

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

Sabina Serdarević-Kadić

**OPTIMIZACIJA ZAHTJEVA AERODINAMIKE,
UNUTRAŠNJE I SPOLJNE BALISTIKE U
DIZAJNU PROJEKTILA S BASE BLEED
GENERATOROM**

– Doktorska disertacija –

Sarajevo, juli 2014. godine

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

**OPTIMIZACIJA ZAHTJEVA AERODINAMIKE,
UNUTRAŠNJE I SPOLJNE BALISTIKE U
DIZAJNU PROJEKTILA S BASE BLEED
GENERATOROM**

– Doktorska disertacija –

**Mentori: prof. dr. sc. Berko Zečević
prof. dr. sc. Ejub Džaferović**

Autor: Sabina Serdarević-Kadić

Sarajevo, juli 2014. godine

PODACI ZA BIBLIOGRAFSKU KARTICU

Broj dokumenta:		Datum dokumenta: Juli 2014.		Tip dokumenta: Doktorska disertacija	
Naslov: Optimizacija zahtjeva aerodinamike, unutrašnje i spoljne balistike u dizajnu projektila s base bleed generatorom				UDK:	
Autor: mr. sc. Sabina Serdarević-Kadić, dipl.maš.ing.					
Mentori: Prof. dr. sc. Berko Zečević Prof. dr. sc. Ejub Džaferović					
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: U oblasti dizajna artiljerijskih projektila, postoji neprekidna težnja za povećanjem dometa i preciznosti artiljerijskih oružja. Pri letu artiljerijskih projektila, iza projektila se formira zona niskog pritiska usljed koje nastaje sila, nazvana otpor dna, a koja uzrokuje smanjenje brzine projektila. Otpor dna, općenito, ima značajan udio u ukupnom otporu projektila. Metod smanjenja otpora dna primjenom base bleed generatora se bazira na popuni prostora iza projektila gasovitim produktima sagorijevanja, koji nastaju sagorijevanjem čvrste pogonske materije i istječu kroz relativno veliki otvor, s ciljem da povećaju bazni pritisak (pritisak na dnu projektila) do vrijednosti bliske okolnom pritisku. Priraštaj relativnog pritiska, usljed rada base bleed generatora, se modelira u funkciji bezdimenzionalnog parametra istjecanja I, koji se definiše kao odnos masene brzine produkata sagorijevanja i masenog fluksa slobodnog toka vazduha kroz otvor površine prečnika dna projektila, temperature produkata sagorijevanja i Mach-ovog broja slobodnog toka vazduha. Masena brzina produkata sagorijevanja je funkcija ugaone brzine projektila, temperature okolnog vazduha i okolnog pritiska. Autor je razvio tri modula: modul za predviđanje unutrašnje balističkih karakteristika base bleed generatora, modul za predviđanje efekta base bleed generatora na aerodinamiku projektila i modul za proračun masenih karakteristika projektila tokom rada base bleed generatora. Ovi moduli su integrisani u model modifikovane materijalne tačke. Uticaj parametara dizajna na domet projektila s base bleed generatorom istraživao je numeričkim metodama. CFD metod je primjenjen za određivanje otpora projektila, a kompjuterski program za predviđanje putanje projektila s base bleed generatorom.					
Ključne riječi: Base bleed generator, bezdimenzionalni parametar istjecanja, pogonsko punjenje, brzina sagorijevanja, pritisak sagorijevanja, aerodinamika, unutrašnja balistika, spoljna balistika, domet projektila, numerička simulacija, granični uslovi					
Naučno područje: Tehničke nauke			Naučno polje: Odbrambene tehnologije		
Broj stranica: 184	Broj slika: 134	Broj tabela: 24	Broj korištenih bibliografskih jedinica: 96		
Komisija: Prof. dr. sc. Berko Zečević Prof. dr. sc. Ejub Džaferović Doc. dr. sc. Jasmin Terzić					

ZAHVALA

Materija koja se obrađuje u ovoj doktorskoj disertaciji je izrazito specifična i bili su potrebni posebni naponi mojih profesora u praćenje rada na njoj.

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

Zahvaljujem se, takođe, i prof. dr. sc. Ejubu Džaferoviću na obezbjeđenoj licenci CFD paketa FLUENT, podršci, stručnim sugestijama i korisnim savjetima.

Veoma sam zahvalna i doc. dr. sc. Jasminu Terziću na pruženoj podršci i sugestijama koje su značajno doprinjele konačnom obliku ove disertacije.

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

Sabina Serdarević-Kadić

Rezime

U oblasti dizajna artiljerijskih projektila, postoji neprekidna težnja za povećanjem dometa i preciznosti artiljerijskih oružja. Pri letu artiljerijskih projektila, iza projektila se formira zona niskog pritiska usljed koje nastaje sila, nazvana otpor dna, a koja uzrokuje smanjenje brzine projektila. Otpor dna, općenito, ima značajan udio u ukupnom otporu projektila.

Metod smanjenja otpora dna primjenom base bleed generatora se bazira na popuni prostora iza projektila gasovitim produktima sagorijevanja, koji nastaju sagorijevanjem čvrste pogonske materije i istječu kroz relativno veliki otvor, s ciljem da povećaju bazni pritisak do vrijednosti bliske okolnom pritisku.

Priraštaj relativnog pritiska, usljed rada base bleed generatora, se modelira u funkciji bezdimenzionalnog parametra istjecanja, koji se definiše kao odnos masene brzine produkata sagorijevanja i masenog fluksa slobodnog toka vazduha kroz otvor površine prečnika dna projektila, temperature produkata sagorijevanja i Mach-ovog broja slobodnog toka vazduha. Masena brzina produkata sagorijevanja je funkcija ugaone brzine projektila, temperature okolnog vazduha i okolnog pritiska.

Autor je razvio tri modula: modul za predviđanje unutrašnje balističkih karakteristika base bleed generatora, modul za predviđanje efekta base bleed generatora na aerodinamiku i modul za proračun masenih karakteristika projektila tokom rada base bleed generatora. Ovi moduli su integrisani u model modifikovane materijalne tačke.

Uticaj parametara dizajna na domet projektila s base bleed generatorom istraživan je numeričkim metodama, CFD metod je primjenjen za određivanje otpora projektila a kompjuterski program za predviđanje putanje projektila s base bleed generatorom.

AERODYNAMIC, INTERIOR AND EXTERIOR BALLISTIC REQUESTS OPTIMIZATION IN BASE BLEED PROJECTILE DESIGN

Abstract

Within the field of artillery projectiles design there has been a continual striving to increase the range and precision of field guns. An artillery projectile in flight forms a low pressure area immediately behind the projectile which creates a force, called base drag, which lessens the velocity of the projectile. Base drag contributes generally to a relatively large part of the total drag.

Base drag reduction method by base bleed application is based on filling space behind projectile by gaseous combustion products, which made by propellant combustion and ran out through a relatively large orifice, in order to increase the base pressure to value that close to ambient pressure.

Change in nondimensional base pressure due to the functioning of a base bleed unit is modeled by nondimensional injection parameter I which is defined as ratio of injected mass flow and the free-stream mass flow through an area equal to the base of the projectile, combustion products temperature and free stream Mach number. Mass flow rate is function of projectile spin rate, air temperature and atmospheric air pressure.

Author is developed three modules: module for interior ballistic characteristics of base bleed prediction, module for base bleed effect prediction to projectile aerodynamics and module for mass characteristics of projectile estimating in time of base bleed operation. These modules are integrated to modified mass point model of projectile trajectory.

Influence of projectile design parameters to range of base bleed projectile is researched by numerical methods, CFD method is applied to determine projectile drag and a computer program is applied for estimating a trajectory of base bleed projectile.

SADRŽAJ

Rezime	i
Abstract	iii
Sadržaj	v
Spisak slika	I
Spisak tabela	V
Oznake	VII
1. Uvod	1
1.1. Cilj istraživanja	6
1.2. Metode istraživanja	7
1.3. Očekivani rezultati i naučni doprinos	9
2. Povećanje dometa projektila metodom smanjenja otpora	11
2.1. Aerodinamička sila	11
2.1.1. Parametri koji utiču na otpor	15
2.1.2. Redukcija aerodinamičkog otpora	21
2.2. Povećanje dometa primjenom base bleed generatora	22
2.2.1. Pogonska materija	24
2.2.2. Tipovi pogonskih punjenja	28
3. Otpor dna (Dosadašnja istraživanja)	29
3.1. Faktor redukcije otpora dna	32
3.2. Bezdimenzionalni parametar ubrizgavanja I	34
3.2.1. Masena brzina sagorijevanja pogonske materije	36
3.2.1.1. Sagorijevanje čvrste pogonske materije	36
3.2.1.2. Zakon brzine sagorijevanja	38
3.2.1.3. Osjetljivost pogonske materije na početnu temperaturu	39
3.2.1.4. Osjetljivost pogonske materije na rotaciju oko uzdužne ose	40
3.3. Aerodinamika baznog ubrizgavanja	43
3.3.1. Linearni efekt ubrizgavanja na bazni pritisak	47
3.3.2. Nelinearni efekt ubrizgavanja na bazni pritisak	48
3.3.3. Poboljšana metoda za predviđanje baznog pritiska	48
3.4. Efekt base bleed generatora s aspekta mehanike gasa	50
3.5. Efekt base bleed generatora na radijalnu raspodjelu pritiska	56
4. Model putanje projektila	59
4.1. Model modifikovane materijalne tačke (4DOF)	60
4.1.1. Osnovne jednačine kretanja	60
4.1.2. Sile i momenti koji djeluju na projektil	64
4.1.3. Određivanje nutacionog ugla dinamičke ravnoteže	73
4.1.4. Sistem diferencijalnih jednačina	75
4.1.5. Predviđanje aerodinamičkih koeficijenata projektila	77
4.1.5.1. Model AERO-SPINNER	78
4.1.6. Verifikacija modela modifikovane materijalne tačke	83
4.2. Model putanje za projekte s base bleed generatorom	86

4.2.1. Generiranje gasovitih produkata sagorijevanja	86
4.2.2. Efekt istjecanja produkata sagorijevanja na aerodinamički otpor projektila	94
4.2.3. Model modifikovane materijalne tačke za projekte s base bleed generatorom	96
4.2.4. Postupak rješavanja postavljenog modela putanje projektila s base bleed generatorom	98
4.2.4.1. Programsko rješenje MMMTBB	98
4.2.5. Verifikacija postavljenog modela putanje projektila	102
4.3. Zaključna razmatranja	108
5. Numerička simulacija opstrujavanja projektila	111
5.1. Opšta razmatranja	112
5.1.1. Matematički model	113
5.1.1.1. Osnovne jednačine i konstitutivne relacije	114
5.1.1.2. Modeliranje turbulentnog toka	116
5.2. Simulacija opstrujavanja projektila projektila	121
5.2.1. Opstrujavanje projektila pod nultim napadnim uglom	123
5.2.2. Opstrujavanje projektila pod napadnim uglom	125
5.2.3. Opstrujavanje projektila s base bleed generatorom	131
5.3. Verifikacija rezultata numeričke simulacije opstrujavanja projektila s upuštenim hemisferičnim dnom	138
6. Uticaj parametara dizajna na domet artiljerijskih projektila s base bleed generatorom	141
6.1. Razmatranje mogućnosti povećanje maksimalnog dometa projektila s base bleed generatorom	142
6.1.1. Aerodinamičko oblikovanje projektila	146
6.1.2. Uticaj oblika dna base bleed generatora na otpor dna projektila	154
6.2. Aerodinamička i spoljno balistička analiza projektila 155 mm M107E	157
6.2.1. Stabilnost projektila	158
6.2.2. Domet projektila	161
6.2.3. Maksimalni domet projektila	163
6.2.4. Vrijeme rada base bleed generatora	165
6.3. Uticaj mjesta lansiranja na domet projektila	166
6.3.1. Uticaj klimatske zone na domet projektila	167
6.3.2. Uticaj nadmorske visine lansiranja na domet projektila	169
7. Zaključak	173
Literatura	179

Spisak slika

Redni broj	Oznaka slike	Naziv slike	Strana
1	1.1	Savremeni artiljerijski projektili [89]	2
2	1.2	Tok iza dna projektila pri supersoničnom opstrujavanju [8]	3
3	1.3	Tok iza dna projektila s base bleed generatorom pri supersoničnom opstrujavanju [8]	4
4	1.4	Bazni pritisak u funkciji masene brzine toka [8]	4
5	1.5	Polje toka vazduha oko projektila pri subsoničnom ($M = 0,6$), transoničnom ($M = 1$) i supersoničnom ($M = 2$) opstrujavanju	8
6	2.1	Rotaciono tijelo u struji vazduha	11
7	2.2	Element na omotaču	12
8	2.3	Komponente sile na elementu bočne površine tijela dP	12
9	2.4	Pritisak na dnu projektila	13
10	2.5	Koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja za različite oblike projektila [29]	15
11	2.6	Uticaj vitkosti prednjeg dijela projektila na koeficijent otpora [29]	17
12	2.7	Uticaj odnosa R_T/R prednjeg dijela na koeficijent otpora [29]	17
13	2.8	Koeficijent otpora u funkciji prečnika zatupljenja za različite Mach-ove brojeve [29]	18
14	2.9	Koeficijent otpora u funkciji relativne dužine zadnjeg dijela, L_{bt}/D [29]	18
15	2.10	Koeficijent otpora u funkciji ugla nagiba zadnjeg konusa [29]	19
16	2.11	Shema supersoničnog opstrujavanja dna projektila [44]	19
17	2.12	Zavisnost koeficijenta podpritiska (srednjeg) od Mach-ovog broja [32]	20
18	2.13	Uticaj dimenzija šupljine na koeficijent podpritiska pri $M = 2$ [70]	20
19	2.14	Načini redukcije koeficijenta otpora projektila [30]	21
20	2.15	Struktura projektila s base bleed generatorom [84]	23
21	2.16	Opstrujavanje projektila s base bleed generatorom: a) u trenutku lansiranja projektila, b) tokom kretanja projektila kroz cijev oružja i c) na ustima cijevi [54]	24
22	2.17	Čvrsto raketno gorivo koje sadrži čestice AP različite veličine (krupne i sitne) ugrađene u HTPB vezivo [66]	26
23	2.18	Oblici pogonskih punjenja za base bleed generator	28
24	3.1	Radikalna distribucija pritiska na dnu projektila pri $M_\infty = 2,5$ [77]	30
25	3.2	Relativna aksijalna brzina toka iza dna duž centralne ose pri $M_\infty = 2,5$ [77]	30
26	3.3	Kontura brzine iza dna pri $M_\infty = 2,5$ [77]	31
27	3.4	Faktor redukcije koeficijenta otpora dna u funkciji vremena leta, pri uglu lansiranja 42° i početnoj brzini 806 m/s projektila 155 mm M864 [27]	32
28	3.5	Faktor f_1 u funkciji Mach-ovog broja za projektil 155 mm M864 [27]	33
29	3.6	Faktor f_2 u funkciji Mach-ovog broja za projektil 155 mm M864 [27]	33
30	3.7	Struktura base bleed generatora [32]	34
31	3.8	Tok produkata sagorijevanja u base bleed generatoru	35
32	3.9	Struktura talasa sagorijevanja AP kompozitnog raketnog goriva [75]	36
33	3.10	Toplotni balans na površini sagorijevanja [75]	37
34	3.11	Struktura plamena i mehanizam sagorijevanja AP goriva [74]	38
35	3.12	Regresija površine i nastanak gasovitih produkata sagorijevanja	38
36	3.13	Uticaj složenosti geometrije pogonskog punjenja na promjenu temperaturne konstante a/a_0 u zakonu brzine sagorijevanja [59]	42
37	3.14	Promjena pritiska u komori sagorijevanja u funkciji vremena pri različitim ugaonim brzinama, za projektil 155 mm M864 [24]	43

38	3.15	Konfiguracije dna projektila [63]	44
39	3.16	Pritisak na dnu projektila kao funkcija bezdimenzionalnog parametra I za različite površine izlaznog otvora, pri $M_\infty = 3$ [63]	44
40	3.17	Pritisak na dnu projektila kao funkcija bezdimenzionalnog parametra I za različite Mach-ove brojeve [13]	45
41	3.18	Uticaj temperature gasa na pritisak na dnu projektila pri $M_\infty = 2$ [76]	46
42	3.19	Promjena baznog pritiska po parametru I u funkciji Mach-ovog broja za male brzine istjecanja i različite temperature istjećućeg gasa [13]	47
43	3.20	Modifikovan Danberg-ov model za base bleed [32]	50
44	3.21	Bazni pritisak u funkciji parametra I , pri $M_\infty = 1,88$ i $\alpha = 0$ [36]	51
45	3.22	Bazni pritisak u funkciji parametra I , pri $M_\infty = 2,48$ i $\alpha = 0$ [36]	51
46	3.23	Otpor u funkciji parametra I za hladan i vreo vazduh, pri $M_\infty = 2$ [16]	52
47	3.24	Poređenje eksperimentalnog i proračunatog otpora projektila 155 mm M864 [16]	53
48	3.25	Šupljina na dnu projektila 155 mm Heer Mk2 [26]	54
49	3.26	Uticaj poluprečnika šupljine na otpor dna projektila 155 mm Heer Mk2 [26]	54
50	3.27	Uticaj visine šupljine na otpor dna projektila 155 mm Heer Mk2 [26]	55
51	3.28	Uticaj šupljine i oblika otvora na dnu projektila na otpor dna [26]	56
52	3.29	Položaj tačaka na dnu modela u kojima je mjeran pritisak [78]	56
53	3.30	Efekt baznog istjecanja na raspodjelu baznog pritiska [78]	57
54	4.1	Kretanje projektila u geodetskom koordinatnom sistemu	59
55	4.2	Kretanje brzorotirajućeg projektila	61
56	4.3	Komponente aerodinamičke sile	64
57	4.4	Komponente aerodinamičkog momenta	65
58	4.5	Aerodinamičke sile i momenti koji determinišu model kretanja projektila	66
59	4.6	Sila otpora [29]	66
60	4.7	Promjena C_{D0} s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)	67
61	4.8	Promjena $C_{D\sigma^2}$ s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)	68
62	4.9	Sila uzgona [29]	68
63	4.10	Promjena $C_{L\sigma}$ s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)	69
64	4.11	Promjena $C_{L\sigma^3}$ s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)	70
65	4.12	Moment prevrtanja [29]	70
66	4.13	Promjena $C_{M\sigma}$ s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)	71
67	4.14	Promjena $C_{M\sigma^3}$ s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)	72
68	4.15	Prigušni moment valjanja [29]	72
69	4.16	Promjena C_{lp} s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)	73
70	4.17	Geometrijske karakteristike projektila	79
71	4.18	Geometrijske karakteristike projektila 155 mm M549 [81]	83
72	4.19	Base bleed generator za projektil 155 mm M864 [13]	86
73	4.20	Pogonsko punjenje za base bleed generator	87
74	4.21	Prva faza pomjeranja fronta plamena	89
75	4.22	Druga faza pomjeranja fronta plamena	90
76	4.23	Istjecanje produkata sagorijevanja iz base bleed generatora	92
77	4.24	Kretanje projektila s base bleed generatorom (1. dok radi base bleed generator, $t \leq t_{BB}$; 2. nakon prestanka rada base bleed generatora, $t > t_{BB}$)	96
78	4.25	Dijagram toka modela za proračun putanje projektila s base bleed generatorom	99
79	4.26	Dimenzije projektila 155 mm M864 [34]	102
80	4.27	Geometrijske karakteristike pogonskog punjenja base bleed generatora projektila 155 mm M864 [13]	103

81	4.28	Zakon promjene brzine sagorijevanja pogonske materije AP-2 [30]	103
82	4.29	Eksperimentalne [13] i proračunate vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora projektila 155 mm M864	104
83	4.30	Promjena pritiska u komori sagorijevanja base bleed generatora projektila 155 mm M864 u funkciji vremena pri različitim konstantnim brzinama obrtanja	106
84	4.31	Promjena pritiska u funkciji vremena leta projektila 155 mm M864, za $V_0 = 806,5 \text{ m/s}$ i $\theta_0 = 47,8^\circ$	108
85	5.1	Numerička simulacija	112
86	5.2	Kontrolni volumen [7]	114
87	5.3	Turbulentne fluktuacije veličine φ u nekoj tački u zavisnosti od vremena t [7]	118
88	5.4	Osnosimetrično opstrujavanje projektila	123
89	5.5	Generirana mreža oko projektila 155 mm M549	124
90	5.6	Koeficijent otpora projektila 155 mm M549	125
91	5.7	Geometrijske karakteristike projektila 155 mm M86 [25]	125
92	5.8	Opstrujavanje projektila pod napadnim uglom	126
93	5.9	Površinska mreža na projektilu	127
94	5.10	Mreža na spoljašnjoj površini proračunskog domena i u radijalnoj ravni	128
95	5.11	Kontura polja brzine u ravni otpora izražena preko Mach-ovog broja, za $M_\infty = 2, \sigma = 2^\circ$	129
96	5.12	Kontura polja brzine u ravni okomitoj na ravan otpora izražena preko Mach-ovog broja, za $M_\infty = 2, \sigma = 2^\circ$	130
97	5.13	Osnosimetrično opstrujavanje projektila s base bleed generatorom	131
98	5.14	Područje proračuna pri osnosimetričnom opstrujavanju za projektil 155 mm M864	132
99	5.15	Koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja za projektil 155 mm M864	134
100	5.16	Polje toka u baznom regionu za: a) ravno dno i b) dno oblika kupole	135
101	5.17	Vektori brzine toka iza projektila s hemisferičnim upuštenim dnom	136
102	5.18	Polje toka iza projektila 155 mm M864 (inertni i aktivni base bleed generator)	137
103	5.19	Koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja za projektil 155 mm M864, za $I = 0,01$ i $T_{0j} = 1533 \text{ K}$	138
104	6.1	Rasturanje pogodaka (elipsa tačnosti)	142
105	6.2	Projektil 155 mm M107	144
106	6.3	Geometrijske karakteristike projektila 155 mm M107 izražene u kalibrima [29]	146
107	6.4	Promjena brzine projektila 155 mm M107 tokom leta	147
108	6.5	Kontura brzine toka izražena preko Mach-ovog broja, za $M = 1,08$	149
109	6.6	Kontura brzine toka izražena preko Mach-ovog broja, za $M = 2$	149
110	6.7	Geometrijske karakteristike modifikovanog projektila 155 mm XM107E1	150
111	6.8	Dio mreže oko projektila 155 mm XM107E2	151
112	6.9	Dio mreže oko projektila s modifikovanim zadnjim konusom, 155 mm XM107E3	152
113	6.10	Aerodinamička optimizacija oblika projektila	153
114	6.11	Aerodinamički koeficijenti otpora u funkciji Mach-ovog broja za razmatrane spoljne trase projektila (CFD)	153
115	6.12	Koeficijent otpora i koeficijent otpora dna projektila 155 mm XM107E3	154
116	6.13	Uticaj oblika dna na koeficijent otpora dna projektila 155 mm XM107E3	155
117	6.14	Tri tipa dna base bleed generatora	156
118	6.15	Otpor dna modifikovanog projektila s base bleed generatorom za različite oblike dna projektila pri $M_\infty = 2$	156
119	6.16	Modifikovani projektil (155 mm M107E)	157

120	6.17	Geometrijske karakteristike projektila 155 mm M107E	157
121	6.18	Ugao klizanja β_p	160
122	6.19	Putanje projektila 155 mm M107 i 155 mm M107E ($l=0$) u vertikalnoj ravni	161
123	6.20	Promjene brzina projektila 155 mm M107 i 155 mm M107E s inernim ($l=0$) i aktivnim base bleed generatorom tokom leta	162
124	6.21	Promjena pritiska u funkciji vremena leta projektila 155 mm M107E s inernim i aktivnim base bleed generatorom ($V_0 = 684,3 \frac{m}{s}, \theta_0 = 44^\circ$)	163
125	6.22	Maksimalni dometi projektila 155 mm M107E s base bleed generatorom u funkciji oružja iz kojeg se lansira projektil	164
126	6.23	Promjena brzine projektila 155 mm M107E s inernim i aktivnim base bleed generatorom na putanji lansiranih iz različitih oružja	164
127	6.24	Smanjenje otpora dna projektila izraženo u procentima za slučaj lansiranja projektila s nulte nadmorske visine početnom brzinom $V_0 = 948 \text{ m/s}$ pri početnom uglu $\theta_0 = 52,5^\circ$	165
128	6.25	Uticaj početne brzine lansiranja projektila na vrijeme rada base bleed generatora	166
129	6.26	Putanje projektila 155 mm M107E u različitim klimatskim zonama	167
130	6.27	Promjena brzine projektila 155 mm M107E na putanji u različitim klimatskim zonama	168
131	6.28	Koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja projektila 155 mm M107E za razmatrane slučajeve u različitim klimatskim zonama	168
132	6.29	Uticaj nadmorske visine lansiranja na domet projektila	170
133	6.30	Promjena brzine projektila 155 mm M107E tokom leta u zavisnosti od visine na kojoj se nalazi oružje u trenutku lansiranja u zoni B1	170
134	6.31	Promjena koeficijenta otpora projektila 155 mm M107E tokom rada base bleed generatora u funkciji Mach-ovog broja	171

Spisak tabela

Redni broj	Oznaka tabele	Naziv tabele	Strana
1	1.1	Tehnički podaci za HE projekte: 155 mm Rh-30 DM111 i 155 mm Rh-40 [89]	2
2	1.2	Tehnički podaci za HE projekte: 155 mm M0121 [93]	3
3	1.3	Maksimalni domet projektila 155 mm, HE, Rh-40 u funkciji oružja	6
4	2.1	Udio komponenata u gorivu za base bleed generator [67]	27
5	2.2	Termodinamičke karakteristike dva goriva za base bleed generator [67]	27
6	2.3	Ostale karakteristike dva goriva za base bleed generator [67]	27
7	3.1	Ograničenja Danberg-ovog modela procjene otpora dna projektila [32]	49
8	4.1	Aerodinamički koeficijenti za projektil 155 mm M549	84
9	4.2	Izmjereni domet, skretanje i početna brzina projektila 155 mm M549 [87]	84
10	4.3	Dometi projektila 155 mm M864 s inertnim base bleed generatorom [88]	104
11	4.4	Vrijeme rada base bleed generatora pri različitim brzinama obrtanja	106
12	4.5	Domet projektila 155 mm M864 [13]	107
13	4.6	Predviđeni domet projektila 155 mm M864	107
14	5.1	Aerodinamički koeficijenti za projektil 155 mm M86	128
15	5.2	Domet projektila 155 mm M864 za početni ugao 47,8° i različite početne brzine	139
16	6.1	Temperatura i vlažnost vazduha u klimatskim zonama	146
	6.2	Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm M107	150
17	6.3	Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm XM107E1	151
18	6.4	Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm XM107E2	151
19	6.5	Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm XM107E3	152
20	6.6	Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm M107E	158
21	6.7	Aerodinamičke karakteristike projektila 155 mm M107E	158
22	6.8	Stabilnost projektila 155 mm M107E bez i s base bleed generatorom	160
23	6.9	Vrijeme leta i koordinate padne tačke	161
24	6.10	Dometi projektila 155 mm M107E lansiranih s različitim geografskih položaja	169

Oznake

Simbol	Opis simbola
A	površina
a	temperaturna konstanta u zakonu brzine sagorijevanja, lokalna brzina zvuka
AP	amonijum perhlorat
BBG	base bleed generator
C_c	faktor kontrakcije mlaza
C_D	aerodinamički koeficijent otpora
C_d	faktor korekcije protoka
C_L	aerodinamički koeficijent uzgona
C_{lp}	aerodinamički koeficijent prigušnog momenta valjanja
$C_{M\sigma}$	aerodinamički koeficijent momenta prevrtanja
C_p	koeficijent pritiska
C_v	faktor korekcije brzine
D	otpor
d	prečnik, kalibar
F	sila
f_{BD}	faktor redukcije koeficijenta otpora dna
g	gravitaciono ubrzanje
HTPB	polibutadein s hidroksilnim završecima
I	bezdimenzionalni parametar istjecanja
L	dužina, uzgon
l	dužina u kalibrima
M	Mach-ov broj
$\dot{m}$	masena brzina produkata sagorijevanja
n	normala na površinu, eksponent u zakonu gorenja
P	pritisak ,omotač projektila
Pr	Prandtl-ov broj
p	pritisak, uzdužna ugaona brzina
q	poprečna ugaona brzina
R	poluprečnik oživala, maksimalni poluprečnik pogonskog punjenja
r	poluprečnik
$\dot{r}$	brzina sagorijevanja
Re	Reynolds-ov broj
S	površina
V	brzina
T	temperatura
t	vrijeme
TPE	termoplastično vezivo
x, y, z	Dekartove koordinate

u, v, w	komponente brzine
γ	odnos specifičnih toplota
λ	vitkost
μ	koeficijent dinamičke viskoznosti
ν	koeficijent kinematske viskoznosti
ρ	gustina
σ	napadni ugao
σ_p	temperaturna osjetljivost brzine sagorijevanja pri određenoj vrijednosti pritiska
π_K	temperaturna osjetljivost pritiska pri određenoj vrijednosti K
τ	tangencijalni napon

Indeks

b	baza, dno
bt	zadnji dio
C	konusni prednji dio
c	komora sagorijevanja, cilindrična površina
cor	koriolisovo
D	otpor
$D0$	otpor pri nultom napadnom uglu
e	izlaz iz base bleed generatora
n	prednji dio
O	otvor na dnu
p	prorez
pm	pogonska materija
r	relativna
S	sekantni ožival
s	sagorijevanja
s^+	stanje između gasne faze i površine sagorijevanja
s^-	stanje između čvrste faze i površine sagorijevanja
sf	trenje
sl	nivo mora
T	tangentni ožival
x, y, z	aksijalna, normalna i bočna
0	vrijednost na standardnoj temperaturi, nulta nadmorska visina
∞	slobodni tok

Eksponent

n	eksponent u zakonu gorenja
-----	----------------------------

1. UVOD

Optimalan dizajn projektila sa stanovišta zahtjeva aerodinamike, unutrašnje i spoljne balistike podrazumijeva usklađivanje često kontradiktornih zahtjeva koji se postavljaju pred dizajnera. Bilo da se dizajnira novi projektil ili modifikuje postojeći, u domenu konvencionalnog artiljerijskog naoružanja, glavni naponi su usmjereni ka povećanju dometa i povećanju preciznosti pogodaka. Takođe je neophodno da projektil bude siguran u fazi kretanja kroz cijev oružja i što efikasniji na cilju.

Prema AMC (Army Material Command) pamfletu iz 1963. godine, projektil je objekt koji se pokreće iz oružja pomoću eksplozivnog pogonskog punjenja [90]. Projektil ima zadatak da na odgovarajućem odstojanju i u odgovarajuće vrijeme ostvari traženi efekt na cilju.

Konvencionalni artiljerijski projektili su osnosimetrični projektili kod kojih svaka ravan kroz osu simetrije projektila je istovremeno ravan simetrije vanjske površine projektila.

Tijelo projektila (slika 1.1) objedinjava eksplozivno punjenje i upaljač, štiti eksplozivno punjenje od vanjskih mehaničkih i atmosferskih uticaja, preuzima na sebe opterećenje prilikom kretanja projektila kroz cijev oružja i prilikom udara u cilj, potpomaže uspostavljanju žiroskopske stabilnosti kod rotirajućih projektila, sadrži centrirajući i vodeći prsten i konačno omogućava da se ostvari traženi efekt na cilju [64].

Uloga tijela projektila je višestruka, tako da zahtjevi koji se postavljaju pred njega tokom procesa dizajna su mnogobrojni i često u suprotnosti jedan s drugim. Zahtjevi za strukturalni integritet tijela projektila u svim fazama leta podrazumijevaju izbor materijala tijela što veće vrijednosti žilavosti i čvrstoće materijala. Od izbora materijala zavisi debljina stijenke tijela projektila, odnosno masa eksplozivnog punjenja koje se može smjestiti u unutrašnji prostor tijela projektila za datu spoljnu konfiguraciju.

Pri dizajnu i proizvodnji tijela projektila treba riješiti višesložne zahtjeve, iako na prvi pogled ti procesi izgledaju jednostavno. Tijelo projektila treba da je aerodinamično oblikovano i da omogući pravilno kretanje projektila kroz cijev oružja. Masa metala tijela projektila najviše utiče na masu i položaj centra mase projektila, a što se direktno odražava na stabilnost projektila u letu i rasturanje na cilju, tako da pored aerodinamičkog dizajna treba obratiti pažnju na dizajn sa stanovišta terminalne balistike i strukturalnog integriteta projektila u cjelini.

Savremeni artiljerijski projektili se baziraju na dva dizajnerska koncepta [64]:

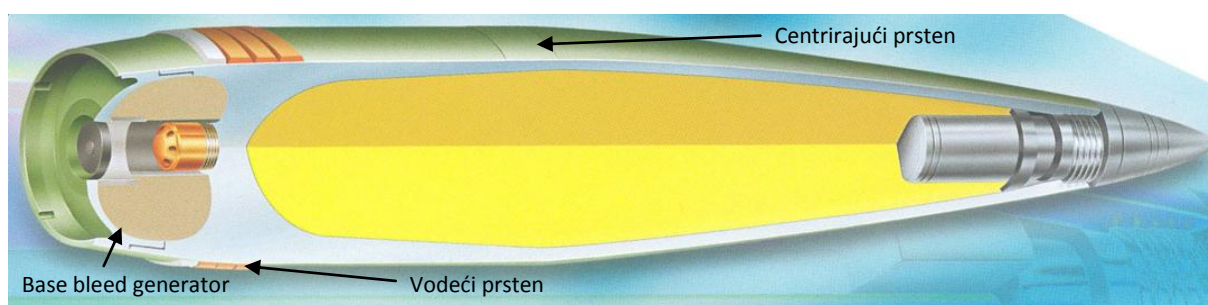
- Projektili velikog dometa s upuštenim dnom
- Projektili velikog dometa s base bleed generatorom

Na slici 1.1 su prikazana dva HE projektila, 155 mm, iz serije projektila koju je razvila firma Rheinmetall. Dizajn projektila 155 mm Rh-30 DM 111 se bazira na konceptu projektila

velikog dometa s upuštenim dnom, a projektila 155 mm Rh-40 na konceptu projektila velikog dometa s base bleed generatorom.



HE Projektil, 155 mm, Rh-30 DM 111 (upušteno dno)



HE Projektil, 155 mm, Rh-40 (base bleed generator)

Slika 1.1: Savremeni artiljerijski projektili [89]

Tehnički podaci za projekte 155 mm Rh-30 DM 111 i 155 mm Rh-40 prikazani su u tabeli 1.1.

Tabela 1.1: Tehnički podaci za HE projekte: 155 mm Rh-30 DM111 i 155 mm Rh-40 [89]

Tehnički podaci	Rh-30 DM 111	Rh-40
Masa projektila (kg)	43,5	44,5
Dužina projektila s upaljačem (mm)	875	899
Masa eksplozivnog punjenja (kg)	11,4	9,2
Opseg radnih temperatura (°C)	-46 do +63	-46 do +63
Maksimalni domet (km)	24,7	31,5

Projektil s base bleed generatorom, Rh-40, ima veću masu i dužinu od projektila s upuštenim dnom, Rh-30 DM 111. Masa eksplozivnog punjenja u projektilu s base bleed generatorom je manja za oko 20% od mase eksplozivnog punjenja projektila bez base bleed generatora. Za oba projektila opseg radnih temperatura je isti. Domet projektila je, primjenom base bleed generatora, povećan za 27,5%.

U procesu dizajna modernih artiljerijskih projektila prihvaćen je novi koncept (firma Denel) koji se bazira na izmjeni dna. Ovaj dizajn omogućava jednostavno konfigurisanje projektila s upuštenim dnom ili projektila s base bleed generatorom.

Tehnički podaci za HE projektil 155 mm, M0121, čiji se dizajn bazira na ovom konceptu prikazane su u tabeli 1.2.

Tabela 1.2: Tehnički podaci za HE projektile: 155 mm M0121 [93]

Tehnički podaci	BT (upušteno dno)	BB (base bleed generator)
Masa projektila (bez upaljača) (kg)	41,8 – 43,4	41,8 – 43,4
Dužina projektila (mm)	783	804
Masa eksplozivnog punjenja (kg)	8,8	8,8
Opseg radnih temperatura (°C)	-51 do +63	-51 do +63
Maksimalni domet (km)	>25	>30

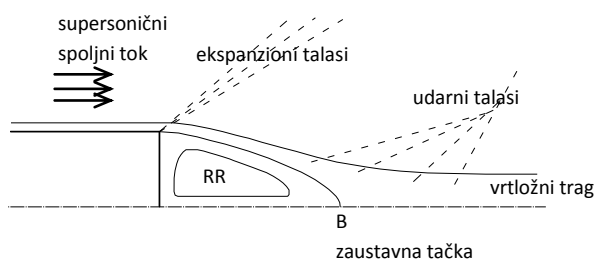
Projektil koji je konfigurisan kao projektil s base bleed generatorom je duži za oko 2 cm (2,5%) i ima veći domet za oko 20% od projektila koji je konfigurisan kao projektil s upuštenim dnom. Masa eksplozivnog punjenja je ista u oba slučaja.

Dizajnom projektila na ovaj način postignuto je odlično polje izmjenjivosti performansi.

U cilju povećanja dometa artiljerijskih projektila potrebno je naći rješenje u kojem su optimizirani domet i tačnost projektila.

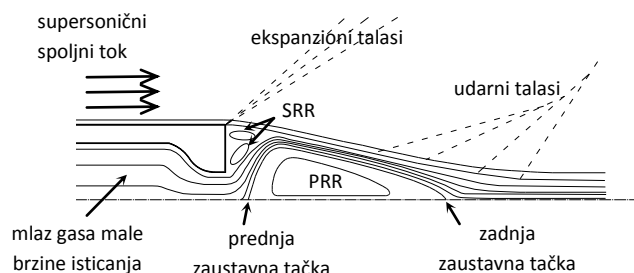
Pri letu projektila, na dnu projektila se stvara podpritisak koji generira dodatni otpor kretanju projektila. Otpor dna, koji nastaje usljed formiranja zone niskog pritiska neposredno iza projektila u letu, iznosi 35 do 40% od ukupnog otpora pri supersoničnim brzinama, dok pri transoničnim brzinama može biti i veći od 50%.

Pri supersoničnom opstrujavanju se stvara podpritisak iza dna projektila usljed čega se javlja savijanje strujnica vazduha prema osi. U zaustavnoj tački, B (slika 1.2), brzina toka vazduha jednaka je nuli. U blizini ose strujnice se moraju opet saviti da bi bile paralelne osi, što je praćeno pojavom udarnih talasa koji su osnovna karakteristika strujanja iza projektila pri supersoničnom opstrujavanju. Udarni talas je praćen vrtložnim tragom. Na mjestu gdje se sudaraju strujnice povijenog produžetka graničnog sloja nastaje zona povišenog pritiska iz koje vazduh struji u pravcu dna projektila, popunjavajući zonu podpritiska na dnu. Produženi granični sloj se povija i povlači vazduh s dna projektila, tako da se stvara kružno kretanje vazduha - recirkulirajući region (RR) (slika 1.2).



Slika 1.2: Tok iza dna projektila pri supersoničnom opstrujavanju [8]

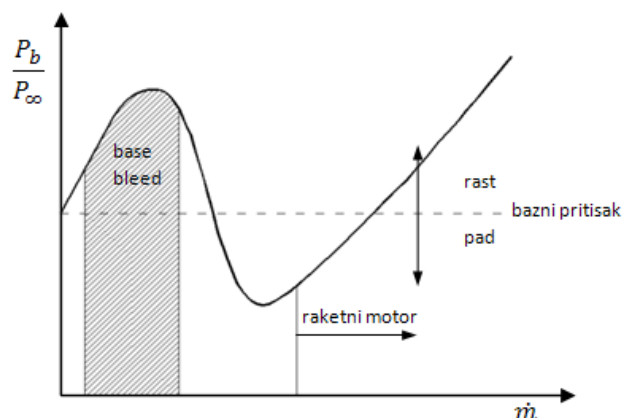
Poznato je da se, teorijski, otpor dna može smanjiti ili čak eliminisati ubrizgavanjem struje gasa u tok iza projektila (slika 1.3).



Slika 1.3: Tok iza dna projektila s base bleed generatorom pri supersoničnom opstrujavanju [8]

Ubrizgavanjem malih količina gasa u polje toka iza dna projektila, prvobitna velika recirkulirajuća zona se dijeli na dva dijela, prvi dio koji ostaje na osi simetrije - primarni recirkulirajući region (PRR), i drugi dio uz rub baze - sekundarni recirkulirajući region (SRR), kao što je prikazano na slici 1.3.

Kada masena brzina toka raste, recirkulirajuća zona na osi simetrije se pomjera dalje od dna projektila, a zona uz rub baze postaje veća. Ako masena brzina toka nastavi dalje rasti, recirkulirajući region u blizini ose simetrije nestaje i gasovi iz base bleed generatora imaju pravolinijski tok. Ukoliko se ubrizgavanje gasa vrši u kombinaciji sa oslobađanjem toplote, tj. sagorijevanjem, bazni pritisak iza dna projektila može se dodatno povećati. Uticaj masene brzine toka na pritisak na dnu projektila prikazan je na slici 1.4.



Slika 1.4: Bazni pritisak u funkciji masene brzine toka [8]

Dok masena brzina toka gasa, koji se ubrizgava u zonu neposredno iza dna projektila, raste od nule, bazni pritisak prvo raste dok ne dostigne maksimalnu vrijednost. Dalje povećanje masene brzine toka dovodi do opadanja baznog pritiska na minimum, nakon čega on ponovo raste. Prvi uzlazni dio krive do maksimalnog pritiska predstavlja zonu „base bleed generatora“ i ona odgovara veoma malim brzinama isticanja gasa.

Base bleed generator je sistem u kojem sagorijevanjem čvrste pogonske materije nastaju gasoviti produkti sagorijevanja koji istječu kroz otvor na dnu generatora. Produkti sagorijevanja popunjavaju prostor iza dna projektila usljed čega dolazi do povećavanja pritiska na dnu projektila.

Metod smanjenja otpora dna primjenom base bleed generatora ima za cilj povećanje pritiska na dnu projektila do vrijednosti bliske okolnom atmosferskom pritisku. Na taj način se smanjuje ukupni otpor kretanju projektila i povećava dolet.

Da bi se što efikasnije kompenzirao aerodinamički otpor dna projektila potrebno je da se base bleed generator postavi na samom dnu projektila i da produkti sagorijevanja istječu van – u područje nadzvučnih brzina toka vazduha.

Usljed istjecanja gasovitih produkata sagorijevanja malom brzinom u zonu podpritiska iza dna projektila dolazi do povećanja pritiska na dnu projektila, što za posljedicu ima smanjenje koeficijenta otpora dna projektila.

Base bleed generator, namijenjen za povećanje dometa projektila, konstruisan je tako da zadovolji sljedeće zahtjeve [96]:

- da oblik pogonskog punjenja ima degresivnu površinu sagorijevanja, u zavisnosti od debljine svoda, kako bi se u uslovima istjecanja dobio bezdimenzionalni parametar istjecanja I od približno 0,005, koji je definisan kao:

$$I = \frac{\dot{m}}{\rho_{\infty} V_{\infty} A_b}$$

gdje su: $\dot{m}$, ρ_{∞} , V_{∞} , A_b – masena brzina produkata sagorijevanja koji istječu iz base bleed generatora, gustina vazduha, brzina vazduha u okruženju i površina presjeka dna projektila;

- da održava podzvučnu brzinu istjecanja produkata sagorijevanja zbog čega i pritisak u komori base bleed generatora treba da bude oko atmosferskog (dakle, potrebno je raketno gorivo koje će u ovakvim uslovima zadržati stabilno sagorijevanja; brzine sagorijevanja su od 1 do 1,5 mm/s, a pritisak oko 0,1 MPa);
- da produkti sagorijevanja imaju svojstva reducensa, tj. da dogorijevaju u prisustvu vazduha, jer tako dobijena energija na dnu projektila utiče na povećanje pritiska na dnu projektila;
- da mehaničke osobine pogonskog punjenja za base bleed generator zadovolje naprezanja koja će se pojaviti usljed ubrzanja projektila u cijevi oružja, naprezanja usljed aksijalnog ubrzanja, rotacije, temperaturnih naprezanja i sl., zbog zahtijeva da se obezbijedi upotreba base bleed generatora na temperaturama od -45 do +60°C;
- s obzirom na to da se artiljerijska municija troši u velikim količinama, to moraju biti obezbijeđeni industrijska proizvodnja ovog goriva, niska cijena i jednostavna prilagodljivost različitim oblicima i kalibrima municije.

Pokazalo se da sve ove zahtjeve može da ispuni kompozitno raketno gorivo amonijum perhlorat/polibutadein s hidroksilnim završetkom, (AP/HTPB), bez dodatka aluminija.

Strujanje produkata sagorijevanja iz otvora base bleed generatora dodatno usložnjava ionako kompleksnu sliku opstrujavanja kod projektila koji lete u područjima supersoničnih i transoničnih brzina. Razumijevanje kompleksnosti gasnog toka i uticaja pojedinih faktora na

dinamiku leta projektila u takvim slučajevima jedino je moguće primjenom metoda numeričke simulacije.

Strujanje gasa postaje još složenije kod projektila s base bleed generatorom koji imaju i veliku i promjenjivu brzinu uzdužne rotacije. Proces sagorijevanja kompozitnih pogonskih materija je veoma osjetljiv na uticaj aksijalnog i radijalnog ubrzanja – posebno velike rotacije oko uzdužne ose projektila koja je neophodna radi postizanja stabilnosti osnosimetričnih projektila tokom leta.

Domet projektila se može povećati i smanjenjem talasnog otpora projektila. Udio talasnog otpora u ukupnom otporu iznosi do 50% kod projektila koji lete brzinama većim od jednog Mach-a. Redukcija talasnog otpora postiže se aerodinamičkom optimizacijom projektila i povećanjem vitkosti prednjeg dijela projektila.

Želja za povećanjem dometa artiljerijskih projektila uslovlila je razvoj oružja za vatrenu podršku s cijevima vitkosti 39, 45 i 47 kalibara, odnosno novi trend je uvođenje oružja vitkosti cijevi od 52 kalibra za municiju 155 mm. Veća vitkost cijevi, veća komora sagorijevanja, veći maksimalni pritisak sagorijevanja i veća brzina projektila su trendovi u razvoju oružja za municiju velikog kalibra iz kojih rezultira značajno veći domet projektila.

U tabeli 1.3 su prikazane vrijednosti maksimalnog dometa HE projektila 155 mm Rh-40 lansiranog iz oružja s cijevi vitkosti 39 i iz oružja s cijevi vitkosti 52 kalibra.

Tabela 1.3: Maksimalni domet projektila 155 mm, HE, Rh-40 u funkciji oružja

Oružje	Vitkost cijevi (cal)	Zapremina komore (l)	Maksimalni domet (km)
Haubica 155 mm, M109	39	18,8	31,5
Haubica 155 mm, PzH 2000	52	23	>40

Na ovaj način je ostvareno dodatno povećanje dometa projektila. Lansiranjem HE projektila 155 mm Rh-40 iz haubice PzH 2000 (vitkost cijevi 52 kalibra, zapremina komore 23 l) postiže se domet veći od 40 km, što je oko 27% veći domet od maksimalnog dometa koji se može postići pri lansiranju istog projektila iz haubice M109 (vitkost cijevi 39 kalibra, zapremina komore 18,8 l).

1.1 Cilj istraživanja

Savremene artiljerijske projekte s base bleed generatorom tokom rada generatora karakteriše istjecanje gasovitih produkata sagorijevanja, njihov uticaj na aerodinamički otpor projektila i time na putanju. Ti parametri su promjenjivi po vremenu i prostoru.

Na osnovu dostupnih eksperimentalnih i teorijskih istraživanja, iz oblasti aerodinamike, unutrašnje i spoljne balistike savremenih artiljerijskih projektila, razmatraće se i aerodinamika projektila optimizirane spoljne trase i uticaj samog base bleed generatora u realnim borbenim uslovima na domet projektila.

Cilj istraživanja je postavljanje modela koji u sebi objedinjuje što veći broj parametara koji imaju značajan uticaj na performanse leta projektila, a koji će omogućiti optimizaciju zahtjeva aerodinamike, unutrašnje i spoljne balistike u procesu dizajna projektila s base bleed generatorom.

Sekundarni cilj istraživanja je da se utvrde prednosti i nedostaci primjene računarske mehanike fluida pri procjeni aerodinamičkih koeficijenata projektila s i bez base bleed generatora.

1.2 Metode istraživanja

Primjena eksperimentalnih metoda istraživanja u oblasti naoružanja je kompleksna i skupa, a za izvođenje opita potrebna su posebna odobrenja i saglasnosti, kao i specifična oprema i prostor. Umjesto eksperimentalnih metoda kao jedna od metoda istraživanja će se primjeniti metoda kompilacije, što je omogućeno dostupnošću rezultata obimnih eksperimentalnih i teorijskih istraživanja koja su vršena na području bivše Jugoslavije i u SAD-u.

Istraživanje efekata upotrebe base bleed generatora u konvencionalnim artiljerijskim projektilima, s ciljem optimizacije zahtjeva koji se postavljaju pri procesu dizajna ovih projektila, zahtijeva istovremenu simulaciju generiranja gasovitih produkata sagorijevanja i njihovog uticaja na let projektila u realnim uslovima. Metodom deskriptivne analize opisać se elementi cjeline, base bleed generator kao samostalna jedinica i konvencionalni artiljerijski projektil, a zatim će se primjenom eksplikativne analize objasniti ponašanje projektila s base bleed generatorom tokom leta.

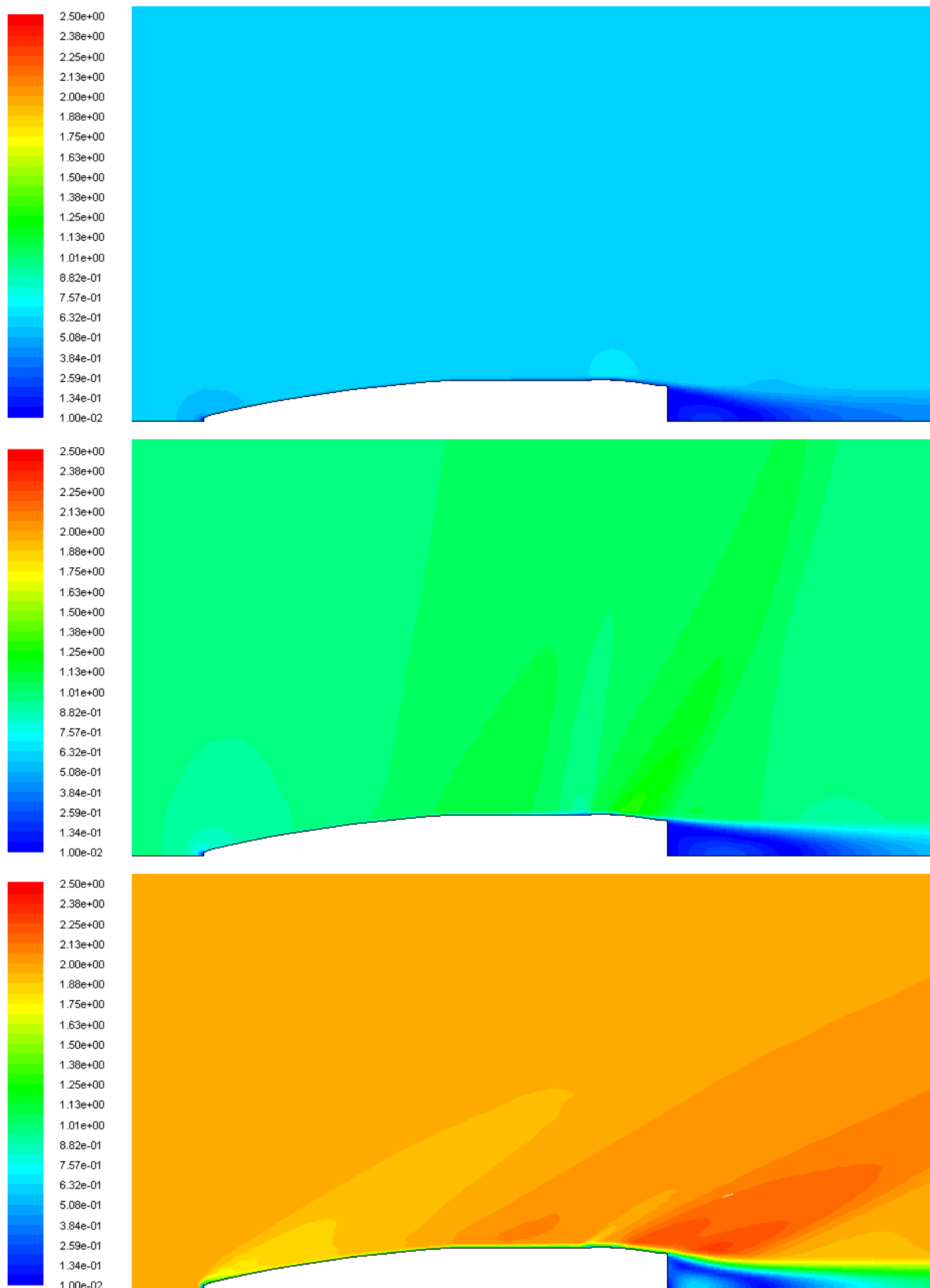
Procesi koji se odvijaju u samom base bleed generatoru i njihov uticaj na domet projektila u realnim uslovima leta će se prikazati i objasniti primjenom matematičke metode, postavljanjem adekvatnih matematičkih modela i numeričkim simulacijama.

Numeričke simulacije

Tokom leta projektila kroz atmosferu brzina projektila, zbog otpora vazduha i sile Zemljine teže, opada na uzlaznom dijelu putanje, dostiže minimalnu vrijednost, a zatim, na silaznom dijelu putanje, raste.

Slika toka vazduha oko projektila (slika 1.5) koji se kreće supersoničnom brzinom veoma se razlikuje od slike toka kada je opstrujavanje subsonično, zbog pojave udarnih talasa kroz koje se svojstva strujanja i strujnica mijenjaju skokovito, diskontinuirano. Ako je brzina vazduha koji struji oko projektila između 0,8 i 1,2 Mach-a, oko projektila egzistiraju i subsonični i supersonični tok.

Zbog stalne promjene položaja projektila u prostoru, mijenjaju se i parametri okolnog vazduha, a samim tim i lokalna brzina zvuka. Iz tih razloga, za simulaciju putanje projektila u realnim uslovima neophodno je poznavati aerodinamičke koeficijente na širokom opsegu Mach-ovih brojeva.



Slika 1.5: Polje toka vazduha oko projektila pri subsoničnom ($M = 0,6$), transoničnom ($M = 1$) i supersoničnom ($M = 2$) opstrujavanju

Glavna pretpostavka pri simuliranju toka fluida je u posmatranju fluida kao kontinuma, neprekidne sredine. Fizikalni model fluidnog toka se bazira na jednačinama održanja mase, količine kretanja (Navier-Stokes-ove jednačine) i energije.

Proces generiranja gasovitih produkata sagorijevanja i njihov uticaj na otpor projektila analizirati će se uz sljedeće pretpostavke:

- Gasni tok nastao sagorijevanjem pogonskog punjenja, zavisi od promjene pritiska sagorijevanja, konstantne je temperature i vektor brzine sagorijevanja normalan je na površinu sagorijevanja goriva
- Gasoviti produkti sagorijevanja se smatraju idealnim gasom
- Strujanje je subsonično duž kanala za prolaz gasova i kroz otvor na dnu projektila
- Unutar gasnog toka nema hemijskih reakcija i čvrstih čestica
- Nema hemijskih reakcija između gasovitih produkata sagorijevanja i okolnog vazduha

Uticaj rotacije na brzinu sagorijevanja pogonske materije, odnosno na maseni fluks produkata sagorijevanja i pritisak u komori sagorijevanja, simuliraće se uz uslove koji bi vrijedili pri ispitivanju na opitnom stolu.

Za simulaciju toka vazduha oko projektila koristiće se CFD paket FLUENT koji omogućava i predviđanje aerodinamičkih koeficijenata za odabrane granične uslove. Predviđanje aerodinamičkih koeficijenata pri opstrujavanju pod napadnim uglom, zbog nesimetričnosti, podrazumijeva simulaciju na trodimenzionalnoj mreži.

Parametri putanje projektila će biti određeni primjenom modela putanje za projekte s base bleed generatorom, baziranom na modelu modifikovane materijalne tačke. Taj model se zasniva na sljedećim pretpostavkama:

- Projektil je rotaciono tijelo čija se osa simetrije poklapa s dinamičkom osom inercije
- Projektil je dinamički stabilan
- Početni nutacioni ugao je mali i nema značajnijeg uticaja na putanju
- Tok produkata sagorijevanja base bleed punjenja ima uticaj samo na pritisak na dnu projektila
- Promjena parametara atmosfere s visinom odgovara zakonima standardne ICAO atmosfere

Rezultati simulacije će se verifikovati kroz dostupne podatke o dometu projektila 155 mm M864.

1.3 Očekivani rezultati i naučni doprinos

Autor će se baviti razvojem matematskog modela koji treba da omogući predviđanje karakteristika leta projektila s base bleed generatorom potrebnih za optimizaciju zahtjeva aerodinamike, unutrašnje i spoljne balistike u procesu dizajna ovih projektila.

Model za predviđanje karakteristika leta projektila s base bleed generatorom obuhvata analizu formiranja gasovitih produkata sagorijevanja, efekt isticanja gasovitih produkata kroz otvor na dnu projektila na aerodinamički otpor i model putanje projektila. Svaki od ovih elementa zavisi od vremena, pa se sva tri elementa moraju rješavati simultano, što je u

suprotnosti s pristupom razmatranja konvencionalnih artiljerijskih projektila kod kojih se aerodinamički koeficijenti mogu odrediti nezavisno od specifične putanje.

Razvijeni model će omogućavati dalju nadogradnju kroz razvoj novih modula, koji bi se odnosili na proces pripaljivanja pogonske materije base bleed generatora, proširenje na više tipova konfiguracija goriva generatora, dalje usavršavanje modela sagorijevanja punjenja u polju radijalnog ubrzanja, itd.

2. POVEĆANJE DOMETA PROJEKTILA METODOM SMANJENJA OTPORA

Sve složeniji uslovi ratovanja traže da oružja imaju što veći domet, bolju preciznost, poboljšanu sigurnost i pouzdanost, povećan smrtonosni efekt i nižu cijenu koštanja.

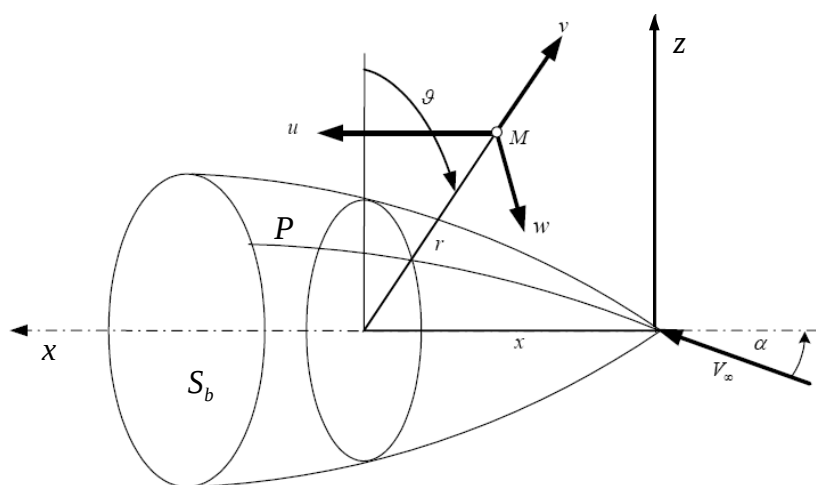
Balistika artiljerijskih projektila zavisi od oblika projektila i uslova leta, tj. Mach-ovog broja, Reynolds-ovog broja i ugla između ose simetrije projektila i pravca vektora brzine projektila.

Otpor kretanju projektila kroz vazduh je uslovljen poremećajem stanja vazdušne mase. Prolaskom projektila, vazduh, koji je bio u mirovanju, je prisiljen da se kreće. Vazdušna masa mijenja parametre stanja, talasa se, a za sve to je potrebna određena količina kinetičke energije. Ovu kinetičku energiju projektil troši pri kretanju, pri čemu dolazi do opadanja njegove brzine.

2.1. Aerodinamička sila

Ukupna sila kojom vazduh djeluje na projektil pri njegovom kretanju naziva se aerodinamička sila. Ona predstavlja rezultantu svih elementarnih sila dejstva vazduha na površinu projektila, i to sila pritiska koje djeluju normalno na površinu i sila trenja vazduha koje djeluju tangencijalno na površinu projektila. Ako nema kretanja nema ni aerodinamičke sile. Nema razlike da li se projektil kreće kroz vazduh koji miruje ili se vazduh kreće oko projektila koji miruje.

Za definisanja aerodinamičke sile koja nastaje pri kretanju projektila kroz vazduh, posmatra se rotaciono tijelo u struji vazduha. Usvajaju se cilindrične koordinate, pri čemu se ishodište nalazi u vrhu tijela, a x osa je osa simetrije tijela. Ravan koju čine osa tijela x i neporemećena brzina V_∞ naziva se ravan opstrujavanja. Za rotaciono tijelo sve ravni kroz osu simetrije su iste. Ravan opstrujavanja čini ugao ϑ s koordinatnom ravni Oxz (slika 2.1).

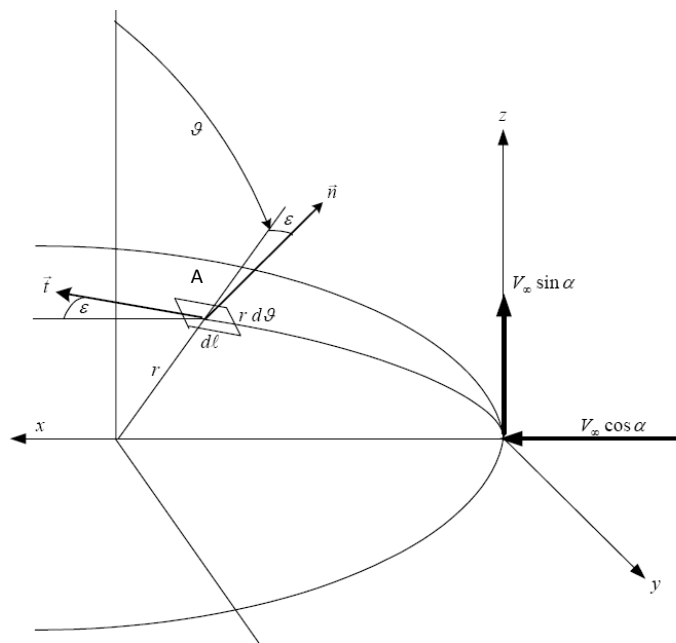


Slika 2.1: Rotaciono tijelo u struji vazduha

Cjelokupna vanjska površina rotacionog tijela može se podijeliti na dva dijela:

- dio P , *omotač* na kojem egzistira granični sloj, i
- dio S_b , *bazni dio* iza kojeg se formira trag projektila.

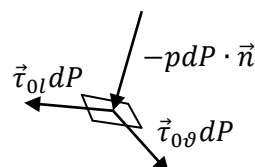
Na element površine dP , na omotaču u tački A (slika 2.2), djeluje vanjski pritisak p i tangencijalni napon τ_0 . Vanjski pritisak se prenosi kroz granični sloj te daje okomitu silu $-pdP \cdot \vec{n}$. Tangencijalni napon τ_0 daje elementarnu silu trenja $\tau_0 dP$ u tangencijalnoj ravnini u pravcu lokalne brzine. U opštem slučaju ta tangencijalna sila ima dvije komponente: jednu u presjeku s ravni kroz osu x , a drugu u presjeku s ravni okomitoj na osu x .



Slika 2.2: Element na omotaču

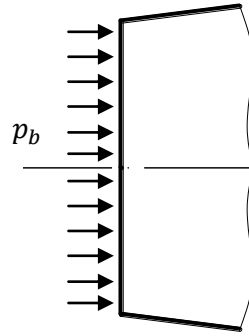
To znači da na element bočne površine tijela dP , djeluju sile $-pdP$ duž normale i tangencijalna sila $\tau_0 dP$ u tangencijalnoj ravni.

Tangencijalna sila se može razložiti na dvije komponente (slika 2.3): prvu koja leži duž tangente na direktrisu, $\vec{\tau}_{0l} dP$, i drugu koja leži duž tangente na meridijalni presjek omotača projektila, $\vec{\tau}_{0\theta} dP$.



Slika 2.3: Komponente sile na elementu bočne površine tijela dP

Na dno projektila djeluje pritisak p_b . Taj pritisak stvara silu koja djeluje na površinu S_b , a po pravcu je okomita na površinu dna (slika 2.4).



Slika 2.4: Pritisak na dnu projektila

Prema navedenom, na cijelu vanjsku površinu rotacionog tijela djeluje sila:

$$\vec{F} = \int_P (\vec{\tau}_0 - p\vec{n})dP - p_b S_b \vec{n}_b \quad (2.1)$$

Kad rotaciono tijelo miruje u prostoru onda na omotač P i na dno S_b djeluje vanjski neporemećeni pritisak p_∞ . Ukupna sila jednaka je nuli, tj.:

$$0 = \int_P -p_\infty \vec{n}dP - p_\infty S_b \vec{n}_b \quad (2.2)$$

Usljed poremećaja stanja vazdušne mase koji nastaju kretanjem projektila kroz vazduh, rezultujuća sila $\vec{F}$ koja djeluje na vanjsku površinu rotacionog tijela, je:

$$\vec{F} = \int_P \vec{\tau}_0 dP - \int_P (p - p_\infty) \vec{n}dP - (p_b - p_\infty) S_b \vec{n}_b \quad (2.3)$$

S druge strane, aerodinamička sila se može izraziti kao proizvod referentne sile $\frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S_{ref}$ i aerodinamičkog koeficijenta, pri čemu su:

ρ_∞ - gustina slobodne struje vazduha

V_∞ - brzina slobodne struje vazduha

S_{ref} - referentna površina

Ukupna aerodinamička sila $\vec{F}$ koja djeluje na rotaciono tijelo može se predstaviti preko tri komponente, projekcije sile na koordinatne ose izabranog koordinatnog sistema u obliku:

$$\begin{aligned} F_x &= \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S_{ref} C_x \\ F_y &= \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S_{ref} C_y \\ F_z &= \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S_{ref} C_z \end{aligned} \quad (2.4)$$

Projektovanjem vektorske jednačine aerodinamičke sile na koordinatne ose dobiju se tri skalarne jednačine:

$$\begin{aligned}\frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S_{ref} C_x &= \int_P \tau_0 t_x dP - \int_P (p - p_{\infty}) \cdot n_x dP - (p_b - p_{\infty}) S_b \\ \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S_{ref} C_y &= \int_P \tau_0 t_y dP - \int_P (p - p_{\infty}) \cdot n_y dP \\ \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} S_{ref} C_z &= \int_P \tau_0 t_z dP - \int_P (p - p_{\infty}) \cdot n_z dP\end{aligned}\quad (2.5)$$

Dijeljenjem s referentnom silom i uvođenjem bezdimenzionalnog tangencijalnog napona

$$\bar{\tau}_0 = \frac{\tau_0}{\frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2}} \quad (2.6)$$

i koeficijenta pritiska

$$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{\frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2}} \quad (2.7)$$

dobiju se opšte jednačine za aerodinamičke koeficijente rotacionog tijela:

$$\begin{aligned}C_x &= \frac{1}{S_{ref}} \int_P \bar{\tau}_0 t_x dP - \frac{1}{S_{ref}} \int_P C_p n_x dP - \frac{p_b - p_{\infty}}{\frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2}} \frac{S_b}{S_{ref}} \\ C_y &= \frac{1}{S_{ref}} \int_P \bar{\tau}_0 t_y dP - \frac{1}{S_{ref}} \int_P C_p n_y dP \\ C_z &= \frac{1}{S_{ref}} \int_P \bar{\tau}_0 t_z dP - \frac{1}{S_{ref}} \int_P C_p n_z dP\end{aligned}\quad (2.8)$$

U slučaju osnosimetričnih projektila je $p_b < p_{\infty}$, tj.

$$C_{pb} = \frac{p_b - p_{\infty}}{\frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2}} < 0 \quad (2.9)$$

pa se izraz za aerodinamički koeficijent aksijalne sile može napisati u obliku:

$$C_x = \underbrace{\frac{1}{S_{ref}} \int_P \bar{\tau}_0 t_x dP}_{C_{xsf}} + \underbrace{\frac{1}{S_{ref}} \int_P C_p (-n_x) dP}_{C_{xp}} + \underbrace{\left(-C_{pb} \frac{S_b}{S_{ref}} \right)}_{C_{xb}} \quad (2.10)$$

Ova jednačina pokazuje da postoje tri dijela koeficijenta C_x : otpor trenja C_{xsf} , otpor pritiska (talasni otpor) C_{xp} i otpor dna C_{xb} .

Otpor trenja je posljedica trenja vazduha po vanjskoj površini projektila. Zavisi od Reynolds-ovog broja, ali je taj uticaj tokom leta mali, jer koeficijent trenja zavisi logaritamski od

Reynolds-ovog broja, a promjene aerodinamičke brzine tokom leta nisu tako velike da bi se logaritam Reynolds-ovog broja bitno promjenio.

Talasni otpor je posljedica raspodjele normalnog pritiska po vanjskoj površini projektila, Zavisí od oblika površine i funkcija je Mach-ovog broja.

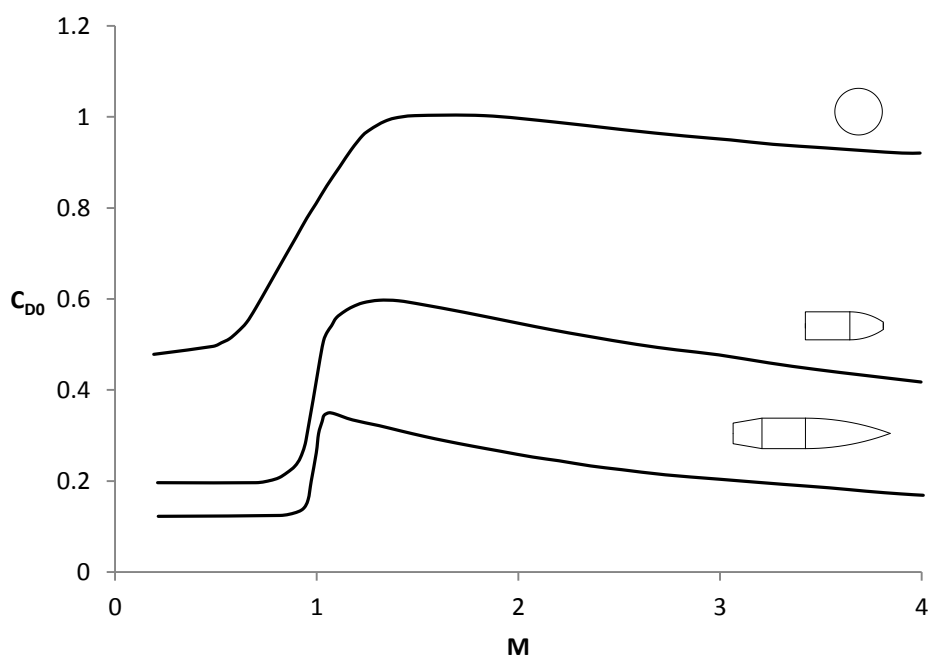
Otpor dna nastaje usljed formiranja zone niskog pritiska neposredno iza dna projektila i uglavnom zavisi od Mach-ovog broja.

2.1.1. Parametri koji utiču na otpor

Aerodinamički koeficijent otpora zavisi od:

- Oblika projektila
- Mach-ovog broja
- Rezultujućeg napadnog ugla
- Reynolds-ovog broja

Utícaj oblika projektila na aerodinamički koeficijent otpora prikazan je na slici 2.5.



Slika 2.5: Koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja za različite oblike projektila [29]

Donja kriva odgovara koeficijentu otpora projektila 5,56 mm BRL-1 (prednji dio je oblika sekantnog oživala dužine 3 kalibra, vitkost cilindričnog dijela je 1,5, a zadnji konusni dio je dužine 1 kalibar). Srednja kriva predstavlja koeficijent otpora projektila manje vitkosti bez zadnjeg konusa (dužina oživala je 1,3 kalibra, a prečnik zatupljenja na vrhu je 0,35 kalibara). Ovaj projektil ima približno dva puta veći koeficijent otpora od projektila 5,56 mm BRL-1. Gornja kriva predstavlja koeficijent otpora glatke čelične sfere prečnika 14 mm.

Zatupljeni projektili male vitkosti imaju veći koeficijent otpora od vitkih aerodinamički oblikovanih projektila.

Međutim, sve tri krive imaju isti trend:

- Pri subsoničnim brzinama leta koeficijent otpora se malo mijenja s promjenom brzine.
- U transoničnom području koeficijent otpora naglo raste pri malim promjenama brzine.
- S porastom brzine, u supersoničnom području, koeficijent otpora polako opada.

Nagli porast koeficijenta otpora, kada je brzina leta oko brzine zvuka, je prouzrokovan obrazovanjem udarnih talasa u polju toka oko projektila.

Tipični osnosimetrični projektil se sastoji od prednjeg dijela (oblika konusa, paraboloida ili oživala), cilindričnog dijela i zadnjeg dijela najčešće u obliku zarubljenog konusa.

Na spoju prednjeg dijela projektila i srednjeg cilindričnog dijela projektila je prva centrirajuća površina, dok druga centrirajuća površina spaja srednji cilindrični dio projektila i zadnji konusni dio projektila. U drugu centrirajuću površinu je utisnut vodeći prsten.

Svaki dio projektila ima svoj udio u ukupnom otporu, pa se koeficijent otpora može napisati kao suma [81]:

$$C_D = C_{D_n} + C_{D_{bt}} + C_{D_{rb}} + C_{D_b} + C_{D_{sf}} \quad (2.11)$$

pri čemu su:

C_{D_n} - koeficijent otpora prednjeg dijela

$C_{D_{bt}}$ - koeficijent otpora zadnjeg dijela

$C_{D_{rb}}$ - koeficijent otpora vodećeg prstena

C_{D_b} - koeficijent otpora dna

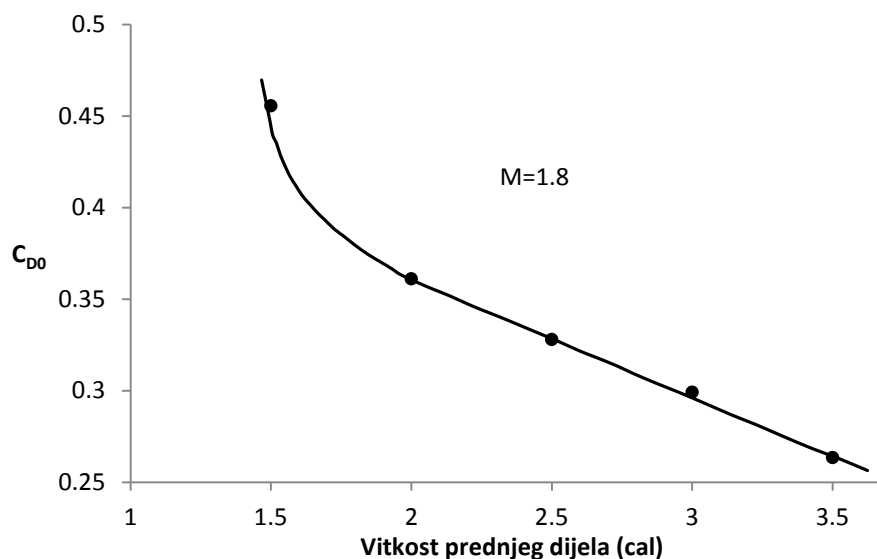
$C_{D_{sf}}$ - koeficijent otpora trenja

Važniji parametri oblika projektila koji utiču na aerodinamički koeficijent otpora su: dužina prednjeg dijela, oblik prednjeg dijela, oblik vrha upaljača, oblik i dužina zadnjeg dijela, itd.

Prednji dio projektila

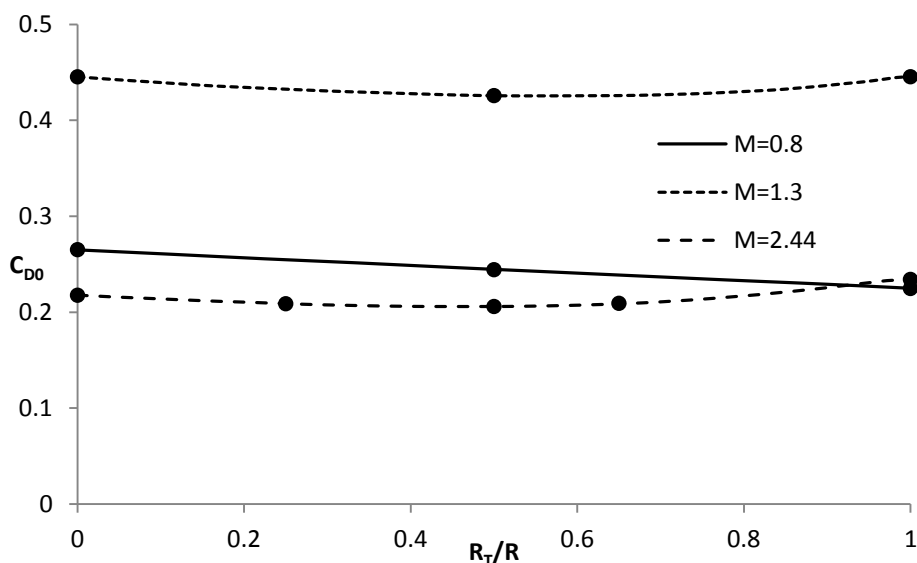
Na slici 2.6 je prikazan uticaj vitkosti prednjeg dijela projektila oblika sekantnog oživala na koeficijent otpora pri brzini opstrujavanja od 1,8 Mach-a.

Teoretski i eksperimentalni rezultati ukazuju da se povećanjem vitkosti prednjeg dijela projektila smanjuje koeficijent otpora i za druge oblike prednjeg dijela (konus, paraboloid) i pri nižim i pri višim supersoničnim brzinama.



Slika 2.6: Uticaj vitkosti prednjeg dijela projektila na koeficijent otpora [29]

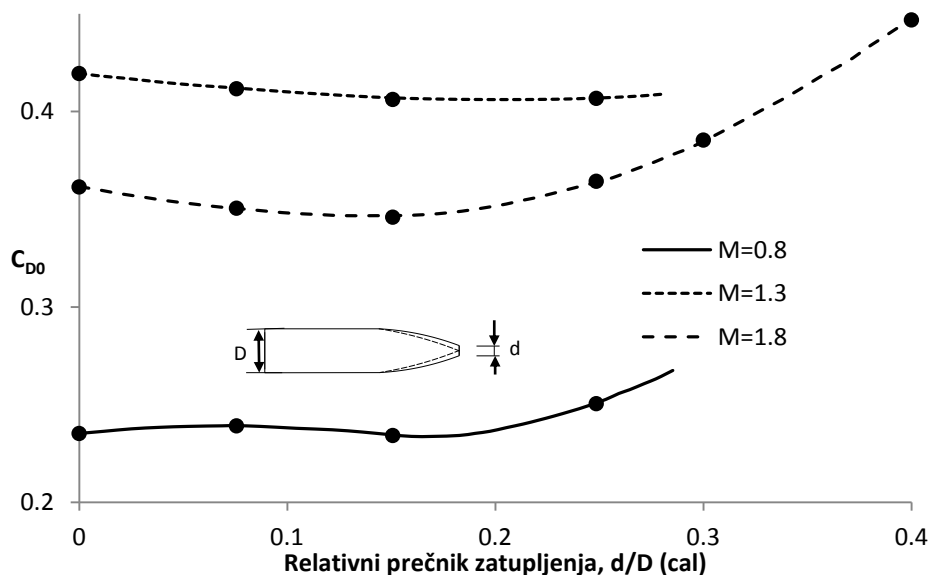
Uticaj poluprečnika oživala prednjeg dijela projektila R na koeficijent otpora prikazan je na slici 2.7 preko odnosa R_T/R , pri čemu je R_T poluprečnik tangentnog oživala iste vitkosti kao kod aktuelnog prednjeg dijela.



Slika 2.7: Uticaj odnosa R_T/R prednjeg dijela na koeficijent otpora [29]

Najmanji koeficijent otpora pri supersoničnim brzinama ima projektil čiji je prednji dio oblika sekantnog oživala, pri čemu mu je poluprečnik oživala jednak dvostrukoј vrijednosti poluprečnika odgovarajućeg tangentnog oživala za istu dužinu prednjeg dijela. Slični rezultati se dobiju i za niže supersonične brzine. Pri brzini opstrujavanja od 0,8 Mach-a, najmanji koeficijent otpora se dobija kod projektila s prednjim dijelom oblika tangentnog oživala.

Vrh projektila može biti oštar ili zatupljen. Uticaj prečnika zatupljenja vrha projektila na koeficijent otpora za tri vrijednosti Mach-ovog broja prikazan je na slici 2.8.

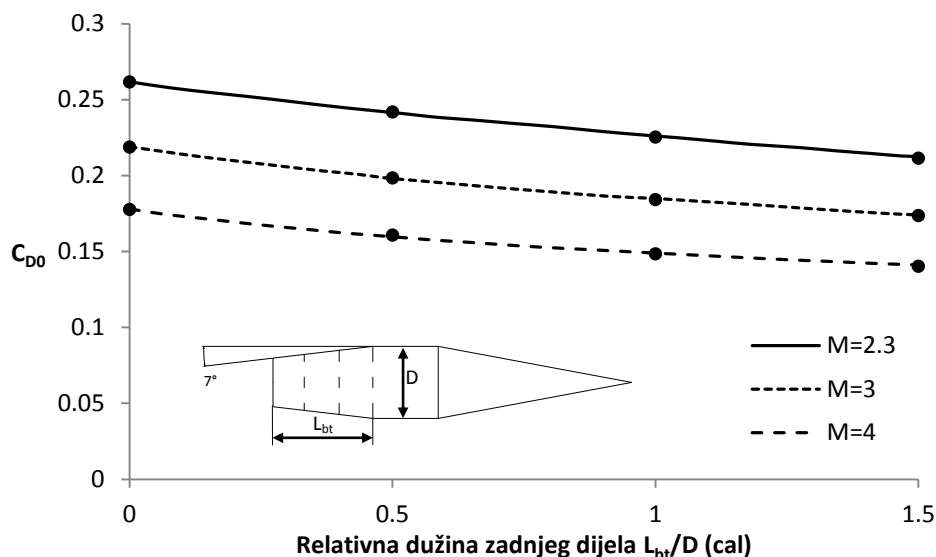


Slika 2.8: Koeficijent otpora u funkciji prečnika zatupljenja za različite Mach-ove brojeve [29]

Prečnik zatupljenja koji daje najmanji koeficijent otpora varira s Mach-ovim brojem, dužinom i oblikom prednjeg dijela. Općenito, prečnik zatupljenja od 0,1 do 0,15 kalibara je dobar izbor u dizajnu projektila za širok opseg brzina leta. Pri supersoničnim brzinama, zaobljenje vrha projektila rezultiralo bi dodatnim manjim smanjenjem otpora.

Zadnji dio projektila

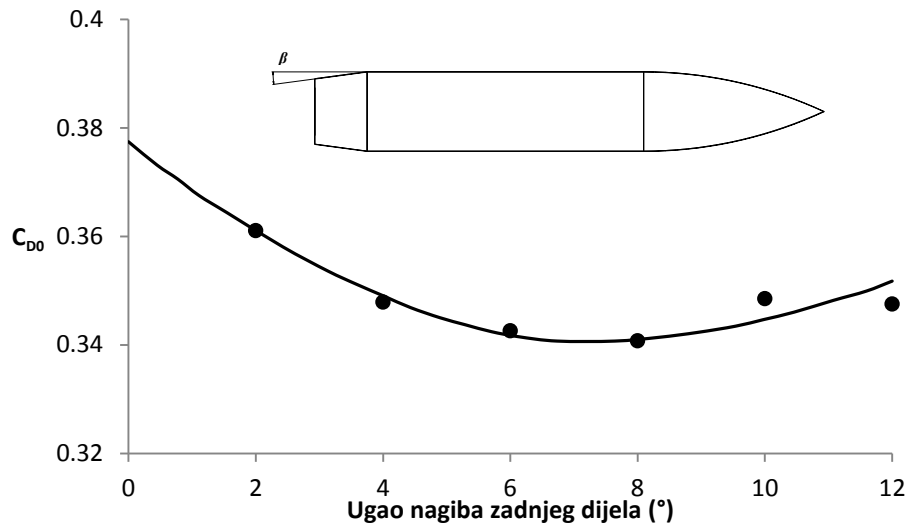
Uticaj dužine zadnjeg konusa projektila na koeficijent otpora pri supersoničnim brzinama opstrujavanja prikazan je na slici 2.9.



Slika 2.9: Koeficijent otpora u funkciji relativne dužine zadnjeg dijela L_{bt}/D [29]

Za ugao zadnjeg konusa od 7° , povećanje dužine zadnjeg konusa dovodi do smanjenja aerodinamičkog koeficijenta otpora, ali veća dužina zadnjeg konusa je nepoželjna sa stanovišta stabilnosti projektila.

Efekt ugla nagiba zadnjeg konusa na koeficijent otpora, pri konstantnoj dužini zadnjeg dijela ($l_{bt} = 0,69 \text{ cal}$), za $M = 1,7$, prikazan je na slici 2.10.

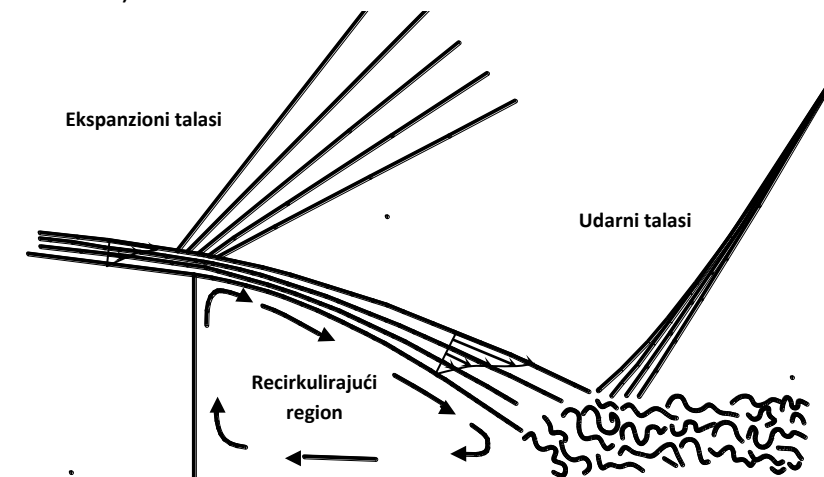


Slika 2.10: Koeficijent otpora u funkciji ugla nagiba zadnjeg konusa [29]

S porastom ugla nagiba zadnjeg konusa aerodinamički koeficijent otpora opada do jedne vrijednosti a zatim raste. Ugao nagiba zadnjeg konusa od približno 7° daje najmanji otpor pri supersoničnim brzinama.

Dno projektila

Usljed odvajanja graničnog sloja od zadnjeg dijela projektila, iza projektila se pojavljuju vrtlozi i podpritisci, koji zavise od oblika zadnjeg dijela projektila i karaktera graničnog sloja u tom području (slika 2.11).

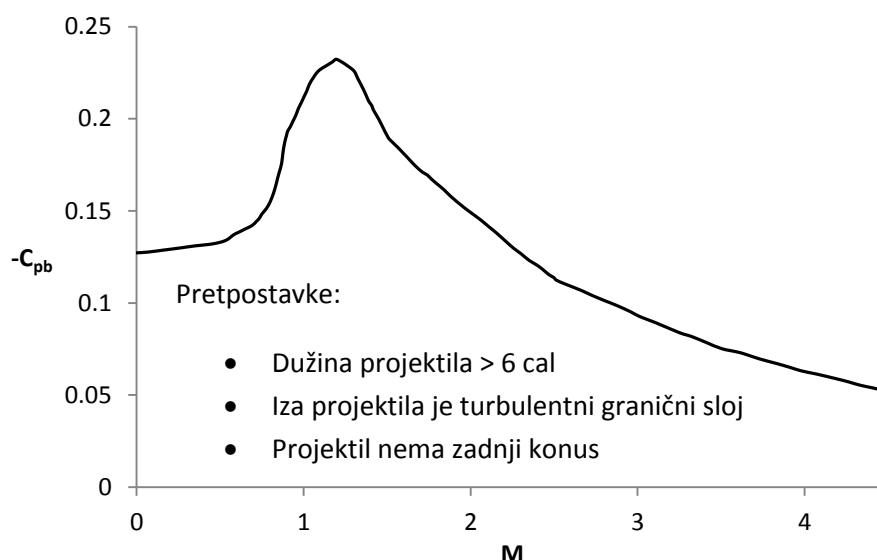


Slika 2.11: Shema supersoničnog opstrujavanja dna projektila [44]

Osnovne karakteristike strujanja iza projektila su [69]:

- Pritisak p_b je isti u svakoj tački površine dna projektila S_b
- Pritisak p_b je isti pri opstrujavanju pod napadnim uglom kao pri osnosimetričnom opstrujavanju, tj. pritisak p_b ne zavisi od napadnog ugla ako je taj ugao mali

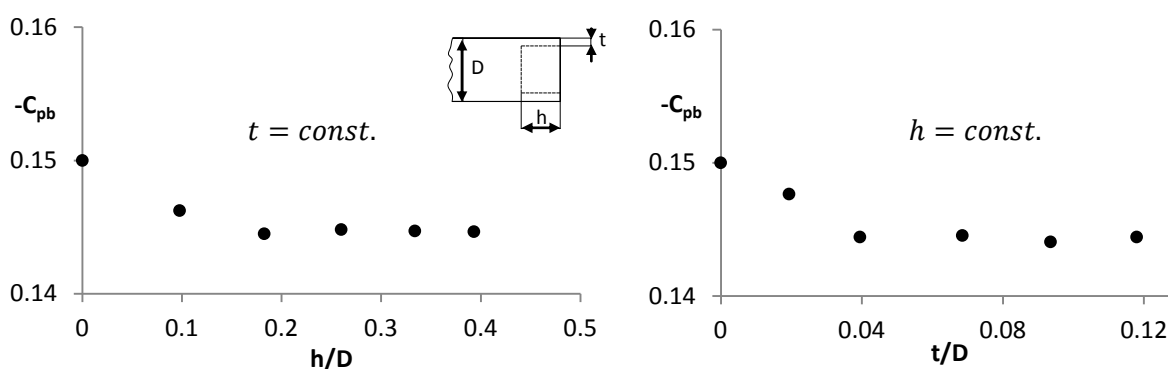
Na slici 2.12 prikazana je zavisnost koeficijenta podpritiska dna, definisanog izrazom (2.9), od Mach-ovog broja.



Slika 2.12: Zavisnost koeficijenta podpritiska (srednjeg) od Mach-ovog broja [32]

Koeficijent podpritiska dna zavisi od Mach-ovog broja, oblika zadnjeg dijela projektila, dužine projektila, Reynolds-ovog broja, itd.

Uticaj dimenzija cilindrične šupljine na dnu projektila koji nema zadnji konus na koeficijent podpritiska dna, eksperimentalno su istraživali su P. R. Viswanath i S. R. Patil [70]. Rezultati koji su dobiveni na osnovu eksperimenata izvedenih u aero tunelu, pri supersoničnom opstrujavanju ($M = 2$) i turbulentnom graničnom sloju ($Re = 10 \times 10^6$), prikazani su na slici 2.13.



Slika 2.13: Uticaj dimenzija šupljine na koeficijent podpritiska pri $M = 2$ [70]

Koeficijent pritiska dna projektila raste skoro linearno do granične vrijednosti koja se ostvaruje pri dubini cilindrične šupljine od približno 0,2 kalibra projektila, za konstantan prečnik šupljine. U slučaju konstantne dubine šupljine, koeficijent pritiska dna raste s porastom debljine zida do 0,04 kalibra projektila (smanjenjem prečnika šupljine). Dalji porast debljine zida nema značajnijeg uticaja na koeficijent otpora dna projektila.

Ako projektil ima zadnji konusni dio, tj. prečnik dna projektila d_b je manji od kalibra projektila d , aerodinamički koeficijent otpora dna se može odrediti pomoću empirijske formule [32]:

$$C_{Db} = -C_{pb} \left(\frac{d_b}{d} \right)^3 \quad (2.12)$$

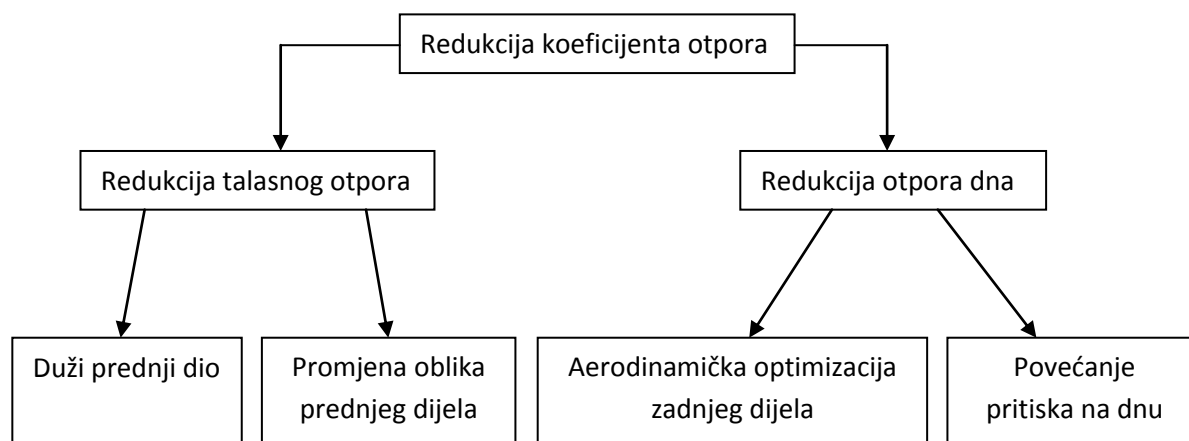
Kombinacija šupljine na dnu projektila i zadnjeg konusa ima veoma mali uticaj na smanjenje otpora dna pri supersoničnom opstrujavanju [70].

2.1.2. Redukcija aerodinamičkog otpora

Jedna od metoda pomoću koje se može postići poboljšanje performansi projektila, u cilju povećanja dometa projektila, je metoda smanjenja otpora projektila.

Za projekte koji lete supersoničnim brzinama, udio komponentnih otpora se kreće u sljedećim granicama: udio talasnog otpora iznosi do 50%, otpora trenja od 10 do 15%, a preostali dio se odnosi na otpor dna.

Načini na koje se može ostvariti smanjenja otpora [30], prema K. Andersson-u i kolegama, su sažeti na slici 2.14.



Slika 2.14: Načini redukcije koeficijenta otpora projektila [30]

Talasni otpor projektila, koji zavisi od Mach-ovog broja i oblika projektila, može se smanjiti na neki od sljedećih načina:

- Povećanjem ukupne vitkosti projektila,
- Povećanjem vitkosti prednjeg dijela projektila,
- Promjenom oblika prednjeg dijela projektila,
- Povećanjem vitkosti zadnjeg dijela projektila,
- Optimizacijom ugla nagiba zadnjeg dijela projektila

ili njihovim kombinovanjem.

S turbulentnim graničnim slojem ispred dna projektila i u odsustvu mlaznog toka, faktori koji utiču na otpor dna [68] su:

- 1) Mach-ov broj u slobodnom toku neposredno ispred dna projektila
- 2) Debljina graničnog sloja ispred dna projektila
- 3) Prečnik dna projektila
- 4) Napadni ugao
- 5) Oblik zadnjeg dijela projektila (ugao nagiba zadnjeg dijela, dužina zadnjeg dijela)

Povećanje pritiska na dnu projektila može se postići na neki od sljedećih načina:

- Primjenom upuštenog dna
- Aerodinamičkom optimizacijom zadnjeg dijela projektila
- Primjenom base bleed generator

ili njihovim kombinovanjem.

2.2 Povećanje dometa primjenom base bleed generatora

Pri letu projektila, na dnu projektila se stvara podpritisak koji generira dodatni otpor kretanju projektila, tzv. otpor dna. U cilju smanjenja otpora dna i time povećanja dometa prihvaćen je metod primjene base bleed generatora s ciljem popune prostora iza projektila [64].

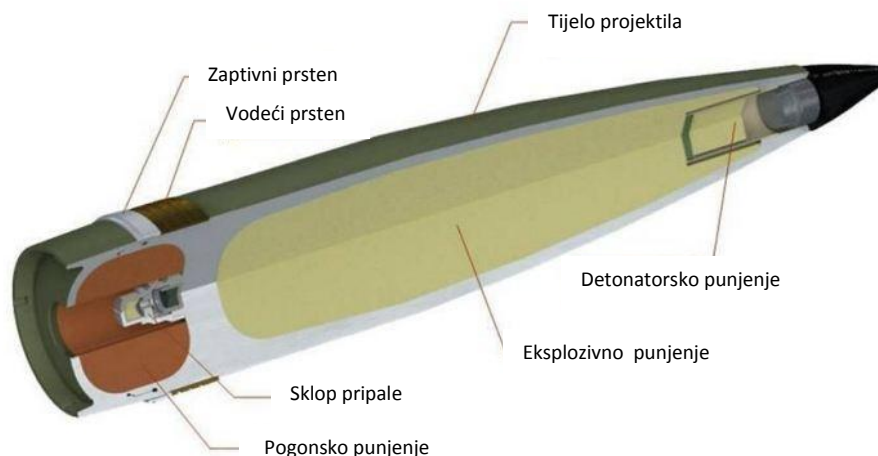
Ideja da se otpor dna smanji ubrizgavanjem male količine gasa u zonu iza projektila nastala je iz činjenice da je uočeno da projektili s aktivnim traserom imaju manji koeficijent otpora od projektila kod kojih je traser inertan.

Metod za redukciju otpora ubrizgavanjem mlaza gasa u tok vazduha iza projektila predložili su Baker, Davis i Matthews još davne 1951. godine [5].

Base bleed generator je sistem koji obezbjeđuje da se sagorijevanjem čvrste pogonske materije stvori mlaz gasovitih produkata sagorijevanja male brzine, koji istječu kroz otvor na dnu projektila. Ubrizgavanje ove male količine gasa u zonu iza dna projektila dovodi do pomjeranja velikog recirkulirajućeg regiona dalje od dna i povećanja manjih recirkulirajućih regiona uz obod dna projektila, odnosno do povećanja baznog pritiska (pritisak na dnu projektila) a samim tim i do smanjenja ukupnog aerodinamičkog koeficijenta otpora.

Koncept base bleed sistema je postavljen krajem 60-ih godina prošlog vijeka u Švedskoj i primjenjen je u Sjevernoj Americi 1978. godine.

Struktura savremenog artiljerijskog projektila s base bleed generatorom prikazana je na slici 2.15.



Slika 2.15: Struktura projektila s base bleed generatorom [84]

Base bleed generator se postavlja na samo dno projektila da bi se ostvarilo što efikasnije popunjavanje prostora iza projektila produktima sagorijevanja.

Sklop pripale ima zadatak da dovede potrebnu toplotnu energiju slobodnoj površini pogonske materije pogonskog punjenja neophodnu za početak sagorijevanja. Pirotehnička smješa od koje je napravljeno pripalno punjenje mora imati nisku osjetljivost na promjenu pritiska tako da je u mogućnosti da održi sagorijevanje pogonske materije u širokom opsegu pritiska, temperature i gasovitom okruženju.

Pri lansiranju projektila s base bleed generatorom, aktivira se pripala u base bleed generatoru pomoću vrelih gasova u cijevi oružja i izaziva (započinje) sagorijevanje pogonske materije pogonskog punjenja (slika 2.16a).

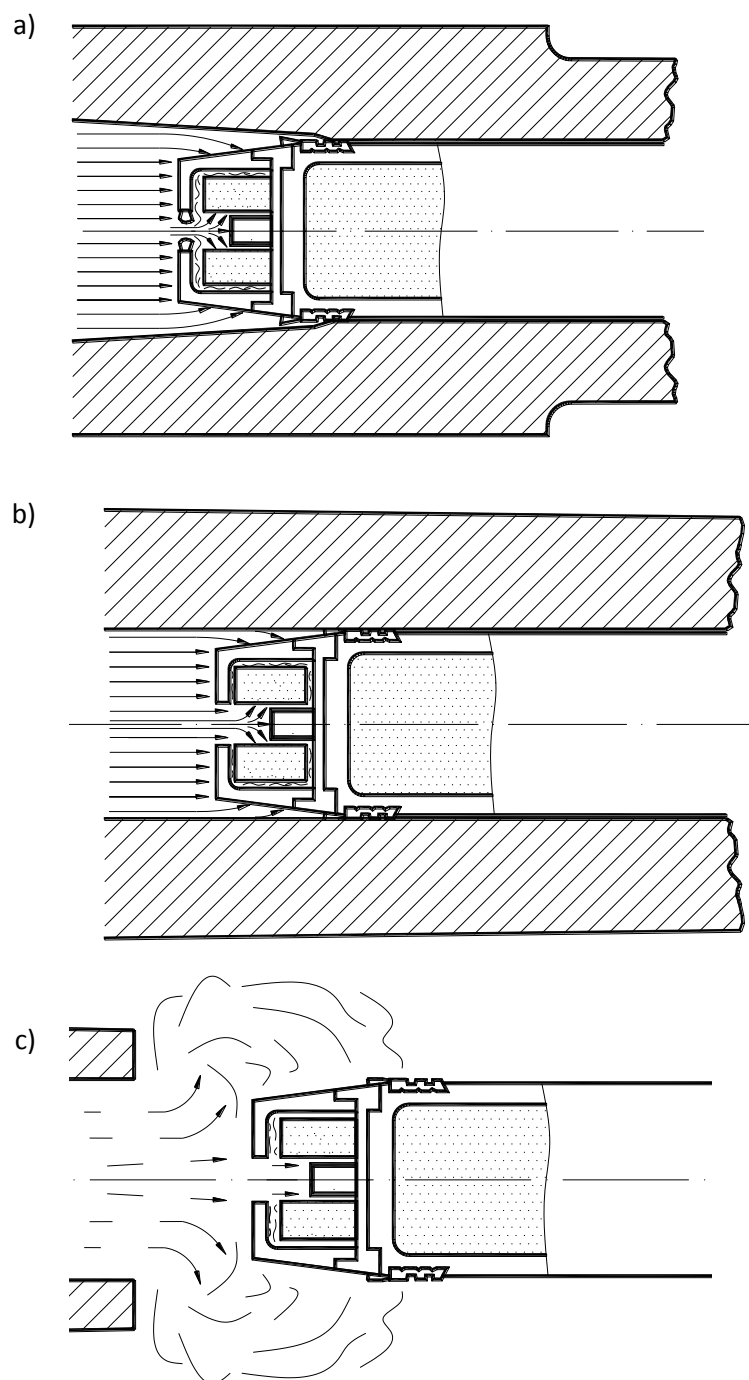
Za vrijeme kretanja projektila u cijevi oružja (slika 2.16b), pogonsko punjenje base bleed generatora sagorijeva u zoni visokog pritiska i visoke temperature u polju visokog radijalnog i aksijalnog ubrzanja. Ova faza traje oko 20 ms tako da je debljina sloja punjenja koja je sagorila mala i ta faza se može zanemariti.

Po izlasku projektila iz cijevi oružja (slika 2.16c), naglo opada pritisak unutar base bleed generatora i proces sagorijevanja se odvija pri pritisku oko 0,1 MPa.

Base bleed generator projektila mora da:

- Ima strukturu metalnih dijelova koja izdržava uslove lansiranja
- Ima pogonsko punjenje koje će izdržati uslove lansiranja bez narušavanja integriteta punjenja i uticaja na proces sagorijevanja
- Postigne reproduktivnost karakteristika procesa sagorijevanja.

Radi poboljšanja dometa i preciznosti veoma je važno da se postigne što kraći prelazni proces postizanja uniformnog sagorijevanja goriva generatora.



Slika 2.16: Opstrujavanje projektila s base bleed generatorom: a) u trenutku lansiranja projektila, b) tokom kretanja projektila kroz cijev oružja i c) na ustima cijevi [54]

Pri istjecanju gasovitih produkata sagorijevanja malom brzinom kroz otvor na dnu projektila ne stvara se sila potiska, tako da rad base bleed generatora ne može promijeniti pravac leta projektila niti stabilnost. Zbog toga, prisustvo aktivnog base bleed generatora nema uticaja na disperziju projektila, ako je funkcionisanje generatora uniformno [54].

2.2.1. Pogonska materija

Pogonska materija za base bleed generator mora da stabilno sagorijeva, brzinom od 1 do 1,5 mm/s, na pritisku oko 0,1 MPa, da bi se obezbijedio subsoničan tok produkata sagorijevanja

koji istječu kroz otvor na dnu projektila s ciljem popune prostora iza dna projektila koji nastaje kada projektil leti supersoničnom brzinom.

Mlaz produkata sagorijevanja mora da bude neprekidan za vrijeme kretanja projektila na uzlaznom dijelu putanje i da na dnu projektila generira pritisak približno jednak okolnom atmosferskom pritisku.

U fazi lansiranja projektila, pogonsko punjenje base bleed generatora je izloženo velikim naprezanjima, tako da pogonska materija od koje je oblikovano pogonsko punjenje mora imati snažne unutrašnje poprečne veze između molekula da ne bi došlo do nastajanja pukotina ili loma pogonskog punjenja.

Potencijalna pogonska punjenja za base bleed generator treba da su fizički i hemijski stabilna tokom perioda skladištenja, lako zapaljiva od strane produkata sagorijevanja dok je projektil u cijevi oružja i da im je proces sagorijevanja stabilan.

Ove zahtjeve ispunjava kompozitno raketno gorivo.

Raketna goriva se definišu kao čvrste pogonske materije koje generišu veliki broj gasnih molekula pod uticajem visoke temperature tokom procesa sagorijevanja i koje mogu da međusobno reaguju u ambijentu oksidirajućeg sagorijevanja. Samo sagorijevanje je samoobnavljajuća egzotermička brzo oksidirajuća reakcija, pri čemu je neophodno da se goriva i oksidirajuća komponenta nalaze u gorivu.

Kada su oksidirajuća i goriva komponenta pomiješani i fizički sjedinjeni u čvrstu pogonsku materiju takva materija se naziva kompozitno ili heterogeno raketno gorivo. Kompozitno raketno gorivo sastoji se od neorganskih nitrata i perhlorata koji služe kao oksidator i organskih smola i plastičnih masa koje služe kao gorivo i kao vezivni materijal.

Vezivna komponenta se bazira na primjeni poliestera, polivinilhlorida, poliuretana ili polubutadiena, koji je istovremeno vezivna i goriva komponenta goriva. Od karakteristika polimera i njihovog udjela u masi goriva zavise fizičko-hemijske osobine goriva.

Polimerno vezivo osigurava dobre mehaničke karakteristike goriva u širokom temperaturnom intervalu upotrebe, dobre temperaturne dilatacije pri dugotrajnom skladištenju, pojavama vibracija ili ubrzanja tokom operativne upotrebe itd.

Vezivna komponenta goriva mora imati osobnost kao što su jednostavno miješanje i livljivost goriva.

Vezivna komponenta utiče na energetske karakteristike kompozitnog goriva, tako da je veoma važno poznavati njene termohemijske osobine, energiju, entalpiju formiranja i toplotni kapacitet.

Polimeri imaju veliku molekularnu masu i poslije procesa umrežavanja se nalaze u čvrstom stanju. Svaka od komponenti od kojih se sastoji polimerno vezivo utiče na termohemijske karakteristike veziva.

Za dio komponenti ne postoji jasna hemijska definicija u slobodnom toku informacija, tako da su za potpuno sagledavanje njihovog uticaja nužna teoretska i eksperimentalna istraživanja.

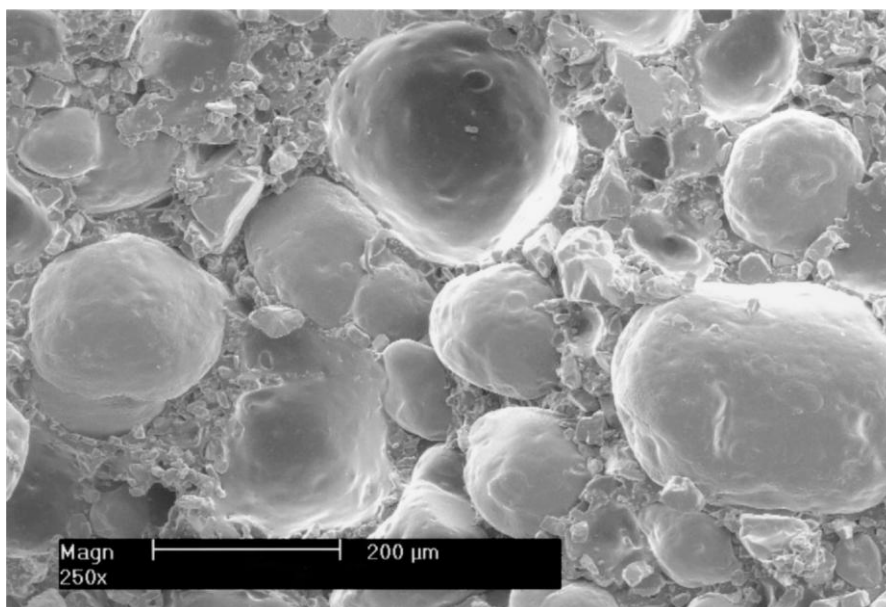
Polimeri moraju biti u tečnom stanju i da posjeduju sposobnost kvašenja čestica oksidatora. U početku procesa miješanja polimer ima malu molekularnu masu, ali tokom procesa polimerizacije i umrežavanja njegova molekularna masa raste. Proces umrežavanja ne bi trebao da prati intenzivni egzotermički proces i promjenu volumena.

Za gorivo base bleed generatora obično se koristi hidroksilno terminiran polibutadien, HTPB.

Oksidatori su materije koje treba da su bogate kisikom, da su u čvrstom stanju na temperaturi proizvodnje i da se mogu da vežu s polimernim vezivom. Oksidator koji se najčešće koristi je amonijum perhlorat, AP, i pri njegovoj upotrebi se mora obratiti posebna pažnja na čistoću, količinu vlage, oblik (površinu) i dimenzije čestica AP.

Amonijum perhlorat (NH_4ClO_4) je bijeli kristalni materijal čija se kristalna struktura mijenja iz ortorombne u kubnu na temperaturi od 513 K. Brza sublimacija se dešava između 670 K i 710 K, pri niskim pritiscima. Amonijum perhlorat nije higroskopan u atmosferi, maseni udio kiseonika je 0,545, a brzina detonacije je 3400 m/s. Iako ne sadrži atome metala, a molekularna masa produkata sagorijevanja je mala, amonijum perhlorat je glavni kristalni oksidator koji se koristi za kompozitna goriva. Produkti disocijacije amonijum perhlorata su gasoviti i sadrže N_2 , CO, CO_2 , H_2 , H_2O i HCl.

Distribucija veličine čestica AP u sastavu kompozitnog goriva (slika 2.17) igra veliku ulogu na nivo brzine sagorijevanja i strukturalnu otpornost punjenja goriva.



Slika 2.17: Čvrsto raketno gorivo koje sadrži čestice AP različite veličine (krupne i sitne) ugrađene u HTPB vezivo [66]

Pored toga, veza između površine čestica i polimernog veziva sa stanovišta sposobnosti “kvašenja”, odnosno formiranja kompaktne prostorne strukture oksidatora u vezivu zahtijeva posebna izučavanja distribucije veličina čestica AP.

Brzina sagorijevanja kompozitnih goriva se značajno mijenja primjenom amonijum perhlorata s različitim dimenzijama čestica. Što je manja veličina čestica AP, to je veća brzina sagorijevanja goriva. Iz tih razloga je veoma značajna faza mljevenje kristala amonijum perhlorata i klasifikacija čestica.

Aditivi se koriste u svrhu poboljšanja hemijske stabilnosti goriva, prigušivanja plamena poslije sagorijevanja, umanjivanja procesa nestabilnog gorenja i za modificiranje brzine gorenja.

Goriva se pripremaju miješanjem čvrstih i tečnih ingradijenata s vezivom, livenjem i polimerizacijom.

U tabelama 2.1, 2.2 i 2.3 su prikazani: udjeli pojedinih komponenata, termodinamičke karakteristike i ostale karakteristike, respektivno, za dva kompozitna raketnog goriva koja se koriste za izradu pogonskih punjenja base bleed generatora.

Kod prvog je kao vezivna komponenta korišten polimer HTPB, a kod drugog termoplastično vezivo TPE. U oba slučaja kao oksidator je upotrijebljen amonijum perhlorat, AP.

Tabela 2.1: Udio komponenata u gorivu za base bleed generator [67]

Komponenta (%)	HTPB	TPE
Vezivo	18	22
Oksidator	80	75
Agensi za poboljšanje veze između čvrstih čestica i polimera	0,1	1,5
Umreživač	1,4	-
Antioksidant	0,4	0,25
Katalizator	0,1	1,25

Tabela 2.2: Termodinamičke karakteristike dva goriva za base bleed generator [67]

	HTPB	TPE
Temperatura plamena (K)	2370	1693
Gustina (kg/m^3)	1590	1550
Izentropski koeficijent	1,2	1,2
Temperatura samopripaljivanja ($^{\circ}\text{C}$)	278	262

Tabeli 2.3: Ostale karakteristike dva goriva za base bleed generator [67]

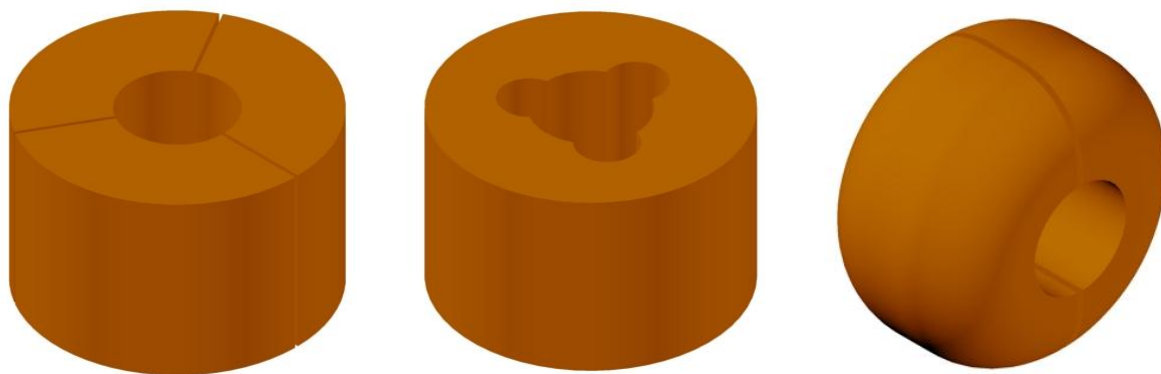
	HTPB	TPE
Osjetljivost na udar (m)	≥ 4	≥ 4
Osjetljivost na trenje (N)	203	288
Brzina sagorijevanja na atmosferskom pritisku (mm/s)	$\leq 1,6$	$\leq 1,6$
Elektrostatička osjetljivost	ne	ne

2.2.2. Tipovi pogonskih punjenja

Pri dizajnu pogonskog punjenja base bleed generatora treba postići sljedeće zahtjeve:

- Pogonsko punjenje treba da izdrži sva naprezanja kojima je izložen projektil tokom kretanja kroz cijev oružja
- Proces sagorijevanja goriva treba da bude stabilan
- Pogonsko punjenje mora osigurati degresivnu promjenu površine sagorijevanja, u zavisnosti od debljine svoda
- Brzina produkata sagorijevanja na izlazu iz projektila treba da bude subsonična
- Početna površina sagorijevanja treba da bude velika
- Temperatura produkata sagorijevanja ne smije da ugrozi strukturu base bleed generatora i projektila

Tipovi pogonskih punjenja koji ispunjavaju ove zahtjeve su prikazani na sljedećoj slici (slika 2.18).



Cilindrično pogonsko punjenje s unutrašnjim kanalom od tri segmenta

Cilindrično pogonsko punjenje s unutrašnjim kanalom u obliku djeteline

Pogonsko punjenje u obliku jabuke s unutrašnjim kanalom od dva segmenta

Slika 2.18: Oblici pogonskih punjenja za base bleed generator

Pogonska punjenja u obliku jabuke inhibirana su po vanjskoj površini punjenja, a pogonska punjenja u obliku cilindra inhibirana su i po vanjskoj i po jednoj ili obje čeone površine pogonskog punjenja.

Velika površina sagorijevanja se postiže višedijelnim punjenjima ili unutrašnjim kanalom čiji je poprečni presjek u oblik djeteline (slika 2.18).

3. OTPOR DNA PROJEKTILA (DOSADAŠNJA ISTRAŽIVANJA)

Teoretska razmatranja mehanizma smanjenja otpora dna primjenom base bleed generatora [20] objavili su u svojim radovima Gunners, Andersson i Hellgren, poglavlje 16 (1988.) i Danberg (1990.). U ovim radovima se pretpostavlja da ubrizgavanje male količine gasa u zonu iza projektila utiče samo na raspodjelu pritiska na dnu projektila i prema tome ima uticaja samo na otpor dna projektila. Talasni otpor i otpor trenja ostaju nepromijenjeni.

Otpor dna projektila

Otpor dna projektila C_{Db} je u direktnoj vezi s pritiskom na dnu projektila (baznim pritiskom) p_b [32], tj.:

$$C_{Db} = \frac{1 - \frac{p_b}{p_\infty}}{\frac{\gamma}{2} M_\infty^2} \cdot \left(\frac{d_b}{d}\right)^3 = -C_{pb} \cdot \left(\frac{d_b}{d}\right)^3 \quad (3.1)$$

gdje su:

d_b - prečnik dna projektila

d - kalibar projektila

M_∞ - lokalni Mach-ov broj

p_∞ - lokalni atmosferski pritisak

γ - odnos specifičnih toplota (1,4 za vazduh)

C_{pb} - koeficijent baznog pritiska

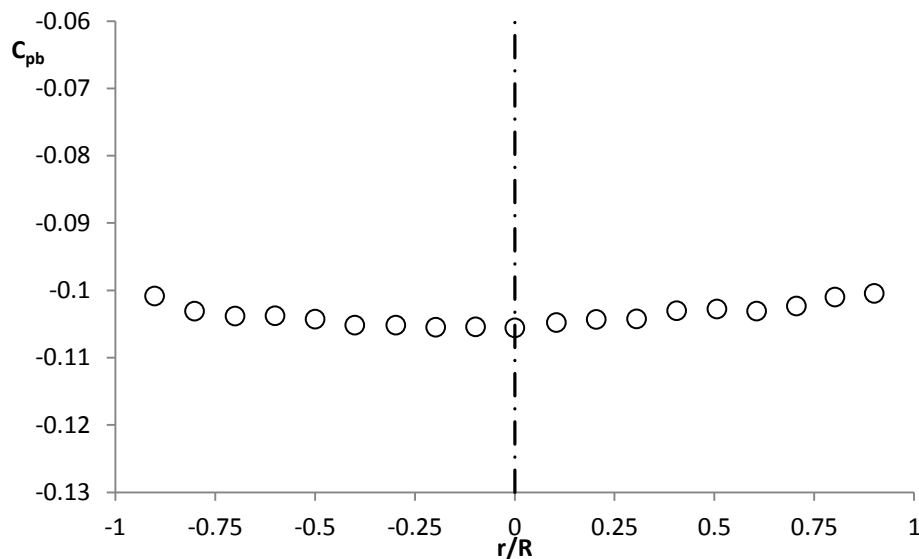
Procjenu radialne distribucije pritiska na dnu projektila bez zadnjeg konusa izvršili su Herrin i Dutton [77], mjerenjem pritiska na devetnaest lokacija na dnu projektila. Eksperiment je obavljen u aerotunelu Laboratorija za gasodinamiku na Univerzitetu u Illinois-u 1993. godine. Model korišten za ovaj eksperiment je bio cilindar prečnika baze 63,5 mm. Pritisak, temperatura i brzina slobodnog toka, pri eksperimentu, su iznosili $51,5 \pm 2,8$ kPa, 294 ± 3 K i 2,5 Mach-a.

Tokom ovog eksperimenta izvršeno je i mjerenje brzine toka iza modela. Mjerenja brzine su vršena duž centralne linije (ose simetrije) na rastojanjima od po 5 mm od dna do tačke koja je udaljena 175 mm od dna cilindra. Rezultati ovog eksperimenta prikazani su na slikama 3.1, 3.2 i 3.3.

Najniža vrijednost pritiska je izmjerena na osi simetrije ($r = 0$). Udaljavanjem od ose simetrije primjetan je blag porast pritiska. Najveća izmjerena vrijednost pritiska je za 3,9% veća od pritiska izmjerenog na osi simetrije.

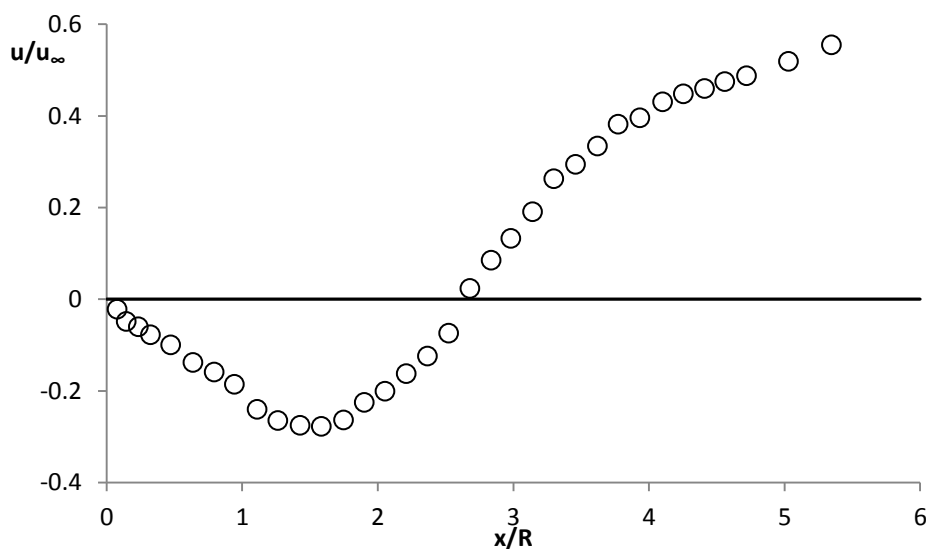
Srednja vrijednost koeficijenta baznog pritiska iznosi $C_{pb_{av}} = -0,102$.

Sličan profil baznog pritiska su uočili Reid i Hastings [79] za cilindrični zadnji dio u supersoničnom toku, pri $M_\infty = 2$, s maksimalnim porastom pritiska od približno 3% na rubu dna u odnosu na pritisak izmjeren na osi simetrije.



Slika 3.1: Radijalna distribucija pritiska na dnu projektila pri $M_\infty = 2,5$ [77]

Na slici 3.2 prikazana je zavisnost relativne aksijalne brzine toka duž centralne linije u funkciji rastojanja od dna, za $M_\infty = 2,5$.

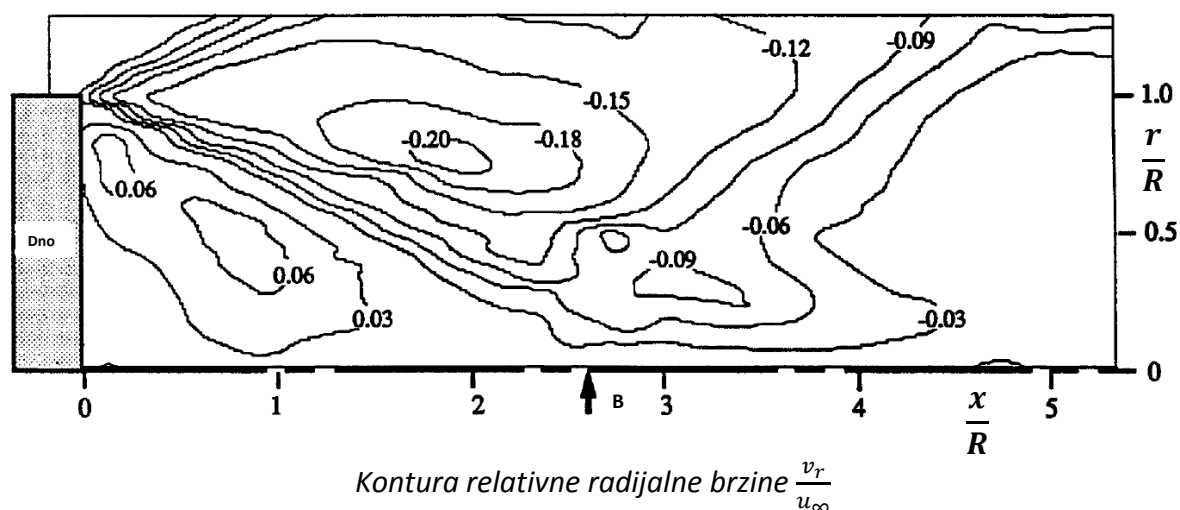
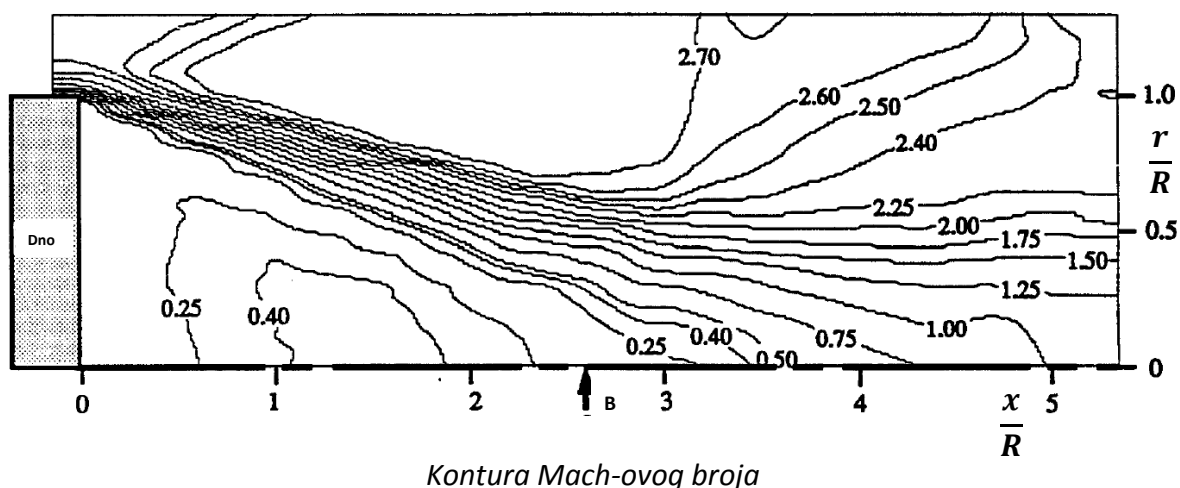


Slika 3.2: Relativna aksijalna brzina toka iza dna duž centralne ose pri $M_\infty = 2,5$ [77]

Zaustavna tačka (tačka u kojoj je brzina toka jednaka nuli), označena s B na slici 3.3, nalazila se na relativnom rastojanju $\frac{x}{R} = 2,65$. Maksimalna vrijednost brzine vazduha u recirkulirajućem regionu iza dna uočena je na udaljenosti $\frac{x}{R} = 1,5$ od dna i iznosila je približno 27% od brzine slobodnog toka.

Na slici 3.3 je prikazana kontura brzine iza dna pri brzini slobodnog toka $M_\infty = 2,5$.

Uočava se da tok vazduha iza dna duž ose simetrije ubrzava i brzinu od jednog Mach-a dostiže na udaljenosti približno pet poluprečnika dna. Maksimalan Mach-ov broj u recirkulirajućem regionu iznosi 0,48 i lociran je na osi simetrije na udaljenosti $\frac{x}{R} = 1,5$ od dna.



Slika 3.3: Kontura brzine iza dna pri $M_\infty = 2,5$ [77]

Zatvorene konture na rubu dna, gdje radijalna brzina ima negativne vrijednosti, označavaju skretanje glavnog toka kroz ekspanzioni talas. Kako se vanjski neviskozni tok približava osi simetrije, radijalna brzina nastavlja da raste po intenzitetu.

Vrijednosti bezdimenzionalne radijalne brzine su male u odnosu na vrijednosti aksijalne brzine i udio radijalne brzine u ukupnoj brzini toka iza dna opada s udaljavanjem od dna.

Recirkulirajući tok iza dna je, generalno, okarakteriziran malim gradijentima relativne brzine.

Otpor dna projektila s baznim istjecanjem gasa

Koeficijent otpora projektila za vrijeme rada base bleed generatora, $C_{D0_{bb}}$, može se predstaviti izrazom [27]:

$$C_{D0_{bb}} = C_{D0} - f_{BD} \cdot C_{D_{bi}} \quad (3.2)$$

gdje su:

C_{D0} - koeficijent otpora projektila s inertnim base bleed generatorom

$C_{D_{bi}}$ - koeficijent otpora dna projektila s inertnim base bleed generatorom

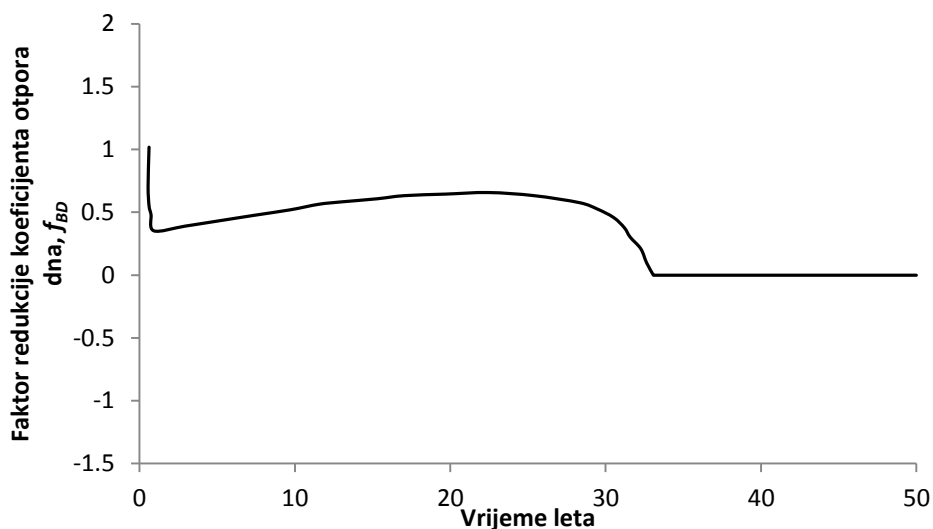
f_{BD} - faktor redukcije otpora dna

3.1. Faktor redukcije otpora dna

Faktor redukcije koeficijenta otpora dna, za projektil 155 mm M864, je empirijski izrazio Lieske [27], na osnovu rezultata eksperimenata izvršenih na poligonu u Yumi, 1987. godine.

Tokom eksperimenta su ispaljivani projektili 155 mm M864, s početnim brzinama 548 m/s, 670 m/s i 806 m/s. Projektili s aktivnim base bleed generatorom su ispaljeni pri elevacijama 28°, 42° i 65°, dok su projektili s inertnim base bleed generatorom ispaljeni samo pri elevaciji 42°. Base bleed generator je bio dizajniran da radi približno 30 sekundi.

Pomoću Hawk Doppler radara mjerena je brzina svakog projektila tokom leta. Iz ovih podataka određen je aerodinamički koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja za projekte s inertnim base bleed generatorom, aerodinamički koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja za projekte s aktivnim base bleed generatorom, a na osnovu toga je određen faktor redukcije otpora dna u funkciji vremena leta projektila za projekte s aktivnim base bleed generatorom (slika 3.4).



Slika 3.4: Faktor redukcije koeficijenta otpora dna u funkciji vremena leta, pri uglu lansiranja 42° i početnoj brzini 806 m/s projektila 155 mm M864 [27]

Faktor redukcije koeficijenta otpora dna za vrijeme rada base bleed generatora, primjenom metode višestruke regresione analize na rezultate dobivene navedenim eksperimentom, Lieske [27] je izrazio kao:

$$f_{BD} = f_1(f_2 + f_4(p_{sl} - p)/p_{sl}) \quad (3.3)$$

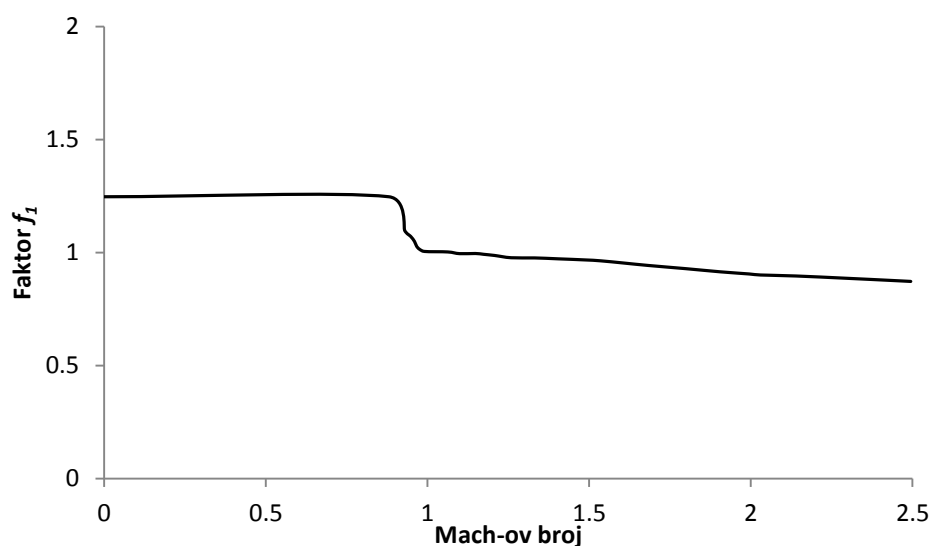
gdje su:

f_1 – faktor koji se koristi da predstavi redukciju otpora kao funkciju Mach-ovog broja (slika 3.5)

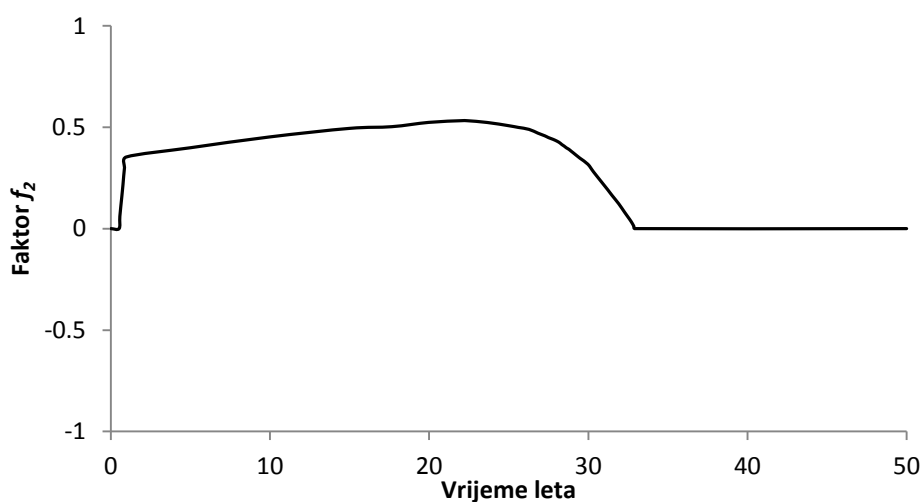
f_2 – faktor koji se koristi da predstavi redukciju otpora kao funkciju vremena leta (slika 3.6)

f_4 – faktor koji se koristi da predstavi redukciju otpora usljed očiglednog efekta lokalnog pritiska p

p_{sl} – pritisak vazduha na nultoj nadmorskoj visini



Slika 3.5: Faktor f_1 u funkciji Mach-ovog broja za projektil 155 mm M864 [27]



Slika 3.6: Faktor f_2 u funkciji vremena leta za projektil 155 mm M864 [27]

Konstanta f_3 se koristi, u izrazu za silu otpora, da bi se uskladili eksperimentalni radarski podaci grupe projektila [27].

Faktor f_4 je konstantan za vrijeme rada base bleed generatora. Analizom radarski podataka je određena njegova vrijednost, $f_4 = 0,3$ [27].

3.2. Bezdimenzionalni parametar ubrizgavanja I

Britanski istraživači, Bowman i Clayden [54], su predložili da se smanjenje otpora dna modelira kao funkcija bezdimenzionalnog parametra ubrizgavanja gasa I , koji se definiše u obliku:

$$I = \frac{\dot{m}_e}{\rho_\infty V_\infty A_b} \quad (3.4)$$

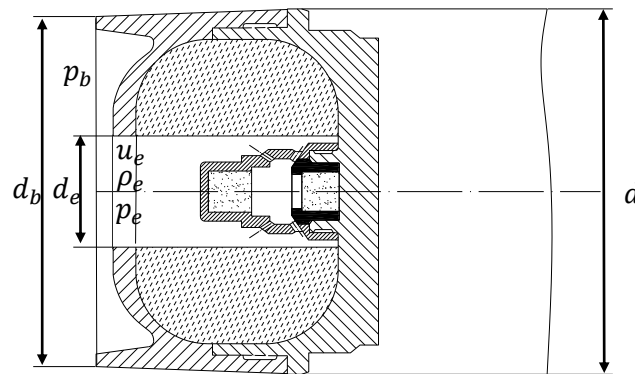
gdje su:

$\dot{m}_e$ - masena brzina istjecanja produkata sagorijevanja kroz otvor na dnu projektila

ρ_∞ - lokalna gustina vazduha

V_∞ - lokalna brzina vazduha

$A_b = \frac{d_b^2 \pi}{4}$ - površina dna projektila



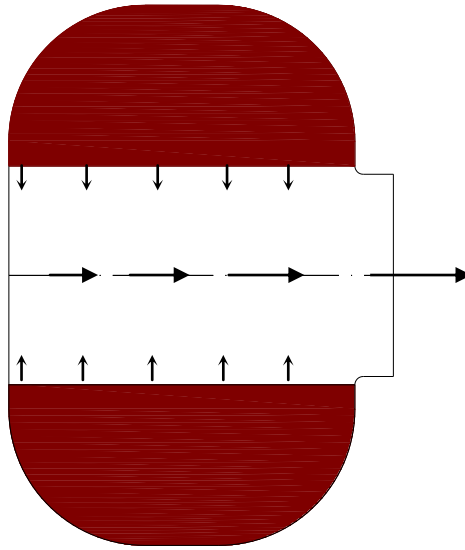
Slika 3.7: Struktura base bleed generatora [32]

Brzina istjecanja produkata sagorijevanja u_e , koji nastaju sagorijevanjem pogonskog punjenja base bleed generatora, kroz otvor generatora je subsonična (slika 3.7).

Sagorijevanje pogonske materije u base bleed generatoru odvija se na pritisku koji je blizak ambijentalnom.

Pretpostavlja se da je kretanje produkata sagorijevanja duž pogonskog punjenja base bleed generatora ustaljeno i jednodimenzionalno, tj. da je strujanje gasa u svakoj tački paralelno osi simetrije base bleed generatora (slika 3.8).

Masa nastala sagorijevanjem pogonske materije m jednaka je sumi mase produkata sagorijevanja akumuliranih u base bleed generatoru M i mase produkata sagorijevanja koji istječu kroz otvor base bleed generatora m_e [2,52].



Slika 3.8: Tok produkata sagorijevanja u base bleed generatoru

Jednačina kontinuiteta je:

$$\dot{m} = \frac{dM}{dt} + \dot{m}_e \quad (3.5)$$

pri čemu su:

$\dot{m}$ - masena brzina sagorijevanja pogonske materije

$\dot{m}_e$ - masena brzina istjecanja produkata sagorijevanja kroz otvor base bleed generatora

$\frac{dM}{dt}$ - promjena mase produkata sagorijevanja generiranih u komori sagorijevanja u vremenu

Pri radu base bleed generatora, promjena mase produkata sagorijevanja generiranih u komori sagorijevanja u vremenu je zanemarljiva, tj. može se usvojiti da je:

$$\frac{dM}{dt} = \frac{d(\rho_g \cdot V_c)}{dt} \approx 0 \quad (3.6)$$

gdje su:

ρ_g - gustina produkata sagorijevanja

V_c - slobodna zapremina u komori

tako da se jednačina održanja mase svodi na:

$$\dot{m} = \dot{m}_e \quad (3.7)$$

3.2.1. Masena brzina sagorijevanja pogonske materije

Masena brzina sagorijevanja pogonske materije je:

$$\dot{m} = \rho_{pm} \cdot \dot{r} \cdot A_s \quad (3.8)$$

gdje su:

ρ_{pm} - gustina pogonske materije (kg/m^3)

$\dot{r}$ - brzina sagorijevanja pogonske materije (m/s)

A_s - površina sagorijevanja pogonskog punjenja (m^2)

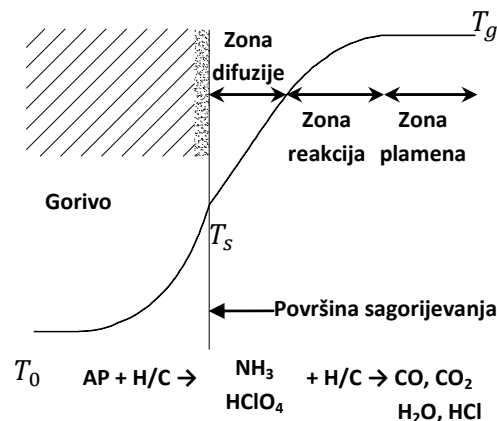
3.2.1.1. Sagorijevanje čvrste pogonske materije

Sagorijevanje čvrstih raketnih goriva je složen proces. O procesu sagorijevanja može se suditi na osnovu posmatranja strukture plamena. Struktura plamena je funkcija sastava, pritiska i uslova pod kojima se odvija sagorijevanje.

U trenutku pripaljivanja temperatura goriva se mora podići na temperaturu na kojoj započinju oksido-reducijski procesi. To je temperatura paljenja.

Toplota s produkata sagorijevanja prenosi se nazad na čvrsto gorivo pri čemu raste temperatura mase goriva do temperature dekompozicije, što dovodi do ponovnog generiranja toplote i održavanja procesa stacionarnim.

Na slici 3.9 shematski je prikazana struktura talasa sagorijevanja AP kompozitnih goriva.



Slika 3.9: Struktura talasa sagorijevanja AP kompozitnog raketnog goriva [75]

Tok produkata sagorijevanja kontinualno struji kroz zonu sagorijevanja i površina sagorijevanja se pomjera u suprotnom smjeru od toka produkata sagorijevanja. Uz pretpostavku da se površina sagorijevanja ne mijenja, tada zone sagorijevanja i temperaturni profil ostaju nepromijenjeni po vremenu i prostoru.

Toplotna ravnoteža na površini sagorijevanja (slika 3.10) za pojednostavljenu šemu talasa sagorijevanja može biti izražena kao:

$$\lambda_{pm} \left(\frac{dT}{dx} \right)_{s^-} = \lambda_g \left(\frac{dT}{dx} \right)_{s^+} + \rho_{pm} \cdot \dot{r} \cdot Q_s + I_f \quad (3.9)$$

gdje su:

T - temperatura,

x - rastojanje,

$\dot{r}$ - brzina sagorijevanja,

Q_s - toplota reakcije na površini sagorijevanja,

I_f - toplota vraćena od svjetlećeg plamena na površinu sagorijevanja zračenjem,

ρ - gustina,

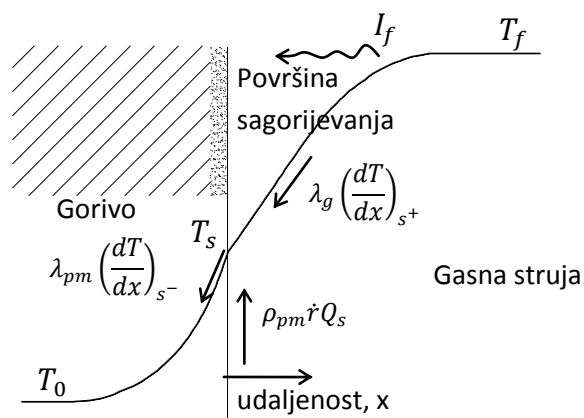
λ - toplotna provodljivost,

pm - gorivo,

g - gasna faza,

s^- - površina sagorijevanja sa strane goriva,

s^+ - površina sagorijevanja sa strane gasa.

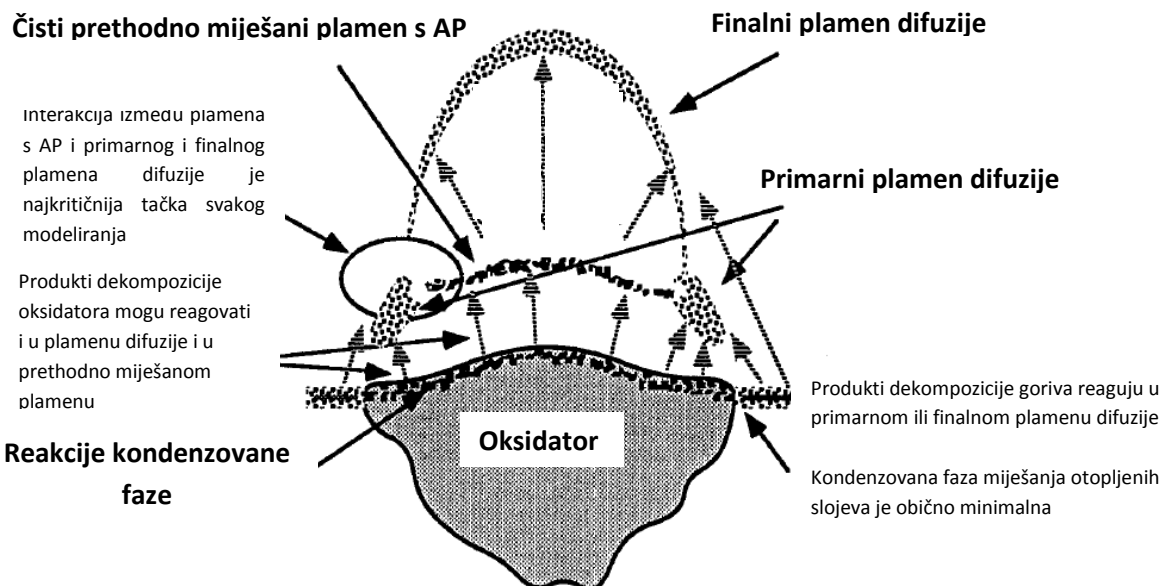


Slika 3.10: Toplotni balans na površini sagorijevanja [75]

S obzirom na to da svaki član u jednačini (3.9) zavisi od različitih fizičko-hemijskih parametara u zoni sagorijevanja, to se brzina sagorijevanja može odrediti samo detaljnim poznavanjem strukture plamena.

Sastav kompozitnih goriva je heterogen, pa je i struktura plamena heterogena po prostoru.

Struktura plamena i mehanizam sagorijevanja AP goriva prikazana je na slici 3.11.



Slika 3.11: Struktura plamena i mehanizam sagorijevanja AP goriva [74]

Kod sagorijevanja kompozitnog goriva na bazi smjese amonijum perhlorata i veziva tipa polibutadien, uočava se prisustvo dva plamena (slika 3.11):

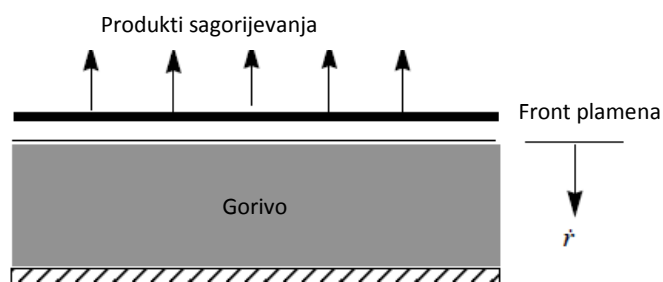
- Čisti prethodno miješani plamen s AP i
- Finalni plamen potaknut difuzijom između O_2 u AP i produkata sagorijevanja veziva i kinetikom gasova.

Tokom procesa sagorijevanja veoma veliku važnost igra veličina čestica AP.

3.2.1.2. Zakon brzine 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 s kojom se pomjera front plamena, pri sagorijevanju pogonske materije, obično je vezana za odgovarajući pritisak u komori sagorijevanja i za temperature okoline prije početka procesa sagorijevanja.

Brzina kojom se generiraju produkti sagorijevanja se izražava kao brzina regresije pogonske materije kako je prikazano na slici 3.12.



Slika 3.12: Regresija površine i nastanak gasovitih produkata sagorijevanja

Brzina sagorijevanja pogonske materije je funkcija pritiska i generalno, u ograničenom području pritiska, izražava se u obliku de Saint-Robert ili Vieill-ovog zakona:

$$\dot{r}_0 = a \cdot p^n \quad (3.10)$$

gdje su:

n - eksponent pritiska,

a - temperaturna konstanta

koji zavise od hemijskog sastava pogonske materije i početne temperature pogonskog punjenja.

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 promjenjiva. Primjenjene konfiguracije pogonskih punjenja u standardnim balističkim motorima treba da obezbjeđuju malu brzinu gasne struje iznad površine sagorijevanja, odnosno mali maseni fluks u kanalu za prolaz gasova, a teži se da 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. Tipični koeficijent podešavanja brzine sagorijevanja za primjenu u realnim raketnim motorima je 1,01-1,05 [2].

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

3.2.1.3. Osjetljivost pogonske materije na početnu temperaturu

Temperatura okoline T_p , odnosno početna temperatura pogonske materije utiče na brzinu sagorijevanja $\dot{r}$ i time na pritisak. Osjetljivost brzine sagorijevanja na temperaturu pogonske materije mora biti poznata za operativni interval temperatura za koji je projektovan base bleed generator odnosno projektil.

Najčešće se koriste slijedeća dva koeficijenta koji opisuju tu osjetljivost:

$$\pi_K = \frac{1}{p_c} \cdot \left(\frac{\partial p_c}{\partial T_p} \right)_K \quad \sigma_p = \frac{1}{\dot{r}} \cdot \left(\frac{\partial \dot{r}}{\partial T_p} \right)_p \quad (3.11)$$

Veličina σ_p je osobina pogonske materije i nezavisna je od konstrukcije base bleed generatora, a veličina π_K je karakteristika temperaturne osjetljivosti kompletnog base bleed generatora.

U slučajevima kada pad pritiska u komori sagorijevanja nije veliki, treba koristiti koeficijent π_K za procjenu promjene radnog pritiska s temperaturom. Ovaj koeficijent se naziva i konstanta Klemmung i karakterizira osjetljivost motora.

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

Veza između ova dva koeficijenta se izražava odnosom:

$$\pi_K = \frac{\sigma_p}{1-n} \quad (3.12)$$

Izmjena brzine sagorijevanja pri promjeni početne temperature pogonske materije ne odražava se samo na pritisak u komori sagorijevanja, već i na vrijeme rada base bleed generatora.

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 pogonske materije i ta zavisnost se izražava relacijom:

$$a = a_0 \cdot e^{\sigma_p \cdot (T_i - T_{p0})} \quad (3.13)$$

pri čemu su: a_0 - konstanta za standardnu početnu temperaturu goriva, T_{p0} - standardna početna temperatura goriva i T_i - trenutna temperatura goriva. Ovaj koeficijent, a , se može u prvoj aproksimaciji smatrati konstantnim za dato gorivo.

3.2.1.3. Osjetljivost pogonske materije na rotaciju oko uzdužne ose

Konvencionalni artiljerijski projektili su statički nestabilni, centar pritiska im se nalazi ispred centra mase gledajući od vrha projektila. Stabilnost ovih projektila se postiže velikom uzdužnom rotacijom.

Obrtanje projektila oko uzdužne ose izaziva promjene gasne dinamike u komori sagorijevanja base bleed generatora, kao i promjene u fenomenu sagorijevanja.

Brzina sagorijevanja pogonske materije zavisi od orijentacije vektora ubrzanja u odnosu na površinu sagorijevanja, lokalnog pritiska i masenog fluksa iznad površine sagorijevanja. Unutrašnja dinamika gasova zavisi od geometrije i površine sagorijevanja, lokalne brzine sagorijevanja i masenih karakteristika istjecanja kroz otvor base bleed generatora.

Uticaj normalnog ubrzanja na brzinu sagorijevanja pogonske materije određuje se eksperimentalno.

Rezultati istraživanja [2], sprovedenih u *Thiokol Chemical Corporation* u okviru jednog projekta urađenog za NASA, pokazuju da povećanje brzine sagorijevanja je skoro neznatno za uglove koje zaklapaju vektor ubrzanja i vektor površine sagorijevanja manje od 75°, i da se povećanje brzine sagorijevanja javlja kod uglova od 75°-90°.

Predložena je zavisnost promjene brzine sagorijevanja u polju radijalnog ubrzanja [59] u obliku:

$$\frac{\dot{r}}{\dot{r}_0} = 1 + F(g) \cdot F(\theta) \quad (3.14)$$

gdje su:

$F(g)$ - funkcija nivoa radijalnog ubrzanja

$F(\theta)$ - funkcija orijentacije vektora ubrzanja u odnosu na površinu sagorijevanja

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

$$F(\theta) = \frac{\left[\left(\frac{\dot{r}}{\dot{r}_0}\right)_\theta - 1\right]}{\left[\left(\frac{\dot{r}}{\dot{r}_0}\right)_{90} - 1\right]} \quad (3.15)$$

gdje su:

$\dot{r}$ - brzina sagorijevanja u polju ubrzanja,

$\dot{r}_0$ - brzina sagorijevanja bez dještva polja ubrzanja i

θ - index koji označava slučaj kada vektor normalnog ubrzanja zaklapa s površinom sagorijevanja ugao θ

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

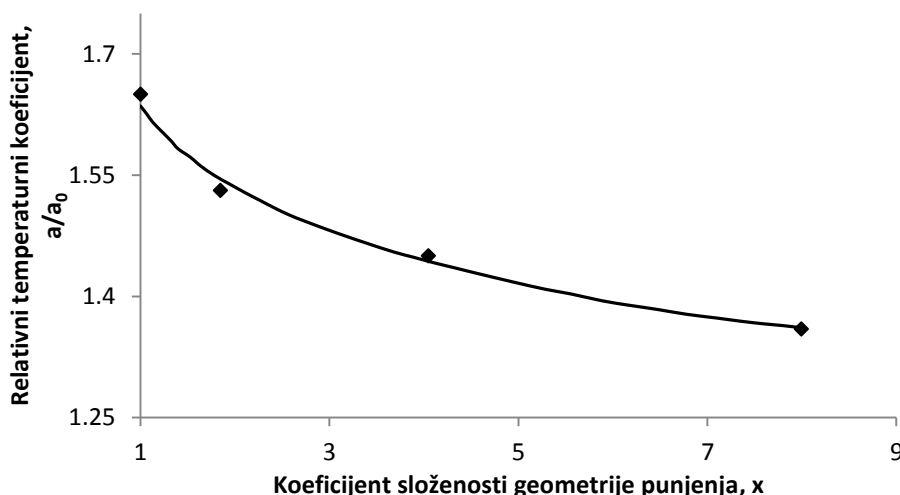
Murphy i Wall su vršili istraživanja koja su bila usmjerena na određivanje uticaja složenosti geometrije pogonskog punjenja na promjenu brzine sagorijevanja pri djelovanju radijalnog ubrzanja [59]. Iz pregleda podataka Wall-a proizlazi da eksponent pritiska “ n ” u zakonu brzine sagorijevanja $\dot{r} = a \cdot p^n$, ne zavisi od obrtanja, dok koeficijent “ a ” zavisi od složenosti konfiguracije pogonskog punjenja izložene obrtanju oko uzdužne ose.

Mjeru složenosti konfiguracije pogonskog punjenja su definisali Fenech i Billheimer, preko faktora složenosti x , koji predstavlja mjeru između stvarne površine za prolaz gasova unutrašnje šupljine pogonskog punjenja A_p prema površini kružnog kanala punjenja za prolaz gasa A_c , istog obima O [59]. Faktor složenosti može biti izražen u jednom od dva oblika:

$$x = \frac{A_c}{A_p} = \frac{O^2}{4 \cdot \pi \cdot A_p} \quad (3.16)$$

Ispitivanja Marphy i Wall-a su obuhvatala četiri konfiguracije pogonskog punjenja (šuplji cilindar $x = 1$; šupljinu u obliku spirale $x = 1,8$; šupljina u obliku četverokrake djeteline $x = 4,05$ i šupljina u obliku peterokrake zvijezde $x = 8$) u dinamičkim testovima, obrtnih motora prečnika 114,3 mm i dužine 355,6 mm. Pri tim ispitivanjima je korištena nealuminizirana polusulfidna pogonska materija. Parametri kao potisak, pritisak i brzina sagorijevanja su slati na zemlju telemetrijskim uređajima. Broj obrtaja motora je bio približno 40000 o/min i pritisak sagorijevanja 4,2 MPa.

Na slici 3.13 prikazana je zavisnost relativnog temperaturnog koeficijenta $\frac{a}{a_0}$ i faktora složenosti konfiguracije x .



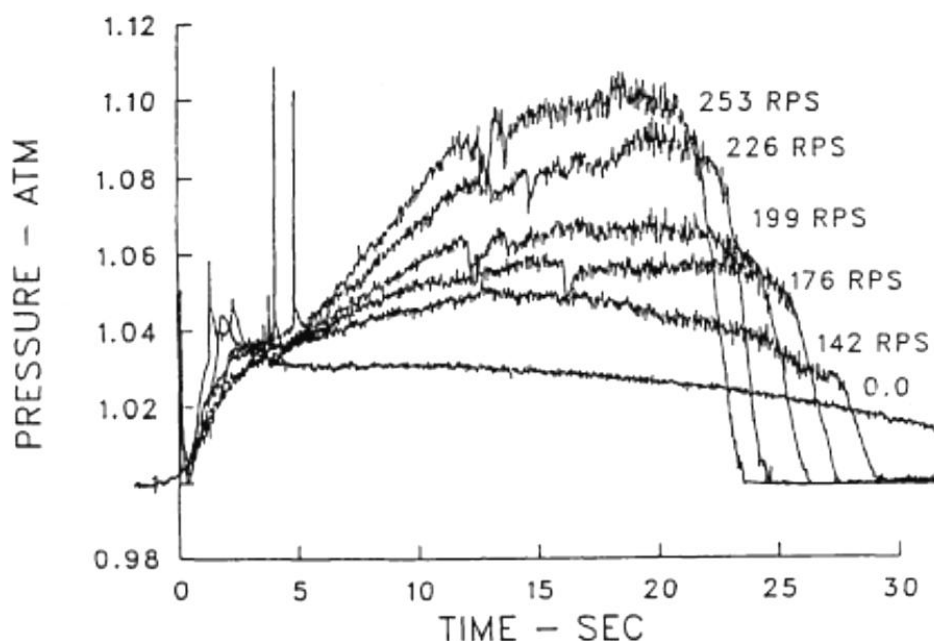
Slika 3.13 Uticaj složenosti geometrije pogonskog punjenja na promjenu temperaturne konstante a/a_0 u zakonu brzine sagorijevanja [59]

Povećanje složenosti konfiguracije pogonskog punjenja, smanjuje glavni efekt radijalnog ubrzanja.

Kayser i Kuzan [24] su vršili mjerenje pritiska i temperature u komori sagorijevanja base bleed generatora projektila 155 mm M864 izloženog polju konstantnog radijalnog ubrzanja. Takođe su mjerili i vrijeme rada base bleed generatora.

Eksperimentalna istraživanja su vršena na opitnom stolu sa spoljnim sistemom za ostvarivanje obrtanja oko uzdužne ose. Gasoviti produkti sagorijevanja su istjecali u atmosferu. U eksperimentu su korištena pogonska punjenja u obliku jabuke s unutrašnjim kanalom i dva prereza. Pri tim ispitivanjima je korištena pogonska materija, označene s AP-2, koja sadrži: 73% AP, 15% HTPB, 2% željeznog oksida, 5% oksamida i 5% ostalih agenasa.

Izmjerene vrijednosti pritiska u komori sagorijevanja base bleed generatora, koji se koristi za projektil 155 mm M864, u funkciji vremena rada base bleed generatora, izloženog različitim konstantnim ugaonim brzinama oko uzdužne ose, prikazane su na slici 3.14.



Slika 3.14: Promjena pritiska u komori sagorijevanja u funkciji vremena pri različitim ugaonim brzinama, za projektil 155 mm M864 [24]

Uočeno je da pri sagorijevanju pogonskog punjenja u statičkim uslovima, pritisak u komori sagorijevanja raste u početnoj prelaznoj fazi, koja traje oko 3,3 sekunde, a zatim postepeno opada.

Kada je pogonsko punjenje izloženo polju konstantnog radijalnog ubrzanja, tada poslije početne prelazne faze, pritisak u komori sagorijevanja nastavlja da raste i u završnoj fazi (na oko 2/3 vremena sagorijevanja punjenja) počinje naglo da opada.

Takođe je uočeno da u početnoj prelaznoj fazi, brzina sagorijevanja goriva AP-2 malo zavisi od ugaone brzine.

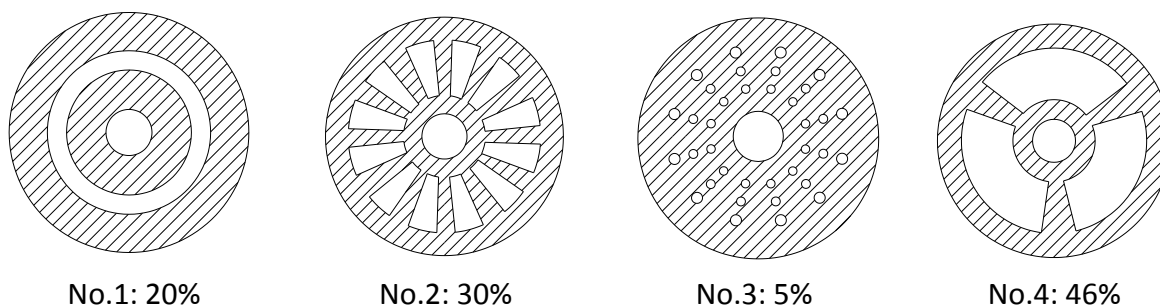
3.3. Aerodinamika baznog ubrizgavanja gasa

Veliki broj eksperimenata u supersoničnom aerotunelu na temu istjecanja gasa u zonu iza projektila, konfiguracije ožival-cilindar, izvršen je tokom 60-ih, 70-ih i 80-ih godina prošlog vijeka, u balističkom istraživačkom laboratoriju (BRL), Maryland, USA. Većina eksperimenata odnosila se na istjecanje hladnog vazduha u trag iza projektila, pri bezdimenzionalnom koeficijentu istjecanja $I = 0,01 \div 0,04$.

Kayser [63], 1975., je istraživao uticaj geometrije otvora base bleed generatora na pritisak na dnu projektila. U eksperimentu se vršilo ubrizgavanje hladnog vazduha u zonu iza projektila, konfiguracije ožival-cilindar, pri Mach-ovom broju slobodnog toka $M = 3$.

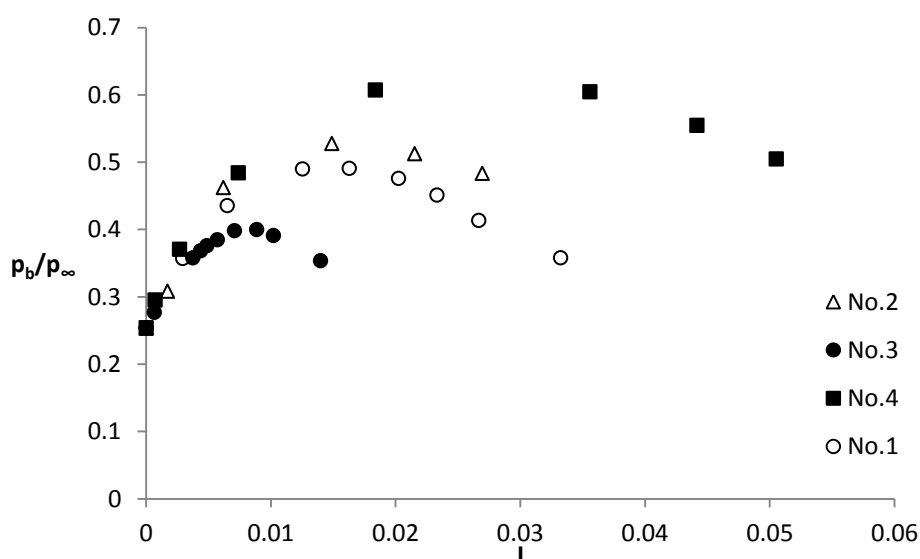
Na slici 3.15 su prikazane četiri konfiguracija dna koje su korištene u eksperimentu.

Otvori kroz koji je ubrizgavan hladan vazduh imali su površine od 5 do 46% od površine dna projektila.



Slika 3.15: Konfiguracije dna projektila [63]

Promjene baznog pritiska u funkciji bezdimenzionalnog parametra I , bez ubrizgavanja vazduha kroz centralni otvor, za ove četiri konfiguracije dna projektila, prikazane su na slici 3.16.



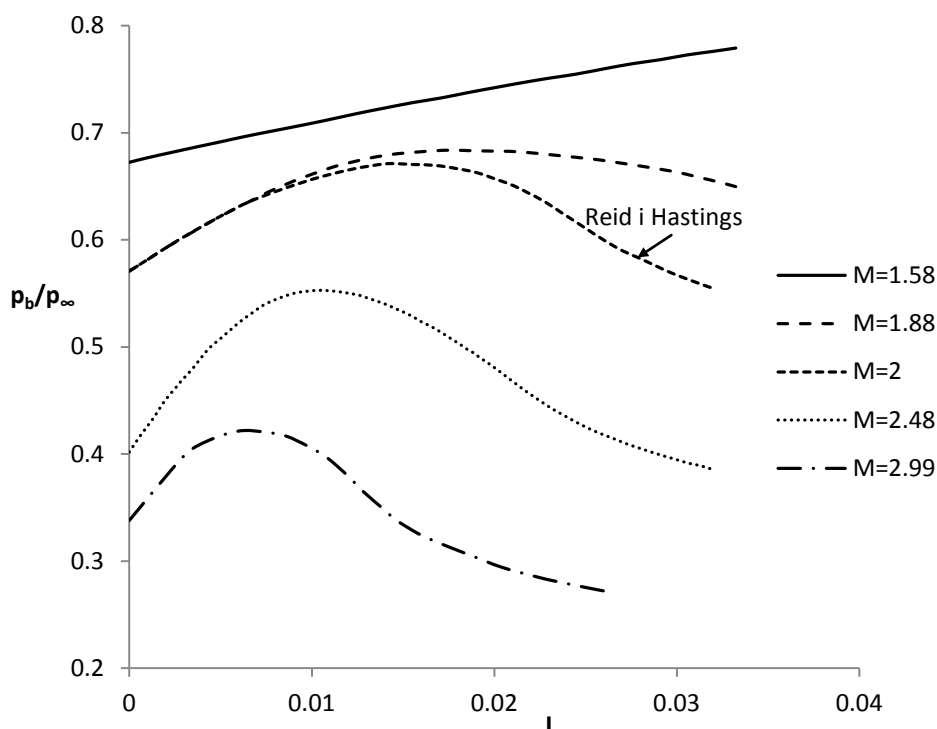
Slika 3.16: Pritisak na dnu projektila kao funkcija bezdimenzionalnog parametra I za različite površine izlaznog otvora, pri $M_\infty = 3$ [63]

Utvrđeno je da za male vrijednosti bezdimenzionalnog parametra, $I \leq 0,002$, relativni pritisak $\frac{p_b}{p_\infty}$ raste linearno s I i ne zavisi od površine otvora kroz koji se ubrizgava vazduh. Za $I > 0,002$, veći porast baznog pritiska se ostvaruje pri istjecanju hladnog vazduha kroz otvore čija je površina veća. Vrijednosti bezdimenzionalnog parametra I pri kojima se postiže maksimalan odnos $\frac{p_b}{p_\infty}$ su veće za veće površine otvora kroz koji istječe vazduh.

Rezultati eksperimenata koje su vršili Bowman i Clayden [73] i Reid i Hastings [62] objedinjeni su na slici 3.17.

Bowman i Clayden su mjerili pritisak na dnu projektila pri istjecanju hladnog vazduha kroz otvor čiji je prečnik d_e iznosio 0,4 kalibra projektila, pri različitim vrijednostima Mach-ovog broja slobodnog toka.

Reid i Hastings su istraživali uticaj masene brzine hladnog vazduha, koji se ubrizgava u zonu iza projektila, na pritisak na dnu projektila, pri brzini slobodnog toka $M = 2$.



Slika 3.17: Pritisak na dnu projektila kao funkcija bezdimenzionalnog parametra I za različite Mach-ove brojeve slobodnog toka [13]

Pri brzini opstrujavanja $M = 1,58$, s porastom bezdimenzionalnog parametra I relativni pritisak na dnu projektila raste linearno.

Daljim povećanjem brzine opstrujavanja, relativni pritisak na dnu projektila postiže maksimalnu vrijednost za određenu vrijednost bezdimenzionalnog parametra I i s njegovim daljim povećanjem nastupa pad pritiska na dnu.

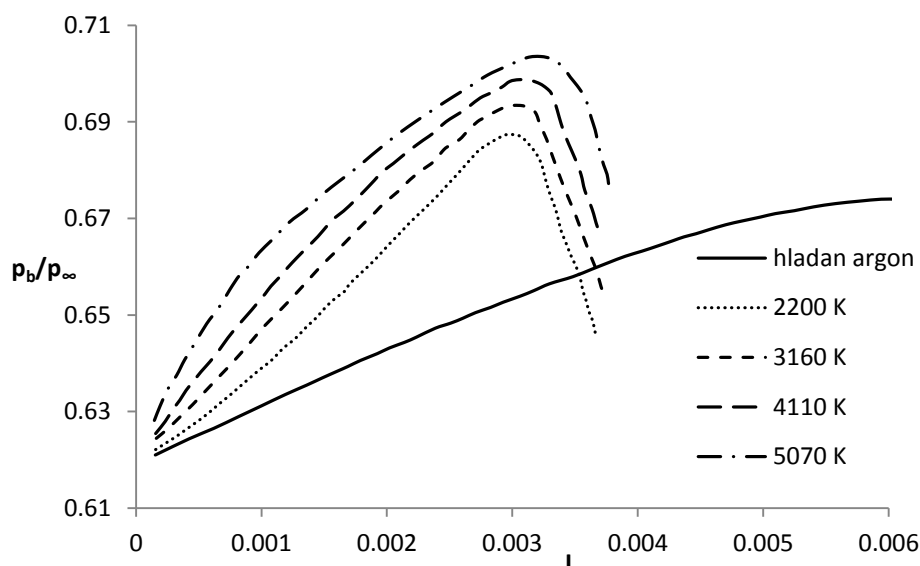
S daljim rastom brzine opstrujavanja tačka maksimalnog pritiska na dnu se pomjera ka zoni malih vrijednosti bezdimenzionalnog parametra I .

Za male brzine istjecanja kod kojih je parametar $I \leq 0,002$ utvrđena je zona linearne promjene relativnog pritiska $\frac{p_b}{p_\infty}$ u funkciji bezdimenzionalnog parametra I .

Uticaj temperature produkata sagorijevanja koji istječu iz base bleed generatora na promjenu pritiska na dnu projektila istraživan je eksperimentalno [76, 16] i numerički [42].

Bowman i Clayden [76] su u eksperimentu, u aerotunelu, kroz otvor na dnu projektila ubrizgavali argon različitih brzina, pri Mach-ovom broju slobodnog toka $M = 2$, i mjerili pritisak na dnu projektila. Rezultati ovog eksperimenta prikazani su na slici 3.18.

U ovom eksperimentu su korišteni hladan argon i argon zagrijan na sljedeće temperature: 2200K, 3160K, 4110K i 5070K.



Slika 3.18: Uticaj temperature gasa na pritisak na dnu projektila pri $M_{\infty} = 2$ [76]

Veći porast pritiska na dnu projektila, pri istoj vrijednosti bezdimenzionalnog parametra I , se postiže ubrizgavanje argona veće temperature. S rastom temperature, zona maksimalne vrijednosti pritiska na dnu se pomijera udesno (veće vrijednosti bezdimenzionalnog parametra I).

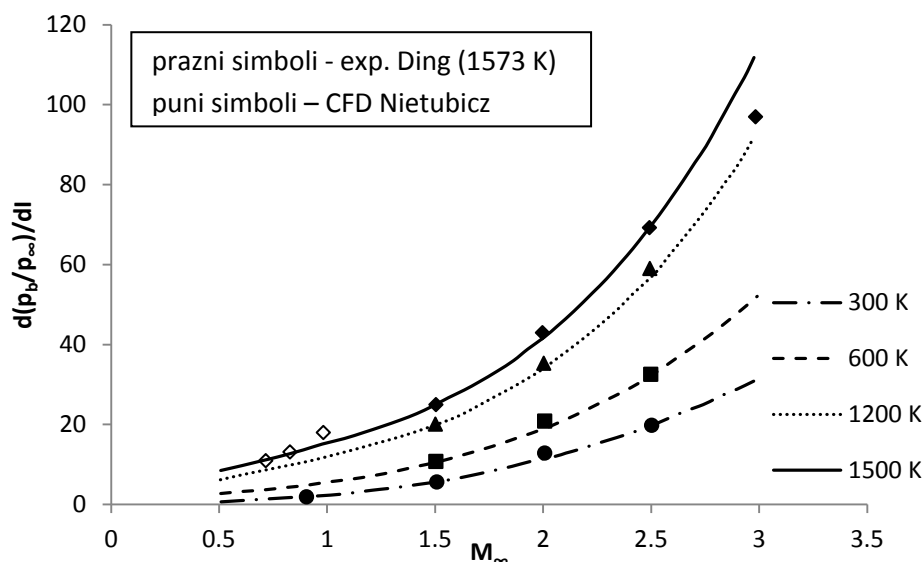
Eksperimentalna istraživanja uticaja temperature produkata sagorijevanja na pritisak na dnu projektila, pri brzinama opstrujavanja manjim od jednog Mach-a, izvršili su Ding Zeshong, Liu Yafel i Chen Shaosong [94], u aerotunelu HG - 03, u Tehnološkom institutu u Istočnoj Kini.

U ovim testovima su korištena tri tipa pogonske materije za base bleed generator, prvi s temperaturom sagorijevanja preko 3000°C , a kod ostala dvije pogonske materije temperatura sagorijevanja je bila oko 1300°C . Brzine produkata sagorijevanja na izlazu iz base bleed generatora ostvarene tokom sagorijevanja ovih pogonskih punjenja odgovarale su vrijednostima bezdimenzionalnog parametra I od 0,0 do 0,012. Promjena pritiska na dnu je mjerena tokom čitavog procesa.

Uočeno je da se pri brzinama opstrujavanja u opsegu $M = 0,6 \div 0,8$, za $I \geq 0,007$, upotrebom prve pogonske materije može potpuno eliminisati bazni otpor, dok se s druge dvije pogonske materije bazni otpor reducira za $70 \div 80\%$. Pri brzini slobodnog toka $M = 0,98$, uticaj temperature produkata sagorijevanja na redukciju otpora dna se smanjuje s porastom bezdimenzionalnog parametra I . Za $I = 0,01$ redukcija otpora dna iznosi 70% za prvu pogonsku materiju, a za ostala dvije od 64% do 67% .

U numeričkim eksperimentima [42] simulirano je istjecanje vazduha u zonu iza projektila pri različitim brzinama opstrujavanja projektila. Simulacije su urađene za sljedeće temperature istjećućeg vazduha: 300K, 600K, 1200K i 1500K.

Rezultate numeričkih simulacija [42] i eksperimenata [16] objedinio je Danberg [13] u jedan dijagram, prikazan na slici 3.19.



Slika 3.19: Promjena baznog pritiska po parametru I u funkciji Mach-ovog broja za male brzine istjecanja i različite temperature istječućeg gasa [13]

Uočava se da je redukcija otpora dna veća što je temperatura gasa koji istječe kroz otvor base bleed generatora veća. To je u saglasnosti s gornjim eksperimentima.

Pri praktičnoj primjeni base bleed generatora, kroz otvor na dnu projektila istječu vrela produkta sagorijevanja. Vrijednosti bezdimenzionalnog parametra I se kreću između 0,001 i 0,005. Ovako niske vrijednosti su posljedica ograničenja prečnika i ukupne zapremine base bleed generatora i time i samog pogonskog punjenja. Veće vrijednosti bezdimenzionalnog parametra I značajno bi uticale na skraćivanje vremena rada base bleed generatora, odnosno vremena u toku kojeg dolazi do redukcije otpora dna i smanjile njegov uticaj na povećanje dometa projektila.

3.3.1. Linearni efekt ubrizgavanja na bazni pritisak

Ako se pretpostavi da je brzina ubrizgavanja gasa u zonu iza dna projektila mala u odnosu na brzinu vazduha i da je efekt ubrizgavanja na promjenu pritiska na dnu projektila blizak linearnom, tada je, prema Danberg-u [13], odnos pritiska na dnu projektila i pritiska slobodnog toka:

$$\frac{p_b}{p_\infty} = \left(\frac{p_b}{p_\infty} \right)_{I=0} + \left[\frac{d(p_b/p_\infty)}{dI} \right]_{I=0} \cdot I \quad (3.17)$$

gdje je $\left(\frac{p_b}{p_\infty} \right)_{I=0}$ odnos pritiska na dnu projektila i pritiska slobodnog toka projektila s inertnim base bleed generatorom.

Na osnovu rezultata navedenih eksperimentalnih istraživanja i numeričkih proračuna utvrđeno je da pri različitim temperaturama gasa koji istječe kroz otvor na dnu projektila nagib krive $\left[\frac{d(p_b/p_\infty)}{dI} \right]_{I=0}$ raste brzo s porastom Mach-ovog broja i skoro linearno s porastom temperature.

Ove činjenice, Danberg [13] je izrazio relacijom:

$$\left[\frac{d(p_b/p_\infty)}{dI} \right]_{I=0} = (-5,3953 + 0,03096 \cdot T_j) \cdot M_\infty + (4,6101 - 0,02628 \cdot T_j) \cdot M_\infty^2 + (-0,566 + 0,008028 \cdot T_j) \cdot M_\infty^3 \quad (3.18)$$

gdje je T_j temperatura produkata sagorijevanja na izlazu iz base bleed generatora izražena u K.

3.3.2. Nelinearni efekt ubrizgavanja na bazni pritisak

Za vrijednosti parametra $I > 0,002$, Danberg [13] pritisak na dnu projektila izražava u obliku:

$$\frac{p_b}{p_\infty} = \left(\frac{p_b}{p_\infty} \right)_{I=0} + \frac{\sigma \cdot I}{1 + \beta \cdot \sigma \cdot I} \quad (3.19)$$

gdje je

$$\sigma = \left[\frac{d(p_b/p_\infty)}{dI} \right]_{I=0}$$

a

$$\beta = 15,1 - 46,3(M_\infty - 0,71) \text{ za } M_\infty < 0,98$$

$$\beta = 2,6 \text{ za } M_\infty \geq 0,98$$

3.3.3. Poboljšana metoda za predviđanje baznog pritiska

Prema Danberg-ovom metodu [13], pritisak na dnu projektila za vrijeme rada base bleed generatora određuje se iz jednačina (3.17) i (3.19) u zavisnosti od vrijednosti bezdimenzionalnog parametra istjecanja I .

Poređenjem pritiska na dnu projektila određenog prema Danberg-ovom metodu i eksperimentalno [62,63,73], utvrđeno je dobro slaganje kada se radi o istjecanju hladnog gasa kroz otvor base bleed generatora prečnika $d_e = 0,4$ kalibra projektila.

Međutim, ukoliko otvor ima drugačiju dimenziju, dolazi da značajnih odstupanja i Danberg-ova metoda važi samo u određenom opsegu bezdimenzionalnog parametra I [32]. Ako je prečnik otvora veći od 0,4 kalibra projektila veća je i vrijednost bezdimenzionalnog parametra I do koje se primjenom Danberg-ovog modela može odrediti pritisak na dnu projektila sa zadovoljavajućom tačnošću. Sa smanjenjem prečnika otvora ispod 0,4 kalibra projektila smanjuje se i vrijednost bezdimenzionalnog parametra I do koje je primjenjiva navedena metoda.

U tabeli 3.1 su prikazana vrijednosti parametra I za koje Danberg-ovog metoda daje dobre rezultate u zavisnosti od prečnika otvora base bleed generatora u odnosu na rezultate eksperimenata.

Tabela 3.1: Ograničenja Danberg-ovog modela procjene otpora dna projektila [32]

$\frac{d_e}{d}$	0,22	0,45	0,67
I	$\leq 0,005$	$\leq 0,01$	$\leq 0,025$

Maksimalna vrijednost bezdimenzionalnog parametra I za koju se može očekivati da vrijednosti pritiska na dnu projektila određene prema Danberg-ovom metodu budu bliske eksperimentalno određenim vrijednostima data je empirijskom relacijom [32]:

$$I_{max} = (0,0331) \left(\frac{d_e}{d} \right)^2 + (0,0118) \left(\frac{d_e}{d} \right) \quad (3.20)$$

Moore [32] je uočio da maksimalna vrijednost bezdimenzionalnog parametra I za koju se mogu očekivati da vrijednosti pritiska na dnu projektila određene prema jednačini (3.19) budu bliske eksperimentalnim zavisi i od toga da li istječe hladan ili vreo gasa. Za vreo gas, jednačina (3.20) se treba modifikovati prema:

$$[I_{max}]_{vreo\ gas} = \frac{2}{3} \cdot [I_{max}]_{hladan\ gas} \quad (3.21)$$

Iz navedenih razloga, Moore i saradnici su izvršili modifikaciju Danberg-ovog modela za base bleed generator, uvodeći gornju granicu bezdimenzionalnog parametra I u funkciji prečnika otvora base bleed generatora za koju se dobiva tačna vrijednost $\frac{p_b}{p_\infty}$ i uzimajući u obzir da kroz otvor base bleed generatora istječe vreo gas.

U odnosu na originalni Danberg-ov model [13] učinjene su sljedeće promjene:

- Koeficijent pritiska dna projektila određuje se na osnovu funkcije $C_{pb} = f(M)$ prikazane na slici 2.12
- Upotreba konstantne vrijednosti za β u jednačini (3.19)
- Definisanje opsega vrijednosti parametra I kao funkcije odnosa prečnika otvora na base bleed generatoru i kalibra projektila, $\frac{d_e}{d}$, u kojem se mogu očekivati tačne vrijednosti $\frac{p_b}{p_\infty}$ iz modifikovane teorije Danberg-a.

Ovako modifikovan model, čiji je rezime prikazan na slici 3.20, primjenjen je u programu za predviđanje aerodinamičkih koeficijenata AP02 (verzija APC iz 2002. godine).

APC (skraćenica od engleskog izraza Aeroprediction Code) je poluempirijski računarski program za predviđanje aerodinamičkih koeficijenata u funkciji Mach-ovog broja i napadnog ugla za različite konfiguracije projektila (osnosimetrični projektili, minobacački projektili, raketni projektili, itd.).

Prvu verziju ovog programa napisao je F. G. Moore 1973. godine i ona je omogućavala da se izvrši predviđanje statičkih sila i momenata za osnosimetrični projektil.

Tokom godina područje primjene ovog programa je prošireno i 2009. godine je objavljena deseta verzija ovog programa pod nazivom AP09.

$$\frac{p_b}{p_\infty} = \left(\frac{p_b}{p_\infty} \right)_{I=0} + \frac{\sigma \cdot I}{1 + 2,6 \cdot \sigma \cdot I}$$

gdje:

$\left(\frac{p_b}{p_\infty} \right)_{I=0}$ - odnos pritiska na dnu projektila i pritiska slobodnog toka projektila s inertnim base bleed generatorom

$$\sigma = (-5,3953 + 0,03096 \cdot T_j) \cdot M_\infty + (4,6101 - 0,02628 \cdot T_j) \cdot M_\infty^2 + (-0,566 + 0,008028 \cdot T_j) \cdot M_\infty^3$$

I - parametar ubrizgavanja

T_j - temperatura na izlazu (K)

$$I_{max} = (0,0331) \left(\frac{d_e}{d} \right)^2 + (0,0118) \left(\frac{d_e}{d} \right) \quad \text{za hladan gas}$$

$$(I_{max})_{vreo\ gas} = \frac{2}{3} \cdot [I_{max}]_{hladan\ gas}$$

I_{max} - maksimalna vrijednost I za datu vrijednost $\frac{d_e}{d}$ gdje se mogu očekivati tačne vrijednosti $\frac{p_b}{p_\infty}$ prema modifikovanoj Danberg-ovoj teoriji

Slika 3.20: Modifikovan Danberg-ov model za base bleed [32]

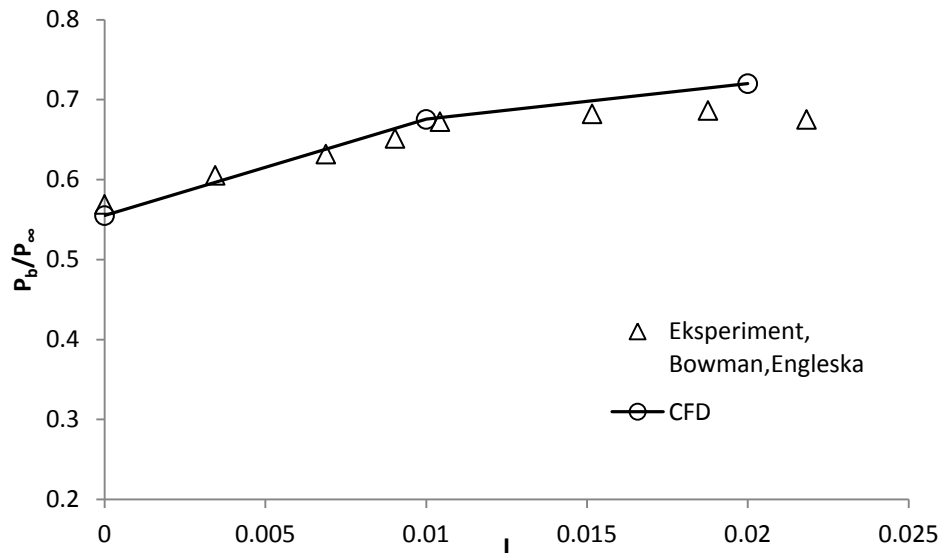
Područje primjenjivosti Danberg-ovog modela ograničeno je s veličinom otvora base bleed generatora kroz koji istječe gas, kako je definisano relacijom (3.20).

3.4. Efekt base bleed generatora s aspekta mehanike gasa

Razvojem računara stvorili su se uslovi za numeričko rješavanje matematičkih modela koji opisuju strujanje fluida. Efekt base bleed generatora i kompleksnost gasnog toka mogu se ilustrovati primjenom metoda numeričke simulacije.

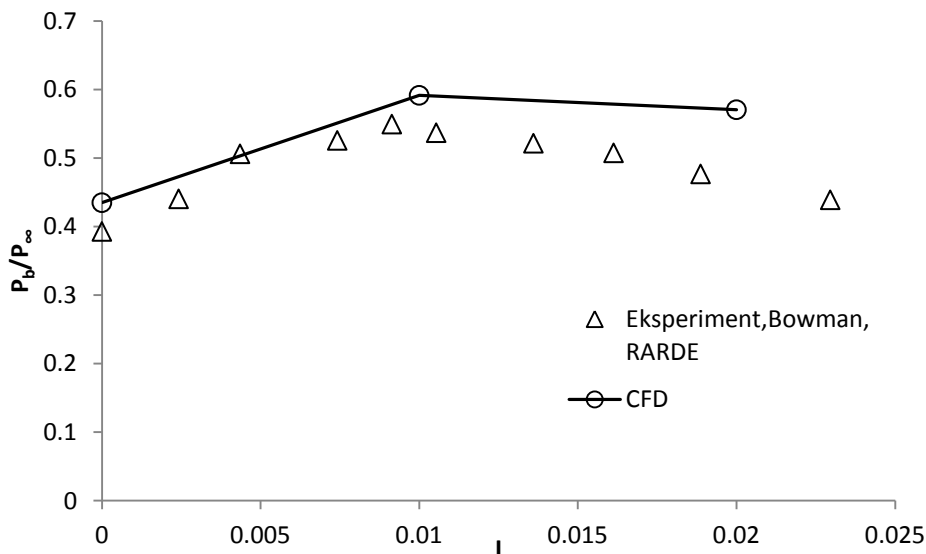
Uticaj istjecanja vazduha, kroz centralni otvor na dnu projektila, na polje toka u baznom regionu i na bazni pritisak, za različite konfiguracije projektila, pri transoničnom i supersoničnom opstrujavanju projektila, primjenom metoda numeričke simulacije, izučavao je Sahu [36,37,38,39,42].

U jednom od svojih prvih radova [36], Sahu je ustanovio iterativni postupak za određivanje graničnog uslova na otvoru base bleed generatora. Konfiguracija modela oko kojeg je simulirano strujanje vazduha je bila projektil koji se sastojao od oživalnog prednjeg dijela dužine dva kalibra i cilindričnog dijela dužine pet kalibara, a prečnik otvora kroz koji je simulirano ubrizgavanje hladnog vazduha je iznosio 0,4 prečnika dna projektila. Simulacije su urađene za dvije brzine slobodnog toka, $M_\infty = 1,88$ i $M_\infty = 2,48$, pri nultom napadnom uglu. Rezultati ovih simulacija prikazani su na slikama 3.21 i 3.22.



Slika 3.21: Bazni pritisak u funkciji parametra I , pri $M_\infty = 1,88$ i $\alpha = 0$ [36]

Za brzinu opstrujavanja $M_\infty = 1,88$, slika 3.21, bazni pritisak raste s porastom bezdimenzionalnog parametra I . Zavisnost baznog pritiska od bezdimenzionalnog parametra I je bliska linearnoj pri malim vrijednostima parametra I . Slaganje s eksperimentalnim rezultatima je veoma dobro.



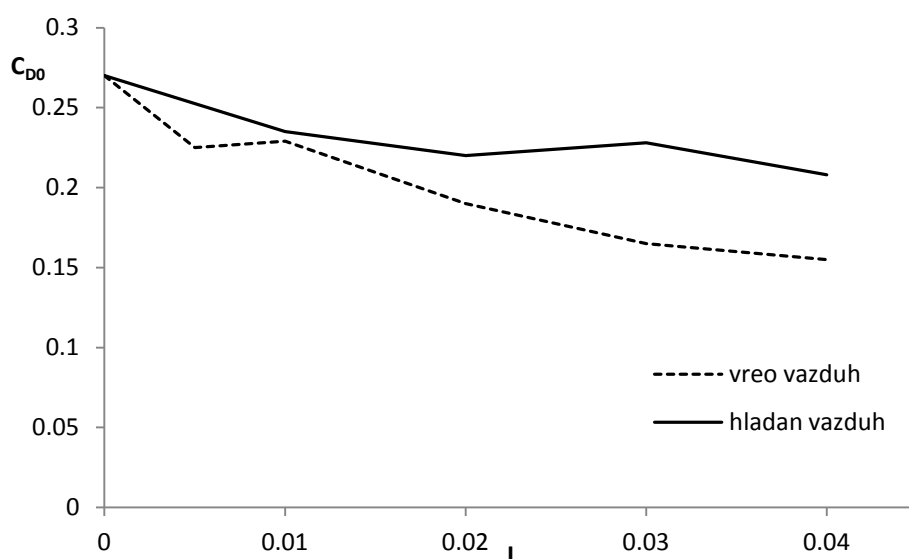
Slika 3.22: Bazni pritisak u funkciji parametra I , pri $M_\infty = 2,48$ i $\alpha = 0$ [36]

Za brzinu slobodnog toka $M_\infty = 2,48$, slika 3.22, s porastom bezdimenzionalnog parametra I , od nule do 0,01, i eksperiment i simulacija ukazuju na porast baznog pritiska i ustanovljeno je umjereno slaganje. Dalji rast bezdimenzionalnog parametra I dovodi do smanjenja baznog pritiska, u odnosu na vrijednost baznog pritiska pri $I = 0,01$, ali i do veće razlike između eksperimentalnih i numeričkih rezultata.

Rezultati dobiveni numeričkim simulacijama slažu se s eksperimentalnim rezultatima prikazanim na slici 3.17.

Nietubicz i Sahu [16] su izvršili seriju numeričkih proračuna za projektil 155 mm M864. Prvo su odredili aerodinamički koeficijent otpora projektila s inertnim base bleed generatorom u funkciji Mach-ovog broja i to za slučaj projektila s ravnim dnom i za slučaj projektila s upuštenim hemisferičnim dnom (upušteno dno oblika kupole).

Zatim su simulirali opstrujavanje projektila s baznim istjecanjem vazduha kroz otvor base bleed generatora. Izučavali su uticaj temperature vazduha koji istječe u zonu iza projektila na aerodinamički koeficijent otpora projektila. Simulirali su istjecanje hladnog vazduha i vrelog vazduha različitim masenim brzinama kroz otvor base bleed generatora projektila, pri brzini slobodnog toka $M_\infty = 2$. Takođe su odredili i aerodinamički koeficijent otpora projektila s base bleed generatorom u zavisnosti od Mach-ovog broja za slučaj istjecanja vrelog vazduha masenom brzinom koja odgovara bezdimenzionalnom parametru $I = 0,01$. Rezultati ovih proračuna prikazani su na slikama 3.23 i 3.24.



Slika 3.23: Otpor u funkciji parametra I za hladan i vreo vazduh, pri $M_\infty = 2$ [16]

Na slici 3.23 prikazana je promjena aerodinamičkog koeficijent otpora u funkciji bezdimenzionalnog parametra I , za dvije temperature vazduha koji istječe kroz otvor na dnu projektila, pri $M_\infty = 2$.

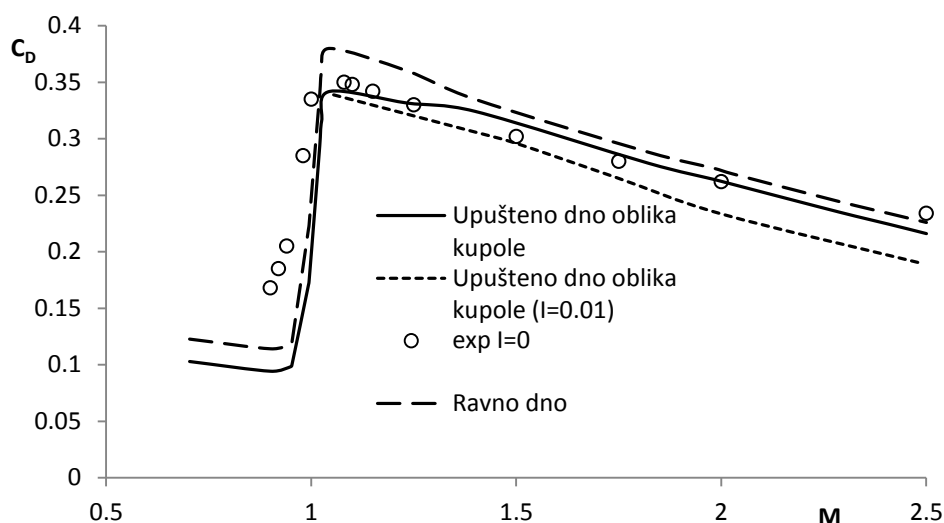
Uočeno je da se veća redukcija otpora dna postiže s istjecanjem vrelog vazduha nego s istjecanjem hladnog vazduha kroz otvor base bleed generatora za iste vrijednosti bezdimenzionalnog parametra I . To je u skladu s dosadašnjim rezultatima.

Na slici 3.24 prikazana je promjena aerodinamičkog koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja i to:

- Za projektil bez base bleed generatora s ravnim dnom (spoljne dimenzije prednjeg, cilindričnog i zadnjeg dijela projektila su iste kao kod projektila 155 mm M864), koeficijent otpora je određen iz numeričkih simulacija opstrujavanja projektila,

- Za projektil bez base bleed generatora s upuštenim dnom u obliku kupole (projektil 155 mm M864 s inertnim base bleed generatorom) koeficijent otpora je određen iz numeričkih simulacija opstrujavanja projektila,
- Za projektil 155 mm M864 s inertnim base bleed generatorom koeficijent otpora je određen eksperimentalno [Oskay, V.: Privatna komunikacija s autorima, septembar 1987.],
- Za projektil 155 mm M864 kada se kroz otvor na dnu projektila ubrizgava vreo vazduh masenom brzinom kojoj odgovara vrijednost bezdimenzionalnog parametra $I = 0,01$, koeficijent otpora je određen numeričkom simulacijom

za opseg Mach-ovih brojeva slobodnog toka od 0,7 do 2,5.



Slika 3.24: Poređenje eksperimentalnog i proračunatog otpora projektila 155 mm M864 [16]

Uočeno je da projektil s upuštenim dnom u obliku kupole ima manji otpor od projektila s ravnim dnom. Otpor se dodatno smanjenjuje kada u zonu iza projektila istječe hladan vazduh. Veće smanjenje otpora se postiže kada umjesto hladnog vazduha kroz otvor na dnu projektila istječe vreo vazduh.

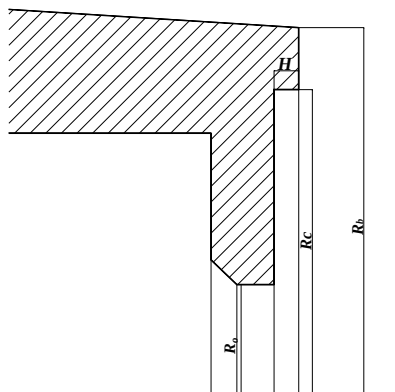
Poređenje proračunatih vrijednosti otpora s eksperimentalnim rezultatima pokazalo je dobro slaganje u području brzina $M_\infty > 1$.

Uticao dimenzija šupljine na dnu projektila (upušteno dno) i oblika otvora base bleed generatora, pri $M_\infty = 2,5$, primjenom numeričke mehanike fluida, na otpor projektila 155 mm Heer Mk2 izučavali su Kubberud i Øye [26].

Projektil 155 mm Heer Mk2 je dobro aerodinamički oblikovan projektil i ima vitkost $\lambda = 5,814$. Prednji dio projektila je oblika sekantnog oživala, vitkosti $\lambda_n = 3,459$, a zadnji dio ima oblik zarubljenog konusa. Vitkost zadnjeg dijela je $\lambda_{bt} = 0,505$. Dno projektila je ravno i ima poluprečnik $R_b = 72,3\text{ mm}$. Na dnu projektila se nalazi centralni otvor za istjecanje produkata sagorijevanja poluprečnika $R_o = 21,56\text{ mm}$.

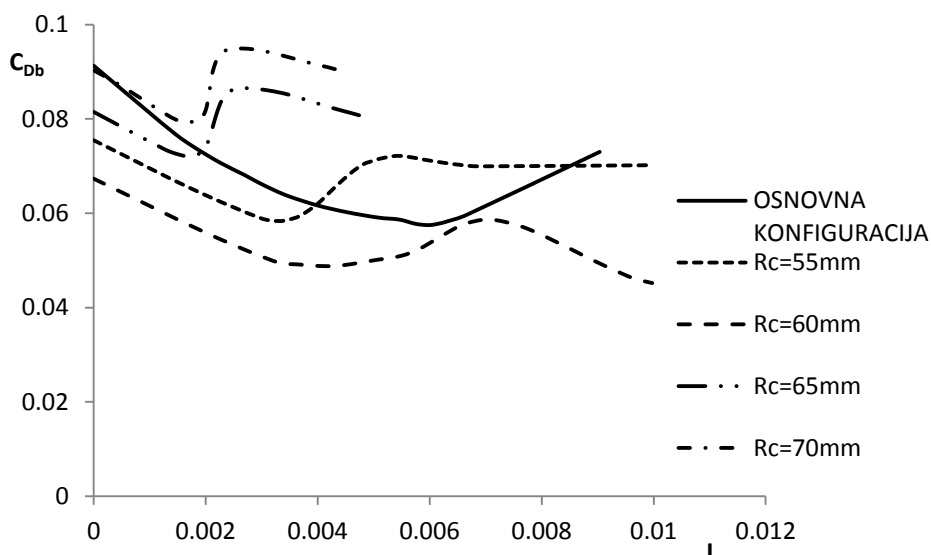
Simulirana su opstrujavanja projektila 155 mm Heer Mk2 s brzinom slobodnog toka $M_\infty = 2,5$ za različite vrijednosti bezdimenzionalnog parametra istjecanja I i određen je koeficijent otpora dna projektila u funkciji parametra I koji je označen kao osnovna konfiguracija.

Zatim su modificirali dno projektila, u cilju određivanja dimenzija šupljine na dnu projektila (slika 3.25), koja u kombinaciji s istjecanjem produkata sagorijevanja kroz centrani otvor daje najveću redukciju baznog otpora.



Slika 3.25: Šupljina na dnu projektila 155 mm Heer Mk2 [26]

Prvu seriju simulacija su uradili za projektil s upuštenim dnom čija je visina šupljine iznosila $H = 10 \text{ mm}$. Varirali su poluprečnik šupljine R_c i simulirali opstrujavanja projektila za iste granične uslove kao i pri određivanju aerodinamičkog koeficijenta dna osnovne konfiguracije. Rezultati ovih simulacija su prikazani na slici 3.26.

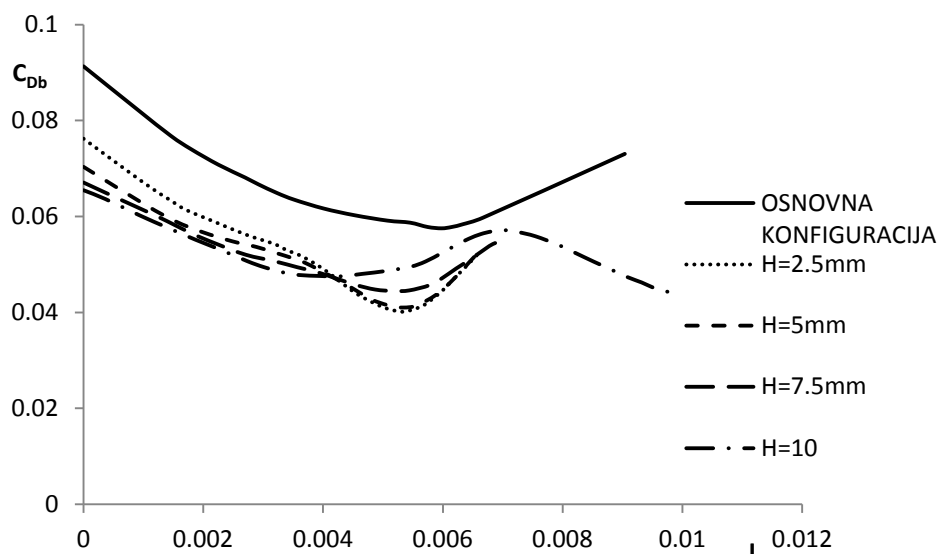


Slika 3.26: Uticaj poluprečnika šupljine na otpor dna projektila 155 mm Heer Mk2 [26]

Za $I = 0,004$, pri poluprečniku cilindrične šupljine $R_c = 60 \text{ mm}$, evidentirano je značajno smanjenje otpora dna projektila pri brzini opstrujavanja 2,5 Mach-a.

Pri malim vrijednostima bezdimenzionalnog parametra I , cilindrična šupljina na dnu projektila s poluprečnikom $R_c = 60 \text{ mm}$ prouzrokuje smanjenje otpora dna oko 25% u odnosu na osnovnu konfiguraciju projektila s ravnim dnom.

U daljem istraživanju, simulirano je opstrujavanje oko projektila s upuštenim dnom pri čemu je poluprečnik šupljine iznosio $R_c = 60 \text{ mm}$. Varirali su visinu šupljine H i simulirali opstrujavanja projektila za iste granične uslove kao i pri određivanju aerodinamičkog koeficijenta dna osnovne konfiguracije. Rezultati ovih simulacija prikazani su na slici 3.27.



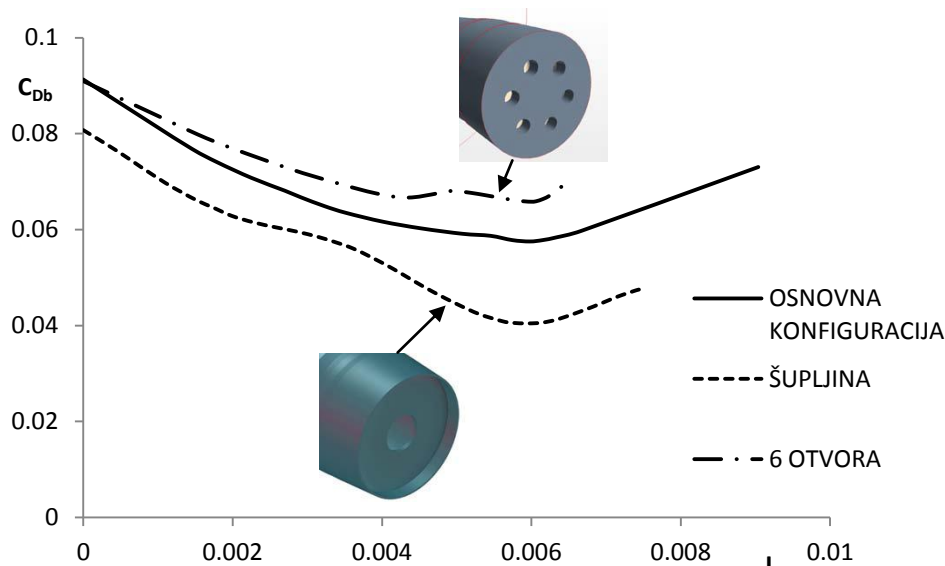
Slika 3.27: Uticaj visine šupljine na otpor dna projektila 155 mm Heer Mk2 [26]

Uočili su da najveća visina šupljine na dnu projektila, s poluprečnikom šupljine $R_c = 60 \text{ mm}$, daje najveće smanjenje otpora dna pri malim vrijednostima bezdimenzionalnog parametra I . Za $I \cong 0,004$ krive koje predstavljaju promjenu koeficijenta otpora dna projektila u funkciji bezdimenzionalnog parametra I se sijeku i za veće vrijednosti parametra I , šupljina manje visine daje veću efikasnost.

Za procjenu uticaja oblika otvora base bleed generatora na redukciju otpora dna projektila, posmatrali su tri različite konfiguracije:

- Osnovna konfiguracija – projektil s ravnim dnom i centralnim otvorom za ubrizgavanje gasa poluprečnika $R_o = 21,56 \text{ mm}$
- Šupljina – projektil s upuštenim dnom ($R_c = 60 \text{ mm}, H = 5 \text{ mm}$) i centralnim otvorom za ubrizgavanje gasa poluprečnika $R_o = 21,56 \text{ mm}$
- Šest otvora - projektil s ravnim dnom i sa 6 kružno raspoređenih otvora za ubrizgavanje gasa poluprečnika $R_o = 8,8 \text{ mm}$

Rezultati ovog istraživanja prikazani su na slici 3.28.



Slika 3.28: Uticaj šupljine i oblika otvora na dnu projektila na otpor dna [26]

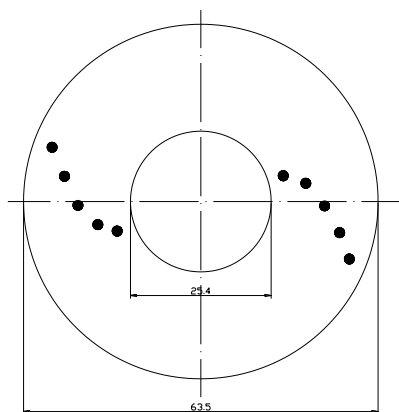
Uočeno je da se veće povećanje pritiska na dnu projektila ostvaruje istjecanjem vrelog gasa kroz centralni otvor nego kroz više kružno raspoređenih otvora.

Najveća redukcija otpora dna, za brzinu slobodnog toka od 2,5 Mach-a, je ostvarena kod projektila s šupljinom na dnu ($R_c = 60 \text{ mm}$, $H = 5 \text{ mm}$) pri masenoj brzini istjecanja gasa kojoj odgovara vrijednost bezdimenzionalno parametra $I \cong 0,006$.

3.5. Efekt base bleed generatora na radijalnu raspodjelu pritiska

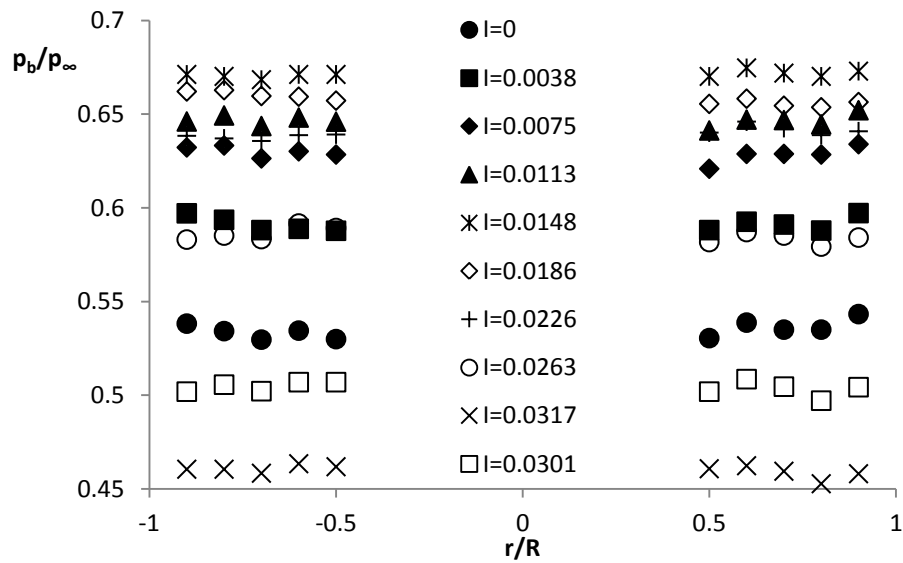
Radikalnu distribuciju pritiska na dnu pri baznom ubrizgavanju vazduha izučavali su Mathur i Dutton [78], mjerenjem pritiska u deset tačaka na dnu projektila. Eksperiment je obavljen u aerotunelu Laboratorija za gasodinamiku na Univerzitetu u Illinois-u 1995. godine. Model korišten za ovaj eksperiment je bio cilindar prečnika baze 63,5 mm s otvorom na dnu. Pritisak stagnacije, temperatura stagnacije i brzina slobodnog toka, pri eksperimentu, su iznosili $471 \pm 3,5 \text{ kPa}$, $300 \pm 2 \text{ K}$ i 2,5 Mach-a. Kroz otvor na dnu, prečnika 25,4 mm, ubrizgavan je vazduh različitih brzina.

Na slici 3.29 je prikazan raspored tačaka na dnu modela u kojima je mjerjen pritisak.



Slika 3.29: Položaj tačaka na dnu modela u kojima je mjerjen pritisak [78]

Rezultati ovog eksperimenta, za $I = 0,0$ do $I = 0,0317$, prikazani su na slici 3.30.



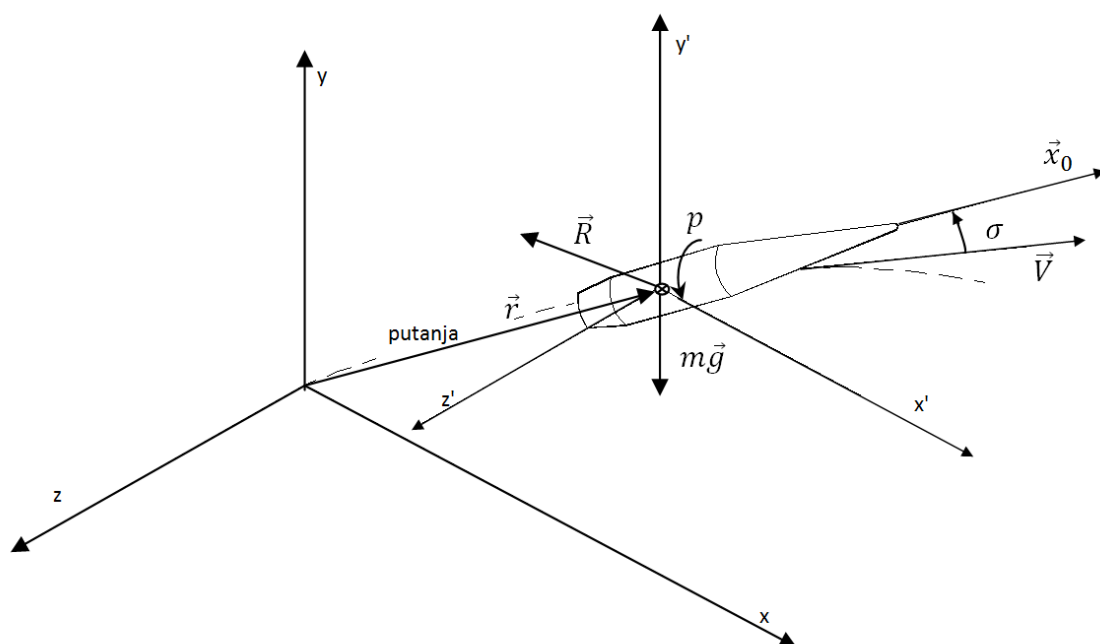
Slika 3.30: Efekt baznog istjecanja na raspodjelu baznog pritiska [78]

Uočeno je da nema značajnije promjene baznog pritiska u radijalnom pravcu, osim blagog povećanja na rubovima u nekim slučajevima. Bazni pritisak prvo raste s porastom bezdimenzionalnog parametra I , dostiže maksimalnu vrijednost za $I = 0,0148$, zatim rapidno opada s porastom parametra I .

4. MODEL PUTANJE PROJEKTILA

Spoljna balistika proučava kretanje projektila od trenutka kada napusti cijev oružja ili lanser do krajnje tačke leta, odnosno do udara u cilj ili rasprsnuća u vazduhu. Oslanja se na aerodinamiku koja omogućava definisanje sila što djeluju na projektil u toku njegovog kretanja kroz vazduh, aerologiju i meteorologiju radi analize promjene parametara vazdušne sredine, a i na fundamentalne nauke: matematiku, termodinamiku i mehaniku fluida.

Osnovni zadatak spoljne balistike je da se za projektil poznatih karakteristika, od jednog određenog trenutka, s dovoljnom tačnošću, odrede karakteristike putanje, do padne ili druge zadane tačke. Ovaj problem se često naziva i direktan zadatak spoljne balistike, za čije rješavanje je potrebno odrediti sile koje djeluju na projektil (fizički model), napisati diferencijalne jednačine kretanja (matematički model), a zatim, rješavajući sistem diferencijalnih jednačina, odrediti karakteristike kretanja - koordinate težišta (putanju) i promjene koordinata u toku vremena (brzinu).



Slika 4.1: Kretanje projektila u geodetskom koordinatnom sistemu

Sposobnost projektila da u toku leta održi ugao između vektora brzine i ose projektila u dovoljno malim granicama naziva se stabilnost. Stabilnost projektila može se ostvariti obrtanjem projektila oko njegove ose velikom ugaonom brzinom, tj. žiroskopskim efektom. Obrtanje projektila duž ose simetrije se postiže preko vodećeg prstena, tokom kretanja kroz cijev oružja, koji se urezuje u zavojne žljebove cijevi oružja.

Pri projektovanju artiljerijskih žiroskopski stabilisanih projektila nameće se potreba da se, bez prethodnih ispitivanja na poligonu, stekne uvid o ponašanju projektila na putanji, te unaprijed odrede familije putanja za različite uslove gađanja sa što većom tačnošću. Ovaj problem se često, u preliminarnoj fazi projekta, rješavao Euler-ovim modelom balističke putanje. Veliki nedostatak Euler-ovog modela za savremene projekte je taj što u njemu nema sile uzgona.

Velike mogućnosti u rješavanju spoljno-balističkih problema ima model putanje sa šest stepeni slobode, ali zbog velikog broja parametara koji definišu konkretan projektil nije praktičan za upotrebu u preliminarnim analizama. Razlog više za tu tvrdnju leži u nemogućnosti procjene tačnosti metoda identifikacije nestacionarnih aerodinamičkih koeficijenata koji figurišu u modelu.

Upotrebljivost bilo kojeg matematičkog modela definisana je njegovom sposobnošću da obezbijedi što približnije poklapanje s eksperimentalnim rezultatima u okviru što šireg dijapazona uslova ispitivanja.

4.1. Model modifikovane materijalne tačke (4DOF)

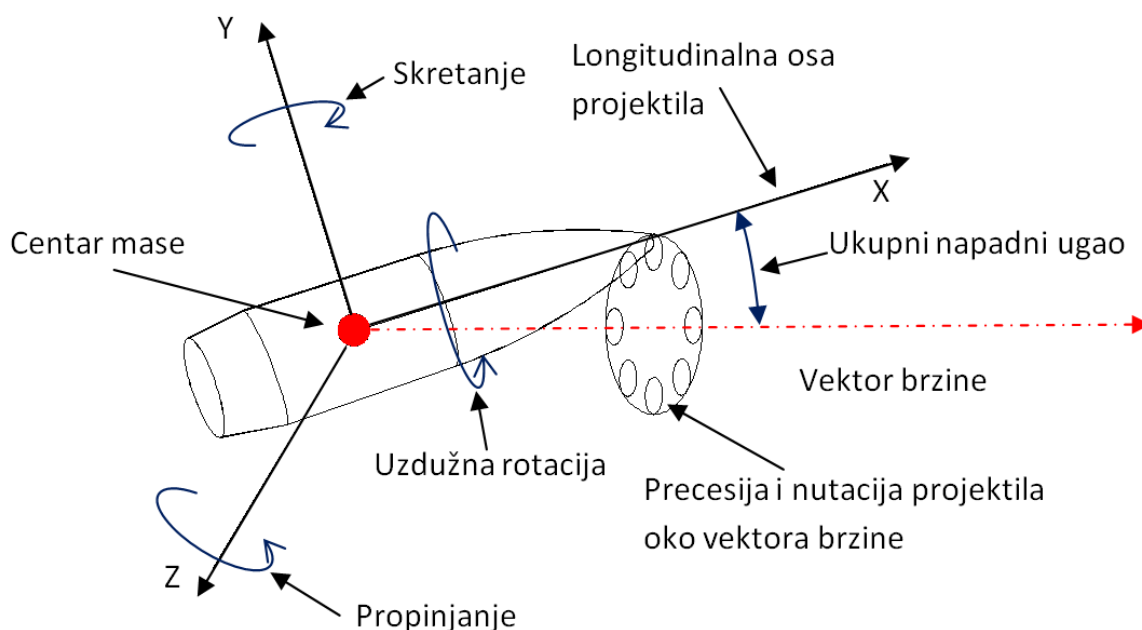
Model za simulaciju putanje artiljerijskih žirostabilisanih projektila koji u sebi objedinjuje jednostavnost, veliku proračunsku brzinu i zadovoljavajuću tačnost je model modifikovane materijalne tačke. Ovaj model je opisao Robert Lieske 1966. godine i standardizovan je 1988. godine, kroz STANAG 4355 [48]. To je primarni metod koji se koristi u pripremi tablica gađanja. Model zahtijeva četiri tipa ulaznih podataka: masene karakteristike projektila, karakteristike motora, odnosno base bleed generatora, aerodinamičke koeficijente i parametre određene tokom eksperimentalnih testiranja dometa projektila.

Model modifikovane materijalne tačke omogućava prikaz efekata uzdužne rotacije i promjene napadnog ugla na putanju projektila.

4.1.1. Osnovne jednačine kretanja projektila

Pri kretanju osnosimetričnog brzorotirajućeg projektila, projektil se može posmatrati kao žiroskop uslovno učvršćen u centru mase (slika 4.2).

Pošto je centar pritiska ovih projektila isključivo lociran ispred centra mase, to će se pri slučajnom otklonu uzdužne ose projektila od pravca vektora brzine pojaviti aerodinamički destabilišući moment, koji će težiti da poveća taj otklon. Toj tendenciji će se suprotstavljati žiroskopski moment, koji teži da vrati osu projektila u prvobitni položaj. U tim uslovima nastaje dopunsko složeno kretanje uzdužne ose projektila oko prvobitnog pravca leta.



Slika 4.2: Kretanje brzorotirajućeg projektila

Uzrok pojave složenog kretanja na početnom dijelu putanje je neravnomjerno istjecanje produkata sagorijevanja iz cijevi oružja, te međuuticaj projektil-oružje, naročito u uslovima ispaljenja iz istrošenih cijevi.

To kretanje karakteriše se nutacionim oscilovanjem uzdužne ose oko vektora brzine projektila u ravni aerodinamičkog otpora ugaonom brzinom $\dot{\sigma}$ i precesijom projektila, koja predstavlja obrtanje ravni otpora oko vektora brzine.

Pri daljem kretanju projektila, usljed djelovanja poprečnih prigušnih aerodinamičkih momenata, nutaciono oscilovanje se brzo smiruje, a ugao σ pri tome teži nekoj srednjoj vrijednosti ugla nutacije.

Veličina ovog ugla određena je ugaonom brzinom rotacije projektila, veličinom gradijenta aerodinamičkog momenta prevrtanja, a takođe i mehaničkim i geometrijskim karakteristikama projektila.

Ako je poznat sistem spoljašnjih sila koje utiču na kretanje projektila, vektorska jednačina kretanja njegovog centra mase data je u obliku :

$$m\ddot{\vec{r}} = m\frac{d\vec{V}}{dt} = \sum_{i=1}^n \vec{F}_i \quad (4.1)$$

gdje su:

m - masa projektila

$\vec{V}$ - vektor apsolutne brzine centra mase projektila

$\vec{F}_i$ - i-ta spoljašnja sila

Rješenje vektorske jednačine (4.1) svodi se na njenu transformaciju u sistem skalarnih jednačina, odnosno projektovanje na ose unaprijed odabranog koordinatnog sistema.

U balističkim analizama obično se razmatra kretanje projektila u odnosu na koordinatni sistem vezan za Zemlju. Pošto se Zemlja okreće, onda brzina centra mase projektila $\vec{V}$ u odnosu na Zemlju predstavlja brzinu u odnosu na pokretni koordinatni sistem.

U tom slučaju, apsolutno ubrzanje $\frac{d\vec{V}}{dt}$ je određeno vektorskom sumom relativnog ubrzanja $\frac{d\vec{V}_r}{dt}$, prenosnog $\vec{a}_p$ i Koriolisovog ubrzanja $\vec{a}_{cor}$, tj.

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{d\vec{V}_r}{dt} + \vec{a}_p + \vec{a}_{cor} \quad (4.2)$$

Uvrštavanjem ovog izraz u vektorsku jednačinu (4.1) dobije se:

$$m \frac{d\vec{V}_r}{dt} = \sum_{i=1}^n \vec{F}_i - m\vec{a}_p - m\vec{a}_{cor} \quad (4.3)$$

gdje su :

$(-m\vec{a}_p)$ - sila inercije prenosnog kretanja

$(-m\vec{a}_{cor})$ - Koriolisova sila inercije

Maksimalne vrijednosti prenosnog i Koriolisovog ubrzanja koje se mogu pojaviti pri letu brzorotirajućih artiljerijskih projektila uzrokuju inercijalne sile koje imaju mali uticaj na domet ovih projektila.

Shodno tome, može se usvojiti da su $\vec{a}_p = \vec{a}_{cor} = 0$, tj. usvaja se pretpostavka da je Zemlja nepokretna, a brzina $\vec{V}_r$ u odnosu na Zemlju je apsolutna brzina.

Uz prethodne pretpostavke vektorska jednačina kretanja centra mase projektila svodi se na:

$$m \frac{d\vec{V}_r}{dt} = \sum_{i=1}^n \vec{F}_i \quad (4.4)$$

Sistem spoljašnjih sila koji određuju kretanje centra mase sastoji se iz ukupne aerodinamičke sile $\vec{R}$ i težine $m\vec{g}$. Ukupna aerodinamička sila $\vec{R}$ nastaje kao rezultat međusobnog djelovanja atmosfere sredine i projektila koji se kreće kroz nju. Veličina, pravac i položaj

napadne tačke (centar pritiska) ukupne aerodinamičke sile zavise od oblika i dimenzija projektila, orijentacije projektila u odnosu na struju vazduha i karakteristika vazdušne struje.

Redukcijom ukupne aerodinamičke sile $\vec{R}$ na centar mase projektila čije se kretanje posmatra dolazi do pojave aerodinamičkog momenta $\vec{M}$. Uticaj ovog momenta određuje se iz jednačine kretanja projektila oko centra mase, odnosno promjene momenta količine kretanja.

Ukupni moment količine kretanja projektila se može izraziti kao suma dva vektora u koordinatnom sistemu vezanom za Zemlju:

- Momenta količine kretanja oko jediničnog vektora u pravcu ose simetrije usmjerenog od centra mase ka vrhu projektila, $\vec{x}_0$
- Momenta količine kretanja oko ose koja je normalna na vektor $\vec{x}_0$

Moment količine kretanja oko vektora $\vec{x}_0$ ima intenzitet $I_x p$, gdje su: I_x moment inercije projektila oko jediničnog vektora $\vec{x}_0$, a p ugaona brzina projektila.

Vektorski predstavljen ovaj moment je $I_x p \vec{x}_0$.

Ukupna ugaona brzina projektila oko ose normalne na jedinični vektor $\vec{x}_0$ je data vektorom $\vec{\Omega} = (\vec{x}_0 \times \dot{\vec{x}}_0)$.

Kako tijelo projektila ima rotacionu simetriju, svaka osa koja prolazi kroz centar masa, a normalna je na $\vec{x}_0$, je glavna osa inercije. Ako je moment inercije projektila oko neke poprečne ose koja prolazi kroz centar mase označen s I_y , ukupni moment količine kretanja oko te ose normalne na $\vec{x}_0$ biće predstavljen vektorom $I_y (\vec{x}_0 \times \dot{\vec{x}}_0)$.

Sada se ukupni moment količine kretanja projektila $\vec{K}$ može predstaviti u obliku vektorskog zbira prethodnih komponenata :

$$\vec{K} = I_x p \cdot \vec{x}_0 + I_y \cdot (\vec{x}_0 \times \dot{\vec{x}}_0) \quad (4.5)$$

Ako se s $\sum \vec{M}_i$ označi suma spoljnih momenata koji djeluju na projektil, onda će osnovna jednačina kretanja projektila oko centra mase glasiti:

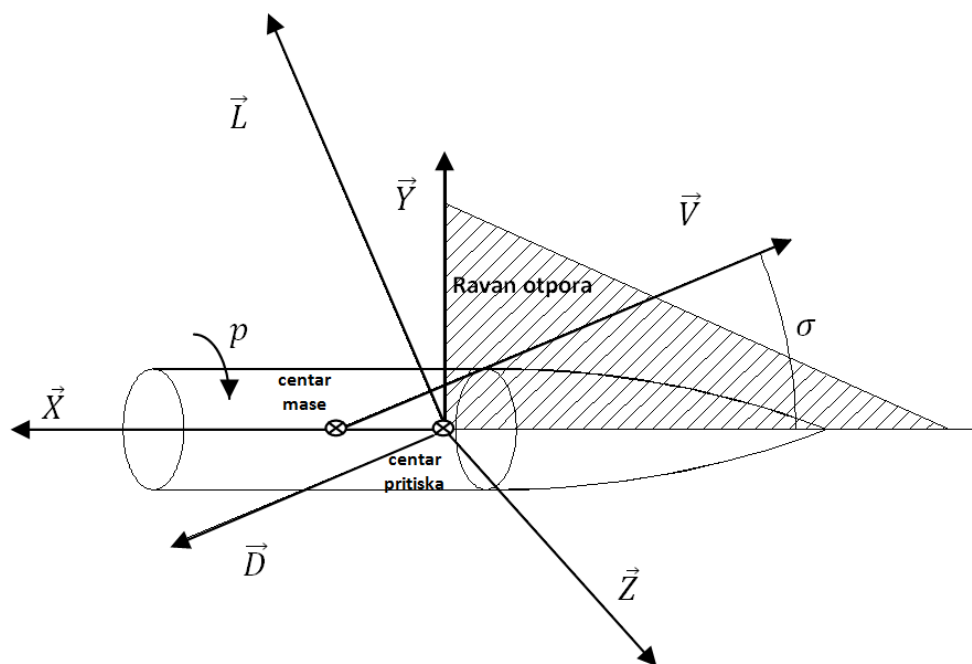
$$\frac{d\vec{K}}{dt} = I_x \frac{dp}{dt} \cdot \vec{x}_0 + I_x p \cdot \dot{\vec{x}}_0 + I_y (\vec{x}_0 \times \ddot{\vec{x}}_0) = \sum \vec{M}_i \quad (4.6)$$

4.1.2. Sile i momenti koji djeluju na projektil

Tokom kretanja kroz vazduh, pravac ose projektila se ne poklapa s pravcem vektora brzine. Ukupna aerodinamička sila ne djeluje niti u pravcu brzine niti u pravcu ose projektila. Njena napadna tačka nije u centru mase već u tački koja se naziva centar pritiska (slika 4.3).

Dejstvo aerodinamičke sile u centru pritiska projektila koji se ne poklapa s centrom mase projektila može se zamjeniti dejstvom iste sile u centru mase projektila i momentom sile u odnosu na centar mase projektila.

Moment aerodinamičke sile u odnosu na centar mase projektila naziva se ukupni aerodinamički moment.



Slika 4.3: Komponente aerodinamičke sile

Ukupna aerodinamička sila se može rastaviti na komponente (slika 4.3):

1. Sila otpora $\vec{D}$, u pravcu brzine projektila
2. Sila uzgona $\vec{L}$, okomito na pravac brzine, u ravni otpora – ravni koju obrazuju osa simetrije projektila i pravac brzine,

ili

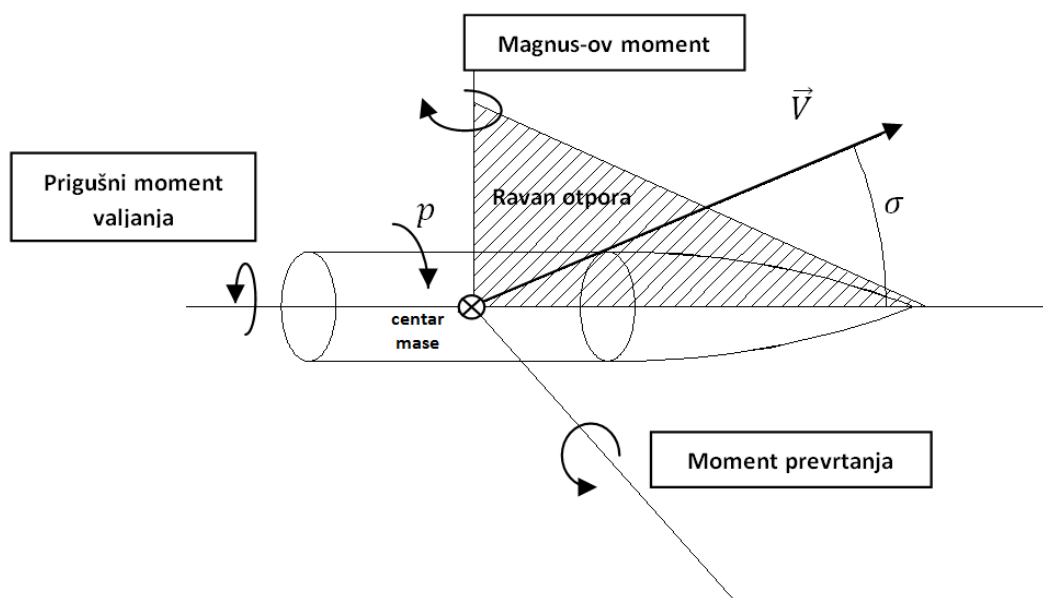
1. Aksijalna sila $\vec{X}$, u pravcu ose simetrije projektila,
2. Normalna sila $\vec{Y}$, okomito na osu simetrije projektila, u ravni otpora,

i

3. Magnus-ova sila $\vec{Z}$, okomito na ravan otpora,

Momenti koji imaju najveći uticaj na kretanje projektila su prikazani na slici 4.4. To su:

- Moment prevrtanja
- Prigušni moment valjanja
- Magnus-ov moment

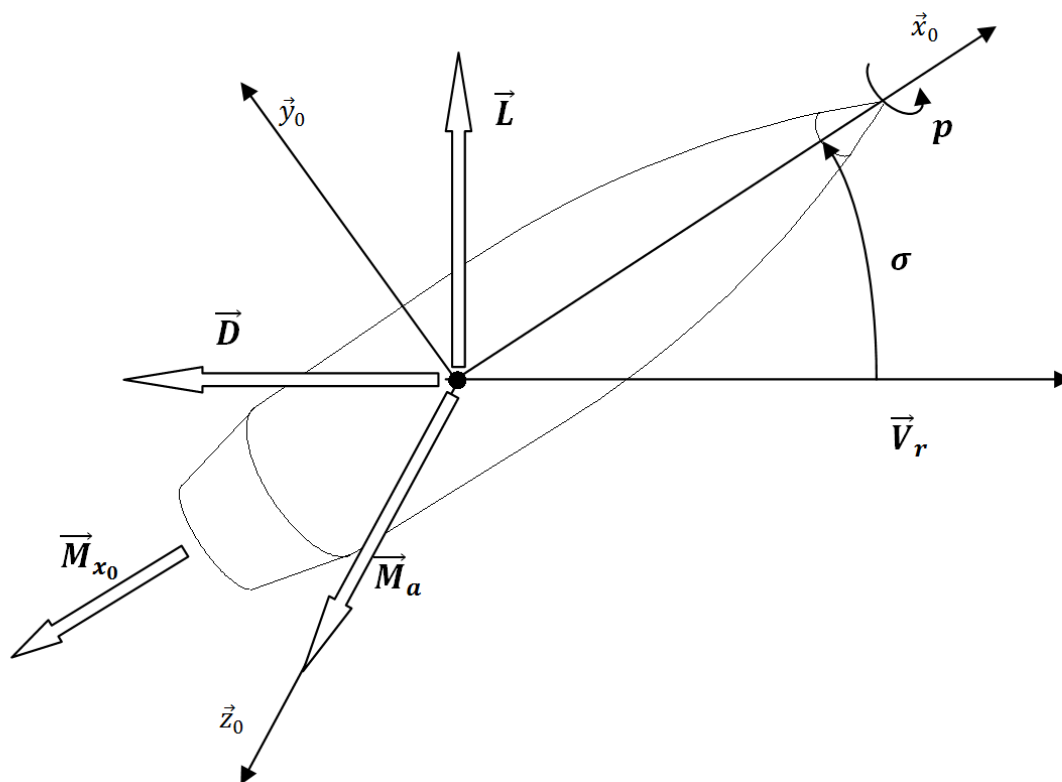


Slika 4.4: Komponente aerodinamičkog momenta

Ukupna aerodinamička sila $\vec{R}$ sastoji od dvije dominantne komponente, otpora $\vec{D}$ i uzgona $\vec{L}$. Zanimljivo je se Magnus-ova sila (koja je po intenzitetu čak 100 puta manja od uzgona) i ostale sekundarne sile nestacionarnog karaktera [48].

Istovremeno zanemarivanje prigušnih poprečnih momenata i Magnus-ovog momenta opravdano je time što je u osnovi karakter kretanja ose projektila određen statičkim aerodinamičkim momentom. Uzimanje u obzir uticaja prigušnih poprečnih momenata i Magnus-ovog momenta doprinosi povećanjem tačnosti, ali ne mijenja bitno sliku kretanja oko centra mase u cjelini kod dinamički stabilnih projektila.

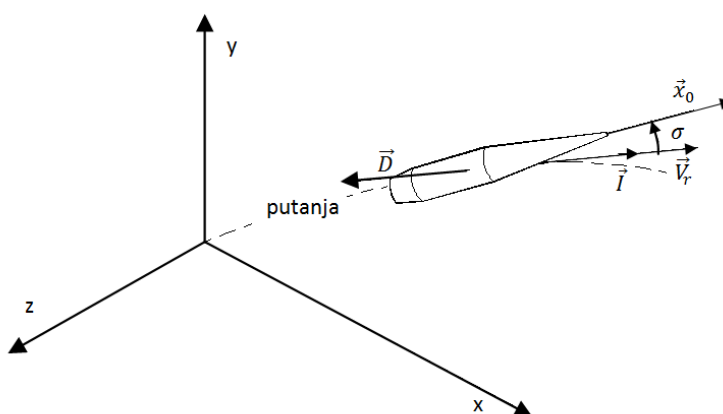
Na slici 4.5 su prikazane aerodinamičke sile i momenti koji imaju najveći uticaj na kretanje osnosimetričnog žirostabilisanog projektila.



Slika 4.5: Aerodinamičke sile i momenti koji determinišu model kretanja projektila

Otpor

Komponenta aerodinamičke sile u pravcu brzine projektila u odnosu na vazduh naziva se otpor (slika 4.6). Smjer dejstva ove sile je suprotan smjeru brzine projektila.



Slika 4.6: Sila otpora [29]

Sila otpora predstavljena vektorski je:

$$\vec{D} = -\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot C_D \cdot V_r \cdot \vec{V}_r = -\frac{1}{2} \rho \cdot V_r^2 \cdot S \cdot C_D \cdot \vec{I} \quad (4.7)$$

gdje su:

ρ - gustina vazduha

C_D - aerodinamički koeficijent otpora

S - referentna površina

V_r - brzina projektila

$\vec{I}$ - jedinični vektor u pravcu vektora brzine

Aerodinamički koeficijent otpora zavisi, uglavnom, od tri parametra:

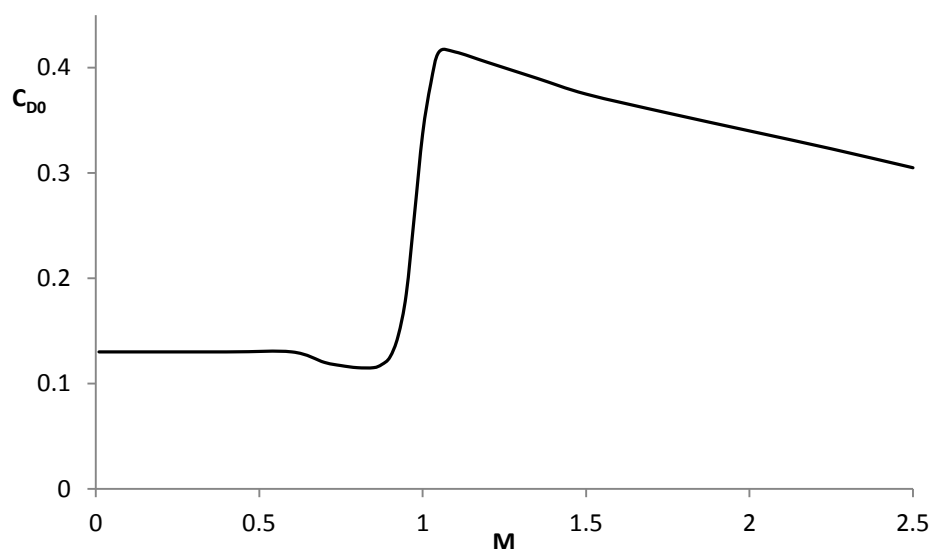
- Mach-ovog broja
- Napadnog ugla σ
- Reynolds-ovog broja

Kako je aerodinamički koeficijent otpora parna funkcija od napadnog ugla, razvojem u red te parne funkcije dobije se [71]:

$$C_D = C_{D0} + C_{D\sigma^2} \cdot \sin^2 \sigma + \dots \quad (4.8)$$

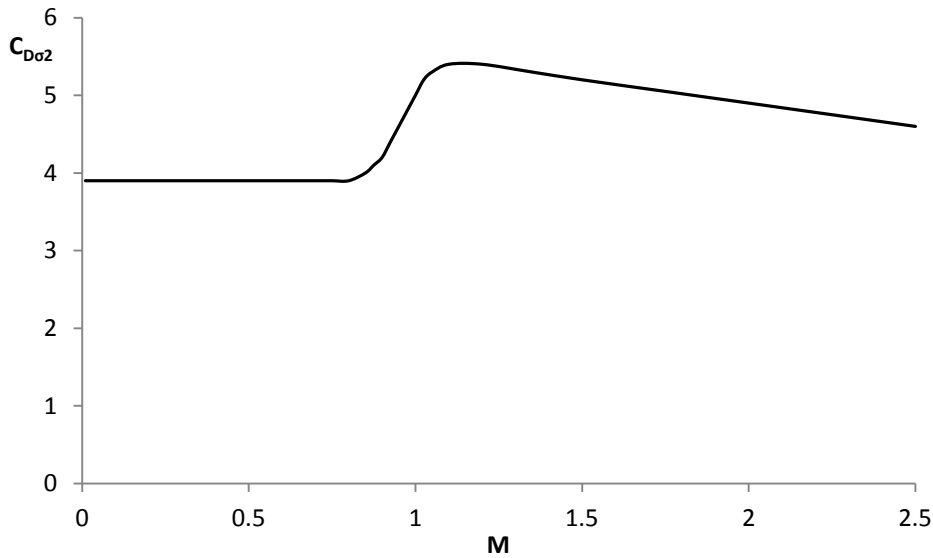
Prvi član C_{D0} predstavlja vrijednost koeficijenta otpora kada je brzina projektila u pravcu ose simetrije projektila.

Na slici 4.7 prikazana je zavisnost aerodinamičkog koeficijenta otpora pri osnosimetričnom opstrujavanju, C_{D0} od Mach-ovog broja za tipični artiljerijski projektil.



Slika 4.7: Promjena C_{D0} s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)

Na slici 4.8 prikazana je zavisnost člana $C_{D\sigma^2}$ od Mach-ovog broja za tipični artiljerijski projektil.



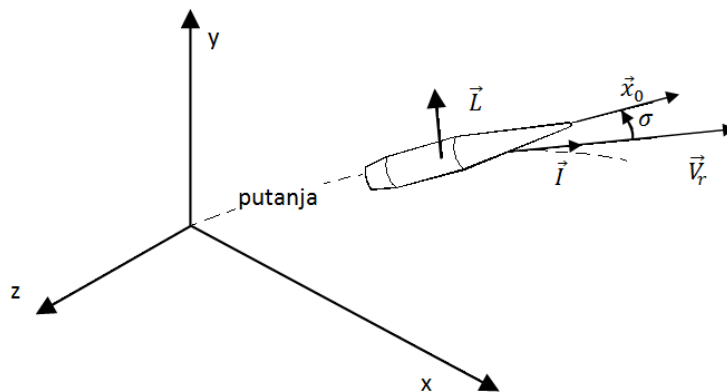
Slika 4.8: Promjena $C_{D\sigma^2}$ s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)

Artiljerijski projektili imaju mali napadni ugao σ tokom leta, pa se članovi višeg reda mogu zanemariti. Kako je napadni ugao mali može se usvojiti da je $\sin\sigma \approx \sigma$, a izraz za aerodinamički koeficijent otpora se tada može predstaviti kao:

$$C_D = C_{D0} + C_{D\sigma^2} \cdot \sigma^2 \quad (4.9)$$

Uzgon

Komponenta aerodinamičke sile okomita na pravac brzine projektila u odnosu na vazduh, a koja leži u ravni definisanoj vektorom brzine i osom projektila, naziva se uzgon (slika 4.9).



Slika 4.9: Sila uzgona [29]

Sila uzgona, koja nastaje usljed nesimetričnog opstrujavanja, u vektorskom obliku je:

$$\vec{L} = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot C_L \cdot [\vec{V}_r \times (\vec{x}_0 \times \vec{V}_r)] \quad (4.10)$$

pri čemu su:

C_L - aerodinamički koeficijent uzgona

$\vec{x}_0$ - jedinični vektor u pravcu ose simetrije projektila

Po redosljedu važnosti na aerodinamički koeficijent uzgona utiču:

- Napadni ugao σ
- Mach-ov broj
- Reynolds-ov broj

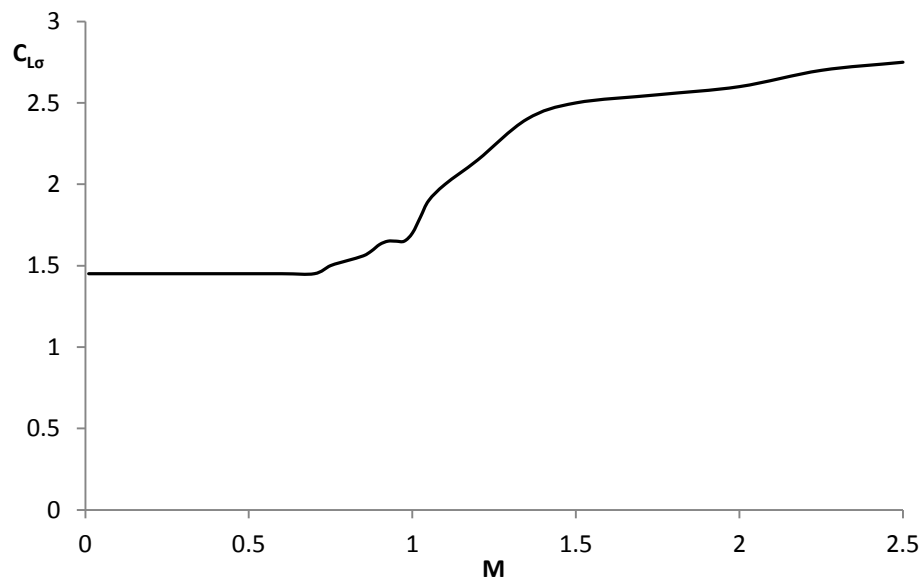
Aerodinamički koeficijent uzgona C_L mora biti neparna funkcija napadnog ugla σ zbog simetrije projektila. Kada se ta funkcija prikaže u obliku reda po napadnom uglu σ pojavljuju se samo neparni članovi [71], tj:

$$C_L = C_{L\sigma} \sin \sigma + C_{L\sigma^3} \sin^3 \sigma + \dots \quad (4.11)$$

Zanemarivanjem članova višeg reda i uz usvojenu pretpostavku da je $\sin \sigma \approx \sigma$, aerodinamički koeficijent uzgona se može predstaviti kao:

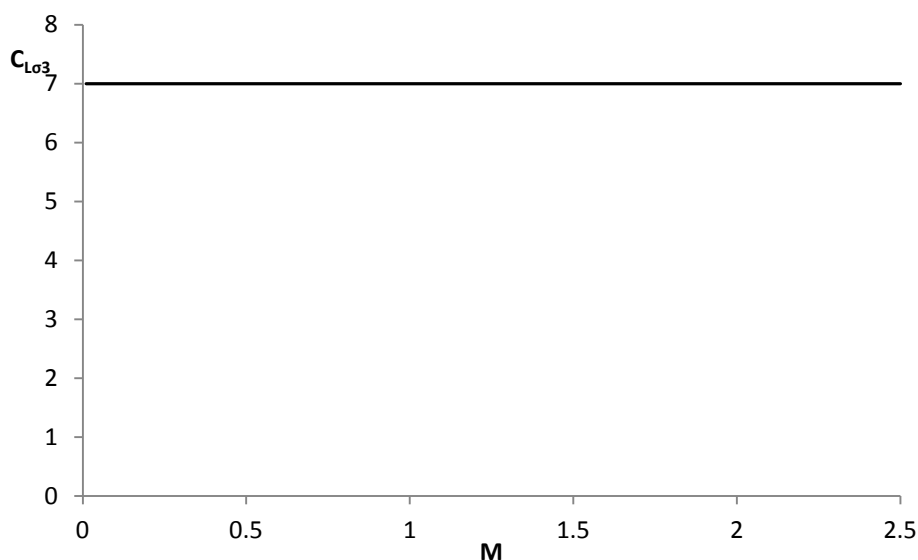
$$C_L = C_{L\sigma} \sigma + C_{L\sigma^3} \sigma^3 \quad (4.12)$$

Na slici 4.10 prikazana je zavisnost člana $C_{L\sigma}$ od Mach-ovog broja za tipični artiljerijski projektil.



Slika 4.10: Promjena $C_{L\sigma}$ s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)

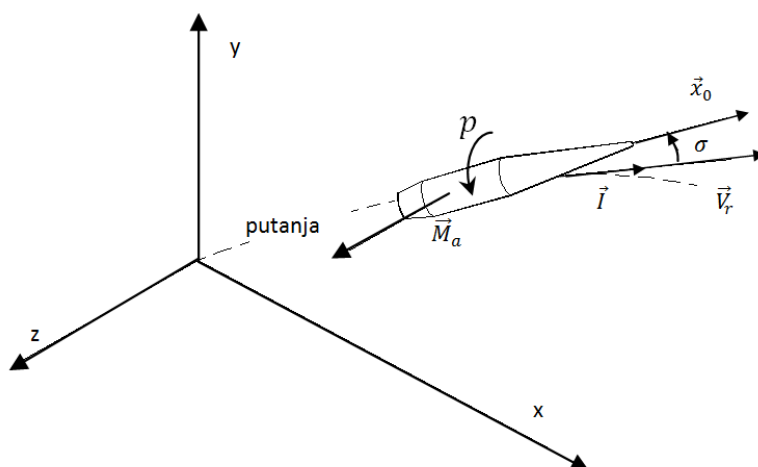
Na slici 4.11 prikazana je zavisnost člana $C_{L\sigma^3}$ od Mach-ovog broja za tipični artiljerijski projektil.



Slika 4.11: Promjena $C_{L\sigma^3}$ s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)

Moment prevrtanja

Moment prevrtanja (slika 4.12) je aerodinamički moment vezan za uzgon ili normalnu silu. Moment prevrtanja je pozitivan ako nastoji da poveća napadni ugao.



Slika 4.12: Moment prevrtanja [29]

U vektorskom obliku moment prevrtanja je:

$$\vec{M}_a = \rho \frac{\pi \cdot d^3}{8} \cdot C_{M\sigma} \cdot V_r \cdot (\vec{V}_r \times \vec{x}_0) \quad (4.13)$$

gdje su:

d - kalibar projektila

$C_{M\sigma}$ - aerodinamički koeficijent momenta prevrtanja

Aerodinamički koeficijent momenta prevrtanja je funkcija od:

- Mach-ovog broja
- Napadnog ugla σ
- Promjene napadnog ugla $\dot{\sigma}$
- Poprečne ugaone brzine q

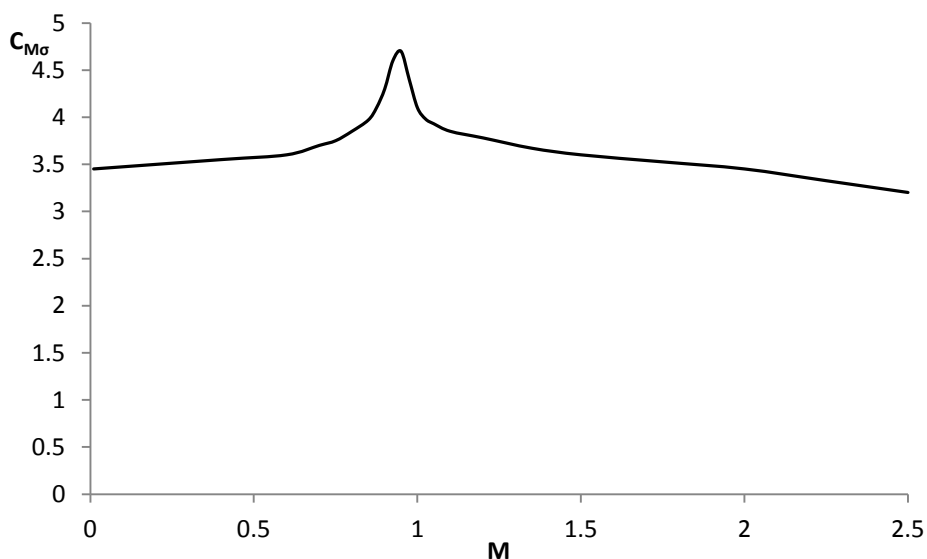
Pri letu osnosimetričnih brzorotirajućih projektila nutaciono oscilovanje se brzo prigušuje i napadni ugao teži nekoj srednjoj vrijednosti.

Poprečna ugaona brzina q , koja nastaje zbog poremećaja na ustima cijevi, je mnogo manja od uzdužne ugaone brzine p .

Zanemarivanjem članova višeg reda, uticaja poprečne ugaone brzine i promjene napadnog ugla, i uz usvojenu pretpostavku da je $\sin\sigma \approx \sigma$, statički dio aerodinamičkog koeficijenta momenta prevrtanja se može predstaviti kao [71]:

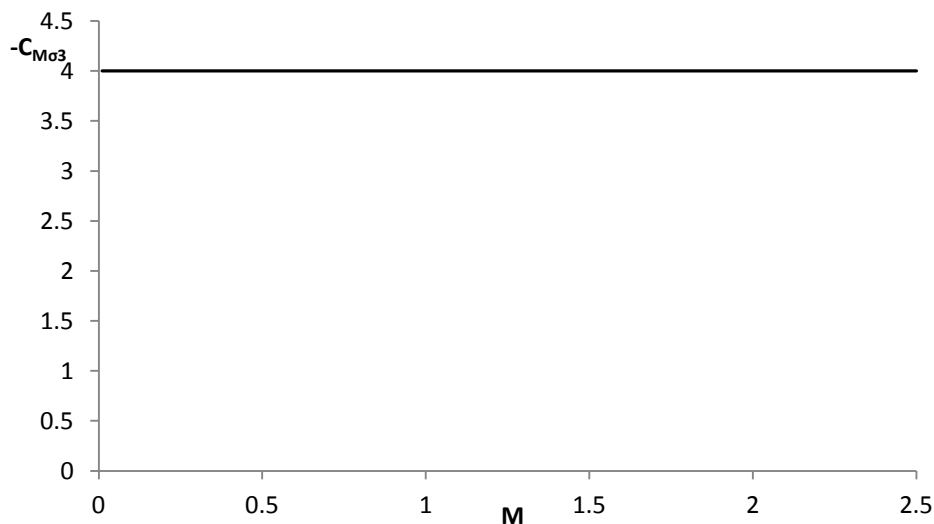
$$C_{M\sigma} = C_{M\sigma}\sigma + C_{M\sigma^3}\sigma^3 \quad (4.14)$$

Na slici 4.13 prikazana je zavisnost člana $C_{M\sigma}$ od Mach-ovog broja za tipični artiljerijski projektil.



Slika 4.13: Promjena $C_{M\sigma}$ s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)

Zavisnost $C_{M\sigma^3}$ od Mach-ovog broja prikazana je na slici 4.14.



Slika 4.14: Promjena $C_{M\sigma 3}$ s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)

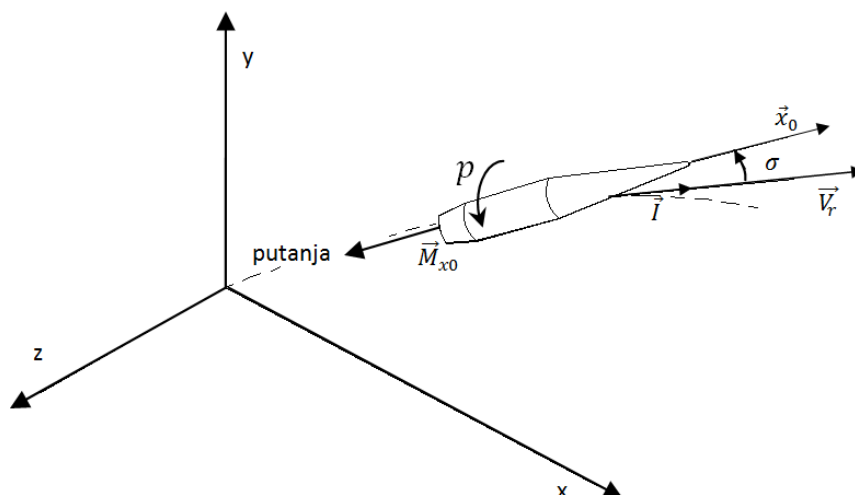
Prigušni moment valjanja

Prigušni moment valjanja je moment koji se javlja kao rezultat viskoznog trenja vazduha oko površine rotirajućeg projektila i ima tendenciju da smanji uzdužnu rotaciju projektila (slika 4.15).

U vektorskom obliku, prigušni moment valjanja se izražava kao:

$$\vec{M}_{x0} = -\frac{\rho \cdot \pi \cdot d^4}{16} \cdot C_{lp} \cdot p \cdot V_r \cdot \vec{x}_0 \quad (4.15)$$

gdje je C_{lp} aerodinamički koeficijent prigušnog momenta valjanja.



Slika 4.15: Prigušni moment valjanja [29]

Aerodinamički koeficijent prigušnog momenta valjanja, po redosljedu važnosti, zavisi od:

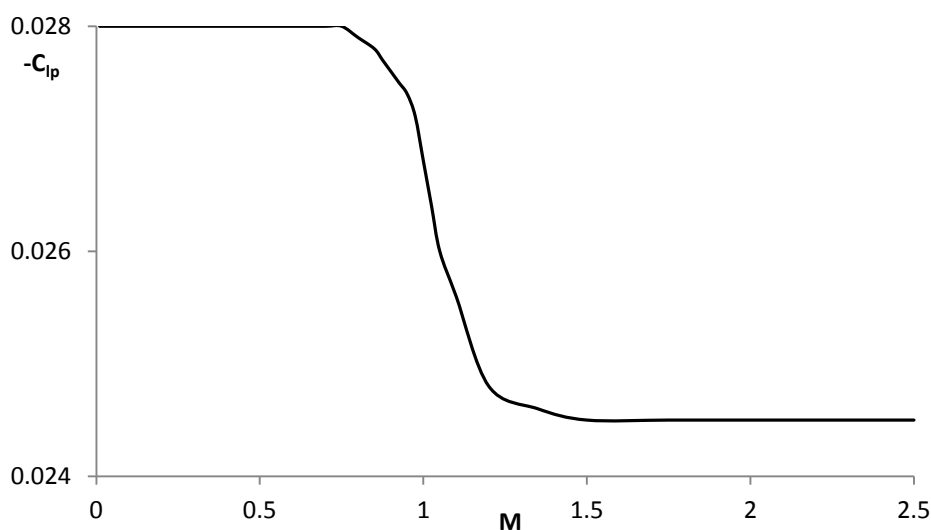
- Mach-ovog broja

- Napadnog ugla σ
- Reynolds-ovog broja, itd.

Koeficijent prigušnog momenta valjanja je parna funkcija od napadnog ugla σ , pa se, uz zanemarivanje članova višeg reda i usvojenu pretpostavku da je $\sin\sigma \approx \sigma$, može izraziti kao [71]:

$$C_{lp} = C_{lp0} + C_{lp\sigma2}\sigma^2 \quad (4.16)$$

Na slici 4.16 prikazana je zavisnost aerodinamičkog koeficijenta prigušnog momenta valjanja, C_{lp} od Mach-ovog broja za tipični artiljerijski projektil.



Slika 4.16: Promjena C_{lp} s Mach-ovim brojem (105 mm M1, PRODAS)

4.1.3. Određivanje nutacionog ugla dinamičke ravnoteže

Nutacioni ugao, označen sa σ , je ugao između vektora $\vec{V}_r$ i $\vec{x}_0$. Intenzitet ugla σ može se dobiti iz skalarnog proizvoda tih dvaju vektora, tako da je:

$$\sigma = \arccos \left[\left(\frac{\vec{V}_r}{V} \right) \cdot \vec{x}_0 \right] \quad (4.17)$$

Za određivanje aerodinamičkih sila i momenata u vektorskoj formi, neophodno je bilo uvesti vektore koji u potpunosti opisuju kretanje projektila. Pravac i smjer kretanja određen je jediničnim vektorom $\vec{I} = \frac{\vec{V}_r}{V_r}$, koji polazi iz centra mase u smjeru vektora relativne brzine u

odnosu na vazduh $\vec{V}_r$. Orijentacija projektila, kao što je ranije istaknuto definisana je jediničnim vektorom $\vec{x}_0$ duž njegove ose usmjerenim ka vrhu.

Da bi se dobila odgovarajuća orijentacija za ovu veličinu, uvodi se slijedeći vektor:

$$\vec{\sigma}_d = \vec{I} \times (\vec{x}_0 \times \vec{I}) = \vec{x}_0 - \cos \sigma \cdot \vec{I} \quad (4.18)$$

Očigledno je da iz uslova ortogonalnosti slijedi $\vec{\sigma}_d \cdot \vec{I} = 0$ (tj. $\vec{\sigma}_d \perp \vec{I}$).

Dalje ćemo pretpostaviti da je brzina promjene nutacionog ugla $\dot{\sigma}$ zanemarljiva, što podrazumijeva da intenzitet σ ima veoma male vrijednosti.

Uz ovu pretpostavku, diferenciranjem relacije (4.18) dobije se slijedeća veza:

$$\dot{\vec{x}}_0 = \cos \sigma \cdot \vec{I} \quad (4.19)$$

Za određivanje nutacionog ugla dinamičke ravnoteže koristi se jednačina kretanja (4.6). Obzirom da je poprečna ugaona brzina zanemarljiva u odnosu na uzdužnu, a moment količine kretanja oko uzdužne ose mora biti znatno veći od momenta količine kretanja oko poprečne ose da bi se ostvarila žiroskopska stabilnost projektila, to se ukupni moment količine kretanja može približno predstaviti kao :

$$\vec{K} = I_x p \cdot \vec{x}_0 \quad (4.20)$$

Jednačina (4.6) sada glasi:

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = I_x \frac{dp}{dt} \cdot \vec{x}_0 + I_x p \cdot \dot{\vec{x}}_0 = \vec{M}_a \quad (4.21)$$

Blaga promjena rotacije projektila duž putanje, koja je rezultat djelovanja prigušnog momenta M_x , ima za posledicu to da je prva komponenta brzine promjene momenta količine kretanja zanemarljiva u odnosu na drugu, tako da je sada:

$$\frac{d\vec{K}}{dt} \approx I_x p \dot{\vec{x}}_0 = \vec{M}_a \quad (4.22)$$

Prethodna pojednostavljenja su izvršena uz pretpostavku da važe slijedeći uslovi:

- Projektil je rotaciono tijelo kojem se geometrijska osa poklapa sa dinamičkom osom inercije;
- Projektil je dinamički stabilan ($S > 1$);
- Pretpostavlja se da je početni nutacioni ugao mali i da nema nikakvog značajnijeg uticaja na putanju.

Jednačina (4.22) sada glasi:

$$I_x p \cdot \dot{\vec{x}}_0 = \frac{\rho \pi d^3}{8} C_{\bar{m}\sigma} \cdot V_r \cdot (\vec{V}_r \times \vec{x}_0)$$

Uvrštavanjem veze (4.18) i (4.19) slijedi:

$$I_x p \cdot \cos \sigma \cdot \dot{\vec{I}} = \frac{\rho \pi d^3}{8} C_{\bar{m}\sigma} \cdot V_r \cdot \left[\vec{V}_r \times (\vec{\sigma}_d + \cos \sigma \cdot \vec{I}) \right]$$

Pošto je $\left[\vec{V}_r \times (\vec{\sigma}_d + \cos \sigma \cdot \vec{I}) \right] = \vec{I} \times \vec{\sigma}_d$, sada se vektorska jednačina transformiše u oblik :

$$\vec{\sigma}_d \times \vec{I} = - \frac{8 I_x p \cdot \cos \sigma}{\rho \pi d^3 C_{\bar{m}\sigma} V_r^2} \cdot \dot{\vec{I}}$$

Rješavanjem ove vektorske jednačine, a koristeći osobinu skalarnog proizvoda $(\vec{\sigma}_d \perp \vec{I} \Rightarrow \vec{\sigma}_d \cdot \vec{I} = 0)$ dobije se:

$$\vec{\sigma}_d = - \frac{8 I_x p \cdot \cos \sigma}{\rho \pi d^3 C_{\bar{m}\sigma} V_r^4} \cdot (\vec{V}_r \times \dot{\vec{V}}_r) \quad (4.23)$$

Zanemarujući vjetar, te uvodeći aproksimaciju $\cos \sigma \approx 1$, relacija (4.23) se konačno svodi na:

$$\vec{\sigma}_d = - \frac{8 I_x p}{\rho \pi d^3 C_{\bar{m}\sigma} V_r^4} \cdot (\vec{V}_r \times \dot{\vec{V}}_r) \quad (4.24)$$

Osnovni cilj izvođenja izraza za približno određivanje nuacionog ugla $\vec{\sigma}_d$ je formiranje matematičkog modela koji bi u sebi sadržavao uticaj nutacionog ugla.

4.1.4. Sistem diferencijalnih jednačina

Sistem diferencijalnih jednačina koji predstavlja matematski model modifikovane materijalne tačke dobiva se projekcijom vektorskih jednačina:

- Kretanja centra mase projektila
- Kretanja projektila oko centra mase
- Nutacionog ugla dinamičke ravnoteže
- Derivacije vektora položaja

na ose izabranog koordinatnog sistema.

Aerodinamičke sile i momente treba računati u zavisnosti od V_r , tj. odgovarajući Mach-ov broj se izračunava kao:

$$M = \frac{V_r}{a}$$

U geodetskom koordinatnom sistemu vektor položaja projektila u prostoru (radijus vektor), vektor apsolutne brzine i ubrzanja su dati kao:

$$\begin{aligned}\vec{r} &= x\vec{i} + y\vec{j} + z\vec{k} \\ \vec{V} &= V_x\vec{i} + V_y\vec{j} + V_z\vec{k} \\ \frac{d\vec{V}}{dt} &= \dot{V}_x\vec{i} + \dot{V}_y\vec{j} + \dot{V}_z\vec{k}\end{aligned}$$

a vektor brzine vjetra:

$$\vec{W} = W_x\vec{i} + W_z\vec{k}$$

Komponenta W_y jednaka je nuli, jer se pretpostavlja da nema vertikalnih strujanja u atmosferi.

Sistem diferencijalnih jednačina koji predstavlja matematski model modifikovane materijalne tačke je:

$$\begin{aligned}\dot{V}_x &= -\frac{\rho\pi d^2}{8m} \cdot C_D \cdot V_r \cdot (V_x - W_x) + \frac{\rho\pi d^2}{8m} \cdot C_{L\sigma} \cdot V_r^2 \cdot \left(-\frac{8I_x p}{\rho\pi d^3 C_{M\sigma} V_r^4} \right) [V_y \cdot \dot{V}_z - (V_z - W_z) \dot{V}_y] \\ \dot{V}_y &= -\frac{\rho\pi d^2}{8m} \cdot C_D \cdot V_r \cdot V_y + \frac{\rho\pi d^2}{8m} \cdot C_{L\sigma} \cdot V_r^2 \cdot \left(-\frac{8I_x p}{\rho\pi d^3 C_{M\sigma} V_r^4} \right) \cdot \\ &\quad \cdot [(V_z - W_z) \dot{V}_x - (V_x - W_x) \dot{V}_z] - g \\ \dot{V}_z &= -\frac{\rho\pi d^2}{8m} \cdot C_D \cdot V_r (V_z - W_z) + \frac{\rho\pi d^2}{8m} \cdot C_{L\sigma} \cdot V_r^2 \cdot \left(-\frac{8I_x p}{\rho\pi d^3 C_{M\sigma} V_r^4} \right) [(V_x - W_x) \dot{V}_y - V_y \cdot \dot{V}_x] \\ \frac{dp}{dt} &= -C_{lp} \frac{\rho\pi d^4}{16I_x} \cdot V_r \cdot p\end{aligned}\tag{4.25}$$

$$\sigma = \left(-\frac{8I_x p}{\rho\pi d^3 C_{M\sigma} V_r^4} \right) \cdot \sqrt{[V_y \cdot \dot{V}_z - (V_z - W_z) \cdot \dot{V}_y]^2 + [(V_z - W_z) \cdot \dot{V}_x - (V_x - W_x) \cdot \dot{V}_z]^2 + [(V_x - W_x) \cdot \dot{V}_y - V_y \cdot \dot{V}_x]^2}$$

$$\dot{x} = V_x$$

$$\dot{y} = V_y$$

$$\dot{z} = V_z$$

Sistem diferencijalnih jednačina, koje čine model modifikovane materijalne tačke, nije moguće integrirati u opštem obliku. Razlog leži u tome što na desnim stranama diferencijalnih jednačina egzistiraju komponente aerodinamičkih sila, koje su složene nelinearne funkcije zavisne od više promjenjivih, a obično su zadate grafički ili tabelarno.

S ciljem kompletiranja matematskog modela putanje konvencionalnog artiljerijskog projektila, sistemu diferencijalnih jednačina (4.25) potrebno je pridodati:

- Aerodinamičke funkcije: $C_D, C_{L\sigma}, C_{M\sigma}, C_{lp}$
- Masene karakteristike projektila: masa projektila m , aksijalni moment inercije I_x i kalibar projektila d
- Podatke o stanju atmosfere: $\rho(y), a(y)$
- Početne uslove: y_0, V_0, θ_0, p_0

4.1.5. Predviđanje aerodinamičkih koeficijenata projektila

Svi aerodinamički koeficijenti, općenito su funkcije od [71]:

- Aerodinamičkih parametara (Mach-ov broj, Reynolds-ov broj)
- Položaja aerodinamičke brzine u odnosu na projektil, pri čemu je aerodinamička brzina brzina projektila u odnosu na vazduh
- Bezdimenzionalne ugaone brzine promjene položaja aerodinamičke brzine u odnosu na projektil
- Bezdimenzionalne ugaone brzine projektila

Određivanje aerodinamičkih koeficijenata koji ovise o parametrima konfiguracije projektila zadaća je aerodinamike, a rješava se na različite načine.

Eksperimentalno se aerodinamički koeficijenti određuju u aero tunelu ili na osnovu izmjerenog kretanja projektila u letu. Ovaj način zahtijeva značajna finansijska sredstva i dosta vremena za planiranje i izvođenje eksperimenta.

Teorijski pristup se zasniva na numeričkom rješavanju sistema parcijalnih diferencijalnih jednačina sa zadanim graničnim uslovima na projektilu i u beskonačnosti, za šta su potrebni jaki računari i vrijeme.

CFD pristup podrazumijeva određivanje aerodinamičkih koeficijenata iz polja toka vazduha oko projektila. Jednačine o održanju mase, o održanju količine kretanja i o održanju energije i odgovarajuće konstitutivne relacije se rješavaju numeričkim metodama na izabranom domenu proračuna, za specifične uslove leta.

Kombinovane metode predstavljaju kompilaciju empirijskih podataka i podataka iz tunela kombinovanih s kompjuterskim modelima teorijskih jednačina. Primjena kombinovanih metoda, kroz programske pakete (BODY, SPINNER, APCode, PRODA, AERO-SPINNER), omogućava predviđanje aerodinamičkih koeficijenata, za različite konfiguracije projektila i širok opseg Mach-ovih brojeva, u kratkom vremenu i s dovoljnom tačnošću (oko 90% u odnosu na poligonska ispitivanja).

4.1.5.1. Model AERO-SPINNER

Krajem osamdesetih godina prošlog vijeka, prof. dr. Slobodan Janković je razvio model ADB (aerodynamic derivatives of the body of revolution) za određivanje aerodinamičkih karakteristika osnosimetričnog projektila na osnovu geometrijskih karakteristika projektila, koji je tokom narednih deset godina pretrpio neke manje izmjene i prerastao u model BODY.

U Bosni i Hercegovini nije bilo značajnijih pokušaja razvoja sopstvenog modela. Iz tog razloga, analiziran je model prof. Jankovića i rezultati istraživanja američkih stručnjaka [32,46,77, 81], što je omogućilo autoru postavljanje modela OTPOR [44], modela za predviđanje aerodinamičkog koeficijenta aksijalne sile za osnosimetričnu brzorotirajuću konfiguraciju projektila. U modelu OTPOR je zadržana algoritamska struktura modela BODY uz izmjenu modula za određivanje koeficijenata aksijalne sile prednjeg dijela, aksijalne sile zadnjeg dijela i aksijalne sile dna, i dodavanje modula za proračun koeficijenta aksijalne sile vodećeg prstena.

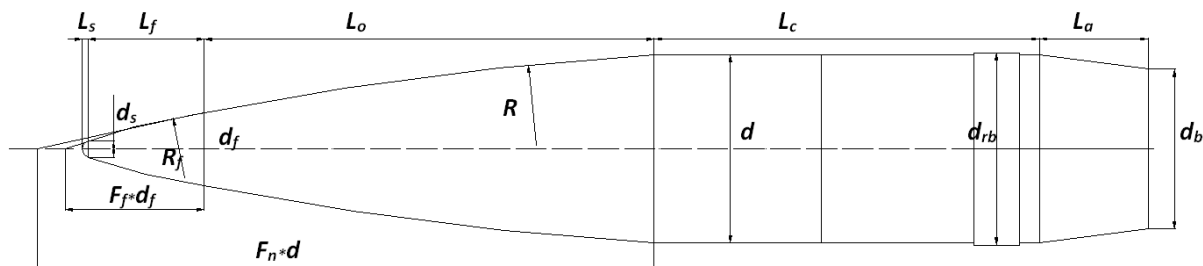
Model OTPOR, koji je baziran na teorijskim razmatranjima i empirijskim izrazima, omogućava da se na osnovu spoljne trase projektila odredi aerodinamički koeficijent otpora pri nultom napadnom uglu za osnosimetričnu brzorotirajuću konfiguraciju projektila.

Za potrebe ovog modela obrazovano je više baza podataka koje su detaljno objašnjene u magistarskom radu autora [44]. To su:

- Baza podataka o koeficijentu otpora prednjeg dijela oblika konusa (za vitkost od 1,5 do 5 i Mach-ov broj od 0,6 do 5) i oblika tangentnog oživala (za vitkost od 2 do 5 i Mach-ov broj od 0,6 do 5) s oštrim vrhom
- Baza podataka o koeficijentu otpora za razne eliptičke oblike prednjeg dijela – vrha projektila (za vitkost od 0 do 2 i Mach-ov broj od 0,4 do 3,5)
- Baza podataka o koeficijentu otpora zadnjeg dijela oblika konusa, za ugao nagiba konusa do 16° i kvadrata odnosa prečnika baze i kalibra projektila od 0 do 1, u subsoničnom području
- Baza podataka o koeficijentu otpora upuštenog dna u funkciji ugla nagiba zadnjeg konusa od 0° do 16° i kvadrata odnosa prečnika baze i kalibra projektila od 0,1 do 0,9 za subsonične i transonične Mach-ove brojeve
- Baza podataka o koeficijentu otpora vodećeg prstena

Zamjenom modula za predviđanje aerodinamičkog koeficijenta otpora pri nultom napadnom uglu osnosimetričnog projektila u modelu BODY modelom OTPOR i proširenjem ulazne datoteke оформljen je model AERO-SPINNER.

Notacija



Slika 4.17: Geometrijske karakteristike projektila

Spoljna trasa projektila definisana je sljedećim geometrijskim karakteristikama (slika 4.17):

d_{rb}	prečnik vodećeg prstena
d_s	prečnik zaobljenja vrha
L_s	dužina zaobljenja na vrhu
d_f	bazni prečnik upaljača
L_f	dužina upaljača
K_f	zakrivljenost oživala upaljača ($K_f = 1/R_f$)
F_f	vitkost oživala upaljača (ili konusa) oštrog vrha
F_n	vitkost oživala (ili konusa) oštrog vrha
L_o	dužina oživala (ili konusa) bez upaljača
K	zakrivljenost oživala ($K = 1/R$, za konus $K = 0$, za tangenti ožival $K = 1$)
d_p	prečnik fiktivnog cilindra koji je tangentan na ožival
d	kalibar projektila
L_c	dužina cilindričnog dijela
d_b	prečnik dna projektila
L_a	dužina zadnjeg dijela

Koeficijent otpora

Aerodinamički koeficijent otpora je definisan izrazom (4.9):

$$C_D = C_{D0} + C_{D\sigma^2} \cdot \sigma^2$$

pri čemu je aerodinamički koeficijent otpora pri nultom napadnom uglu, C_{D0} , definisan izrazom (2.11):

$$C_{D0} = C_{Dn} + C_{D_{bt}} + C_{D_{rb}} + C_{D_b} + C_{D_{sf}}$$

Prednji dio projektila, koji obuhvata upaljač i ožival ili konus, može imati oštar, zaobljen ili zatupljen vrh. Koeficijent otpora složenog prednjeg dijela se određuje pomoću izraza [69]:

$$C_{Dn} = C_{Dp \text{ fuze}} \left(\frac{d_f}{d} \right)^2 + C_{Dpogive} \left(1 - \left(\frac{d_f}{d} \right)^2 \left(3,1 - 1,4 \frac{d_f}{d} - 0,7 \left(\frac{d_f}{d} \right)^2 \right) \right) \quad (4.26)$$

Koeficijent otpora upaljača koji ima oblik konusa, $C_{Dp \text{ fuze}}$, se određuje iz izraza [69]:

$$C_{Dp \text{ fuze}} = C_{Dmc} \left(\frac{d_s}{d_f} \right)^2 + C_{DpC} \left(1 - \left(\frac{d_s}{d_f} \right)^2 \right) \quad (4.27)$$

gdje su:

C_{Dmc} - koeficijent otpora eliptičkog prednjeg dijela

C_{DpC} - koeficijent otpora konusnog prednjeg dijela oštrog vrha

Koeficijent otpora sekantnog oživalnog prednjeg dijela, C_{DpS} , se dobije interpolacijom između koeficijenta otpora tangentnog oživalnog prednjeg dijela i koeficijenta otpora konusnog prednjeg dijela koji imaju istu vitkost kao sekantni ožival [81]:

$$C_{DpS} = C_{DpC} + (C_{DpT} - C_{DpC}) R_T / R \quad (4.28)$$

Koeficijent otpora prednjeg dijela složenog oblika, konusni upaljač sa zaobljenjem ili zatupljenjem na vrhu i konus, određuje se iz izraza [69]:

$$C_{Dp \text{ nose}} = C_{Dp \text{ fuze}} \left(\frac{d_f}{d} \right)^2 + C_{DpC} \left(1 - \left(\frac{d_f}{d} \right)^2 \right) \quad (4.29)$$

Oblik zakona sličnosti za koeficijent otpora zadnjeg dijela projektila pri supersoničnim brzinama ($M > 1.3$) sugerira proširenje jednačina malih poremećaja drugog reda u serije, za male vrijednosti ugla nagiba zadnjeg konusa β , što rezultira izrazom [81]:

$$[C_{D_{bt}}] = \frac{4 \cdot A \cdot \tan \beta}{k} \left\{ \left(1 - e^{-k\lambda_{bt}} \right) + 2 \cdot \tan \beta \left[e^{-k\lambda_{bt}} \left(\lambda_{bt} + \frac{1}{k} \right) - \frac{1}{k} \right] \right\} \quad (4.30)$$

pri čemu su:

λ_{bt} - vitkost zadnjeg dijela projektila

$[C_{D_{bt}}]$ - parametar sličnosti

A - promjena u koeficijentu pritiska zadnjeg dijela usljed Prandtl-Mayer-ove ekspanzije

k - korektivni faktor

Koeficijent otpora zadnjeg dijela, pri subsoničnim i transoničnim brzinama se određuje interpolacijom iz eksperimentalnih vrijednosti iz oformljene baze podataka [44].

Za $M > 0,8$, koeficijent otpora dna C_{Db} se određuje iz empirijskog izraza:

$$C_{Db} = -C_{pB} \cdot \left(\frac{d_B}{d} \right)^3 \quad (4.31)$$

gdje je C_{pB} srednji bazni pritisak za cilindrični zadnji dio.

Koeficijent otpora dna projektila pri subsoničnim brzinama se određuje interpolacijom iz eksperimentalnih vrijednosti iz oformljene baze podataka [44].

Vodeći prsten projektila se nalazi u blizini zadnjeg kraja cilindričnog dijela projektila. Koeficijent otpora vodećeg prstena projektila računa se interpolacijom iz vrijednosti koje se nalaze u bazi podataka formiranoj na osnovu eksperimentalnih podataka [81].

Dio aerodinamičkog koeficijenta otpora koji nastaje usljed trenja vazduha o projektil se određuje na osnovu izraza Karman-a uz korekciju Martinov-a [44]:

$$C_{Dsf} = \frac{3,91}{(\ln Re)^{2,58} \left(1 + \frac{M^2}{15} \right)^{0,85}} \quad (4.32)$$

Dobivena vrijednost se množi s površinom omotača projektila koja se računa na osnovu geometrijskih karakteristika projektila.

Koeficijent normalne sile i momenta prevrtanja

Gradijent aerodinamičkog koeficijenta normalne sile ima dva dijela [69]:

$$C_{N\alpha} = C_{N\alpha_{n+cyl}} + C_{N\alpha_{bt}}$$

Prvi član, gradijent aerodinamičkog koeficijenta normalne sile prednjeg i cilindričnog dijela, je funkcija dva parametra:

$$\frac{B}{\lambda_n} \text{ i } \frac{\lambda_{cyl}}{\lambda_n}$$

pri čemu su:

λ_n - vitkost prednjeg dijela projektila

λ_{cyl} - vitkost cilindričnog dijela projektila

$$B = \sqrt{|M^2 - 1|}.$$

Određuje se interpolacijom iz eksperimentalnih vrijednosti iz baze podataka [85].

Drugi član, gradijent aerodinamičkog koeficijenta normalne sile zadnjeg dijela, se određuje iz izraza [85]:

$$C_{N\alpha_{bt}} = -2 \cdot \xi \left(1 - \frac{d_b^2}{d^2} \right) \quad (4.33)$$

pri čemu je $\xi = 0,1 \div 0,2$ i zavisi od debljine graničnog sloja na zadnjem dijelu projektila.

Položaj napadne tačke normalne sile prednjeg i cilindričnog dijela projektila u odnosu na vrh projektila je [69]:

$$x_{c_{n+cyl}} = l_n \cdot \left(1 - \frac{W_n}{S_{ref} \cdot l_n} + \Delta \bar{x}_n \right)$$

a položaj napadne tačke normalne sile usljed raspodjele pritiska na zadnjem dijelu projektila u odnosu na vrh projektila je [69]:

$$x_{c_{bt}} = l - \frac{l_{bt}}{2}$$

Napadna tačka rezultujuće normalne sile (centar pritiska) projektila, u odnosu na vrh projektila, je [69]:

$$x_c = \frac{C_{N\alpha_{n+cyl}} \cdot x_{c_{n+cyl}} + C_{N\alpha_{bt}} \cdot x_{c_{bt}}}{C_{N\alpha}}$$

Gradijent aerodinamičkog koeficijenta momenta prevrtanja za težište projektila je [69]:

$$C_{M\alpha} = \frac{x_T - x_c}{d} C_{N\alpha}$$

Ako je centar pritiska ispred težišta projektila, posmatrano iz vrha projektila, gradijent aerodinamičkog koeficijenta momenta prevrtanja za težište projektila je, po konvenciji, pozitivan.

Koeficijent indukovanog otpora

Koeficijent induktivnog otpora $C_{D\sigma^2}$ računa se prema jednačini [85]:

$$C_{D\sigma^2} = C_{N\alpha} + 2\xi \quad (4.34)$$

Koeficijent ξ je funkcija vitkosti prednjeg dijela projektila i Mach-ovog broja i definisana je u bazi podataka [85].

Koeficijent prigušnog momenta valjanja

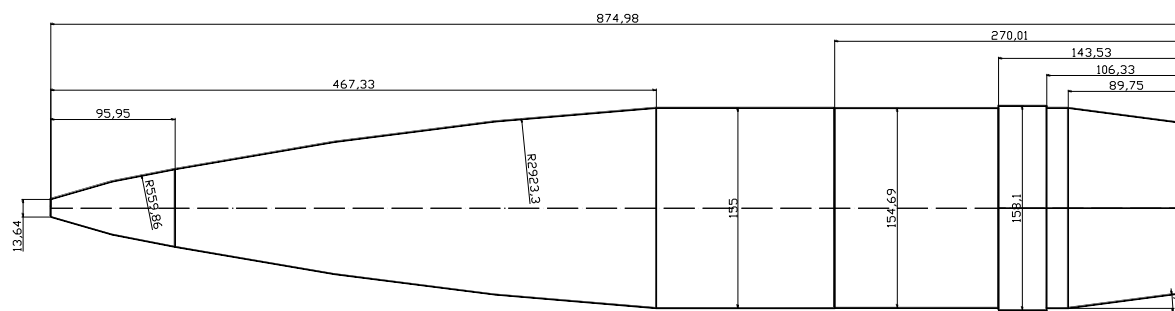
Koeficijent aksijalnog prigušnog momenta je [85]:

$$C_{lp} = 2(0,0003M^3 - 0,0021M^2 + 0,0081M - 0,02) \quad (4.35)$$

za parameter bezdimenzionalne ugaone brzine $p^* = \frac{p \cdot (d/2)}{V}$.

4.1.6. Verifikacija modela modifikovane materijalne tačke

Model putanje projektila će se verifikirati na osnovu dometa projektila 155 mm M549 (slika 4.18) za koji se raspolaze eksperimentalnim podacima o dometu, skretanju i početnoj brzini projektila [87].



Slika 4.18: Geometrijske karakteristike projektila 155 mm M549 [81]

Projektil 155 mm M549 je dobro aerodinamički oblikovan projektil s vitkošću 5,645. Prednji dio projektila je složenog oblika i sastoji se od upaljača i sekantnog oživala, ukupne vitkosti 3,015. Dužina zadnjeg konusa je 0,579 kalibara, a prečnik dna projektila je 0,848 kalibar. Prečnik vodećeg prstena iznosi 1,02 kalibra.

Masene karakteristike projektila 155 mm M549 [86] su:

$$m = 43,5 \text{ kg}$$

$$I_x = 0,15 \text{ kgm}^2$$

$$I_y = 1,93 \text{ kgm}^2$$

Za projektil 155 mm M549, čije su geometrijske karakteristike prikazane na slici 4.18, primjenom modela AERO-SPINNER, određeni su aerodinamički koeficijenti u funkciji Mach-ovog broja.

Aerodinamičke funkcije potrebne za kompletiranje matematskog modela putanje projektila prikazane su u tabeli 4.1.

Tabela 4.1: Aerodinamički koeficijenti projektila 155 mm M549

M	C_{D0}	$C_{N\sigma}$	$C_{M\sigma}$	C_{lp}
0,80	0,153	1,80	3,89	-0,029
0,90	0,201	1,79	4,04	-0,028
0,94	0,253	1,78	4,14	-0,028
1,00	0,330	1,77	4,44	-0,027
1,08	0,350	2,11	4,20	-0,027
1,10	0,351	2,15	4,17	-0,026
1,15	0,345	2,23	4,13	-0,026
1,25	0,335	2,34	4,09	-0,025
1,50	0,298	2,52	4,08	-0,023
1,75	0,276	2,63	4,06	-0,021
2,00	0,256	2,72	4,07	-0,020

Početni uslovi su izabrani u skladu s eksperimentom [87] koji je izvršen na poligonu u Nevadi, oktobra 1977. godine, tabela 4.2.

Tabela 4.2: Izmjereni domet, skretanje i početna brzina projektila 155 mm M549 [87]

Broj opita	Domet (m)	Skretanje (m)	Brzina projektila (m/s)	Popravljenе vrijednosti dometa svedene na tabličnu početnu brzinu $V_0 = 610 \text{ m/s}$
1	17851,3	323,3	615,3	17626
2	17826,3	358,2	613,2	17691
3	17831,2	367,4	609,3	17856
4	17820,6	426,4	613,5	17673
5	17817,7	426,8	613,7	17662

U ovom eksperimentu je izvršeno ispaljivanje grupe od 7 projektila 155 mm M549, ali su snimljene vrijednosti dometa, skretanja i početne brzine samo za pet projektila. Svi projektili su ispaljeni iz cijevi topa M185, pri elevaciji od 45° na prosječnoj nadmorskoj visini 1630,4 m.

Pošto nema podataka o parametrima atmosfere i vjetru, za verifikaciju modela modifikovane materijalne tačke će se koristiti srednji domet popravljenih vrijednosti dometa svedenih na tabličnu početnu brzinu koji iznosi 17701,6 m.

Početna ugaona brzina projektila određuje se kao:

$$p_0 = \frac{2V_0 \tan \varphi_0}{d} \quad (4.36)$$

gdje su:

V_0 - brzina projektila na ustima cijevi

φ_0 - ugao uvijanja žljebova na ustima cijevi

Primjenom modela modifikovane materijalne tačke, za:

- Aerodinamičke koeficijente prikazane u tabeli 4.1

- Masene karakteristike projektila [86]
- Parametre atmosfere definisane u skladu s standardnom ICAO atmosferom, i
- Početne uslove: $y_0 = 1630,4 \text{ m}$, $V_0 = 610 \text{ m/s}$, $\theta_0 = 45^\circ$ i $p_0 = 1237 \text{ rad/s}$

simulirana je putanja projektila 155 mm M549.

U izlaznoj datoteci dobiveni su sljedeći podaci:

- Vrijeme leta projektila
- Položaj težišta projektila u odnosu na koordinatni sistem vezan za Zemlju u funkciji vremena leta
- Promjena nutacionog ugla u funkciji vremena leta
- Promjena brzine projektila u funkciji vremena leta
- Promjena uzdužne ugaone brzine projektila u funkciji vremena leta

Predviđeni domet projektila 155 mm M549, za navedene uslove, je iznosio 17547,3 m.

Poređenjem predviđenog dometa s eksperimentalnim uočena je razlika u dometu od 0,87%, iz čega se zaključuje da se modelom modifikovane materijalne tačke može predvidjeti domet projektila s zadovoljavajućom tačnošću.

Izjednačavanje eksperimentalno određenog dometa s teoretskim može se ostvariti množenjem funkcije $C_D(M)$ s koeficijentom usklađivanja (fitovanja), jer netačnost koeficijenta otpora daje grešku u dometu. U navedenom slučaju ovaj koeficijent iznosi 0,983, što znači da je koeficijent otpora određen primjenom programa AERO-SPINNER za 1,7% veći od otpora s kojim bi se dobio domet od 17701,6 m, bez uzimanja u obzir parametara atmosfere.

4.2. Model putanje za projektele s base bleed generatorom

Pri kretanju projektila s base bleed generatorom, posebno se posmatra kretanje projektila dok radi base bleed generator i zatim kretanje projektila nakon prestanka rada base bleed generatora.

Za vrijeme rada base bleed generatora, projektil predstavlja tijelo promjenjive mase. U tom slučaju moguće je primjeniti zakone mehanike čvrstih tijela pod sljedećim uslovima:

- Projektil se posmatra kao čvrsto tijelo s masom koju je imao u trenutku t (princip očvršćavanja)
- Spoljnim silama i momentima potrebno je dodati silu i moment koji su posljedica istjecanja produkata sagorijevanja iz projektila

Nakon prestanka rada base bleed generatora, projektil predstavlja čvrsto tijelo konstantne mase.

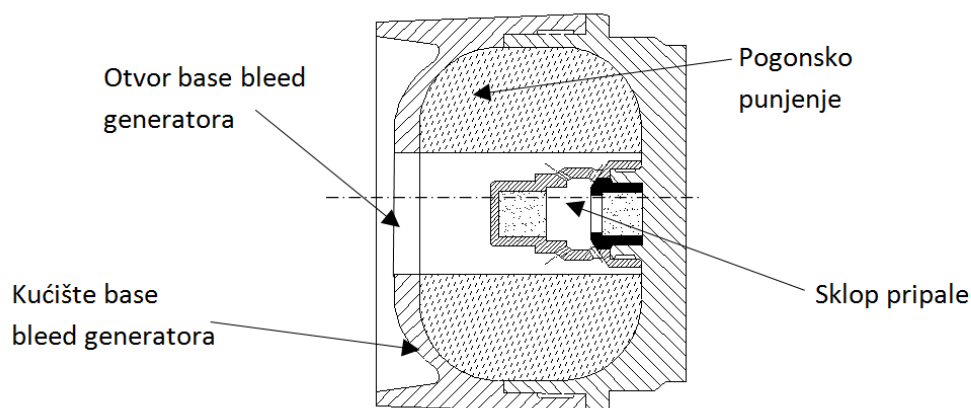
Predviđanje putanje projektila s base bleed generatorom zahtijeva istovremenu analizu tri vremenski zavisne faze:

- Generiranje gasovitih produkata sagorijevanja,
- Efekt istjecanja produkata sagorijevanja na aerodinamički otpor i
- Model putanje

Koeficijent otpora projektila za vrijeme rada base bleed generatora se ne može odrediti nezavisno od putanje, a što je slučaj kod konvencionalnih artiljerijskih projektila.

4.2.1. Generiranje gasovitih produkata sagorijevanja

Base bleed generator, čija je struktura prikazana na slici 4.19, je namijenjen povećanju dometa projektila primjenom koncepta redukcije otpora dna projektila.



Slika 4.19: Base bleed generator za projektil 155 mm M864 [13]

Smanjenje otpora dna projektila ostvaruje se potpunom prostora iza projektila produktima sagorijevanja u cilju povećanja pritiska do vrijednosti bliske okolnom pritisku. Produkti sagorijevanja koji istječu kroz otvor na dnu projektila nastaju sagorijevanjem pogonskog punjenja u komori sagorijevanja base bleed generatora.

Razmatraće se pogonsko punjenje u obliku jabuke, s unutrašnjim kanalom, od dva segmenta (slika 4.20) koje ima sljedeće početne dimenzije:

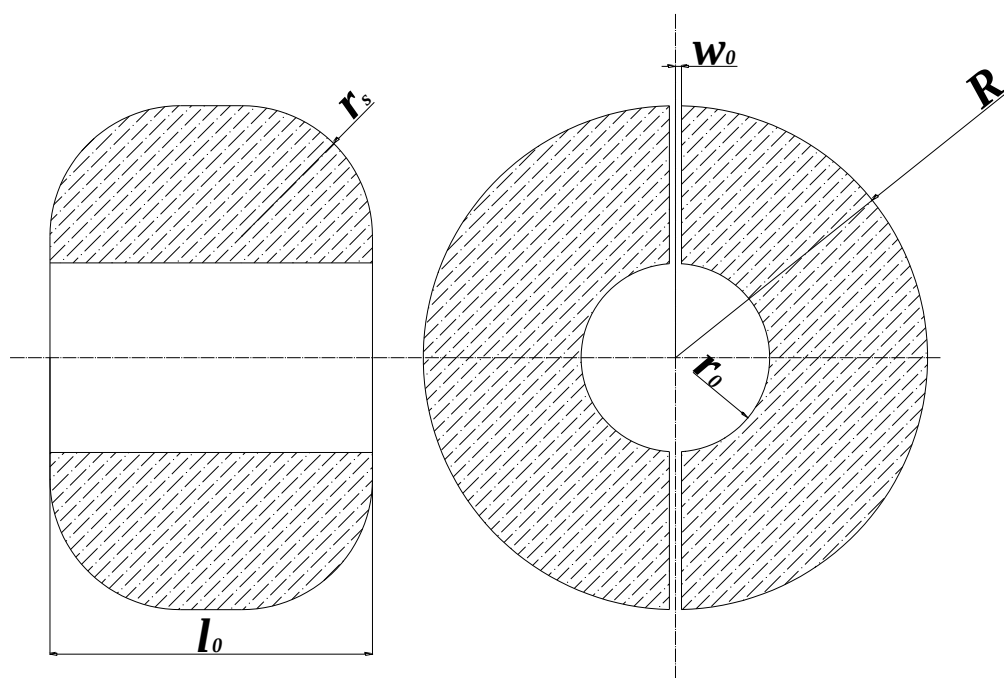
l_0 – maksimalna dužina pogonskog punjenja

r_0 – poluprečnik unutrašnjeg kanala pogonskog punjenja

R – najveći poluprečnik pogonskog punjenja

r_s – poluprečnik zaobljenja pogonskog punjenja

w_0 – polovina rastojanja između segmenata punjenja



Slika 4.20: Pogonsko punjenje za base bleed generator

Pogonsko punjenje je inhibirano po spoljašnjoj površini, tako da se sagorijevanje odvija na cilindričnim površinama unutrašnjeg kanala i ravnim površinama proreza.

Ako je pogonsko punjenje izloženo polju radijalnog ubrzanja, što je slučaj pri letu artiljerijskih projektila s base bleed generatorom, brzina sagorijevanja zavisi i od orijentacije vektora ubrzanja u odnosu na površinu sagorijevanja i nivoa radijalnog ubrzanja. Značajno povećanje brzine sagorijevanja pogonskog punjenja u polju radijalnog ubrzanja se javlja na površinama sagorijevanja koje s vektorom ubrzanja zaklapaju uglove od 75° - 90° [2].

Pri sagorijevanju pogonskog punjenja u polju radijalnog ubrzanjana, na gasnu struju iznad površine sagorijevanja djeluju centrifugalna sila i tangencijalna inerciona sila. Tangencijalna

komponenta inercione sile je po intenzitetu mnogo manja od radijalne komponente inercione sile.

Za pogonskog punjenja čiji je oblik prikazan na slici 4.20, gasna struja pod dejstvom centrifugalne sile savija plamen ka cilindričnoj površini punjenja i povećava brzinu sagorijevanja na ovoj površini usljed intenzivnijeg prenosa toplote. U zoni proreza, gasna struja se pod dejstvom centrifugalne sile kreće od ose simetrije ka zidu komore. Usljed dejstva tangencijalne komponente inercione sile gasna struja u prorezima savija plamen ka jednoj površini proreza a odvlači ga od druge. Na površinama ka kojima gasna struja savija plamen dolazi do intenzivnijeg prenosa toplote i povećanja brzine sagorijevanja. Na površinama proreza od kojih gasna struja odvlači plamen, smanjuje se prenos toplote s gasne struje na površinu goriva i smanjuje brzina sagorijevanja u odnosu na brzinu sagorijevanja pogonskog punjenja koje nije izloženo polju radijalnog ubrzanja. Dakle, brzina sagorijevanja na cilindričnoj površini unutrašnjeg kanala, $\dot{r}_c$, se razlikuje od brzine sagorijevanja na ravnim površinama proreza, $\dot{r}_p$, kada je pogonsko punjenje izloženo polju radijalnog ubrzanja.

Na osnovu rezultata eksperimenata koje su izvršili Kayser, Kuzan i Vazquez [24] uočeno je da se brzine sagorijevanja $\dot{r}_c$ i $\dot{r}_p$ mogu izraziti u zavisnosti od brzine sagorijevanja u statičkim uslovima $\dot{r}_0$, u obliku:

$$\dot{r}_c = f_c(p) \cdot \dot{r}_0 \quad (4.37)$$

$$\dot{r}_p = f_p(p) \cdot \dot{r}_0 \quad (4.38)$$

pri čemu se funkcije $f_c(p)$ i $f_p(p)$ određuju eksperimentalno za izabrano pogonsko punjenje.

Kretanje fronta plamena

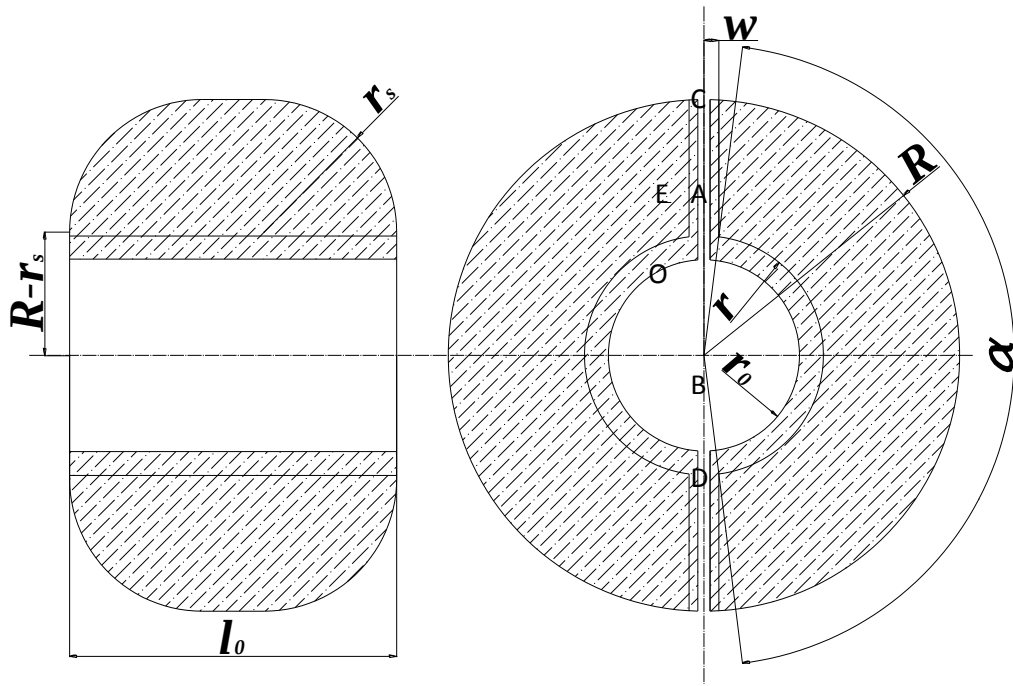
Pri sagorijevanju pogonskog punjenja, prikazanog na slici 4.20, koje je izloženo polju radijalnog ubrzanja, položaj fronta plamena u kanalu je, u nekom trenutku, određen izrazima:

$$r = \int_{r_0}^r \dot{r}_c dt \quad (4.39)$$

$$w = \int_{w_0}^w \dot{r}_p dt \quad (4.40)$$

Kretanje fronta plamena će se posmatrati kroz dvije faze koje su prikazane na slikama 4.21 i 4.22.

U prvoj fazi (slika 4.21) front plamena se pomjera od r_0 do $(R - r_s)$. Dužina pogonskog punjenja u ovoj fazi je konstantna i jednaka je početnoj dužini pogonskog punjenja l_0 .



Slika 4.21: Prva faza pomjeranja fronta plamena

Cilindrična površina A_c , u trenutku t , je jednaka dvostrukom proizvodu dužine luka $\widehat{AB}$ i dužine pogonskog punjenja l_0 :

$$A_c = 2 \cdot \widehat{AB} \cdot l_0 = 2 \cdot r \cdot \alpha \cdot l_0 \quad (4.41)$$

Iz trougla $\triangle OAE$ slijedi:

$$\sin\left(\frac{\pi}{2} - \frac{\alpha}{2}\right) = \frac{w}{r} \quad (4.42)$$

odakle je

$$\alpha = \pi - 2 \cdot \arcsin \frac{w}{r} \quad (4.43)$$

pa je

$$A_c = 2 \cdot \left(\pi - 2 \cdot \arcsin \frac{w}{r}\right) r \cdot l_0 \quad (4.44)$$

Površina proreza A_p , u trenutku t , je:

$$A_p = 4 \cdot \overline{AC} \cdot l_0 = 4 \cdot (\sqrt{R^2 - w^2} - \sqrt{r^2 - w^2}) \cdot l_0 \quad (4.45)$$

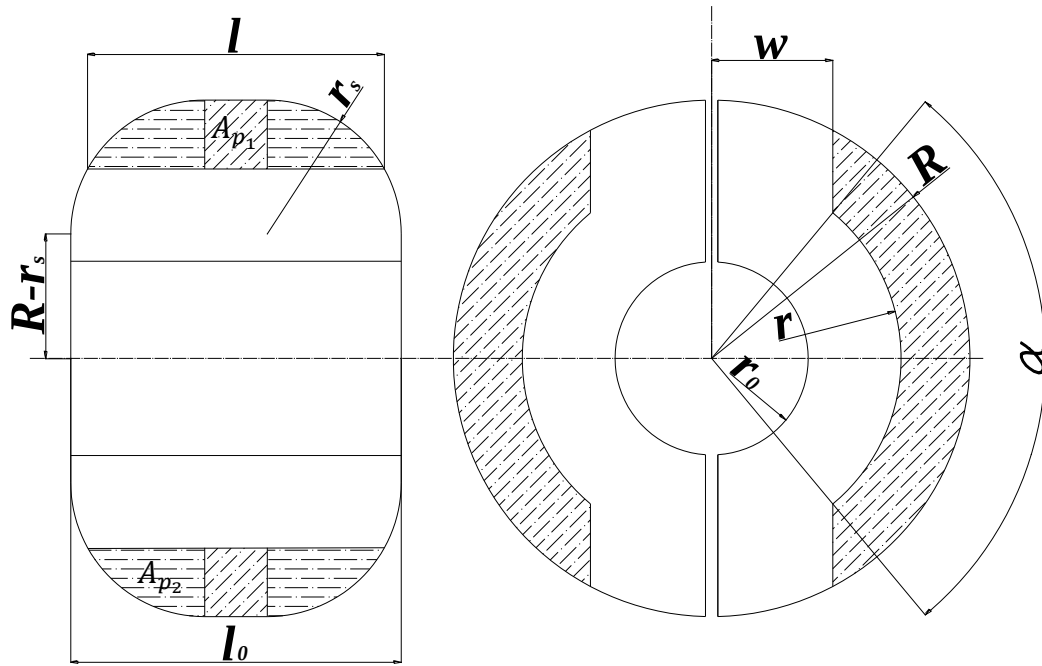
Ukupna površina sagorijevanja, dok je $r \leq R - r_s$, je:

$$A_s = A_c + A_p \quad (4.46)$$

tj.:

$$A_s = 2 \cdot \left[\left(\pi - 2 \cdot \arcsin \frac{w}{r}\right) r + 2 \cdot (\sqrt{R^2 - w^2} - \sqrt{r^2 - w^2}) \right] \cdot l_0 \quad (4.47)$$

Druga faza (slika 4.22) obuhvata kretanje fronta plamena kada je $r > R - r_s$.



Slika 4.22: Druga faza pomjeranja fronta plamena

Cilindrična površina A_c , u nekom trenutku t , u drugoj fazi, kada je $r > R - r_s$, je:

$$A_c = 2 \cdot r \cdot \alpha \cdot l \quad (4.48)$$

Dužina pogonskog punjenja, u tom trenutku t , je:

$$l = l_0 - 2 \cdot [r_s - \sqrt{r_s^2 - (r_s - R + r)^2}] \quad (4.49)$$

pa se, uzimajući u obzir izraz (4.43), cilindrična površina u drugoj fazi određuje prema:

$$A_c = 2 \cdot r \cdot \left(\pi - 2 \cdot \arcsin \frac{w}{r} \right) \cdot \left\{ l_0 - 2 \cdot [r_s - \sqrt{r_s^2 - (r_s - R + r)^2}] \right\} \quad (4.50)$$

Površina proreza A_p , u trenutku t , prema slici 4.22, je:

$$A_p = 4 \cdot (A_{p_1} + 2 \cdot A_{p_2}) \quad (4.51)$$

pri čemu je:

$$A_{p_1} = (l_0 - 2 \cdot r_s) (\sqrt{R^2 - w^2} - \sqrt{r^2 - w^2}) \quad (4.52)$$

$$A_{p_2} = \int_{\sqrt{r^2 - w^2}}^{\sqrt{R^2 - w^2}} \sqrt{r_s^2 - (\sqrt{z^2 + w^2} - R + r_s)^2} dz \quad (4.53)$$

Ukupna površina sagorijevanja pogonskog punjenja, prikazanog na slici 4.22, za $r > R - r_s$ je:

$$A_s = A_c + A_p = A_c + 4 \cdot (A_{p_1} + 2 \cdot A_{p_2}) \quad (4.54)$$

pri čemu su A_c , A_{p_1} i A_{p_2} određeni izrazima (4.50), (4.52) i (4.53).

Za pogonsko punjenje u obliku jabuke, s unutrašnjim kanalom, od n segmenta ukupna površina sagorijevanja je:

- U prvoj fazi, tj. za $r \leq R - r_s$

$$A_s = 2 \cdot \left[\left(\pi - 2 \cdot n \cdot \arcsin \frac{w}{r} \right) r + 2 \cdot n \cdot (\sqrt{R^2 - w^2} - \sqrt{r^2 - w^2}) \right] \cdot l_0 \quad (4.55)$$

- U drugoj fazi, tj. za $r > R - r_s$, određena relacijom:

$$A_s = A_c + A_p = A_c + 2 \cdot n \cdot (A_{p_1} + 2 \cdot A_{p_2}) \quad (4.56)$$

pri čemu je:

$$A_c = 2 \cdot r \cdot \left(\pi - 2 \cdot n \cdot \arcsin \frac{w}{r} \right) \cdot \left\{ l_0 - 2 \cdot [r_s - \sqrt{r_s^2 - (r_s - R + r)^2}] \right\} \quad (4.57)$$

a površine A_{p_1} i A_{p_2} su definisane relacijama (4.52) i (4.53).

Masena brzina produkata sagorijevanja

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

$$\dot{m} = \rho_{pm} (\dot{r}_c \cdot A_c + \dot{r}_p \cdot A_p) \quad (4.58)$$

odnosno, u skladu s izrazima (3.10), (4.37) i (4.38),

$$\dot{m} = \rho_{pm} (f_c(p) \cdot A_c + f_p(p) \cdot A_p) \cdot a \cdot p_c^n \quad (4.59)$$

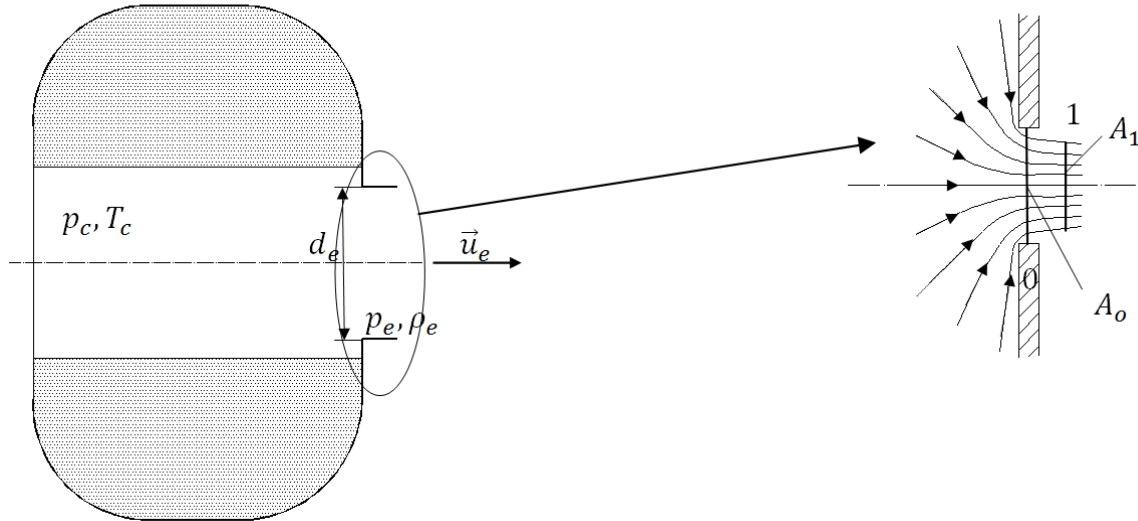
Pritisak u komori sagorijevanja p_c se određuje pomoću Bernoulli-eve jednačine i jednačine kontinuiteta.

Pri istjecanju produkata sagorijevanja iz base bleed generatora kroz otvor s oštrim rubom, površine $A_o = \frac{d_e^2 \cdot \pi}{4}$, dolazi do suženja mlaza (slika 4.23).

Faktor kontrakcije mlaza, C_c , predstavlja odnos površine poprečnog presjeka mlaza i površine otvora. Površina poprečnog presjeka mlaza, A , je prema tome:

$$A = C_c \cdot A_o \quad (4.60)$$

Realni fluidi su viskozni te će se dio mehaničke energije na putu od presjeka 0 do presjeka 1, (slika 4.23), usljed djelovanja viskoznih sila pretvoriti u unutarašnju energiju, što znači da će mehanička energija (odnosno brzina) za slučaj realnog fluida biti manja. To se uzima u obzir faktorom korekcije brzine C_v koji se određuje eksperimentalno.



Slika 4.23: Istjecanje produkata sagorijevanja iz base bleed generatora

Stvarna brzina mlaza, u_e , je prema tome:

$$u_e = C_v \cdot u \quad (4.61)$$

pri čemu je u brzina mlaza u presjeku 0.

Zapreminski protok Q produkata sagorijevanja kroz otvor će biti jednak proizvodu stvarne brzine i stvarne površine mlaza:

$$Q = u_e \cdot A = \underbrace{C_v \cdot C_c}_{C_d} \cdot u \cdot A_o \quad (4.62)$$

gdje je $C_d = C_v \cdot C_c$ faktor korekcije protoka.

Masena brzina produkata sagorijevanja kroz otvor na dnu projektila je:

$$\dot{m}_e = \rho_e \cdot Q = \rho_e \cdot u_e \cdot A \quad (4.63)$$

gdje je ρ_e gustina produkata sagorijevanja na izlazu.

Istjecanje produkata sagorijevanja iz base bleed generatora može se opisati Bernoulli-evom jednačinom:

$$p_c - p_e = \frac{\rho_e \cdot u^2}{2} \quad (4.64)$$

odnosno, uzimajući u obzir korekciju brzine zbog suženja mlaza:

$$p_c - p_e = \frac{1}{C_v^2} \cdot \frac{\rho_e \cdot u_e^2}{2} \quad (4.65)$$

gdje je p_e pritisak na izlazu iz base bleed generatora.

Ako se Bernoulli-eva jednačina napiše u obliku:

$$p_c - p_e = \frac{1}{C_v^2} \cdot \frac{\rho_e^2 \cdot u_e^2}{2 \cdot \rho_e} \cdot \frac{A^2}{A^2}$$

uzimajući u obzir jednačine (4.60) i (4.63), tj.

$$p_c - p_e = \frac{1}{C_v^2} \cdot \frac{\dot{m}_e^2}{2 \cdot \rho_e} \cdot \frac{1}{C_c^2 \cdot A_o^2}$$

masena brzina produkata sagorijevanja je:

$$\dot{m}_e = (C_d \cdot A_o \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_e \cdot p_e}) \sqrt{\frac{p_c}{p_e} - 1} \quad (4.66)$$

Kada je brzina toka veća od 0.3 Mach-a, efekt kompresibilnosti se mora uzeti u obzir. Kompresibilan tok se dešava kada je temperatura idealnog gasa konstantna duž strujnice, tj. kada je tok izoterman.

Pošto se produkti sagorijevanja smatraju idealnim gasom, jednačina stanja je:

$$p = \rho \cdot R_g \cdot T_c \quad (4.67)$$

gdje je R_g gasna konstanta produkata sagorijevanja, a T_c temperatura gasovitih produkata sagorijevanja koja se smatra konstantnom.

Za stacionaran, neviskozan, izoterman tok, Bernoulli-eva jednačina je:

$$\int \frac{dp}{\rho} + \frac{1}{2} \cdot v^2 + gz = const. \quad (4.68)$$

odnosno, primjenjena na base bleed generator uzimajući u obzir jednačinu stanja idealnog gasa i da nema visinske razlike ($\int \frac{dp}{\rho} = R_g \cdot T_c \int \frac{dp}{p}$, $z = 0$):

$$R_g \cdot T_c \cdot \ln p_c = R_g \cdot T_c \cdot \ln p_e + \frac{1}{2} \cdot u_e^2 \quad (4.69)$$

Kako je $\frac{p_c - p_e}{p_e} \ll 1$, vrijedi

$$\ln \left(\frac{p_c}{p_e} \right) = \ln \left(1 + \frac{p_c - p_e}{p_e} \right) = \frac{p_c - p_e}{p_e}$$

pa je Bernoulli-eva jednačina za kompresibilan tok produkata sagorijevanje u base bleed generatoru:

$$\frac{p_c}{p_e} - 1 = \frac{u_e^2}{R_g \cdot T_c} \quad (4.70)$$

Brzina produkata sagorijevanja kroz otvor na dnu projektila može se izraziti preko Mach-ovog broja, M_e :

$$u_e = M_e \cdot a \quad (4.71)$$

gdje je a brzina zvuka u produktima sagorijevanja.

Obzirom da je za izentropski tok:

$$\frac{p_c}{p_e} = \left(1 + \frac{\gamma_g - 1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} \quad (4.72)$$

Mach-ov broj se može izraziti u obliku:

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma_g - 1} \cdot \left[\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} - 1\right]} \quad (4.73)$$

a kako je

$$a = \sqrt{\gamma_g \cdot R_g \cdot T_c} \quad (4.74)$$

pri čemu je γ_g odnos specifičnih toplota produkata sagorijevanja, brzina toka na izlazu je:

$$u_e = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma_g \cdot R_g \cdot T_c}{\gamma_g - 1} \cdot \left[\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} - 1\right]} \quad (4.75)$$

pa je:

$$\frac{p_c}{p_e} - 1 = \frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1} \cdot \left[\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} - 1\right] \quad (4.76)$$

Dakle, uzimajući u obzir kompresibilnost, masena brzina istjecanja produkata sagorijevanja kroz otvor base bleed generatora je:

$$\dot{m}_e = (C_d \cdot A_o \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_e \cdot p_e}) \sqrt{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1} \cdot \left[\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}} - 1\right]} \quad (4.77)$$

Pri subsoničnom istjecanju gasa, pritisak u otvoru kroz koji istječe gas jednak je pritisku okoline u koju gas istječe.

4.2.2. Efekt istjecanja produkata sagorijevanja na aerodinamički otpor projektila

Usvajajući pretpostavku da produkti sagorijevanja koji istječu kroz otvor na dnu projektila utiču samo na koeficijent otpora dna, aerodinamički koeficijent otpora projektila za vrijeme rada base bleed generatora, $C_{D0_{bb}}$, se može predstaviti izrazom:

$$C_{D0_{bb}} = C_{D0} - \Delta C_{D0_{bb}} \quad (4.78)$$

pri čemu je:

$$\Delta C_{D0bb} = C_{D_{bi}} - C_{D_{bb}} \quad (4.79)$$

razlika između otpora dna projektila kada je base bleed generator inertan, $C_{D_{bi}}$, i kada je aktivan, $C_{D_{bb}}$.

Redukcija koeficijenta otpora dna projektila za vrijeme rada base bleed generatora, ΔC_{D0bb} , se može izraziti pomoću koeficijenta otpora dna projektila s inertnim base bleed generatorom, $C_{D_{bi}}$, u obliku [26]:

$$\Delta C_{D0bb} = f_{BD} \cdot C_{D_{bi}} \quad (4.80)$$

gdje je f_{BD} faktor redukcije koeficijenta otpora dna.

Iz navedenih relacija slijedi:

$$f_{BD} = 1 - \frac{C_{D_{bb}}}{C_{D_{bi}}} \quad (4.81)$$

Ako se s p_b označi srednji pritisak na dnu projektila, a s p_∞ pritisak slobodnog toka, koeficijent pritiska na dnu projektila je:

$$C_{p_B} = \frac{p_b - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} = \frac{\frac{p_b}{p_\infty} - 1}{\frac{\gamma}{2} M_\infty^2} \quad (4.82)$$

odnosno, aerodinamički koeficijent otpora dna je:

$$C_{D_b} = \frac{1 - \frac{p_b}{p_\infty}}{\frac{\gamma}{2} M_\infty^2} \cdot \left(\frac{d_b}{d} \right)^3 \quad (4.83)$$

Iz ove relacije, teorijska razlika između komponente otpora dna za projektil s inertnim base bleed generatorom (srednji bazni pritisak p_{bi}) i za projektil dok radi base bleed generator (srednji bazni pritisak p_{bb}) ima oblik:

$$\Delta C_{D0bb} = \frac{\frac{p_{bb}}{p_\infty} - \frac{p_{bi}}{p_\infty}}{\frac{\gamma}{2} M_\infty^2} \cdot \left(\frac{d_b}{d} \right)^3 \quad (4.84)$$

pa se sada faktor redukcije koeficijenta otpora dna može izraziti kao:

$$f_{BD} = \frac{\frac{p_{bb}}{p_\infty} - \frac{p_{bi}}{p_\infty}}{1 - \frac{p_{bi}}{p_\infty}} \quad (4.85)$$

Relativna promjena baznog pritiska projektila, $\frac{p_{bb}}{p_\infty} - \frac{p_{bi}}{p_\infty}$, se modelira u funkciji bezdimenzionalnog parametra I , definisanog relacijom (3.4), pa se faktor redukcije koeficijenta otpora dna, prema modifikovanom Danberg-ovom modelu [32], može izraziti u obliku:

$$f_{BD} = \frac{\sigma \cdot I}{1 - \frac{p_{bi}}{p_\infty}} \text{ za } I \leq 0,002 \quad (4.86)$$

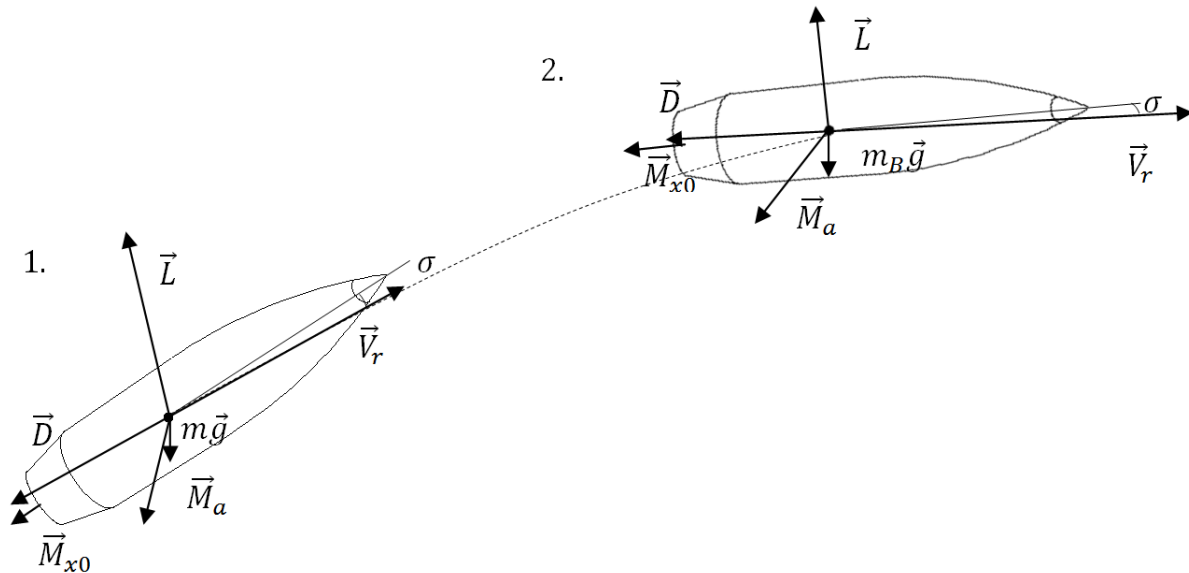
odnosno

$$f_{BD} = \frac{\frac{\sigma \cdot I}{1 + \beta \cdot \sigma \cdot I}}{1 - \frac{p_{bi}}{p_\infty}} \text{ za } I > 0,002 \quad (4.87)$$

pri čemu je $\sigma = f(M, T_j)$ definisano izrazom (3.18), a $\beta = 2,6$.

4.2.3. Model modifikovane materijalne tačke za projekte s base bleed generatorom

Za vrijeme rada base bleed generatora (slika 4.24 – 1.) dolazi do promjene masenih karakteristika projektila usljed sagorijevanja pogonske materije i istjecanja produkata sagorijevanja kroz otvor na dnu projektila. Produkti sagorijevanja popunjavaju prostor iza projektila i dovode do povećanja baznog pritiska, odnosno smanjenja otpora dna projektila.



Slika 4.24: Kretanje projektila s base bleed generatorom (1. dok radi base bleed generator, $t \leq t_{BB}$; 2. nakon prestanka rada base bleed generatora, $t > t_{BB}$)

Matematički model modifikovane materijalne tačke za projekte s base bleed generatorom definisan je sistemom diferencijalnih jednačina (4.25), pri čemu se:

- Aerodinamički koeficijent otpora modelira u obliku:

$$C_D = C_{D0} - f_{BD} \cdot C_{D_{bi}} + C_{D\sigma^2} \cdot \sigma^2 \quad (4.89)$$

- Aerodinamički koeficijent momenta prevrtanja u obliku:

$$C_{M\sigma} = C_{M\sigma}^* + \frac{(x_{CG} - x_{CGB}) \cdot (C_{D0_{bb}} - C_{L\sigma})}{d} \quad (4.90)$$

gdje su:

x_{CG} - trenutni položaj centra mase projektila u odnosu na vrh projektila

x_{CG_B} - položaj centra mase projektila kada sagori pogonsko punjenje base bleed generatora u odnosu na vrh projektila

$C_{M\sigma}^*$ - aerodinamički koeficijent momenta prevrtanja projektila s inertnim base bleed generatorom

Masa projektila u bilo kojem trenutku t dok je base bleed generator aktivan, $t_i \leq t \leq t_{BB}$, može se predstaviti kao:

$$m = m_0 - \int_{t_i}^t \dot{m}_e dt \quad (4.91)$$

gdje su:

m_0 - masa projektila prije početka rada base bleed generatora, a

t_i - vrijeme iniciranja base bleed generatora.

Položaj centra mase projektila, posmatrano od vrha projektila, će se odrediti izrazom:

$$x_{CG} = x_{CG_0} + \frac{(x_{CG_0} - x_{CG_B}) \cdot (m - m_0)}{m_0 - m_B} \quad (4.92)$$

gdje su:

x_{CG_0} - položaj centra mase projektila prije početka rada base bleed generatora u odnosu na vrh projektila

m_B - masa projektila kada sagori pogonsko punjenje base bleed generatora

Aksijalni moment inercije projektila u bilo kojem trenutku t dok je base bleed generator aktivan će se odrediti izrazom:

$$I_x = I_{x_0} + \frac{(I_{x_0} - I_{x_B}) \cdot (m - m_0)}{m_0 - m_B} \quad (4.93)$$

gdje su:

I_{x_0} - aksijalni moment inercije projektila prije početka rada base bleed generatora

I_{x_B} - aksijalni moment inercije projektila kada sagori pogonsko punjenje base bleed generatora

Kada prestane rad base bleed generatora, slika 4.24 -2., projektil predstavlja čvrsto tijelo konstantne mase, m_B , a faktor redukcije koeficijenta otpora dna je jednak nuli.

4.2.4. Postupak rješavanja postavljenog modela putanje projektila s base bleed generatorom

Sistem diferencijalnih jednačina koji matematski opisuje model modifikovane materijalne tačke za projekte s base bleed generatorom moguće je numerički integrirati metodom Runge-Kutta, pa je u tu svrhu dizajniran fortranski program MMMTBB (Model Modifikovane Materijalne Tačke za projekte s Base Bleed generatorom).

Program omogućava predviđanje položaja centra mase projektila u prostoru u svakom trenutku vremena leta uz podršku sljedećih integrisanih modula:

- *Modula za proračun unutrašnje-balističkih karakteristika base bleed generatora*, koji se zasniva na jednodimenzionalnom balističkom modelu
- *Modula za procjenu efekta istjecanja* na aerodinamički otpor, koji se zasniva na empirijskim izrazima, i procjenu efekta istjecanja na masene karakteristike projektila
- *Modula za predviđanje putanje projektila*, koji se zasniva na diferencijalnim jednačinama modela modifikovane materijalne tačke

Ovi moduli omogućavaju da se korištenjem analitičkih i eksperimentalnih izraza opiše fizika kretanja projektila s base bleed generatorom. Uspješnost samog modela zavisi od usvojenih pretpostavki i upotrijebljenog numeričkog metoda.

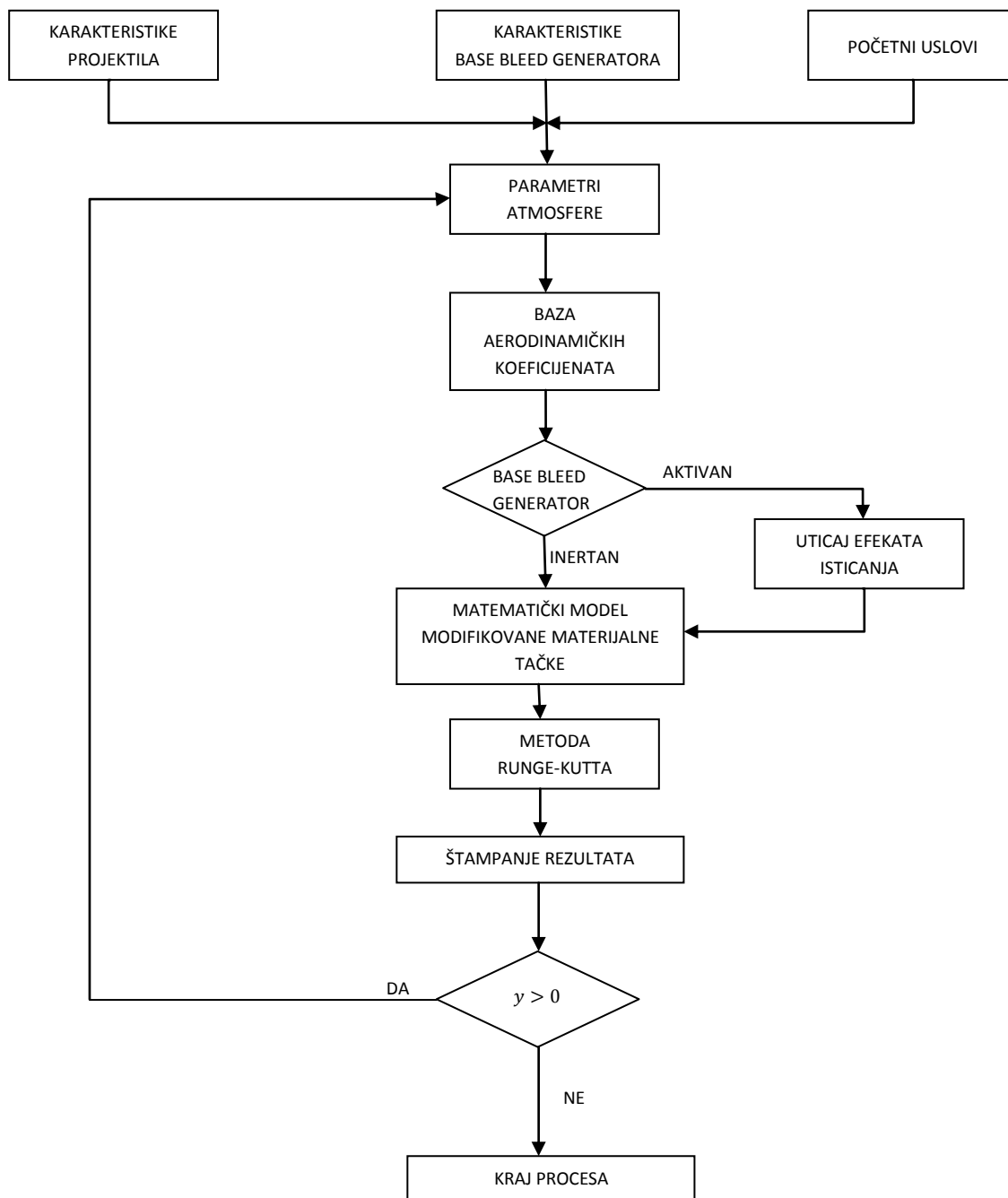
4.2.4.1. Programsko rješenje MMMTBB

Dijagram toka programa MMMTBB prikazan je na slici 4.25.

Ulazni podaci potrebni za izvršenje programa MMMTBB su grupisani u tri ulazne datoteke, zavisno od tipa podataka:

- GRAIN – geometrijske karakteristike pogonskog punjenja, temperatura okoline (pogonskog punjenja), parametri produkata sagorijevanja, karakteristične veličine u zakonu brzine sagorijevanja
- MASA – masene karakteristike projektila i masene karakteristike pogonskog punjenja base bleed generatora
- START – početni uslovi (uslovi na ustima cijevi i vrijeme kada počinje rad base bleed generatora), prečnik dna projektila, srednja masena brzina istjecanja produkata sagorijevanja

Baza aerodinamičkih koeficijenata, potrebna za kompletiranje diferencijalnih jednačina kojima je matematski opisan model putanje, se formira primjenom modela AERO-SPINNER.



Slika 4.25: Dijagram toka modela za proračun putanje projektila s base bleed generatorom

Za brzu procjenu mogućnosti upotrebe base bleed generatora, u program MMMTBB ugrađena je i opcija proračuna putanje projektila s istjecanjem produkata sagorijevanja iz base bleed generatora konstantnom masenom brzinom. U tom slučaju se za pretpostavljeno vrijeme rada base bleed generatora određuje srednja masena brzina istjecanja koja se zadaje u ulaznoj datoteci, a modul za proračun unutrašnje-balističkih parametara base bleed generatora se isključuje.

Modul za proračun unutrašnje-balističkih karakteristika base bleed generatora

Ovaj modul omogućava proračun masene brzine toka na izlazu iz base bleed generatora u datom trenutku, za više konfiguracija punjenja, što je neophodno za procjenu bezdimenzionalnog parametra istjecanja I na osnovu kojeg se određuje faktor redukcije otpora dna projektila.

Modul se zasniva na sljedećim pretpostavkama:

- Rotacija projektila ne utiče na brzinu sagorijevanja pogonske materije do trenutka uspostavljanja kvazistacionarnog režima rada kada uzimamo rotaciju u obzir.
- Strujanje u komori sagorijevanja base bleed generatora je jednodimenzionalno.
- Sagorijevanje pogonske materije je potpuno i adijabatsko.
- Produkti sagorijevanja se ponašaju kao idealan gas.
- Pritisak na izlazu iz base bleed generatora jednak je okolnom pritisku (brzina istjecanja produkata sagorijevanja je subsonična).

Programski je postavljeno da se vrijeme početka rada base bleed generatora može mijenjati. Trenutak iniciranja pogonske materije se definiše u ulaznoj datoteci START. Položaj projektila u prostoru u trenutku početka rada base bleed generatora, kao i karakteristike slobodnog toka i parametri atmosfere su vrijednosti koje se dobiju iz modula za predviđanje putanje projektila, uz pretpostavku da sagorijevanje pogonske materije započinje nakon što projektil napusti cijev oružja.

Modul za proračun unutrašnje-balističkih karakteristika base bleed generatora počinje računanje površine sagorijevanja u zavisnosti od oblika pogonskog punjenja od trenutka iniciranja pogonske materije. Početna brzina sagorijevanja se određuje za pritisak okoline u trenutku iniciranja, uzimajući u obzir temperaturu pogonske materije. Masena brzina produkata sagorijevanja se računa kao proizvod gustine pogonske materije, površine sagorijevanja i brzine sagorijevanja. To je ulazni parametar za procjenu efekta istjecanja na aerodinamički koeficijent otpora projektila.

Modul za procjenu efekta istjecanja

Mlaz produkata sagorijevanja koji istječu kroz otvor na dnu projektila uzrokuje povećanje pritiska iza projektila, a samim tim utiče na smanjenje aerodinamičkog koeficijenta otpora dna koji ima značajan udio u ukupnom aerodinamičkom koeficijentu otpora projektila. Osim toga, zbog sagorijevanja pogonskog punjenja i istjecanja produkata sagorijevanja nastupa promjena mase projektila, položaja centra mase projektila i aksijalnog momenta inercije.

Modul za procjenu efekta istjecanja omogućava korekciju koeficijenta otpora dna projektila u svakom trenutku dok radi base bleed generator.

Pretpostavke na kojim se zasniva ovaj modul su:

- Istjecanje produkata sagorijevanja ima uticaja samo na porast pritiska na dnu projektila.
- Temperatura produkata sagorijevanja u mlazu jednaka je temperaturi produkata sagorijevanja u komori base bleed generatora.
- Produkti sagorijevanja ne stupaju u hemijske reakcije s okolnim vazduhom.

Vrijednost bezdimenzionalnog parametra istjecanja, I , se računa na osnovu masene brzine produkata sagorijevanja, određene u modulu za proračun unutrašnje-balističkih karakteristika base bleed generatora, i masene brzine slobodnog toka kroz otvor čija je površina jednaka površini dna projektila a koja se računa u sklopu modula za predviđanje putanje projektila. Na osnovu ove vrijednosti se određuje srednji bazni pritisak, odnosno faktor redukcije otpora dna. Time su stvorene mogućnosti za računanje aerodinamičkog koeficijenta otpora dna u datom trenutku. Koeficijent otpora pri nultom napadnom uglu kada radi base bleed generator se, onda, određuje upotrebom izraza (4.78).

Modul za predviđanje putanje projektila

Od trenutka lansiranja projektila iz cijevi oružja do trenutka aktiviranja base bleed generatora, predviđanje putanje se razmatra kao u slučaju konvencionalnih artiljerijskih projektila. Za početne vrijednosti koje su definisane kao ulazni parametri, proračunavaju se sve veličine neophodne za obrazovanje i rješavanje jednačina kojima se matematički opisuje model modifikovane materijalne tačke (parametri atmosfere, Mach-ov broj slobodnog toka, aerodinamički koeficijenti). U model se unosi baza podataka aerodinamičkih koeficijenata u funkciji Mach-ovog broja za izabrani projektil s inertnim base bleed generatorom.

S poznatim vrijednostima sila i momenata koje djeluju na projektil u početnom trenutku, formira se sistem diferencijalnih jednačina koji se riješava metodom Runge-Kutta četvrtog reda. Dobivene vrijednosti su početne vrijednosti za naredni korak u proračunu. U modulu je definisan korak integracije, tj. dovoljno mali vremenski interval u kojem se pretpostavlja da projektil leti konstantnom brzinom, a promjena visine je tako mala da nema uticaja na parametre atmosfere.

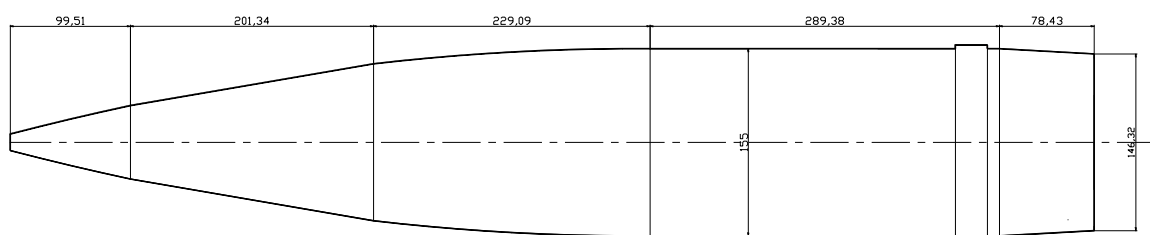
U trenutku za koji se pretpostavlja da se base bleed generator aktivirao, pokreću se moduli za proračun unutrašnje balističkih karakteristika i za procjenu efekta istjecanja, na osnovu kojih se određuju sile i momenti koji djeluju na projektil, kao i masene karakteristike projektila dok radi base bleed generator. Ponavlja se postupak formiranja i rješavanja jednačina sve dok ne sagori sva pogonska materija base bleed generatora.

Nakon toga, projektil se posmatra kao tijelo konstantne mase i proračun se nastavlja s masenim karakteristikama projektila bez pogonskog punjenja i aerodinamičkim funkcijama koje odgovaraju projektilu s inertnim base bleed generatorom.

4.2.5. Verifikacija postavljenog modela putanje projektila

Tačnost modela modifikovane materijalne tačke za projekte s base bleed generatorom će se procijeniti na osnovu raspoloživih podataka o dometu projektila 155 mm M864. Ovaj projektil je bio tema brojnih teorijskih, eksperimentalnih i numeričkih istraživanja [11,13,22,23,24,27,28,30,34], tako da se raspolaže obimnom bazom podataka o njegovim aerodinamičkim, unutrašnjo i spoljno balističkim karakteristikama.

Projektil 155 mm M864 (slika 4.26) ima složen oblik koji se sastoji od prednjeg dijela velike vitkosti, cilindričnog dijela (prednji centrirajući prsten, centralni cilindrični dio tijela i zadnji centrirajući prsten u kojem je ugrađen vodeći prsten) i zadnjeg djela oblika zarubljenog konusa. Projektil ima upušteno hemisferično dno.



Slika 4.26: Dimenzije projektila 155 mm M864 [34]

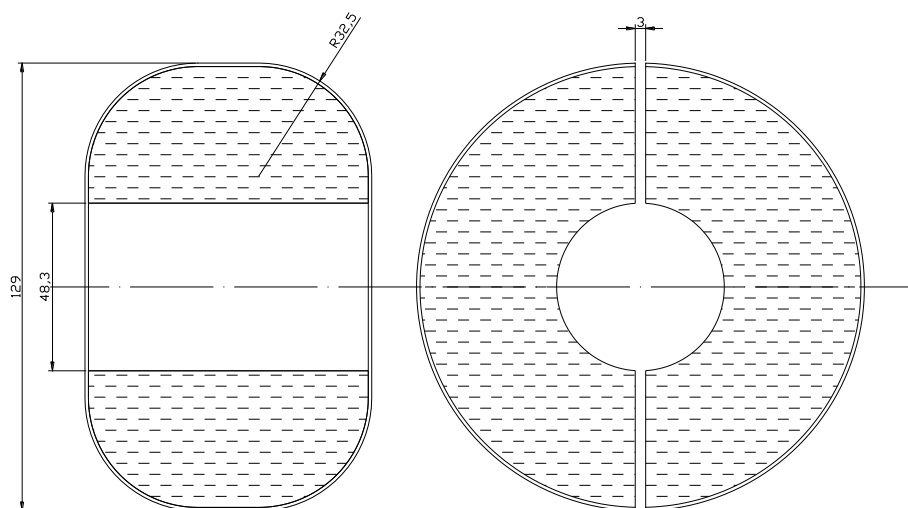
Na dnu projektila se nalazi centralni otvor, kroz koji istječu produkti sagorijevanja za vrijeme rada base bleed generatora, i čiji je prečnik $d_e = 48,3 \text{ mm}$.

Masene karakteristike projektila 155 mm M864 [28] su:

- Masa projektila $m = 46,95 \text{ kg}$
- Aksijalni moment inercije $I_x = 0,158 \text{ kgm}^2$
- Transverzalni moment inercije $I_y = 1,657 \text{ kgm}^2$
- Položaj težišta u odnosu na vrh projektila $x_{CG} = 0,588 \text{ m}$

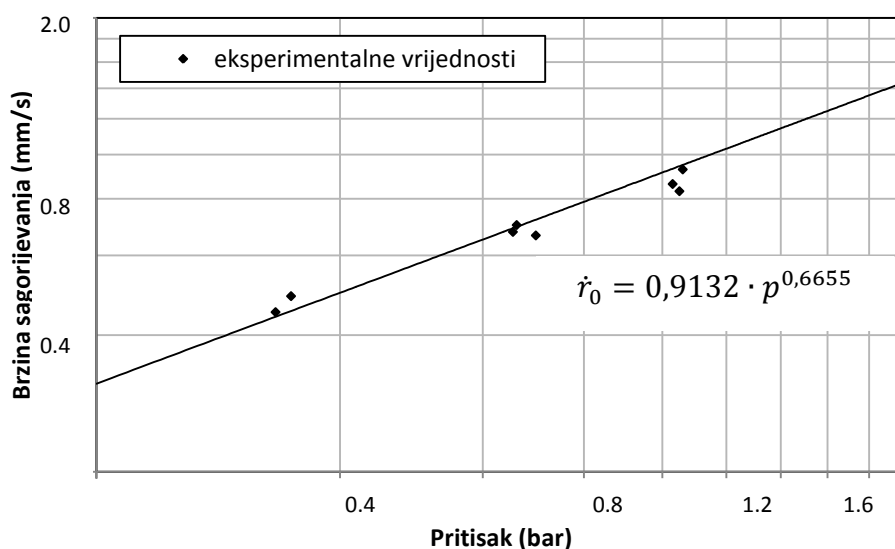
Na dnu projektila nalazi se base bleed generator čije je dvodijelno pogonsko punjenje u obliku jabuke s unutrašnjim kanalom. Geometrijske karakteristike pogonskog punjenja base bleed generatora projektila 155 mm M864 prikazane su na slici 4.27. Dužina pogonskog punjenja je $l_0 = 82,6 \text{ mm}$.

Pogonska materija od koje je oblikovano pogonsko punjenje, označena s AP-2, sadrži amonijum perhlorat (AP) i polibutadein s hidroksilnim krajevima (HTPB) u omjeru 73/15 i 12% ostalih agenasa. Gustina pogonske materije je $\rho_{pm} = 1532 \text{ kg/m}^3$. Masa pogonskog punjenja je 1,21 kg.



Slika 4.27: Geometrijske karakteristike pogonskog punjenja base bleed generatora projektila 155 mm M864 [13]

Zakon brzine sagorijevanja AP-2 goriva, koji su odredili Miller i Holmes [30] metodom gorivih blokova (strand burner), prikazan je na slici 4.28.



Slika 4.28: Zakon promjene brzine sagorijevanja pogonske materije AP-2 [30]

Uticaj polja radijalnog ubrzanja na brzinu sagorijevanja pogonskog punjenja base bleed generatora projektila 155 mm M864 određen je na osnovu eksperimenata [24] i može se predstaviti u obliku [13]:

$$\dot{r}_c = (1,07 + 0,019038 \cdot p + 7,6144 \cdot 10^{-5} \cdot p^2) \cdot \dot{r}_0 \quad (4.29)$$

$$\dot{r}_p = (1,07 - 0,023499 \cdot p - 7,6588 \cdot 10^{-5} \cdot p^2) \cdot \dot{r}_0 \quad (4.30)$$

gdje je ugaona brzina p izražena u rad/s .

Baza aerodinamičkih koeficijenata potrebnih za predviđanje dometa projektila 155 mm M864 je obrazovana programom AERO-SPINNER. Ovaj program, koji je namijenjen za proračun aerodinamičkih koeficijenata osnosimetričnog projektila na osnovu geometrijskih karakteristika projektila primjenom empirijskih izraza, omogućava procjenu otpora dna za projekte s ravnim dnom i za projekte s upuštenim dnom, ali ne i za projekte s upuštenim dnom hemisferičnog oblika.

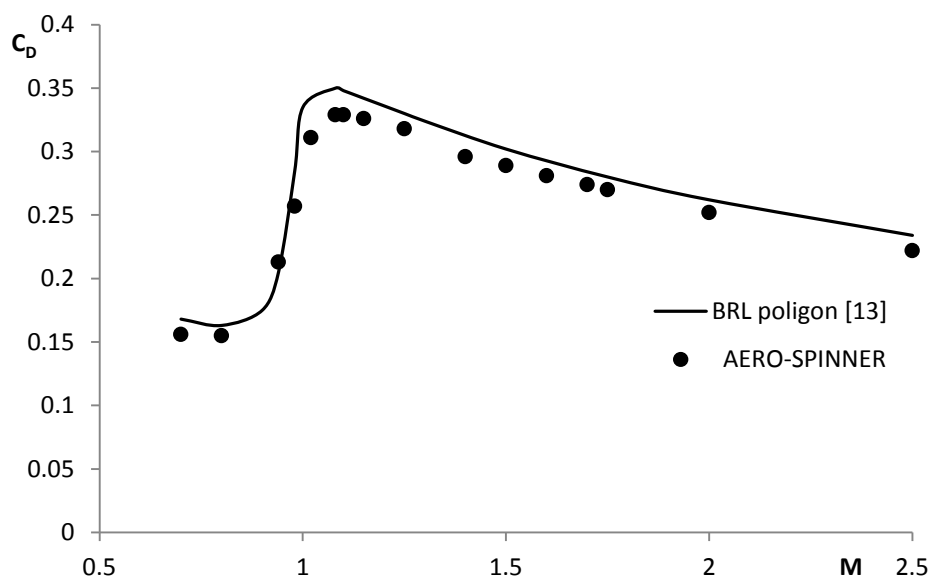
Na osnovu eksperimentalno određenog dometa projektila 155 mm M864 s inernim base bleed generatorom [88], izvršeno je prilagođavanje aerodinamičkog koeficijenta otpora, tabela 4.3.

Tabela 4.3: Dometi projektila 155 mm M864 s inernim base bleed generatorom [88]

Let	1	2
Početna brzina (m/s)	804,7	547,9
Početni ugao (°)	65	65
Domet (m)	20160	12080
Koeficijent fitovanja (%)	+1,3	+1,9

Uočeno je da koeficijent fitovanja raste sa smanjenjem brzine lansiranja projektila za dati početni ugao.

U cilju utvrđivanja područja brzina pri kojim dolazi do najvećeg odstupanja proračunatih vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora izvršeno je poređenje vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora određenog primjenom programa AERO-SPINNER s eksperimentalnim vrijednostima [13], što je prikazano na slici 4.29.



Slika 4.29: Eksperimentalne [13] i proračunate vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora projektila 155 mm M864

Uočeno je da pri brzinama većim od brzine zvuka, primjenom programa AERO-SPINNER, se dobiju manje vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora od eksperimentalnih.

Predviđene vrijednosti aerodinamičkih koeficijenata otpora odstupaju od eksperimentalno određenih vrijednosti do 6% u području transoničnih brzina i to odstupanje opada s porastom Mach-ovog broja. U supersoničnom području brzina, koje je najvažnije za projekte s base bleed generatorom, slaganje proračunatih vrijednosti s eksperimentalnim je veoma dobro.

Domet projektila s base bleed generatorom se ne može predvidjeti bez poznavanja vrijednosti bezdimenzionalnog parametra istjecanja I , odnosno masene brzine istjecanja produkata sagorijevanja na izlazu iz base bleed generatora za vrijeme rada generatora. Zbog toga će se prvo verificirati model za proračun unutrašnje-balističkih karakteristika base bleed generatora. Verifikacija će se izvršiti na osnovu eksperimentalno određene promjene pritiska u komori sagorijevanja u funkciji vremena rada base bleed generatora i izmjerenog vremena sagorijevanja pogonskog punjenja base bleed generatora projektila 155 mm M864, kada je base bleed generator izložen polju konstantnog radijalnog ubrzanja [24].

Simulirana su sagorijevanja pogonskih punjenja base bleed generatora projektila 155 mm M864 i to:

- u statičkim uslovima
- u uslovima izloženosti base bleed generatora polju konstantnog radijalnog ubrzanja.

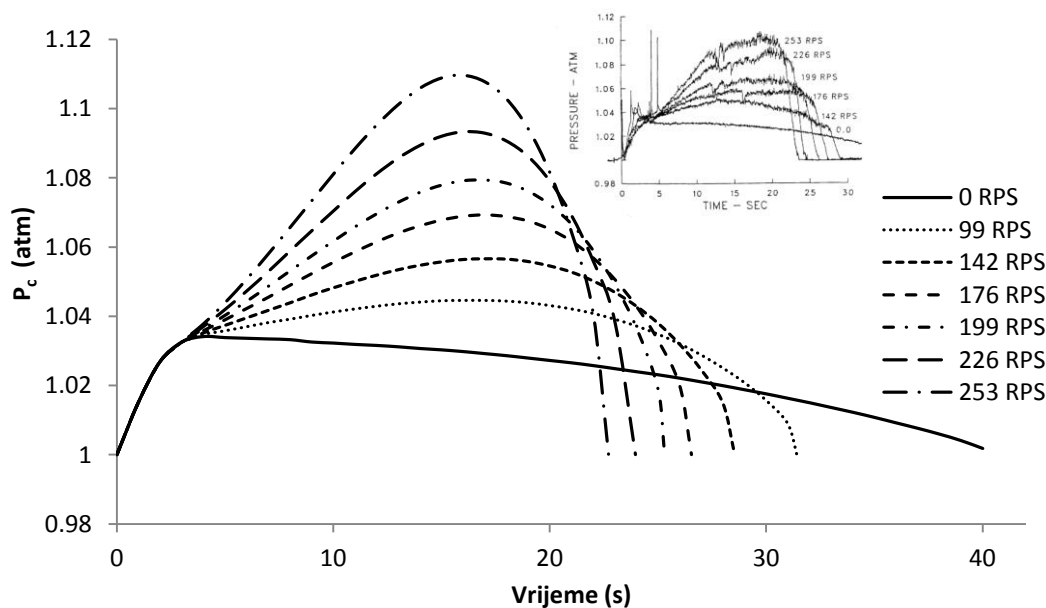
U svim slučajevima simulirano je istjecanje produkata sagorijevanja u atmosferu. Pripala pogonskog punjenja nije razmatrana. Za simulacije u dinamičkim uslovima, izabrane su iste vrijednosti ugaonih brzina kao i u eksperimentima koje su izvršili Kayser i Kuzan [24] na opitnom stolu.

Na slici 4.30 je prikazana promjena pritiska u komori sagorijevanja u funkciji vremena rada base bleed generatora, pri različitim konstantnim brzinama obrtanja oko uzdužne ose, a koja je rezultat izvršenih simulacija. U gornjem desnom uglu su prikazani rezultati eksperimenatalnih mjerenja [24].

Pogonsko punjenje koje sagorijeva u statičkim uslovima ima povećanje pritiska sagorijevanja u početnoj prelaznoj fazi koja traje oko 3,3 sekunde, a zatim pritisak blago opada.

Kada je pogonsko punjenje izloženo polju konstantnog radijalnog ubrzanja, nakon početne prelazne faze pritisak sagorijevanja nastavlja da raste i u završnoj fazi (oko 2/3 vremena sagorijevanja punjenja) pritisak sagorijevanja počinje naglo da opada.

Pogonsko punjenje base bleed generatora koji je izložen polju konstantnog radijalnog ubrzanja sagorijeva većom brzinom od pogonskog punjenja koje sagorijeva u statičkim uslovima, a brzina sagorijevanja zavisi od nivoa ubrzanja i položaja vektora ubrzanja u odnosu na površinu sagorijevanja.



Slika 4.30: Promjena pritiska u komori sagorijevanja base bleed generatora projektila 155 mm M864 u funkciji vremena pri različitim konstantnim brzinama obrtanja

U tabeli 4.4 su prikazana vremena sagorijevanja pogonskog punjenja base bleed generatora projektila 155 mm M864 (rada base bleed generatora), kada je projektil izložen polju konstantnog radijalnog ubrzanja, u funkciji ugaone brzine dobivena eksperimentalnim putem [24] i simulacijom sagorijevanja prema modelu za proračun unutrašnjo-balističkih karakteristika base bleed generatora.

Tabela 4.4: Vrijeme rada base bleed generatora pri različitim brzinama obrtanja

Ugaona brzina (RPS)	Vrijeme rada base bleed generatora (s)	
	[24]	Rezultat simulacije
0	40,0	39,93
99	31,9	31,17
142	29,0	28,14
176	27,4	26,58
199	26,0	24,82
226	23,9	23,37
253	22,8	22,46

Poređenjem rezultata simulacije s rezultatima eksperimenta [24] (slika 4.30 i tabela 4.4) uočeno je dobro slaganje rezultata, čime je verificiran model za proračun unutrašnjo-balističkih karakteristika base bleed generatora i opravdano njegovo korištenje u modelu putanje projektila s base bleed generatorom.

Za projektil 155 mm M864 se raspoložuje vrijednostima dometa [13], prema tablicama gađanja i određenim pomoću inženjerskog modela za proračun performansi leta projektila 155 mm M864 koji je razvio J. Danberg (1990.). Ove vrijednosti su prikazane u tabeli 4.5.

Tabela 4.5: Domet projektila 155 mm M864 [13]

Početni ugao $\theta_0 = 47,8^\circ$				
Punjenje	M_i	Domet (km)		Razlika (%)
		Tablice gađanja	Danberg [13]	
7W	1,61	17,153	17,87	+4,2
7R	1,97	21,966	22,24	+1,1
8R	2,37	28,129	27,32	-2,9

Za iste početne uslove koji su navedeni u tabeli 4.5 i bazu aerodinamičkih koeficijenata oformljenu primjenom modela AERO-SPINNER, simulirane su putanje projektila, za standardnu atmosferu, uz primjenu modela putanje projektila s base bleed generatorom. Redukcija otpora dna projektila u svakom trenutku tokom rada base bleed generatora je procjenjena na osnovu trenutne masene brzina istjecanja gasovitih produkata sagorijevanja.

Dometi projektila 155 mm M864 za različite brzine lansiranja, a koji su dobiveni simulacijom, su prikazani u tabeli 4.6

Tabela 4.6: Predviđeni domet projektila 155 mm M864

Početni ugao $\theta_0 = 47,8^\circ$			
M_i	Domet projektila (km)		Odstupanje proračunatog dometa od dometa prema tablicama gađanja (%)
	Tablice gađanja	Predviđeni	
1,61	17,153	17,559	+2,37
1,97	21,966	22,462	+2,26
2,37	28,129	28,623	+1,76

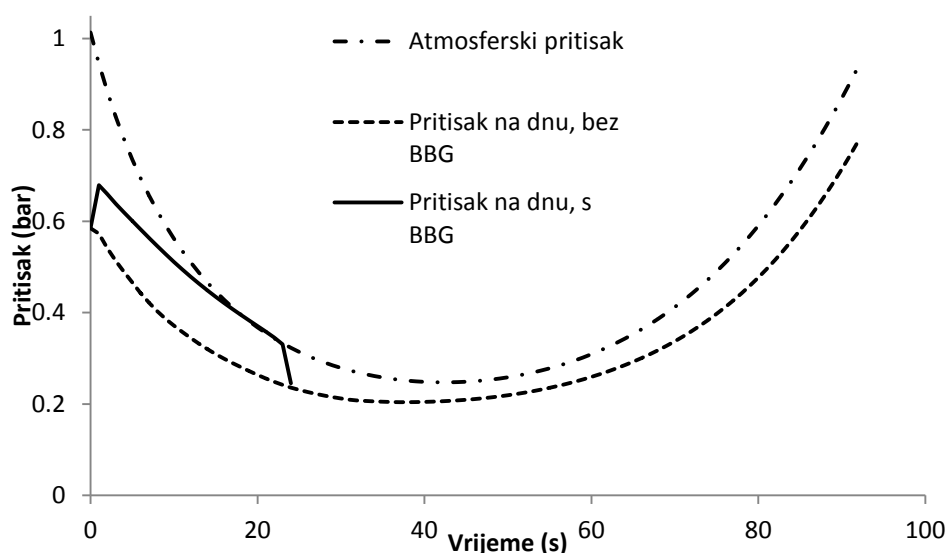
Odstupanja proračunatog dometa od dometa prema tablicama gađanja su bila u rasponu od 1,76% do 2,37%, što predstavlja zadovoljavajuće rezultate.

U programu MMTBB je omogućeno da se u izlaznoj datoteci, pored karakteristika putanje projektila, štampaju i vrijednosti okolnog pritiska i pritiska na dnu projektila tokom leta.

Na slici 4.31 prikazana je promjena okolnog atmosferskog pritiska i pritiska na dnu projektila 155 mm M864 s inertnim i aktivnim base bleed generatorom u funkciji vremena leta projektila, za početnu brzinu $V_0 = 806,5 \text{ m/s}$ i početni ugao $\theta_0 = 47,8^\circ$.

Promjena okolnog atmosferskog pritiska je određena u funkciji visine na kojoj se nalazi projektil u datom trenutku prema zakonima koji vrijede u standardnoj ICAO atmosferi.

Pritisak na dnu projektila bez base bleed generatora je određen primjenom izraza (4.83), za koeficijent pritiska dna u funkciji Mach-ovog broja prikazanog na slici 2.12.



Slika 4.31: Promjena pritiska u funkciji vremena leta projektila 155 mm M864, za $V_0 = 806.5 \text{ m/s}$ i $\theta_0 = 47.8^\circ$

Za vrijeme rada base bleed generatora, pritisak na dnu projektila je određen u funkciji bezdimenzionalnog parametra istjecanja I , Mach-ovog broja slobodnog toka i temperature produkata sagorijevanja koji istječu kroz otvor na dnu projektila (Danberg-ov model [13]).

Povećanje pritiska na dnu projektila ubrizgavanjem male količine gasa funkcija je bezdimenzionalnog parametra istjecanja I . Masena brzina istjecanja produkata sagorijevanja je mala, na početku rada base bleed generatora, dok se ne uspostavi uniformno sagorijevanje. Tokom ovog perioda, bezdimenzionalni parametar istjecanja I je, takođe, mali, usljed male masene brzine produkata sagorijevanja, velike brzine projektila i velike gustine vazduha, pa je i efekt base bleed generatora na smanjenje otpora dna projektila mali. Kako se projektil penje na veće visine gustina vazduha se smanjuje i brzina projektila opada. Povećava se bezdimenzionalni parametar istjecanja I što rezultira većim povećanjem pritiska na dnu projektila.

Nakon uspostavljanja uniformnog sagorijevanja, pritisak na dnu projektila s base bleed generatorom je za 18,7% veći od pritiska na dnu projektila bez base bleed generatora. Tokom leta projektila ova razlika se povećava i na kraju rada base bleed generatora, nakon 23,4 sekunde, iznosi oko 40%. Pritisak na dnu projektila se izjednačava s okolnim pritiskom nakon 18 sekundi rada base bleed generatora.

4.3. Zaključna razmatranja

Modelom modifikovane materijalne tačke za projekte s base bleed generatorom moguće je predvidjeti domet projektila sa zadovoljavajućom tačnošću.

Tačnost predviđenog dometa zavisi od tačnosti procjene aerodinamičkog koeficijenta otpora.

Pri verifikaciji modela putanje projektila bez base bleed generatora na osnovu dometa projektila, uočeno je da se programom AERO-SPINNER predviđa koeficijent otpora s srednjom tačnošću oko 2% za transonične i supersonične Mach-ove brojeve.

Poređenjem proračunatog koeficijenta otpora projektila 155 mm M864 s eksperimentalnim vrijednostima utvrđeno je da se najveća odstupanja javljaju u području transoničnih brzina i da ta odstupanja opadaju s porastom brzine.

U programu AERO-SPINNER se koriste empirijski izrazi koji su određeni na bazi teorijskih proračuna i eksperimentalnih ispitivanja i baze podataka koje su rezultat eksperimentalnih istraživanja. I u teorijskim proračunima kao i pri eksperimentima neophodno je izvršiti određena pojednostavljenja da bi se došlo do rezultata, čime se smanjuje tačnost izabranog metoda.

U cilju povećanja tačnosti pri predviđanju aerodinamičkih koeficijenata izvršiće se numerička simulacija opstrujavanja projektila. Na ovaj način će se dobiti i kompletna slika toka vazduha oko projektila za specifične uslove leta, bez pojednostavljenja geometrije.

5. NUMERIČKA SIMULACIJA OPSTRUJAVANJA PROJEKTILA

Razvoj računarske tehnologije doveo je do radikalnih promjena u načinu razvoja novih projektila. Numeričke simulacije i računarske animacije se, danas, koriste kao integralni dio razvojnog ciklusa.

Predviđanje putanje projektila zahtijeva poznavanje sila i momenata koje nastaju usljed dejstva vazduha na projektil tokom leta, tj. aerodinamike projektila. Područje aerodinamike usko je vezano uz mehaniku fluida (dinamiku gasova). Parametri koji se pojavljuju u analizi aerodinamike projektila su brzina, pritisak, gustina i temperatura. Ovi parametri se mijenjaju u prostoru i vremenu, a razumijevanje vrste strujanja omogućava izračunavanje sila i momenata sila koje djeluju na projektil.

Mehanika fluida je teorijsko eksperimentalna nauka. Teorijski pristup se bazira na analitičkom rješavanju matematičkih modela strujanja fluida. Analitičko rješenje daje kompletan uvid u fiziku nekog problema, a jednom određeno analitičko rješenje je pogodno za analizu uticaja pojedinih parametara u matematičkom modelu. Većina problema vezana za strujanje fluida opisana je nelinearnim parcijalnim diferencijalnim jednačinama, koje nemaju opšte analitičko rješenje. To posebno vrijedi za turbulentno strujanje, koje se zbog stohastičke prirode toga strujanja ne može opisati analitički. Razvojem računara stvorili su se uslovi za numeričko rješavanje matematičkih modela.

Jedna od prednosti računarskog pristupa je u tome da se ovim pristupom u pravilu dolazi brže do kompleksne slike fenomena, te je moguće izvršiti širu analizu uticaja pojedinih parametara, čime se skraćuje potrebno vrijeme za razvoj novog projektila. U eksperimentalnom pristupu, većina vremena se potroši na osmišljavanje eksperimenta i izradu modela. U računarskom pristupu, većina vremena se potroši na generiranje geometrijske mreže (ako je područje strujanja geometrijski složeno) i kasniju analizu rezultata. Sljedeća prednost računarskog pristupa je u količini informacija koja se tim pristupom dobije. Eksperimentalnim pristupom dobije se ograničeni broj rezultata (koji zavisi od broja mjernih instrumenata), dok se u računarskom pristupu dobije kompletna slika strujanja (polje brzine, pritiska, temperature u velikom broju tačaka područja strujanja), što omogućava bolje razumijevanje pojave. U tom smislu računarski pristup može pomoći i u osmišljavanju eksperimentalnih mjerenja. Svakom eksperimentu trebala bi prethoditi računarska simulacija iz koje se dobije predstava o pojavi, tako da se može definisati šta mjeriti, u kojim tačkama i kakvim instrumentima (u smislu mjernog raspona, tačnosti mjerenja, brzine odziva instrumenta i sl.). Jasno je da se u računarskom pristupu mogu ostvariti idealizirani uslovi (npr. konstantnost temperature po granici, jednodobnost profila brzine na ulaznom presjeku, adijabatsku granicu i sl.), da se može računati strujanje bilo kakvih fluida (otrovnih, eksplozivnih ili pri visokim temperaturama) bez ikakve opasnosti, da nema problema s dimenzijama područja proračuna i da nema problema sa zadovoljavanjem kriterija sličnosti, što u eksperimentalnom pristupu može biti problem. Jasno je da je

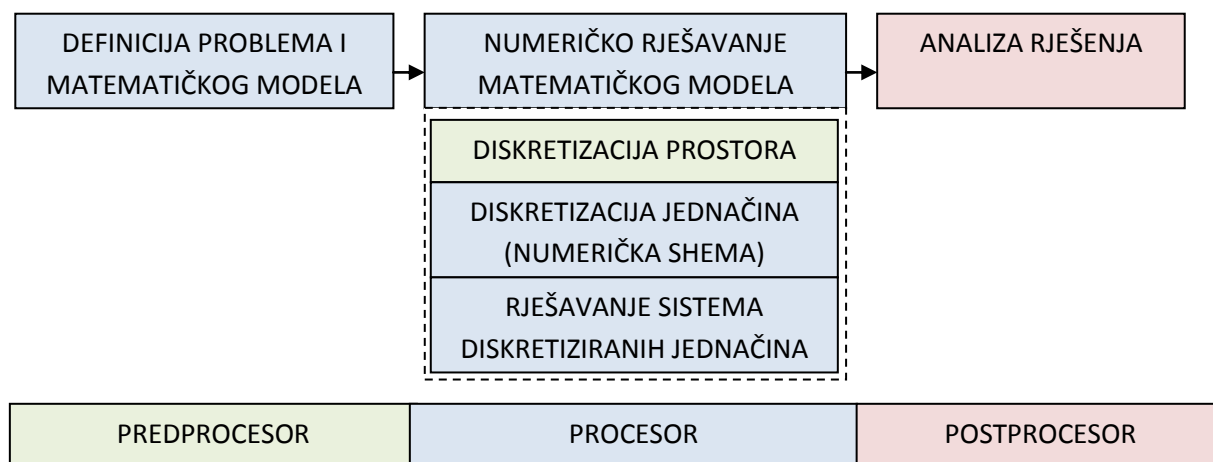
računarski pristup jeftiniji, jer su računari sve jeftiniji, a nije potrebna nabavka sve skuplje eksperimentalne opreme i izrada često skupog modela ili prototipa. Pri simulaciji se obično troši puno manje energije nego u eksperimentu. Dobri rezultati simulacije u najvećoj mjeri zavise od izbora graničnih uslova, koje nije moguće odrediti bez eksperimentalnih mjerenja.

Osnovni nedostatak računarskog pristupa je da je on ograničen na probleme za koje postoji pouzdani fizikalni/matematički model. U prvom redu je tu ograničenje u modeliranju turbulencije. Poznato je da RANS modeli turbulencije ne daju vjerne rezultate u geometrijski složenijim konfiguracijama, pogotovo ako je strujanje fluida praćeno izmjenom toplote, uz djelovanje dodatnih sila uzgona, centrifugalne sile, i sl. U takvim situacijama eksperimentalni rezultati mogu pomoći u razumijevanju nedostataka matematičkog modela i njegovom poboljšanju. Rezultati numeričkih proračuna mogu pomoći razumijevanju fizike i unaprjeđenju eksperimenta, a eksperimentalni rezultati pomažu unaprjeđenju matematičkih modela.

Kao zaključak može se reći da su računarski i eksperimentalni pristup dva komplementarna pristupa, koja se međusobno nadopunjuju i jedan drugom pomažu u razvoju. Za probleme gdje postoji pouzdan matematički model, računarski pristup zauzima značajnije mjesto, dok eksperimentalni pristup ima značajniju ulogu u potvrđivanju konačno izabrane varijante u procesu razvoja nekog proizvoda. Pri rješavanju složenih zadataka nužno je kombinovati računarski i eksperimentalni pristup.

5.1. Opšta razmatranja

Schema procesa numeričke simulacije prikazana je na slici 5.1.



Slika 5.1: Numerička simulacija

Svaka simulacija započinje definicijom problema i izborom odgovarajućeg matematičkog modela. Matematički model je najčešće prikazan sistemom parcijalnih diferencijalnih jednačina. Principijelno gledajući svaki takav sistem jednačina ima opšte rješenje, a posebno rješenje je definisano početnim i graničnim uslovima specifičnim za posmatrani problem.

Drugi korak u numeričkoj simulaciji je kako numerički riješiti postavljeni matematički model. Numeričko rješavanje sastoji se iz tri koraka. U prvom se diskretizira područje proračuna. Rezultat diskretizacije prostora se naziva geometrijska mreža.

U nastavku je na definisanoj geometrijskoj mreži potrebno diskretizirati parcijalne diferencijalne jednačine matematičkog modela, uvažavajući specifične granične uslove. Diskretizaciju jednačina provodi se nekom od metoda (metoda konačnih volumena, metoda konačnih elemenata, metoda konačnih razlika i sl.). Rezultat diskretizacije parcijalne diferencijalne jednačine na zadanoj geometrijskoj mreži je sistem algebarskih jednačina. Nelinearni sistem jednačina rješava se iterativnim postupkom koji u sebi sadrži rješavanje sistema linearnih algebarskih jednačina. Nakon što je dobiveno numeričko rješenje, slijedi njegova analiza, koja podrazumijeva prikaz, skalarnih, vektorskih i tenzorskih polja, integraciju protoka, sile, momenata, toplinskih tokova i sl., te dijagramski prikaz željenih veličina.

U organizacijskom smislu numerička simulacija se provodi kroz tri programa: predprocesor, procesor i postprocesor.

Predprocesor je računarski program za generiranje geometrijske mreže. Postoji više komercijalnih programa za generiranje mreže, a oni u principu mogu poslužiti za pripremu geometrijske mreže različitim procesorima. Jasno je da se pri generiranju mreže treba voditi računa i o graničnim uslovima.

Procesor je program koji numerički rješava željeni matematički model sa zadanim početnim i graničnim uslovima. Može biti koncipiran tako da ima fiksno ugrađeni matematički model ili se bazira na objektnom programiranju gdje korisnik slobodno zadaje matematički model koji će se rješavati.

Postprocesor je program koji je u principu opće namjene a služi za vizualizaciju rezultata proračuna, odnosno za izračunavanje pojedinih integralnih veličina.

5.1.1. Matematički model

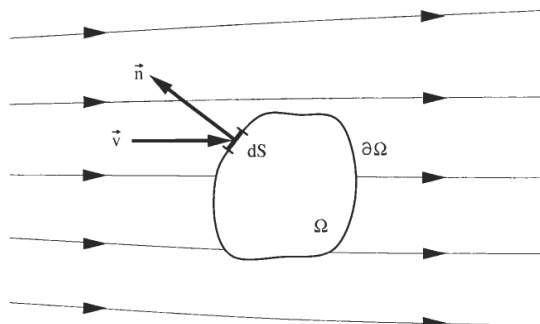
Svaka simulacija se bazira na matematičkom modelu, koji označava matematički zapis fizikalnog modela. Matematički model obuhvata sljedeće pretpostavke:

- Vazduh je kontinuum
- Vazduh se smatra homogenom smjesom gasova
- Fizikalna svojstva vazduha jednaka su u svim smjerovima – vazduh je izotropan
- Vazduh je jednofazan fluid
- Masene sile se zanemaruju.

Pretpostavka kontinuuma podrazumijeva da je gustina fluida dovoljno velika da čak i infinitezimalno mali element fluida sadrži zadovoljavajući broj čestica tako da je za njega moguće specificirati srednju brzinu i srednju kinetičku energiju. Na taj način se mogu odrediti karakteristike toka (brzina, pritisak, temperatura itd.) u svakoj tački fluida.

5.1.1.1. Osnovne jednačine i konstitutivne relacije

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 Ω ograničen zatvorenom površinom - granicom kontrolnog volumena $d\Omega$ (slika 5.2). Element površine dS definisan je jediničnim vektorom normale $\vec{n}$.



Slika 5.2: Kontrolni volumen [7]

Karakteristike toka vazduha (pritisak, tangencijalni napon, brzina, temperatura itd.) određene su, u svakoj tački prostora i u svakom trenutku vremena, sistemom diferencijalnih jednačina koji čine [7]:

- zakon o održanju mase:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho(\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = 0 \quad (5.1)$$

- zakon o održanju količine kretanja:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \vec{v} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho \vec{v}(\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = - \oint_{\partial\Omega} p \vec{n} dS + \oint_{\partial\Omega} (\vec{\tau} \cdot \vec{n}) dS \quad (5.2)$$

- zakon o održanju energije (5.3):

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho E d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho E(\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = \int_{\Omega} k(\nabla T \cdot \vec{n}) d\Omega - \oint_{\partial\Omega} p(\vec{v} \cdot \vec{n}) dS + \oint_{\partial\Omega} (\vec{\tau} \cdot \vec{v}) \cdot \vec{n} dS$$

i konstitutivne relacije [7]:

- komponente tenzora napona (5.4):

$$\tau_{xx} = \lambda \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}$$

$$\tau_{yy} = \lambda \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y}$$

$$\tau_{zz} = \lambda \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z}$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)$$

- jednačina stanja idealnog gasa:

$$p = \rho RT \quad (5.5)$$

- koeficijent dinamičke viskoznosti:

$$\mu = \frac{1,45 \cdot T^{3/2}}{T + 110} \cdot 10^{-6} \quad (5.6)$$

- koeficijent termalne kondukcije:

$$k = c_p \frac{\mu}{Pr} \quad (5.7)$$

pri čemu su:

$\vec{v}$ – vektor brzine toka vazduha

u, v, w - komponente vektora brzine

p, ρ, T – parametri stanja vazduha (pritisak, gustina, temperatura)

λ – drugi koeficijent viskoznosti

R – gasna konstanta vazduha

E - ukupna energija po jedinici mase

Pr – Prandtl-ov broj (za vazduh $Pr = 0,72$)

c_p - koeficijent specifične toplote pri konstantnom pritisku

U Cartesian-ovim koordinatama opšti oblik je tenzora napona $\bar{\tau}$ je:

$$\bar{\tau} = \begin{bmatrix} \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \end{bmatrix}$$

Komponente τ_{xx}, τ_{yy} i τ_{zz} predstavljaju normalne napone, a ostale komponente tenzora napona su smičući naponi.

Kompresibilan tok

U gasnim tokovima, pri velikim brzinama, u kojima postoje velike promjene pritiska efekti kompresibilnosti se ne mogu zanemariti. Kada se brzina toka približava ili prelazi vrijednost lokalne brzine zvuka ili kada su promjene pritiska u sistemu velike, promjena gustine s pritiskom ima značajan uticaj na brzinu toka, pritisak i temperaturu.

Kompresibilni tokovi su tipično okarakterisani totalnim pritiskom p_0 i totalnom temperaturom T_0 toka.

Za idealan gas, pri izentropskom strujanju, ove veličine su povezane sa statičkim pritiskom p i temperaturom T sljedećim relacijama:

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5.8)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (5.9)$$

5.1.1.2. Modeliranje turbulentnog toka

U tankom sloju vazduha oko projektila prevladavaju viskozne sile zbog kojih brzina struje vazduha raste od nule na površini projektila do brzine slobodnog toka na granici sloja. Ovaj tanki sloj se naziva granični sloj.

Karakter strujanja u graničnom sloju zavisi od Reynolds-ovog broja:

$$Re = \frac{V_\infty \cdot l}{\nu} \quad (5.10)$$

gdje su:

V_∞ - brzina slobodnog toka (m/s)

l - dužina opstrujavanja (m)

$\nu = \frac{\mu}{\rho}$ – koeficijent kinematske viskoznosti (m^2/s)

Eksperimentalna ispitivanja su pokazala da kada je $Re < 10^5$ strujanje u graničnom sloju je laminarno, dok za vrijednosti $Re > 5 \cdot 10^6$ cio granični sloj je turbulentan [69].

Turbulentnom strujanju je svojstven trodimenzionalni i nestacionarni karakter čak i kod stacionarnih graničnih uslova. Međutim, jednako kao i laminarno strujanje i turbulentno je strujanje fluida potpuno opisano Navier-Stokes-ovim jednačinama.

Za razliku od laminarnog strujanja, turbulencija se sastoji od vremenskih i prostornih fluktuacija varijabli u polju strujanja koja su prividno stohastična što je uzrokovano time što su karakteristična vremena i dužine fizikalnih pojava koje utiču na strujanje mnogo manja nego što su karakteristična vremena i dužine proizašle iz zadanih graničnih uslova.

Postoje različiti pristupi modeliranja turbulencije:

- Izravno rješavanje Navier-Stokes-ovih jednačina (DNS - *Direct Numerical Simulations*)
- Modeliranje malih vrtloga i direktno rješavanje velikih vrtloga (LES - *Large Eddy Simulation*)
- Modeliranje svih vrtloga Reynolds-ovim usrednjavanjem jednačina (RANS - *Reynolds Averaged Navier-Stokes*)

DNS je numerička metoda kojom se dobiva kompletno trodimenzionalno, nestacionarno rješenje Navier-Stokes-ovih jednačina. Direktna numerička simulacija uobičajenih inženjerskih problema (veliki Reynolds-ovi brojevi) zahtjeva veliku računalnu moć pa se stoga ovom metodom rješavaju strujanja pri malom Reynolds-ovom broju gdje je ipak moguće dobiti jasan uvid u turbulentni proces i turbulentnu strukturu.

LES modelom se veliki vrtlozi direktno računaju, a manji vrtlozi modeliraju. Veliki vrtlozi su pod direktnim uticajem graničnih uslova (promjenjivi od slučaja do slučaja), dok su mali vrtlozi neovisni o slučaju te time pogodni za modeliranje.

Za mnoge inženjerske probleme je nepotrebno razlučiti turbulentne fluktuacije, ali je s druge strane bitno znati uticaj turbulencije na glavnu struju. Ovakve informacije daju modeli koji se zasnivaju na vremenski usrednjenim Navier-Stokes-ovim jednačinama – RANS modeli.

Reynolds-ove usrednjene Navier–Stokes-ove jednačine dobijaju se primjenom statističkog opisa turbulentnog strujanja, koje se definiše pomoću usrednjenih osobina fluida i karakteristika toka.

Reynolds-ovim usrednjavanjem svaka nezavisno promjenljiva veličina ϕ (brzina, pritisak, temperatura) izražava se preko zbira svoje srednje (vremenski usrednjene) vrijednosti $\bar{\phi}$ i fluktuirajuće vrijednosti ϕ' (slika 5.3) [7].

Nezavisno promjenljiva veličina ϕ je:

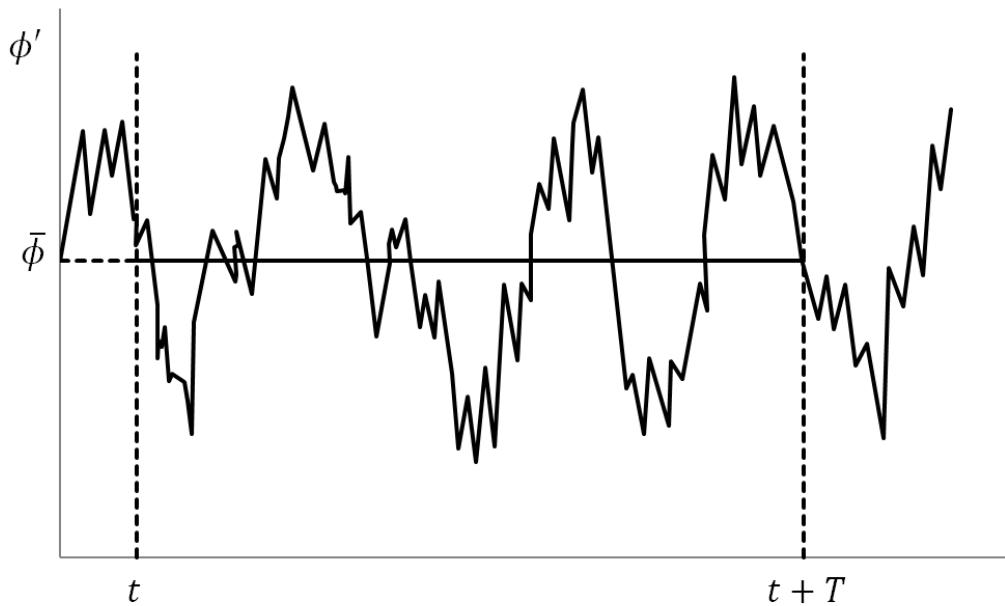
$$\phi = \bar{\phi} + \phi'$$

pri čemu je

$$\bar{\phi} = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} \phi dt$$

Srednja vrijednost fluktuirajuće komponente promatranog polja u periodu osrednjavanja jednaka je nuli:

$$\bar{\phi}' = 0$$



Slika 5.3: Turbulentne fluktuacije veličine ϕ u nekoj tački u zavisnosti od vremena t [7]

Reynolds-ova dinamička jednačina izvedena je na način da se u Navier-Stokes-ovu jednačinu (5.2) umjesto trenutnih vrijednosti uvrste sume osrednjenih i fluktuirajućih komponenti, uz zanemarivanje članova višeg reda:

$$\rho \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial t} + \rho \bar{v}_j \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \rho \overline{v'_i v'_j})$$

Izraz na lijevoj strani predstavlja promjenu količine osrednjenog kretanja u vremenu, a na desnoj strani se osim osrednjenih površinskih sila pojavljuje i dodatni član:

$$\tau_{ij}^R = -\rho \overline{v'_i v'_j}$$

koji se naziva tenzor Reynolds-ovih naprezanja.

Zbog ovog dodatnog člana sistem parcijalnih diferencijalnih jednačina koji opisuje strujanje vazduha nije zatvoren, pa se turbulentna naprezanja modeliraju u zavisnosti od poznatih karakteristika usrednjenog strujanja.

RANS modeli ne računaju već, adekvatno, modeliraju turbulenciju. Neki od klasičnih modeli turbulencije koji se baziraju na vremenski usrednjenim jednačinama su: Spalart-Almaras model, k - ϵ modeli i model Reynolds-ovih naprezanja.

Spalart-Almaras model (SA) je relativno jednostavan jednojednačinski model koji rješava modeliranu transportnu jednačinu za kinematsku vrtložnu viskoznost. Model je dizajniran za primjene u aerodinamici i pokazuje dobre rezultate za granične slojeve podložne negativnim gradijentima pritiska.

k - ϵ model (k -epsilon) je polu-empirijski model turbulencije koji se bazira na jednačinama očuvanja turbulentne kinetičke energije k i turbulentne disipacije po jediničnoj masi ϵ .

Derivacija transportnih jednačina za k i ε provodi se pod pretpostavkom da je cijelo područje domene modela potpuno turbulentno, a efekti molekularne viskoznosti su zanemarljivi te je stoga ovaj model primjenjiv samo za potpuno turbulentna strujanja. Nedostatak standardnog k - ε modela turbulencije je u modeliranju zona s niskim Reynolds-ovim brojem kao npr. područja blizu čvrstih granica.

Rješavanje sistema usrednjenih Navier-Stokes-ovih jednačina nije moguće zbog nepoznavanja fluktuirajućih varijabli koje te jednačine sadržavaju. Potrebno je odrediti Reynolds-ova naprezanja, te turbulentnu difuziju da bi se zatvorio sistem jednačina. Dva su glavna pravca rješavanja ovog problema: postaviti transportne jednačine za dvojni korelaciju brzina (tj. Reynolds-ova naprezanja), pa modelirati korelacije trećeg reda, ili odmah modelirati dvojni korelaciju brzina. Prvi pristup (eng. Reynolds stress model, RSM) se koristi kada drugi ne daje dobre rezultate. Razlog tome je što taj pristup iziskuje mnogo više kompjuterskog vremena jer je potrebno, u tom slučaju, riješiti veći broj diferencijalnih jednačina.

Modeli turbulencije dijele se, s obzirom na red korelacije brzina za koju se rješava transportna jednačina, na: modele prvog, drugog i trećeg reda. U modelima prvog reda, koji su najjednostavniji, modelira se dvojni korelaciju brzina, odnosno tenzor Reynolds-ovih naprezanja prema hipotezi Boussinesq-a. Ova hipoteza kaže da se turbulentno tangencijalno naprezanje uzrokovano dvojnou korelacijom fluktuirajućih brzina može zamjeniti proizvodom gradijenta brzine i veličine koja se naziva turbulentna viskoznost [7], tj.

$$\tau_{ij}^R = -\rho \overline{v_i' v_j'} = 2\mu_T \bar{S}_{ij} - \frac{2}{3}\rho K \delta_{ij}$$

pri čemu je:

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{v}_j}{\partial x_i} \right)$$

a

μ_T – koeficijent turbulentne viskoznosti

$K = \frac{1}{2} \overline{v_i' v_i'}$ - turbulentna kinetička energija

δ_{ij} - Kronecker-ov delta

Turbulentna viskoznost nije fizikalno svojstvo fluida, već funkcija uslova strujanja.

Početni i granični uslovi

S ciljem kompletiranja matematičkog 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 [55]:

$$\phi(r, t_0) = \phi^0(r), \quad r \in \Omega \quad (5.11)$$

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

Različiti granični uslovi mogu biti primijenjeni na datoj granici, a svi se oni mogu klasificirati u dvije grupe [55]:

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

$$\phi(r_B, t) = f_1(t), \quad r_B \in S_D \quad (5.12)$$

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

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

$$\text{grad}\phi(r_B, t) = f_2(t), \quad r_B \in S_N \quad (5.13)$$

S_D i S_N su dijelovi površi $d\Omega$ gdje su zadati Dirichlet-ovi ili Neumann-ovi granični uslovi.

5.2. Simulacija opstrujavanja projektila

U radu će se za simulacije opstrujavanja, a u cilju predviđanja aerodinamičkih koeficijenata projektila, koristiti komercijalni programski paket ANSYS FLUENT, koji u sebi ima ugrađen relativno velik skup fizikalnih modela. Solveri koji se koriste u ovom programu su bazirani na metodi konačnih volumena. Generiranje mreže i izbor graničnih uslova će se raditi u predprocesoru GAMBIT.

Za sve simulacije će se usvojiti sljedeće:

- Radni fluid je vazduh, idealan gas, koji se modifikuje u skladu s kompresibilnošću i promjenama termofizičkih karakteristika s temperaturom. Gustina i viskoznost zavise od temperature, a c_p i termalna konduktivnost se smatraju konstantnim.
- Parametri slobodnog toka vazduha odgovaraju parametrima vazduha na nultoj nadmorskoj visini prema standardnoj ICAO atmosferi, tj. $p_\infty = 101325 \text{ Pa}$ i $T_\infty = 288,15 \text{ K}$.
- Tok oko projektila je kompresibilan i turbulentan.
- Diskretizacija prostornog domena će se vršiti neuniformnom struktuiranom mrežom
- Koristiće se numerička metoda „density-based solver“ koja simultano rješava jednačine kontinuiteta, količine kretanja i energije. Ovaj metod je razvijen za kompresibilne tokove velike brzine.
- Jednačine će se linearizirati u implicitnom obliku, tj. za date varijable, nepoznate vrijednosti u svakoj ćeliji će se računati upotrebom relacija koje uključuju i egzistirajuće i nepoznate vrijednosti iz susjednih ćelija.

Koncept istraživanja

Razmatraće se tri slučaja opstrujavanja projektila i to: opstrujavanje pod nultim napadnim uglom, opstrujavanje pod napadnim uglom i opstrujavanje projektila s base bleed generatorom.

Prema očekivanoj slici toka vazduha oko projektila izabraće se 2D ili 3D proračunski domen. Zatim će se za razmatrani slučaj opstrujavanja projektila odrediti granice proračunskog domena i diskretizirati područje proračuna. Tipovi granica će se izabrati u zavisnosti da li se simulira opstrujavanje konvencionalnog artiljerijskog projektila ili projektila s base bleed generatorom.

Granični uslovi na vanjskoj granici domena će se odrediti na osnovu izabrane brzine slobodnog toka. Pri simulaciji opstrujavanje projektila s base bleed generatorom, granični uslovi na otvoru base bleed generatora će se definisati na osnovu pretpostavljene vrijednosti bezdimenzionalnog parametra I za izabranu brzinu slobodnog toka vazduha.

Polje toka vazduha oko projektila i aerodinamički koeficijent će se odrediti primjenom programa FLUENT za specifične uslove leta.

Pri razmatranju opstrujavanja projektila, najjednostavniji slučaj je opstrujavanje osnosimetričnog projektila strujom vazduha čiji je pravac brzine paralelan osi simetrije projektila. U ovom slučaju, opstrujavanje je osnosimetrično, tj. slika toka vazduha oko projektila ista je u svakoj ravni koja prolazi kroz osu simetrije projektila. Osnosimetrično opstrujavanje projektila će se simulirati na projektilu 155 mm M549 za koji se raspolaže eksperimentalnim vrijednostima koeficijenta otpora u funkciji Mach-ovog broja. Ciljevi ove simulacije je da se ukaže na kompleksnu sliku opstrujavanja projektila velikom brzinom i da se odabere modela turbulencije.

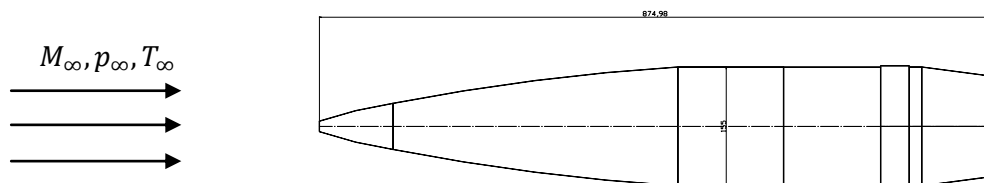
Kada je pravac brzine slobodnog toka pod uglom u odnosu na osu simetrije projektila, slika toka vazduha oko projektila je simetrična u odnosu na osu simetrije projektila samo u ravni okomitoj na ravan otpora a koja prolazi kroz osu projektila. U svim ostalim ravnima koje prolaze kroz osu simetrije projektila, slike toka vazduha iznad i ispod ose simetrije su različite. Za slučaj nesimetričnog opstrujavanja projektila simulacija se mora vršiti na trodimenzionalnoj mreži. Opstrujavanje projektila pod napadnim uglom će se simulirati na projektilu 155 mm M86 jer se za njega raspolaže aerodinamičkom bazom podataka koja je rezultat eksperimentalnih mjerenja. Cilj ove simulacije je da se ukaže na kompleksnu sliku toka vazduha oko projektila pri opstrujavanju projektila velikom brzinom pod napadnim uglom. Zbog načina na koji je potrebno diskretizirati područje proračuna da bi se dobila uniformna mreža, pojednostaviti će se geometrija projektila. Drugi razlog za pojednostavljenje geometrije projektila je smanjenje vremena koje je potrebno da se dođe do rezultata.

Pri simulaciji opstrujavanja projektila za vrijeme rada base bleed generatora, potrebno je istovremeno simulirati opstrujavanje projektila vazduhom koji se kreće supersoničnom brzinom i istjecanje vrelog gasa kroz otvor na dnu projektila čija je brzina subsonična. Pošto je usvojena pretpostavka da istjecanje vrelog gasa kroz otvor na dnu projektila ima uticaja samo na porast pritiska na dnu projektila, simulacija će se vršiti na dvodimenzionalnoj mreži. Kritični element, u ovoj simulaciji, je definisanje graničnih uslova na otvoru na dnu projektila. U cilju procjene efekta istjecanja gasa na pritisak na dnu projektila izvršiće se dvije serije simulacija. U prvoj seriji će se simulirati opstrujavanje projektila 155 mm M864 s inertnim base bleed generatorom, a u drugu seriju će se simulirati opstrujavanje projektila 155 mm M864 s baznim istjecanjem vrelog gasa za izabranu vrijednost bezdimenzionalnog parametra istjecanja I . Dobiveni rezultati će se uporediti. Dobivene vrijednosti koeficijenta otpora iz druge serije simulacija će se uporediti s vrijednostima koje se dobiju primjenom Danberg-ovog modela. Kako ovaj projektil ima upušteno hemisferično dno, poređenjem slike toka vazduha iza projektila s ravnim dnom sa slikom toka vazduha iza projektila s upuštenim hemisferičnim dnom treba da se uoči efekt hemisferičnog upuštene dna na pritisak na dnu projektila. Projektil 155 mm M864 je izabran iz razloga što se raspolaže bazom podataka o vrijednostima koeficijenta otpora u funkciji Mach-ovog broja.

5.2.1. Opstrujavanje projektila pod nultim napadnim uglom

Simuliraće se opstrujavanje projektila 155 mm M549, čije su geometrijske karakteristike prikazane na slici 4.18, pod nultim napadnim uglom, različitim brzinama slobodnog toka vazduha u cilju određivanja funkcije $C_{D0} = f(M)$. Pri modeliranju turbulentnog toka će se koristiti tri modela turbulencije (S-A, k- ϵ i RSM). Dobivene funkcije će se uporediti s eksperimentalno određenim vrijednostima koeficijenta otpora projektila 155 mm M549 [81] i odabiraće se model turbulencije s kojim se postiže najveća tačnost.

Uniformna struja vazduha nailazi na projektil 155 mm M549 pod nultim napadnim uglom (slika 5.4).



Slika 5.4: Osnosimetrično opstrujavanje projektila

Pri opstrujavanju osnosimetričnog projektila pri nultom napadnom uglu dobiva se slika toka vazduha koja je simetrična i ista u svakoj ravni koja prolazi kroz osu simetrije projektila. Opstrujavanje projektila je osnosimetrično, pa se može kreirati 2D geometrija.

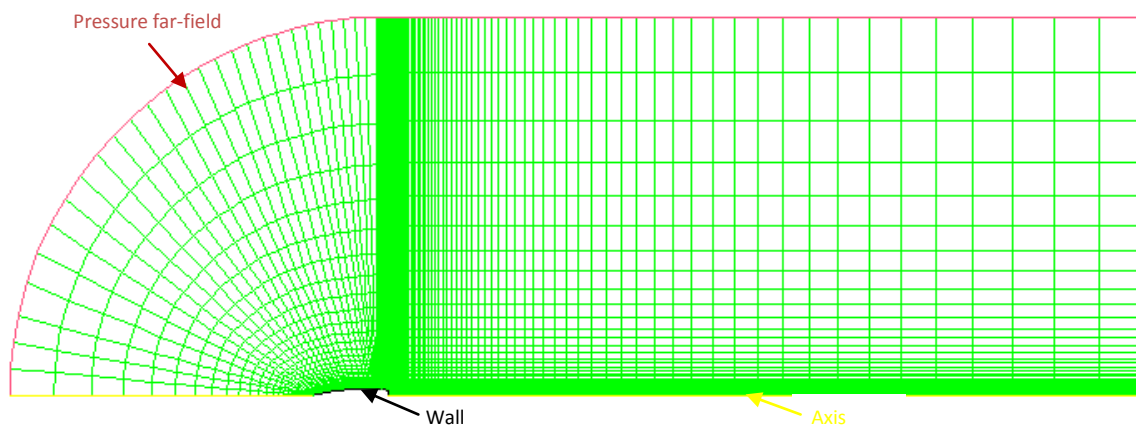
Domen proračuna je ograničen spoljnom trasom projektila, osom simetrije i vanjskom granicom koja je postavljena na udaljenostima većim od 3 dužina projektila od omotača i 11 dužina projektila od dna da bi se izbjegli poremećaji u slobodnom toku vazduha pri opstrujavanju transoničnim i supersoničnim brzinama opstrujavanja.

Generiranje mreže i odabir tipova granica proračunskog domena

U programu Gambit je kreirana potrebna geometrija i generirana neuniformna struktuirana mreža u prostornom domenu. Mreža se sastoji od 6018 ćelija. Gustoća mreže je značajno povećana u područjima oko projektila i iza dna projektila (slika 5.5).

Izabrani su sljedeći tipovi granica:

- „Wall“ granica, koji se upotrebljava da se razgraniče regioni fluida i čvrste materije, je postavljena na spoljnoj trasi projektila.
- Granica „axis“ je upotrijebljena kao centralna linija osnosimetrične geometrije.
- Granica „pressure far field“, koji se koristi za modeliranje parametara kompresibilnog slobodnog toka u beskonačnosti, je postavljen na vanjskoj granici domena proračuna.



Slika 5.5: Generirana mreža oko projektila 155 mm M549

Granični uslovi

Na granici „wall“ izabrana su opcije „stationary wall“ i „no-slip“, jer se u razmatranom slučaju posmatra projektil u struji vazduha i viskozni efekti se ne mogu zanemariti. Maseni fluks kroz granicu „wall“ je nula, a vrijednosti pritiska na ovoj granici se dobivaju ekstrapolacijom iz unutrašnjosti domene rješenja.

Granica „axis“ omogućava da se kod osnosimetričnih problema umjesto razmatranja cijelog računskog domena do rješenja dođe simulacijom u jednoj ravni. Na granici „axis“ ne treba definisati nikakve granične uslove.

Na granici „pressure far-field“ su zadate: vrijednosti statičkog pritiska i totalne temperature slobodnog toka vazduha, brzina toka izražena preko Mach-ovog broja i pravac toka vazduha. Statički pritisak, p_s , je određen iz izraza:

$$\frac{p_\infty}{p_s} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5.8)$$

gdje su:

γ - odnos specifičnih toplota (za vazduh $\gamma = 1,4$)

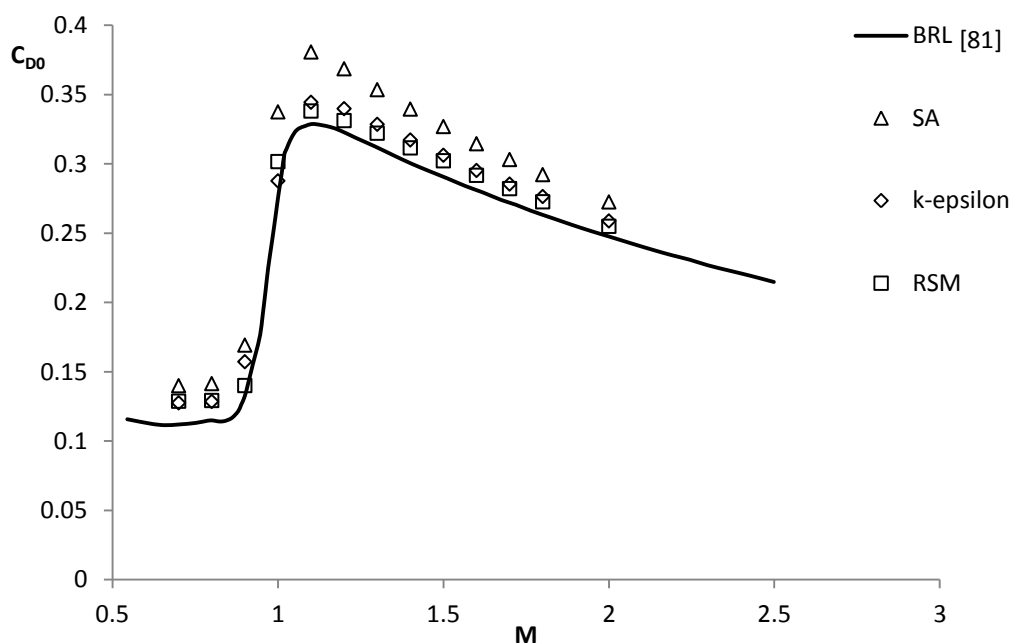
M - brzina struje vazduha

za svaki slučaj simulacije posebno.

Rezultati simulacija

Za modeliranje turbulentnog toka postoji više modela ugrađenih u komercijalni program ANSYS Fluent. Tri različita modela turbulencije su korištena u simulacijama opstrujavanja projektila 155 mm M549: Spalart Allmaras model (SA), $k - \varepsilon$ model (k-epsilon) i Reynolds-ov model naprezanja (RSM).

Simulacije su urađene za brzine slobodnog toka vazduha $M_\infty = 0,7; 0,8; 0,9; 1; 1,1; 1,2; 1,3; 1,4; 1,5; 1,6; 1,7; 1,8; 2$ i određene su funkcije $C_{D0} = f(M)$, prikazane na slici 5.6.



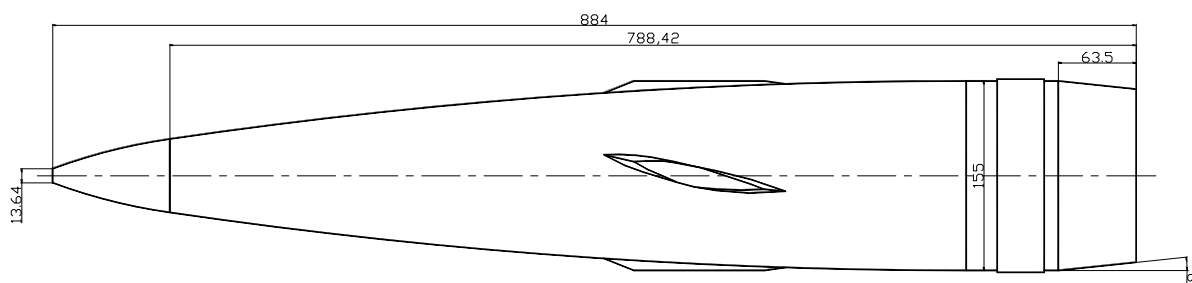
Slika 5.6: Koeficijent otpora projektila 155 mm M549

Sve krive imaju isti trend. Koeficijent otpora ima, približno, konstantnu vrijednost za subsonične brzine opstrujavanja. U području transonike dolazi do naglog porasta koeficijenta otpora, koji maksimalnu vrijednost ima za $M \cong 1,1$ a zatim lagano opada. Daljim povećanjem brzine opstrujavanja, vrijednost koeficijenta otpora se smanjuje s porastom Mach-ovog broja.

Vrijednosti koje su najbliže eksperimentalnim, za brzine opstrujavanja $M_{\infty} \geq 0,9$, ostvarene su primjenom RSM modela turbulencije, tako da će se on, ubuduće, primjenjivati pri simulacijama opstrujavanja projektila.

5.2.2. Opstrujavanje projektila pod napadnim uglom

Simulacija opstrujavanja projektila pod napadnim uglom urađena je na projektilu 155 mm M86 čije su osnovne geometrijske karakteristike prikazane na slici 5.7

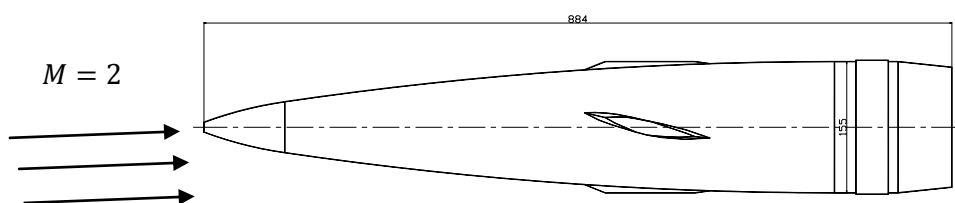


Slika 5.7: Geometrijske karakteristike projektila 155 mm M86 [25]

Za ovaj projektil, s modernim konceptom aero dizajna, se raspolaže bazom podataka o aerodinamičkim koeficijentima [25].

Projektil 155 mm M86 ima prednji dio velike vitkosti, cilindrični dio male dužine i zadnji dio konusnog oblika. Na prednjem oživalnom dijelu nalaze se centrirajući ispusti (nubs) koji obezbjeđuju potrebnu dužinu vođenja u cijevi oružja.

Uniformna struja vazduha nailazi na projektil 155 mm M86 pod napadnim uglom od 2° (kod dobro stabiliziranih brzorotirajućih projektila napadni ugao ne prelazi 3° tokom leta [83]) (slika 5.8).



Slika 5.8: Opstrujavanje projektila pod napadnim uglom

Pri opstrujavanju osnosimetričnog projektila pod napadnim uglom, slike toka vazduha u ravnima koje prolaze kroz osu simetrije projektila se razlikuju. Opstrujavanje projektila nije osnosimetrično, pa će se kreirati 3D geometrija.

Geometrija projektila je pojednostavljena, zanemareni su vodeći prsten i nubs-ovi, a upaljač i prednji dio projektila su aproksimirani jednim oživalom. Pojednostavljenje geometrije je urađeno da bi se ublažila kompleksnost mreže koju je potrebno generirati i smanjilo vrijeme potrebno za dobivanje rezultata.

Domen proračuna je ograničen spoljnom trasom projektila i vanjskom granicom koja je postavljena na udaljenostima većim od 9 dužina projektila od omotača i 20 dužina projektila od dna.

Generiranje mreže i odabir tipova granica proračunskog domena

Generiranje mreže kontrolnih volumena učinjeno je u nekoliko koraka kako bi se dobila struktuirana heksahedralna mreža koja omogućava lakšu konvergenciju rješenja.

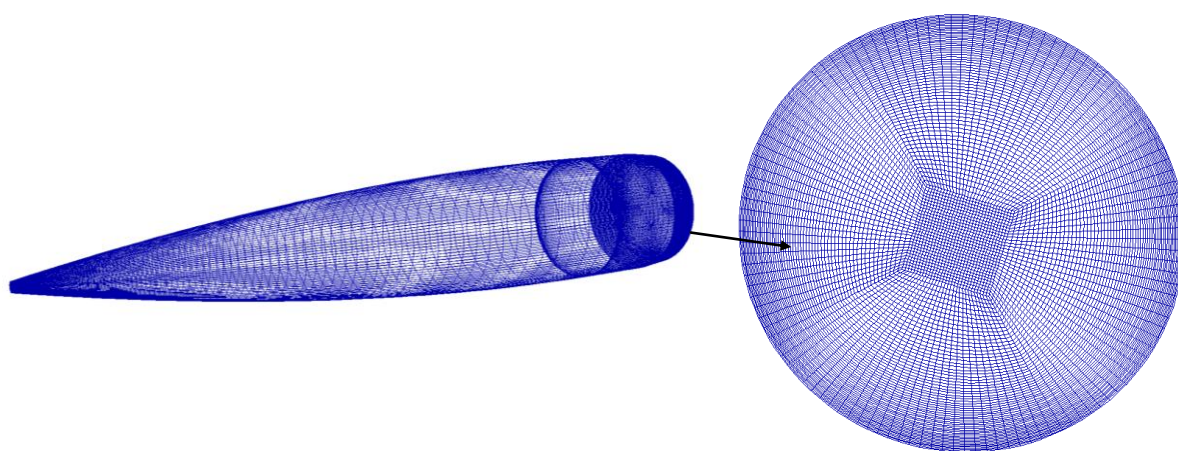
Domen proračuna se sastoji od spojene polulopte i cilindra, iz kojeg je izrezano tijelo projektila.

Prvo je generirana površinska mreža na unutrašnjoj granici proračunskog domena (slika 5.9) koja se sastoji od tri dijela.

Prvi dio se odnosi na mrežu na dijelu koji odgovara vrhu upaljača projektila, drugi dio na mrežu na dijelu koji odgovara dnu projektila, a treći na mrežu na dijelu koji odgovara omotaču projektila.

Projekcije vrha upaljača projektila i dna projektila su kružne površine. Za generiranje strukturirane mreže (četverougane površine) na ovim površinama bilo je neophodno podijeliti površine kako je prikazano na slici 5.9, da bi se eliminisali singulariteti na osi simetrije.

Na mjestima gdje se očekuje značajna promjena parametara stanja vazduha (vrh upaljača, prelazi upaljač – ožival, ožival – cilindrični dio, cilindrični dio- zadnji konus i zadnji konus – dno) povećan je broj čelija. Veliki broj čelija na dnu projektila je urađen s ciljem dobivanja što jasnije slike toka vazduha iza projektila.

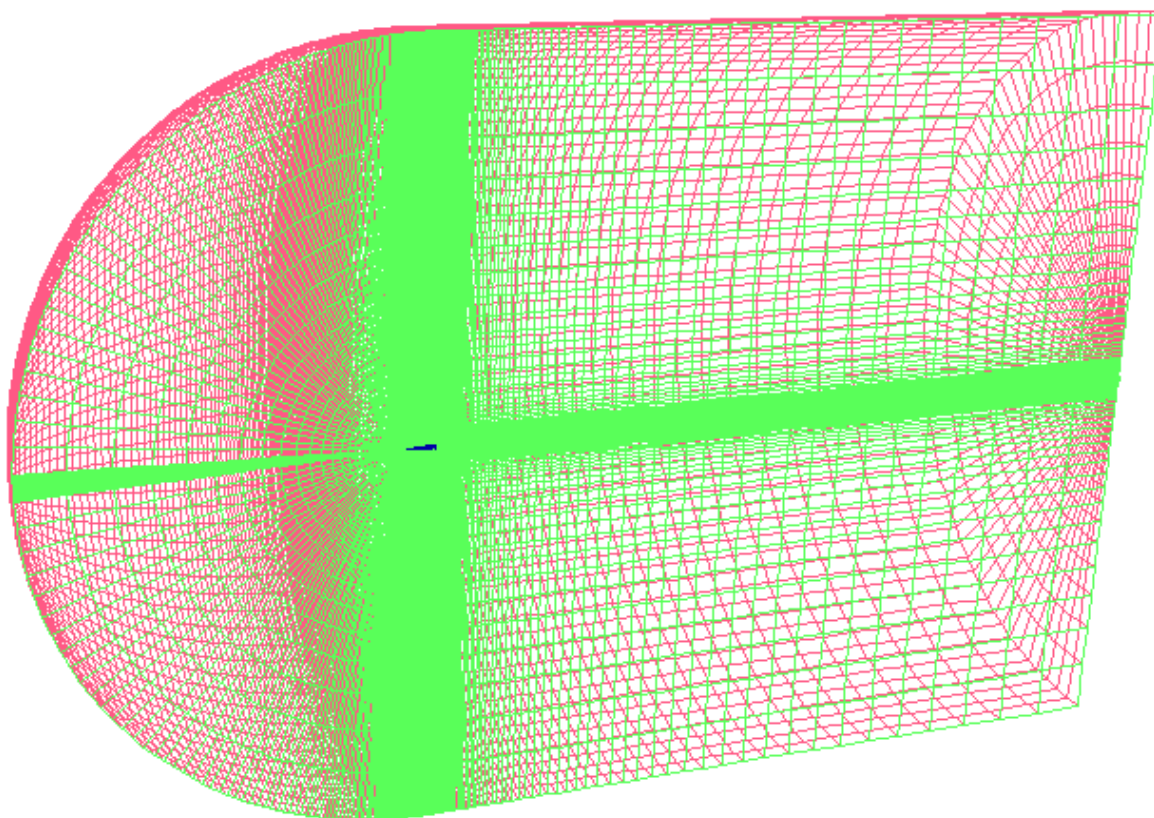


Slika 5.9: Površinska mreža na projektilu

Nakon dizajniranja odgovarajuća površinske mreže na spoljašnjoj granici proračunskog domena, generirana su dva bloka heksahedralnih čelija, ispred i iza projektila, koja započinju na kvadratnim površinama na projektilu (prvi na vrhu upaljača, a drugi na dnu projektila) i završavaju na kvadratnim površinama na spoljašnjoj granici. Kroz ivice ovih blokova postavljene su radijalne ravni s ciljem kreiranja 3D blokova u ostatku proračunskog domena.

Diskretizirano područje proračuna, koje se sastoji od 2679000 kontrolnih volumena, prikazano je preko polovine mreže na spoljašnjoj površini i mreže u radijalnoj ravni na slici 5.10.

Granica „Wall“ je postavljena na spoljnoj trasi projektila, a „Pressure far-field“ na vanjskoj granici proračunskog domena.



Slika 5.10: Mreža na spoljašnjoj površini proračunskog domena i u radialnoj ravni

Granični uslovi

Na spoljnoj trasi projektila postavljen je isti granični uslov kao i u slučaju osnosimetričnog opstrujavanja projektila 155 mm M549, „stationary wall“ i „no slip“.

Za slobodan tok vazduha, na granici „pressure far-field“ su zadate vrijednosti statičkog pritiska i totalne temperature slobodnog toka vazduha a brzina i pravac toka vazduha su definisani pomoću komponenta brzine toka vazduha, $u = 680,18\text{m/s}$ i $v = 23,75\text{m/s}$.

Rezultati simulacija

Vrijednosti koeficijenata određene numeričkom simulacijom upoređene su s vrijednostima prema literaturi [25], što je prikazano u tabeli 5.1.

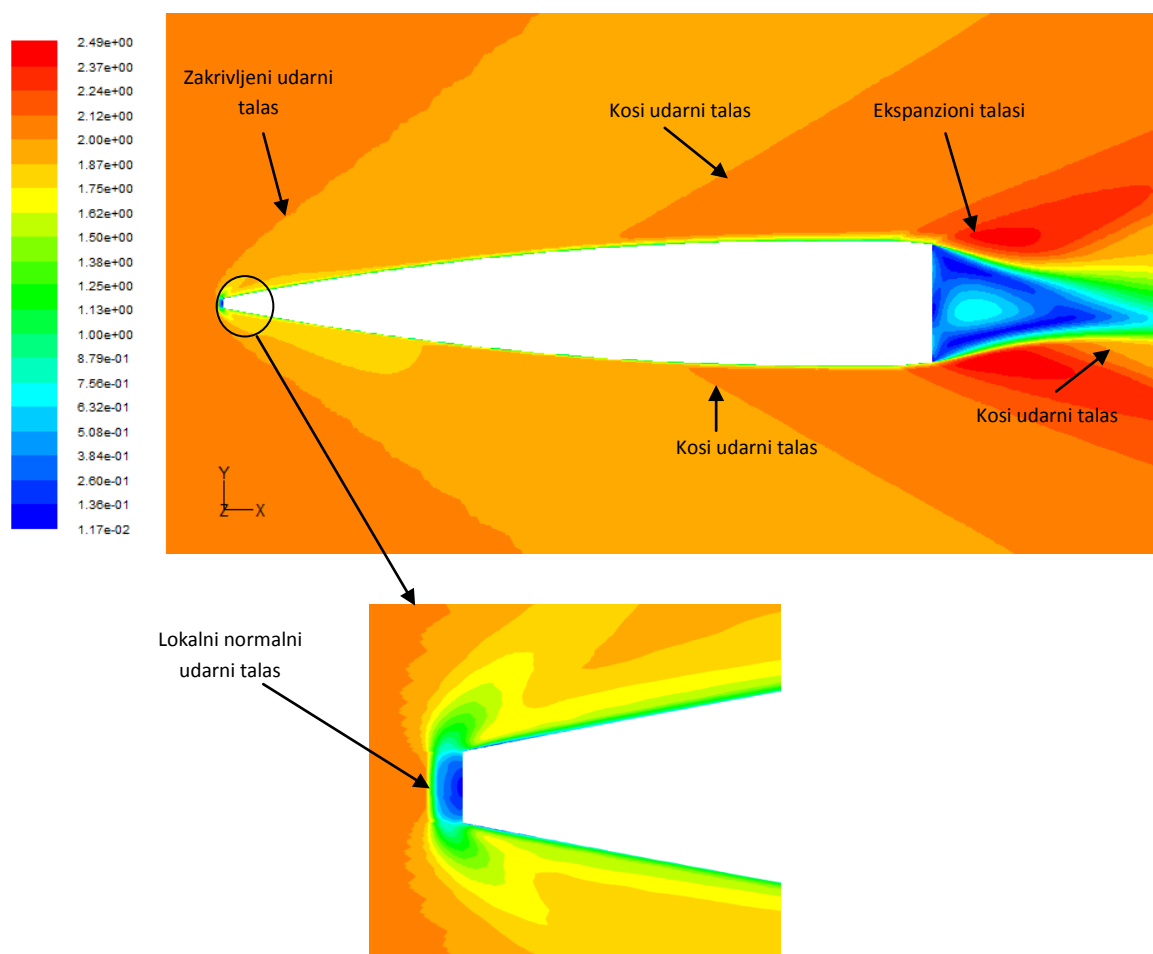
Tabela 5.1: Aerodinamički koeficijenti za projektil 155 mm M86

M	[25]		CFD	
	C_D	$C_{N\sigma}$	C_D	$C_{N\sigma}$
$M_\infty = 2$ $\sigma = 2^\circ$	0,2333	2,712	0,2537	2,551

Za brzinu opstrujavanja $M = 2$, pod uglom $\sigma = 2^\circ$ u odnosu na osu simetrije projektila 155 mm M86, aerodinamički koeficijent otpora je za 8,7% veći a koeficijenta gradijenta normalne sile za 5,9% manji od vrijednosti od vrijednosti podatka iz studije [25].

Zbog veoma dugog vremena procesiranja, koje je uslovljeno velikim brojem kontrolnih volumena pomoću kojih je diskretizirano područje proračuna, može se zaključiti da bi predviđanje aerodinamičkih koeficijenata potrebnih za proračun putanje projektila na ovaj način bilo neopravdano. Međutim, numeričkom simulacijom opstrujavanja pod napadnim uglom se dobiva kompletno polje toka oko projektila za specifične uslove leta, što omogućava bolje razumijevanje slike strujanja i ponašanja projektila tokom leta u realnim uslovima.

Konture polja brzine izražena preko Mach-ovog broja, u ravni otpora i u ravni okomitoj na ravan otpora, prikazane su na slikama 5.11 i 5.12.



Slika 5.11: Kontura polja brzine u ravni otpora izražena preko Mach-ovog broja, za $M_\infty = 2, \sigma = 2^\circ$

Jasno se uočavaju granični sloj koji se formira oko projektila u letu i udarni talasi.

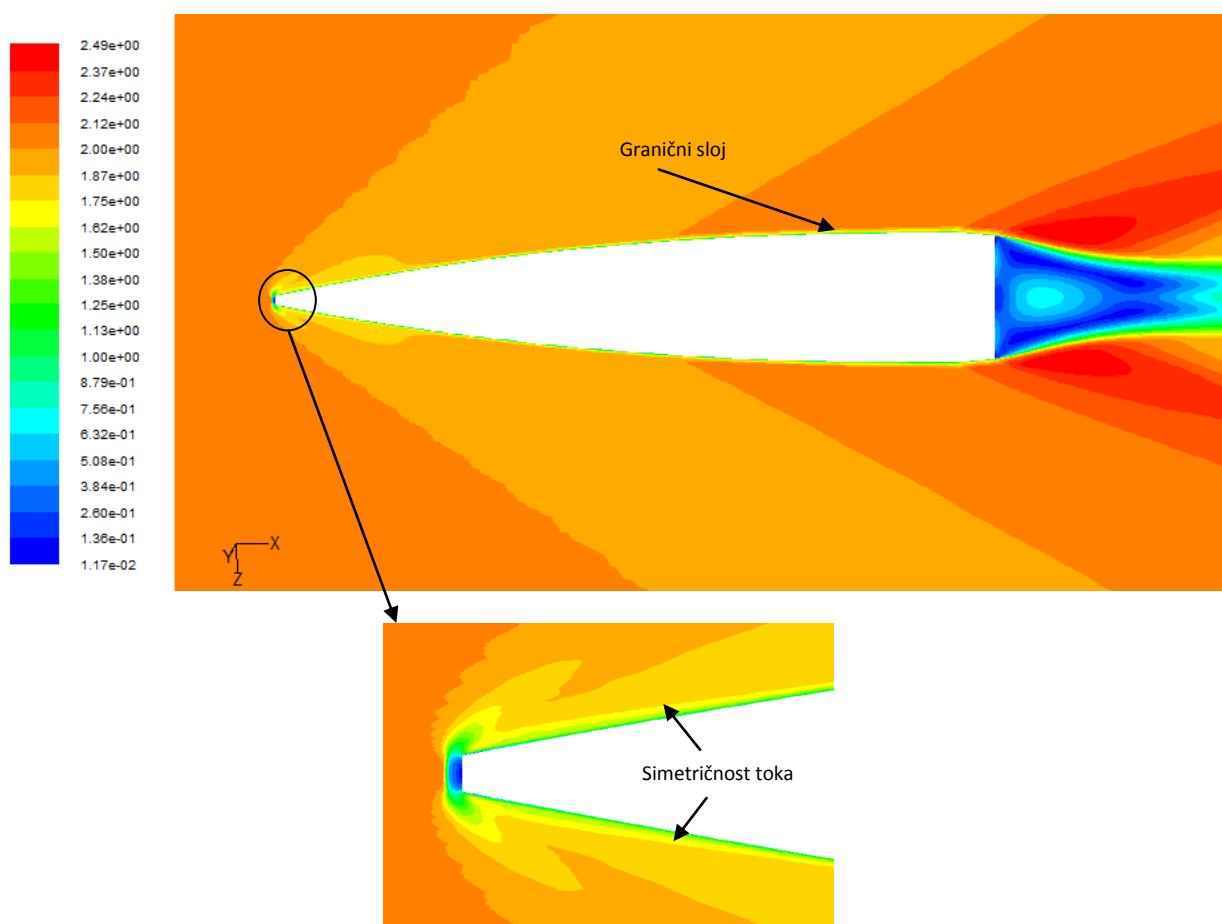
Zakrivljeni udarni talas se formira ispred projektila. Na strujnici koja se poklapa s osom simetrije projektila front udarnog talasa je okomit na vektor brzine, pa možemo govoriti o lokalnom normalnom udarnom talasu (uvećani segment na slici). Iza normalnog udarnog talasa strujanje je subsonično.

U subsoničnom strujanju poremećaji pritiska se šire na sve strane, pa će strujnice biti krivulje, koje će se prilagoditi obliku tijela. Dalje od tačke zastoja, strujanje će se ubrzati, tako

da će opet postati supersonično.

Iza cilindričnog dijela, dolazi do pojave ekspanzionih talasa. Za slučaj nagle promjene smjera strujanja u kojem nastaje ekspanzija u strujanju ne dolazi do skokovite promjene brzine, već se brzina povećava postupno kroz niz Mach-ovih talasa koji svi izlaze iz tačke u kojoj se naglo promijenio.

U ravni otpora (slika 5.11), slike opstrujavanja iznad i ispod projektila se razlikuju. Ugao pod kojim struja vazduha nailazi na projektil prouzrokuje nesimetriju toka oko projektila i ta nesimetrija raste niz prednji dio oživala. Kosi udarni talasi na oživalu, posmatrano u ravni otpora, nastaju na različitim udaljenostima od vrha projektila što ukazuje na razliku pritisaka na donjoj i gornjoj površini (veći pritisak na donjoj površini). Usljed ove nesimetrije toka, zbog razlike u pritiscima, dolazi do pojave sile uzgona. Sila otpora se povećava zbog prisustva uzgona, za komponentu koja se naziva inducirani otpor. Taj dodatni otpor ostvaruje se uglavnom kroz talasni otpor, jer je uticaj napadnog ugla na otpor trenja i otpor dna neznatan kod dobro stabiliziranih osnosimetričnih projektila.



Slika 5.12: Kontura polja brzine u ravni okomitoj na ravan otpora izražena preko Mach-ovog broja, za $M_\infty = 2$, $\sigma = 2^\circ$

Slika opstrujavanja u ravni okomitoj na ravan otpora (slika 5.12) je simetrična. U ovoj ravni pravac brzine nema uticaja na konturu polja brzine oko projektila. Ako se projektilu saopšti uzdužna rotacija onda je i ova slika nesimetrična u odnosu na osu simetrije projektila.

Simulacija opstrujavanja projektila s nubs-ovima i vodećim prstenom zahtjevala bi generiranje mreže s dodatnim blokovima i duže vrijeme potrebno za dobivanje rezultata. To nije urađeno zbog ograničenja u jačini računara s kojima se raspolaže.

5.2.3. Opstrujavanje projektila s base bleed generatorom

Prvo će se simulirati opstrujavanje projektila 155 mm M864 (slika 4.26), pod nultim napadnim uglom, s inertnim base bleed generatorom s ciljem određivanja funkcije $C_D = f(M)$. Simulacije će se uraditi za sljedeće Mach-ove brojeve: 0,7; 0,9; 0,98; 1; 1,08; 1,1; 1,15; 1,3; 1,5 i 2.

Zatim će se simulirati opstrujavanje projektila 155 mm M864 s ravnim dnom i opstrujavanje projektila 155 mm M864 s upuštenim hemisferičnom dnom, za brzinu slobodnog toka $M = 1,4$. Rezultati simulacija će se uporediti da bi se procijenio efekt upuštenog hemisferičnog dna.

Opstrujavanje projektila 155 mm M864 s aktivnim base bleed generatorom će se simulirati za sljedeće Mach-ove brojeve: 0,98; 1,08; 1,25; 1,5; 1,75 i 2, vrijednost bezdimenzionalnog parametra $I = 0,01$ i temperaturu produkata sagorijevanja $T = 1533\text{ K}$.

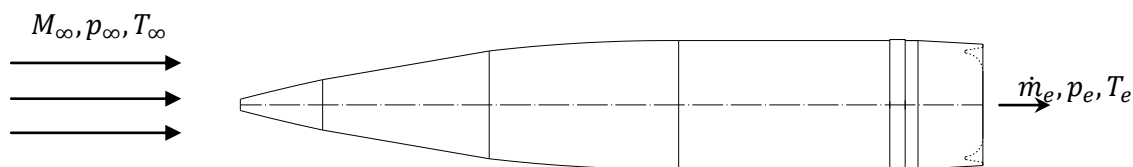
Zatim će se koeficijent otpora projektila odrediti primjenom Danberg-ovog modela, za navedene uslove.

Vrijednosti dobiveni simulacijom i primjenom Danberg-ovog modela će se uporediti, s ciljem procjene praktičnosti primjene CFD za određivanje koeficijent otpora projektila dok radi base bleed generator.

Razlozi za simulaciju opstrujavanja projektila pod nultim napadnim uglom su:

- skraćenje proračunskog vremena
- usvojena pretpostavka da istjecanje produkata sagorijevanja iz base bleed generatora utiče samo na porast pritiska na dnu projektila.

Uniformna struja vazduha nailazi na projektil 155 mm M864 pod nultim napadnim uglom dok vreli gas istječe kroz otvor base bleed generatora subsoničnom brzinom (slika 5.13).



Slika 5.13: Osnosimetrično opstrujavanje projektila s base bleed generatorom

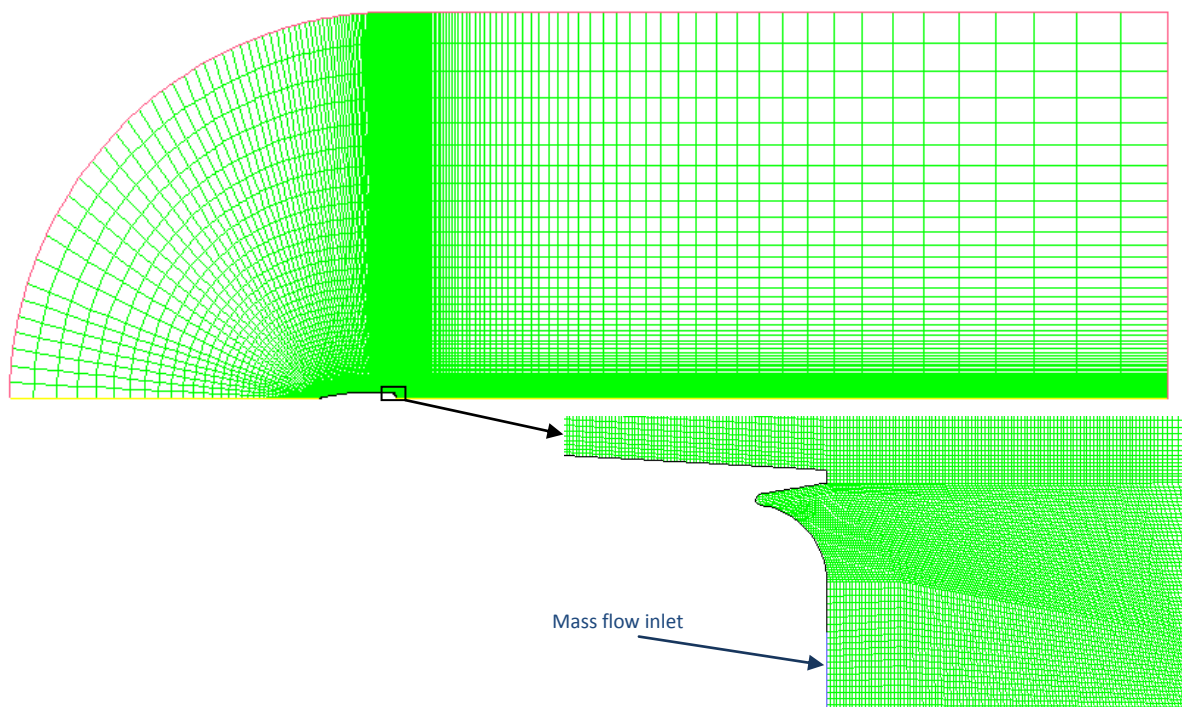
Opstrujavanje projektila je osnosimetrično, pa se može kreirati 2D geometrija.

Pri kreiranju geometrije projektila zanemaren je vodeći prsten. Domen proračuna je ograničen spoljnom trasom projektila, osom simetrije, otvorom base bleed generatora i vanjskom granicom koja je postavljena na udaljenostima većim od 3 dužine projektila od omotača i 9 dužina projektila od dna.

Generiranje mreže i odabir tipova granica proračunskog domena

U programu Gambit je kreirana potrebna geometrija. Generirana je neuniformna struktuirana mreža u prostornom domenu koja se sastoji od 38870 čelija. Gustoća mreže je značajno povećana u području iza dna projektila i u pravcu kretanja mlaza vrelot vazduha koji istječe kroz otvor base bleed generatora (slika 5.14).

Na tijelu projektila postavljena je granica „Wall“, na osi simetrije granica „Axis“, a na vanjskoj granici proračunskog domena granica „Pressure far-field“. Granica „Mass flow inlet“, koja se, u Fluent-u, upotrebljava da se opiše masena brzina toka na ulazu, postavljena je na otvoru base bleed generatora.



Slika 5.14: Područje proračuna pri osnosimetričnom opstrujavanju za projektil 155 mm M864

Granični uslovi

Zadavanje graničnih uslova na granicama „Wall“ i „Pressure far-field“ je opisano u poglavlju 5.2.1.

Granični uslovi na granici „Mass flow inlet“ se definišu na osnovu masene brzine toka koja se određuje iz bezdimenzionalnog parametra ubrizgavanja I . Pretpostavlja se da je brzina toka gasa kroz otvor na dnu subsonična i u tom slučaju statički pritisak na izlazu P_j je jednak lokalnom pritisku. Poznavajući temperaturu produkata sagorijevanja T_{0j} i bezdimenzionalni

parametar I , vrijednost pritiska na izlazu se određuje prema modelu koji je ustanovio Sahu [36], iterativnim postupkom na sljedeći način:

1. Pretpostavlja se totalni pritisak P_{0j}
2. Mach-ov broj se računa iz izraza

$$\frac{P_{0j}}{P_j} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_j^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

3. Temperatura gasa se određuje iz izraza

$$\frac{T_{0j}}{T_j} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_j^2$$

4. Brzina toka se određuje iz izraza $u_j = M_j a_j = M_j \sqrt{\gamma R T_j}$
5. Gustina gasa se računa iz jednačine stanja $P_j = \rho_j R T_j$
6. Za navedene vrijednosti računa se bezdimenzionalni parametar I

Ako vrijednost proračunatog parametra I ne odgovara pretpostavljenoj vrijednosti, postupak se ponavlja.

Za gas koji istječe u zonu iza projektila 155 mm M864 s base bleed generatorom usvojeno je $\gamma = 1,25$ i $R_g = 468,4 \frac{Nm}{kgK}$.

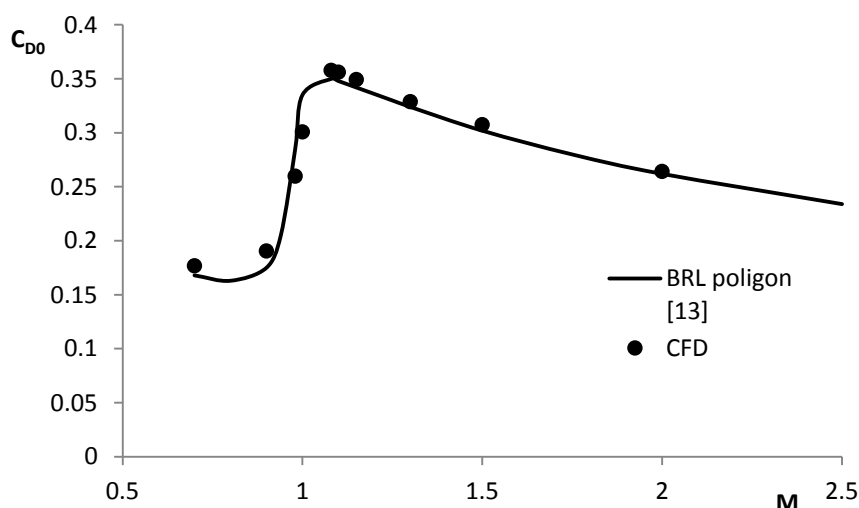
Postupak određivanja vrijednosti koje se zadaju na granici mass flow inlet je sljedeći:

- Za izabranu brzinu slobodnog toka vazduha određena je masena brzina gasa koji istječe kroz otvor base bleed generatora a koja odgovara bezdimenzionalnom parametru istjecanja $I = 0,01$.
- Pritisak na izlazu P_j je određen na osnovu dijagrama prikazanog na slici 2.12.
- Iterativnim postupkom, prema modelu koji je ustanovio Sahu [36], određene su gustina i brzina gasa koji istječe kroz otvor.
- Pošto je usvojeno da se u simulacijama kao radni fluid koristi vazduh, iz jednačine stanja, za izračunatu gustinu i pretpostavljenu temperaturu, određen je pritisak vazduha za ove parametre.

Pri simulaciji opstrujavanja projektila s inertnim base bleed generatorom granica „mass flow inlet“ je promijenjena u granicu „wall“.

Rezultati simulacija

Rezultati numeričke simulacije opstrujavanja projektila 155 mm M864 s inertnim base bleed generatorom, funkcija $C_D = f(M)$ prikazani su na slici 5.15.



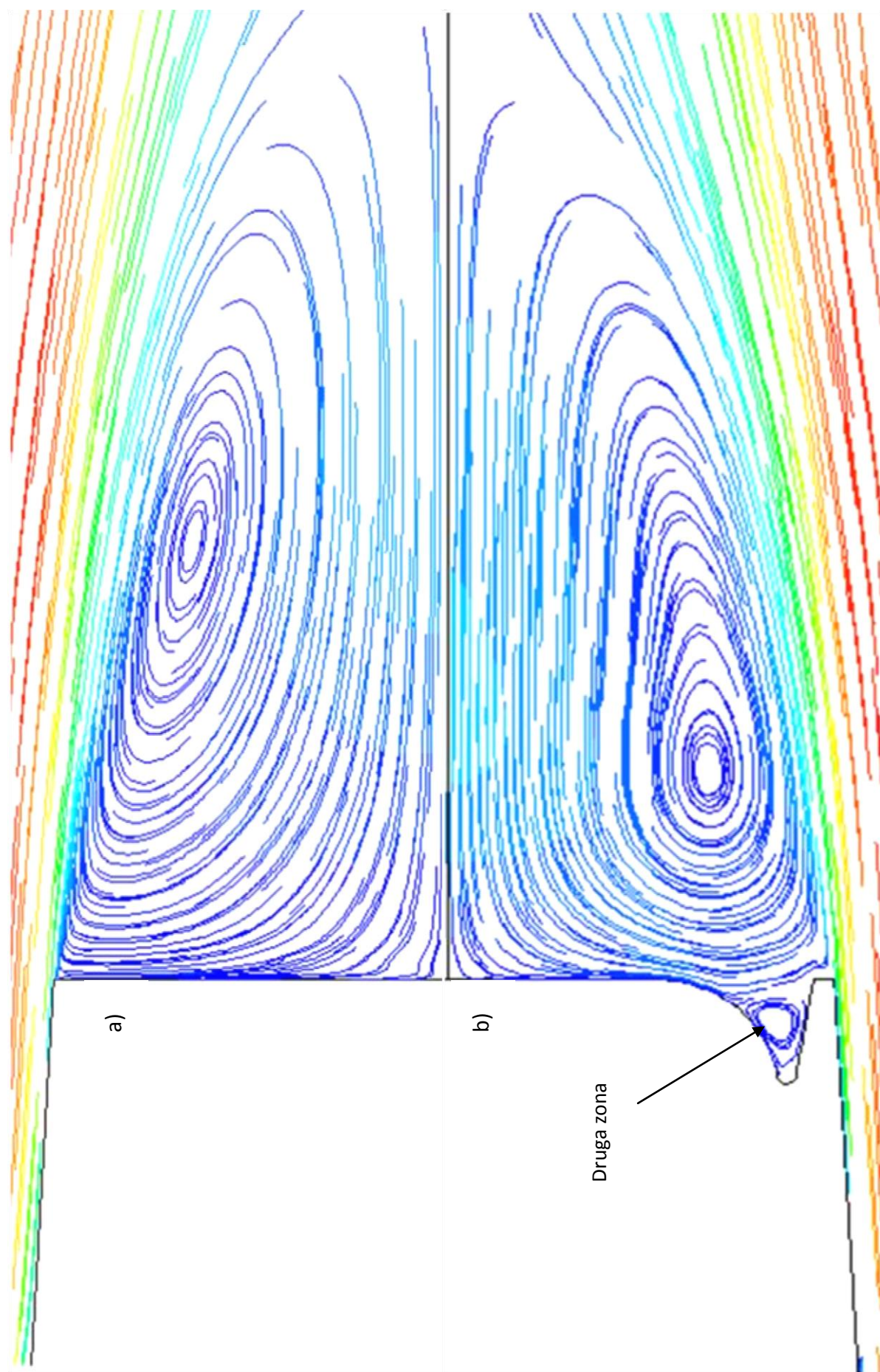
Slika 5.15: Koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja za projektil 155 mm M864

Najveća odstupanja koeficijenta otpora od eksperimentalnih vrijednosti [13] javljaju se u području transoničnih brzina opstrujavanja i ona iznose do 10,2%. S daljim porastom Mach-ovog broja, razlike između vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora određenih na poligonu i dobivenih numeričkim rješavanjem Navier-Stokes-ovih jednačina se smanjuju (pri $M = 2$ odstupanje iznosi 0,9%).

S ciljem utvrđivanja efekta upuštenog hemisferičnog dna na aerodinamički koeficijent otpora projektila, simulirano je opstrujavanje projektila 155 mm M864 s ravnim dnom brzinom $M = 1,4$. Rezultat simulacije, prikazan kao slika toka iza projektila, upoređen je sa slikom toka iza projektila 155 mm M864 s upuštenim hemisferičnim dnom za istu brzinu opstrujavanja, što je prikazano na slici 5.16.

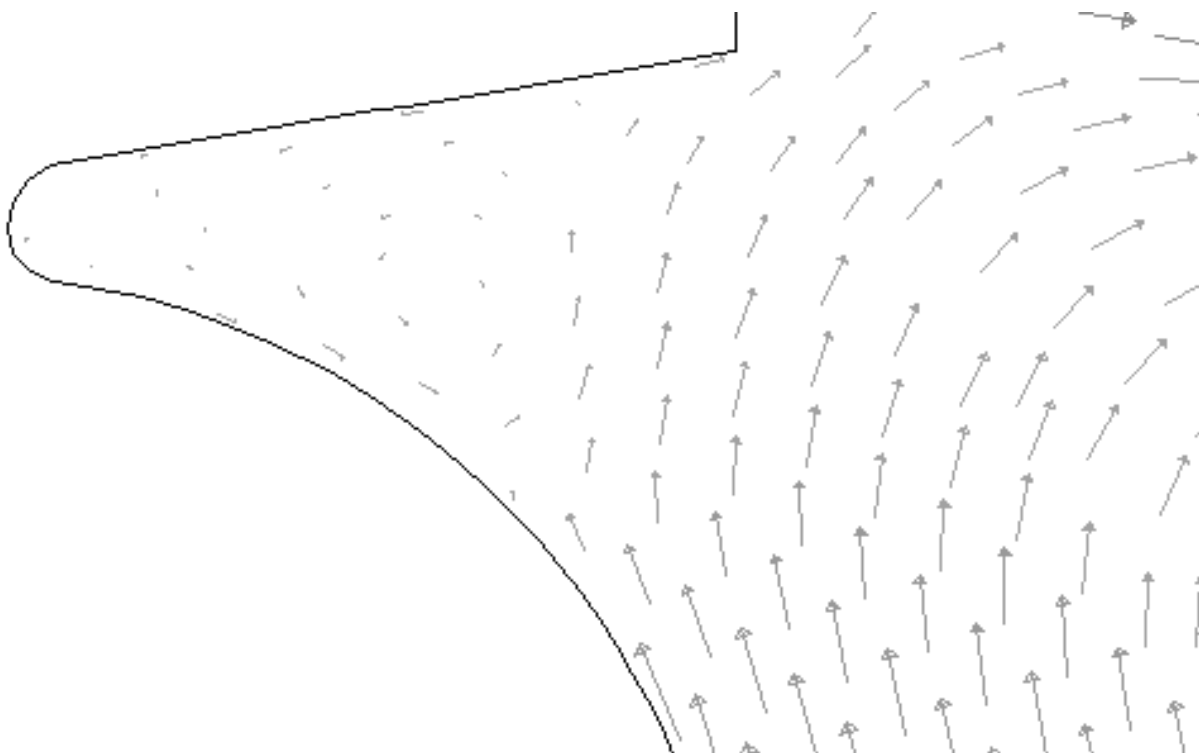
Ustanovljeno je da se efekt upuštenog dna hemisferičnog oblika ogleda u generisanju druge recirkulacije male brzine, u udubljenju (slika 5.16 b)).

Pri supersoničnom opstrujavanju iza projektila s ravnim dnom formira se veliki recirkulirajući region, a iza projektila s upuštenim hemisferičnim dnom formiraju se dvije recirkulirajuće zone – prva, velika zona, koja se nalazi na osi simetrije i druga, mala zona, koja se nalazi rub dna projektila.



Slika 5.16: Polje toka u baznom regionu za: a) ravno dno i b) dno oblika kupole

Druga recirkulirajuća zona kreće se u suprotnom smjeru od recirkulirajuće zone na osi simetrije (slika 5.17), što uzrokuje veći pritisak na dnu projektila s upuštenim hemisferičnim oblikom dna.

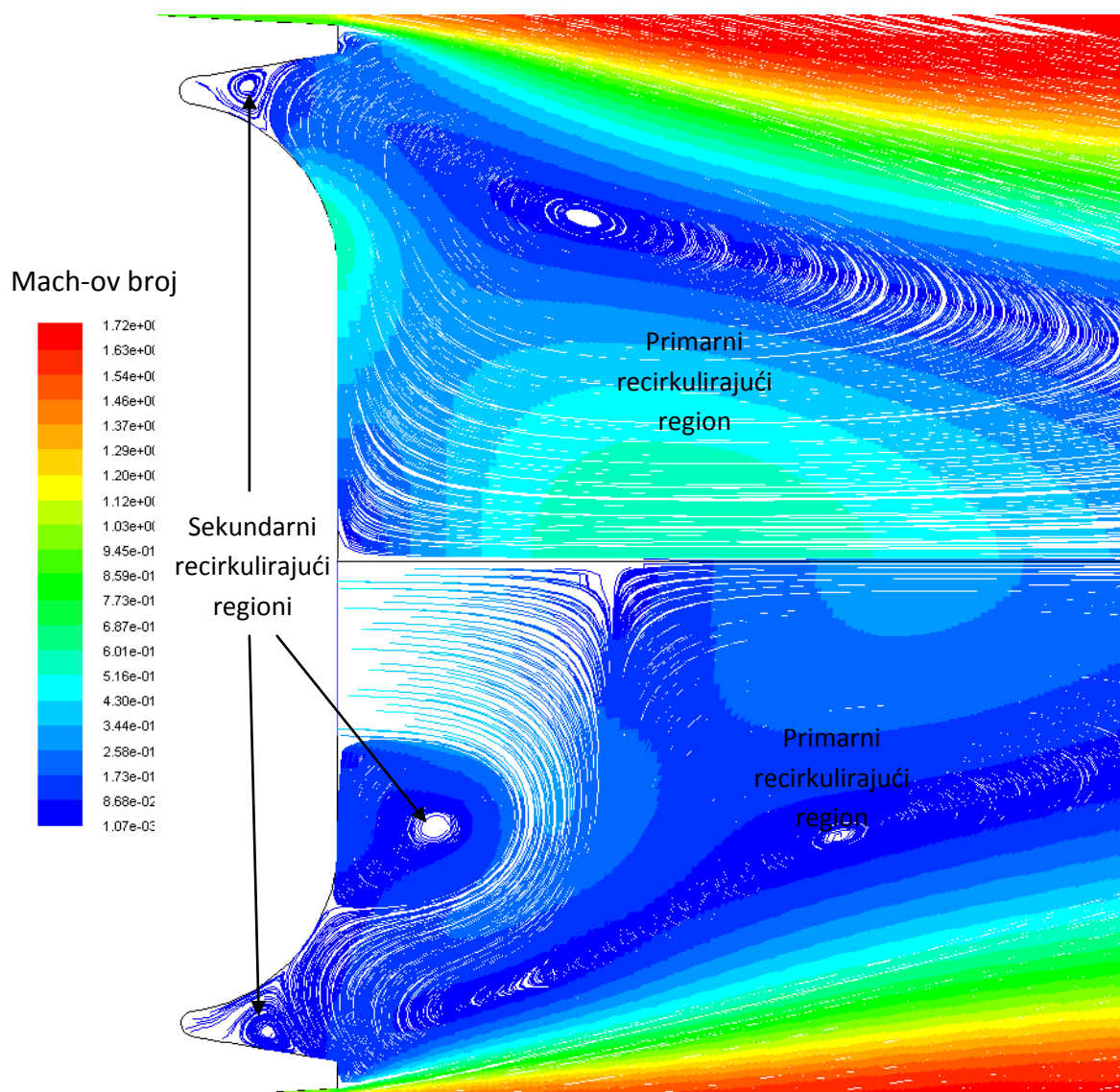


Slika 5.17: Vektori brzine toka iza projektila s hemisferičnim upuštenim dnom

Polje toka iza projektila, koje je prikazano na slici 5.18, je dobiveno kao rezultat simulacije opstrujavanja projektila uniformnom strujom vazduha, čiji su parametri $M_\infty = 1,5$, $p_\infty = 101325 \text{ Pa}$ i $T_\infty = 288,15 \text{ K}$.

U prvom slučaju simulirano je opstrujavanje projektila bez baznog istjecanja, a u drugoj simulaciji kroz otvor base bleed generatora je istjecao vreo gas ($T_{0j} = 1533 \text{ K}$) masenom brzinom $\dot{m} = 0,1051 \text{ kg/s}$ ($I = 0,01$).

Istjecanjem vrelog gasa subsoničnom brzinom u tok iza dna projektila, prvobitna velika recirkulirajuća zona, koja se formira iza projektila kada nema istjecanja, je podijeljena na primarni i sekundarni regione. Primarni recirkulirajući region ostaje na osi simetrije, a sekundarni region se formira uz dno projektila. Primarna recirkulirajuća zona je potisnuta mlazom vrelog gasa dalje od dna projektila. Na ovaj način je postignuto povećanje pritiska na dnu projektila, odnosno smanjenje aerodinamičkog koeficijenta otpora dna projektila.

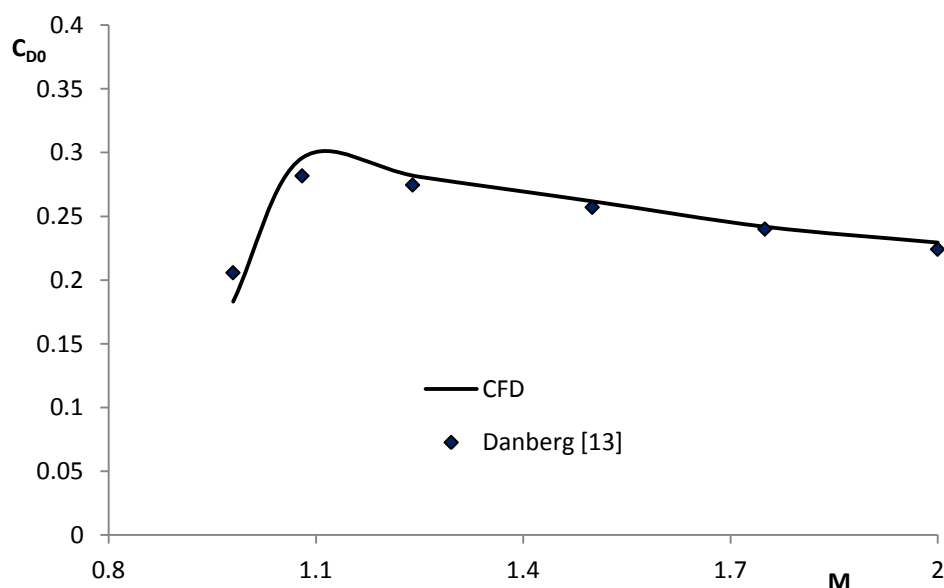


Slika 5.18: Polje toka iza projektila 155 mm M864 (inertni i aktivni base bleed generator)

Rezultati simulacija (CFD) opstrujavanja projektila s baznim istjecanjem vrelog gasa za brzine opstrujavanja $M = 0,98; 1,08; 1,25; 1,5; 1,75$ i 2 , vrijednost bezdimenzionalnog parametra $I = 0,01$ i temperaturu produkata sagorijevanja $T = 1533\text{ K}$ su upoređeni s rezultatima koji se dobiju primjenom Danberg-ovog modela [13] za iste uslove.

Vrijednosti koeficijenta otpora projektila s baznim istjecanjem vrelog gasa ($I = 0,01$) u funkciji Mach-ovog broja prikazane su na slici 5.19.

Slaganje rezultata dobivenih numeričkom simulacijom opstrujavanja projektila 155 mm M864 s aktivnim base bleed generatorom i primjenom Danberg-ovog modela je veoma dobro. Takođe je potvrđen i zaključak istraživanja Bowman-a i Clayden-a [76] da redukcija koeficijenta otpora zavisi i od temperature gasa koji istjeće kroz otvor base bleed generatora.



Slika 5.19: Koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja za projektil 155 mm M864, za $I = 0,01$ i $T_{0j} = 1533$ K

Aerodinamički koeficijent otpora projektila s base bleed generatorom može se predvidjeti primjenom računarske dinamike fluida za specifične uslove. Međutim, kako se tokom leta projektila u atmosferi ovi uslovi, neprestano, mijenjaju u funkciji vremena i prostora, predviđanje funkcije $C_{D0} = f(M, I)$ primjenom ove metode bilo bi nepraktično.

5.3. Verifikacija rezultata numeričke simulacije opstrujavanja projektila s upuštenim hemisferičnim dnom

Program AERO-SPINNER, program za predviđanje aerodinamičkih koeficijenata osnosimetričnih projektila, nema mogućnost određivanja koeficijenta otpora dna projektila kada projektil ima upušteno hemisferično dno. Iz tog razloga je izvršeno fitovanje koeficijenta otpora pri verifikaciji modela modifikovane materijalne tačke za projekte s base bleed generatorom (podpoglavlje 4.2.5).

S ciljem verifikacije koeficijenta otpora projektila s upuštenim hemisferičnim dnom dobivenog numeričkom simulacijom, simuliraće se putanja projektila 155 mm M864 i odrediti domet. Pri simulaciji putanje koristiće se početni uslovi navedeni u podpoglavlju 4.2.5, a za aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm M864 s inertnim base bleed generatorom koristiće se rezultati numeričke simulacije (slika 5.15). Karakteristike projektila i base bleed generatora navedene su u prethodnom poglavlju (str. 104 i 105). Simulacije će se uraditi s koeficijentima fitovanja jedan.

Za vrijeme rada base bleed generatora, efekt istjecanja produkata sagorijevnja na aerodinamički koeficijent otpora će se procijenjivati primjenom Danberg-ovog modela [13], koji je ugrađen u model modifikovane materijalne tačke za projekte s base bleed generatorom a koji daje rezultate bliske rezultatima numeričkih simulacija (slika 5.19).

Rezultati simulacija prikazani su preko dometa projektila u tabeli 5.2

Tabela 5.2: Domet projektila 155 mm M864 za početni ugao $47,8^\circ$ i različite početne brzine

Punjenje	M_i	Domet prema tablicama gađanja [13] (km)	Proračunati domet (km)	Razlika (%)
7W	1,61	17,153	17,231	+0,45
7R	1,97	21,966	21,892	-0,34
8R	2,37	28,129	27,490	-2,27

Odstupanja dometa su bila u rasponu od -2,27% do +0,45%, što je izuzetno zadovoljavajuće, s obzirom da su sve simulacije urađene bez prilagođavanja koeficijenta otpora.

6. UTICAJ PARAMETARA DIZAJNA NA DOMET ARTILJERIJSKIH PROJEKTILA S BASE BLEED GENERATOROM

Pred dizajnere municije se postavljaju sve složeniji zadaci u cilju ostvarivanja, često kontradiktornih, zahtjeva pri procesu dizajna projektila povećanog dometa i smrtonosne efikasnosti na cilju. Interes za povećanje dometa rezultira iz taktičkih i operativnih zahtjeva uslovljenih stalnim usavršavanjem borbenih sredstava i sve složenijim uslovima modernog ratovanja.

Bez obzira na tip i vrstu projektila, prevashodan je zahtjev za potpunom sigurnosnom pouzdanošću pri opaljenju i kretanju projektila kroz cijev oružja. Elementi projektila i projektil kao cjelina moraju biti tako projektovani i dimezionisani da ne postoji mogućnost da naponi izazvani dejstvom spoljašnjih sila dovedu do takvih deformacija koje bi prouzrokovale prijevremeno dejstvo projektila u cijevi oružja ili nepravilno dejstvo na cilju. Intenzitet opterećenja koja se javljaju u projektilu tokom kretanja kroz cijev oružja, odnosno u fazi lansiranja, kod većine projektila je veći od intenziteta u ma kojoj fazi leta, uzimajući u obzir i sudar s ciljem.

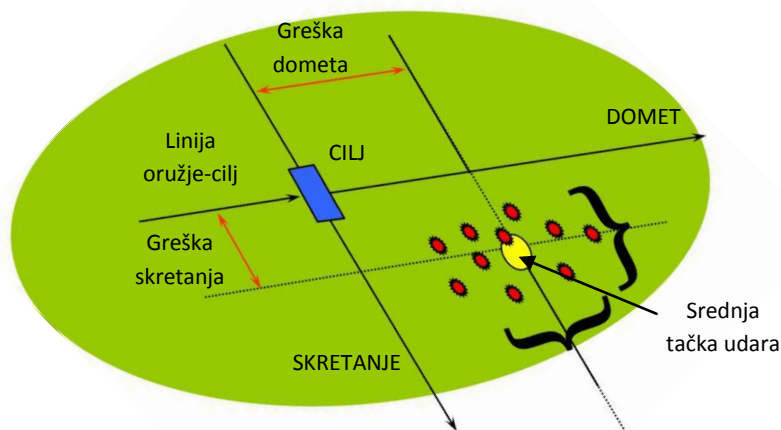
Pri procesu dizajna artiljerijskih projektila potrebno je poznavanje ponašanja projektila tokom njegovog kretanja, kako u cijevi oružja tako i kroz atmosferu, i razmatranje svih parametara koji mogu uticati na rasturanje projektila na cilju.

Zahtjevi u pogledu dometa, sa stanovišta aerodinamike, svode se na utvrđivanje takvog oblika projektila koji će omogućiti maksimalno iskorištenje kinetičke energije kojom projektil raspolaže na ustima cijevi i u određenim uslovima atmosfere obezbijediti maksimalno moguć domet. Potrebno je, dakle, za datu početnu brzinu odrediti takvu spoljnu trasu projektila koja će rezultirati minimalnim otporom kretanju kroz vazduh. Dodatno povećanje dometa, za izabranu spoljnu trasu projektila, može se ostvariti inkorporacijom base bleed generatora, u zadnji dio projektila, koji ima zadatak da poveća pritisak u zoni iza projektila i na taj način smanji otpor dna projektila. Kod konvencionalnih artiljerijskih projektila smanjenjem otpora postiže se smanjenje pada brzine projektila na putanji i ostvaruje se veća položenost putanje.

Pri optimizaciji oblika projektila, pored zahtjeva aerodinamike i balistike, moraju se uvažiti i zahtjevi koji se odnose na efikasnost projektila na cilju kao što su: minimalna masa eksplozivnog punjenja, broj efikasnih parčadi na cilju, terminalno balistički efekti na cilju, itd. Pošto spoljna trasa projektila treba da bude takva da su, za datu početnu brzinu, otpori kretanju kroz vazduh minimalni (za projekte koji lete supersoničnim brzinama to su veća vitkost prednjeg dijela i čitavog projektila, kraći cilindrični dio, konusni zadnji dio), ovaj zahtjev je, često, u suprotnosti sa zahtjevom za što veću smrtonosnu efikasnosti na cilju.

Jedan od uslova od kojih zavisi efikasnost projektila jeste rasturanje projektila na cilju (slika 6.1). Pojava da se pri gađanju istim projektilima ispaljenim iz istog oružja pri istim uslovima

lansiranja dobije snop putanja naziva se rasturanje. Ova pojava nastaje zbog toga što parametri leta nikada nisu identični od jednog do drugog projektila.



Slika 6.1: Rasturanje pogodaka (elipsa tačnosti)

Ukoliko projektil ima manje rasturanje, utoliko je njegova efikasnost veća, tj. broj projektila potrebnih za uništenje izabranog cilja je manji. Faktori od kojih zavisi rasturanje projektila na cilju razmatraju se u okviru aerodinamike projektila, spoljne i unutrašnje balistike. Rasturanje na cilju, pored balističkih karakteristika sistema (oružje, pogonsko punjenje), zavisi i od atmosferskih uslova u trenutku ispaljenja i u toku leta projektila, a prije svega od samih karakteristika projektila koje treba da obezbijede dobro vođenje projektila u cijevi oružja i stabilnost projektila na putanji. Vođenje projektila u cijevi je bolje što je veća dužina cilindričnog dijela projektila, a to je kontradiktorno sa zahtjevom za velikom vitkošću prednjeg dijela projektila u cilju smanjenja otpora.

Najvažniji zahtjevi aerodinamičkog i spoljno balističkog karaktera su da projektil ima što manji aerodinamički otpor i da je stabilan tokom leta.

6.1. Razmatranje mogućnosti povećanje maksimalnog dometa projektila s base bleed generatorom

Povećanje dometa projektila može se ostvariti poboljšanjem performansi projektila (aerodinamička optimizacija projektila, ugradnja base bleed generatora ili raketnog motora u zadnji dio projektila), poboljšanjem performansi oružja (upotreba oružja s dužom cijevi, većom zapreminom komore sagorijevanja i odgovarajućih pogonskih punjenja) ili kombinacijom navedenog.

Postoje ograničenja u razvoju oružja s velikom vitkošću cijevi u cilju povećanja maksimalnog dometa projektila zbog mase i veličine oružja što se nepovoljno odražava na mobilnost oružja.

U nastavku će se razmatrati mogućnosti povećanja maksimalnog dometa projektila ugradnjom base bleed generatora i to će se vršiti kroz sljedeće korake:

- Izabraće se projektil koji će predstavljati baznu konfiguraciju.
- Izvršiće se aerodinamička optimizacija spoljne trase projektila.
- Primjeniće se base bleed generator u projektilu s aerodinamički optimiziranom spoljnom trasom i usvojiti konfiguracija projektila.

Za usvojenu konfiguraciju projektila će se ispitati stabilnost projektila u kritičnim tačkama na putanji (u blizini usta cijevi oružja i na tjemenu putanje), za uslove lansiranja pri kojima se ostvaruje maksimalni domet projektila s baznom konfiguracijom.

Usvojiće se pretpostavka da se aerodinamički optimiziran projektil s base bleed generatorom može lansirati i iz samohodne haubice M109 (dužina cijevi 39 kalibara, zapremina komore 18,845 l) i iz samohodne haubice PzH 2000 (dužina cijevi 52 kalibra, zapremina komore 23 l).

Pri simulaciji lansiranja projektila iz samohodne haubice M109, zavisno od pogonskog punjenja koje se koristi, razmatraće se početne brzine $V_0 = 684,3 \frac{m}{s}$ i $V_0 = 806,5 \frac{m}{s}$.

U slučaju simulacije lansiranja projektila iz samohodne haubice PzH 2000, pretpostaviće se upotreba pogonskog punjenja s kojim će projektil ostvariti početnu brzinu $V_0 = 948 \frac{m}{s}$.

Istražiće se i uticaj geografskog položaja na kojem se nalazi oružje pri lansiranju projektila s aerodinamički optimiziranim oblikom, s base bleed generatorom, na maksimalni domet projektila.

Za određivanje aerodinamičkog koeficijenta otpora projektila bez base bleed generatora koristiće se usvojeni model metoda numeričke simulacije (CFD), zbog ograničenja koje ima program AERO-SPINNER a vezano je za oblik dna projektila. Simulacije opstrujavanja projektila će se vršiti za brzine slobodnog toka u rasponu $0,98 \leq M \leq 3$, jer je cilj da se aerodinamičkom optimizacijom spoljne trase projektila i primjenom base bleed generatora smanji aerodinamički koeficijent otpora, a tim i vrijeme koje projektil provodi u transoničnom području. Ostali aerodinamički koeficijenti, potrebni za proračun putanje, će se predviđati primjenom programa AERO-SPINNER.

Putanja i domet projektila će se odrediti primjenom razvijenog modela putanje projektila s base bleed generatorom (MMMTBB), a koji se može primijeniti i na projekte bez base bleed generatora.

U slučajevima kada se temperatura okoline razlikuje od standardne početne temperature goriva, 294 K, korigovati će se vrijednost konstante a u zakonu brzine sagorijevanja pogonskog punjenja base bleed generatora. Korekcije će se vršiti prema relaciji (3.13), za vrijednost koeficijenta temperaturne osjetljivosti $\sigma_p = 0,002 K^{-1}$ [75].

Plan istraživanja

Razmatraće se metode povećanja dometa artiljerijskih projektila aerodinamičkim oblikovanjem projektila i primjenom base bleed generatora.

Kao polazna konfiguracija usvojiće se projektil 155 mm, HE, M107 (slika 6.2). Ovaj projektil je izabran iz razloga što je to projektil koji se nalazi u naoružanju velikog broja zemalja već dugi niz godina, proizvodi ga i kompanija Pretis d.d. u Bosni i Hercegovini, i za njega se raspolaže obimnom bazom podataka [29, 81, 86].



Slika 6.2: Projektil 155 mm M107

Aerodinamičko oblikovanje u cilju smanjenja koeficijenta otpora projektila će se uraditi kroz sljedeće korake:

- Vitkosti cilindričnog dijela će se povećati, a na prednjem i zadnjem dijelu projektila se neće vršiti nikakve izmjene (prednji i zadnji dio projektila isti kao kod projektila bazne konfiguracije)
- Zatim će se izvršiti povećanje vitkosti prednjeg dijela projektila, za isti sekantni ugao kao kod projektila bazne konfiguracije, na račun cilindričnog dijela projektila (zadnji dio projektila je isti kao kod projektila bazne konfiguracije). Dužina projektila će biti ista kao u prethodnom koraku.
- U narednom koraku će se optimizirati zadnji dio projektila, tj. smanjiti vitkost zadnjeg dijela i smanjiti ugao nagiba zadnjeg konusa. Prednji dio projektila i dužina projektila se neće mijenjati.

Razmatranje uticaja primjene base bleed generatora će se izvršiti na sljedeći način:

- S ciljem određivanja optimalne spoljne trase base bleed generatora izvršiti će se simulacija opstrujavanja projektila s baznim istjecanjem za tri različita oblika dna projektila (ravno dno, upušteno ravno dno i upušteno hemisferično dno). Simuliraće se opstrujavanje aerodinamički oblikovanog projektila s baznim istjecanjem vrelog gasa, pri brzini slobodnog toka $M = 2$ i masenim brzinama gasa koje odgovaraju vrijednostima bezdimenzionalnog parametra istjecanja $I = 0; 0,002; 0,004; 0,005; 0,007; 0,01$, za svaki oblik dna projektila.
- Optimalni aerodinamički dizajn projektila s base bleed generatorom će se odrediti na osnovi rezultata numeričkih simulacija i usvojiti konfiguracija projektila koja će se označiti kao projektil 155 mm M107E.

Efekt base bleed generatora na stabilnost projektila 155 mm M107E će se razmatrati u kritičnim tačkama putanje, na početku leta i na tjemenu putanje. Koeficijent stabilnosti, s , na početnom dijelu putanje i ugao klizanja, β_p , na tjemenu putanje će se analizirati za projektil 155 mm XM107E s inernim i aktivnim base bleed generatorom.

Putanje projektila 155 mm XM107E s inernim i aktivnim base bleed generatorom će se simulirati primjenom modela modifikovane materijalne tačke za projekte s base bleed generatorom, za uslove lansiranja pri kojima se ostvaruje maksimalni domet projektila bazne konfiguracije, 155 mm M107. Povećanje dometa, ostvareno samo aerodinamičkim oblikovanjem projektila i kombinacijom aerodinamičkog oblikovanja i primjene base bleed generatora, u odnosu na maksimalni domet projektila 155 mm M107, će se analizirati iz rezultata simulacija putanja.

Zatim će se simulirati lansiranja projektila 155 mm XM107E iz samohodne haubice M109 (dužina cijevi 39 kalibara, zapremina komore 18,845 l) s maksimalnom početnom brzinom $V_0 = 806,5 \frac{m}{s}$, i iz samohodne haubice PzH 2000 (dužina cijevi 52 kalibra, zapremina komore 23 l) s maksimalnom početnom brzinom $V_0 = 948 \frac{m}{s}$, s ciljem određivanja maksimalnog dometa projektila u funkciji oružja iz kojeg se lansira projektila.

U realnim uslovima ratovanja, domet projektila zavisi od mjesta s kojeg se projektil lansira. Svako mjesto je okarakterisano klimom i nadmorskom visinom. Prema standardu STANAG 4370 [95] artiljerijska municija je ograničena za upotrebu i skladištenje u klimatskim zonama A1, B1 i C2 (tabela 6.1).

Uticaj mjesta lansiranja na domet projektila 155 mm XM107E će se istraživati za dva slučaja:

- Uticaj klimatske zone na domet projektila (Zone A1, B1 i C2).
- Uticaj nadmorske visine na kojoj se nalazi oružje u trenutku lansiranja na domet projektila, za slučaj lansiranja projektila u zoni B1

Tabela 6.1: Temperatura i vlažnost vazduha u klimatskim zonama

Ciklus	Meteorološki podaci	
	Temperatura, T (°C)	Relativna vlažnost, φ (%)
A1	32 do 49	3 do 8
A2	30 do 44	14 do 44
A3	28 do 39	43 do 78
B1 (7 dana)	24	100
B1 (358 dana)	23 do 32	66 do 88
B2	26 do 35	74 do 100
B3	31 do 41	59 do 88
C0	-19 do -6	Teži zasićenosti
C1	-32 do -21	
C2	-46 do -37	
C3	-51	
C4	-57	
M1	29 do 48	21 do 67
M2	25,5 do 53	53 do 100
M3	-34 do -23	

Uticaj parametara koji se razlikuju od slučaja do slučaja na maksimalni domet projektila će se analizirati iz rezultata simulacija.

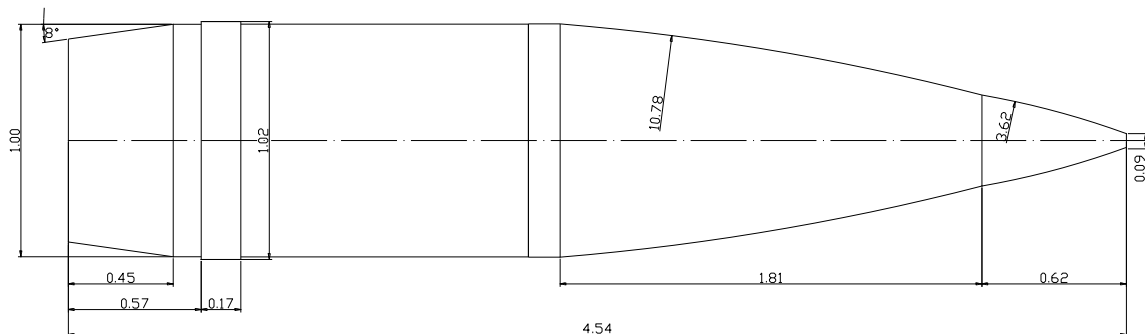
6.1.1. Aerodinamičko oblikovanje projektila

Pri aerodinamičkom oblikovanju projektila kao osnovna konfiguracija, projektil na kojem će se vršiti modifikacije, je izabran projektil 155 mm, HE, M107.

Tijelo projektila 155 mm M107 izrađeno je od visoko fragmentacionog čelika. Projektil sadrži sekundarni jaki eksploziv, TNT ili kompozicija B. Za ovaj projektil koriste se prednji detonirajući upaljači.

Projektil 155 mm M107 ima prednji oživalni dio, cilindrični dio s dvije centrirajuće površine i zadnji konus. Na dijelu zadnje centrirajuće površine je ugrađen vodeći prsten.

Geometrijske karakteristike projektila 155 M107 su prikazane na slici 6.3.



Slika 6.3: Geometrijske karakteristike projektila 155 mm M107 izražene u kalibrima [29]

Vitkost projektila je $\lambda = 4,54$. Prednji dio projektila je oblika sekantnog oživala s poluprečnikom $R = 10,78 \text{ cal}$ i vitkošću $\lambda_n = 2,43$. Zadnji dio projektila je oblika zarubljenog konusa, s uglom nagiba 8° i vitkošću $\lambda_{bt} = 0,45$. Prečnik vodećeg prstena iznosi $d_{rb} = 1,02 \text{ cal}$, a prečnik zatupljenja na vrhu projektila je $d_m = 0,09 \text{ cal}$.

Masene karakteristike projektila 155 mm M107 [86] su:

$$m = 43,2 \text{ kg}$$

$$I_x = 0,146 \text{ kgm}^2$$

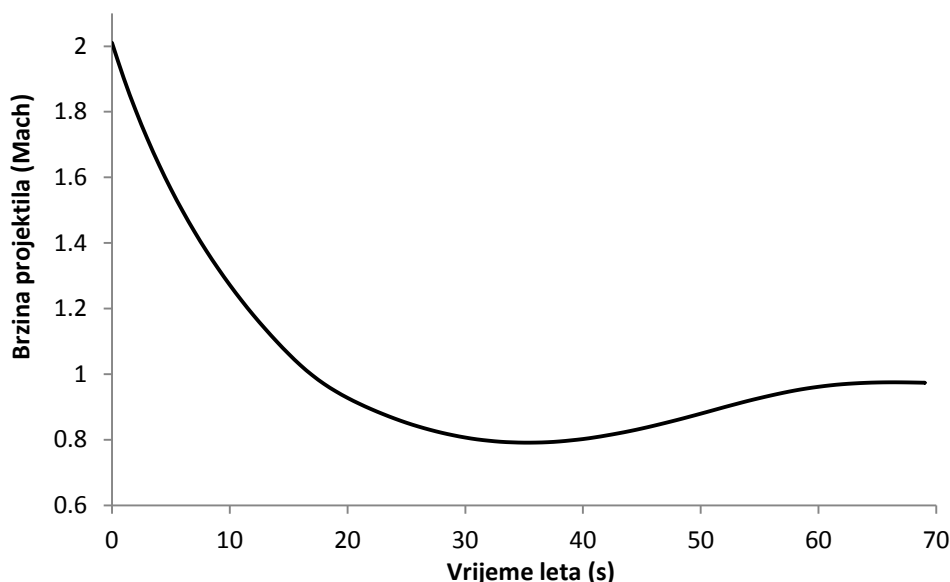
$$I_y = 1,262 \text{ kgm}^2$$

Maksimalni domet ovog projektila, pri lansiranju iz oružja s cijevi vitkosti 39 kalibara (haubica M109), pri početnim uslovima $V_0 = 684,3 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ i $\theta_0 = 44^\circ$, iznosi 18,1 km.

Promjena brzine u funkciji vremena leta projektila, za projektil 155 mm M107 lansiran s početnim uslovima pri kojima se postiže maksimalni domet, prikazana je na slici 6.4.

Pri navedenim uslovima lansiranja, projektil leti oko 69 sekundi. Projektil rapidno gubi brzinu na uzlaznom dijelu putanje i minimalnu vrijednost postiže nakon 35 sekundi.

Najveći pad brzine se događa tokom prve dvije sekunde leta projektila. U tom području brzina opada linearno s vremenom, približno 0,1 Mach za jednu sekundu. Nakon 11,5 sekundi leta projektil ulazi u područje transonike ($M \leq 1,2$).



Slika 6.4: Promjena brzine projektila 155 mm M107 tokom leta

Let u transoničnom području iziskuje nepotrebno velike gubitke energije za pogon projektila, teško je ostvariti stabilnost, a i najmanje razlike u obliku i brzini projektila, do kojih dolazi u proizvodnji samih projektila i goriva, izazivaju velike promjene u otporu a što znatno utiče na tačnost na cilju.

Primjenom metode smanjenja otpora putem aerodinamičkog oblikovanja može se usporiti pad brzine projektila na putanji i samim tim povećati maksimalni domet projektila.

Sila otpora vazduha D se može izraziti u obliku:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(M)$$

gdje su:

ρ - gustina vazduha

V – relativna brzina strujanja

S - referentna površina

$C_D(M)$ - aerodinamički koeficijent otpora

Aerodinamički otpor projektila zavisi od više veličina koje se mijenjaju u toku njegovog kretanja kroz atmosferu. Brzina projektila se mijenja neprekidno, gustina vazduha se mijenja s visinom leta, a aerodinamički koeficijent otpora zavisi od oblika projektila, Mach-ovog broja, Reynolds-ovog broja i napadnog ugla projektila, tj. načina opstrujavanja, viskoznosti vazdušne struje i brzine vjetra.

Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm M107 odrediće se na dva načina:

- Primjenom metoda numeričke simulacije (CFD)
- Primjenom programa AERO-SPINNER.

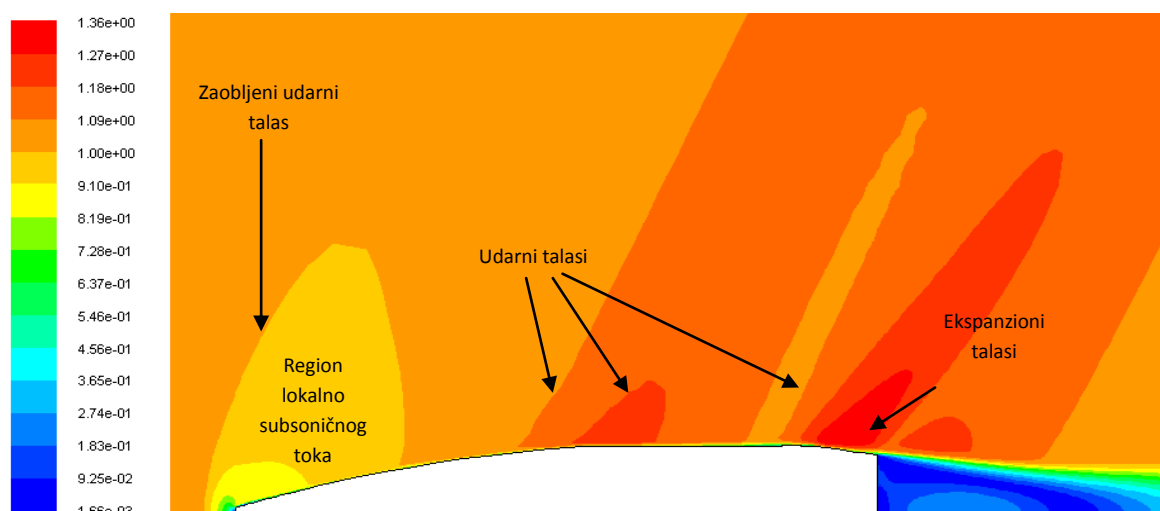
Dobivene vrijednosti koeficijenta otpora će se uporediti s podacima iz dostupnih baza podataka [61].

Za simulaciju opstrujavanja projektila 155 mm M107, čije su geometrijske karakteristike prikazane na slici 6.3, izvršena je promjena na geometriji prednjeg dijela projektila, tako što su upaljač i prednji ožival projektila zamijenjeni jednim oživalom. Ovo je urađeno da bi se pojednostavila mreža i skratilo vrijeme proračuna. Granični uslovi su postavljeni na način kako je objašnjeno u prethodnom poglavlju (str. 124).

Simulirana su opstrujavanja projektila 155 mm M107 s različitim brzinama slobodnog toka vazduha. ($M = 0,98; 1,08; 1,1; 1,15; 1,25; 1,5; 1,75; 2; 2,5; 3$), koje su izabrane zbog toga što projektil 155 mm M107 u uslovima ostvarivanja maksimalnog dometa leti u navedenim područjima transoničnih i supersoničnih brzina.

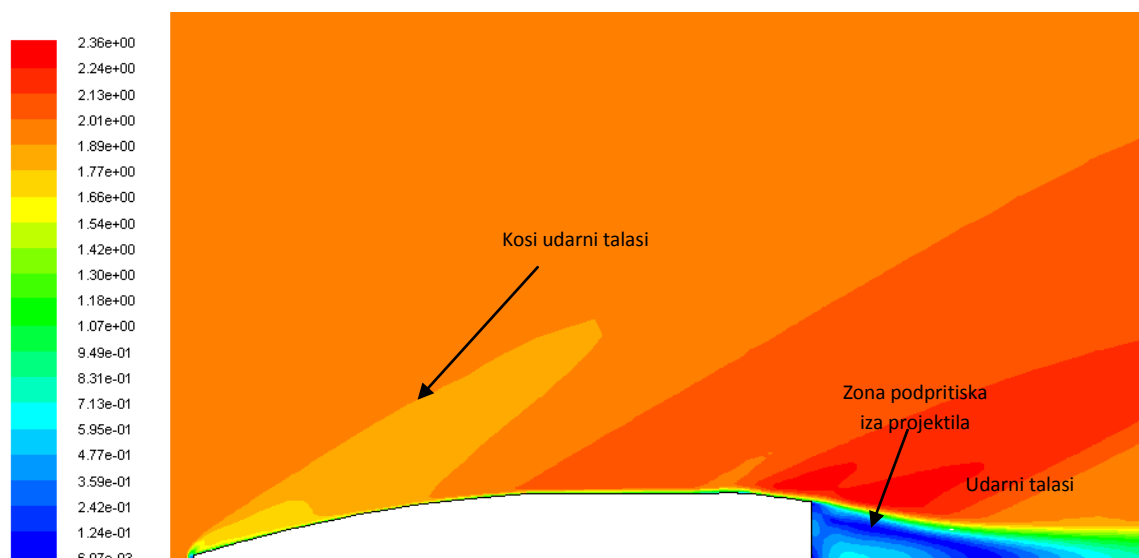
Kontura brzine toka vazduha oko projektila, za slučaj transonične brzine ($M = 1,08$) prikazan je na slici 6.5.

Pri transoničnom opstrujavanju, u polju toka oko projektila egzistiraju i subsonični i supersonični regioni. Ispred projektila i na približno prvoj polovini oživala tok je lokalno subsoničan bez indikacije udarnog talasa. Na ostatku omotača projektila tok je supersoničan. Gdje god dolazi do promjene geometrije projektila dolazi do pojave udarnih talasa. Usljed ekspanzionog talasa koji se javlja na zadnjem dijelu projektila formira se trag iza projektila.



Slika 6.5: Kontura brzine toka izražena preko Mach-ovog broja, za $M = 1,08$

Kontura brzine toka vazduha oko projektila, za slučaj leta supersoničnom brzinom ($M = 2$) prikazana je na slici 6.6.



Slika 6.6: Kontura brzine toka izražena preko Mach-ovog broja, za $M = 2$

Pri brzini opstrujavanja $M = 2$ tok je u svim tačkama oko projektila supersoničan. Na vrhu projektila se formira kosi udarni talas, nakon kojeg je brzina toka i dalje veća od brzine zvuka. Iza projektila se stvara podpritisk koji dovodi do savijanja strujnica prema osi. U blizini ose projektila, strujnice vazduha se opet savijaju što je praćeno pojavom udarnih talasa.

Uporedne vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora u funkciji Mach-ovog broj, dobivene numeričkom simulacijom, primjenom programa AERO-SPINNER (A-S) i iz baze podataka [61], prikazane su u tabeli 6.2.

Promjena koeficijenta otpora u funkciji Mach-ovog broja, za sva tri načina predviđanja otpora, ima isti trend. U području transonike dolazi do naglog porasta koeficijenta otpora, koji dostiže maksimalne vrijednosti za $M = 1,08$, (CFD i [61]), odnosno $M = 1,1$ ([A-S]), a zatim s porastom Mach-ovog broja vrijednost koeficijenta otpora opada.

Tabela 6.2: Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm M107

M		0,98	1,08	1,1	1,15	1,25	1,5	1,75	2,0	2,5	3,0
C_D	CFD	0,258	0,370	0,369	0,364	0,350	0,320	0,303	0,276	0,239	0,210
	[61]	0,284	0,382	0,381	0,3755	0,364	0,338	0,314	0,294	-	-
	A-S	0,282	0,392	0,397	0,393	0,385	0,347	0,324	0,297	0,248	0,229

Odstupanje vrijednosti koeficijenta otpora određenog primjenom usvojenog modela numeričke simulacije (CFD) u usporedbi na vrijednosti koeficijenta otpora dobivenog poluempirijskim formulama [A-S] i iz baze podataka [61] ne prelazi 10%, što predstavlja zadovoljavajući tačnost [91]. Manja odstupanja CFD rezultata moguće je postići modifikacijom mreže kojom je diskretiziran proračunski domen.

Aerodinamički koeficijent otpora projektila zavisi od Mach-ovog broja i od oblika projektila. Na smanjenje otpora se može uticati aerodinamičkim oblikovanjem projektila.

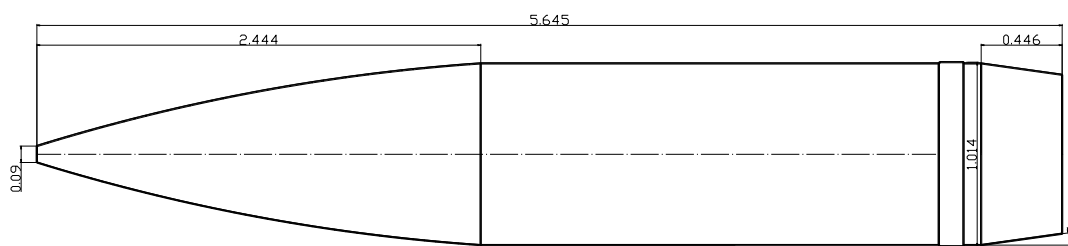
Aerodinamičko oblikovanje projektila, u cilju smanjenja koeficijenta otpora pri transoničnim i supersoničnim brzinama, će se izvršiti kroz sljedeće korake:

- Povećanje vitkosti projektila, produženjem cilindričnog dijela projektila
- Povećanjem vitkosti prednjeg dijela projektila na račun cilindričnog dijela
- Modifikacija zadnjeg dijela projektila

Masa projektila koji treba da se dobije kao rezultat aerodinamičkog oblikovanja se ne smije razlikovati za više od +4% od mase projektila bazne konfiguracije.

Uticaj povećanje vitkosti projektila produženjem cilindričnog dijela na aerodinamički otpor

Povećana je vitkost cilindričnog dijela s $\lambda_c = 1,66$ na $\lambda_c = 2,765$, tako da je ukupna vitkost projektila $\lambda = 5,645$ (slika 6.7).



Slika 6.7: Geometrijske karakteristike projektila 155 mm XM107E1.

Povećanjem vitkosti cilindričnog dijela projektila povećavana je ukupna masa projektila što se negativno odražava na početnu brzinu projektila. Međutim, povećana je zapremina u koji se može smjestiti eksplozivno punjenje, tj. masa eksplozivnog punjenja koje projektil nosi do cilja, i povećavano je međusobno rastojanje između prednjeg i zadnjeg centrirajućeg prstena, a što ima pozitivan uticaj na smrtonosnu efikasnost i preciznost.

Za ovakvu konfiguraciju projektila, označenu kao 155 mm XM107E1, vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora u funkciji Mach-ovog broj, određene numeričkom simulacijom opstrujavanja projektila, prikazane su u tabeli 6.3.

Tabela 6.3: Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm XM107E1

M		0,98	1,08	1,1	1,15	1,25	1,5	1,75	2,0	3,0
C_D (CFD)	XM107E1	0,254	0,362	0,361	0,358	0,344	0,317	0,301	0,274	0,212
	M107	0,258	0,370	0,369	0,364	0,350	0,320	0,303	0,276	0,210
	Redukcija (%)	1,57	2,16	2,17	1,65	1,71	0,94	0,66	0,72	-0,95

Povećanje vitkosti cilindričnog dijela projektila ne rezultira značajnijim smanjenjem aerodinamičkog koeficijenta otpora.

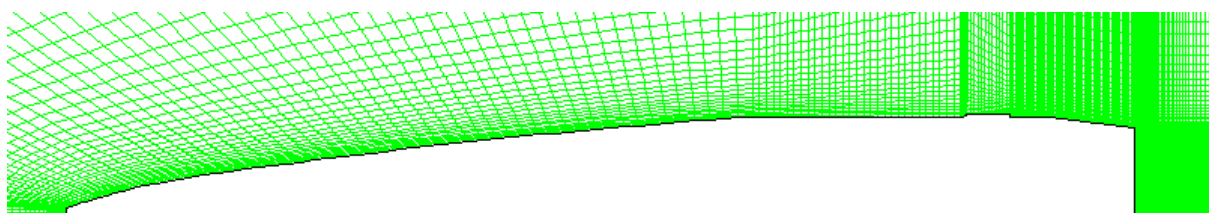
Uticaj povećanja vitkosti prednjeg dijela projektila na aerodinamički otpor

Pri supersoničnom opstrujavanju projektila, značajan uticaj na koeficijent otpora projektila ima vitkost prednjeg dijela projektila.

Smanjenje aerodinamičkog koeficijenta otpora je postignuto kroz povećanje vitkosti prednjeg dijela projektila na račun cilindričnog dijela projektila, pri čemu je zadnji dio projektila ostao isti kao kod projektila 155 mm XM107E1.

Vitkost prednjeg dijela je povećana s $\lambda_n = 2,44$ na $\lambda_n = 3,61$. Cilindrični dio sada ima vitkost $\lambda_c = 1,599$. Ukupna vitkost projektila nije promijenjena, tj. $\lambda = 5,645$.

Spoljna trasa projektila ovih geometrijskih karakteristika, označena kao 155 mm XM107E2, zajedno s generisanom mrežom prikazana je na slici 6.8.



Slika 6.8: Dio mreže oko projektila 155 mm XM107E2

Aerodinamički koeficijent otpora, za ovako modifikovan projektil, prikazan je u tabeli 6.4.

Tabela 6.4: Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm XM107E2

M		0,98	1,08	1,1	1,15	1,25	1,5	1,75	2,0	3,0
C_D	XM107E2	0,246	0,319	0,317	0,314	0,304	0,282	0,260	0,236	0,177
	XM107E1	0,254	0,362	0,361	0,358	0,344	0,317	0,301	0,274	0,212
	Redukcija (%)	3,15	11,88	12,19	12,29	11,63	11,67	13,6	13,86	16,51

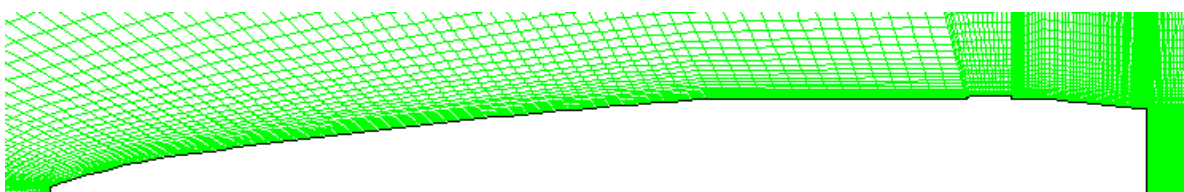
Uočljivo je da povećanje vitkosti prednjeg dijela projektila dovodi do značajnog smanjenje aerodinamičkog koeficijenta otpora pri $M > 1$.

Uticaj optimizacija zadnjeg dijela projektila na aerodinmički otpor

Na konfiguraciji projektila 155 mm XM107E2, izvršena je modifikacija zadnjeg konusa projektila. Cilj ovih izmjena je smanjenje aerodinamičkog koeficijenta talasnog otpora zadnjeg dijela projektila za brzine slobodnog toka vazduha veće od 1 Mach.

Povećana je vitkost zadnjeg konusa, s $\lambda_{bt} = 0,446$ na $\lambda_{bt} = 0,515$, na račun cilindričnog dijela projektila, a ugao nagiba zadnjeg konusa je smanjen s 8° na 6° .

Spoljna trasa ovako modifikovanog projektila, zajedno s generisanom mrežom potrebnom za numeričku simulaciju, prikazana je na slici 6.9.



Slika 6.9: Dio mreže oko projektila s modifikovanim zadnjim konusom, 155 mm XM107E3

Vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora u funkciji Mach-ovog broja prikazane se u tabeli 6.5.

Tabela 6.5: Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm XM107E3.

M		0,98	1,08	1,1	1,15	1,25	1,5	1,75	2,0	3,0
C_D	XM107E3	0,262	0,314	0,311	0,305	0,297	0,279	0,257	0,231	0,167
	XM107E2	0,246	0,319	0,317	0,314	0,304	0,282	0,260	0,236	0,177
	Redukcija (%)	-6,5	1,57	1,89	2,87	2,3	1,06	1,15	2,12	5,65

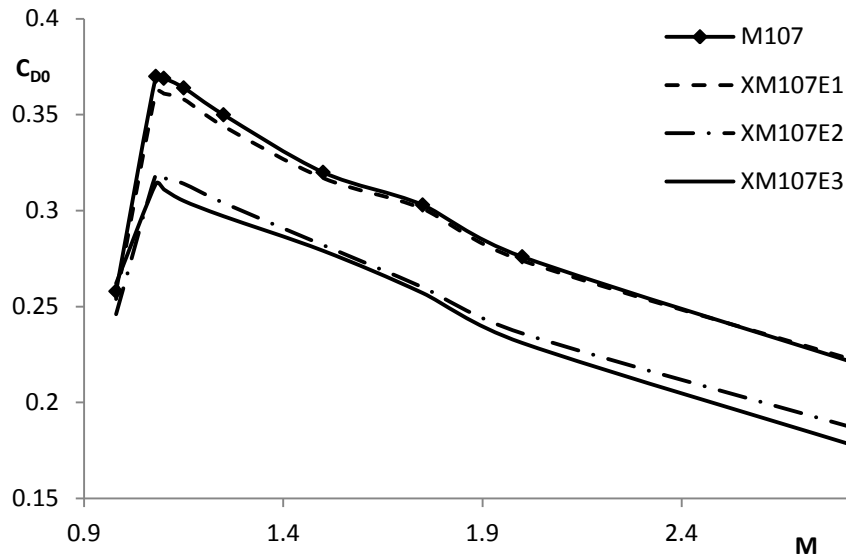
Prosječno smanjenje koeficijenta otpora u transoničnom području za $M > 1$ iznosi 2,11%, a u supersoničnom području za $M > 1,2$, oko 2,45%.

Na slici 6.10 su prikazane sve modifikacije koje su izvršene pri aerodinamičkom oblikovanju projektila s ciljem smanjenja koeficijenta otpora.

Krive koje predstavljaju koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja, dobivene numeričkom simulacijom (CFD) za sve razmatrane konfiguracije projektila prikazane su na slici 6.11.



Slika 6.10: Aerodinamička optimizacija oblika projektila



Slika 6.11: Aerodinamički koeficijenti otpora u funkciji Mach-ovog broja za razmatrane spoljne trase projektila (CFD)

Poređenjem vrijednosti koeficijenta otpora projektila 155 mm M107 i koeficijenata otpora ostvarenih modifikacijama projektila (slika 6.11) uočava se sljedeće:

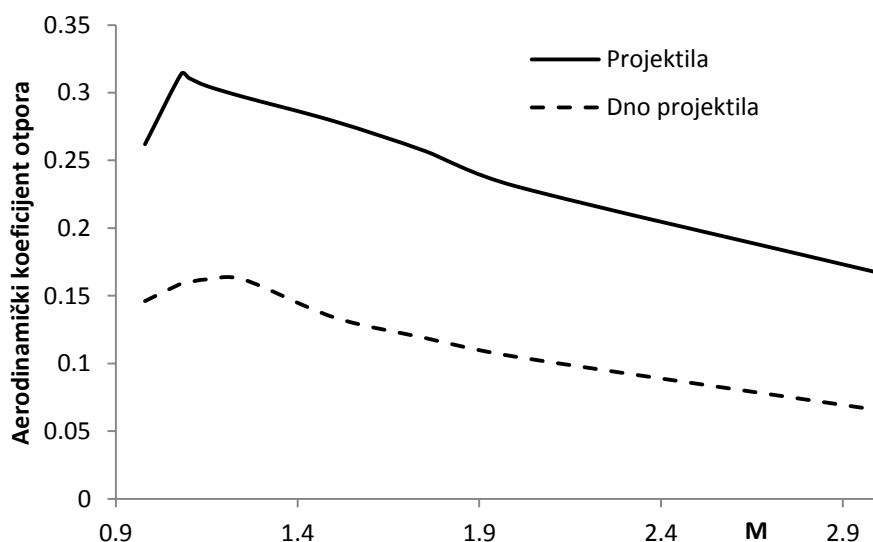
- Projektil 155 mm XM107E1 ima manji koeficijenta otpora u transoničnom području za oko 2% u odnosu na koeficijent otpora projektila 155 mm M107, dok je u supersoničnom području smanjenje koeficijenta otpora nezatno.

- Projektil 155 mm XM107E2 ima manji koeficijenta otpora u transoničnom području za $M > 1$ za oko 13,87% u odnosu na koeficijent otpora projektila 155 mm M107, dok je u supersoničnom području smanjenje koeficijenta otpora između 11,87% i 15,71%.
- Projektil 155 mm XM107E3 ima manji koeficijenta otpora u odnosu na koeficijent otpora projektila 155 mm M107 u transoničnom području, za $M > 1$, oko 15,5%, a u supersoničnom području između 12,8% i 20,5%.

Promjenom spoljne trase projektila moguće je značajno smanjiti aerodinamički koeficijent otpora.

Idealni aerodinamički oblik projektila ograničen je tipom upaljač koji treba primijeniti, zapreminom za smještaj eksplozivnog punjenja u projektilu i zahtjevom da projektil bude stabilan tokom leta.

Na slici 6.12 prikazane su vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora projektila 155 mm XM107E3 i vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora dna istog projektila u funkciji Mach-ovog broja.



Slika 6.12: Koeficijent otpora i koeficijent otpora dna projektila 155 mm XM107E3 (CFD)

Koeficijent otpora dna ima veliki udio u koeficijentu otpora projektila i on iznosi prosječno 52,7% u transoničnom području ($0,98 \leq M \leq 1,2$) i prosječno 46,6% u supersoničnom području ($1,2 < M \leq 3$).

6.1.2. Uticaj oblika dna base bleed generatora na otpor dna projektila

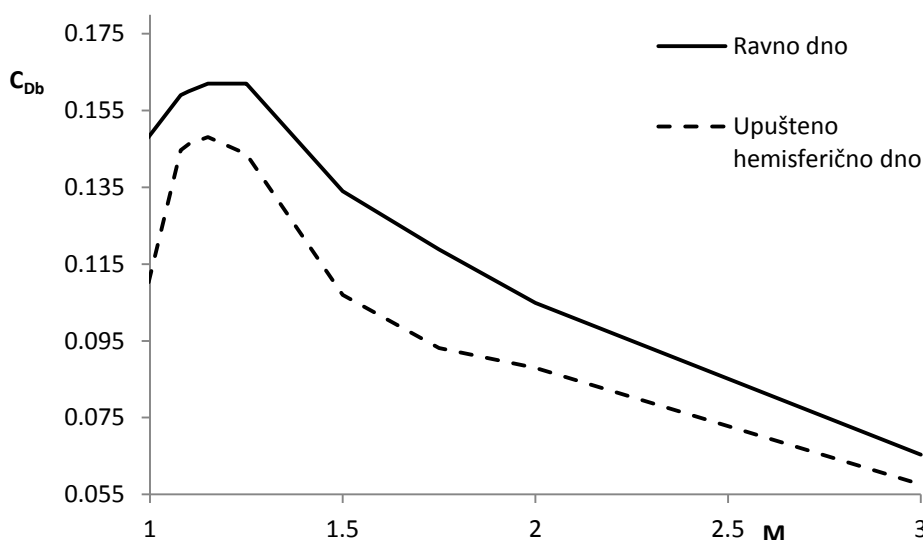
Pri supersoničnim brzinama, koeficijent otpora dna ima značajan udio u ukupnom koeficijentu otpora projektila. Smanjenjem ove komponente otpora na početnom dijelu putanje, kada je sila otpora vazduha najveća, stvoreni su uslovi za značajno povećanje dometa projektila.

Primjena upuštenog dna na projektilu bez zadnjeg konusa ima veoma mali uticaj na povećanje pritiska na dnu projektila pri supersoničnim brzinama projektila (za $M = 2$ koeficijent pritiska dna se može smanjiti za maksimalno 4% [70]). Međutim, u slučaju projektila sa zadnjim konusom, primjenom upuštenog hemisferičnog dna postiže se značajnija redukcija otpora dna [26].

Na projektilu 155 mm XM107E3 izvršena je modifikacija u području dna projektila s ciljem određivanja uticaja oblika dna projektila na otpor dna projektila.

Na slici 6.13 prikazani je aerodinamički koeficijent otpora dna projektila 155 mm XM107E3, za slučaj ravnog dna i za slučaj upuštenog hemisferičnog dna, u funkciji Mach-ovog broja određene numeričkom simulacijom. Dimenzije upuštenog hemisferičnog dna su dobivene skaliranjem dna projektila 155 mm M864.

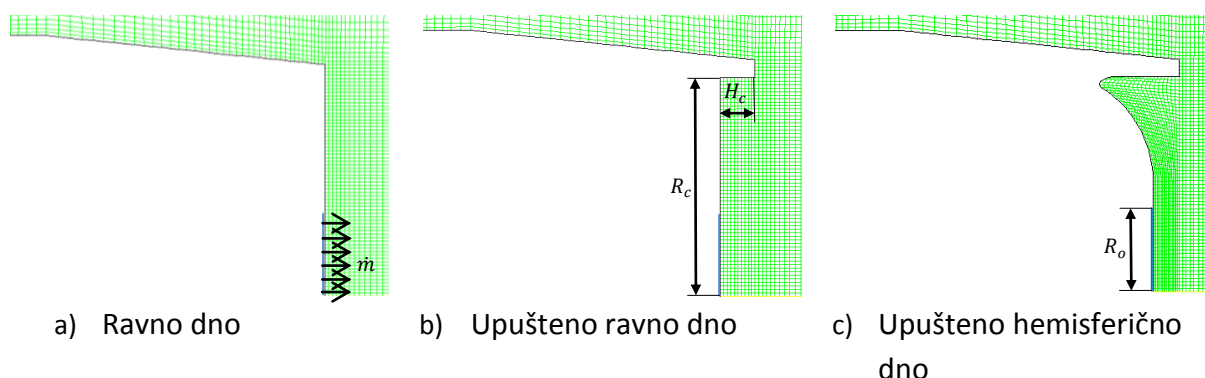
Prosječno smanjenje otpora dna projektila promjenom oblika dna, iz ravnog u upušteno hemisferično, iznosi oko 16 % za $M > 1$. U supersoničnom području, najveći efekt upuštenog hemisferičnog dna na smanjenje otpora dna je u rasponu brzina $1,5 \leq M \leq 2$ i iznosi u prosjeku 19,3%. Za $M > 2$, smanjenje koeficijenta otpora dna projektila s upuštenim hemisferičnim dnom se smanjuje s porastom Mach-ovog broja.



Slika 6.13: Uticaj oblika dna na koeficijent otpora dna projektila 155 mm M107E3

Optimizacija spoljne trase base bleed generatora će se izvršiti na osnovu analize rezultata simulacija opstrujavanja aerodinamički optimiziranog projektila s baznim istjecanjem za tri različita oblika dna base bleed generatora projektila:

- Ravno dno (slika 6.14 a)),
- Upušteno ravno dno (slika 6.14 b)),
- Upušteno hemisferično dno (slika 6.14 c)).



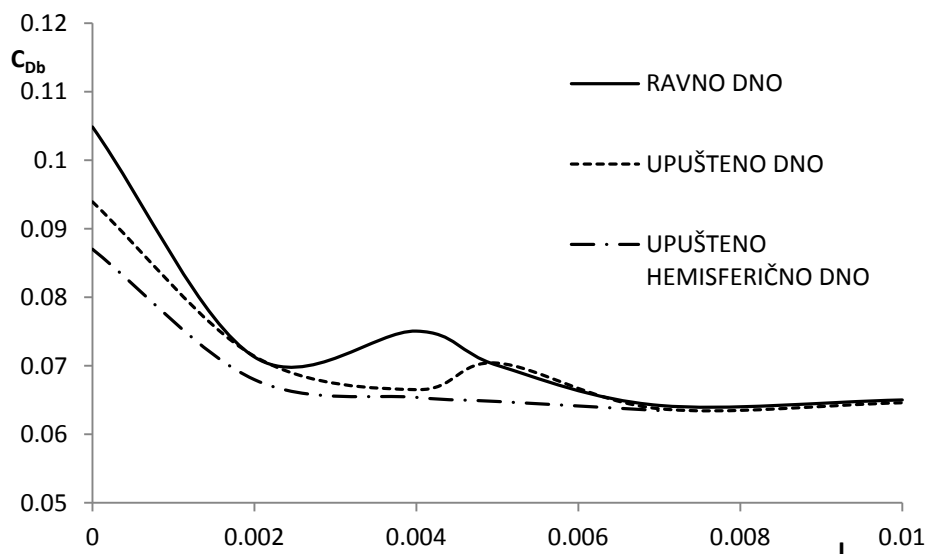
Slika 6.14: Tri tipa dna base bleed generatora

Simulirano je opstrujavanja projektila 155 mm XM107E3, pri brzini slobodnog toka $M_\infty = 2$ (početna brzina pri kojoj se ostvaruje maksimalan domet projektila 155 mm M107), i masenim brzinama istjecanja vrelog gasa koje odgovaraju vrijednostima bezdimenzionalnog parametra $I = 0; 0,002; 0,004; 0,005; 0,007; 0,01$.

Poluprečnik otvora kroz koji istječe vreo gas, za sve slučajeve, je iznosio $R_o = 24,15 \text{ mm}$.

Dimenzije šupljine dna base bleed generatora projektila, u slučaju opstrujavanja projektila s upuštenim dnom (slika 6.14 b)), iznose $R_c = 62,4 \text{ mm}$ i $H_c = 10 \text{ mm}$.

Rezultati simulacije, izraženi preko koeficijenta otpora dna projektila, prikazani su na slici 6.15.

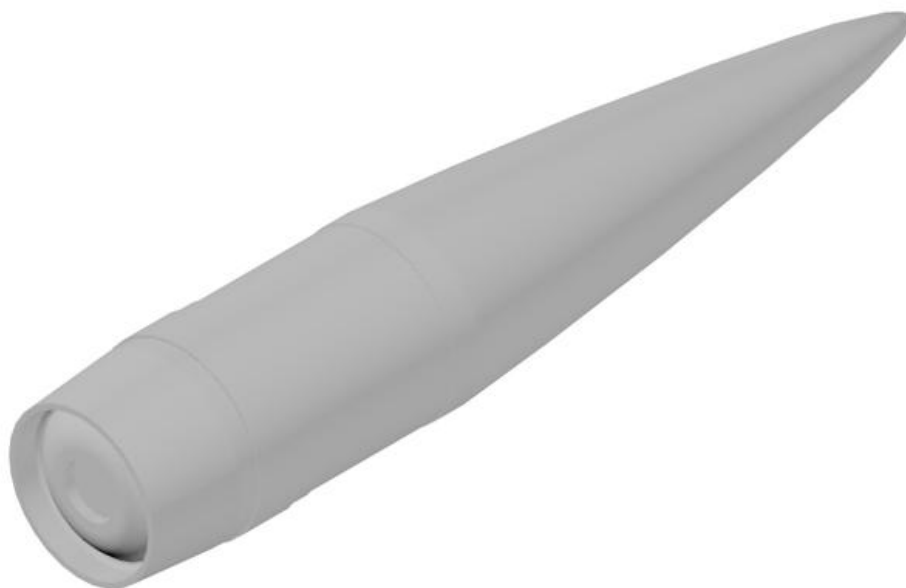


Slika 6.15: Otpor dna modifikovanog projektila s base bleed generatorom za različite oblike dna projektila pri $M_\infty = 2$

Uočava se da je najmanja vrijednost otpora dna modifikovanog projektila s base bleed generatorom ostvarena kod projektila s upuštenim hemisferičnim oblikom dna. Pri $M = 2$ i u rasponu $0,002 < I < 0,005$ smanjenje otpora dna je oko 8,35% (od 4,63% do 12,89%) u odnosu na ravno dno.

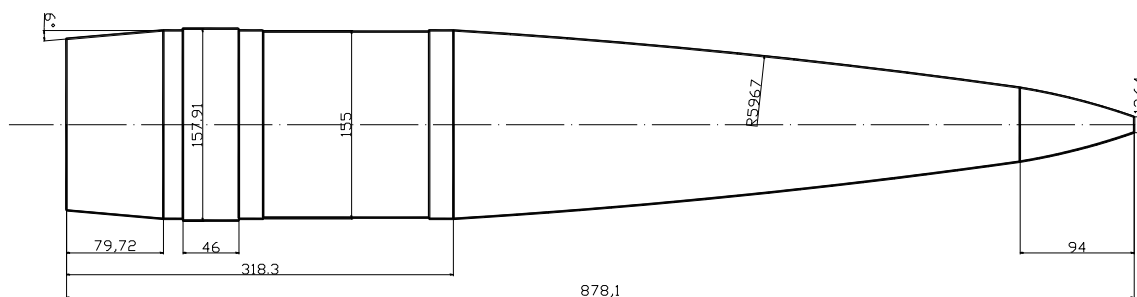
6.2. Aerodinamička i spoljno balistička analiza projektila 155 mm M107E

Na osnovu dosadašnjih rezultata numeričkih eksperimenata generiran je optimalni aerodinamički dizajn projektila, označen kao 155 mm M107E, koji je prikazan na slici 6.16.



Slika 6.16: Modifikovani projektil (155 mm M107E)

Geometrijske karakteristike ovog projektila su prikazane na slici 6.17.



Slika 6.17: Geometrijske karakteristike projektila 155 mm M107E

Usvaja se sljedeće:

- Projektil je kompatibilan s artiljerijskim sistemima vitkosti cijevi 39 i 52 kalibra.
- Upaljač PD je standardni NATO upaljač za HE projekte
- Pogonsko punjenje i pripala base bleed generatora su identični onima koji se koriste u base bleed generatoru projektila 155 mm M864, a što je opisano u poglavlju 4.2.5.

Zapremina projektila 155 mm M107E za smještaj eksplozivnog punjenja veća je za 0,6% od zapremine eksplozivnog punjenja projektila bazne konfiguracije, 155 mm M107.

Vrijednosti aerodinamičkog koeficijenta otpora projektila 155 mm M107E s inernim base bleed generatorom u funkciji Mach-ovog broja, određene numeričkom simulacijom (CFD), prikazane su u tabeli 6.6.

Tabela 6.6: Aerodinamički koeficijent otpora projektila 155 mm M107E

M	0,6	0,8	0,9	0,95	0,98	1,0	1,025	1,04	1,05	1,08
C_D	0,1219	0,1306	0,1161	0,1761	0,2195	0,270	0,326	0,3219	0,308	0,2997
M	1,1	1,15	1,2	1,25	1,3	1,5	1,75	2,0	2,5	3,0
C_D	0,2973	0,2911	0,2846	0,2787	0,2726	0,252	0,2313	0,2235	0,1863	0,1592

Ostale aerodinamičke karakteristike u funkciji Mach-ovog broja za ovaj projektil, koje su određene primjenom programskog paketa AERO-SPINNER, prikazane su u tabeli 6.7.

Tabela 6.7: Aerodinamičke karakteristike projektila 155 mm M107E

M	$C_{L\sigma}$	$C_{M\sigma}$	C_{lp}
0,4	1,93	3,23	-0,034
0,6	1,92	3,25	-0,032
0,7	1,91	3,27	-0,031
0,8	1,90	3,32	-0,029
0,98	1,87	3,60	-0,028
1,08	2,15	3,49	-0,027
1,1	2,18	3,47	-0,026
1,15	2,24	3,44	-0,026
1,25	2,32	3,41	-0,025
1,5	2,45	3,39	-0,023
1,75	2,54	3,42	-0,021
2,0	2,60	3,42	-0,020
2,5	2,67	3,41	-0,016
3,0	2,68	3,36	-0,013

Masene karakteristike ovog projektila, određene korištenjem programa Auto CAD, su:

Masa projektila, $m = 44,9 \text{ kg}$

Aksijalni moment inercije, $I_x = 0,146 \text{ kgm}^2$

Transverzalni moment inercije, $I_y = 1,732 \text{ kgm}^2$

Položaj težišta u odnosu na vrh projektila, $x_{CG} = 0,572 \text{ m}$

6.2.1. Stabilnost projektila

Poznato je da svi artiljerijski projektili moraju imati debelo dno, da bi izdržali strukturalno opterećenje prilikom lansiranja projektila iz oružja. Prednji dio projektila se oblikuje tako da projektil ima što manji otpor (velika vitkost). Kombinacija navedenog, daje moderan artiljerijski projektil čiji je centar mase blizu dna projektila, a centar pritiska se nalazi ispred centra mase posmatrajući od vrha projektila. Ovakvi projektili su statički nestabilni i njihova stabilnost u letu se postiže korištenjem žiroskopskog momenta ostvarenog intenzivnim obrtanjem projektila oko njegove uzdužne ose.

Koeficijent stabilnosti projektila dat je izrazom:

$$s = \frac{I_x^2 \cdot p^2}{2 \cdot \rho \cdot I_y \cdot S \cdot d \cdot V^2 \cdot C_{M\sigma}}$$

Uslov početne stabilnosti je $s > 1$. Ovo je neophodan, ali ne i dovoljan uslov, jer postoje i drugi faktori koji na početnom dijelu putanje utiču na kretanje projektila oko težišta. Preporučena vrijednost koeficijenta stabilnosti za artiljerijske projekte je između 1,3 i 1,8, a eksperimentalno iskustvo pokazuje da projektil neće biti prestabilan na tjemenu putanje ako je $1,5 \leq s < 3,0$ [47]. U slučaju većih vrijednosti koeficijenta stabilnosti projektila može doći do pojave nestabilnosti na zakrivljenom dijelu putanje.

Analizom parametara koji utiču na koeficijent stabilnosti projektila 155 mm M107E s inernim base bleed generatorom i s aktivnim base bleed generatorom, u trenutku koji odgovara kraju aktivne faze, uočava se sljedeće:

- Masene karakteristike projektila s aktivnim base bleed generatorom i projektila s inernim base bleed generatorom se razlikuju. Usljed sagorijevanja pogonskog punjenja mijenja se masa i položaj centra mase u odnosu na vrh projektila.
- Brzina projektila s aktivnim base bleed generatorom sporije opada od brzine projektila s inernim base bleed generatorom
- Ugaona brzina projektila s aktivnim base bleed generatorom se sporije smanjuje u odnosu na ugaonu brzinu projektila s inernim base bleed generatorom
- Projektil s aktivnim base bleed generatorom postiže veću visinu od projektila s inernim base bleed generatorom.
- Aerodinamički koeficijent momenta prevrtanja projektila s aktivnim base bleed generatorom je manji od aerodinamičkog koeficijenta momenta prevrtanja projektila s inernim base bleed generatorom

Kod projektila s aktivnim base bleed generatorom mijenjaju se maseni parametri tokom aktivne faze leta. Tokom leta, promjena brzine, ugaone brzine i aerodinamičkog koeficijenta momenta prevrtanja projektila s aktivnim base bleed generatorom je drugačija od promjene ovih parametara kod projektila s inernim base bleed generatorom, a u skladu s tim i promjena koeficijenta stabilnosti s .

Za projekte s jako zakrivljenom putanjom kod kojih je početni ugao znatno veći od nule (preko 30°), kritični dio putanje pored početnog predstavlja krivolinijski dio oko tjemena putanje.

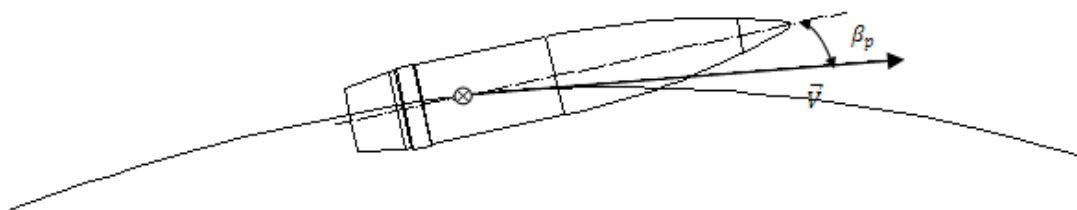
Zbog znatno sporijeg opadanja ugaone brzine projektila od opadanja translatorne brzine projektila tokom leta, projektil koji je stabilan na početnom dijelu putanje ima na tjemenu putanje znatno veću ugaonu brzinu od one koja je potrebna da se obezbijedi stabilizirajući moment dovoljnog intenziteta. Usljed većeg stabilizirajućeg momenta, osa projektila nije u stanju da slijedi zaokretanje tangente na silaznom dijelu putanje i naglo se povećava otklon

ose projektila od vektora brzine. Ugao za koji se osa projektila otklanja od vektora brzine u tangentnoj ravni putanje naziva se ugao klizanja, β_p (slika 6.18).

Kao parametar stabilnosti na zakrivljenom dijelu putanje se uzima da vrijednost ugla klizanja β_p ne prelazi 8 do 10°. Ugao β_p dat je izrazom [92]:

$$\beta_p = \frac{2 \cdot g \cdot I_x \cdot p \cdot \cos \theta}{\rho \cdot S \cdot d \cdot V^3 \cdot C_{M\sigma}}$$

gdje je θ ugao između tangente na putanju i horizontalne ravni. Najveća vrijednost ugla klizanja β_p je na tjemenu putanje, kada su ugao θ i brzina V minimalni.



Slika 6.18: Ugao klizanja β_p

Veličina ugla klizanja β_p zavisi duž putanje od:

- Gustine vazduha
- Aerodinamičkog koeficijenta momenta prevrtanja
- Odnosa ugaone brzine projektila oko uzdužne ose i brzine težišta projektila
- Krivine putanje

Velika vrijednost ugla klizanja, $\beta_p > 10^\circ$, može dovesti do prevrtanja projektila, što se manifestuje znatnim smanjenjem dometa.

Vrijednosti koeficijenta stabilnosti i ugla klizanja za projekte 155 mm M107E s inernim i aktivnim base bleed generatorom, lansirane pri početnim uslovima $V_0 = 806,5 \frac{m}{s}$ i $\theta_0 = 50,1^\circ$, prikazane su u tabeli 6.8.

Tabela 6.8: Stabilnost projektila 155 mm M107E bez i s base bleed generatorom

Projektil M107E	Koeficijent stabilnosti s	Ugao klizanja β_p
S inernim base bleed generatorom	2,07	2,24° (3,906·10 ⁻² rad)
S aktivnim base bleed generatorom	2,07	1,82° (3,181·10 ⁻² rad)

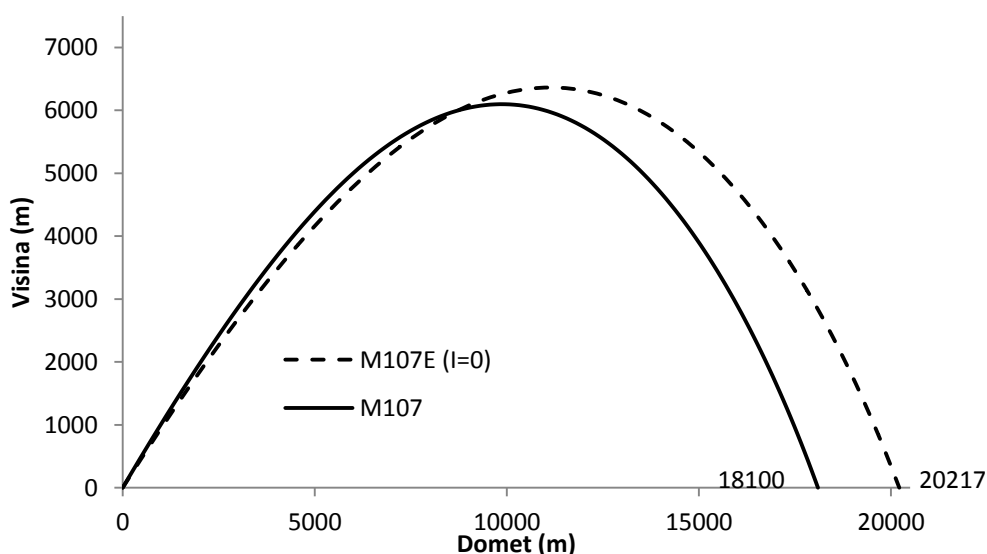
Koeficijent stabilnosti je, u oba slučaja, veći od jedan na početku kretanja čime je ispunjen potreban uslova da je projektil stabilan tokom leta. Ugao klizanja je značajno manji od 8°, što

ukazuje da projektil neće biti prestabilan oko tjemena putanje i da će nastaviti stabilan let i na silaznom dijelu putanje.

Dakle, može se usvojiti da je projektil 155 mm M107E, s inernim i aktivnim base bleed generatorom, stabilan tokom leta.

6.2.2. Domet projektila

Za uslove lansiranja pri kojima se ostvaruje maksimalni domet projektila 155 mm M107, $V_0 = 684,3 \frac{m}{s}$ i $\theta_0 = 44^\circ$, simulirane su putanje projektila M107 i M107E s inernim base bleed generatorom. Rezultati simulacija su prikazani na slici 6.19.



Slika 6.19: Putanje projektila 155 mm M107 i 155 mm M107E ($I = 0$) u vertikalnoj ravni

Navedeni uslovi lansiranja su izabrani da bi se utvrdilo koliko je povećanje dometa ostvareno aerodinamičkom optimizacijom oblika projektila.

Aerodinamičkom optimizacijom spoljne trase projektila ostvareno je povećanje dometa projektila od 2117 m, odnosno 11,7%.

Zatim je simulirana putanja projektila 155 mm M107E s aktivnim base bleed generatorom za uslove lansiranja pri kojima se ostvaruje maksimalni domet projektila 155 mm M107 ($V_0 = 684,3 \frac{m}{s}$ i $\theta_0 = 44^\circ$).

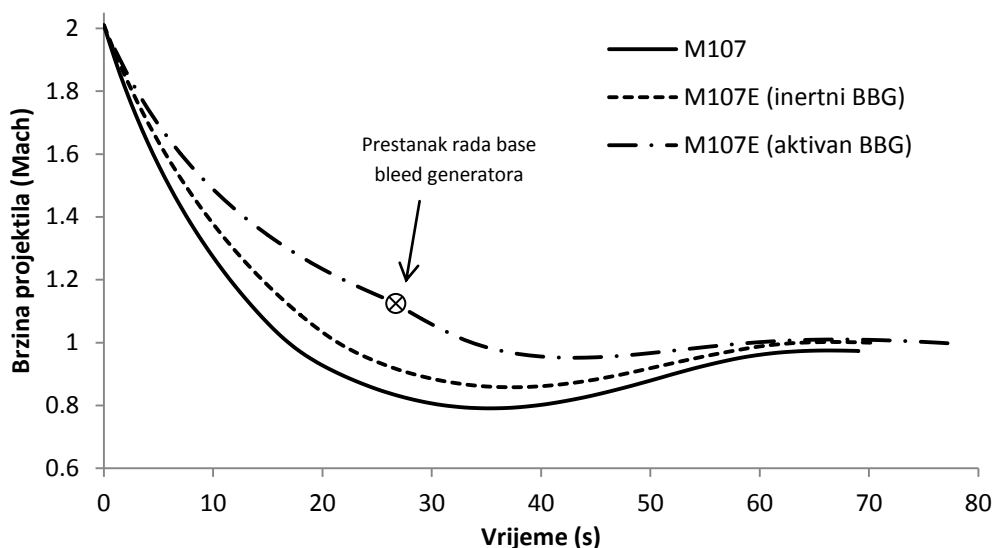
U tabeli 6.9 su prikazane koordinate padne tačke, u odnosu na mjesto lansiranja, i vrijeme leta projektila s inernim i aktivnim base bleed generatorom dobivene kao rezultat simulacija.

Tabela 6.9: Vrijeme leta i koordinate padne tačke

Projektil 155 mm M107E	Vrijeme leta (s)	Domet (m)	Derivacija (m)
Inerni BBG	71	20217	621,9
Aktivan BBG	77,67	23628	687,4

Projektil 155 mm M107E s aktivnim base bleed generatorom je, za navedene uslove lansiranja, ostvario domet od 23628 m, što je za 16,8% veći domet od dometa projektila 155 mm XM107E s inernim base bleed generatorom i za 30,5% od dometa projektila 155 mm M107. Vrijeme leta projektila 155 mm M107E s aktivnim base bleed generatorom je za 9,4% duže od vremena leta projektila 155 mm M107E s inernim base bleed generatorom.

Promjene brzine u funkciji vremena leta projektila M107 i M107E s inernim i aktivnim base bleed generatorom prikazane su na slici 6.20.



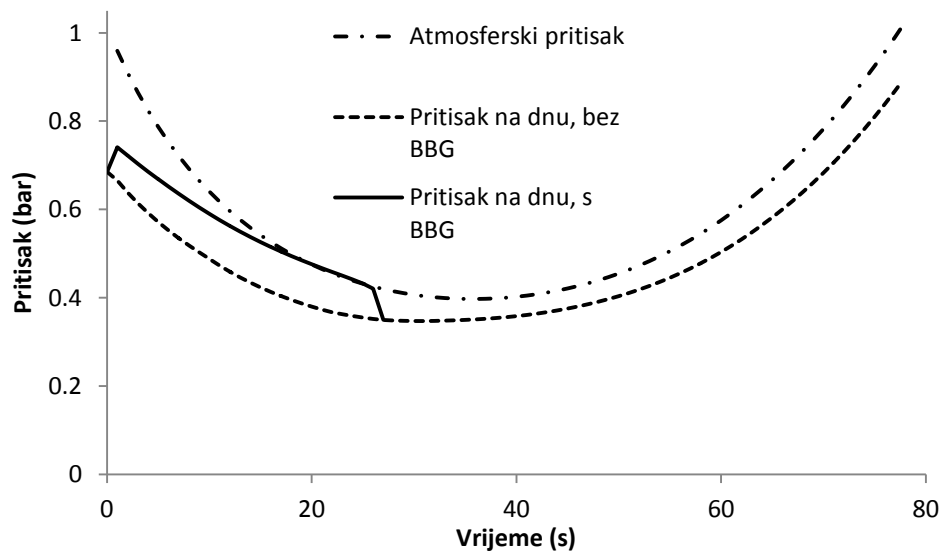
Slika 6.20: Promjene brzina projektila 155 mm M107 i 155 mm M107E s inernim ($I=0$) i aktivnim base bleed generatorom tokom leta

Uočava se da je aerodinamičkom optimizacijom oblika projektila i primjenom base bleed generatora smanjen pad brzine projektila na putanji. Pri navedenim uslovima lansiranja, projektil 155 mm M107 leti supersoničnom brzinom oko 11.5 sekundi, projektil 155 mm M107E s inernim base bleed generatorom oko 15 sekundi, a projektil 155 mm M107E s aktivnim base bleed generatorom oko 21 sekundu.

Promjena pritiska okoline i pritiska na dnu projektila 155 mm M107E, s inernim i aktivnim base bleed generatorom, lansiranog početnom brzinom $V_0 = 684,3 \text{ m/s}$, pri početnom uglu $\theta_0 = 44^\circ$, u funkciji vremena leta prikazana je na slici 6.21.

Pritisak na dnu projektila s aktivnim base bleed generatorom, nakon iniciranja sagorijevanja pogonskog punjenja base bleed generatora, naglo raste dok se ne uspostavi uniformno sagorijevanje. Nakon toga, trend promjene pritiska na dnu projektila s aktivnim i inernim base bleed generatorom je sličan.

Pritisak na dnu projektila s base bleed generatorom se približava pritisku slobodnog toka i za date uslove lansiranja nakon 18 sekundi (oko 2/3 vremena rada base bleed generatora) dostiže vrijednost okolnog pritiska. Tokom posljednje trećine vremena rada base bleed generatora, pritisak na dnu projektila je blizak okolnom pritisku.



Slika 6.21: Promjena pritiska u funkciji vremena leta projektila 155 mm M107E s inernim i aktivnim base bleed generatorom ($V_0 = 684,3 \frac{m}{s}$, $\theta_0 = 44^\circ$)

Teoretski, povećanjem pritiska na dnu projektila do vrijednosti okolnog pritiska i više potpuno se eliminiše komponenta otpora dna projektila u ukupnom otporu projektila. Međutim, takve uslove u realnim slučajevima je nemoguće ostvariti.

Po prestanku rada base bleed generatora, pritisak na dnu projektila jednak je pritisku na dnu projektila s inernim base bleed generatorom.

6.2.3. Maksimalni domet projektila

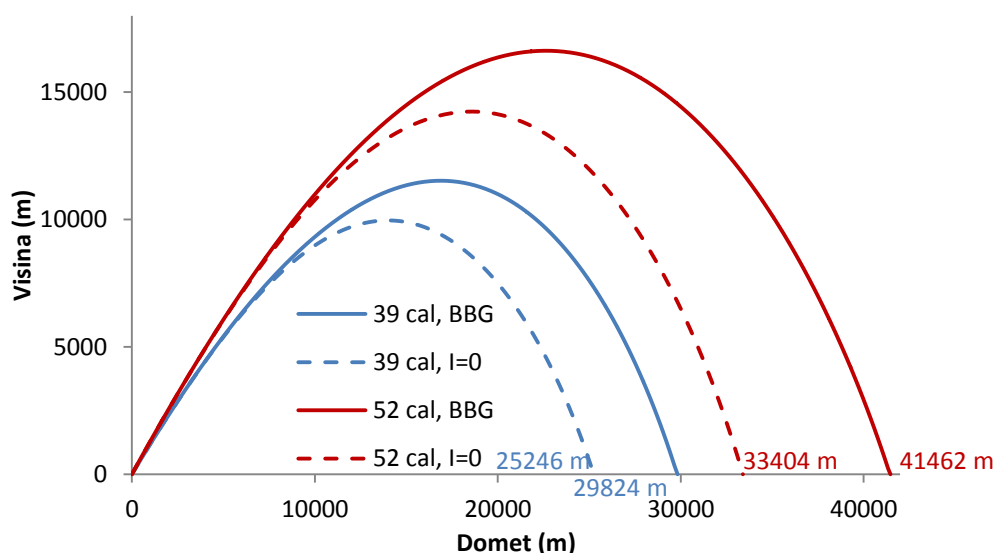
Usvojena je pretpostavka da projektil 155 mm XM107E može biti lansiran iz oružja:

- s dužinom cijevi 39 kalibara, s maksimalnom početnom brzinom $V_0 = 806,5 \frac{m}{s}$, i
- s dužinom cijevi 52 kalibara, s maksimalnom početnom brzinom $V_0 = 948 \frac{m}{s}$.

Za svaki tip projektila u kombinaciji s odgovarajućim oružjem određen je ugao pri kojem se postiže maksimalni domet.

Na slici 6.22 su prikazani maksimalni dometi koji se mogu postići lansiranjem projektila 155 mm M107E s inernim i aktivnim base bleed generatorom pri navedenim početnim brzinama.

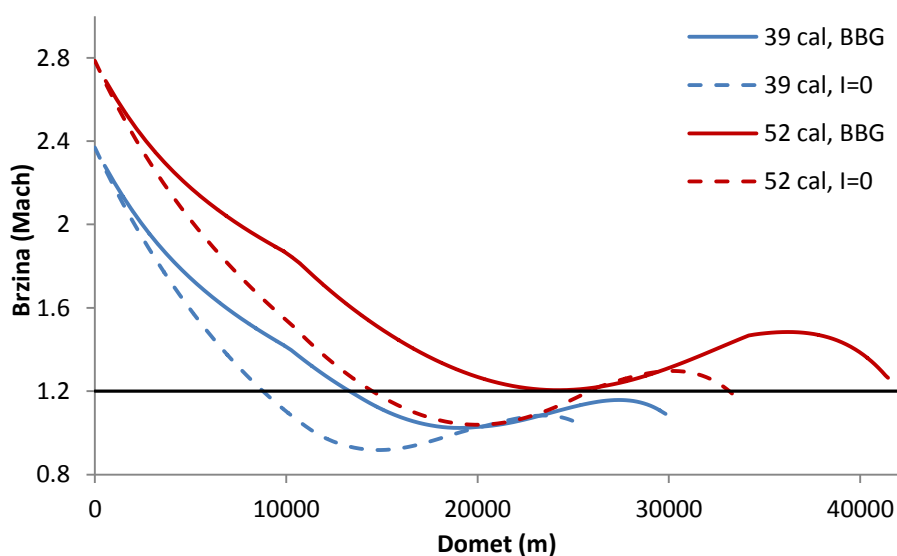
Pri lansiranju iz oružja s dužinom cijevi 39 kalibara i početnom brzinom projektila $V_0 = 806,5 \frac{m}{s}$, maksimalni domet projektila 155 mm XM107E s aktivnim base bleed generatorom se postiže pri uglu lansiranja $\theta_0 = 50,1^\circ$. Iznosi 29824 m. Projektil s inernim base bleed generatorom pri istim uslovima lansiranja postiže domet od 25246 m. Povećanje dometa projektila primjenom base bleed generatora iznosi 18,13%.



Slika 6.22: Maksimalni dometi projektila 155 mm M107E s base bleed generatorom u funkciji oružja iz kojeg se lansira projektil

Pri lansiranju iz oružja s dužinom cijevi 52 kalibra i početnom brzinom projektila $V_0 = 948 \frac{m}{s}$, maksimalni domet projektila 155 mm M107E s aktivnim base bleed generatorom se postiže pri uglu lansiranja $\theta_0 = 52,5^\circ$ i iznosi 41462 m. Projektil s inernim base bleed generatorom pri istim uslovima lansiranja postiže domet od 33404 m. Povećanje dometa projektila primjenom base bleed generatora iznosi 24,12%.

Promjene brzine projektila na putanji za navedene uslove lansiranja prikazane su na slici 6.23.

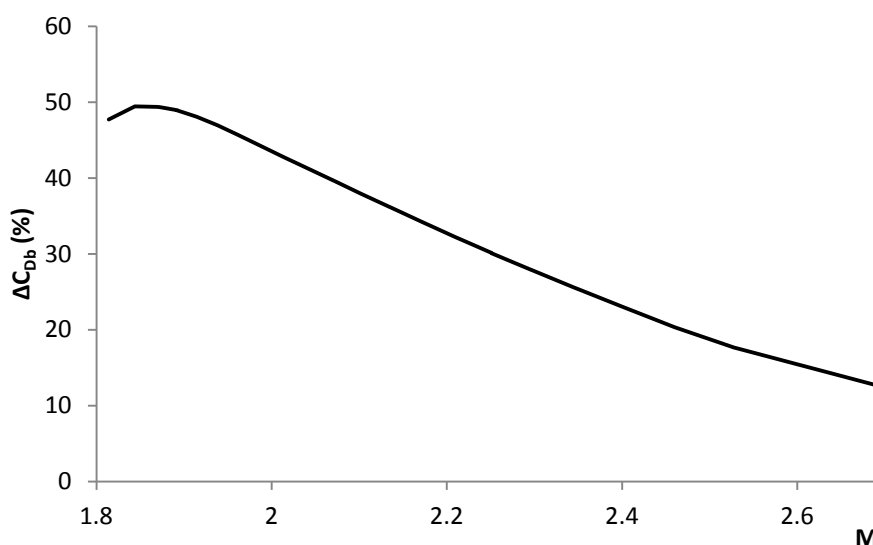


Slika 6.23: Promjena brzine projektila 155 mm M107E s inernim i aktivnim base bleed generatorom na putanji lansiranih iz različitih oružja

Veća početna brzina projektila omogućava brži prolazak kroz slojeve atmosfere s velikom gustinom vazduha i veći uticaj base bleed generatora. Smanjenje otpora dna primjenom base bleed generatora utiče na sporiji gubitak brzine projektila na putanji.

U slučaju lansiranja projektila 155 mm M107E s aktivnim base bleed generatorom iz oružja s dužinom cijevi 52 cal početnom brzinom $V_0 = 948 \text{ m/s}$, brzina projektila je supersonična tokom čitavog leta projektila.

Na slici 6.24 je prikazano je smanjenje otpora dna projektila 155 mm M107E, zbog primjene base bleed generatora, u funkciji Mach-ovog broja, izraženo u procentima, za slučaj lansiranja projektila s nulte nadmorske visine početnom brzinom $V_0 = 948 \text{ m/s}$ pri početnim uglom $\theta_0 = 52,5^\circ$.



Slika 6.24: Smanjenje otpora dna projektila izraženo u procentima za slučaj lansiranja projektila s nulte nadmorske visine početnom brzinom $V_0 = 948 \text{ m/s}$ pri početnom uglu $\theta_0 = 52,5^\circ$

Prosječno smanjenje otpora dna za vrijeme rada base bleed generatora, u ovom slučaju iznosi, oko 38%. Najveća redukcija se događa pri kraju rada base bleed generatora kada projektil leti kroz rijedi vazduh.

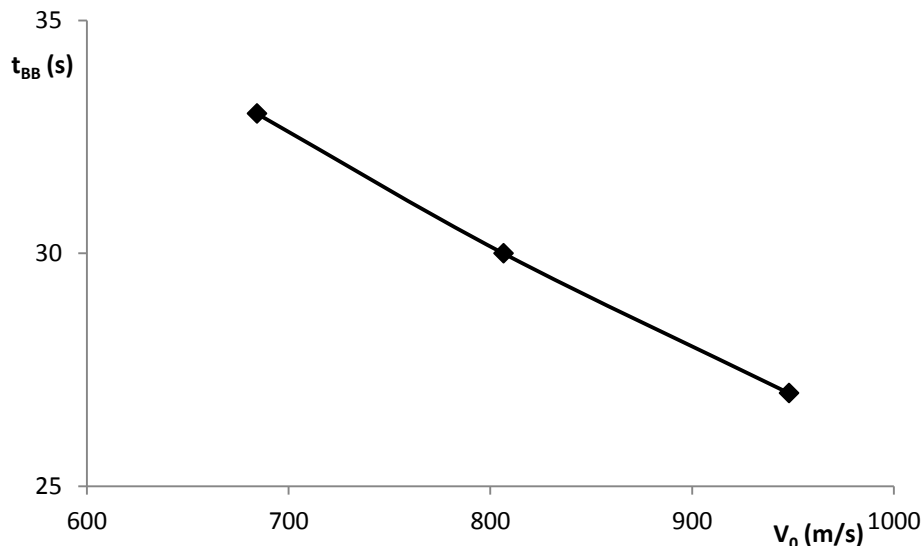
6.2.4. Vrijeme rada base bleed generatora

Sa stanovišta dizajna pogonskog punjenja base bleed generatora, na vrijeme rada base bleed generatora se može uticati promjenom hemijskog sastava pogonske materije, promjenom oblika pogonskog punjenja ili njihovom kombinacijom. Sastav pogonske materije utiče na brzinu sagorijevanja, a oblik pogonskog punjenja na masu i površinu sagorijevanja.

Za procjenu optimalnog vremena rada base bleed generatora simulirane su putanje projektila 155 mm M107E s aktivnim base bleed generatorom pri početnim brzinama $V_0 = 684,3 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, $V_0 = 806,5 \text{ m/s}$ i $V_0 = 948 \text{ m/s}$, i za početne uglove pri kojim se postiže najveći domet za navedenu početnu brzinu projektila. Masa pogonskog punjenja base bleed

generatora je konstantna, za sve slučajeve, i iznosi $m_{BB} = 1,21 \text{ kg}$. Na osnovu pretpostavljenog vremena rada base bleed generatora, t_{BB} , određena je srednja masena brzina istjecanja produkata sagorijevanja, $\dot{m}_{sr} = \frac{m_{BB}}{t_{BB}}$. Usvojena je pretpostavka da produkti sagorijevanja istječu konstantnom masenom brzinom za vrijeme rada base bleed generatora.

Rezultati ovih simulacija prikazani su dijagramom početna brzina projektila - vrijeme rada base bleed generatora na slici 6.25.



Slika 6.25: Uticaj početne brzine lansiranja projektila na vrijeme rada base bleed generatora

Pri početnoj brzini $V_0 = 684,3 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, maksimalni efekt primjene base bleed generatora na domet projektila, je ostvaren pri $\dot{m}_{sr} = 0,0367 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$ ($t_{BB} = 33 \text{ s}$). Za srednju masenu brzinu istjecanja produkata sagorijevanja $\dot{m}_{sr} = 0,0448 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$, ($t_{BB} = 27 \text{ s}$), je postignut maksimalan domet projektila pri početnoj brzini lansiranja $V_0 = 948 \frac{\text{m}}{\text{s}}$.

Vrijeme rada base bleed generatora potrebno za postizanje najvećeg dometa projektila se smanjuje s povećanjem početne brzine lansiranja projektila.

6.3. Uticaj mjesta lansiranja na domet projektila

Ratna dejstva odvijaju se na različitim geografskim položajima i u različita godišnja doba. Nadmorska visina na kojoj se nalazi oružje u trenutku lansiranja i parametri atmosfere zavise od konkretnog slučaja.

U ovom istraživanju simuliraće se lansiranje projektila 155 mm M107E s aktivnim base bleed generatorom početnom brzinom $V_0 = 948 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ i pri početnom uglu $\theta_0 = 52,5^\circ$.

Prvo će se razmatrati uticaj klimatske zone u kojoj se nalazi oružje u trenutku lansiranja na domet projektila. Pretpostaviće se da se oružje nalazi na nultoj nadmorskoj visini i da je pritisak vazduha na mjestu lansiranja $P_0 = 101325 \text{ Pa}$.

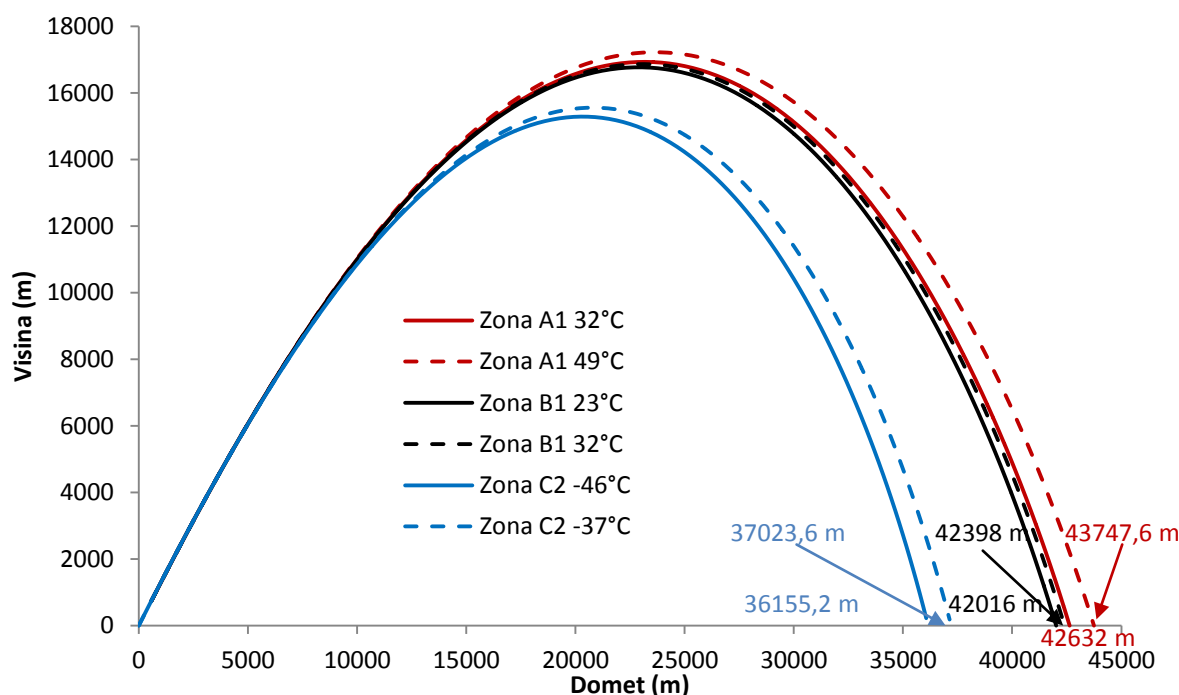
Zatim će se analizirati uticaj nadmorske visine na kojoj se nalazi oružje, za klimatsku zonu B1, pri temperaturi vazduha na nultoj nadmorskoj visini $T_0 = 296,15\text{ K}$.

6.3.1. Uticaj klimatske zone na domet projektila

Izvršene su simulacije lansiranja projektila 155 mm M107E, pri $V_0 = 948 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ i $\theta_0 = 52,5^\circ$, s nulte nadmorske visine, za sljedeće meteorološke podatke:

- Zona A1: $T_0 = 32^\circ\text{C}$ i $\varphi = 3\%$,
- Zona A1: $T_0 = 49^\circ\text{C}$ i $\varphi = 3\%$,
- Zona B1: $T_0 = 23^\circ\text{C}$ i $\varphi = 70\%$,
- Zona B1: $T_0 = 32^\circ\text{C}$ i $\varphi = 70\%$,
- Zona C2: $T_0 = -46^\circ\text{C}$ i zasićen vazduh
- Zona C2: $T_0 = -37^\circ\text{C}$ i zasićen vazduh

Rezultati simulacija prikazani su na slici 6.26.



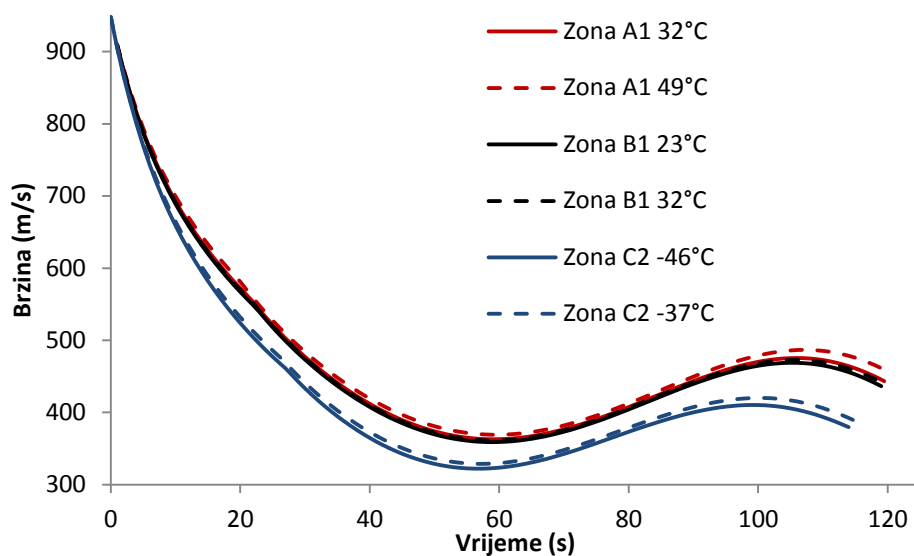
Slika 6.26: Putanje projektila 155 mm M107E u različitim klimatskim zonama

Domet projektila 155 mm M107E se u zoni A1 kreće u rasponu od 42632 m do 43747,6 m, u zoni B1 u rasponu od 42016 m do 42398 m, a u zoni C2 u rasponu od 36155,2 m do 37023,6 m.

Na slici 6.27 prikazana je promjena brzine projektila 155 mm M107E na putanji za razmatrane slučajeve.

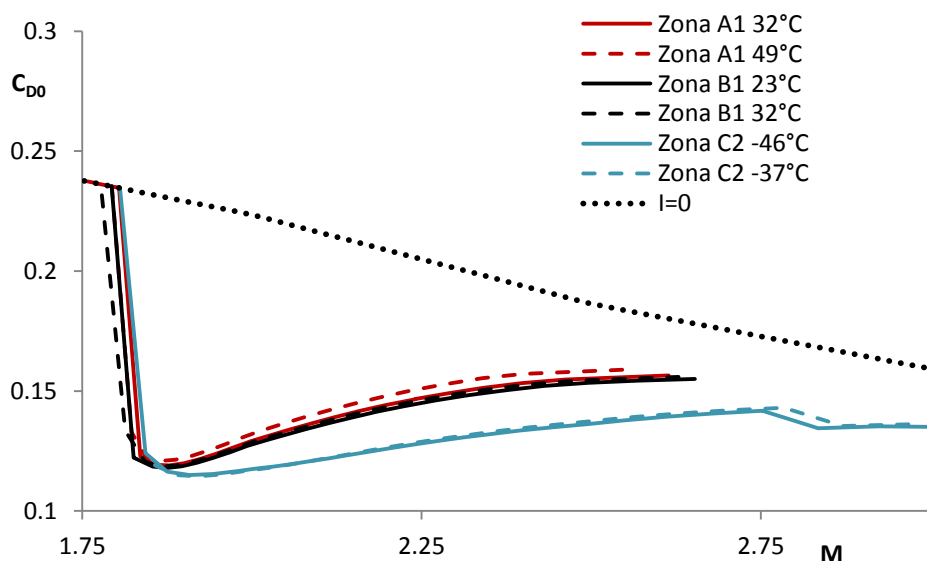
Najsporiji pad brzine se događa u zoni A1, pri najvećoj početnoj temperaturi vazduha $T_0 = 49^\circ\text{C}$, što rezultira najvećim dometom projektila od 43747,6 m. Najveći pad brzine se

događa u zoni C2, pri najmanjoj početnoj temperaturi vazduha $T_0 = -46^\circ\text{C}$ što rezultira najmanjim dometom projektila od 36155,2 m.



Slika 6.27: Promjena brzine projektila 155 mm M107E na putanji u različitim klimatskim zonama

Na slici 6.28 prikazane su vrijednosti koeficijenta otpora u funkciji Mach-ovog broja projektila 155 mm M107E za razmatrane slučajeve.



Slika 6.28: Koeficijent otpora u funkciji Mach-ovog broja projektila 155 mm M107E za razmatrane slučajeve u različitim klimatskim zonama

Najmanja redukcija koeficijenta otpora projektila 155 mm M107E se događa u zoni A1, pri najvećoj početnoj temperaturi vazduha $T_0 = 49^\circ\text{C}$. Najveći efekt base bleed generatora na koeficijent otpora projektila je u Zoni C2, pri najmanjoj početnoj temperaturi vazduha $T_0 = -46^\circ\text{C}$.

Poređenjem rezultata simulacija putanja projektila 155 mm M107E u funkciji klimatske zone, za najmanju i najveću temperaturu u zoni, (tabela 6.10), maksimalna razlika u dometima projektila iznosi 7592,4 m.

Tabela 6.10: Dometi projektila 155 mm M107E lansiranih s različitih geografskih položaja

Klimatska zona	Temperatura (K)	Relativna vlažnost (%)	Domet (m)
A1	305,15 (32 °C)	3	42632,0
	322,15 (49 °C)	3	43747,6
B1	296,15 (23 °C)	70	42016,0
	305,15 (32 °C)	70	42398,0
C2	227,15 (-46 °C)	zasićen	36155,2
	236,15 (-37 °C)	zasićen	37023,6

Gustina vazduha u trenutku lansiranja iz zone A1, pri temperaturi $T_0 = 49^\circ\text{C}$, je $\rho_0 = 1,095 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$, a iz zone C2, pri temperaturi $T_0 = -46^\circ\text{C}$, je $\rho_0 = 1,554 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$, što ukazuje na njen značajan uticaj na domet projektila.

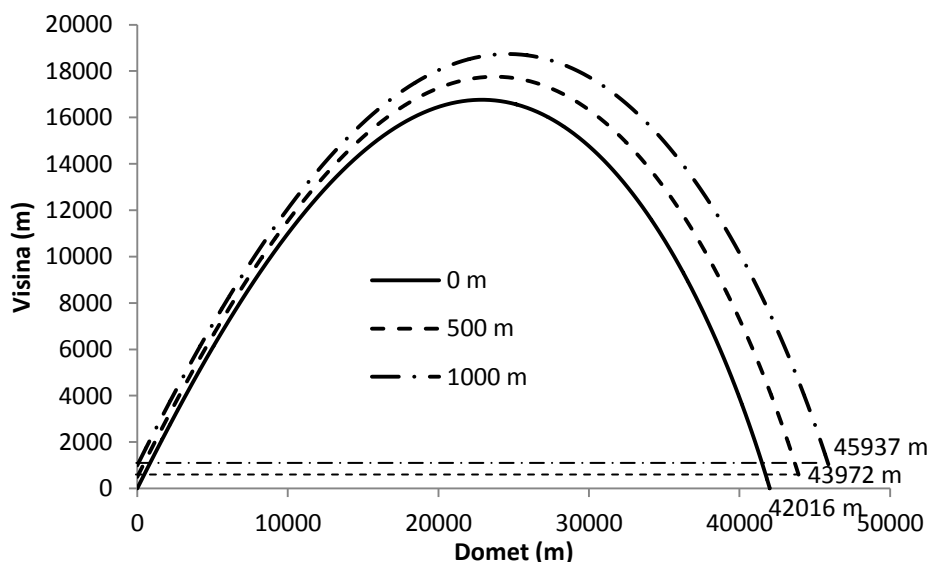
Pri lansiranju projektila iz zone A1, pri početnoj temperaturi $T_0 = 32^\circ\text{C}$ i relativnoj vlažnosti vazduha $\varphi = 3\%$, domet projektila iznosi 42632 m, a pri lansiranju projektila iz zone B1, pri istoj temperaturi $T_0 = 32^\circ\text{C}$ i relativnoj vlažnosti vazduha $\varphi = 70\%$, domet projektila je 42398 m. Zbog veće relativne vlažnosti vazduha u zoni B1 gustina vazduha u zoni B1 je veća nego u zoni A1 ($\rho_{0A1} = 1,156 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$, $\rho_{0B1} = 1,169 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$), što rezultira manjim dometom projektila u zoni B1 za istu početnu temperaturu.

6.3.2. Uticaj nadmorske visine lansiranja na domet projektila

Za procjenu uticaja nadmorske visine na kojoj se nalazi oružje u trenutku lansiranja na domet projektila simulirana su lansiranja projektila 155 mm XM107E s base bleed generatorom, početnom brzinom $V_0 = 948 \text{ m/s}$ i početnim uglom $\theta_0 = 52,5^\circ$, u zoni B1 pri temperaturi vazduha na nultoj nadmorskoj visini $T_0 = 23^\circ\text{C}$ s visina 0 m, 500 m i 1000 m.

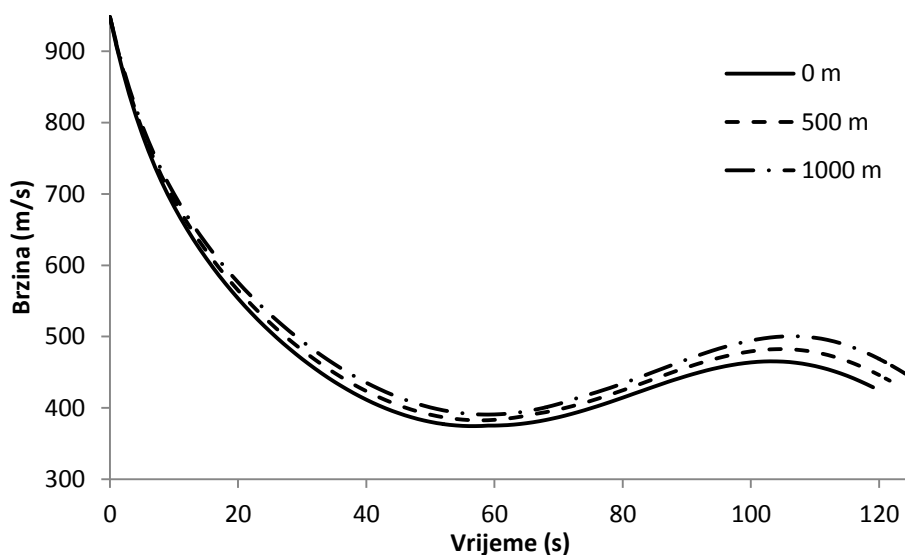
Rezultati simulacija, prikazani na slici 6.29, ukazuju da povećanje nadmorske visine s koje se lansira projektil rezultira odgovarajućim povećanjem dometa projektila.

Projektili koji su lansirani s većih nadmorski visina lete kroz slojeve vazduha manje gustine. Pošto se temperatura vazduha smanjuje s visinom, smanjuje se i brzina zvuka u vazduhu. Ovo ima za posljedicu povećanje Mach-ovog broja, za istu brzinu, s povećanjem visine, odnosno smanjenje aerodinamičkog koeficijenta otpora u području supersoničnih brzina. Sila otpora kojom se vazduh suprostavlja kretanju projektila je manja, što rezultira sporijim padom brzine, odnosno povećanjem dometa projektila.



Slika 6.29: Uticaj nadmorske visine lansiranja na domet projektila

Promjena brzine projektila tokom leta, za sva tri slučaja, prikazana je na slici 6.30.

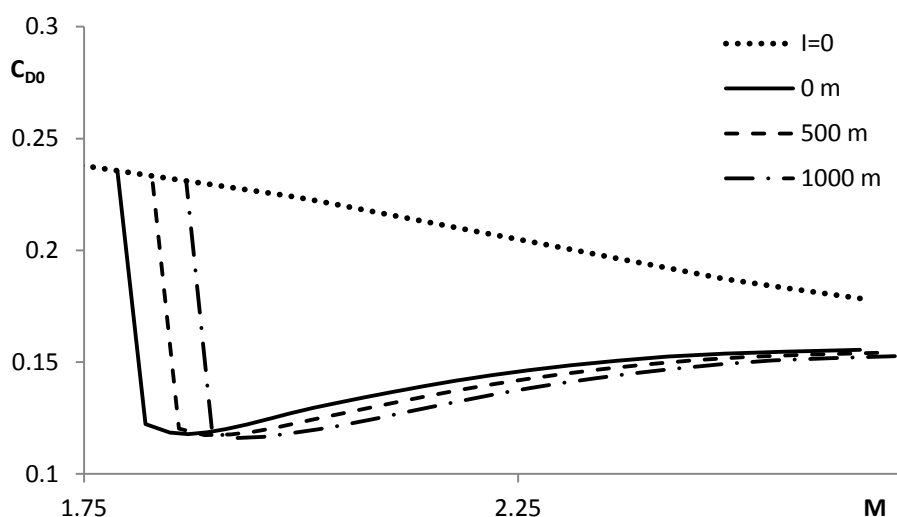


Slika 6.30: Promjena brzine projektila 155 mm M107E tokom leta u zavisnosti od visine na kojoj se nalazi oružje u trenutku lansiranja u zoni B1

Najmanji pad brzine projektila događa se za slučaj kada se projektil lansira s nadmorske visine 1000 m i pri tome se ostvaruje najveći domet projektila.

Na slici 6.31 je prikazana promjena koeficijenta otpora projektila 155 mm M107E, u funkciji Mach-ovog broja.

Najveći efekt base bleed generatora na koeficijent otpora, na početnom dijelu putanje projektila, se postiže pri lansiranju s nadmorske visine 1000 m. Pri kraju rada base bleed generatora, najveća redukcija otpora dna projektila se ostvaruje pri lansiranju s nulte nadmorske visine. Tada se projektil kreće kroz slojeve vazduha s manjom gustinom, pa je i uticaj sila otpora vazduha manji.



Slika 6.31: Promjena koeficijenta otpora projektila 155 mm M107E tokom rada base bleed generatora u funkciji Mach-ovog broja

Pri lansiranju s visine 500 m domet je povećan za 4,65%, a pri lansiranju s visine 1000 m za 9,33%, u odnosu na domet projektila koji se lansira s nulte nadmorske visine.

Razlika u dometu projektila 155 mm M107E, lansiranih s nulte nadmorske visine i nadmorske visine 1000 m, iznosi 3921 m, što predstavlja značajnu razliku.

Uočava se da je uticaj nadmorske visine i klimatske zone vatrenog položaja oružja pri lansiranju projektila s base bleed generatorom na domet projektila značajan i mora se uzeti u obzir pri procjeni dometa projektila, što zahtijeva poseban pristup pri izradi tablica gađanja za projekte s base bleed generatorom.

7. ZAKLJUČAK

Razmatrane su metode povećanja dometa artiljerijskih projektila aerodinamičkim oblikovanjem projektila i primjenom base bleed generatora.

Smanjenje otpora dna projektila primjenom base bleed generatora se istražuje dugi niz godina. Tokom tih istraživanja došlo se do sljedećih zaključaka:

- Veća redukcija otpora dna projektila može se postići povećanjem masene brzine istjecanja produkata sagorijevanja i povećanjem površine otvora kroz koji istjeću produkti sagorijevanja.
- Linearna promjena odnosa pritiska na dnu projektila i okolnog pritiska, $\frac{p_b}{p_\infty}$, u funkciji od bezdimenzionalnog parametra istjecanja I (odnos masenog fluksa produkata sagorijevanja kroz otvor na dnu projektila i masenog fluksa slobodnog toka vazduha kroz otvor površine prečnika dna projektila) je utvrđena za male brzine istjecanja produkata sagorijevanja kod kojih je bezdimenzionalni parametar $I < 0,002$.
- Veći porast pritiska na dnu projektila se postiže s ubrizgavanjem gasa veće temperature u zonu neposredno iza projektila, pri istoj vrijednosti bezdimenzionalnog parametra I
- Dodatno smanjenje otpor dna projektila s base bleed generatorom može se postići kombinacijom upuštenog dna i baznog istjecanja produkata sagorijevanja.
- Promjene pritiska na dnu projektila s baznim istjecanjem u radijalnom pravcu su neznatne.

Implementacijom navedenih zaključaka razvijeno je više modela za procjenu efekata istjecanja gasa na otpor dna projektila tokom rada base bleed generatora.

- Danberg je razvio model u kojem se priraštaj pritiska na dnu projektila za vrijeme rada base bleed generatora modelira u funkciji bezdimenzionalnog parametra I , brzine slobodnog toka i temperature gasa.
- NATO je standardizovao dva modela za procjenu efekta istjecanja gasa na otpor dna projektila tokom rada base bleed generatora.

Autor je istraživao uticaj oblika pojedinih dijelova projektila na smanjenje aerodinamičkog koeficijenta otpora, a s ciljem povećanja dometa projektila, primjenom CFD simulacija. Kao bazna konfiguracija usvojen je projektil 155 mm M107 i na njemu su vršene izmjene oblika i vitkosti pojedinih dijelova projektila. Kao rezultat numeričkih simulacija opstrujavanja projektila autor je uočio sljedeće:

- Povećanje vitkosti cilindričnog dijela s $\lambda_c = 1,66$ na $\lambda_c = 2,765$ ne rezultira značajnijim smanjenjem aerodinamičkog otpora u odnosu na otpor projektila bazne konfiguracije, ali se povećava unutrašnja zapremina projektila, čime se stvara

mogućnost povećanja mase eksplozivnog punjenja koje se može smjestiti u projektil, i povećava se masa strukture projektila

- Povećanjem vitkosti prednjeg dijela projektila s $\lambda_n = 2,44$ na $\lambda_n = 3,61$ za ugao između tangente kružnog luka i cilindričnog dijela $\varepsilon = 5^\circ$, na račun cilindričnog dijela projektila (zadnji dio i ukupna vitkost projektila se ne mijenjaju) postignuto je smanjenje aerodinamičkog koeficijenta otpora u transoničnom području, za $M > 1$, za oko 13,8% a u supersoničnom području u rasponu od 11,87% do 15,71% u odnosu na otpor projektila bazne konfiguracije.
- U cilju boljeg iskorištenja prostora za smještaj pogonskog punjenja base bleed generatora smanjen je ugao nagiba zadnjeg konusa je s $\beta = 8^\circ$ na $\beta = 6^\circ$ i povećana je njegova vitkost s $\lambda_{bt} = 0,445$ na $\lambda_{bt} = 0,515$. Rezultat ove modifikacije je smanjenje aerodinamičkog koeficijenta otpora u transoničnom području, za $M > 1$, za oko 15,5% a u supersoničnom području rasponu od 12,8% do 20,5% u odnosu na otpor projektila bazne konfiguracije. Udio otpora dna u ukupnom otporu projektila iznosi prosječno 52,7% u transoničnom području i prosječno 46,6% u supersoničnom području. Domet projektila je povećan za 11,7% u odnosu na maksimalni domet bazne konfiguracije projektila (s 18100 m na 20217 m), za iste uslove lansiranja. Ovaj projektil je označen kao 155 mm XM107E3.

Otpor dna projektila ima značajan udio u ukupnom otporu i, prema tome, dominantan uticaj na domet projektila. Strujnice vazduha ne mogu pratiti konturu projektila. Iza projektila se generira podpritisak usljed kojeg se strujnice povijaju prema osi i spajaju na nekoj udaljenosti od dna projektila. Na mjestu spajanja strujnica nastaje zona povišenog pritiska iz koje vazduh struji u pravcu dna projektila, popunjavajući zonu podpritisaka na dnu. Produženi granični sloj se povija i povlači vazduh s dna projektila, tako da se stvara kružno kretanje vazduha – veliki recirkulirajući region.

Na smanjenje otpora dna projektila pri supersoničnim brzinama može se uticati promjenom oblika dna projektila. Na projektilu 155 mm XM107E3 izvršena je modifikacija u području dna projektila - ravno dno je zamjenjeno s upuštenim hemisferičnim dnom, i simulirano je opstrujavanje projektila. Iz rezultata numeričkih simulacija, autor je uočio sljedeće:

- Prosječno smanjenje otpora dna projektila promjenom oblika dna, iz ravnog u upušteno hemisferično, iznosi oko 16 % za $M > 1$.
- U supersoničnom području, najveći efekt upuštenog hemisferičnog dna na smanjenje otpora dna je u rasponu brzina $1,5 \leq M \leq 2$ i iznosi u prosjeku 19,3%.
- Za $M > 2$, efekt upuštenog hemisferičnog dna u cilju smanjenja koeficijenta otpora dna projektila se smanjuje s porastom Mach-ovog broja.

Da bi se umanjio otpor dna projektila u transoničnom i supersoničnom režimu leta projektila primjenjen je koncept ubrizgavanja male količine gasa iz dna u zonu iza projektila – metoda smanjenja otpora dna projektila primjenom base bleed generatora.

Optimizacija spoljne trase base bleed generatora je izvršena na osnovu analize rezultata simulacija opstrujavanja projektila 155 mm XM107E3 s baznim istjecanjem za tri različita oblika dna base bleed generatora projektila: ravno dno, upušteno ravno dno i upušteno hemisferično dno. Uočeno je sljedeće:

- Najmanja vrijednost otpora dna modifikovanog projektila s base bleed generatorom ostvarena je kod projektila s upuštenim hemisferičnim oblikom dna.
- Pri $M = 2$ i u rasponu $0,002 < I < 0,005$ smanjenje otpora dna je oko 8,35% (od 4,63% do 12,89%).

Autor je postavio model za procjenu unutrašnje balističkih karakteristika base bleed generatora koji omogućava predviđanje masene brzine produkata sagorijevanja na izlazu iz base bleed generatora u svakom trenutku rada. Modeliranje masene brzine produkata sagorijevanja se vrši u funkciji trenutne ugaone brzine projektila, okolnog atmosferskog pritiska i temperature okoline. Proračun se može vršiti za dva oblika pogonskih punjenja: cilindrično pogonsko punjenje s unutrašnjim kanalom od više segmenata i pogonsko punjenje u obliku jabuke s unutrašnjim kanalom od više segmenata, koja su inhibirana po spoljašnjoj površini.

Pri procjeni efekata istjecanja gasa na spoljno balističke karakteristike projektila s base bleed generatorom se istovremeno analiziraju tri vremenski zavisna procesa: generiranje gasa, efekt istjecanja gasa na aerodinamički otpor projektila i putanja projektila.

Za model putanje projektila s base bleed generatorom, autor je usvojio model modifikovane materijalne tačke. Proširio je postojeći fortranski program za određivanje putanje projektila modelom modifikovane materijalne tačke autora prof. dr. Slobodana Jankovića sa sljedećim modulima: modul za proračun masene brzine istjecanja produkata sagorijevanja, modul za procjenu efekta istjecanja gasa na aerodinamički koeficijent otpora i modul za određivanje masenih karakteristika projektila za vrijeme rada base bleed generatora. Ovaj modifikovani program MMTBB (Model Modifikovane Materijalne Tačke za projekte s Base Bleed generatorom) omogućava predviđanje putanje projektila s base bleed generatorom.

Baza aerodinamičkih koeficijenata projektila potrebna za kompletiranje matematskog modela putanje konvencionalnog artiljerijskog projektila formirana je programom AERO-SPINNER. Ovaj program je oformljen zamjenom modula za predviđanje aerodinamičkog koeficijenta otpora pri nultom napadnom uglu osnosimetričnog projektila u modelu BODY, autora prof. dr. Slobodana Jankovića, modelom OTPOR koji omogućava procjenu koeficijenta otpora projektila sa složenim prednjim dijelom.

Program MMTBB se bazira na interaktivnom definisanju sljedećih parametara:

- Određivanje masene brzine produkata sagorijevanja na izlazu iz base bleed generatora u svakom trenutku rada base bleed generatora
- Određivanje efekta istjecanja gasa na pritisak na dnu projektila primjenom Danberg-ovog modela

- Određivanje ukupnog otpora projektila u datom trenutku dok radi base bleed generator
- Određivanje parametara projektila (položaj, brzina, ugaona brzina, masa, aksijalni moment inercije)

Program MMMTBB je verifikovan na osnovu dostupnih podataka o dometu projektila 155 mm M864 i uočeno je sljedeće:

- Pri verifikaciji modela putanje projektila s inernim base bleed generatorom, na osnovu poznatog dometa projektila, konstatovano je da modul AERO-SPINNER omogućava predviđanje koeficijenta otpora s srednjom tačnošću oko 2% za transonične i supersonične Mach-ove brojeve
- Modul AERO-SPINNER ne omogućava proračun koeficijenta otpora projektila s upuštenim hemisferičnim dnom.
- Odstupanja proračunatog dometa projektila s aktivnim base bleed generatorom od dometa prema tablicama gađanja su bila u rasponu od 1,76% do 2,37%, što predstavlja zadovoljavajuće rezultate.

Modifikacijom projektila 155 mm XM107E3, ugradnjom base bleed generatora, generiran je projektil 155 mm M107E sa sljedećim karakteristikama:

- Dno projektila je upuštenog hemisferičnog oblika
- Prečnik otvora za istjecanje produkata sagorijevanja je $R_e = 24,15 \text{ mm}$
- Pogonsko punjenje base bleed generatora sadrži 1,21 kg kompozitnog raketnog goriva.
- Zapremina projektila 155 mm M107E za smještaj eksplozivnog punjenja veća je za 0,6% od zapremine eksplozivnog punjenja projektila bazne konfiguracije, 155 mm M107.
- Masa projektila 155 mm M107E veća je za 4% od mase projektila bazne konfiguracije.

Autor je izučavao uticaj primjene base bleed generatora, uslova lansiranja i geografskog položaja virtualnog ratišta na domet projektila.

Iz analize uticaja primjene base bleed generatora na spoljno balističke karakteristike projektila uočeno je sljedeće:

- Projektil 155 mm M107E je stabilan na putanji.
- Domet projektila 155 mm M107E s aktivnim base bleed generatorom je za 30,5% veći od maksimalnog dometa projektila bazne konfiguracije 155 mm M107, za iste uslove lansiranja ($V_0 = 684,3 \frac{m}{s}$, $\theta_0 = 44^\circ$).
- Pri početnoj brzini $V_0 = 806,5 \frac{m}{s}$, primjenom base bleed generatora maksimalni domet projektila 155 mm M107E je povećan za 18%.
- Pri početnoj brzini $V_0 = 948 \frac{m}{s}$, primjenom base bleed generatora maksimalni domet projektila 155 mm M107E je povećan za 24%.

- Prosječno smanjenje otpora dna za vrijeme rada base bleed generatora, u slučaju lansiranja projektila brzinom $V_0 = 948 \frac{m}{s}$, iznosi oko 38%.
- Efekt base bleed generatora je najveći u slučaju kada projektil u fazi dok radi base bleed generator leti supersoničnom brzinom.
- Vrijeme rada base bleed generatora pri kojem se postiže maksimalni efekt primjene base bleed generatora na domet projektila se smanjuje s porastom početne brzine projektila.

U realnim uslovima ratovanja, vatreni položaj, u većini slučajeva, neće biti na nultoj nadmorskoj visini s parametrima atmosfere koji odgovaraju standardnoj ICAO atmosferi (parametri s kojima se prave tablice gađanja konvencionalnih artiljerijskih projektila). Vatreni položaj okarakterisan je nadmorskom visinom i klimom. Prema standardu STANAG 4370 [95] artiljerijska municija je ograničena za upotrebu i skladištenje u klimatskim zonama A1, B1 i C2.

Uticaj mjesta lansiranja na maksimalni domet projektila 155 mm M107E je istraživao za dva slučaja:

- Uticaj klimatske zone na domet projektila (Zone A1, B1 i C2).
- Uticaj nadmorske visine na kojoj se nalazi oružje u trenutku lansiranja na domet projektila

Simulirane su putanje projektila 155 mm M107E s početnom brzinom $V_0 = 948 \frac{m}{s}$ i početnim uglom $\theta_0 = 52,5^\circ$. Pri razmatranju uticaja klimatske zone u kojoj se nalazi oružje u trenutku lansiranja na domet projektila, usvojeno je da se oružje nalazi na nultoj nadmorskoj visini i da je pritisak vazduha na mjestu lansiranja $P_0 = 101325 Pa$. Uticaj nadmorske visine na kojoj se nalazi oružje na domet projektila je analiziran za klimatsku zonu B1, pri temperaturi vazduha na nultoj nadmorskoj visini $T_0 = 296,15 K$ i pri vlažnosti vazduha $\varphi = 70\%$, s visina 0 m, 500 m i 1000 m.

Iz rezultata simulacija uočeno je sljedeće:

- U zoni A1 domet projektila 155 mm M107E se kreće u rasponu od 42632 m do 43747,6 m, u zoni B1 u rasponu od 42016 m do 42398 m, a u zoni C2 u rasponu od 36155,2 m do 37023,6 m.
- U klimatskim zonama kod kojih je povećana vlažnost vazduha uočeno je smanjenje dometa projektila u odnosu na domet projektila u klimatskim zonama s nižom vlažnošću vazduha pri istim temperaturama vazduha.
- S povećanjem nadmorske visine vatrene položaja povećava se efekt base bleed generatora na domet projektila (pri lansiranju s visine 500 m domet projektila 155 mm M107E je povećan za 4,65%, a pri lansiranju s visine 1000 m za 9,33%, u odnosu na domet projektila koji se lansirao s nulte nadmorske visine).

Uticaj nadmorske visine vatrenog položaja i klimatske zone u kojoj se nalazi vatreni položaj na domet projektila s base bleed generatorom je značajan, a što zahtijeva poseban pristup pri izradi tablica gađanja za projekte s base bleed generatorom

Pravci za dalja istraživanja:

- Primjena modela putanje 6DOF na projekte s base bleed generatorom u cilju procjene uticaja base bleed generatora na stabilnost projektila i rasturanje na cilju.
- Nove geometrije pogonskih punjenja base bleed generatora
- Novi tipovi kompozitnih goriva za pogonska punjenja base bleed generatora sa smanjenom temperaturnom osjetljivošću
- Detaljna analiza faze pripaljivanja pogonske materije base bleed generatora i njen efekt na aerodinamičke i balističke karakteristike projektila u početnom periodu leta.

LITERATURA

- [1] Anderson, J. D.: „Fundamentals of aerodynamics“, McGraw-Hill International editions, 1991.
- [2] Anon: Solid rocket motor performance analysis and prediction, NASA Report SP 8039, 1971.
- [3] ANSYS Fluent,
- [4] Artillery Systems, RHEINMETALL DEFENCE, www.jedsite.info/companies/romeo/rheinmetall/archive-document/Rheinmetall%20Artillery-Systems.pdf
- [5] Baker, W. T., Davis, T. and Matthews, S. E.: “Reduction of Drag of a Projectile in a Supersonic Stream by the Combustion of Hydrogen in the Turbulent Wake”, APL Report CM-637, Applied Physics Lab., Johns Hopkins University, 1951.
- [6] Baranowski, L.: “Numerical testing of flight stability of spin-stabilized artillery projectiles“, Journal of Theoretical and Applied Mechanics 51, 2, pp. 375-385, Warsaw 2013
- [7] Blazek, J.: “Computational fluid dynamics: Principles and applications“, Elsevier Science Ltd, Oxford, United Kingdom, 2001.
- [8] Bournot, H.; Daniel, E.; Cayzac, R.: “Improvements of the base bleed effect using reactive particles“, International Journal of Thermal Sciences, Volume 45, Issue 11, Pages 1052-1065, 2006.
- [9] Bournot, H.; Giordano, J.; Burtschell, Y.; Cayzac, R.: „AN EVALUATION OF THE SPALART-ALLMARAS TURBULENCE MODEL FOR THE SIMULATION OF THE BASE BLEED EFFECT“, 23RD International symposium on ballistics, Tarragona, Spain, 2007.
- [10] Catalano, G. C.; Sturek, W. B.: “A numerical investigation of supersonic flow around aft bodies“, Report ARL-RP-32, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 2001.
- [11] Clay, W. H.; Burdeshaw, R. M.: “Techniques for measuring burn times for M864 base-burn projectiles“, Report BRL-MR-3853, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1990.
- [12] Correa, S. M.; Drake, M. C.; Pitz, R. W.; Shyy, W.: "Prediction and Measurement of a Non-equilibrium Turbulent Diffusion Flame," 20th International Symposium on Combustion, The Combustion Institute, pp. 337-343, 1984.
- [13] Danberg, J. E.: „Analysis of the flight performance of the 155 mm M864 base burn projectile“, Report BRL-TR-3083, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1990.
- [14] Das, K.; Basu, D.: “Software validation test plan and report for ANSYS-Fluent version 12.1“, Center for Nuclear Waste Regulatory Analyses, San Antonio, Texas, 2010.
- [15] Dutton, J. C.: “Experimental studies of high speed separated flow“, Technical Report, Gas Dynamic Laboratory, University of Illinois, 2002.
- [16] Nietubicz, C. J.; Sahu, J.: “Navier-Stokes computations of base bleed projectiles“, FIRST INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPECIAL TOPICS IN CHEMICAL PROPULSION: BASE BLEED, Session II, Athena, Greece, 1988.
- [17] FLUENT Learning Modules, Cornell University, last edited by Chia-Hsun Hsieh on Feb 08, 2013.
<https://confluence.cornell.edu/display/SIMULATION/FLUENT+Learning+Modules>

- [18] Fuseau, Y.; Paulin, J-L.: „BASE BLEED GRAIN GENERATOR UPGRADING FOR USE IN 155-52 CALIBER - DESIGN AND CHARACTERIZATION“, 36th Annual Gun and Ammunition Symposium, San Diego, California, 2001.
- [19] Gibeling, H. J.; Buggeln, R. C.: “Reacting Flow Models for Navier–Stokes Analysis of Projectile Base Combustion”, In 27th Joint Propulsion Conference (AIAA / SAE / ASME / ASEE), Sacramento, CA, Jun 1991.
- [20] Gibeling, H. J.; Buggeln, R. C.: “Projectile Base Bleed Technology; Part I: Analysis and Results“, Report AD-A258 459, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1992.
- [21] Kaurinkoski, P.: “Simulation of the Flow Past a Long-Range Artillery Projectile”, Dissertation for the degree of Doctor of Science in Technology, Helsinki University of Technology, June 2000.
- [22] Kayser, L. D.; Kuzan J. D; Vazquez, D. N.: “In-Flight Pressure Measurements on Several 155mm, M864 Base Burn Projectiles“, Report BRL-MR-3888, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1991.
- [23] Kayser, L. D.; Kuzan J. D.; Vazquez, D. N.: “Flight Testing for a 155mm Base Burn Projectiles“, Report BRL-MR-3830, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1990.
- [24] Kayser, L. D.; Kuzan J. D.; Vazquez, D. N.: “Ground testing for base bleed systems“, Report BRL-MR-3708, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1988.
- [25] Kearney, M. J.; Hendry, C. E.: „155mm M86 & M87“, SRC-TM-87671, Space Research Center, 1987.
- [26] Kubberud, N.; Øye, I. J.: “Extended range of 155 mm projectile using an improvised base bleed unit: Simulations and evaluation“, 26th International symposium on ballistics, Miami, Florida, 2011.
- [27] Lieske, R. F.: „Determination of aerodynamic drag and exterior ballistic trajectory simulation for the 155 mm, DPICM, M864 base burn projectile“, Report BRL-MR-3768, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1989.
- [28] Lieske, R. F.; Danberg, J. E.: „Modified point mass trajectory simulation for base-burn projectiles“, Report BRL-TR-3321, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1992.
- [29] McCoy, R.: „Modern exterior ballistics: The launch and flight dynamics of symmetric projectiles“, Schiffer Publishing, Ltd, 2nd edition, Atglen, Pennsylvania, 2012.
- [30] Miller, M. S.; Holmes, H. E.: „An experimental determination of subatmospheric burning rates and critical diameters for AP/HTPB propellant“, Report BRL-MR-3719, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1988.
- [31] Mirzaei M.: „Drag optimization for axisymmetric afterbodies with jet plume using computational fluid dynamics“, ANZIAM Journal, Vol 46, 2004.
- [32] Moore, F. G.; Hymer, T. C.: “Improved power-on, base drag methodology for the aeroprediction code“, NSWCDD/TR-00/67, Naval Surface Warfare Center, Dahlgren, Virginia, 2001.
- [33] Murthy, S. N. B.; Osborn, J. R.; Barrows, A. W; Ward, J. R.: “Aerodynamics of Base Combustion“, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 40, 1976.
- [34] Nietubicz, C. J.; Gibeling, H. J.: “Navier–Stokes Computations for a Reacting, M864 Base Bleed Projectile“, Report ARL-TR-875, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1995.

- [35] Nietubicz, C. J.; Inger, G. R.; Danberg, J. E.: "A Theoretical and Experimental Investigation of a Transonic Projectile Flowfield", *AIAA Journal* Vol. 22, No. 1, pp. 35-41, 1984.
- [36] Sahu, J.: "Supersonic flow over cylindrical afterbodies with base bleed", Report BRL-TR-2742, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1986.
- [37] Sahu, J.: "Numerical Computations of Transonic Critical Aerodynamic Behavior", *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 5, pp. 807-816, May 1990.
- [38] Sahu, J.; Danberg, J. E.: "Navier-Stokes Computations of Transonic Flows with a Two-Equation Turbulence Model", *AIAA Journal*, Vol. 24, No. 11, pp. 1744-1751, Nov 1986.
- [39] Sahu, J.; Heavey, K. R.: "Numerical Investigation of Supersonic Base Flow with Base Bleed", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 34, No. 1, pp. 62-69, 1997.
- [40] Sahu, J.; Nietubicz, C. J.: "Application of Chimera Technique to Projectiles in Relative Motion", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 32, No. 5, pp. 795-800, Sep-Oct 1995.
- [41] Sahu, J.; Nietubicz, C. J.: "Three dimensional flow calculations for a projectile with standard and dome bases", Report BRL-TR-3150, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 1990.
- [42] Sahu, J.; Nietubicz, C. J.; Steger, J. L.: "Navier-Stokes Computations of Projectile Base Flow with and without Mass Injection", *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 9, pp. 1348-1355, Sep 1985.
- [43] Sailaranta, T.; Siltavuori, A.: „A SIMPLIFIED BASE-BLEED UNIT FOR ARTILLERY PROJECTILES“, 23RD International symposium on ballistics, Tarragona, Spain, 2007.
- [44] Serdarević-Kadić, S.: "Predviđanje sile otpora pri nultom napadnom uglu za osnosimetričnu brzorotirajuću konfiguraciju projektila", magistarski rad, Mašinski fakultet Sarajevo, 2007.
- [45] Serdarević-Kadić, S.; Zečević, B.; Terzić, J.; Čatović, A.: "Influence of local atmosphere characteristics to range of 155 mm M864 projectile, 15th Seminar "New trends in research of energetic materials", part II, university of Pardubice, Czech Republic, 2012.
- [46] Silton, S. I.: "Navier-Stokes Computations for a Spinning Projectile From Subsonic to Supersonic Speeds", ARL-TR-2850, U.S. Army Ballistic Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground, MD, 2002.
- [47] Stamatović, A.: "Konstruisanje projektila", Beograd, 1995.
- [48] STANAG 4355 - The modified mass point and five-degrees of freedom trajectory models, Nato Standardization Agency, Brussels, Belgium, 2009.
- [49] Strahle, W. C., Hubbartt, J. E. and Walterick, R.: "Base Burning Performance at Mach 3, *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 7, pp. 986-991, 1982.
- [50] Sturek, W. B., Dwyer, H. A., Kayser, L. D., Nietubicz, C. J., Reklis, R. P. and Opalka, K. O.: "Computations of Magnus Effects for a Yawed, Spinning Body of Revolution," *AIAA Journal* Vol. 16, No. 7, pp. 687-692, 1978.
- [51] Suliman, M. A. ; Mahmoud, O. K.; Al-Sanabawy, M. A.; Abdel-Hamid, O. E.: „Computational Investigation of Base Drag Reduction for a Projectile at Different Flight Regimes“, 13th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY, Cairo, Egypt, 2009.
- [52] Sutton, G. P.; Biblarz, O.: "Rocket propulsion elements", JOHN WILEY & SONS, INC., 2001.

- [53] Svanberg, L.; Strömberg, S.; Totten, A.; Vega, J.; Hollis, M.; Ours, R. St.; Carlucci, D.; Flyash, B.: "NUMERICAL MODELING AND EXPERIMENTAL VERIFICATION OF A NOVEL BASE BLEED DESIGN", 23RD International symposium on ballistics, Tarragona, Spain, 2007.
- [54] TECHNICAL REPORT ON THE DEVELOPMENT OF BASE BLEED MOTORS FOR THE SRC-ERFB-MK10 MOD 2 PROJECTILE, SRC BB R/D 1710, Space Research Corporation, 1983.
- [55] Terzić, J.: "Istraživanje uticaja geometrije mlaznice na unutrašnje-balističke performance taktičkih raketnih motora na dvobazna goriva", doktorska teza, Mašinski fakultet Sarajevo, 2012.
- [56] Weidong, C.; Piyush, T.; Vigor, Y.: "A model of AP/HTPB composite propellant combustion in rocket-motor environments", Combustion Science and Technology, Volume 189, pages 2143 – 2169, 2008.
- [57] Wilcox, D. C.: "Projectile Base Flow Analysis", DCW-38-R-05, DCW Industries, Inc., Canada, 2003.
- [58] Willcox, M. A.; Brewster, M. Q.; Tang, K. C.; Stewart, D. S.; Kuznetsov, I.: "Solid Rocket Motor Internal Ballistics Simulation Using Three-Dimensional Grain Burnback", Journal of propulsion and power, Vol. 23, No. 3, 2007.
- [59] Zečević, B.: "Uticaj promjenjivog polja visokog radijalnog ubrzanja na unutrašnju balistiku raketnih motora sa dvobaznim gorivom", doktorska teza, Mašinski fakultet Sarajevo, 1999.
- [60] www.edepro.com/wp-content/uploads/2013/01/Base_bleed_1551.pdf
- [61] Khalil, M.; Abdalla, H.; Kamal, O.: "Dispersion Analysis for Spinning Artillery Projectile", 13th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY, Cairo, Egypt, 2009.
- [62] Reid, J.; Hastings, R.: "The Effect of a Central Jet on the Base Pressure of a Cylindrical Afterbody in Supersonic Stream," Royal Aircraft Establishment, Farnborough, England, Report AERO 2621, 1959.
- [63] Kayser, L.D.: "Effects of Base Bleed and Supersonic Nozzle Injection on Base Pressure", Memorandum Report No. 2456, USA Ballistic Research Laboratories, Aberdeen Proving Ground, Maryland, 1975.
- [64] Zečević, B.: "Osnove konvencionalne municije", Interna publikacija, Mašinski fakultet Sarajevo, Sarajevo, 2011.
- [65] 155 MM - artillery modular charge system, RHEINMETALL DEFENCE
- [66] Ide, K.M.; Ho, S.Y.; Williams, D.R.G.: "Fracture behavior of accelerated aged solid rocket propellants", J Mater Sci 34:4209-4218, 1999.
- [67] Fuseau, Y.; Paulin, J-L: "BASE BLEED GRAIN GENERATOR UPGRADING FOR USE IN 155-52 CALIBER - DESIGN AND CHARACTERIZATION, 36 th Annual Gun and Ammunition Symposium, San Diego, CA, 2001.
- [68] Viswanath, P. R. : "Flow Management Techniques for Base and Afterbody Drag Reduction", Prog Aerospace Sci. Vol. 32. , 1996.
- [69] Janković, S.: "Aerodinamika projektila", Mašinski fakultet, Beograd, 1978.
- [70] Viswanath, P. R.; Patil, S. R.: "Effectiveness of Passive Devices for Axisymmetric Base Drag Reduction at Mach 2", J. Spacecraft Rockets 27(3), 1990.
- [71] Janković, S.: "Mehanika leta projektila", Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 1998.
- [72] Bowman, J. E.; Clayden, W. A.: "Reduction of Base Drag by Gas Ejection", RARDE Report 4/69, 1969.

- [73] Bowman, J. E.; Clayden, W. A.: „Cylindrical Afterbodies in Supersonic flow with Gas Injection“, AIAA Journal, Vol. 5, No.8, 1967.
- [74] Beckstead, M., W.:“ Solid propellant combustion mechanisms and flame structure“, Pure & Appl. Chem., Vol. 65, No. 2, pp. 297-307, 1993.
- [75] 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.
- [76] Clayden, W. A.; Bowman, J. E.: „Cylindrical Afterbodies at $M_\infty=2$ with Hot Gas Ejection“, AIAA Journal, Vol. 6, No.12, 1968.
- [77] Herrin, J. L.; Dutton, J. C.: „Supersonic Base Flow Experiments in the Near-Wake of a Cylindrical Afterbody“, AIAA 24th Fluid Dynamics Conference, Florida, 1993.
- [78] Mathur, T.; Dutton, J. C.: „Base-Bleed Experiments with a Cylindrical Afterbody in Supersonic Flow“, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 33, No. 1, 1996.
- [79] Reid, J.; Hastings, R.C.: "Experiments on the Axi-Symmetric Flow Over Afterbodies and Bases at $M = 2.0$," Royal Aircraft Establishment, RAE Rept. Aero. 2628, Farnborough, England, UK, 1959.
- [80] Chieh, T. W.: „Aerodynamic Validation of Emerging Projectile and Missile Configurations“, Master's Thesis, NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL, MONTEREY, CALIFORNIA, 2010.
- [81] McCoy, R.: „MC DRAG – A Computer Program for Estimates the Drag Coefficients of Projectiles“, Technical Report ARBRL-TR-02293, USA Ballistic Research Laboratories, Aberdeen Proving Ground, Maryland, 1981.
- [82] Baranowski, L.: „NUMERICAL TESTING OF FLIGHT STABILITY OF SPIN-STABILIZED ARTILLERY PROJECTILES“, Journal of Theoretical and Applied Mechanics 51, Warsaw 2013
- [83] Garibaldi, J.; Storti, M.; Battaglia, L.; D'Elia, J.: „Numerical simulations of the flow around a spinning projectile in subsonic regime“, Latin American applied research, v.38 n.3, Bahía Blanca, Argentina, 2008
- [84] Nguyen, D.:“ XM1128 Insensitive Munition High Explosive Base Burn Projectile“, NDIA Guns & Missiles Conference , Miami, FL., 2011.
- [85] Janković, S.: „Uputstvo za aerodinamički program BODY“, 1997.
- [86] Hudgins, H. E.:“ AERODYNAMICS, DIMENSIONS, INERTIAL PROPERTIES AND PERFORMANCE OF ARTILLERY PROJECTILES“, TR-4911, Feltman Research Laboratory, Picatinny Arsenal, New Jersey, 1977.
- [87] Platou, A. S.: „Yawsonde Flights of 155mm Non-Conical Boattail Projectiles and the 155mm M549 Projectile at Tonopah Test Range--October 1977“, ADA065356, USA Ballistic Research Laboratories, Aberdeen Proving Ground, Maryland, 1978.
- [88] Oskay, V.; Garner, J.M.:“Initial Yawsonde Tests of 155mm M864 Base-Burn Projectile“, ADA199984, USA Ballistic Research Laboratories, Aberdeen Proving Ground, Maryland, 1988.
- [89] RHEINMETALL W&M: „Artillery Weapons and Ammunition“, katalog
- [90] ENGINEERING DESIGN HANDBOOK: AMMUNITION SERIES, SECTION 1: ARTILLERY AMMUNITION GENERAL, AMCP 706-244, U. S. ARMY MATERIEL COMMAND, 1963.
- [91] Costello, M.; Sahu, J.: „Using computational fluid dynamic/rigid body dynamic results to generate aerodynamic models for projectile flight simulation“, Proceedings of the I MECH E Vol. 222 Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2008.
- [92] Janković, S.: „Spoljna balistika“, VOJNOTEHNIČKI ZAVOD, Beograd, 1977.

- [93] DENEL: „LS Artillery System Assegai“, katalog
- [94] Ding, Z. S; Liu, Y. F.; Chen, S. S.: „A study of drag reduction by base bleed at subsonic speeds“, FIRST INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPECIAL TOPICS IN CHEMICAL PROPULSION: BASE BLEED, Session III, Athena, Greece, 1988
- [95] STANAG 4370 – Environmental testing, NATO Standardization Agency, 2008.
- [96] Davenas, A: „Solid rocket propulsion technology“, Pergamon press, 1st English edition, 1992.

Radovi iz područja istraživanja:

1. Sabina Serdarević-Kadić, Berko Zečević, Jasmin Terzić Alan Ćatović:
„Influence of local atmosphere characteristics to range of 155 mm M864 projectile“
NTREM, Part II, pp. 790-799, ISBN 978-80-7395-480-2, University of Pardubice,
Pardubice, Czech Republic, April 18–20, 2012.
2. Jasmin Terzić, Berko Zečević, Sabina Serdarević-Kadić, Alan Ćatović:
“Numerical simulation of internal ballistic parameters of solid propellant rocket
motors“
NTREM, Part II, pp. 881-892, ISBN 978-80-7395-480-2, University of Pardubice,
Pardubice, Czech Republic, April 18–20, 2012.
3. Jasmin Terzić, Berko Zečević, Mario Baškarad, Alan Ćatović, Sabina Serdarević-Kadić:
„Prediction of internal ballistic parameters of solid propellant rocket motors“
Problems of Mechatronics – Armament, Aviation, Safety Engineering, Poland, 2011.
4. Berko Zečević, Jasmin Terzić, Alan Ćatović, Sabina Serdarević-Kadić:
„Characterization of distribution parameters of fragment mass and number for
conventional projectiles“
NTREM, University of Pardubice, Pardubice, Czech Republic, 2011.