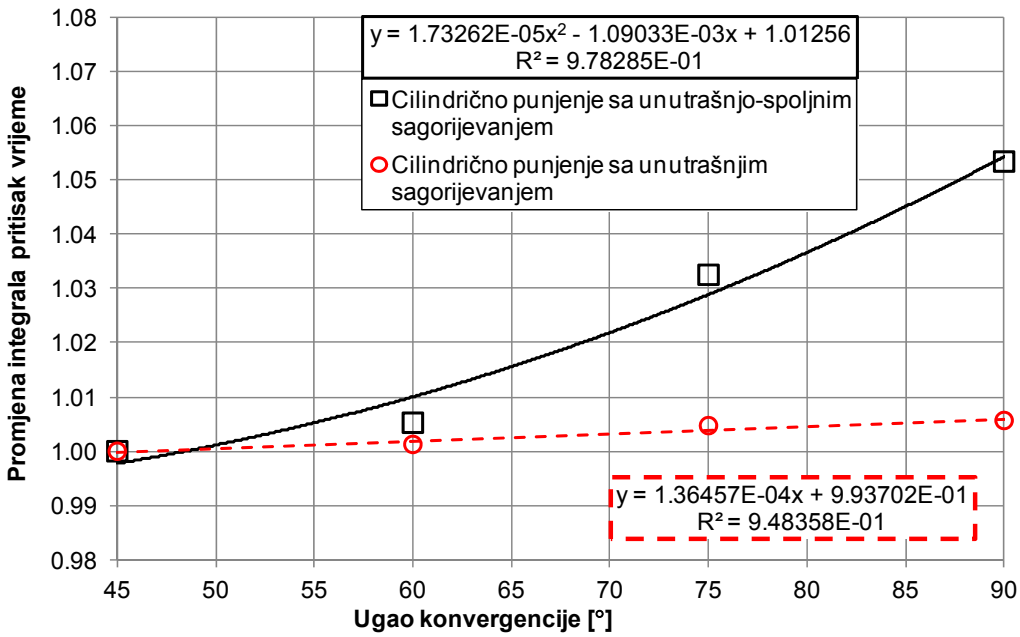
7.2.1 Uticaj ugla konvergencije mlaznice na integral pritisak-vrijeme

Ukupni uticaj ugla konvergencije mlaznice na promjenu integrala pritisak-vrijeme, za oba tipa raketnih motora, procijenjen je iz odnosa:

$$k_\sigma = \frac{\int_0^{t_a} p_c(t,\sigma)\,dt}{\int_0^{t_a} p_c(t,\sigma = 45^\circ)\cdot dt} \tag{7.1}$$

gdje su: $p_c(t,\sigma)$ trenutni pritisak u komori sagorijevanja raketnog motora sa centralnom mlaznicom sa konvergentnim uglom σ>45° i $p_c(t,\sigma = 45^\circ)$ trenutni pritisak u komori sagorijevanja motora sa centralnom mlaznicom i konvergentnim uglom od σ=45°.

Karakter tog uticaja je prikazan na sl. 7.10.



Sl. 7.10 Promjena integrala pritisak-vrijeme na dnu raketnog motora sa promjenom konvergentnog ugla mlaznice [100]

Vrijednost integrala pritisak-vrijeme u raketnom motoru povećava se sa prirastom ugla konvergencije mlaznice za raketne motore kod kojih je konvergentni ugao mlaznice veći od 45°. Taj trend je bio prisutan kod oba tipa raketnog motora i obje geometrije pogonskog punjenja.

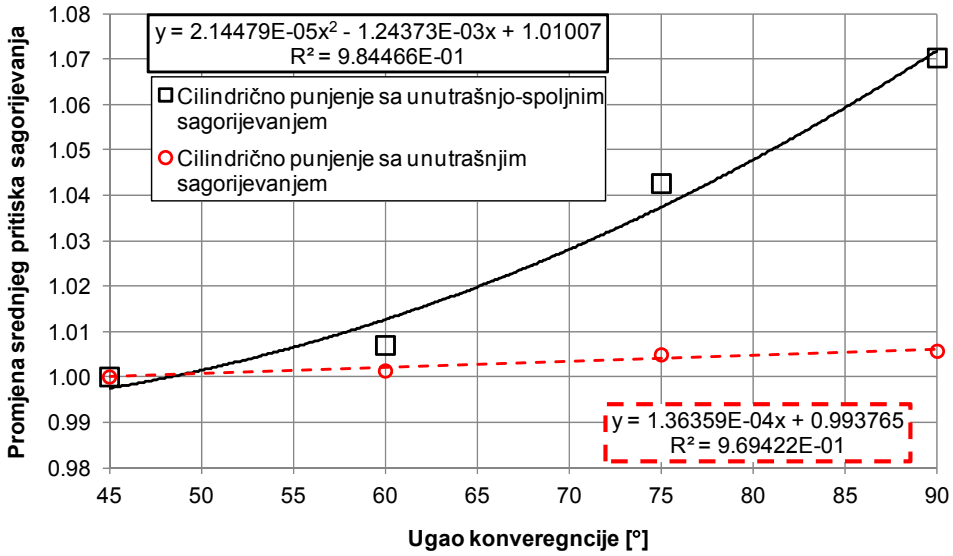
Uticaj ugla konvergencije mlaznice na integral pritisak-vrijeme je izraženiji kod raketnog motora tipa 32/16, koji ima cilindrično punjenje sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem. Može se uočiti da maksimalna vrijednost promjene integrala pritisak-vrijeme kod punjenja sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem iznosi 5.34%, a kod punjenja sa unutrašnjim sagorijevanjem maksimalna vrijednosti promjene integrala pritisak-vrijeme je 0.57%.

7.2.2 Uticaj ugla konvergencije mlaznice na srednji pritisak sagorijevanja

Srednji pritisak u komori sagorijevanja definisan je odnosom:

$$P_{aver} = \frac{\int_0^{t_a} p_c \, dt}{t_b} \tag{7.2}$$

Intenzitet i karakter promjene srednjeg pritiska sagorijevanja sa promjenom konvergentnog ugla mlaznice prikazan je na sl. 7.11.



Sl. 7.11 Promjena srednjeg pritiska sagorijevanja na dnu raketnog motora sa promjenom konvergentnog ugla mlaznice

Promjena vrijednosti srednjeg pritiska sagorijevanja kod raketnog motora 32/16 (cilindrično punjenjem sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem) je veća nego kod raketnog motora RM-5_1 (cilindrično punjenjem sa unutrašnjim sagorijevanjem). Karakter uticaja ugla konvergencije mlaznice na promjenu srednjeg pritiska sagorijevanja je sličan kao kod promjene integrala pritisak-vrijeme.

Uticaj ugla konvergencije mlaznice na srednji pritisak sagorijevanja je izraženiji kod raketnog motora tipa 32/16, koji ima cilindrično punjenje sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem. Može se uočiti da maksimalna vrijednost promjene srednjeg pritiska iznosi 7% za konvergentni ugao mlaznice od 90°. Za istu vrijednost ugla konvergencije mlaznice i cilindričnim punjenjem sa unutrašnjim sagorijevanjem, maksimalna vrijednosti promjene srednjeg pritiska sagorijevanja je 0.57%.

7.2.3 Uticaj ugla konvergencije mlaznice na specifični impuls raketnog motora

Specifični impuls pogonske materije u raketnom motoru znatno se razlikuje od teoretske vrijednosti specifičnog impulsa. Ova razlika zavisi od: karakteristika mlaznika, pritiska okoline, raspoložive energije sagorijevanja pogonske materije, gubitaka energije zbog prenosa toplote sa produkata sagorijevanja na elemente konstrukcije raketnog motora, postignutog stepena kinetičke i termičke ravnoteže gasne i čvrste faze produkata sagorijevanja u komori motora, efikasnosti sagorijevanja (vrijeme prebivanja u komori sagorijevanja i pritisak sagorijevanja), doprinosa inertnih konstruktivnih elemenata koji se izbacuju iz motora itd.

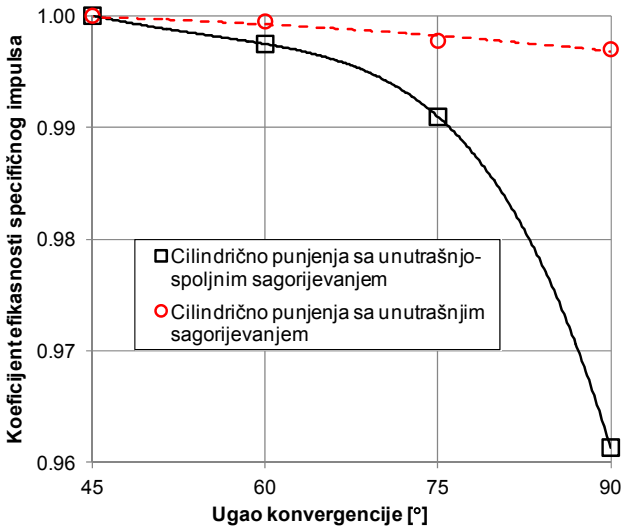
Promjena totalnog impulsa (specifičnog impulsa) raketnog motora zbog promjene konvergentnog ugla mlaznice za oba tipa raketnih motora procijenjen je iz odnosa:

$$\eta_\sigma = \frac{\int_0^{t_a} F(t,\sigma)\,dt}{\int_0^{t_a} F(t,\sigma=45^\circ)\,dt} = \frac{m_p\, I_{sp}(\sigma)}{m_p\, I_{sp}(\sigma=45^\circ)} = \frac{I_{sp}(\sigma)}{I_{sp}(\sigma=45^\circ)} \tag{7.3}$$

gdje su: $F(t,\sigma)$ trenutni potisak raketnog motora sa centralnom mlaznicom sa konvergentnim uglom σ i $F(t,\sigma=45^\circ)$ trenutni potisak raketnog motora sa centralnom mlaznicom i konvergentnim uglom od σ=45°.

Karakter tog uticaja je prikazan na sl. 7.12.

Povećanje konvergentnog ugla mlaznice utiče na smanjenje specifičnog impulsa.

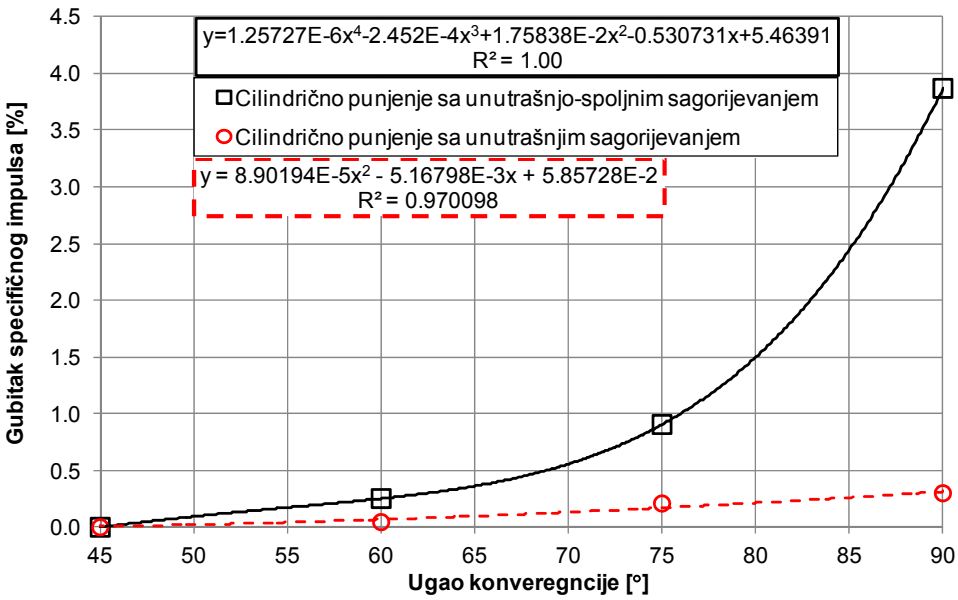


Sl. 7.12 Koeficijent efikasnosti specifičnog impulsa sa promjenom konvergentnog ugla mlaznice

Vrijednost gubitka specifičnog impulsa zbog promjene konvergentnog ugla mlaznice određena je na osnovu izraza:

$$\varepsilon_\sigma = (1-\eta_\sigma)\cdot 100.$$

Gubitak specifičnog impulsa sa povećanjem konvergentnog ugla mlaznice je više izražen u raketnim motorima sa punjenjem sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem nego kod raketnih motora sa punjenjem sa unutrašnjim sagorijevanjem (slika 7.13).



Sl. 7.13 Gubitak specifičnog impulsa sa promjenom konvergentnog ugla mlaznice

Numeričkom simulacijom raketnih motora sa gorivom NGR-A, omogućeno je uspostavljanje sljedećih zavisnosti gubitka specifičnog impulsa sa promjenom konvergentnog ugla mlaznice [100]:

- za cilindrično punjenje sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem:

$$\varepsilon_\sigma(\sigma) = 1.25727 \cdot 10^{-6} \cdot \sigma^4 - 2.45200 \cdot 10^{-4} \cdot \sigma^3 + 1.75838 \cdot 10^{-2} \cdot \sigma^2 - 0.530731 \cdot \sigma + 5.46391 \tag{7.4}$$

- za punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem:

$$\varepsilon_\sigma(\sigma) = 8.90194 \cdot 10^{-5} \cdot \sigma^2 - 5.16798 \cdot 10^{-3} \cdot \sigma + 5.85728 \cdot 10^{-2} \tag{7.5}$$

Analizom dijagrama na sl. 7.12 i 7.13 mogu se izvući sljedeći zaključci:

- Povećanje ugla konvergencije mlaznice iznad 45° utiče na smanjenje specifičnog impulsa raketnog motora.
- Uticaj ugla konvergencije u rasponu od 45° do 90° je kompleksniji kod raketnih motora sa cilindričnim punjenjem sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem u odnosu na raketne motore sa unutrašnjim sagorijevanjem.
- Uticaj ugla konvergencije mlaznice, kod raketnih motora sa cilindričnim punjenjem sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem, na specifični impuls raketnog motora ima dva karaktera promjena:
  - u rasponu uglova konvergencije mlaznice od 45° do 60° smanjenje specifičnog impulsa je neznatno.
  - Sa daljim povećanjem ugla konvergencije mlaznice dolazi do značajnijih gubitaka specifičnog impulsa.
- Gubitak specifičnog impulsa raketnih motora sa cilindričnim punjenjem sa unutrašnjim sagorijevanjem je neznatan sa povećanjem ugla konvergencije mlaznice.
- Pri uglovima konvergentnog dijela mlaznice od 90°, gubitak specifičnog impulsa raketnog motora sa cilindričnim punjenjem sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem iznosi do 4 %, a kod raketnih motora sa unutrašnjim sagorijevanjem gubitak specifičnog impulsa je manji od 0.3 %.

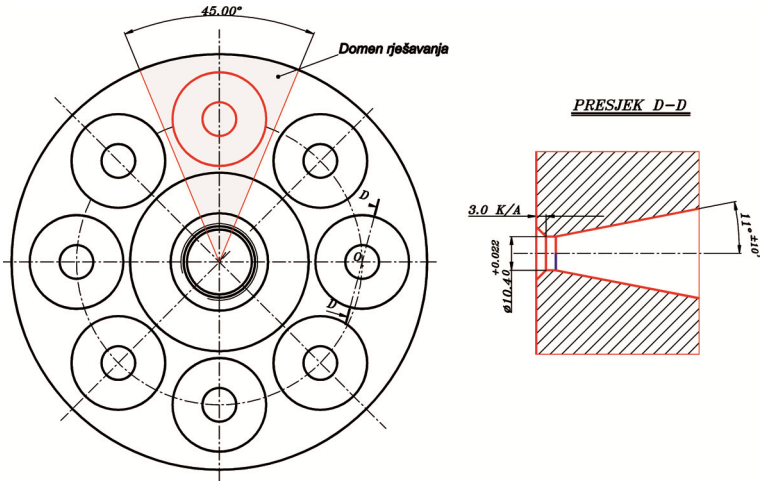
7.3 UTICAJ KOMPLEKSNOSTI DIZAJNA MLAZNIKA NA PROMJENU UNUTRAŠNJO-BALISTIČKIH PARAMETARA RAKETNOG MOTORA

Simulacija uticaja kompleksnosti dizajna mlaznika na unutrašnjo-balističke parametre raketnog motora vršena je za dva tipa raketnih motora RM-5, sa pogonskim punjenjem u obliku cilindra sa unutrašnjim sagorijevanjem:

- prvi tip raketnog motora, RM-5_2, je imao centralnu mlaznicu, a
- drugi tip raketnog motora, RM-5_3, je imao mlaznik sa 8 periferno raspoređenih mlaznica.

Po svojim dimenzijama oba raketna motora su slična raketnom motoru RM-5.

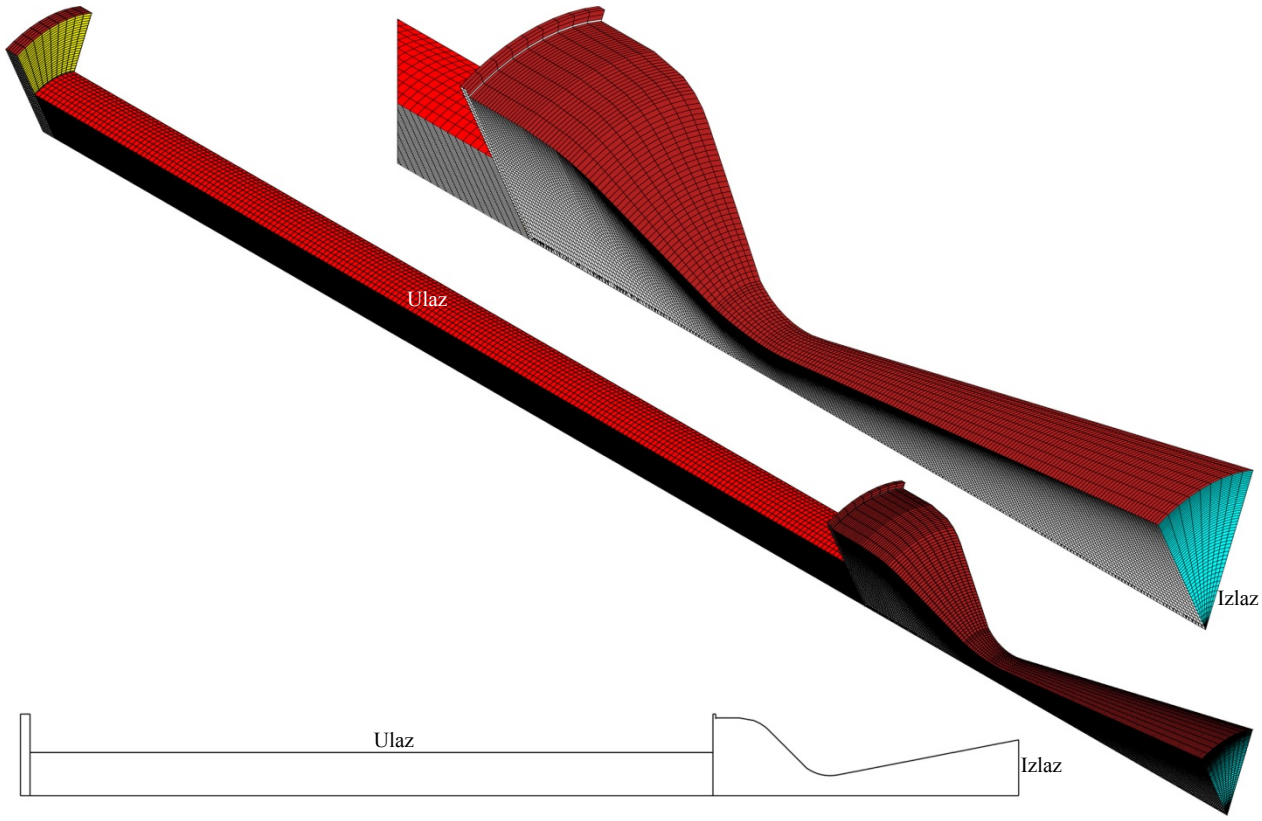
Simulacija je vršena na takav način da su oba raketna motora razmatrana analizirajući jedan isječak od 45° kako je to prikazano na slici 7.14. Ukupna površina kritičnog presjeka mlaznika za oba raketna motora je ista (bez erozije kritičnog presjeka), a ugao divergencije mlaznice oba tipa mlaznika je bio 11°.



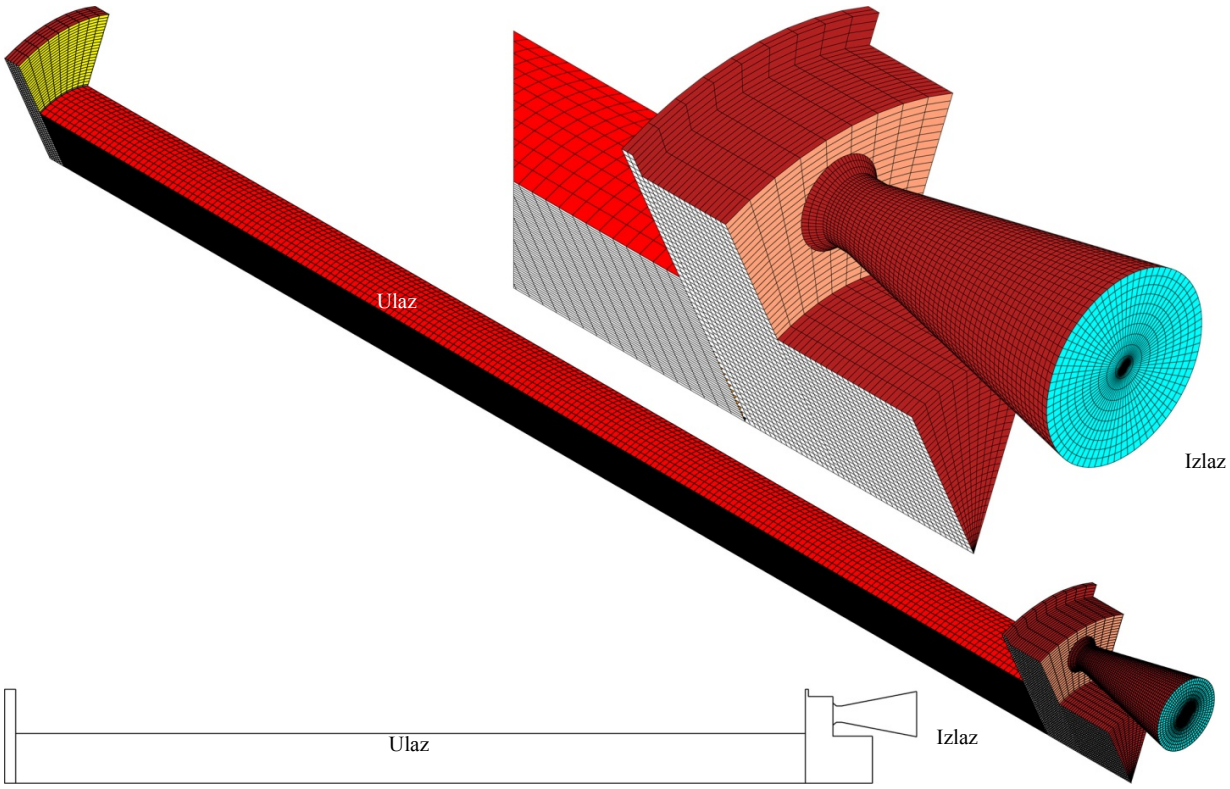
Sl. 7.14 Raspored mlaznica kod perifernog mlaznika i izabrani domen rješavanja

Simulacija unutrašnjo-balističkih performansi za oba tipa raketnih motora izvršena je za raketno gorivo NGR-A, sa karakteristikama produkata sagorijevanja određenih za nominalni radni pritisak, na osnovu programa *TCPSP* (tabela 7.1).

Slike 7.15 i 7.16 prikazuju numeričku mrežu i domen rješavanja oba tipa raketnih motora RM-5_2 i RM-5_3. Numerička mreža i domen rješavanja razlikovao se samo u sekciji ispred mlaznika i u mlaznicnom regionu. U slučaju simulacije raketnog motora RM-5_2 domen rješavanja je podijeljen na 192150 KV-a (sl. 7.15), a kod raketnog motora RM-5_3 na 146700 KV-a (sl. 7.16).

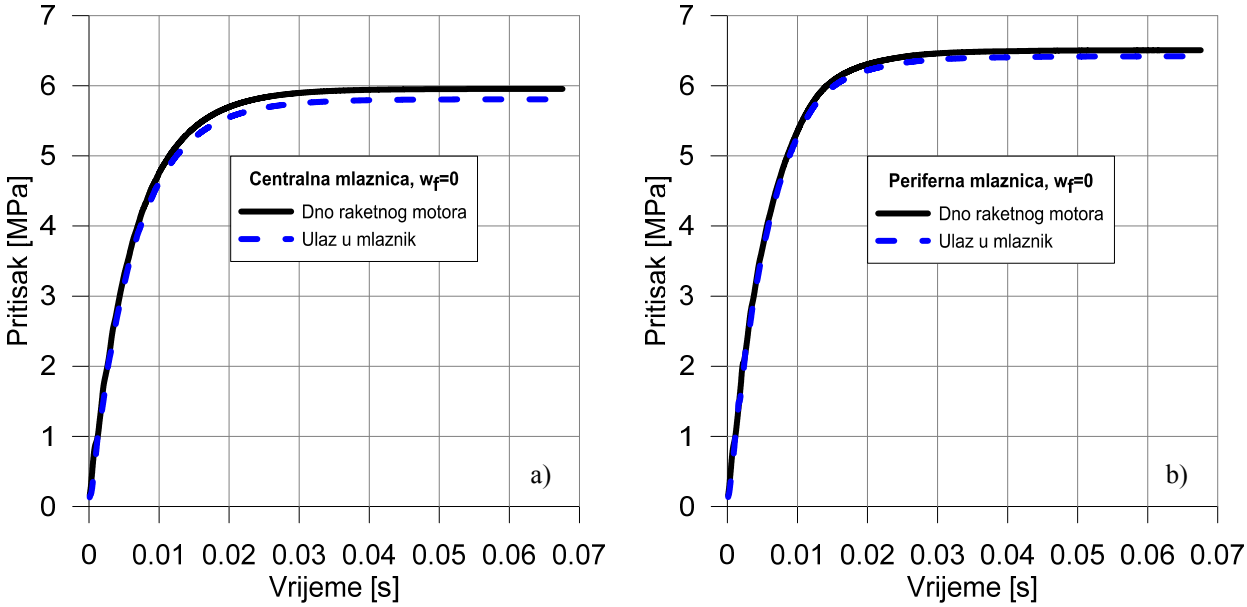


Sl. 7.15 Numerička mreža i granični uslovi za raketni motor RM-5_2



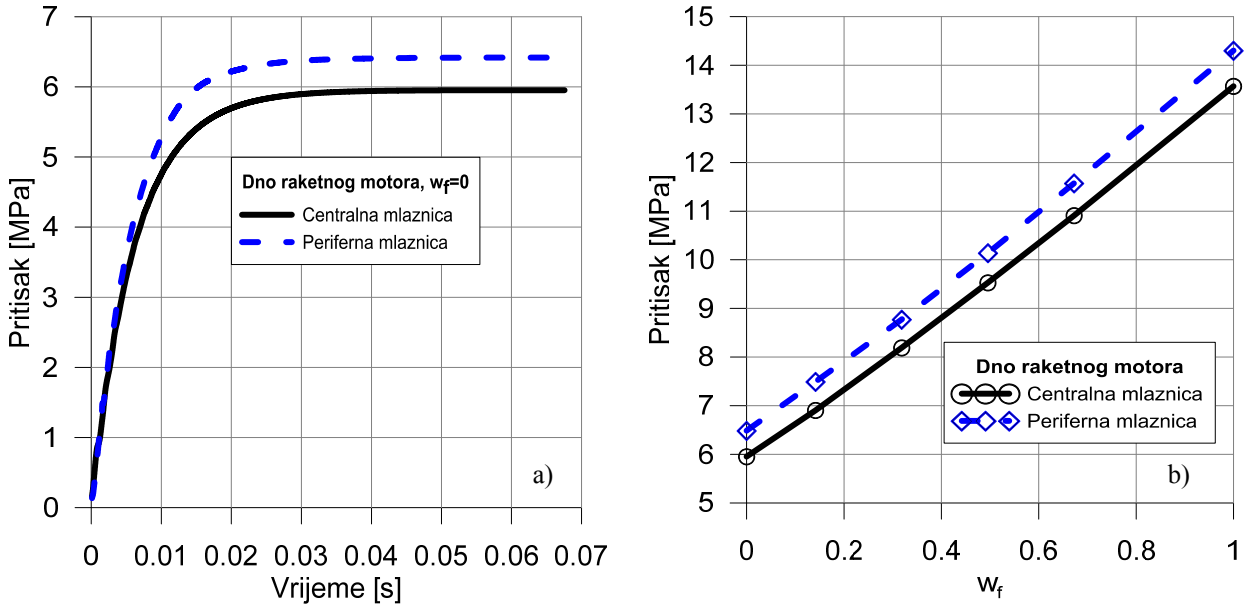
Sl. 7.16 Numerička mreža i granični uslovi za raketni motor RM-5_3

Izvršena je simulacija uticaja kompleksnosti dizajna mlaznika na unutrašnjo-balističke parametre za šest različitih relativnih položaja fronta plamena ($w_f=w_i/R_p$): 0.0, 0.14159, 0.31858, 0.49558, 0.67257, 1.0. Za svaki relativni položaj fronta plamena dobijene su vrijednosti ravnotežnog pritiska sagorijevanja na dnu i na ulazu mlaznika (slika 7.17) i vrijednost potiska raketnog motora.



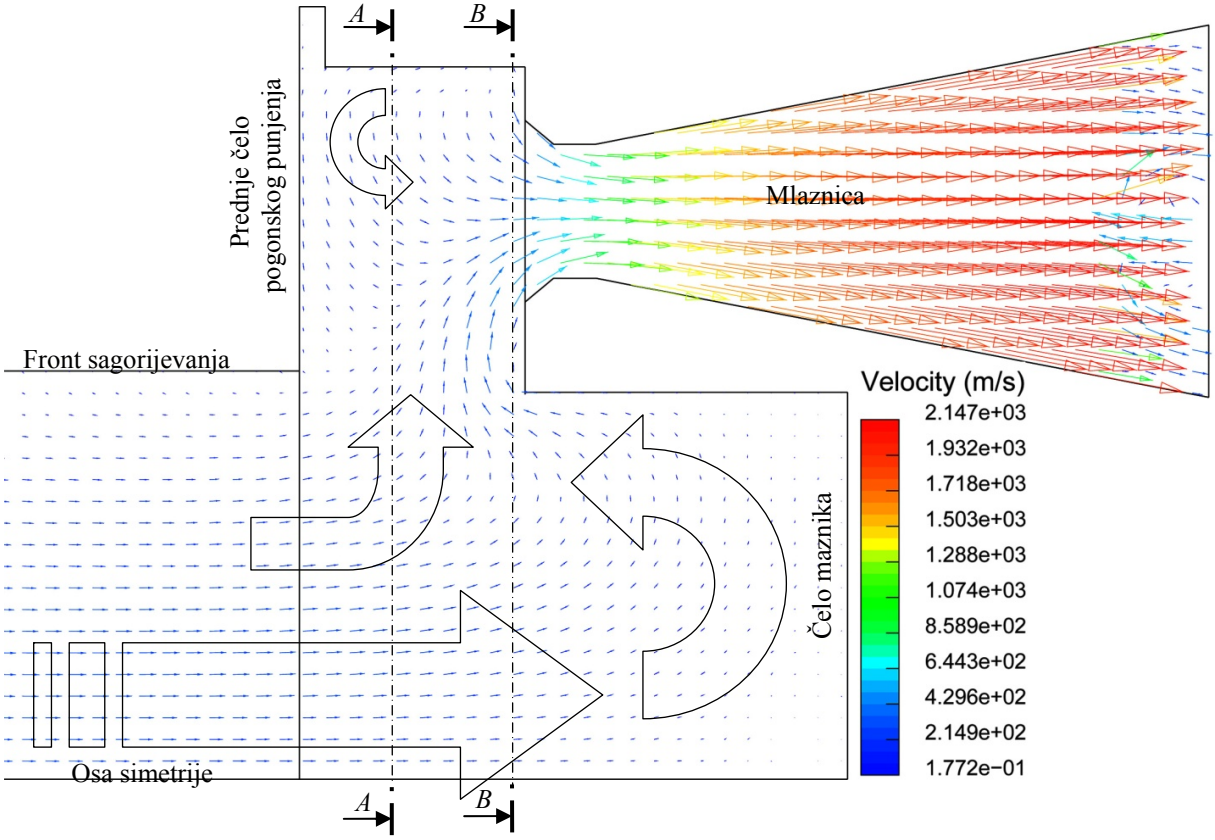
Sl. 7.17 Ravnotežni pritisak na dnu i ulazu u mlaznik raketnog motora za relativni položaj fronta plamena $w_f=0$: a) mlaznik sa centralnom mlaznicom b) mlaznik sa periferno raspoređenim mlaznicama

Kod raketnog motora sa blokom mlaznika sa perifernim mlaznicama, dobijeno je povećanje pritiska u komori sagorijevanja u odnosu na raketni motor sa centralnom mlaznicom u zonama na dnu motora i na ulazu u mlaznik (slika 7.17). Povećanje pritiska je posebno izraženo u fazi stabilnog sagorijevanja (slika 7.18).



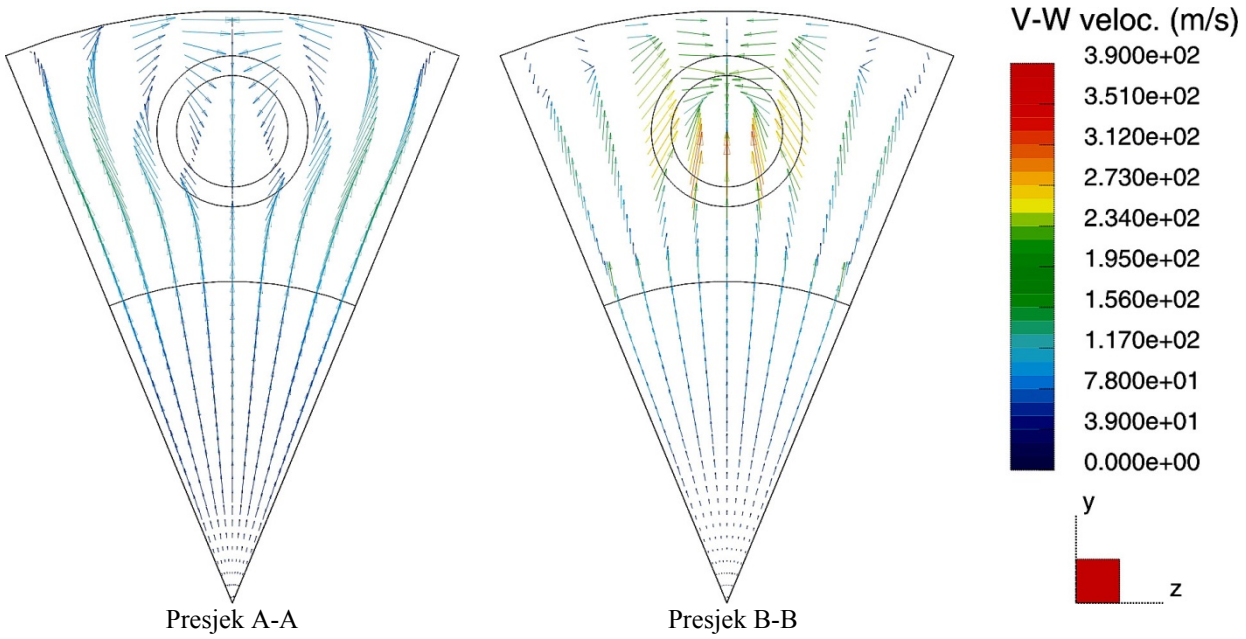
Sl. 7.18 Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na promjenu pritiska na dnu raketnog motora: a) za relativni položaj fronta plamena w_f=0 b) sa promjenom relativnog položaja fronta plamena

Povećanje pritiska u raketnom motoru je posljedica toga što produkti sagorijevanja iz kanala za prolaz gasova ne ulaze odmah u mlaznice već prvo udaraju u zid centralnog dijela mlaznika (čelo mlaznika), u koji je bila smještena pripala, a nakon toga se odbijaju i uvode u perifernu zonu mlaznika te nakon toga produkti sagorijevanja ulaze u mlaznice (slika 7.19, strelice predstavljaju glavne pravce gasnog toka). Uočljivo je da produkti sagorijevanja pri ulazu u mlaznicu imaju različite brzine po obodu, a u mlaznici imaju nesimetričan tok. To nije dobijeno simulacijom strujanja gasa kroz centralnu mlaznicu.



Sl. 7.19 Vektorski prikaz brzine gasa u prednjem dijelu raketnog motora RM-5_3 nakon t=4.585 ms (p_1=3.4995 MPa, p_2=3.40085 MPa)

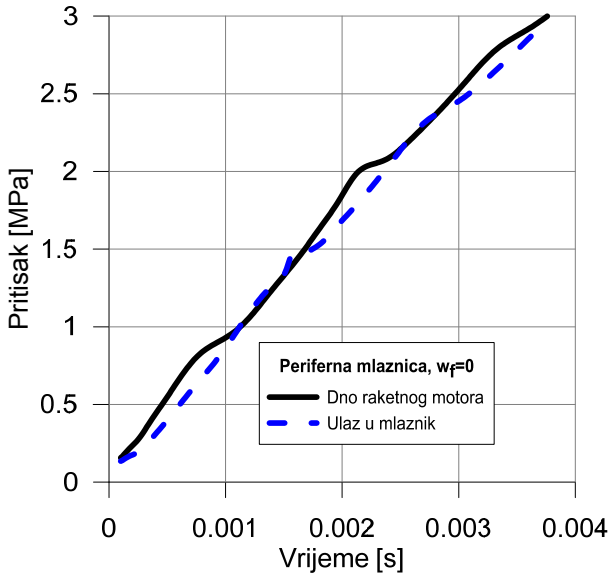
Produkti sagorijevanja iz kanala za prolaz gasova teku dominantno u aksijalnom pravcu duž kanala, dok ne osjete prisustvo čela mlaznika, i tada se pojavljuje intenzivan povratni tok koji preusmjerava tečenje u radijalnom pravcu ka mlaznici (slika 7.19). Sa slike 7.20 je vidljivo da rezultirajući tok ima izražene trodimenzionalne karakteristike.



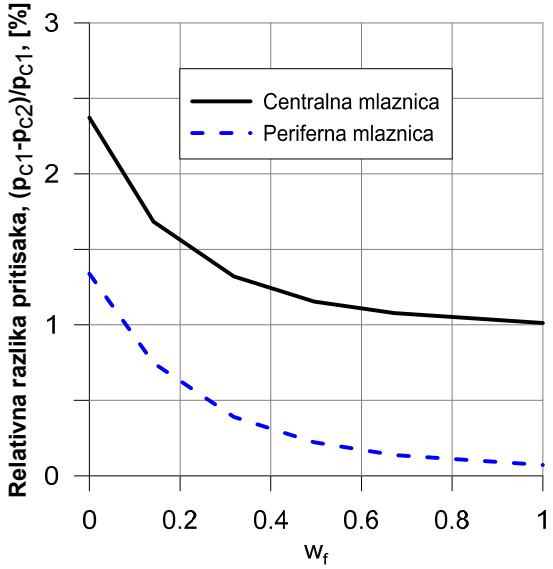
Sl. 7.20 Vektorski prikaz brzine gasa u poprečnim presjecima neposredno prije mlaznice raketnog motora RM-5_3 nakon t=4.585

Tokom perioda uspostavljanja stabilnog gasnog toka, zbog pojave složenog gasnog strujanja u zoni ispred mlaznika, javljaju se smanjenje brzine gasnog toka i lokalno osilovanja vrijednosti pritiska u toj zoni. Taj proces traje veoma kratko (slika 7.21). Nakon ovog perioda, uspostavlja se stabilan gasni tok i pritisak na dnu raketnog motora je veći od pritiska u zoni mlaznika.

Kod ovog modela raketnog motora uočena je manja relativna razlika pritiska duž komore sagorijevanja motora (dno-mlaznik) u odnosu na rezultate simulacije modela raketnog motora sa centralnom mlaznicom (sl. 7.22).



Sl. 7.21 Promjena pritiska na dnu i ispred mlaznika u početnom periodu rada raketnog motora RM-5_3



Sl. 7.22 Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na relativnu razliku pritisaka duž komore tokom procesa sagorijevanja

Relativna razlika pritiska duž komore sagorijevanja raketnog motora kod modela sa centralnom mlaznicom se kreće od 2.4% na početku procesa sagorijevanja pa do 1% na kraju sagorijevanja. Kod raketnog motora sa periferno raspoređenim mlaznicama, relativna razlika pritisaka u komori sagorijevanja manja je od 1.3%. Ti podaci su u skladu sa eksperimentalnim ispitivanjem raketnog motora RM-4 gdje je registrovana relativna razlika pritisaka u prosjeku oko 1%.

7.3.1 Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na trenutni pritisak sagorijevanja

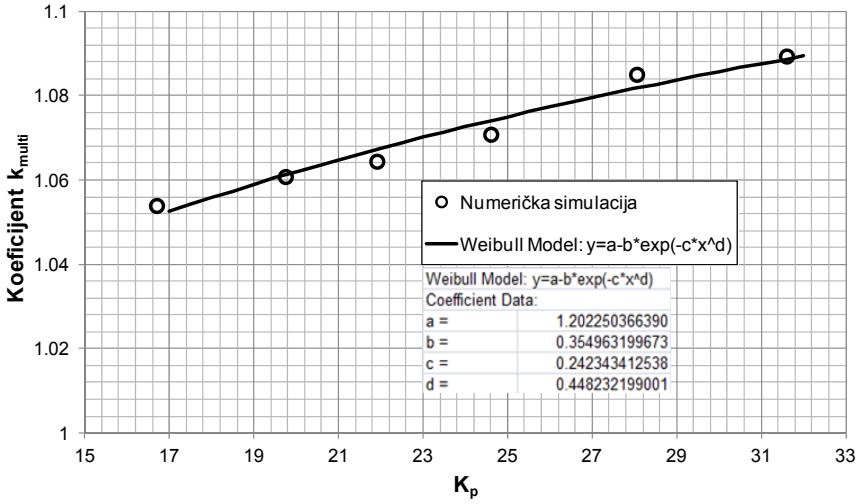
Kod raketnih motora sa perifernim mlaznicama, javlja se značajna prostorna varijacija polja brzine i pritiska u ulaznom regionu mlaznika, a što se odražava na promjene u razvoju pritiska u samom raketnom motoru i na promjenu unutrašnjo-balističkih parametara (totalni i specifični impuls) raketnog motora.

Ukupni uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na promjenu trenutnog pritiska dobijen je iz odnosa:

$$k_{multi} = \frac{p_{c_{multi}}(w_i)}{p_{c_{centr}}(w_i)} \tag{7.6}$$

gdje su: $p_{c_{multi}}(w_i)$ – trenutni pritisak u komori sagorijevanja raketnog motora sa perifernim mlaznicama i $p_{c_{centr}}(w_i)$ – trenutni pritisak u komori sagorijevanja motora sa centralnom mlaznicom i konvergentnim uglom od 45°, w_i – položaj fronta plamena.

Intenzitet i karakter koeficijenta prirasta trenutnog pritiska kod raketnih motora sa perifernim mlaznicama u funkciji koeficijenta K_p (odnos površine sagorijevanja i površina poprečnog presjeka kanala za prolaz gasa), prikazan je na sl. 7.23.



Sl. 7.23 Koeficijent prirasta trenutnog pritiska kod raketnih motora sa perifernim mlaznicama u funkciji koeficijenta K_p

Prirast trenutnog pritiska sagorijevanja intenzivniji je na početku procesa sagorijevanja (9%), kada je površina za prolaz gasova u centralnoj šupljini punjenja najmanja (koeficijent K_p najveći), i opada sa povećanjem površine za prolaz gasova u punjenju (5%).

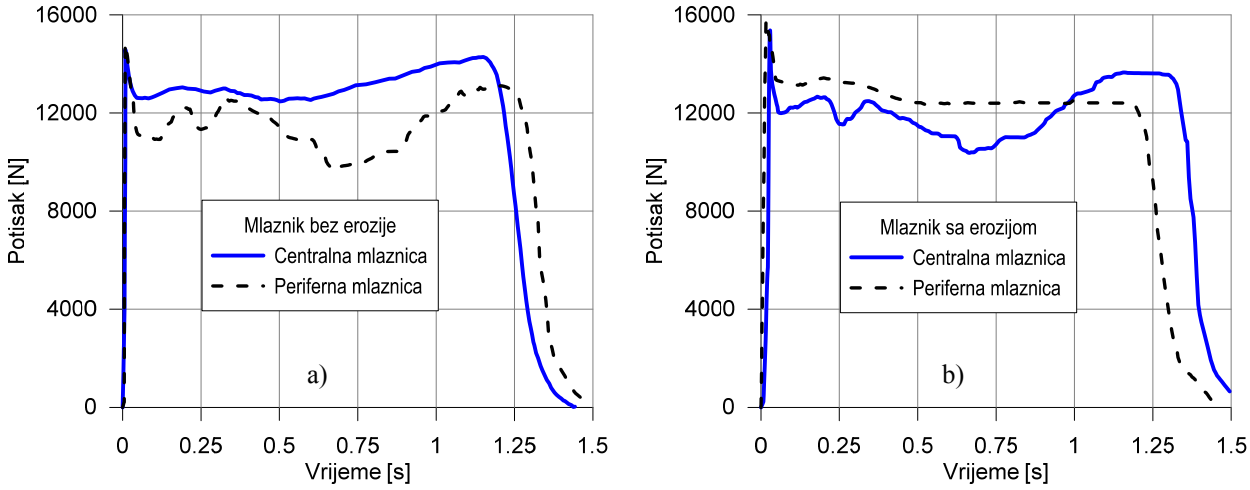
Numeričkom simulacijom raketnih motora sa gorivom NGR-A uspostavljena je sljedeća zavisnost prirasta trenutnog pritiska u komori sagorijevanja u funkciji koeficijenta K_p:

$$k_{multi}(K_p) = 1.2022503664 - 0.3549631997\, e^{\left(-0.24234341254 \cdot K_p^{0.44822199}\right)} \tag{7.7}$$

7.3.2 Uticaj kompleksnosti dizajna mlaznika na specifični impuls

Pri procjeni uticaja kompleksnosti dizajna mlaznika na ostvareni specifični impuls razmatrane pogonske materije, uzima se u obzir kompleksnost geometrije mlaznica raketnih motora koji su korišteni za simulaciju i geometrija kanala za prolaz gasova unutar pogonskog punjenja. Složenost konstrukcije mlaznika, kod koje su mlaznice bile raspoređene po obodu, uticala je da struja produkata sagorijevanja koja ističu iz kanala pogonskog punjenja ima 3D karakteristike gasnog toka prije ulaska u konvergentni dio mlaznice i one izazivaju dodatne gubitke gasnog toka.

Na slici 7.24 prikazani su dijagrami potisak – vrijeme, raketnih motora RM-3 i RM-4 dobijenih malim brojem eksperimentalnih ispitivanja.



Sl. 7.24 Promjena potiska u funkciji vremena za raketne motore RM-3 (centralna mlaznica) i RM-4 (periferna mlaznica): a) bez erozije i b) sa erozijom kritičnog presjeka mlaznice

Izvršena je numerička simulacija uticaja kompleksnosti dizajna mlaznika na specifični impuls raketnog motora bez erozije kritičnog presjeka mlaznika.

Za svaki relativni položaj fronta plamena dobijene su vrijednosti potiska na osnovu jednačine:

$$F = \dot{m}_e v_e + (p_e - p_a) A_e \tag{7.8}$$

gdje su: $\dot{m}_e$ – masena brzina 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.

Specifični impuls je određen na osnovu odnosa potiska motora i masene brzine gasa na izlazu iz mlaznika:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_e} \quad ili \quad I_{sp} = \frac{\int_0^{t_a} F\,dt}{m_p}. \tag{7.9}$$

Gubitak specifičnog impulsa kod raketnih motora sa perifernom mlaznicom u odnosu na raketne motore sa centralnom mlaznicom određen je na osnovu jednačine:

$$\varepsilon_{MULT} = \left(1 - \frac{I_{sp\,mult}}{I_{sp\,centr}}\right) \cdot 100 \tag{7.10}$$

gdje su: ε_{MULT} - gubitak specifičnog impulsa zbog 3D karakteristika gasnog toka kod motora sa više mlaznica [%], $I_{sp_{mult}}$ - specifični impuls raketnog motora sa perifernim mlaznicama i $I_{sp_{centr}}$ - specifični impuls raketnog motora sa centralnom mlaznicom.

Metodom numeričke simulacije određena je vrijednost gubitka specifičnog impulsa zbog 3D karakteristika gasnog toka kod motora sa više mlaznica od 1.65%. Dobijena vrijednost ovog gubitka se veoma dobro slaže sa eksperimentalnim rezultatima za raketne motore RM-3 i RM-4 bez erozije kritičnog presjeka mlaznice.

7.4 1D MODEL ZA PREDVIĐANJE PERFORMANSI RAKETNIH MOTORA SA PERIFERNOM MLAZNICOM

Za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi raketnih motora sa perifernim mlaznicama primijenjen je vlastiti model i program *SPPMEF* [43,73]. Bit će prikazane samo dopune postojećeg modela koje su potrebne za uspješno predviđanje performansi raketnih motora sa perifernim mlaznicama.

Prve izmjene programa izvršene su u modulu NOZZLE (dimenzionisanje mlaznika i procjenu gubitaka performansi raketnog motora). Za dimenzionisanje mlaznika i procjenu gubitaka performansi raketnog motora, pored parametara definisanih u poglavlju 2, potrebno je poznavati i sljedeće parametre: ugao konvergentnog dijela mlaznika, ugao zakošenosti mlaznice u odnosu na osu raketnog motora, dužinu kritičnog dijela mlaznika.

Predviđanje stvarne 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}:

$$I_{sp} = I_{sp_{teo}} \eta_{C^*} \eta_{C_F} \tag{7.11}$$

Teoretska vrijednost specifičnog impulsa pogonske materije se određuje programom *TCPSP*, dok se koeficijenti η_{C^*} i η_{C_F} određuju na osnovu eksperimentalnih podataka, odnosno na bazi preporuka AGARD-a.

Eksperimentalna vrijednost koeficijenta efikasnosti sagorijevanja predstavljena je odnosom eksperimentalne vrijednosti karakteristične brzine i teoretske vrijednosti karakteristične brzine:

$$\eta_{C^*_{\exp}} = \frac{C^*_{\exp}}{C^{*0}} \tag{7.12}$$

gdje su: C^{*0} – teoretska vrijednost karakteristične brzine određena za nominalni radni pritisak na osnovu modula *TCPSP*, $C^*_{\exp}$ – eksperimentalna vrijednost karakteristične brzine određena na osnovu izraza:

$$C^*_{\exp} = \frac{A_{th} \int_0^{t_a} p_c \, dt}{m_p}. \tag{7.13}$$

Koeficijent efikasnosti potiska η_{C_F} se određuje na osnovu jednačine 2.55.

Gubitak specifičnog impulsa zbog promjene konvergentnog ugla mlaznice, za slučaj mlaznika sa centralnom mlaznicom, određuje se na osnovu jednačina (7.4) ili (7.5) u zavisnosti od oblika punjenja i karaktera sagorijevanja punjenja. Kod mlaznika sa periferno raspoređenim mlaznicama ovaj gubitak se ne razmatra ($\varepsilon_\sigma = 0$).

Vrijednost gubitka zbog složenosti gasnog toka kod više mlaznica periferno raspoređenih je $\varepsilon_{MULT} = 1{,}65\%$, a kod centralne mlaznice se ne razmatra ovaj gubitak ($\varepsilon_{MULT} = 0$).

Sljedeće izmjene izvršene su u modulu ROCKET. Promjena pritiska sagorijevanja u raketnom motoru u funkciji vremena, određena na osnovu zakona o održanju mase (jednačina 4.14), ne uzima u obzir efekte promjene pritiska zbog izmjene geometrije i kompleksnosti dizajna mlaznika. Da bi se ovi efekti uzeli u obzir, potrebno je modifikovati jednačinu mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu. Modifikovana jednačina mase produkata sagorijevanja isteklih kroz mlaznicu data je izrazom:

$$\dot{m}_e = \frac{p_c \cdot A_{th}}{C^* \cdot k_\sigma \cdot k_{multi}} . \tag{7.14}$$

Koeficijent k_σ za slučaj mlaznika sa centralnom mlaznicom određuje se na osnovu dijagrama na slici 7.10 (zavisnost od oblika punjenja i karaktera sagorijevanja punjenja). Kod mlaznika sa periferno raspoređenim mlaznicama vrijednost koeficijenta $k_\sigma = 1$.

Koeficijent prirasta trenutnog pritiska kod raketnih motora sa periferno raspoređenim mlaznicama, k_{multi}, u funkciji koeficijenta K_p određuje se na osnovu jednačine (7.7), a kod centralne mlaznice vrijednost koeficijenta $k_{multi} = 1$.

Promjena pritiska sagorijevanja u raketnom motoru, sa korekcijama koje uzimaju u obzir efekte promjene pritiska zbog izmjene geometrije i kompleksnosti dizajna mlaznika, se određuje numeričkom integracijom izraza (izveden iz izraza 4.11 nakon uvrštavanja izraza 2.18, 2.19 i 7.14):

$$\frac{dp_{c_i}}{dt} = \frac{1}{V_{c_i}} \left[R_g \, T_c \left(\sum_{j=1}^{N_k} \rho_p \, A_{b_{i_j}} \, r_{b_{i_j}} - \frac{p_{c_i} \, A_{th_i}}{C^* \, k_\sigma \, k_{multi}} \right) - p_{c_i} \frac{dV_{c_i}}{dt} \right] \tag{7.15}$$

7.4.1 Verifikacija korigovanog modela programa SPPMEF

Valjanost korigovanog modela, za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi raketnog motora sa perifernim mlaznicama, utvrdit će se na taj način što će se rezultati predviđanja uporediti sa rezultatima eksperimentalnih istraživanja.

Uspostavljene korelacije promjene trenutnog pritiska i potiska i određenog gubitka specifičnog impulsa, izvedene su za cilindrično punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem. Iz tog razloga, prva faza verifikacije korigovanog modela programa SPPMEF, izvedena je za raketne motore sa cilindričnim punjenjem sa unutrašnjim sagorijevanjem i perifernim mlaznicama:

- Raketni motor RM-51, mlaznik sa 8 periferno raspoređenih mlaznica sa erozijom kritičnog presjeka mlaznika.
- Raketni motor RM-52, mlaznik sa 7 periferno raspoređenih mlaznica sa erozijom kritičnog presjeka mlaznika.

Druga faza verifikacije korigovanog modela programa SPPMEF, obuhvatala je uticaj geometrije pogonskog punjenja. Razmatrani su raketni motori sa zvijezda punjenjem i periferno raspoređenim mlaznicama sa intenzivnom erozijom kritičnog presjeka mlaznica, RM-41 i sa malom erozijom kritičnog presjeka mlaznika, RM-42.

Raketni motor RM-51

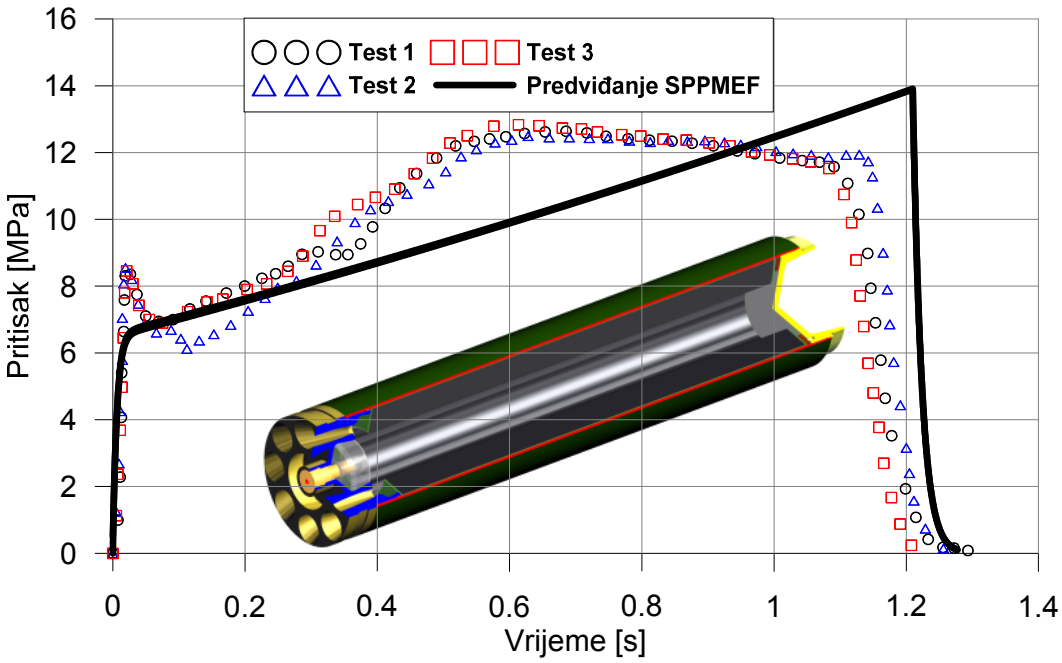
U početni fazama simulacije unutrašnjo-balističkih performansi raketnog motora, za definisanu geometriju pogonskog punjenja, ne razmatra se uticaj erozivnog sagorijevanja i HUMP efekta na brzinu sagorijevanja. Također se ne razmatra erozija kritičnog presjeka mlaznice. Ovi efekti se uvode u sljedećim fazama simulacije unutrašnjo-balističkih performansi korištenjem dostupnih teoretskih ili empirijskih modela.

U prvom koraku numeričke 1D simulacije promjene pritiska i potiska u funkciji vremena razmatran je idealni raketni motor, sa punjenjem u obliku cijevi sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem, mlaznikom sa perifernim mlaznicama bez erozije kritičnog presjeka mlaznika. Pri ovoj simulaciji korištena je eksperimentalna vrijednost brzine sagorijevanja određena u standardnom balističkom raketnom motoru 32/16. Dobijeni zakon brzine sagorijevanja je funkcija pritiska i za raketno gorivo NGR-A na temperaturi od 298 K ima sljedeće zavisnosti:

$$r_0 = 0.01307173\left(p_c[MPa]\right)^{0.227587} \text{ za } p_c < 14 \text{ MPa},$$

$$r_0 = 0.02161558\left(p_c[MPa]\right)^{0.036981} \text{ za } 14 \text{ MPa} < p_c < 20 \text{ MPa}.$$

Na slici 7.25 data je promjena pritisaka u funkciji vremena za raketni motor RM-51, dobijena na osnovu programa SPPMEF (koristeći model iz poglavlja 4, za idealizirane uslove rada raketnog motora, bez korekcije osnovne brzine sagorijevanja) i eksperimentalnim ispitivanjem (3 testa raketnog motora RM-51).



Sl. 7.25 Eksperimentalno dobijene krivulje promjene pritiska u funkciji vremena i predviđanje u idealiziranim uslovima

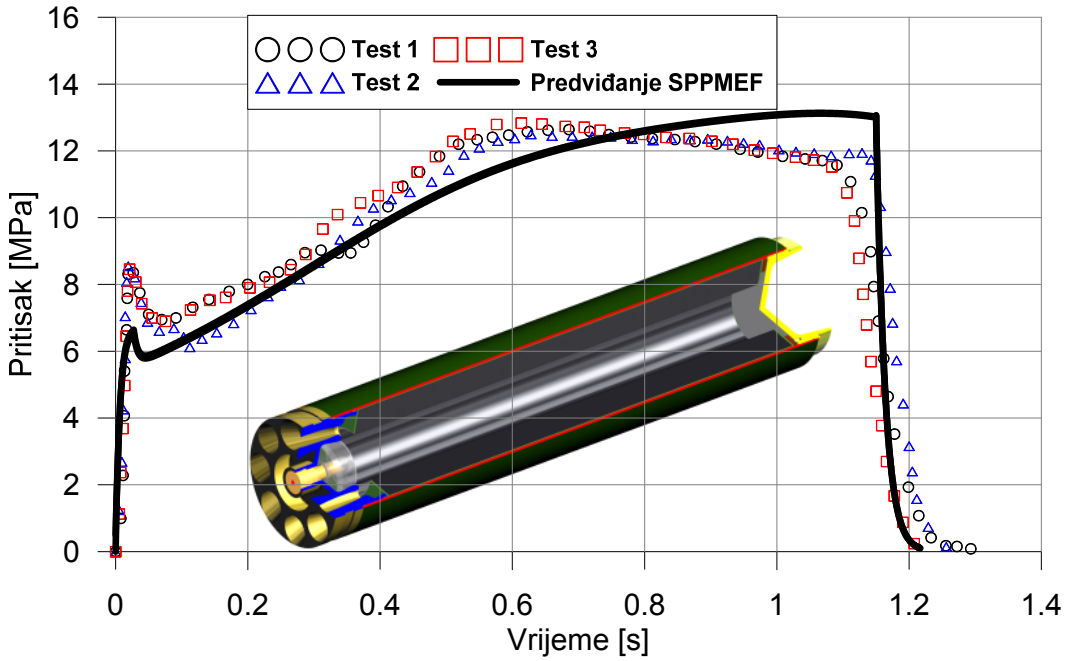
Dobijene vrijednosti simulacije promjene pritiska sa vremenom odnose se na poziciju dna raketnog motora. Promjena pritiska sa vremenom dobijena numeričkom simulacijom značajno se razlikuje od rezultata eksperimentalnih ispitivanja. Ovo odstupanja posljedica su toga što je

zakon brzine sagorijevanja određen u standardnim balističkim raketnim motorima. Potrebno je korigovati osnovnu brzinu sagorijevanja na uticaj erozivnog sagorijevanja i uticaja tehnologije izrade goriva.

U sljedećem koraku numeričke simulacije predviđanja unutrašnjo-balističkih parametra raketnog motora RM-51, korigovana je osnovna brzina gorenja sa uticajem erozivnog gorenja (jednačina 2.36 sa koeficijentom β=120) i HUPM efekt (slika 3.23, krivulja sa oznakom RM-51).

Kriva promjene pritiska u funkciji vremena nakon korekcije brzine sagorijevanja, sa ova dva efekta, prikazana je na slici 7.26.

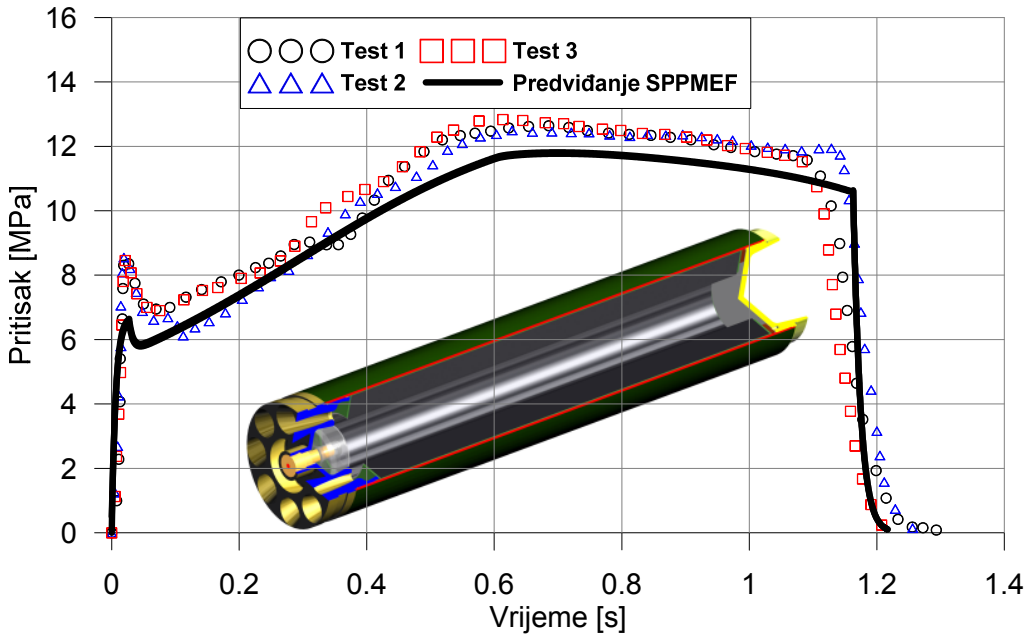
U prvom periodu rada raketnog motora postoji sličnost karaktera krivih pritiska u funkciji vremena, a zatim je prisutno značajno odstupanje u karakteru promjene pritiska sa vremenom, a što je posljedica prisustva značajne erozije kritičnog presjeka mlaznika (slika 2.20). Tokom vremena rada raketnog motora dolazi do pojave erozije kritičnog presjeka mlaznice uslijed visoke temperature produkata sagorijevanja i njihovog kinetičkog dejstva, prisustva metalnih uključaka i oksida u strukturi materijala mlaznice itd. Eksperimentalna istraživanja [52] pokazala su da se kod raketnih motora sa mlaznikom sa perifernim mlaznicama, sa povećanjem vremena rada raketnog motora (relativne debljine svoda punjenja) se pojavljuje intenzivna erozija površine kritičnog presjeka.



Sl. 7.26 Eksperimentalno dobivene krivulje promjene pritiska u funkciji vremena i predviđanje nakon korekcije osnovne brzine sagorijevanja sa uticajem erozivnog sagorijevanja i HUMP efekta

U trećem koraku numeričke simulacije predviđanja unutrašnjo-balističkih parametra raketnog motora, pored korekcije osnovne brzine sagorijevanja razmatra se i uticaj radijalne erozije kritičnog presjeka mlaznika sa brzinom erozije kritičnog presjeka mlaznice od 0.8 mm/s (pretpostavlja se da nema erozije kritičnog presjeka mlaznika u procesu sagorijevanja do polovine debljine svoda punjenja, web-a, a tek zatim nastupa intenzivnija erozija kritičnog presjeka mlaznika).

Na slici 7.27 data je promjena pritisaka u funkciji vremena za raketni motor RM-51 dobijenih na osnovu programa SPPMEF i eksperimentalnim ispitivanjem.

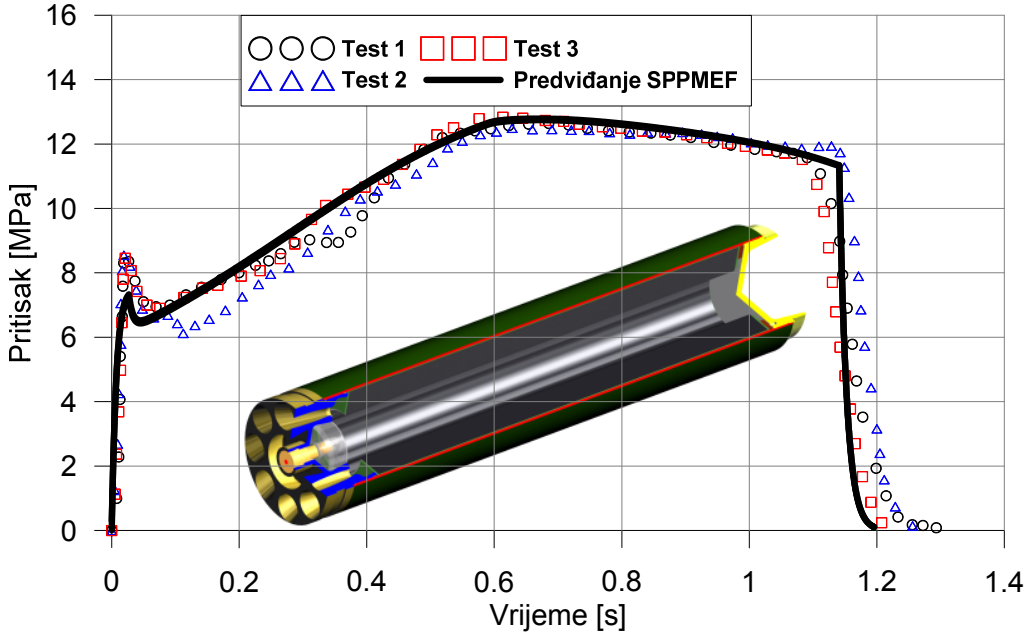


Sl. 7.27 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor RM-51, nakon uvođenja korekcija brzine sagorijevanja i erozije kritičnog presjeka mlaznika

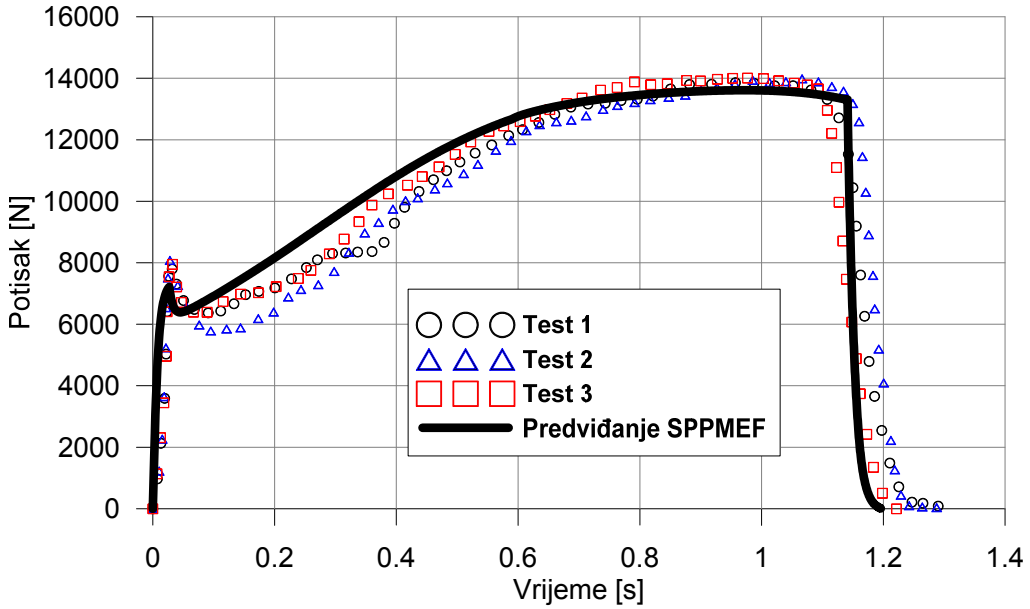
Rezultati ove simulacija pokazuju veoma dobra slaganja u karakteru razvoja krivih pritiska u funkciji vremena, uz niže vrijednosti pritiska u odnosu na rezultate eksperimentalnih ispitivanja za oko 7%. Ova razlika je posljedica uticaja perifernog mlaznika na karakter gasnog toka u raketnom motoru i predmlazničnom regionu.

U završnom koraku, pri numeričkoj simulaciji unutrašnjo-balističkih parametara za raketni motor RM-51 uzet je u obzir i efekt promjene trenutnog pritiska (jednačina 7.7) i dopunski gubitak specifičnog impulsa zbog izmjene geometrije i kompleksnosti dizajna mlaznice.

Na slikama 7.28 i 7.29 date su promjene pritisaka, odnosno potisaka u funkciji vremena za raketni motor RM-51 dobijenih upotrebom programa SPPMEF i usporedba sa rezultatima eksperimentalnih ispitivanja. Postignuta su veoma dobra slaganja rezultata dobijenih simulacijom i eksperimentalnim ispitivanjem.



Sl. 7.28 Promjena pritiska u funkciji vremena za raketni motor RM-51



Sl. 7.29 Promjena potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-51

Usporedba rezultata eksperimentalnih ispitivanja i numeričke simulacije data je u tabeli 7.2. Odstupanje vrijednosti integrala pritisak-vrijeme je jako malo i iznosi 0.7 %, dok je odstupanje maksimalnog pritiska samo 1%. Postignuta su veoma mala odstupanja i kod vrijednosti srednjeg potiska i ono iznosi 0.12%. Nešto veća odstupanja su prisutna kod vremena sagorijevanja t_b (1.82%), totalnog impulsa i specifičnog impulsa (1.95%). Ova odstupanja mogu biti uzrokovana usvojenim modelom erozije kritičnog presjeka periferno raspoređenih mlaznica, iako se ona nalaze u gornjim granicama dopuštenih standardnih odstupanja unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora.

Tabela 7.2 Uporedna analiza nekih unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora dobijenih obradom dijagrama pritiska, odnosno potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-51

	Opit	SPPMEF	Odstupanje	Napomena
t_b, [s]	1.120	1.140	1.82%	Vrijednosti dobivene iz dijagrama pritisak u funkciji vremena
p_{max}, [MPa]	12.665	12.790	0.99%	
$\int p\,dt$, [MPas]	12.409	12.494	0.69%	
P_{aver}, [MPa]	11.082	10.958	-1.12%	
$\int F\,dt$, [Ns]	12804.070	13054.218	1.95%	Vrijednosti dobivene iz dijagrama potisak u funkciji vremena
F_{aver}, [N]	11435.609	11449.271	0.12%	
I_{sp}, [Ns/kg]	2041.031	2080.906	1.95%	

Iako su odstupanja parametara totalnog impulsa i specifičnog impulsa nešto veća, ovi rezultati u odnosu na početna predviđanja imaju jako dobra slaganja sa eksperimentalnim rezultatima.

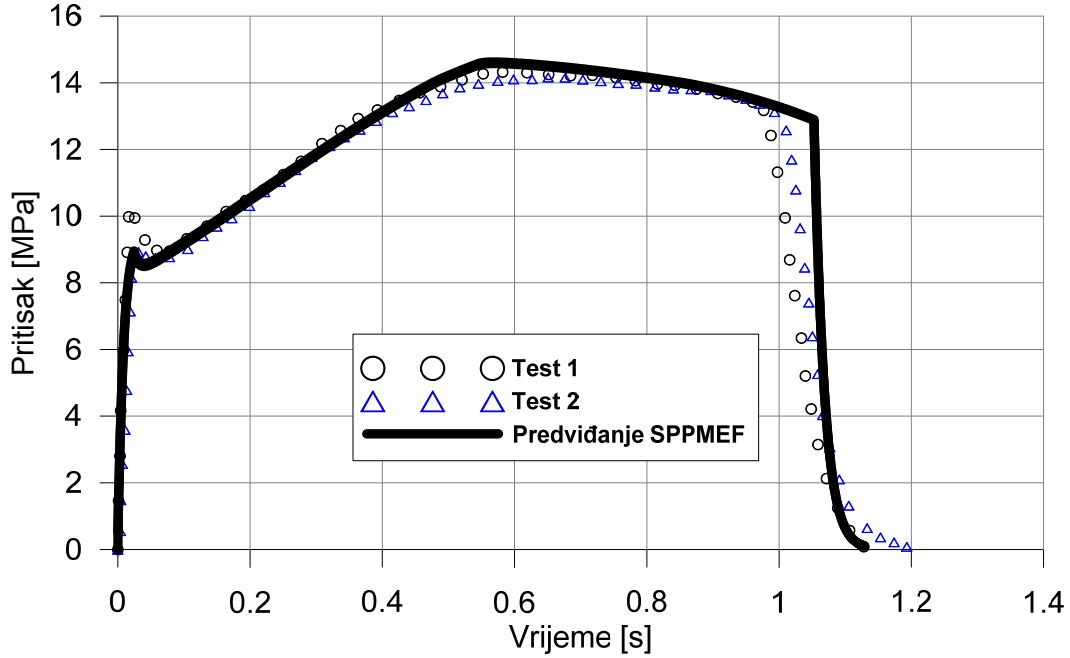
Raketni motor RM-52

Tokom procesa predviđanja unutrašnjo-balističkih parametra raketnog motora RM-52 korigovana je osnovna brzina gorenja na uticaj erozivnog gorenja (β=120) i HUPM efekt (slika 3.23, kriva sa oznakom RM-52). Promjena uticaja HUPM efekta kod goriva za raketni motor RM-52 je posljedica različitih serija proizvodnje goriva ova dva raketna motora.

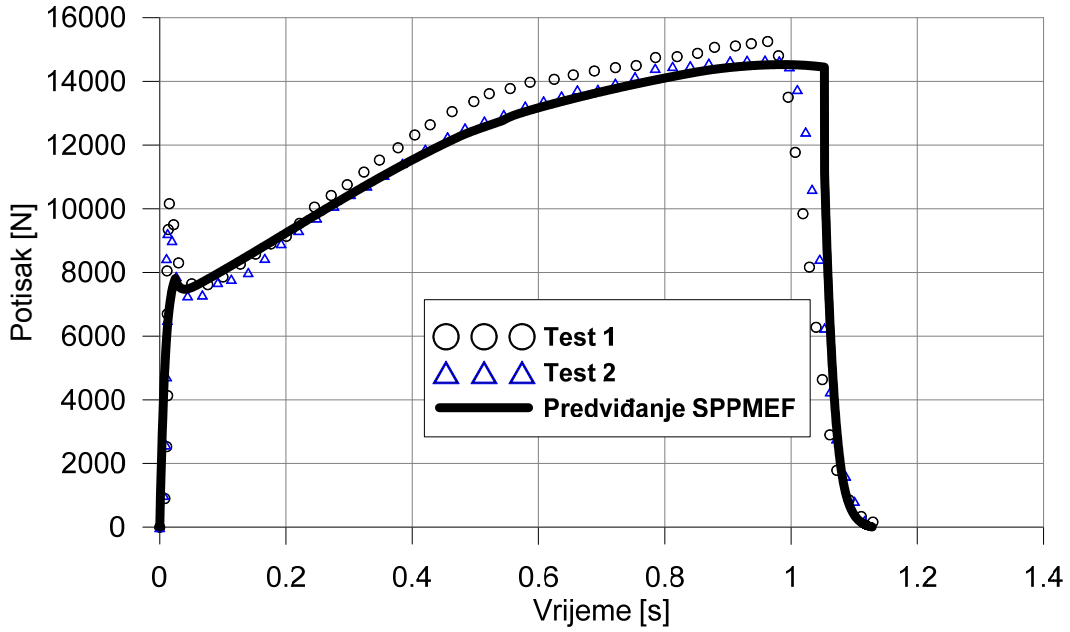
Simulacija unutrašnjo-balističkih parametara za razmatrani raketni motor uzela je u obzir efekte promjene trenutnog pritiska (jednačina 7.7) i dopunski gubitak specifičnog impulsa zbog izmjene

geometrije i kompleksnosti dizajna mlaznice. Razmatran je i uticaj radijalne erozija kritičnog presjeka mlaznika sa brzinom erozije kritičnog presjeka mlaznice od 1.4 mm/s.

Na slikama 7.30 i 7.31 data je usporedna promjena pritisaka, odnosno potisaka u funkciji vremena za raketni motor RM-52, dobijenih upotrebom programa SPPMEF i na osnovu eksperimentalnih ispitivanja (2 testa raketnog motora RM-52).



Sl. 7.30 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor RM-52



Sl. 7.31 Potisak u funkciji vremena za raketni motor RM-52

Usporedba rezultata eksperimentalnih ispitivanja raketnog motora RM-52 i numeričke simulacije dati su u tabeli 7.3. Odstupanje vrijednosti integrala pritisak-vrijeme, u odnosu na rezultate eksperimentalnih ispitivanja, kod ovog raketnog motora je nešto veće nego kod prethodnog raketnog motora i iznosi 3.31 %, a odstupanje maksimalnog pritiska je 2.62%. Veća odstupanja uočena su kod vremena sagorijevanja t_b (7.59%) i srednjeg potiska (7.07%). Veoma dobra slaganja ostvarena su kod vrijednosti totalnog i specifičnog impulsa raketnog motora (ispod 0.3%).

Tabela 7.3 Uporedna analiza nekih unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora dobijenih obradom dijagrama pritiska, odnosno potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-52

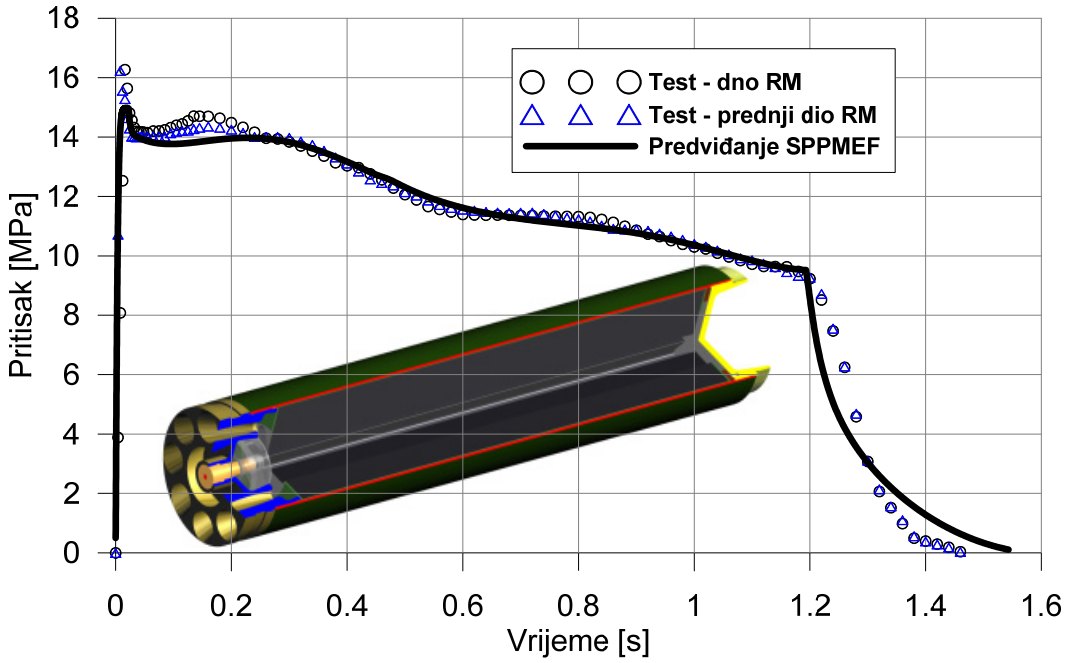
	Opit	SPPMEF	Odstupanje	Napomena
t_b, [s]	0.990	1.055	7.59%	Vrijednosti dobivene iz dijagrama pritisak u funkciji vremena
p_{max}, [MPa]	14.251	14.624	2.62%	
$\int p\,dt$, [MPas]	13.110	13.544	3.31%	
P_{aver}, [MPa]	13.243	12.835	-3.08%	
$\int F\,dt$, [Ns]	12677.542	12692.252	0.12%	Vrijednosti dobivene iz dijagrama potisak u funkciji vremena
F_{aver}, [N]	12804.588	12027.265	-7.07%	
I_{sp}, [Ns/kg]	2101.375	2095.475	-0.28%	

Prethodna analiza je pokazala da predloženi model omogućava veoma dobro predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora sa različitim brojem perifernih mlaznica.

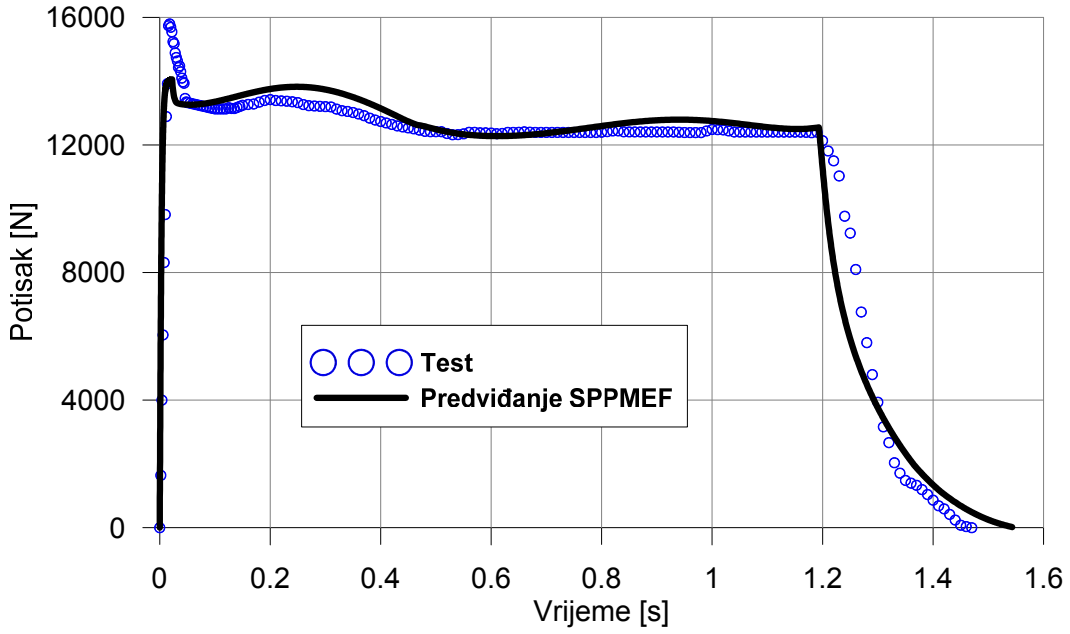
Raketni motor RM-41

Tokom procesa predviđanja unutrašnjo-balističkih parametra raketnog motora RM-41, korigovana je osnovna brzina gorenja na uticaj erozivnog gorenja (β=120) i HUPM efekt (slika 3.23, kriva sa oznakom RM-41). Simulacija unutrašnjo-balističkih parametara za razmatrani raketni motor, također je uzela u obzir efekte promjene trenutnog pritiska (jednačina 7.7) i dopunske gubitke specifičnog impulsa zbog izmjene geometrije i kompleksnosti dizajna mlaznice.

Pri predviđanju unutrašnjo-balističkih parametra raketnog motora RM-41 (zvijezda punjenje), usvojen je model radijalne erozije kritičnog presjeka mlaznika sa brzinom erozije kritičnog presjeka mlaznice od 1.1 mm/s. Na slikama 7.32 i 7.33 data je usporedna promjena pritisaka, odnosno potisaka u funkciji vremena za raketni motor RM-41 dobijenih upotrebom programa SPPMEF i eksperimentalnim ispitivanjem (1 test raketnog motora RM-41).



Sl. 7.32 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor RM-41



Sl. 7.33 Potisak u funkciji vremena za raketni motor RM-41

Postignuto je veoma dobro slaganje u predviđanju promjene pritiska, odnosno potiska sa vremenom na osnovu numeričke simulacije sa podacima dobijenim eksperimentalnim ispitivanjem.

Odstupanje vrijednosti totalnog impulsa iznosi 0.74%, integrala pritisak-vrijeme do 0.4%, specifičnog impulsa raketnog motora ispod 1%, što predstavlja veoma dobro slaganje u odnosu na rezultate dobivene eksperimentalnim ispitivanjem (tabela 7.4).

Tabela 7.4 Uporedna analiza nekih unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora dobivenih obradom dijagrama pritiska, odnosno potiska u funkciji vremena za raketni motor RM-41

	Opit	**SPPMEF**	**Odstupanje**	**Napomena**
t_b, [s]	1.210	1.193	-1.40%	Vrijednosti dobijene iz dijagrama pritisak u funkciji vremena
p_{max}, [MPa]	17.339	14.981	-8.31%	
$\int p\,dt$ **, [MPas]**	15.193	15.133	-0.39%	
P_{aver}, [MPa]	12.556	12.684	1.02%	
$\int F\,dt$ **, [Ns]**	16520.875	16398.932	-0.74%	Vrijednosti dobijene iz dijagrama potisak u funkciji vremena
F_{aver}, [N]	13653.616	13744.809	0.67%	
I_{sp}, [Ns/kg]	2077.530	2095.785	0.93%	

Prethodna analiza je pokazala da je predloženi model primjenjiv za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi raketnih motora sa zvijezda punjenjem.

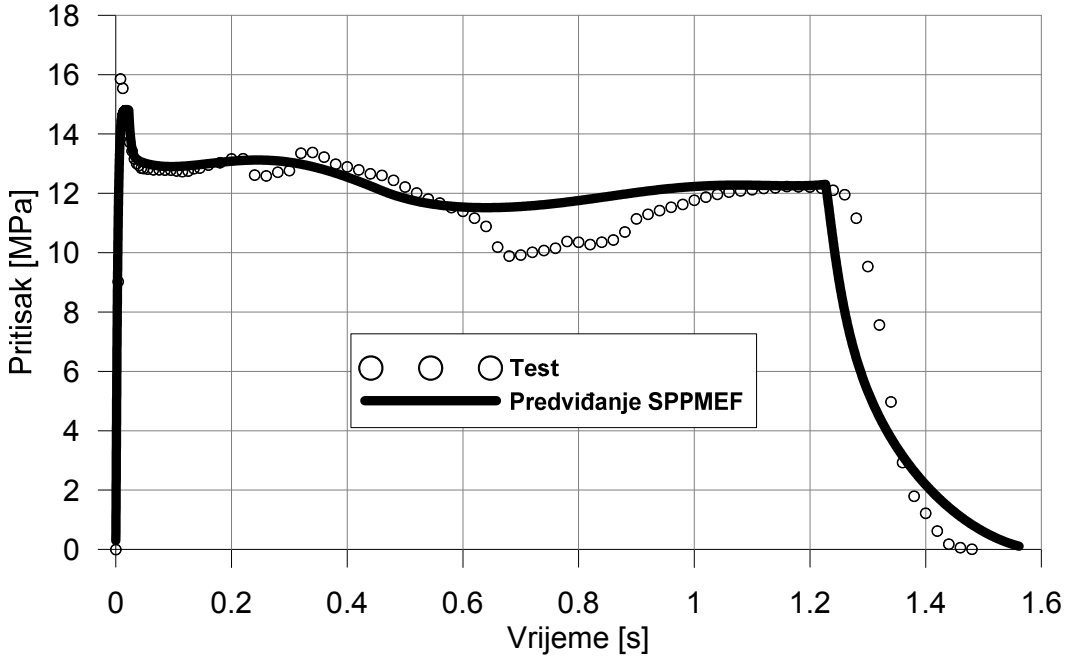
Raketni motor RM-42

Kod predviđanja unutrašnjo-balističkih parametra raketnog motora RM-42 je:

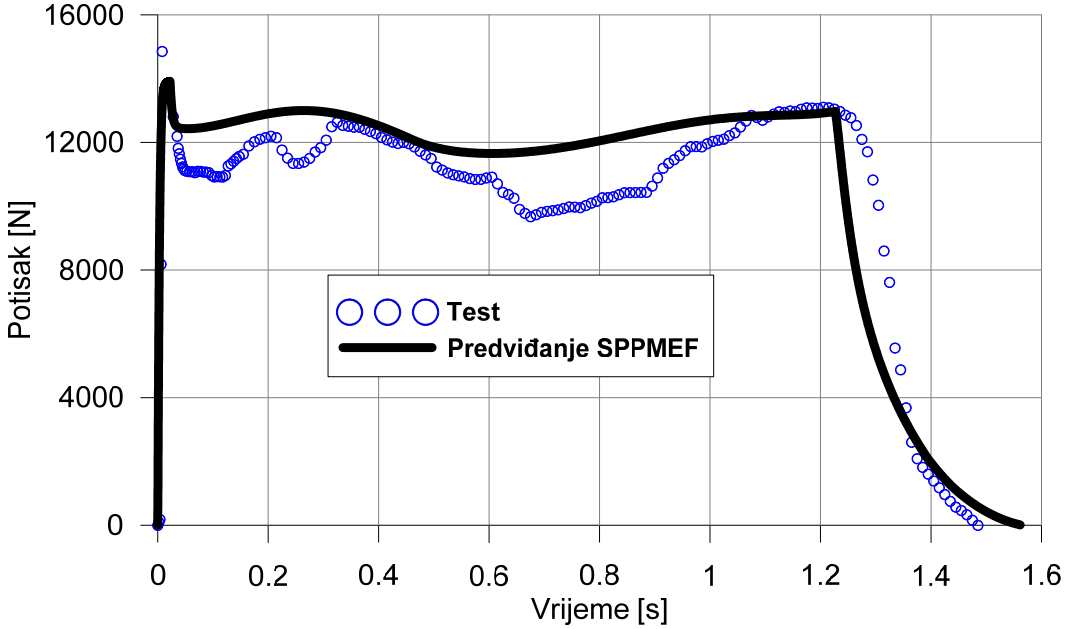
- korigovana osnovna brzina gorenja na uticaj erozivnog gorenja (β=120) i HUPM efekt (slika 3.23, kriva sa oznakom RM-42),
- usvojen model radijalne erozija kritičnog presjeka mlaznika sa brzinom erozije kritičnog presjeka mlaznice od 0.178 mm/s (grafitni uložak u kritičnom presjeku mlaznika [59]) i

- uzet je u obzir efekt promjene trenutnog pritiska (jednačina 7.7) i dopunski gubitak specifičnog impulsa zbog izmjene geometrije i kompleksnosti dizajna mlaznice.

Na slikama 7.34 i 7.35 data je usporedna promjena pritisaka, odnosno potisaka u funkciji vremena, za raketni motor RM-42, dobijenih korištenjem programa SPPMEF i eksperimentalnim ispitivanjem. Nije postignuto zadovoljavajuće slaganje rezultata simulacije sa rezultatima eksperimentalnih ispitivanja (1 test raketnog motora RM-42).



Sl. 7.34 Pritisak u funkciji vremena za raketni motor RM-42

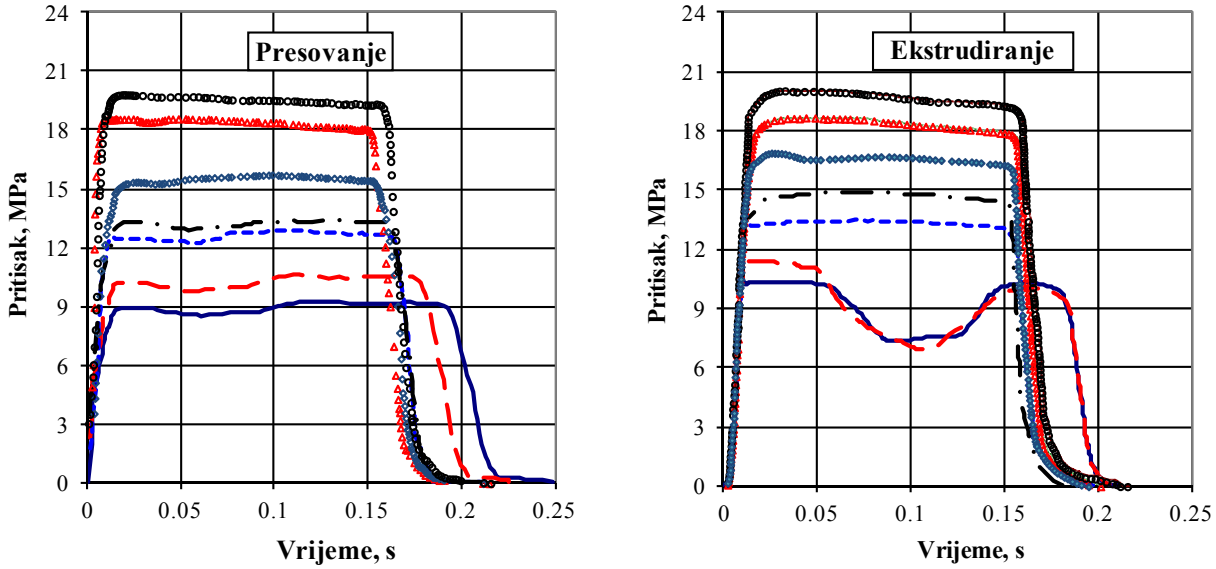


Sl. 7.35 Potisak u funkciji vremena za raketni motor RM-42

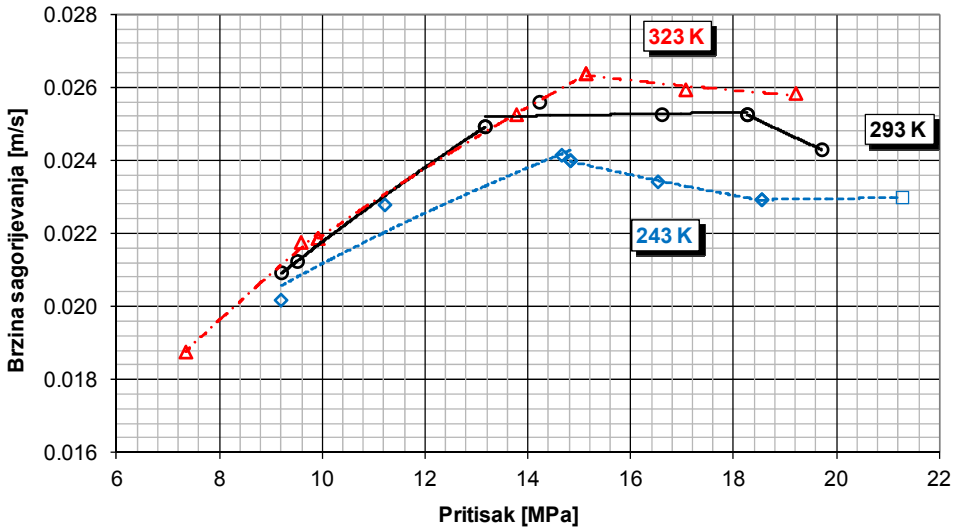
Ova odstupanja su posljedica izmjene tehnologije proizvodnje goriva. Svi prethodni tipovi pogonskog punjenja su proizvedeni tehnologijom presovanja (diskontinualni postupak), a ovo pogonsko punjenje je proizvedeno tehnologijom ekstrudiranja (kontinualni postupak).

Pri ispitivanju pogonskog punjenja, proizvedenog tehnologijom ekstrudiranja, u standardnom balističkom motoru za određivanje zakona brzine sagorijevanja, uočena je pojava nestabilnog

sagorijevanja na nižim pritiscima sagorijevanja (slika 7.36) [48,52]. Karakter promjene zakona osnovne brzine sagorijevanja za sve tri temperature ispitivanja (sl. 7.37) je značajno drugačiji od zakona osnovne brzine sagorijevanja dvobaznog goriva proizvedenog diskontinualnim postupkom (sl. 3.11). Javlja se "mesa" efekt i nestanak "plateau" efekta kod zakona osnovne brzine sagorijevanja na temperaturama 323 K i 243 K. Na temperaturi 293 K, početak "plateau" efekta je bio pomaknut ulijevo za 0,5 MPa [52].



Sl. 7.36 Promjena pritiska u funkciji vremena u raketnom motoru 32/16 na temperaturi okoline 293 K, pogonske materije NGR-A proizvedene tehnologijama presovanja (lijevo) i ekstrudiranja (desno) [48, 52]



Sl. 7.37 Osnovni zakon brzine sagorijevanja pogonske materije NGR-A (kontinuirani tehnološki postupak proizvodnje)

Iz tih razloga, vjerovatnije je da je model predviđanja unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora korektan, samo nisu poznati parametri uticaja tehnologije izrade goriva. Postoji veoma malo dostupnih podataka eksperimentalnih ispitivanja.

Ove razlike jasno ukazuju da predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora kompleksnijeg dizajna je veoma složen proces i za dobijanje upotrebljivih podataka je nužno posjedovati obimnu bazu podataka o performansama pogonskih materija i eksperimentalnim ispitivanju različitih tipova raketnih motora.

POGLAVLJE

8

ZAKLJUČAK

Istraživanja uticaja geometrije mlaznice na unutrašnjo-balističke performanse raketnih motora na dvobazna goriva vršena su metodama numeričke simulacije i eksperimentalnim metodama uz primjenu komparativne metodologije obrade rezultata istraživanja.

Usporedba rezultata numeričke simulacije (korištenjem 3D numeričkog modela) pri promjeni geometrije i kompleksnosti dizajna mlaznika na unutrašnjo-balističke performanse raketnih motora, vršena je u odnosu na rezultate referentne numeričke simulacije raketnog motora sa centralnom mlaznicom.

Eksperimentalna studija je korištena da se prikupe podaci na osnovu kojih će se validirati numerički modeli i da se izdvoje uticaji pojedinih geometrijskih parametara mlaznice i pogonskog punjenja raketnog motora. Na osnovu ovih istraživanja, proširena je postojeća ekspertna baza koja je omogućila unapređenje kompjuterskog programa za predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora na čvrsto gorivo (SPPMEF).

Modularni kompjuterski program SPPMEF, za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi raketnih motora na čvrsta goriva, omogućava sljedeće:

- Proračun teorijskih performansi pogonske materije i predviđanje gubitaka performansi u mlazniku raketnog motora.
- Dizajn i regresiju površine sagorijevanja više tipova pogonskih punjenja: cilindrično punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem, cilindrično punjenje sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem, više cilindričnih punjenja sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem i punjenje sa kanalom za prolaz gasova u obliku zvijezde.
- Predviđanje performansi kao što su: maseni fluks, pritisak, potisak i specifični impuls u funkciji vremena.

Uporedna analiza rezultata predviđanja unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora dobijenih programom SPPMEF sa rezultatima referentnih programskih paketa sličnog tipa i rezultatima eksperimentalnih ispitivanja, potvrdila je da predloženi model autora predstavlja dobru osnovu za dalju nadogradnju pojedinih modula i da su predviđanja unutrašnjo-balističkih performansi raketnih motora na čvrsta goriva veoma dobra.

Za razumijevanje kompleksnosti gasnog toka korišten je 3D matematski model baziran na Navier-Stokes-ovim jednačinama koje opisuju tok kompresibilnog fluida i koji je rješavan metodom konačnih zapremina uz pomoć programskog paketa COMET.

Definisan je 3D numerički model koji omogućava određivanje parametara ulaznog toka, regresije pogonskog punjenja i transonično strujanje produkata sagorijevanja u raketnom motoru proizvoljne kompleksnosti geometrije motora.

Kod verifikacije numeričke metode, izvršeno je poređenje rezultata proračuna primjenom razvijenog 3D numeričkog modela s rezultatima dobijenim na osnovu analitičkih rješenja, rezultatima eksperimentalnih mjerenja i rezultatima dobivenim korištenjem drugih numeričkih metoda (ROCFLO i SPPMEF). Ostvarena su veoma dobra slaganja rezultata kod simulacije parametara gasnog toka u kanalu sa suženjem i promjene pritiska sa vremenom za razmatrane raketne motore.

Rezultati istraživanja saglasni sa rezultatima drugih autora:

- Ugao konvergentnog dijela mlaznika utiče na smanjenje efikasnosti specifičnog impulsa raketnog motora.
- Postoje bitne razlike u razvoju pritiska u funkciji vremena kod raketnih motora sa centralnom mlaznicom ili motora sa više periferno raspoređenih mlaznica.
- Povećanje pritiska u raketnom motoru sa više periferno raspoređenih mlaznica je posljedica što tok produkata sagorijevanja iz kanala za prolaz gasova ne ulazi odmah u mlaznice, već prvo udara u zid centralnog dijela mlaznika (čelo mlaznika), u koji je bila smještena pripala, povija se i uvodi u perifernu zonu mlaznika, a nakon toga tok produkata sagorijevanja se usmjerava u mlaznice.
- Kompleksnost dizajna mlaznice utiče na vrijednost specifičnog impulsa raketnog motora. Kod raketnih motora sa više periferno raspoređenih mlaznica vrijednost specifičnog impulsa je manja u odnosu na raketne motore sa centralnom mlaznicom.
- Uspješnost predviđanja vrijednosti unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora je direktno zavisno od obima i kvaliteta ekspertne baze podataka, pomoću koje je moguće izvršiti odgovarajuće korekcije predloženog modela predviđanja unutrašnjo-balističkih parametar.

Rezultati istraživanja koji predstavljaju autorov doprinos:

- Vrijednost specifičnog impulsa raketnog motora zavisi od konvergentnog ugla mlaznice i karaktera gasnog toka unutar raketnog motora uslovljenog tipom pogonskog punjenja (strujanje gasa kroz centralni kanal ili strujanje gasa kroz centralni kanal punjenja i kanal kojeg tvore unutrašnja površina stjenke motora i vanjska površina sagorijevanja pogonskog punjenja).
- Smanjenje specifičnog impulsa je značajno kod raketnih motora sa cilindričnim pogonskim punjenjem sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem (strujanje gasa kroz centralni kanal punjenja i kanal kojeg tvore unutrašnja površina stjenke motora i vanjska površina sagorijevanja pogonskog punjenja) pri povećanju ugla konvergencije mlaznika.
- Za uglove konvergencije mlaznice do 60° smanjenje specifičnog impulsa je neznatno, dok sa daljim porastom ugla konvergencije dolazi do značajnijeg smanjenja specifičnog impulsa raketnog motora.
- Smanjenje vrijednosti specifičnog impulsa raketnih motora sa punjenjem sa unutrašnjim sagorijevanjem (strujanje gasa kroz centralni kanal) je neznatno sa povećanjem ugla konvergencije mlaznice.
- Smanjenje specifičnog impulsa raketnog motora sa cilindričnim punjenjem sa unutrašnjo-spoljnim sagorijevanjem (strujanje gasa kroz centralni kanal punjenja i kanal kojeg tvore unutrašnja površina stjenke motora i vanjska površina sagorijevanja pogonskog punjenja) pri promjeni ugla konvergencije od 45° do 90° iznosi oko 4%, a kod raketnih motora sa unutrašnjim sagorijevanjem (strujanje gasa kroz centralni kanal) je manje od 0,3%.

- Povećanje rastojanja između čela pogonskog punjenja i ulaza u konvergentni dio mlaznika utiče na brzinu toka produkata sagorijevanja unutar kanala za prolaz gasova punjenja. Povećanjem ovog rastojanja, smanjuje se razlika pritisaka duž komore sagorijevanja što utiče na smanjenje efekta erozivnog sagorijevanje goriva.
- Uspostavljena je zavisnost prirasta trenutnog pritiska u komori sagorijevanja u funkciji koeficijenta K_p za raketne motore sa periferno raspoređenim mlaznicama.
- Prirast trenutnog pritiska sagorijevanja je veoma intenzivan na početku procesa sagorijevanja, kada je površina za prolaz gasova u centralnoj šupljini punjenja najmanja (koeficijent K_p najveći). Koeficijent K_p se smanjuje sa povećanjem površine za prolaz gasova u punjenju i time slabi i njegov uticaj na trenutni pritisak sagorijevanja.
- Metodom numeričke simulacije, izvršena je procijenjena smanjenja specifičnog impulsa zbog utjecaja trodimenzionalnosti gasnog toka kod raketnih motora sa više periferno raspoređenih mlaznica, bez erozije kritičnog presjeka mlaznice od 1.65% u odnosu na raketni motor sa centralnom mlaznicom.
- Komparativna analiza rezultata dobijenih predviđanjem unutrašnjo-balističkih parametara (sa modifikovanim programom SPPMEF) sa podacima dobijenim eksperimentalnim istraživanjem pokazala je:
  - Da modifikacija modela programa SPPMEF omogućava uspješno predviđanje performansi raketnih motora sa mlaznikom sa periferno raspoređenim mlaznicama i pogonskim punjenjem u obliku cilindra sa unutrašnjim sagorijevanjem.
  - Postignuto je veoma dobro predviđanje unutrašnjo-balističkih parametara raketnih motora sa različitim brojem perifernih mlaznica.
  - Modifikacija modela programa SPPMEF za cilindrično punjenje sa unutrašnjim sagorijevanjem je primjenjiva za predviđanje unutrašnjo-balističkih performansi raketnih motora sa pogonskim punjenjem, sa kanalom za prolaz gasa u obliku zvijezde.

Karakteristike 1D i 3D modela numeričke simulacije:

- Procesi u raketnom motoru su izuzetno kompleksni i nije ih moguće modelirati koristeći samo osnovne zakone fizike, nego se u procesu predviđanja unutrašno-balističkih parametra moramo oslanjati na dodatne modele, kao što su modeli sagorijevanja goriva, međufazne interakcije u višefaznim sistemima, turbulencije, sa kompleksnim graničnim uslovima sa izraženom interakcijom čvrstih struktura i toka fluida.
- Da bi to uspjeli, nužno je koristiti moćne računarske mašine, intenzivna eksperimentalna istraživanja nužna za razvijanje makroskopskih modela za procese koji se ne mogu direktno simulirati. Predviđanja parametara zasnovana na osnovu 3D numeričkih simulacija, generiraju ogromnu količinu podataka, koji su u nekim situacijama korisni, ali isto tako u nekim situacijama mogu „zatrpati“ inženjera i zapravo otežati mu proces dizajna raketnog motora. U ovoj situaciji 1D modeli i dalje imaju svoju atraktivnost i opravdano je dalje ulagati napore u njihov razvoj.
- 1D numerički modeli zahtijevaju malo memorije, omogućavaju jednostavno pred i post procesiranje, brza predviđanja i jednostavnu interpretaciju rezultata. S druge strane, nedostatak ovog pristupa modeliranju da je zasnovan na jednostavnim modelima, koji se oslanjaju na empirijske izraze koji su dobijeni na osnovu eksperimentalnih istraživanja ili kako je u ovom radu rađeno primjenom CFD simulacija.
- Rezultati numeričkih simulacija (1D i 3D) su veoma dobri, a eksperimenti u okviru greške mjerenja nam signaliziraju u kojoj mjeri su aproksimacije uzete u formiranju matematskog modela validne, što čini eksperiment nezamjenjivim.

Pravci daljih istraživanja:

- Razviti numerički model koji će omogućiti numeričku simulaciju fizikalnih procesa u raketnom motoru, a koji uključuju 3D modeliranje reaktivnog, turbulentnog i višefaznog gasnog toka, kompleksne geometrije i za različite prostorne i vremenske skale.
- Razviti model koji će moći da razmatra proces pripaljivanja, promjenu pritiska i masene brzine toka pripale u funkciji vremena.
- Definisati numerički model koji će omogućiti da se procjeni strukturalni integritet raketnog motora u cjelini, a posebno pogonskog punjenja složene konfiguracije i kanala za prolaz gasova.
- Primjenom numeričke simulacije, analizirati strujanje gasa na promjenu unutrašnjo-balističkih performansi kod raketnih motora koji imaju obrtanje oko uzdužne ose simetrije, nastalo strujanjem gasa kroz mlaznica koje imaju aksijalnu i tangentnu komponentu vektora potiska.

LITERATURA

1. 1998-99 Annual Report, Center for Simulation of Advanced Rockets, University of Illinois at Urbana-Chamaign, Urbana, Illinois 61801, December 1999
2. 2000-01 Annual Report, Center for Simulation of Advanced Rockets, University of Illinois at Urbana-Chamaign, Urbana, Illinois 61801, December 2001
3. 2001-2002 Annual Report, Center for Simulation of Advanced Rockets, University of Illinois at Urbana-Chamaign, Urbana, Illinois 61801, December 2002
4. 2002-2003 Annual Report, Center for Simulation of Advanced Rockets, University of Illinois at Urbana-Chamaign, Urbana, Illinois 61801, December 2003
5. A. Ciucci, G. Iaccarino, R. Moser, F. Najjar and P. Durbin: Simulation of rocket motor internal flows with turbulent mass injection, Center for Turbulence Research, Proceedings of the Summer Program 1998
6. 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.
7. 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, January 10-13, 2000.
8. C. P. T. Groth and S. A. Northrup: Parallel Implicit Adaptive Mesh Refinement Scheme for Body-Fitted Multi-Block Mesh, 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Toronto, Ontario, Canada, June 6–9, 2005
9. 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.
10. Čolaković M.: Čvrsta goriva za raketni pogon, Centar vojnotehničkih škola KoV JNA, Zagreb, 1986.
11. Davenas A. et collabrateurs: Technologie des propergols solides Masson, Paris, 1989.
12. 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.
13. Douglas E. Coats, Stuart S. Dunn, Jonathan C. French, Ph.D.: Performance Modeling Requirements for Solid Propellant Rocket Motors, Published by the Chemical Propulsion Information Agency, 2003.
14. 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
15. 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
16. Friedlander M and Jordan F.V.: Radial Variation of Burning Rate in Center Perforated Grains , AAIA Paper 84-1442, July 1984.
17. 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, January 2002

18. Fry R.S.: Solid propellant test motor scaling, The Johns Hopkins University, Chemical propulsion information agency, Columbia, Maryland, September 2001
19. Gordon S. and McBride B.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I. Analysis, NASA Reference Publication 1311, October 1994
20. 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.
21. Gossant B.: Combustin des propergols solides et balistique interieure des propulseurs, Davenas A. et collabrateurs : Technologie des propergols solides, Masson,Paris, 1989.
22. 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
23. J. S. Sachdev, C. P. T. Groth, and J. J. Gottlieb: Numerical Solution of a Dilute and Disperse Gas-Particle Flow, University of Toronto Institute for Aerospace Studies, 4925 Dufferin Street, Toronto, ON, M3H5T6, Canada
24. J. S. Sachdev, C. P. T. Groth, and J. J. Gottlieb: Parallel AMR Scheme for Turbulent Multi-Phase Rocket Motor Core Flows, 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Toronto, Ontario, Canada, June 6–9, 2005
25. J.C. French & D.E. Coats: Automated 3-D Solid Rocket Combustion Stability Analysis, AIAA-99-2797, Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
26. Jan Östlund: Flow Processes in Rocket Engine Nozzles with Focus on Flow Separation and Side-Loads, Royal Institute of Technology, Department of Mechanics, Stockholm, 2002
27. C.Y. Huang, W. Tworzydlo, J.T. Oden, J.M. Bass, C. Cullen, S. Vadaketh: Solid Rocket Booster Internal Flow Analysis by High Accurate Adaptive Computational Methods, NASA, Marshal Space Flight Center, TR-91-05, Huntswille, Alabama, March 1991.
28. Kalt S. and Badal D.J.: Conical Nozzle Performance Under Flow-Separated Conditions, Journal Spacecraft and Rockets, Vol. 2, No,3, 1965
29. 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
30. Kuo K. K.: Principles of Combustion, John Wiley&Sons, 1986, New York.
31. Landsbaum E.M. and Salinas M.P.: Solid Propellant Specific Impulse Prediction, AGARD-CP-259, Solid Rocket Motor Technology, Oslo, 2-5 April 1979
32. Lengelle G., Bizot A., Brulard J., Duterque J. and Godon J.C. : Combustion des diferents propergols solides, Science et techniques de l'armement, Memorial de l'Artillerie francaise, Tome 60, 2e fascicule, 1986
33. McDonald Brian Anthony: The Development of an Erosive Burning Model for Solid Rocket Motors Using Direct Numerical Simulation, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, April 2004
34. Oates C. G.: Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion, AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, 1988.
35. 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.
36. R. Fiedler, X. Jiao, A. Namazifard, A. Haselbacher, F. Najjar, and I. D. Parsons: Coupled Fluid-Structure 3-D Solid Rocket Motor Simulations, AIAA-2001-3954, Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2001.
37. 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.

38. Sabnis, J.S., Numerical Simulation of Distributed Combustion in Solid Rocket Motors with Metalized Propellant, Journal of Propulsion & Power, Vol. 19, No. 1, 2003
39. Sarner F. S., Propellant Chemistry, Reinhold Publishing Corporation, New York, 1966.
40. Scippa S.: Propellant grain design, AGARD-LS-150, Design Method in Solid Rocket Motors, Paris, 1988
41. Sorkin R.E.: Teorija vnutrikamernih processov v raketnih sistemah na tverdom toplive, Moskva, 1983.
42. Sutton P. G.: Rocket Propulsion Elements - An Introduction to the Engineering of Rockets, John Wiley&Sons, Fith Edition,1986, New York.
43. Terzić J.: Predviđanje idealiziranih unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazna goriva, Magistarski rad, Mašinski fakultet u Sarajevu, Sarajevo 2002.
44. Terzić J., Zečević B., Serdarević-Kadić S.: Model optimizacije raketnog pogonskog punjenja tipa zvijezda, 4th International Conference, Development and Modernization of Production, RIM 2003, ISBN 9958-624-16-8, Bihać, September 2003.
45. Terzić J., Lekić A. and Zečević B.: Prediction the Theoretical Interior Ballistic Properties of Solid Propellant Rocket Motors, Sixth Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials", University of Pardubice, Pardubice, pp. 420-435, ISBN 0-7194-543-9 April 2003.
46. Timnat Y. M.: Advanced Chemical Rocket Propulsion, Academic Press, London, 1987.
47. X. Gao and C. P. T. Groth: Parallel Adaptive Mesh Renement Scheme for Turbulent Non-Premixed Combusting Flow Prediction, Submitted to the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, U.S.A., January 9-12, 2006
48. Zečević B., Terzić J. and Baškarad M.: Influence of Solid Propellant Grains Processing on Burning Rate of Double Base Rocket Propellants, Sixth Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials", University of Pardubice, Pardubice, pp. 420-435, ISBN 0-7194-543-9, April 2003.
49. 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.
50. Zečević B., Terzić J.: Uticaj kinematskih i masenih karaketristika 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
51. 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.
52. Zečević B.: Utjecaj promjenjivog polja visokog radijalnog ubrzanja na unutrašnju balistiku raketnih motora sa dvobaznim gorivom, Doktorska disertacija, Mašinski fakultet u Sarajevu, Sarajevo 1999.
53. 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
54. Zeller B.: Solid Propellant Grain Design, AGARD-LS-150, Design Method in Solid Rocket Motors, Paris, 1988
55. Anon: Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction, NASA Report SP 8039, May 1971, N72-18785.
56. Bac J-P: Calcul et verification experimentale caracteristique energetiques des propergols, Davenas A. et collabrateurs : Technologie des propergols solides, Masson,Paris, 1989.
57. Filipović M. I Kilibarda N.: Proračun teorijskih performansi raketnih goriva, Zbornik radova istraživanja u oblasti baruta, polusagorljivih čaura i raketnih goriva, Vojnotehnički institut KoV JNA, Beograd, 1991.
58. ATK Space Propulsion Products Catalog, Alliant Techsystems Inc., May 2008

59. C. A. Moore, C. Guernsey: Development and qualification of the rocket-assisted deceleration (RAD) and transverse impulse rocket system (TIRS) motors for Mars exploration rover (MER), Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration, Pasadena, 2004.
60. GEORGE P. SUTTON, OSCAR BIBLARZ: Rocket Propulsion Elements, Seventh Edition, JOHN WILEY & SONS, INC., 2001.
61. D. E. Coats,, J. N. Levine, N. S. Cohen, G. R. Nickerson, T. J. Tyson: A Computer Program for the Prediction of Solid Propellant Rocket Motor Performance, Volume 1, Air Force Rocket Propulsion Laboratory, July 1975
62. Anon: Solid Rocket Motor Nozzles, NASA Report SP 80515, June 1975
63. Kliegel J. R.: Gas Particle Nozzle Flows, Ninth Symposium on Combustion, Academic Press, Inc. (New York and London), pp. 811-826, 1963
64. Kliegel J. R.: Combustion and Two-Phase Flow, The University of Alabama in Huntsville, Approved for Public Release, Department of Defense, Office of Security Review Case 07-S-0466, January 17, 2007
65. Rajzberg B.A.,Erohin B.T. i Samsonov K.P.: Osnovi teori rabočih procesov v raketnih sistemah na tverdom toplive, Mašinostroenie, Moskva,1972.
66. Šiškov A.A.,Panin S.D. i Rimjancev B.V.: Rabočie procesi v raketnih dvigateljah tvrdoga topliva, Mašinostroenie, Moskva,1989.
67. Crowe C. et al.: Effect of Nozzle Pressure Level and Scale on Performance of Solid-Propellant Rocket Motors, Final Report UTC 2094-FR,United Technology Center, April 1965.
68. Anon: Solid Propellant Selection and Characterization, NASA Report SP 8064, June 1971, N52-13737.
69. Kilibarda N.: Proračun teorijskih performansi raketnih goriva, Zbornik radova istraživanja u oblasti baruta, polusagorljivih čaura i raketnih goriva, Vojnotehnički institut KoV JNA, Beograd, 1991.
70. Filipović M., Kilibarda N.: The calculation of thermochemical enegetic performances of composite rocket propellants, J. Serb. Chem. Soc., Military Technical Institute, Beograd, 2000.
71. Anon: Derivation of Thermochemical Values for Interior Ballistic Calculation, NATO Military Agency for Standardization, STANAG 4400, Brussels, 1993
72. Cunningham J.: Ingradients of Propellant data, Martin Marieta, Orlando Florida, 1986
73. Jasmin Terzic, Berko Zecevic, Mario Baskarad, Alan Catovic, Sabina Serdarevic-Kadic: Prediction of Internal Ballistic Parameters of Solid Propellant Rocket Motors, Problems of Mechatronics - Armament, Aviation, Safety Engineering, 4(6),2011,7-26, ISSN 2081-5891 (Presented at 8th International Armament Conference – Scientific Aspects of Armament & Safety Technology, pp. 990-1006, Military Institute of Armament Technology, Poland, Pułtus, October 6–8, 2010).
74. Brooks W.T.: Ballistic Optimization of the Star Grain Configuration, AIAA 80-1136R, AIAA/SAE/ASME 16th Joint Propulsion Conference, Hratford, 1980
75. Michael A. Willcox, M. Quinn Brewster, K. C. Tang, D. Scott Stewart, and Igor Kuznetsov: Solid Rocket Motor Internal Ballistics Simulation Using Three-Dimensional Grain Burnback, Journal of Propulsion and Power Vol. 23, No. 3, May–June 2007
76. COMET. ICCM GmbH. Hamburg, Germany, 1997
77. I. Demirdžić, and A. Ivanković. Finite volume stress analysis, University of London, Imperial College, 1997.
78. I., Demirdžić, Ž. Lilek and M. Perić. A collocated finite volume method for predicting flows at all speeds, Int. J. Numer. Methods Fluids, 16:1029-1050, 1993.
79. I. Demirdžić, and M. Perić. Finite volume method for prediction of fluid flow in arbitrary shaped domains with moving boundary, Int. J. Numer. Methods Fluids, 10:771-790, 1990.

80. I. Demirdžić and S. Muzaferija. Numerical method for coupled fluid flow, heat transfer and stress analysis using unstructured moving meshes with cells of arbitrary topology", Comput. Methods Appl. Mech. Eng., 125:235-255, 1995.
81. I. Demirdžić, S. Muzaferija. SA-2D, Finite volume stress analysis Manual, Version 0.002, Mechanical Engineering Department, University of Sarajevo, 1996.
82. I. Demirdžić, and S. Muzaferija. Introduction to computational fluid dynamics, Mechanical Engineering Faculty, University of Sarajevo, 1997,
83. S. Muzaferija. Adaptive finite volume method for flow predictions using unstructured meshes and multigrid approach, Ph.D. Thesis, University of London, 1994.
84. Lengelle G.,Bizot A.,Duterque J. and Trubert F.J.: Steady-State Burning of Homogeneuse Propellants, Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, Edited by Kuo K.K. and Summerfield, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90, AIAA, 1984.
85. Rice O.K. and Ginell R.: The Teory of the Burning of Double-Base Rocket Powders Jornal of Physical and Colloid Chemistry, Vol. 54,No.6, 1950.
86. Fifer A.R.: Chemistry of Nitrate Ester and Nitramine Propellants, Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, Edited by Kuo K.K. and Summerfield, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90,AIAA, 1984.
87. Kubota N., Ohlemiller T.J., Caveny L.H. and Summerfield M.: The Mechanism of Super-Rate Buning of Catalyzed Double-Base Propellants, Princeton University, New Jersey 08540,Department of Aerospace & Mechanical Science, AMS Report No. 1087.,March 1973.
88. Parr R.G. and Crawford B.L.: A Physical Theory of Burning of Double-Base Rocket Propellants, Journal of Physical and Colloid Chemistry, Vol. 54,No.6, 1950.
89. Aoiki I. And Kubota N.: Combustion Wave Structures of High- and Low-Energy Double-Base Propellants, AAIA Journal, Vol. 20, No.1, 1982
90. Zenin A.A.: Structure of Temperature Distribution in Steady-State Burning of a Ballistic Powder Combustion, Expolsion and Shock Waves Journal, Vol. 2, No.3, 1966
91. P. Kuentzmann: Introduction to Solid Rocket Propulsion, Internal Aerodynamics in Solid Rocket Propulsion, RTO Educational Notes EN-023, JAN 2004
92. I. D. Parsons, P. Alavilli, A. Namazifard, A. Acharya, X. Jiao and R. Fiedler: COUPLED SIMULATIONS OF SOLID ROCKET MOTORS, AIAA-2000-3456, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000
93. J. Szmelter and P. Ortiz: Burning surfaces evolution in solid propellants: a numerical model, Proc. IMechE Vol. 221 Part G: J. Aerospace Engineering, 2007
94. Bono Wasistho and Jiri Blazek: Rockflo User's Guide, Center for Simulation of Advanced Rockets University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, December 10, 2005
95. G. Lengellé, J. Duterque and J.F. Trubert: Combustion of Solid Propellants, Internal Aerodynamics in Solid Rocket Propulsion, RTO Educational Notes EN-023, JAN 2004
96. 2003-4 Annual Report, Center for Simulation of Advanced Rockets, University of Illinois at Urbana-Chamaign, Urbana, Illinois 61801, November 2004.
97. 2005-6 Annual Report, Center for Simulation of Advanced Rockets, University of Illinois at Urbana-Chamaign, Urbana, Illinois 61801, November 2006.
98. H. Bašić: Primjena metode konačnih volumena na analizu plastičnog tečenja metala kod postupaka istiskivanja, Doktorska disertacija, Mašinski fakultet Sarajevo, Sarajevo 2002.
99. Lenoir, J. M., and Robillard, G., "A Mathematical Model to Predict Effects of Erosive Burning in Solid Propellant Rockets," Proceedings of the 6th International Symposium on Combustion pp. 663–667, Reinhold, New York, 1957.
100 Jasmin Terzic, Berko Zecevic, Sabina Serdarevic-Kadic, Alan Catovic, Mario Baskarad: Research of influence of nozzle geometry on internal ballistics performances of solid propellant rocket motors using numerical simulations, 15th Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials", Part II, pp. 866-880, ISBN 978-80-7395-480-2, University of Pardubice, Pardubice, Czech Republic, April 18–20, 2012.

101 Jasmin Terzic, Berko Zecevic, Sabina Serdarevic-Kadic, Alan Catovic: Numerical simulation of internal ballistics parameters of solid propellant rocket motors, 15th Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials", Part II, pp. 881-892, ISBN 978-80-7395-480-2, University of Pardubice, Pardubice, Czech Republic, April 18–20, 2012.

KRATKA BIOGRAFIJA

Rođen sam 29.09.1969. godine u Rogatici, opština Rogatica, Bosna i Hercegovina. Oženjen sam i imam dvije kćerke.

Tok školovanja

U martu 1998. upisao sam Postdiplomski studij na Mašinskom Fakultetu u Sarajevu, smjer Raketna tehnika. Magistarski rad pod nazivom "Predviđanje idealiziranih unutrašnjo-balističkih parametara raketnog motora na dvobazna goriva" odbranio sam 07.11.2002. godine.

Vojno-tehničku akademiju KoV JNA ‘’Ivan Gošnjak’’,smjer Klasično naoružanje, upisao sam 1988. godine. U augustu 1991. godine, zbog agresije JNA na Sloveniju i Hrvatsku, napustio sam VTA-u. Iste godine, upisao sam Mašinski fakultet u Sarajevu radi nastavka studija. Mašinski fakultet u Sarajevu, smjer Raketna tehnika, završio sam 05.11.1996. godine odbranom diplomskog rada pod nazivom "Termohemijski i gasnodinamički proračun energetskih karakteristika raketnog goriva i performansi raketnog motora".

Osnovnu školu “Nasto Nakić” i Tehnički školski centar “Hasan Burić“, smjer mašinski tehničar i mašinski energetičar završio sam u Brčkom.

Kretanje u službi i napredovanje

Odlukom Nastavnog vijeća od 24.01.2003. izabran sam u zvanje višeg asistenta, a odlukom od 31.05.2007. reizabran na oblast Odbrambene tehnologije.

Odlukom Nastavnog vijeća od 31.03.1999. izabran sam u zvanje asistenta na predmetima "Osnovi dinamike leta" i "Sistemi za automatsko upravljanje vatrom".

Od 01.12.1995. godine radio sam Mašinskom fakultetu Sarajevo kao laborant, a od 01.04.1997. godine kao viši laborant.

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 01.07.1992. do 20.09.1993. godine radio sam u Centru za istraživanje i razvoj pri Glavnom štabu OS R BiH, kao konstruktor pri Odjeljenju za istraživanje i razvoj.

16.04.1992. godine kao dobrovoljac stupio sam u Armiju R BiH.

Pedagoški rad

Od zadnjeg izbora na oblast Odbrambene tehnologije, držao sam vježbe iz sljedećih premeta: Osnovi raketnog pogona, Unutrašnja balistika topova, Tehnologije održavanja municije, Raketni motori na čvrsto gorivo, Tehnologije balističkih mjerenja, Skladištenje municije, Alati za kompjutersko modeliranje u balistici, Mehanika leta projektila, Programiranje 1.

Od izbora u zvanje višeg laboranta (1997.) i zvanje asistenta (1999.) izvodio sam vježbe na predmetima: Matematika III (od marta 1997. do marta 2000.), Osnovi dinamike leta, Sistemi za automatsko upravljanje vatrom, Raketni pogon, Konstrukcija projektila i Materijali (2000/'01.). Aktivno sam učestvovao u obuci oko 80 studenta za rad na računaru (1999/2000).

Kao predavač ili asistent učestvovao sam u pripremi materijala i izvođenju edukacionog procesa na: tri treninga pripadnika Oružanih snaga BiH (2003.-2004., 2008. i 2011.), 3 treninga za inženjere i oficire stranih zemalja (Kartum, Sudan, 2006; Islamabad-Wah, Pakistan, 2008; Astronautic Technology SDN BHD-Malesia, Sarajevo, 2009.) i jedan regionalni trening pripadnika Oružanih snaga i ministarstava odbrane zemalja Jugo-istočne Evrope (Sarajevo. 2011.).

Objavljeni radovi, knjige, studije

Kao autor ili koautor učestvovao sam u izradi 23 objavljena rada, u pisanju pet knjiga, aktivno učestvovao u izradi osam projekata, bio sam učesnik u izradi devet ekspertiza i koncipiranju i izradi šest originalnih kompjuterskih programa iz oblasti odbrambenih tehnologija.