

# Simulacija rotacijskog detonacijskog raketnog motora

---

Jurcan, Matija

Master's thesis / Diplomski rad

2023

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Pula / Sveučilište Jurja Dobrile u Puli**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:137:961199>

Rights / Prava: [In copyright](#)/[Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-04**



Repository / Repozitorij:

[Digital Repository Juraj Dobrila University of Pula](#)



SVEUČILIŠTE JURJA DOBRILE U PULI  
TEHNIČKI FAKULTET

Matija Jurcan

**SIMULACIJA ROTACIJSKOG DETONACIJSKOG  
RAKETNOG MOTORA**

Diplomski rad

Pula, rujan 2023.

SVEUČILIŠTE JURJA DOBRILE U PULI  
TEHNIČKI FAKULTET

Matija Jurcan

**SIMULACIJA ROTACIJSKOG DETONACIJSKOG  
RAKETNOG MOTORA**

Diplomski rad

**JMBAG:** 0035203491, redovni student

**Studijski smjer:** Diplomski studij strojarstva, smjer računalne simulacije

**Kolegij:** Računalne simulacije u inženjerstvu

**Mentor:** doc. dr.sc. Marko Kršulja

**Komentor:** dr.sc. Damir Karabaić, pred.

Pula, rujan 2023.



## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI

Ja, dolje potpisani Matija Jurcan, kandidat za magistra strojarstva ovime izjavljujem da je ovaj diplomski rad rezultat isključivo mogega vlastitog rada, da se temelji na mojim istraživanjima te da se oslanja na objavljenu literaturu kao što to pokazuju korištene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da niti jedan dio diplomski rada nije napisan na nedozvoljen način, odnosno da je prepisan iz kojega necitiranog rada, te da ikoji dio rada krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da nijedan dio rada nije iskorišten za koji drugi rad pri bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili radnoj ustanovi.

U Puli, rujan 2023. godine

Student



## IZJAVA O KORIŠTENJU AUTORSKOG DJELA

Ja, Matija Jurcan dajem odobrenje Sveučilištu Jurja Dobrile u Puli da moj diplomski rad pod nazivom " Simulacija Rotacijskog Detonacijskog Motora" koristi na način da gore navedeno autorsko djelo, kao cjeloviti tekst trajno objavi u javnoj internetskoj bazi Sveučilišne knjižnice u Puli te kopira u javnu internetsku bazu diplomskih radova Nacionalne i sveučilišne knjižnice (stavljanje na raspolaganje javnosti), sve u skladu s Zakonom o autorskom pravu i drugim srodnim pravima i dobrom akademskom praksom, a radi promicanja otvorenoga, slobodnoga pristupa znanstvenim informacijama.

Za korištenje autorskog djela na gore navedeni način ne potražujem naknadu.

U Puli, rujan 2023. godine

Student

dr.sc. Damir Karabaić, pred.

(Ime i prezime nastavnika)

Računalne simulacije

(Kolegij)



Tehnički fakultet u Puli

**SVEUČILIŠTE JURJA DOBRILE U PULI  
TEHNIČKI FAKULTET U PULI**

**ZADATAK TEME DIPLOMSKOG RADA**

Pristupnik: Matija Jurcan MBS: 0035203491

Studentu sveučilišnog diplomskog studija Tehničkog Fakulteta u Puli izdaje se

tema diplomskog rada pod nazivom: \_\_\_\_\_

SIMULACIJA ROTACIJSKOG DETONACIJSKOG RAKETNOG MOTORA

**U okviru diplomskog rada potrebno je:** \_\_\_\_\_

Proučiti, ezimirati i komparirati procese izgaranja. Detaljno teoretski objasniti ponašanje deflagracije i detonacije. Istražiti i prikazati tehnologije koje se temelje na detonaciji. Dati osvrt na RDM od povijesti, preko termodinamičkog ciklusa, prednosti, mana, a poseban naglasak staviti na numeričko modeliranje RDM-a uz pomoć teorija detonacije. Detaljno prikazati postavke simulacije, proces njezinog rješavanja i korištene softverske alate. Ovu simulaciju komparirati u rezoluciji s prethodnim studijama.

Rad obraditi sukladno odredbama Pravilnika o diplomskom radu Sveučilišta u Puli.

Studij: Strojarstvo redovni

Datum: \_\_\_\_\_

Potpis nastavnika: \_\_\_\_\_

Potpis nastavnika: \_\_\_\_\_

## Zahvala

Neopisivo se mnogo zahvaljujem komentoru, dr.sc. Damiru Karabaiću na iznimnom strpljenju i podršci tijekom studiranja i izrade ovoga rada. Njegova stručnost i znanje mi je omogućila da stvorim ovaj rad.

Izrazito sam zahvalan izv. prof. dr. sc. Valteru Boljunčiću, na podršci i pomoći tijekom studiranja i želji da uvijek izađe u susret studentima. Radi sličnih razloga, zahvalnost zaslužuje i doc. dr. sc. Marku Kršulji zbog pomoći tijekom studiranja u nebrojenim situacijama i neopisivoj količini strpljenja; te volje i želje za pomoći, kako meni, tako i prema svim ostalim studentima. Uvijek će biti primjeri ljudskosti i pomoći koje ću rado isticati i hvaliti još dugi niz godina.

Zahvaljujem se također i doc. dr. sc. Siniši Miličiću na neprocjenjivoj i neprekidnoj podršci tijekom cjelokupnog diplomskog studija i na dobroj volji da moja pitanja uvijek usmjeri tijekom zadnje tri godine.

Izrazitu zahvalnost također su zaslužili moji prijatelji, djed, te sestrična Iva radi podrške, pomoći i razumijevanja tijekom studiranja – bez njih ovo ne bi ostvario.

# Sadržaj

1. Uvod .....	1
1.1. Problem, predmet i objekt istraživanja .....	2
1.2. Hipoteza .....	2
1.3. Ciljevi rada .....	3
1.4. Struktura rada .....	4
2. Detonativno izgaranje .....	5
2.1. Izgaranje .....	9
2.2. Vrste izgaranja .....	11
2.2.1. Deflagracija .....	11
2.2.2. Detonacija .....	13
2.2.3. Detonativno izgaranje u super-, hipersoničnim tokovima .....	15
2.3. Detonacija u motorima s unutrašnjim izgaranjem .....	16
2.3.1. Pulsni detonacijski motor .....	16
2.3.2. Komparacija RDM i PDM .....	19
3. Rotacijski detonacijski motor .....	23
3.1. Povijest istraživanja .....	24
3.2. Termodinamički ciklus .....	25
3.3. Simulacije prethodnih istraživanja .....	28
3.4. Prednosti pred klasičnim raketnim motorima .....	30
3.5. Problemi primjene .....	31
3.6. Numerički model .....	33
3.6.1. Reakcija izgaranja .....	33
3.6.2. Izgaranje prethodno izmiješanog plina .....	36
3.6.3. Detonacijsko i deflagracijsko područje Huguenotove krivulje .....	42
3.6.4. Struktura valova izgaranja .....	50



4. Simulacija – istraživanje .....	61
4.1. Metodologija istraživanja.....	61
4.1.1. Korišteni softverski alati.....	61
4.1.2. Odabir geometrije modela .....	63
4.1.3. Umrežavanje modela.....	65
4.1.4. Fizikalne postavke simulacije .....	68
4.2. Rezultati .....	87
4.3. Diskusija.....	95
4.4. Prilike za daljnje istraživanje .....	96
5. Zaključak .....	98
Bibliografija .....	99
A) KNJIGE .....	99
B) ČLANCI .....	100
C) INTERNETSKI IZVORI.....	104
Nomenklatura .....	108
Popis slika .....	111
Popis tablica .....	114
Sažetak.....	115
Summary .....	116
Prilog A: UDF kod brzine čestica usisa.....	117
Prilog B: Generirani izvještaj simulacije .....	118

## 1. Uvod

Područje inženjerstva motora s unutarnjim izgaranjem svjedoči stalnom trendu prema većoj učinkovitosti i smanjenim emisijama, pri čemu su razvoj i usavršavanje novih tipova motora ključni dio samog trenda. Među raznim vrstama naprednih motora koji se istražuju, rotacijski detonacijski motor (eng. *rotating detonation engine*, nadalje RDM) se istaknuo svojom sposobnošću postizanja veće termodinamičke učinkovitosti u usporedbi s konvencionalnim motorima s unutarnjim izgaranjem. RDM-ovi rade na principu kontinuiranih detonacijskih valova, što im omogućuje učinkovitiju pretvorbu goriva u korisnu energiju, čime se obećavaju znatna poboljšanja u učinkovitosti goriva. Međutim, zamršenost procesa izgaranja unutar RDM, karakterizirana jedinstvenim ponašanjem udarnih valova i njihovom interakcijom s reakcijama izgaranja, može predstavljati znatne izazove u smislu dizajna, optimizacije i predviđanja performansi. Računalna dinamika fluida (RDF) pojavila se kao vrijedan alat u rješavanju ovih složenosti, pružajući sredstva za simulaciju i proučavanje ovih dinamičkih procesa na kontroliran i detaljan način. Rad predstavlja simulaciju rotirajućeg detonacijskog motora korištenjem ANSYS Fluent software paketa za računalnu dinamiku fluida. ANSYS Fluent je poznat po svojim naprednim sposobnostima u rješavanju složenih problema protoka tekućine i prijenosa topline, što ga čini idealnom platformom za modeliranje više fizičkih fenomena koji se susreću u RDM. Robusnost i svestranost softvera, zajedno s njegovom sposobnošću korištenja korisnički definiranih funkcija, čine ga savršeno prikladnim za hvatanje zamršene međuigre dinamike fluida, izgaranja i fizike detonacije unutar RDM. Koristeći mogućnosti ANSYS Fluenta, rad aspirira na simuliranje prolaznog, višedimenzionalnog ponašanja tipičnog RDM-a. Simulacija će modelirati širenje detonacijskog vala i njegove naknadne interakcije s procesom izgaranja, s ciljem točnog predstavljanja unutarnjeg rada motora. Istraživači se nadaju da će rezultati simulacije pridonijeti dubljem razumijevanju osnovnih procesa koji su temelj rada RDM-a, što bi u konačnici moglo potaknuti daljnji razvoj i realne primjene u sustavima propulzije. Ovaj pristup nastoji premostiti jaz između teoretskih konstrukcija i praktične primjene, demonstrirajući ne samo simulaciju RDM-a u ANSYS Fluentu, već i konkretizirajući potencijalne uvide i optimizacije koje se mogu derivirati iz takve simulacije. Predviđa se da će ova otkrića imati implikacije i na akademska istraživanja i na šire područje pogonskog inženjerstva, otvarajući nove putove za poboljšanje RDM dizajna i performansi.

## **1.1. Problem, predmet i objekt istraživanja**

Unatoč obećavajućem potencijalu rotirajućih detonacijskih motora, složena interakcija detonacijskih valova i reakcija izgaranja unutar njih predstavlja značajan izazov njihovom razumijevanju. Ova složenost otežava predviđanje performansi motora, optimizaciju konstrukcijskih parametara i pouzdanu kontrolu rada motora. Stoga je temeljni istraživački problem razviti dublje razumijevanje ovih zamršenih internih procesa, omogućavajući poboljšanu sposobnost predviđanja i optimizaciju RDM-ova.

Predmet ovog istraživanja je RDM simuliran korištenjem softvera za računsku dinamiku fluida, ANSYS Fluent. Namjera je modelirati prolazne, višedimenzionalne karakteristike RDM-a, s fokusom na širenje i interakciju detonacijskog vala s procesom izgaranja. Objekt istraživanja odnosi se na spoznaje proizašle iz ove simulacije. Primarni fokus je dan na temeljnim procesima detonacije i izgaranja, kao i potencijalnim putevima za optimizaciju u dizajnu motora. Očekuje se da će ova analiza značajno doprinijeti razumijevanju rada kontroliranih RDM-ova, čime će se stvoriti temelj za buduća istraživanja u tematiku i temelj za buduće istraživanje u smjeru njihovih simulacija.

## **1.2. Hipoteza**

Ovo istraživanje postavlja hipotezu da će korištenjem detaljne simulacije u ANSYS Fluentu omogućiti precizno prikazivanje kompleksnih internih procesa rotirajućeg detonacijskog motora (RDM) i pružiti dublji uvid u njegovu operativnu dinamiku. Dodatno, pretpostavlja se da će simulacijsko razumijevanje otvoriti prilike za istraživanje usmjereno na optimizaciju, dovodeći do unapređenja u dizajnu RDM-a, kontroli performansi i/ili predviđanju performansi.

### **1.3. Ciljevi rada**

Ciljevi ovog istraživačkog rada su višestruki, odražavajući ambiciju unaprjeđenja teoretskog i praktičnog razumijevanja rotirajućih detonacijskih motora (RDM).

- Razumijevanje teorije koja stoji iza RDM-a: Prvi cilj je produbiti razumijevanje temeljnih principa na kojima se temelji rad RDM-a. Cilj je razjasniti kako detonacijski valovi i reakcije izgaranja međusobno djeluju, što dovodi do jedinstvenih karakteristika rada za ove motore.
- Prikaz simulacije RDM u ANSYS Fluentu: Drugi cilj je razviti primjer za simulaciju RDM pomoću ANSYS Fluentu. To uključuje konstruiranje modela koji čim točnije predstavlja unutarnje procese RDM-a i na temelju kojega se mogu provesti naknadna istraživanja u dublji tematiku njegovog rada i prepreka njegovom korištenju.
- Optimizacija i predviđanje performansi: Nakon provedene simulacije, konačni cilj jest koristiti stečene uvide u identifikaciji potencijalnih pravaca za buduća istraživanja usmjerena na optimizaciju dizajna, unapređenje kontrolnih mehanizama i poboljšanje prediktivnih sposobnosti vezanih za performanse RDM-a. Anticipira se da će realizacija navedenih ciljeva imati značajnu ulogu u napretku istraživanja i razvoja RDM-a, postavljajući ovaj rad kao temelj za buduće istraživačke napore.

## **1.4. Struktura rada**

Struktura ovog rada obuhvaća pet poglavlja, uključujući uvod i zaključak. Drugo i treće poglavlje daju uvid u opću teoriju detonacije i RDM općenito, dok se četvrto poglavlje bavi glavnim dijelom ovog rada što čini simulaciju RDM-a.

Ukratko, rad je organiziran kroz pet poglavlja:

- Prvo poglavlje, uvod, razrađuje problematiku, predmet i objekt istraživanja prisutne u ovom radu. Diskusija se nastavlja na hipotezu i ciljeve rada, predstavljajući ih zajedno sa uvidom u strukturu samog rada.
- Drugo poglavlje općenito opisuje detonativno izgaranje kroz makro pogled i općenito nastojeći dati njegovu sliku kroz kontrast sa deflagrativnim izgaranjem i specifičnosti motora koji se temelje na radu sa detonativnim ciklusom.
- Treće poglavlje daje detaljan pregled RDM-a – povijest istraživanja, teoretski okvir, prethodne simulacije, njihove prednosti i mane, te na kraju numerički model koji je temelj same simulacije.
- Četvrto poglavlje je samo istraživanje koje prikazuje metodologiju istraživanja, Smisao odabira pojedinih parametara, kao i samu simulaciju kroz ANSYS Fluent.
- Peto poglavlje, odnosno zaključak, evaluira uspjeh u postizanju zacrtanih ciljeva, sumirajući rad i pružajući konkluzivne zaključke.

## 2. Detonativno izgaranje

Detonativno izgaranje predstavlja jedinstven, visokoenergetski pristup oslobađanju energije unutar motora, u suprotnosti s deflagrativnim izgaranjem koje se češće susreće, Kuo (1986.). U srcu detonativnog izgaranja leži proces detonacije, snažna reakcija koja uključuje brzo, nadzvučno izgaranje goriva. Za razliku od deflagrativnog izgaranja, gdje se fronta plamena širi podzvučno u odnosu na neizgorjelu smjesu goriva i zraka, detonaciju karakterizira udarni val koji putuje kroz smjesu nadzvučnom brzinom, komprimira je i izaziva reakciju izgaranja gotovo trenutačno, (Fickett i Davis, 2012.) Ekstremni pritisci i temperature stvoreni ovim procesom mogu isporučiti energiju znatno veću od deflagrativnog izgaranja, što dovodi do poboljšanih performansi i učinkovitosti motora. Primjere deflagrativnog i detonativnog izgaranje moguće je vidjeti na slikama 1 i 2.

**Slika 1.** Primjer deflagrativnog izgaranja u požaru.



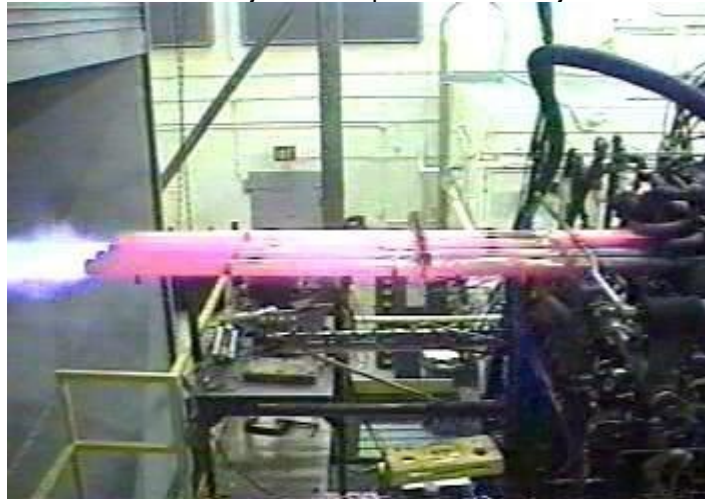
**Izvor:** Smart Machine Technologies, (2023.), „The Transition Of Deflagration To Detonation“, Smart Machine Technologies, slika dostupna na: <https://www.smartmachine.com/wp-content/uploads/2021/11/bigstock-Fire-at-the-industrial-warehou-184400107.jpg> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

**Slika 2.** Primjer detonacije kod eksploziva - vidljiva je udarna fronta vala.

**Izvor:** Military.com, (2023.), „Huge Shockwave Captured at High-Speed“, Military.com, slika dostupna na:

[https://images03.military.com/sites/default/files/styles/full/public/brightcove/videos/images/posters/2017/07/15/77374810001\\_785287653001\\_ari-origin06-arc-185-1297379864423.jpg?itok=pknXvIBy](https://images03.military.com/sites/default/files/styles/full/public/brightcove/videos/images/posters/2017/07/15/77374810001_785287653001_ari-origin06-arc-185-1297379864423.jpg?itok=pknXvIBy)  
(pristupljeno 12. rujna 2023.)

Unutar područja detonativnog izgaranja, razvijeni su različiti tipovi motora, od kojih svaki koristi principe detonacije na različite načine. Rotirajući detonacijski motori (RDM, slika 4.) i pulsni detonacijski motori (PDM, vidljiv na slici 3) dva su primarna tipa (Lee, 2008.).

**Slika 3.** Pulsni detonacijski motor prilikom testiranja u laboratoriju.

**Izvor:** Lu, F., (2007.), slika dostupna na [https://innssi.com/wp-content/uploads/Defense\\_Services/Images/HotTestStand.jpg](https://innssi.com/wp-content/uploads/Defense_Services/Images/HotTestStand.jpg) (pristupljeno 12. rujna 2023.)

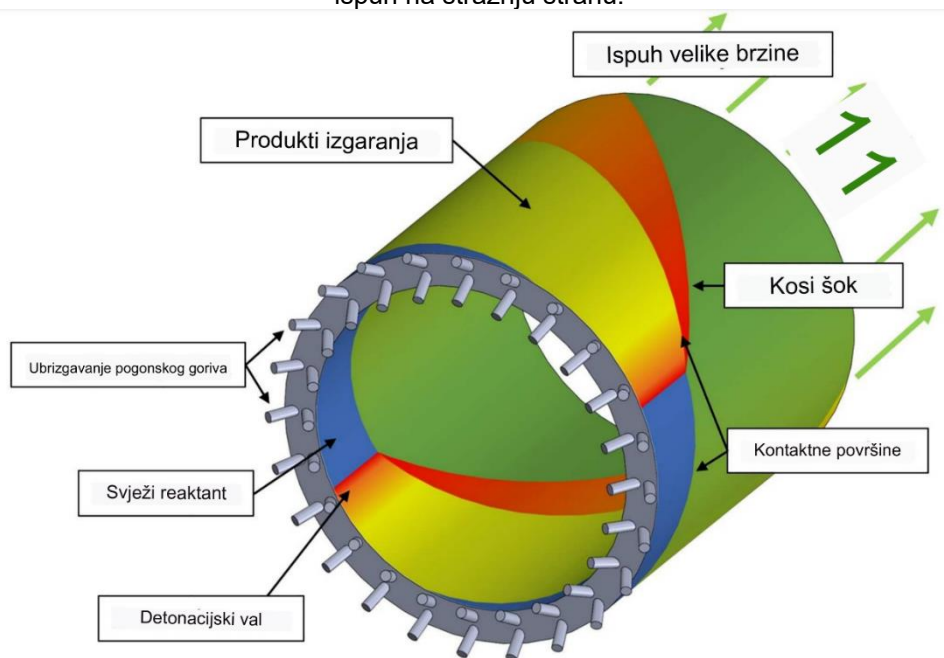
**Slika 4.** Rotacijski detonacijski motor prilikom testiranja u laboratoriju Američkog ratnog zrakoplovstva.

**Izvor:** AFRL, (2023.), „Rotating Detonation Rocket Engines (RDRE)“, AF Research Lab, slika dostupna na: [https://afresearchlab.com/wp-content/uploads/2022/09/RDRE\\_ss\\_image.jpg](https://afresearchlab.com/wp-content/uploads/2022/09/RDRE_ss_image.jpg) (pristupljeno 12. rujna 2023.)

U RDM-u, kontinuirani val detonacije rotira oko prstenaste komore za izgaranje, osiguravajući konstantan visoki tlak i temperaturu za proizvodnju energije (dijagram rada vidljiv na slici 5, (Knowlen et al., 2023)). S druge strane, PDM rade na cikličkoj osnovi, pri čemu se svaki ciklus sastoji od faze usisa, faze kompresije, faze detonacije i faze ispuha (dijagram rada prikazan na slici 6, (Falempin, 2008.)). PDM-ovi su obično jednostavnijeg dizajna u usporedbi s RDM-ima, ali njihov isprekidani rad može rezultirati manje stabilnom izlaznom snagom.

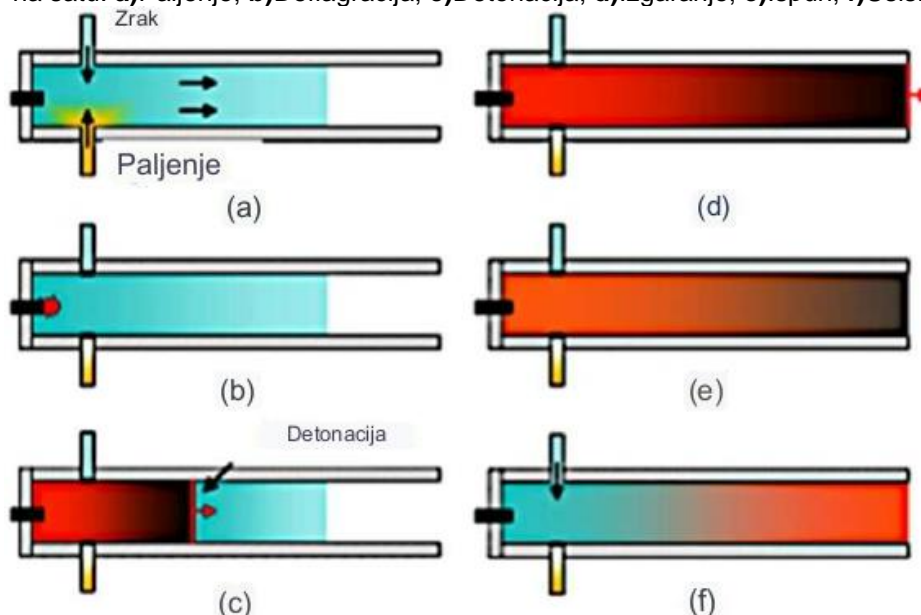


**Slika 5.** Prikaz dijagrama rada RDM-a: detonacijski udarni val putuje po prstenastoj komori i izbacuje ispuh na stražnju stranu.



**Izvor:** Obrada autora prema Knowlen, C., Mundt, T. & Kurosaka, M., (2023.), „Experimental results for 25-mm and 51-mm rotating detonation rocket engine combustors“, *Shock Waves*, slika dostupna na: [https://media.springernature.com/m312/springer-static/image/art%3A10.1007%2Fs00193-023-01120-x/MediaObjects/193\\_2023\\_1120\\_Fig1\\_HTML.png](https://media.springernature.com/m312/springer-static/image/art%3A10.1007%2Fs00193-023-01120-x/MediaObjects/193_2023_1120_Fig1_HTML.png) (pristupljeno 12. rujna 2023.)

**Slika 6.** Prikaz dijagrama rada pulsno detonacijskog motora. Redom u smjeru suprotnom od kazaljke na satu: **a)** Paljenje; **b)** Deflagracija; **c)** Detonacija; **d)** Izgaranje; **e)** Ispuh; **f)** Usis.



**Izvor:** Obrada autora prema Bulat, P., (2014.), „About the detonation engine“, *American Journal of Applied Sciences*, br. 11. str. 1357.-1364., slika dostupna na: <https://www.researchgate.net/profile/Pavel-Bulat/publication/263651647/figure/fig3/AS:296096208310276@1447606245778/Functional-principle-of-pulse-detonation-jet-engine.png> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

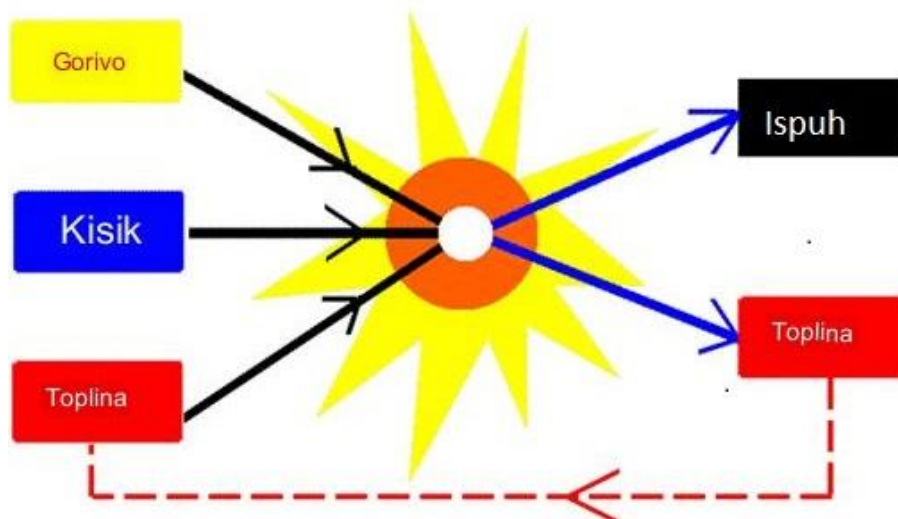
I RDM i PDM nude značajne prednosti u smislu učinkovitosti i performansi, čineći detonativno izgaranje obećavajućim područjem istraživanja u potrazi za naprednim pogonskim sustavima, (Lu, 2007.). Unatoč inherentnim izazovima povezanim s upravljanjem intenzivnim uvjetima detonacije, stalna istraživanja i razvoj nastavljaju usavršavati ove tehnologije, utirući put njihovoj široj primjeni u budućnosti.

## 2.1. Izgaranje

Izgaranje je složeni termodinamički proces egzotermnih kemijskih reakcija između goriva i oksidansa, često popraćen proizvodnjom topline i svjetlosti u obliku plamena, (Williams, 1985.). Središnje je mjesto u brojnim ljudskim aktivnostima, od pokretanja vozila do osiguravanja topline u kućama, i ključno je u raznim industrijskim procesima.

Temeljna termodinamika izgaranja obuhvaća zakone očuvanja mase i energije. Pojednostavljeno rečeno, izgaranje se događa kada gorivo, koje najčešće sadrži ugljik i vodik, reagira s kisikom iz zraka i proizvodi ugljični dioksid, vodu i energiju u obliku topline. Reakcija je egzotermna jer je kemijski energetska sadržaj produkata manji od energetske sadržaja reaktanata, što rezultira čistim oslobađanjem energije, (Williams, 1985.). Dijagramski prikaz izgaranja vidljiv je na slici 7.

Slika 7. Dijagramski prikaz izgaranja.



Izvor: Obrada autora prema NASA, (2021.), „Combustion“, NASA Glenn Research Center, slika dostupna na: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/Images/combst1.gif> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Međutim, proces izgaranja rijetko je savršen u praktičnim scenarijima, s faktorima kao što su dostupnost kisika, miješanje reaktanata, temperatura i tlak koji značajno utječu na učinkovitost izgaranja. U idealnom slučaju, do potpunog izgaranja dolazi kada je gorivo potpuno oksidirano u ugljični dioksid i vodu, čime se osigurava maksimalna ekstrakcija energije. U stvarnosti, do nepotpunog izgaranja često dolazi zbog nedovoljne količine kisika ili lošeg miješanja, što dovodi do stvaranja drugih nusproizvoda poput ugljičnog monoksida, čađe ili drugih ugljikovodika, što često dovodi do manjeg oslobađanja energije i potencijalno štetnih učinaka na okoliš, (Strehlow et al., 1967.).

Analiza izgaranja iz perspektive termodinamike uključuje kompleksno razumijevanje svojstava uključenih tvari, reakcija kojima prolaze i promjena energije koje prate te reakcije. To uključuje kvantificiranje promjena topline (entalpije) u sustavu, bavljenje konceptom adijabatske temperature plamena (temperatura koju bi postigao plamen bez gubitka topline u okolinu) i upravljanje učincima ireverzibilnosti u stvarnim sustavima. Može se identificirati nekoliko različitih vrsta izgaranja. Izgaranje prethodno izmiješanih reaktanata odnosi se na proces u kojem se gorivo i oksidans miješaju prije izgaranja. To je slučaj s Otto motorima, gdje se smjesa zraka i goriva zapali iskrom. Nasuprot tome, kod difuzijskog izgaranja gorivo i oksidans su u početku odvojeni i miješaju se tijekom procesa izgaranja. To se događa kod dizelskih motora, gdje se gorivo ubrizgava u zrak visoke temperature i visokog tlaka, a izgaranje počinje gotovo odmah. Druga vrsta je spontano izgaranje, koje se događa kada se materijal (u pravilu čvrsta tvar) zapali zbog unutarnjeg izvora topline ili dovoljno visoke temperature okoline.

Osim ove podjele, izgaranje se može klasificirati na temelju njegove brzine. Kod deflagracije, izgaranje se širi podzvučno putem prijenosa topline, dok kod detonacije, udarni val komprimira reaktante i uzrokuje nadzvučno širenje fronte izgaranja, (Bowen, 1984.) Ukratko, izgaranje kao termodinamički proces je višestruk, uključuje složene kemijske reakcije i prijenos energije. Njegovo razumijevanje i manipulacija ključni su za poboljšanje učinkovitosti proizvodnje energije i smanjenje utjecaja na okoliš. Svaki tip izgaranja – bilo da se radi o prethodno miješanom, difuzijskom, spontanom, deflagracijskom ili detonacijskom – nudi svoje jedinstvene značajke i izazove koji područje izgaranja čine predmetom proučavanja koji se stalno razvija.

## 2.2. Vrste izgaranja

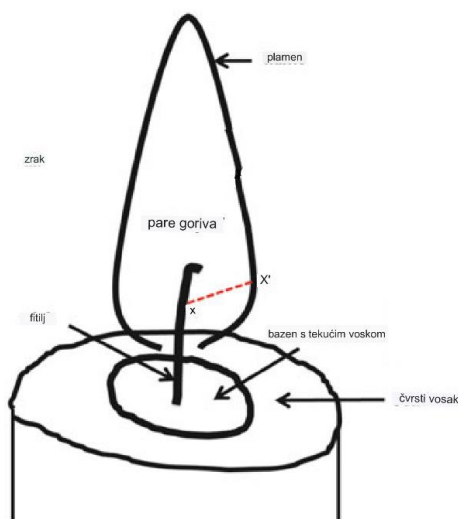
Unutar ovoga poglavlja dan je kratki prikaz podjele izgaranja na deflagraciju i detonaciju, s posebnim obzirom na opis detonacije u super- i hipersoničnim uvjetima kako bi se lakše prikazali uvjeti koje je potrebno simulirati kod simulacije RDM—a.

### 2.2.1. Deflagracija

Deflagracija, u kontekstu procesa izgaranja, klasičan je oblik podzvučnog širenja izgaranja gdje se fronta plamena pomiče kroz prijenos topline, to jest, vrući gorući plinovi zagrijevaju susjedno neizgoreno gorivo, uzrokujući njegovo paljenje i nastavak širenja plamena. Ovaj fenomen razlikuje ga od detonacije, koja uključuje nadzvučni udarni val koji sabija gorivo ispred i pali ga gotovo trenutačno.

Ovaj spori, postupni proces izgaranja često se događa u svakodnevnom životu. Na primjer, kada zapalimo svijeću, dolazi do deflagracije jer se toplina plamena topi i isparava vosak, koji se zatim miješa s kisikom da izgori, oslobodi energiju i nastavi proces. Primjer dijagrama izgaranja svijeće vidljiv je na slici 8. Drugi uobičajeni primjer je plinski štednjak (Slika 9), gdje se smjesa plina i zraka zapali, uzrokujući širenje plamena preko plamenika.

**Slika 8.** Prikaz deflagracije kod izgaranja svijeće.



**Izvor:** Obrada autora prema F. Rangwala, A. S., Raghavan, V., (2022.), „Diffusion and Premixed Flames Related to Fires“, slika dostupna na: [https://media.springernature.com/lw685/springer-static/image/chp%3A10.1007%2F978-3-030-75498-3\\_3/MediaObjects/500574\\_1\\_En\\_3\\_Fig1\\_HTML.png](https://media.springernature.com/lw685/springer-static/image/chp%3A10.1007%2F978-3-030-75498-3_3/MediaObjects/500574_1_En_3_Fig1_HTML.png) (pristupljeno 12. rujna 2023.)

**Slika 9.** Prikaz deflagracije kod plinskog štednjaka.

**Izvor:** iStock, (2022.), „Blue flames of a natural gas hob cooker burner working“, iStock, Dostupno na: <https://www.washingtonian.com/wp-content/uploads/2023/02/gas-stove-getty-images-plus-2048x1365.jpg> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Razumijevanje deflagracije uključuje principe termodinamike i dinamike fluida. Iz termodinamičke perspektive, deflagracija je egzotermna reakcija, koja oslobađa energiju u obliku svjetlosti i topline. Brzina kojom se fronta plamena širi ovisi o temperaturi i tlaku, vrsti goriva i omjeru goriva i oksidatora, (Lewis i Von Elbe, 2012.).

Fenomen deflagracije može se dalje kategorizirati u dvije vrste: stabilnu i nestabilnu. Stabilnu deflagraciju karakterizira postojana, ujednačena fronta plamena koja napreduje kroz smjesu goriva, kao što je u dobro kontroliranom plameniku plinskog štednjaka, (Williams, 1985.). Nestabilna deflagracija, s druge strane, može dovesti do nestalnog, nekontroliranog fronta plamena koji može rezultirati štetnim učincima, poput onih opaženih kod paljenja zbog curenja plina.

Jedan od ključnih sigurnosnih problema povezanih s deflagracijom je mogućnost prijelaza deflagracije u detonaciju u procesu poznatom kao prijelaz deflagracije u detonaciju (eng. *Deflagration Detonation Transition – DDT*, Döring, 1943.). Ako se fronta plamena ubrza do točke u kojoj počinje komprimirati neizgorjelu smjesu goriva ispred sebe, proces izgaranja može prijeći iz podzvučne deflagracije u nadzvučnu detonaciju, što može rezultirati daleko razornijim posljedicama zbog povećanog vala tlaka i brzog oslobađanja energije.

U industrijskim okruženjima, procesi deflagracije kontroliraju se korištenjem raznih sigurnosnih sustava i postupaka, uključujući upotrebu hvatača deflagracije u

cjevovodima koji prenose zapaljive plinove kako bi se spriječilo širenje fronte plamena i kućišta otpornih na eksploziju za električnu opremu u opasnim okruženjima.

U području raketnog pogona, deflagracija je kritičan proces koji pokreće rad raketnih motora na čvrsto gorivo, (Gordon i McBride, 1971.). Pogonsko gorivo, mješavina goriva i oksidansa, izgara u procesu deflagracije i proizvodi plinove visokog tlaka i visoke temperature koji se izbacuju stvarajući potisak.

Ukratko, deflagracija, kao podzvučni proces izgaranja, vitalni je dio mnogih aspekata naših života, od kućne uporabe do industrijske primjene. Sveobuhvatno razumijevanje ovog fenomena je dovelo do sigurnijih postupaka u rukovanju zapaljivim tvarima, učinkovitijih procesa izgaranja i napretka u tehnologiji koja iskorištava kontroliranu primjenu deflagracije.

### **2.2.2. Detonacija**

Detonacija, kao vrsta procesa izgaranja, brzo je, eksplozivno gorenje koje karakterizira udarni val koji se nadzvučno kreće kroz zapaljivu smjesu. To ga razlikuje od deflagracije, sporijeg, podzvučnog načina izgaranja gdje je prijenos topline primarni mehanizam širenja plamena.

Ključna karakteristika detonacije je udarni val, oštro definiran tlačni val koji putuje brže od brzine zvuka. Ovaj val komprimira neizgorjelu smjesu goriva i zraka ispred sebe, povećavajući njenu temperaturu i tlak do te mjere da se spontano zapali,. Energija oslobođena ovim paljenjem zatim dodatno pojačava udarni val, što dovodi do samoodrživog, cikličkog procesa.

Detonacije su izuzetno snažne i mogu osloboditi značajnu količinu energije u vrlo kratkom vremenu, što ih čini posebno relevantnim u području eksploziva. Zapravo, snaga eksploziva često je određena brzinom detonacije, brzinom kojom val detonacije putuje kroz materijal. Visokoeksplozivne tvari, kao što su TNT ili C-4, imaju velike brzine detonacije i koriste se za zadatke koji zahtijevaju značajno oslobađanje energije, kao što su rušenje ili vojne primjene, (Fickett i Davis, 2012.). Prikaz detonacije kod eksplozije eksploziva, vidljiv je na slici 10.

**Slika 10.** Prikaz detonacije eksploziva. Vidljiva je udarna fronta koja prethodi fronti izgaranja.



**Izvor:** FYFD, (2015.), „Typically, shock waves are invisible to the human eye“, Tumblr, slika dostupna na <https://img.buzzfeed.com/buzzfeed-static/static/2015-03/18/9/enhanced/webdr06/original-23900-1426687050-9.jpg> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Međutim, nasilna priroda detonacija također predstavlja značajnu sigurnosnu opasnost. Jedan primjer je fenomen detonacije u motorima s unutarnjim izgaranjem, koji se javlja kada smjesa goriva i zraka u cilindru parcijalno detonira umjesto da izgara u kontroliranoj deflagraciji. To uzrokuje nagli porast tlaka koji može oštetiti motor popularno zvano kucanje motor (eng. *engine knock*, Lee, 2008.). Kako bi to spriječili, projektanti motora često koriste senzore za detonaciju kako bi otkrili rane znakove detonacije i prilagodili parametre motora kako bi je izbjegli.

Druga briga kod detonacije je prijelaz iz deflagracije u detonaciju, koji se može dogoditi pod određenim uvjetima kada se sporija, podzvučna deflagracija ubrzava i prelazi u nadzvučnu detonaciju. To može dovesti do mnogo većih eksplozija od očekivanih i značajan je sigurnosni problem u industrijama koje rade sa zapaljivim plinovima ili prašinama.

Iz termodinamičke perspektive, detonacije se često modeliraju kao adijabatske, što znači da se toplina ne gubi u okolini. To je zato što brza priroda detonacije ne dopušta

značajnu izmjenu topline. Detonacije se također često modeliraju kao nepovratne zbog iznimno visokih temperatura i pritisaka koji su uključeni, (Heiser i Pratt, 2002.).

Unatoč njihovom destruktivnom potencijalu, kontrolirane detonacije imaju i korisne svrhe. Pulsno detonacijski motori (PDM) također su područje relevantnih istraživanja u polju propulzije, (Heiser i Pratt, 2002.). Cilj ovih motora je iskoristiti snagu kontroliranih, ponavljajućih detonacija za stvaranje potiska, potencijalno nudeći bolju učinkovitost i jednostavnost u usporedbi s tradicionalnim mlaznim motorima.

Zaključno, detonacija, kao nadzvučni proces izgaranja, fascinantan je i složen fenomen s važnim implikacijama na raznim područjima. Njegovo razumijevanje zahtijeva temeljito poznavanje termodinamike i mehanike fluida, a njegova kontrola ključna je u brojnim područjima, od povećanja učinkovitosti motora do osiguravanja sigurnosti u različitim industrijskim okruženjima. Kako istraživanje napreduje, možda ćemo pronaći još više načina da iskoristimo ogromnu snagu detonacije u korisne svrhe.

### ***2.2.3. Detonativno izgaranje u super-, hipersoničnim tokovima***

Detonativno izgaranje u hiper i nadzvučnom toku odnosi se na jedinstveno ponašanje izgaranja kada brzina smjese goriva i zraka premašuje brzinu zvuka (nadzvučno) i čak se približava peterostruko brzini zvuka (hipersonično). Pod tim uvjetima, dinamika izgaranja prelazi sa standardnog modela deflagracije na model koji se temelji na detonaciji.

Detonacija, koju karakterizira samoodrživi udarni val koji putuje kroz smjesu goriva uzrokujući spontano paljenje, dominantan je način rada u tim okruženjima velikih brzina, (Majda, 1981.). To je zbog visokog tlaka i temperature u udarnom valu, što značajno skraćuje kašnjenje paljenja, čime se potiče gotovo trenutačno izgaranje.

Razumijevanje detonativnog izgaranja u hiper i nadzvučnim uvjetima ključno je za razvoj naprednih pogonskih sustava, posebno u hipersoničnim putovanjima i propulziji svemirskih letjelica. To uključuje scramjet motore (nadzvučne ramjet-ove s izgaranjem) i rotacijske detonacijske motore (RDM), koji rade u području nadzvučnih i hipersoničnih brzina. Ovdje brzina smjese goriva i zraka daleko premašuje brzinu širenja plamena, što tradicionalne metode izgaranja deflagracijom čini neprikladnima. Upotreba



detonativnog izgaranja, međutim, može poboljšati termodinamičku učinkovitost ovih motora, a time i njihovu izvedbu.

Međutim, kontrola detonativnog izgaranja u tim okruženjima predstavlja značajne izazove. Složenost dinamike fluida pri tim brzinama, zajedno s nasilnom prirodom detonacija, može dovesti do strukturnih naprezanja i nestabilnosti. Štoviše, upravljanje prijelazom između podzvučnih, nadzvučnih i hipersoničnih uvjeta zahtijeva zamršene strategije upravljanja za održavanje učinkovitosti i sprječavanje katastrofalnih kvarova, (Journell et al., 2020.) Stoga, iako koncept detonativnog izgaranja u hiper i nadzvučnom toku obećava značajan napredak u pogonskoj tehnologiji, on je i dalje aktivno područje istraživanja, nastojeći prevladati te izazove.

### **2.3. Detonacija u motorima s unutrašnjim izgaranjem**

Unutar ovoga poglavlja daje se prikaz dva glavna motora s unutrašnjim izgaranjem temeljenih na detonaciji. Većina motora se temelji na deflagrativnom procesu, međutim uz pažljiv odabir materijala i konstrukcije motora moguće je također iskoristiti detonacijski, visoko-efikasni ciklus. Dva glavna izbora za motore temeljene na detonaciji su: pulsni detonacijski motor i rotirajući detonacijski motor. Oba sa svojim specifičnostima koja su objašnjenja nastavno dalje u poglavlju.

#### **2.3.1. Pulsni detonacijski motor**

Pulsni detonacijski motori (PDM) predstavljaju uzbudljiv razvoj u polju propulzije, iskorištavajući snagu kontroliranih detonacija za stvaranje potiska. PDM radi ponavljajućim punjenjem komore za izgaranje mješavinom goriva i oksidatora, paljenjem kako bi izazvala detonaciju, a zatim izbacivanjem proizvoda izgaranja velike brzine i visoke temperature kako bi se proizveo potisak. Ovaj se proces ponavlja u brzom slijedu ili u „pulsevima“, odakle i naziv „pulsni detonacijski motor“, (Lu, 2007.).

Princip rada PDM oslanja se na jedinstvene karakteristike detonacije. Za razliku od deflagracije, gdje se fronta plamena širi kroz prijenos topline podzvučnim brzinama,

detonacija uključuje nadzvučni udarni val koji se kreće kroz smjesu, komprimira je i pali je gotovo trenutačno. To rezultira vrlo brzim oslobađanjem energije, stvarajući plinove izgaranja pri višim temperaturama i tlakovima u usporedbi s deflagracijom. Kada se ti plinovi izbace iz komore za izgaranje, stvaraju potisak.

Jedna značajna prednost PDM je njihov potencijal za visoku termodinamičku učinkovitost. Braytonov ciklus, koji modelira protok zraka kroz mlazni motor, predviđa veću učinkovitost pri višim omjerima tlaka, a ekstremni pritisci generirani detonacijom omogućuju PDM-ima da teoretski postignu veću učinkovitost od tradicionalnih mlaznih motora, (Heiser i Pratt, 2002.). Nadalje, jednostavnost dizajna PDM, s manje pokretnih dijelova u usporedbi s turbomlaznim, može smanjiti težinu, složenost i potencijalno troškove održavanja.

Međutim, PDM također predstavljaju značajne inženjerske izazove. Brze, ponavljajuće detonacije stvaraju intenzivne vibracije i akustične pritiske, što može uzrokovati strukturna oštećenja i zahtijevati robusnu konstrukciju otpornu na vibracije. Dodatno, upravljanje smjesom goriva i zraka kako bi se osigurale konzistentne i pouzdane detonacije, posebno na visokim frekvencijama, složen je zadatak. Prijelaz sa stojećeg starta na kontinuirani pulsirajući rad, poznat kao „spin-up“ faza, još je jedna tehnička prepreka koju inženjeri moraju prevladati, (Bussing i Pappas, 1994.).

Štoviše, detonacije su notorno glasne, a ponavljajuća priroda rada PDM potencijalno može dovesti do značajnog zagađenja bukom. Naposljetku, upravljanje prijelazom između različitih brzina, osobito pri prijelazu iz podzvučnih u nadzvučne uvjete, predstavlja svoj niz izazova. Iz navedenog razloga malobrojne su letjelice s PDM-om, te su u pravilu testne poput modificirane Long-EZ letjelice. Ova letjelica je vidljiva na slici 11.

**Slika 11.** Prikaz Long EZ letjelice - u vlasništvu američkog ratnog zrakoplovstva.



**Izvor:** National Museum of the United States Air Force, (2008.), „Scaled Composites Long-EZ "Borealis"“, National Museum of the United States Air Force, slika dostupna na: <https://media.defense.gov/2008/May/16/2000619047/-1/-1/0/080515-F-9595C-169.JPG> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Unatoč ovim izazovima, istraživanje PDM-a se nastavlja zbog njihovog obećavajućeg potencijala. Neke primjene koje se istražuju uključuju njihovu upotrebu u raketnom pogonu, gdje bi visoka učinkovitost i jednostavnost PDM-ova mogla ponuditi prednosti, (Lu, 2007.). Također se istražuju njihove potencijalne primjene u zrakoplovnoj industriji – Primjer zrakoplovnog PDM-a vidljiv je na slici 12. Druga moguća primjena je u proizvodnji električne energije, gdje bi se PDM-ovi mogli koristiti umjesto plinskih turbina radi njihove veće učinkovitosti.

Zaključno, pulsno detonacijski motori, iako su još uvijek u razvojnim fazama, predstavljaju značajan pomak u pogonskoj tehnologiji. Iskorištavanjem snage detonacije, PDM-ovi obećavaju visokoučinkovite pogonske sustave. Prevladavanje povezanih inženjerskih izazova zahtijevat će opsežna istraživanja i razvoj, ali potencijalni benefiti čine PDM-ove obećavajućim područjem istraživanja.

**Slika 12.** Primjer PDM izvan letjelice. Vidljivo je više cijevi kako bi se naizmjeničnim paljenjem ostvario mirniji rad.



**Izvor:** National Museum of the United States Air Force, (2008.), „AFRL Pulsed Detonation Engine“, National Museum of the United States Air Force, slika dostupna na: <https://media.defense.gov/2008/Aug/21/2000685178/-1/-1/0/080821-F-1234S-002.JPG> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

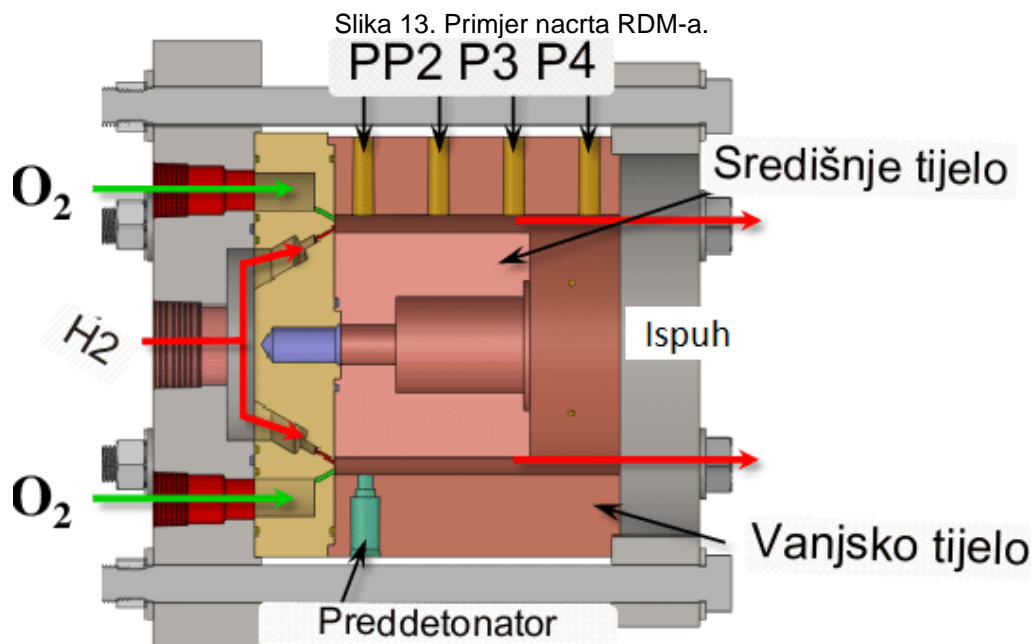
### 2.3.2. Komparacija RDM i PDM

Pulsni detonacijski motori (PDM) i rotirajući detonacijski motori (RDM) inovativne su pogonske tehnologije koje iskorištavaju termodinamičke prednosti detonativnog izgaranja. Iako dijele sličnosti u korištenju detonacije, specifični dizajni i operativni mehanizmi razlikuju se, što rezultira različitim prednostima, izazovima i potencijalnim primjenama.

Pulsni detonacijski motor (PDM) radi pokretanjem niza diskretnih, kontroliranih detonacija unutar cijevi ili komore za izgaranje. Mješavina goriva i zraka ubrizgava se u komoru, pali, a zatim se rezultirajući val detonacije širi niz duljinu komore, izgarajući smjesu i stvarajući okruženje visokog tlaka i visoke temperature. Nakon ovog brzog procesa izgaranja slijedi faza pročišćavanja, gdje se produkti izgaranja izbacuju kako bi proizveli potisak, a komora se zatim ponovno puni mješavinom goriva i zraka za sljedeći ciklus – puls.

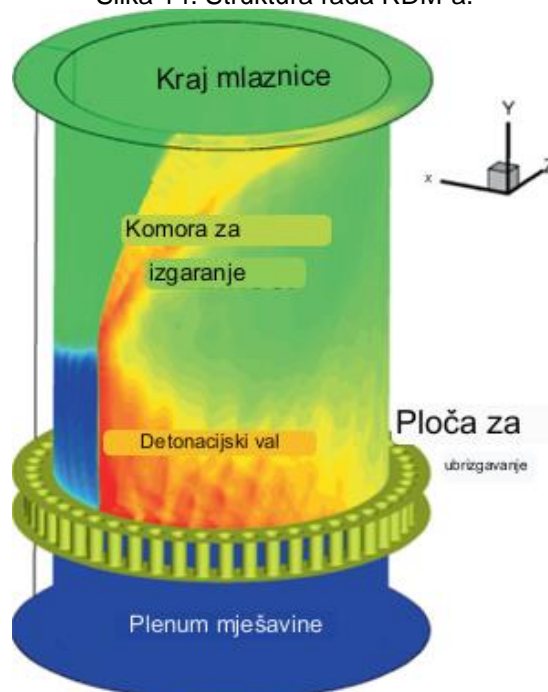
PDM teoretski mogu postići veću termodinamičku učinkovitost zbog viših omjera tlaka povezanih s detonacijom u usporedbi s tradicionalnim izgaranjem deflagracijom. Relativno jednostavan dizajn, s manje pokretnih dijelova, također može smanjiti složenost, težinu i potencijalne troškove održavanja. Međutim, PDM-ovi se suočavaju sa značajnim inženjerskim izazovima, kao što su upravljanje dosljednim i pouzdanim detonacijama, suočavanje s intenzivnim vibracijama i akustičnim pritiscima, te rukovanje prijelazom s pokretanja u stanju mirovanja na kontinuirani pulsirajući rad.

Suprotno tome, rotirajući detonacijski motor (RDM) ima izrazito drugačiji dizajn i pristup radu. RDM koristi komoru za izgaranje u obliku prstena ili prstenastu, gdje kontinuirani, rotirajući detonacijski val rotira unutar prstena. Primjer nacrta struktura RDM-a vidljiv je na slici 13. Gorivo i oksidans ubrizgavaju se u komoru odmah iza valne fronte detonacije, gdje visoki tlakovi i temperature iza valne fronte pospješuju miješanje i atomizaciju ulazne smjese. Ovime se priprema smjesa za sljedeći ciklus detonacije. Prikaz ovog procesa izgaranja vidljiv je na slici 14.



**Izvor:** Obrada autora prema Sosa, J., Burke, R., Ahmed, K. A., Micka, D. J., Bennewitz, J. W., Danczyk, S. A., Paulson, E. J., Hargus, W. A., (2020.), „Experimental evidence of H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> propellants powered rotating detonation waves“, *Combustion and Flame*, slika dostupna na: <https://bioage.typepad.com/.a/6a00d8341c4fbe53ef0263e85fee5e200d-popup> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Slika 14. Struktura rada RDM-a.

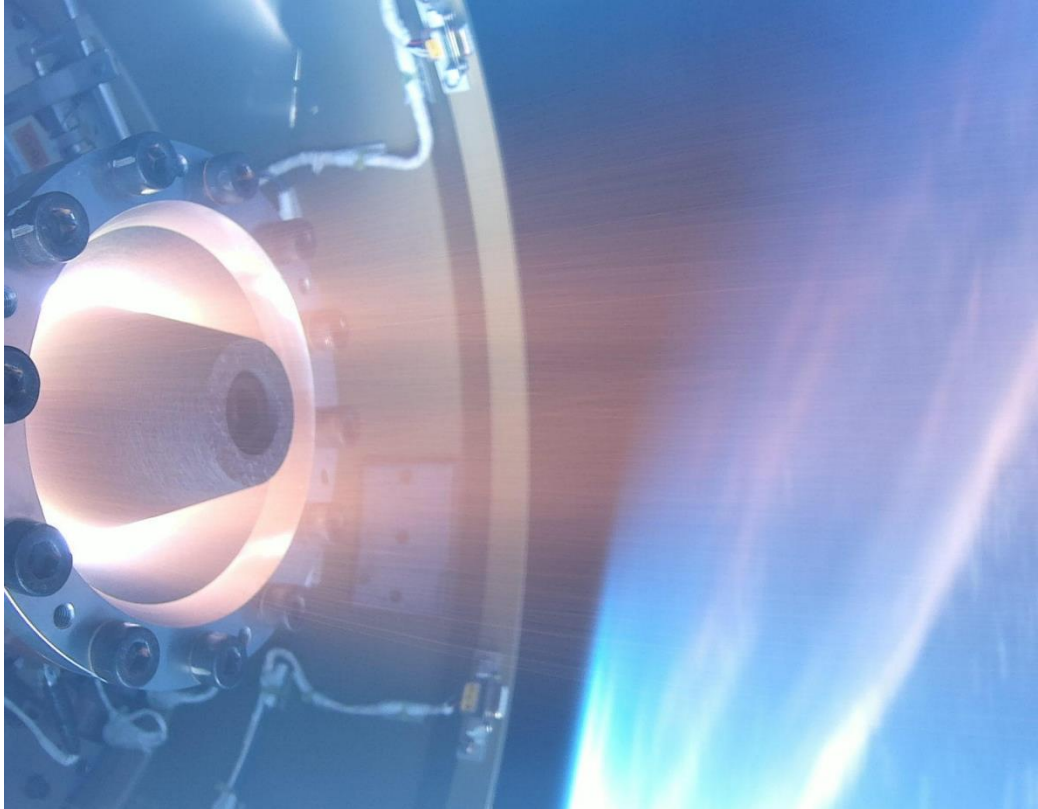


**Izvor:** Obrada autora prema Kailasanath, K., (2022.), „Injector Dynamics and Pressure Gain in Rotating Detonation Engines“, *Advances in Energy and Combustion*, slika dostupna na: [https://media.springernature.com/lw685/springer-static/image/chp%3A10.1007%2F978-981-16-2648-7\\_1/MediaObjects/503139\\_1\\_En\\_1\\_Fig1\\_HTML.png](https://media.springernature.com/lw685/springer-static/image/chp%3A10.1007%2F978-981-16-2648-7_1/MediaObjects/503139_1_En_1_Fig1_HTML.png) (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Ključna prednost RDM-a je kontinuirani proces detonacije, koji potencijalno može isporučiti konzistentne, visokofrekventne detonacije bez potrebe za zamršenim vremenskim mehanizmima potrebnim u PDM-ima, (Cocks et al., 2016.). To bi moglo dovesti do stabilnijeg i predvidljivijeg rada, s manje pokretnih dijelova i potencijalno manje vibracija od PDM-ova. Nadalje, prstenasti dizajn komore za izgaranje u RDM-ovima potencijalno može omogućiti kompaktniji dizajn motora.

Međutim, RDM se također suočavaju sa značajnim izazovima. Rotirajući val detonacije mora se održati, što zahtijeva pažljivu kontrolu isporuke goriva i oksidansa. Premalo goriva ili oksidatora može uzrokovati gašenje detonacije, dok previše može dovesti do rasipanja i neučinkovitosti. Uvjeti visokog tlaka i temperature unutar RDM također zahtijevaju robusne materijale otporne na toplinu kako bi izdržali ekstremno radno okruženje, (Koch et al., 2019.). Osim toga, slično PDM-ima, RDM-ovi se također suočavaju s izazovima povezanim s kontrolom buke zbog intenzivne buke koju stvara detonacija.

Što se tiče primjene, i PDM i RDM se istražuju za niz namjena, uključujući raketni pogon, zrakoplovstvo i proizvodnju energije. Međutim, izbor između PDM i RDM ovisit će o specifičnoj primjeni i povezanim zahtjevima. Na primjer, PDM bi mogli biti prikladniji za primjene u kojima je prednost jednostavnije održavanje rada, dok bi RDM mogli biti poželjniji za situacije u kojima je korisna kontinuirana visokofrekventna detonacija. Koliko je njihova upotreba obećavajuća daje prikaz test JAXA-e u 11. mjesecu 2022. gdje su po prvi puta testirali RDM u orbiti. Prikaz tog RDM-a tijekom rada u svemiru, vidljiv je na slici 15.

**Slika 15.** Primjer RDM pokusnog paljenja u orbiti za vrijeme JAXA-inog testa.

**Izvor:** InceptiveMind, (2022.), „Japan tests rotating detonation engine for the first time in space“, Inceptive Mind, slika dostupna na: [https://cosmos.isas.jaxa.jp/wordpress/wp-content/uploads/20210819\\_1.jpeg](https://cosmos.isas.jaxa.jp/wordpress/wp-content/uploads/20210819_1.jpeg) (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Ukratko, rotacijski detonacijski motori i pulsni detonacijski motori dvije su obećavajuće pogonske tehnologije koje iskorištavaju snagu i učinkovitost detonativnog izgaranja. Iako dijele sličnosti, njihov različiti dizajn i načela rada dovode do jedinstvenih prednosti i izazova. Daljnje istraživanje i razvoj nedvojbeno će otključati puni potencijal ovih uzbudljivih tehnologija, otvarajući vrata učinkovitijim i snažnijim pogonskim sustavima.

### 3. Rotacijski detonacijski motor

Rotacijski detonacijski motori (RDM) predstavljaju značajan napredak u tehnologiji propulzije, iskorištavajući intenzivnu snagu kontinuiranih, cikličkih detonacija za stvaranje potiska. Ovi motori rade na temelju jedinstvenog koncepta koji odstupa od konvencionalnih procesa deflagrativnog izgaranja.

RDM-ovi koriste karakterističnu prstenastu komoru za izgaranje u obliku prstena. Unutar ove komore pokreće se i održava kontinuirani detonacijski val koji se širi u obodnom smjeru oko prstena. Mješavina goriva i oksidatora kontinuirano se ubrizgava u komoru dok za isto vrijeme valna fronta detonacije rotira unutar prstena, (Schwer i Kailasanath, 2011.). Visoki tlakovi i temperature koji proizlaze iz prethodne detonacije olakšavaju brzo miješanje i atomizaciju ulazne smjese, pripremajući pozornicu za sljedeći ciklus detonacije.

Ovaj mehanizam rada nudi nekoliko prednosti. Prvenstveno, RDM mogu postići veću termodinamičku učinkovitost zbog povišenih tlakova povezanih s procesom detonacije. Za razliku od deflagrativnog izgaranja (sporo, podzvučno izgaranje), koje čini osnovu za većinu tradicionalnih mlaznih motora, detonativno izgaranje u RDM-ima odvija se pri nadzvučnim brzinama, što dovodi do većeg oslobađanja energije i većih ispušnih brzina. To podrazumijeva poboljšani omjer potiska i težine, ključni parametar za svaki pogonski sustav.

RDM se također ističu jednostavnošću i kompaktnošću. Kontinuirana, samoodrživa priroda detonacijskog vala negira potrebu za zamršenim sustavima paljenja i vremena, smanjujući složenost. Nadalje, prstenasti dizajn omogućuje kompaktniji otisak motora, što je dragocjeno sredstvo za primjene u kojima je prostorna ograničenost problem.

Međutim, put do praktičnih RDM nije bez prepreka. Ekstremni pritisci i temperature zahtijevaju robusne materijale otporne na toplinu kako bi izdržali teške radne uvjete. Štoviše, održavanje kontinuiranog detonacijskog vala zahtijeva preciznu kontrolu nad isporukom goriva i oksidansa – previše ili premalo može dovesti do gašenja detonacije ili rasipne neučinkovitosti. Kontrola buke također predstavlja znatan izazov zbog intenzivnog akustičnog pritiska koji stvara proces detonacije.



Unatoč ovim preprekama, potencijal RDM-a potaknuo je znatna istraživanja i razvoj. Njihove potencijalne primjene obuhvaćaju različite sektore, uključujući zrakoplovstvo, gdje bi mogli revolucionirati raketni i scramjet pogon, i energetiku, gdje bi mogli pokretati turbine za proizvodnju energije s dosad neviđenom učinkovitošću.

U svojoj osnovi, rotacijski detonacijski motori, koji koriste ogromnu snagu detonacije, predvodnici su evolucije pogonske tehnologije. Dok put do praktične implementacije uključuje prevladavanje značajnih izazova, isplativost, u smislu učinkovitosti, snage i jednostavnosti, čini RDM-ove uvjerljivim područjem istraživanja.

### **3.1. Povijest istraživanja**

Povijest istraživanja rotacijskih detonacijskih motora (RDM) seže nekoliko desetljeća unazad, nakon razumijevanja potencijalnih prednosti detonacije u odnosu na deflagracijsko izgaranje. Ideja iskorištavanja vrhunske termodinamičke učinkovitosti i izlazne snage detonacije u praktičnom motoru predstavljala je intrigantan izazov za znanstvenike i inženjere.

Teorijske studije o RDM-ima ozbiljno su započele sredinom 20. stoljeća, s nekolicinom pionirskih istraživača koji su istraživali koncept, (Zeldovich, 1950.). Rane teorijske i eksperimentalne radove izveli su istraživači kao što su Soloukhin, Zeldovich i Nicholls, koji su postavili temelje za razumijevanje procesa uključenih u rotirajuću detonaciju.

Međutim, tek krajem 20. stoljeća i početkom 21. stoljeća došlo je do porasta interesa za RDM. Ovo je uvelike potaknuto napretkom u računalnim snagama i numeričkim metodama, što je omogućilo sofisticiranije modeliranje i simulaciju složene dinamike fluida i termodinamike uključene u rotirajuću detonaciju. Istraživačke institucije i tvrtke diljem svijeta počele su prepoznavati potencijal RDM-a za niz primjena, od zrakoplovne propulzije do proizvodnje električne energije.

U 2000-ima je razvijeno nekoliko eksperimentalnih RDM prototipova. Ovi početni dizajni pokazali su izvedivost održavanja kontinuiranog, rotirajućeg detonacijskog vala u prstenastoj komori za izgaranje, (Bulat, 2014.). Istraživačke skupine u institucijama, poput Istraživačkog laboratorija ratnog zrakoplovstva u SAD-u. počele su objavljivati

značajna otkrića iz svog rada na RDM-ovima, pridonoseći sve većem broju znanja o tim motorima.

Tijekom prošlog desetljeća, postojali su zajednički napori da se prevladaju izazovi povezani s RDM-ovima, kao što su kontrola buke, izbor materijala i kontrola mješavine goriva i zraka. Istražuju se inovativna rješenja, uključujući korištenje naprednih materijala koji će izdržati ekstremne temperature i pritiske, te sofisticiranih kontrolnih sustava za upravljanje isporukom goriva i oksidatora.

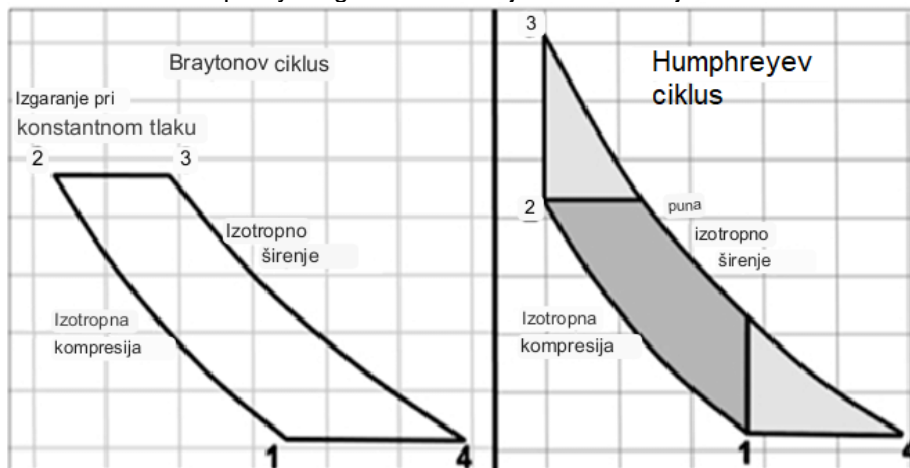
Razvoj praktičnih, operativnih RDM još uvijek je u tijeku, s brojnim organizacijama diljem svijeta posvećenim unaprjeđenju ove tehnologije. Nekoliko zrakoplovnih tvrtki, uključujući renomirane industrijske divove, najavilo je svoje istraživanje RDM-a, što ukazuje na obećavajuću budućnost ove tehnologije.

Ukratko, povijest istraživanja rotirajućih detonacijskih motora priča je o neprekidnoj znanstvenoj znatiželji i ustrajnosti. Od početnih teorijskih istraživanja do današnjih eksperimentalnih i računalnih studija, putovanje RDM-a obilježeno je značajnim izazovima i uzbudljivim otkrićima. Nadolazeće godine nedvojbeno će svjedočiti više napretka, približavajući nas ostvarenju punog potencijala ove revolucionarne pogonske tehnologije.

### **3.2. Termodinamički ciklus**

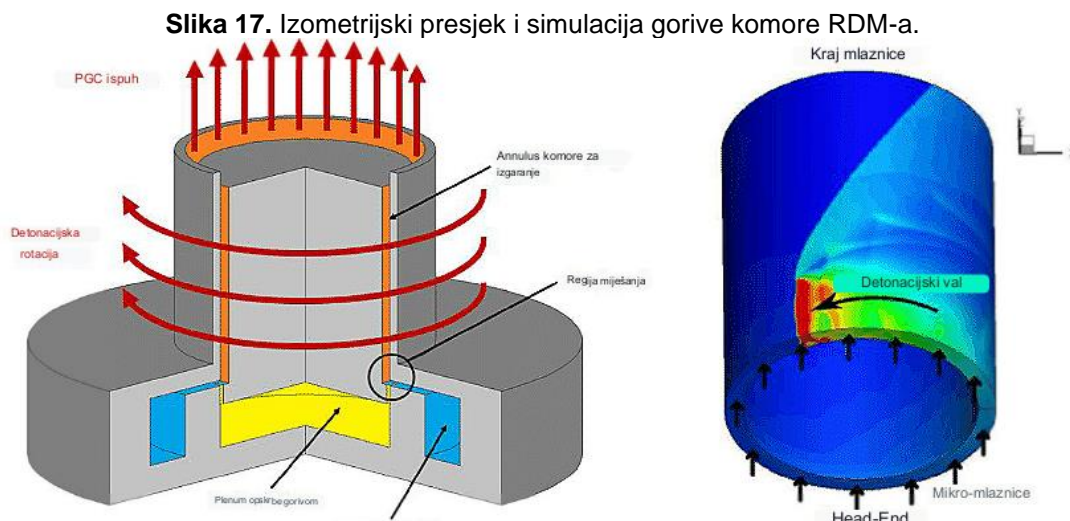
Termodinamički ciklus iza rotirajućih detonacijskih motora složen je proces koji uključuje jedinstveni, kontinuirani detonacijski uzorak izgaranja. Za razliku od tradicionalnih mlaznih motora, koji prvenstveno slijede Braytonov ciklus, ili klipnih motora koji rade na Ottovom ili Dieselovom ciklusu, RDM-ovi iskorištavaju svojstva Humphreyjevog ciklusa – teoretskog termodinamičkog ciklusa koji postiže veću učinkovitost zbog izgaranja konstantnog volumena, što je bliže onome što se događa u detonaciji, (Schwer i Kailasanath, 2011.). Usporedni prikaz Braytonovog i Humphreyjevog ciklusa moguće je vidjeti na slici 16.

**Slika 16.** Usporedni prikaz Braytonovog ciklusa na kojemu se temelje klasični raketni pogoni, te Humphreyevog ciklusa na kojemu se temelji RDM.



**Izvor:** Obrada autora prema Bulat, P., (2014.), „About the detonation engine“, American Journal of Applied Sciences, , slika dostupna na: <https://www.researchgate.net/profile/Pavel-Bulat/publication/263651647/figure/fig1/AS:296096208310272@1447606245475/Comparison-of-brayton-and-humphrey-thermodynamic-cycles.png> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Kod RDM, rad počinje ubrizgavanjem mješavine goriva i oksidatora u prstenastu (prstenastu) komoru za izgaranje. Ta se smjesa zatim zapali, obično korištenjem pomoćnog izvora paljenja, kako bi se pokrenuo prvi val detonacije, (Koch et al., 2020.). Važno je napomenuti da se detonacijski val u RDM-u širi nadzvučnom brzinom i stoga ga karakterizira udarna fronta, iza koje gorivo i oksidans izgaraju gotovo trenutačno zbog ekstremnih pritisaka i temperatura uzrokovanih udarom. Izometrijski presjek i simulacija gorive komore RDM-a vidljiva je na slici 17.



**Izvor:** Obrada autora prema St. George, A., Driscoll, R., Anand, V., Randall, S., Munday, D. i Gutmark, E., (2015.), „Development of a Rotating Detonation Engine Facility at the University of Cincinnati“, slika dostupna na: <https://www.researchgate.net/profile/Robert-Driscoll-7/publication/271199030/figure/fig2/AS:295192360964097@1447390751085/Rotating-Detonation-Engine-4.png> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Brzi proces izgaranja rezultira plinovima pod visokim tlakom i visokom temperaturom, koji predstavljaju proces izgaranja konstantnog volumena Humphreyjevog ciklusa, (Nordeen et al., 2014.). Za razliku od Braytonovog ciklusa, koji uključuje izgaranje pri konstantnom tlaku, Humphreyjev ciklus teoretski postiže veću toplinsku učinkovitost jer se dodavanje topline događa pri konstantnom volumenu, čime se postižu viši tlak i temperatura za određenu količinu unesene topline.

Produkti izgaranja zatim se šire, djelujući na okolinu – u ovom slučaju, stvarajući potisak izlazeći iz komore za izgaranje velikim brzinama. To je slično hodu snage u tradicionalnom klipnom motoru ili procesu ekspanzije u turbini u mlaznom motoru. Ovaj proces ekspanzije snižava tlak i temperaturu plinova, koji se zatim izbacuju iz komore za izgaranje kako bi napravili mjesta za sljedeću dozu mješavine goriva i oksidatora.

Ciklus se zatim ponavlja, sa svježom smjesom goriva i oksidatora koja se ubrizgava u komoru i detonacijski val se širi kroz nju. Jedinstveni dizajn RDM-a omogućuje detonacijskom valu da se kontinuirano okreće oko prstena, izgarajući smjesu goriva i oksidatora gotovo čim uđe u komoru za izgaranje. Ovaj kontinuirani, ciklički proces ključna je značajka razlikovanja RDM-ova i doprinosi njihovom potencijalu za visoku toplinsku učinkovitost.

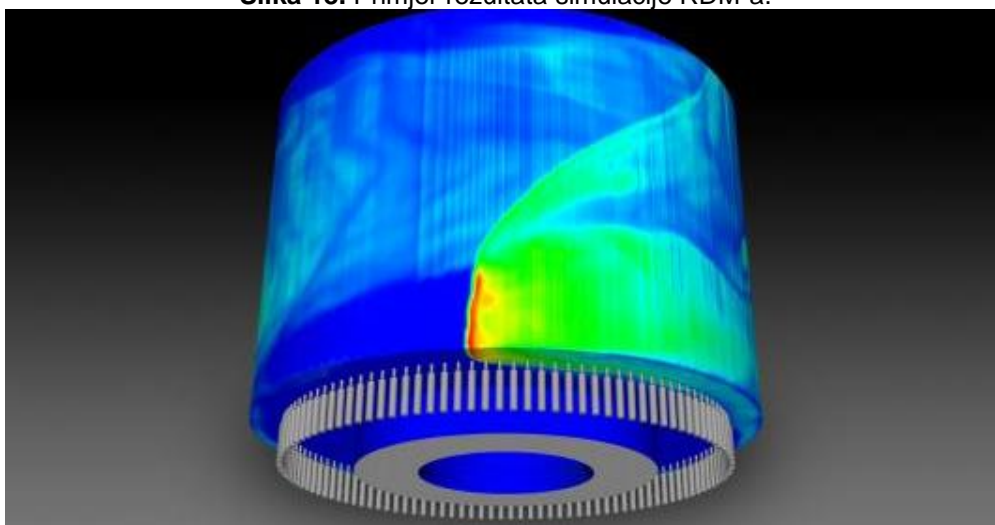
Ukratko, termodinamički ciklus iza rotirajućeg detonacijskog motora predstavlja novu primjenu Humphreyjevog ciklusa, koristeći detonativno izgaranje konstantnog volumena za postizanje veće toplinske učinkovitosti, (Nordeen et al. (2014.)). Složenost ovog ciklusa, sa svojim nadzvučnim detonacijskim valovima i cikličkim radom, predstavlja brojne izazove. Međutim, obećanje poboljšane učinkovitosti i izlazne snage čini RDM fascinantnim područjem istraživanja u tehnologiji pogona.

### 3.3. Simulacije prethodnih istraživanja

Ranije simulacije proučavanja rotirajućih detonacijskih motora znatno su doprinijele razumijevanju ovih inovativnih pogonskih sustava. Simulacije su postale neprocjenjive u istraživanju složene termodinamike, dinamike fluida i procesa izgaranja uključenih u RDM, posebno s obzirom na poteškoće u eksperimentalnom proučavanju ovih brzih, visokoenergetskih sustava.

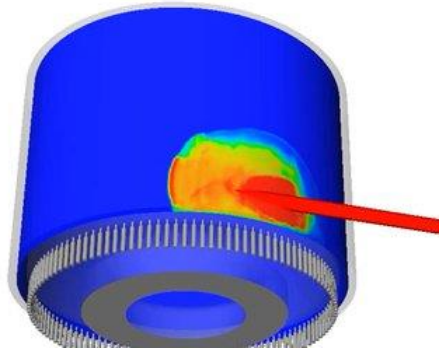
Mnoge računalne studije (primjer rezultata simulacije vidljiv je na slici 18., ( Bykovskii, 1986.) usredotočile su se na inicijaciju i širenje rotirajućeg detonacijskog vala, s nalazima koji pokazuju da je pažljiva kontrola mješavine goriva i oksidansa ključna za održavanje stabilne, kontinuirane detonacije. Simulacije su otkrile da prebogate ili siromašne smjese mogu dovesti do gašenja detonacijskog vala, naglašavajući tako važnost precizne kontrole smjese za učinkovit rad RDM.

Slika 18. Primjer rezultata simulacije RDM-a.



**Izvor:** Argonne National Laboratory, (2023.), „New Argonne computational model to accelerate engine development for next-generation hypersonic“, U.S. Department of Energy, slika dostupna na: [https://www.anl.gov/sites/www/files/styles/article\\_teaser\\_16x9/public/2019-05/RDE\\_modified\\_1600x900.jpg](https://www.anl.gov/sites/www/files/styles/article_teaser_16x9/public/2019-05/RDE_modified_1600x900.jpg) (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Simulacije su također korištene za istraživanje učinaka različitih parametara dizajna na performanse RDM. Na primjer, studije o utjecaju širine prstena, mjesta ubrizgavanja i brzine ubrizgavanja, (Koch et al., 2019.) smjese pružile su ključne uvide u to kako ti čimbenici utječu na pokretanje detonacije (vidljivo na slici 19.), ukupnu učinkovitost i proizvodnju potiska.

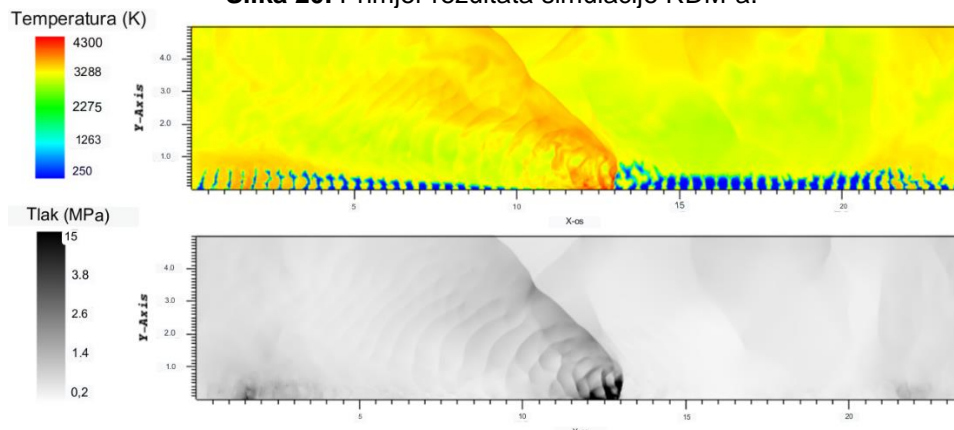
**Slika 19.** Primjer početnog paljenja RDM-a.

**Izvor:** Naumenko, A., (2019.), „What is a rotating detonation engine and why are they better than regular engines?“, Quora, Dostupno na: <https://qph.cf2.quoracdn.net/main-qimg-6de6e4ef5960a7cd64ea228903fa8213-pjlq> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

Nadalje, računalno modeliranje pomoglo je kvantificirati potencijalne prednosti RDM-a. Mnoge su simulacije potvrdile teorijska predviđanja veće toplinske učinkovitosti za RDM u usporedbi s konvencionalnim mlaznim motorima, ponovno potvrđujući obećanje ovih motora u pružanju superiornih pogonskih sposobnosti.

Međutim, ove su simulacije također istaknule nekoliko izazova, kao što je stvaranje intenzivne buke i vibracija, potreba za robusnim materijalima koji će izdržati ekstremne temperature i pritiske, te složenost pokretanja i održavanja kontinuiranog, stabilnog detonacijskog vala.

Ukratko, simulacije istraživanja rotirajućih detonacijskih motora bile su ključne u razotkrivanju složene operativne dinamike ovih motora, potvrđivanju njihovih potencijalnih prednosti i identificiranju ključnih izazova kojima se treba uhvatiti u koštac, (Argonne National Laboratory, 2023.). Buduće računalne analize, u sinergiji s eksperimentalnim radom, nastavit će imati centralnu ulogu u razvoju i optimizaciji RDM-ova. Prikaz primjera rezultata simulacije vidljiv je na slici 20.

**Slika 20.** Primjer rezultata simulacije RDM-a.

**Izvor:** Obrada autora prema Deiterding, R. (2022.), „Research Projects“, slika dostupna na: [http://rdeiterding.website/projects/proj\\_images/RDE\\_HP\\_Pic02.png](http://rdeiterding.website/projects/proj_images/RDE_HP_Pic02.png) (pristupljeno 12. rujna 2023.)

### 3.4. Prednosti pred klasičnim raketnim motorima

Rotirajući detonacijski raketni motori nude mnoštvo prednosti u odnosu na konvencionalne raketne motore koji koriste ravnomjerno izgaranje deflagracijom. Glavne prednosti proizlaze iz inherentne termodinamičke efikasnosti procesa detonacije i jedinstvenog dizajna i radnih karakteristika ovih motora.

**1. Povećana termodinamička učinkovitost:** Kod RDM-a, proces izgaranja je u biti detonacija, koja uključuje nadzvučni val izgaranja. Ovo je proces gotovo konstantnog volumena koji izvlači više rada iz dane količine goriva i oksidansa nego proces konstantnog tlaka (deflagracija) koji se nalazi u konvencionalnim raketnim motorima. Teoretski, to dovodi do veće termodinamičke učinkovitosti, što znači da se može proizvesti više potiska s određenom količinom pogonskog goriva ili se ista količina potiska može proizvesti korištenjem manje pogonskog goriva.

**2. Veće ispušne brzine:** Zbog većeg oslobađanja energije pri detonaciji, RDM proizvode veće ispušne brzine od konvencionalnih raketnih motora. Kod raketnog pogona, ispušna brzina izravno je povezana sa specifičnim impulsom, mjerom učinkovitosti raketnog motora. Veće brzine ispuha znače veći specifični impuls, čime se potencijalno poboljšavaju ukupne performanse rakete.

**3. Pojednostavljen dizajn:** RDM-ovi posjeduju jedinstvenu prstenastu komoru za izgaranje u kojoj rotira kontinuirani val detonacije. Ovaj dizajn je relativno jednostavan i ima manje pokretnih dijelova od konvencionalnog raketnog motora, koji može sadržavati zamršene sustave za ubrizgavanje goriva, paljenje i vektoriranje potiska. Ova jednostavnost mogla bi dovesti do lakše proizvodnje, nižih troškova i potencijalno veće pouzdanosti zbog manjeg broja točaka kvara.

**4. Kompaktnost:** Prstenasti dizajn RDM-ova također može omogućiti kompaktniji otisak motora, što je prednost u svemirskim primjenama gdje su volumen i težina na prvom mjestu. Kompaktnost RDM-a može se pretvoriti u više prostora za korisni teret, gorivo ili druge sustave unutar rakete.

**5. Poboljšana svojstva kod povećanja fizičkih dimenzija:** RDM-i potencijalno posjeduju znatno bolje održavanje svojstva kod povećanja fizičkih svojstva od tradicionalnih raketnih motora. Performanse konvencionalnog motora ne povećavaju

se linearno s veličinom zbog čimbenika poput nestabilnosti izgaranja. Međutim, u RDM-ovima, kontinuirani proces detonacije je inherentno stabilan i mogao bi se lakše povećati ili smanjiti kako bi odgovarao različitim primjenama, (Bulat, 2014.).

Iako ove prednosti čine RDM-e privlačnom alternativom konvencionalnim raketnim motorima, oni dolaze s vlastitim nizom izazova, kao što je održavanje kontinuiranog i stabilnog detonacijskog vala, suočavanje s intenzivnom bukom i vibracijama i pronalaženje dovoljno robusnih materijala da izdrže ekstremne temperature i pritiske povezane s detonacijom. Unatoč tome, značajne potencijalne koristi RDM-a izazvale su veliko zanimanje istraživačke zajednice, a rad koji je u tijeku nastavlja nas približavati ostvarenju njihovog punog potencijala.

### 3.5. Problemi primjene

Unatoč ogromnom potencijalu rotirajućih detonacijskih motora, ostaje nekoliko značajnih izazova u njihovom razvoju i implementaciji.

**1. Stabilna detonacija:** kontinuirano, stabilno širenje detonacijskog vala ključni je uvjet za učinkovit rad RDM. Ako se val ugasi ili ako se razvije više valnih fronti, performanse motora mogu biti ugrožene. Postizanje stabilne detonacije zahtijeva pažljivu kontrolu ubrizgavanja goriva i oksidansa, što je izazovan zadatak s obzirom na brzu prirodu procesa.

**2. Trajnost materijala:** RDM-ovi uključuju jake pritiske i temperature zbog procesa nadzvučne detonacije. Stoga komponente motora moraju biti izrađene od materijala koji mogu izdržati te teške uvjete tijekom duljeg razdoblja. Razvijanje materijala s visokom temperaturom i tolerancijom na pritisak, uz zadržavanje strukturalnog integriteta i razumne težine, značajan je inženjerski izazov.

**3. Buka i vibracije:** Proces detonacije u RDM-ima stvara znatnu buku i vibracije, koje mogu uzrokovati strukturalna oštećenja i stvoriti probleme u komunikacijskim sustavima, posebno u svemirskim letjelicama. Štoviše, buka koju emitiraju ti motori bila bi znatno



glasnija od tradicionalnih motora, što bi predstavljalo značajne izazove u kontroli zagađenja bukom.

**4. Kontrola mješavine goriva:** Precizna kontrola mješavine goriva i oksidatora ključna je za učinkovit RDM rad. Previše siromašne ili bogate smjese mogu dovesti do gašenja detonacije, odnosno manje učinkovitosti. Nadzvučna priroda procesa izgaranja ostavlja malo prostora za pogreške u kontroli mješavine goriva.

**5. Prijelaz na praktične primjene:** Dok su prototipovi RDM-ova u laboratoriju pokazali obećavajuće rezultate, prijelaz na praktične motore punog opsega ostaje prepreka. Povećanje ovih motora za praktične primjene uključuje dodatne složenosti, uključujući održavanje stabilne detonacije u većim razmjerima i osiguranje pouzdanih, dosljednih performansi u različitim radnim uvjetima.

**6. Sigurnosni problemi:** Priroda procesa detonacije predstavlja sigurnosne probleme, posebno u smislu rukovanja i rada ovih motora, (Cooper, 1996.). Postupci za siguran rad i isključivanje u hitnim slučajevima moraju se razviti i temeljito ispitati.

**7. Nedostatak standardiziranog dizajna:** Kao relativno novo područje, nedostaju standardizirana načela dizajna i smjernice za RDM. Istraživači i inženjeri još uvijek istražuju različite konfiguracije dizajna i operativne strategije, što čini usporedbu i procjenu različitih dizajna motora izazovnim.

Zaključno, iako rotirajući detonacijski motori nude značajne potencijalne koristi, potrebno je riješiti brojne prepreke prije nego što se ti motori mogu praktički primijeniti. Ovi izazovi obuhvaćaju niz disciplina, uključujući znanost o materijalima, dinamiku fluida, sustave upravljanja i sigurnosno inženjerstvo. Kontinuirani razvoj i usavršavanje RDM-ova zahtijevat će zajedničke napore u svim ovim disciplinama kako bi se oslobodio njihov puni potencijal. Unatoč ovim izazovima, obećanje RDM-a u revolucioniranju pogonske tehnologije nastavlja poticati istraživačke i razvojne napore diljem svijeta.

### 3.6. Numerički model

Unutar ovoga poglavlja daje se numerički model i teoretska pozadina samog RDM-a. Poseban osvrt se daje na četiri komponente modela:

- Samu reakciju izgaranja
- Izgaranje prethodno izmiješanog plina
- Huguenotova krivulja i njena područja detonacije-deflagracije
- Struktura valova izgaranja

#### 3.6.1. Reakcija izgaranja

Unutar ovog dijela opisuje se širenje valne fronte izgaranja uz pomoć prethodne teorije i jednadžbi.

##### 3.6.1.1. Paljenje i izgaranje

Pojava izgaranja temeljito je proučena unutar literature. Njena eksperimentalna rasprava objavljena je u više različitih izvora (Gaydon, Wolfhard i Penner, 1960.; Glassman, Yetter i Glumac, 2014.; Strehlow, 1968.), a teoretske hipoteze postavljene u Williams (1985.). Definicija izgaranja nije posve definirana. U općenitom slučaju izgaranje plinovitih tvari proizvodi toplinu i prati ga emisija svjetlosti iz produkata reakcije. Energetski polimerni materijali vrlo brzo izgaraju i proizvode toplinu bez stvaranja svjetlosti. Kada se plinoviti reaktant zagrije putem vanjskog izvora energije, dolazi do kemijskih reakcija između molekula.

Proces pokretanja reakcije je egzotermičan i stvara proizvode visoke temperature. Taj proces naziva se paljenje (eng. *ignition*) kao dio fenomena izgaranja. Kada se toplina proizvodi ovom egzotermnom reakcijom, temperatura neizreagiranog dijela plinovitog reaktanta dovoljno raste da dođe do procesa paljenja bez potrebe za vanjskom toplinom. Taj proces samoodržavanja naziva se izgaranje. Zapaljeno područje između neizgorenog i izgorenog područja naziva se plamenom sagorijevanja, koji se širi prema neizgorenom području.

Kada se toplina prenosi na površinu čvrstog materijala, temperatura površine i temperature ispod površine odmah rastu. Kad temperatura površine dosegne temperaturu raspada, taljenja ili isparavanja, događaju se grijanje ili egzotermičke reakcije na i iznad površine. Plinovi raspada reagiraju oslobađanjem velike količine topline, a temperatura u plinskoj fazi raste. Taj proces paljenja čvrste tvari naziva se energetizacijom. U slučaju da se reakcija dogodi čak i nakon što je dana toplina površini uklonjena, doći će do izgaranja. Drugim riječima, ako se grijanje i reakcije plinifikacije završe nakon što je prekinuta toplina dana površini, proces paljenja se zaustavlja i izgaranje ne nastupa.

Vanjsko grijanje je potrebno za paljenje i uzastopno grijanje od izgorenog dijela na visokoj temperaturi do neizgorenog dijela na niskoj temperaturi za izgaranje. U principu, paljenje i izgaranje reaktivnih plinova i energetskih čvrstih tvari su jednaki. Međutim, potrebni su dodatni kemijsko-fizički procesi poput promjene faze od čvrstog do tekućeg ili čvrstog do plina za fazno čvrste tvari. U plamenu izgaranja postoje procesi topljenja, raspada, sublimacije ili plinifikacije.

### **3.6.1.2. Izgaranje pred-mješavine i detonacijsko izgaranje**

Svaki reaktant za formiranje proizvoda izgaranja nastaje iz smjese goriva i oksidansa, a plamen se stvara reakcijom miješanja. Kao rezultat miješanja izgaranja, formiraju se dva tipa plamena: prethodno izmiješani plamen i infiltrirajući plamen (Lewis i Von Elbe, 2012.) i (Gaydon, Wolfhard i Penner, 1960.). Prethodno izmiješani plamen formira se sagorijevanjem dviju komponenti koje su prethodno pomiješane jedna s drugom prije izgaranja u području izgaranja. Molekule goriva i oksidansa koje su fizički neposredno u doticaju reagiraju homogeno jedna s drugom u prethodno pomiješanim reaktantima u području izgaranja. Temperatura i koncentracija produkata ravnomjerno raste u području izgaranja.

Kada su komponente goriva i oksidansa fizički odvojene i "prodiru" – infiltriraju (eng. *infiltration*) jedna u drugu u području sagorijevanja, formira se infiltrirajući plamen. Budući da molekularna distribucija komponenata goriva i oksidansa nije jednolika, temperatura i produkti izgaranja također nisu jednolični u području sagorijevanja.

Stoga, brzina reakcije za proizvodnju produkata izgaranja je niska u usporedbi s prethodno izmiješanim plamenom, jer je potreban dodatni proces infiltracije kako bi se formirao infiltrirajući plamen (Kubota, 2015.).

### **3.6.1.3. Laminarno i turbulentno izgaranje pod utjecajem vrtložnih strujanja**

Karakteristike plinovitog reaktanta (kod prethodnog izmiješanog plina) ne ovise samo o vrsti reaktanta, tlaku i temperaturi, već i o uvjetima protoka. Kada je plamen ispred točke izgaranja ravan i jednodimenzijski, naziva se mirnim ili laminarnim plamenom. Kada je plamen izgaranja sastavljen od velikog broja vrtloga i ima trodimenzionalni oblik, naziva se turbulentnim plamenom. Za razliku od mirnog plamena, u turbulentnom plamenu plamena izgaranje nije dominantno u određenom smjeru. Razina izgaranja povećava se putem dinamičkih vrtloga induciranih unutar fluida.

Zbog prirode vrtloga, pogođeno područje turbulentnog plamena raste, a brzina ukupne reakcije u plamenu izgaranja puno je veće od brzine mirnog plamena. Osim toga, proces prijenosa topline od neizgorenog plina do izgorenog plina bitno se razlikuje jer su termofizička svojstva poput toplinske penetracije za turbulentni plamen veće od ekvivalentnih vrijednosti mirnog plamena. Kao rezultat toga, brzina turbulentnog plamena puno je veća od brzine mirnog plamena.

Stvaranje vrtloga u području sagorijevanja ovisi o prirodi protoka neizgorenog plina, tj. Reynoldsovom broju. U slučaju da je protok od početka prijelazan, područje izgaranja također će biti prijelazno. U svakom slučaju, budući da se vrijednosti prijenosa poput viskoznosti, gustoće i toplinske vodljivosti mijenjaju povećanjem temperature i povećanjem djelujuće sile na područje izgaranja, spori protok iz izvora također ima tendenciju stvaranja vrtloga u području izgaranja i tako se plamen oblikuje u stanju između turbulentnog i mirnog – prijelazni plamen. U takvim slučajevima, miran plamen formira vrtloge znatno veće od debljine plamena izgaranja. Iako se čini da je lokalno područje izgaranja prirodno mirno i jednodimenzijsko, na makroskali opće karakteristike plamena nisu iste kao karakteristike mirnog plamena (Kubota, 2015.).

### 3.6.2. Izgaranje prethodno izmiješanog plina

#### 3.6.2.1. Numerički model vala izgaranja

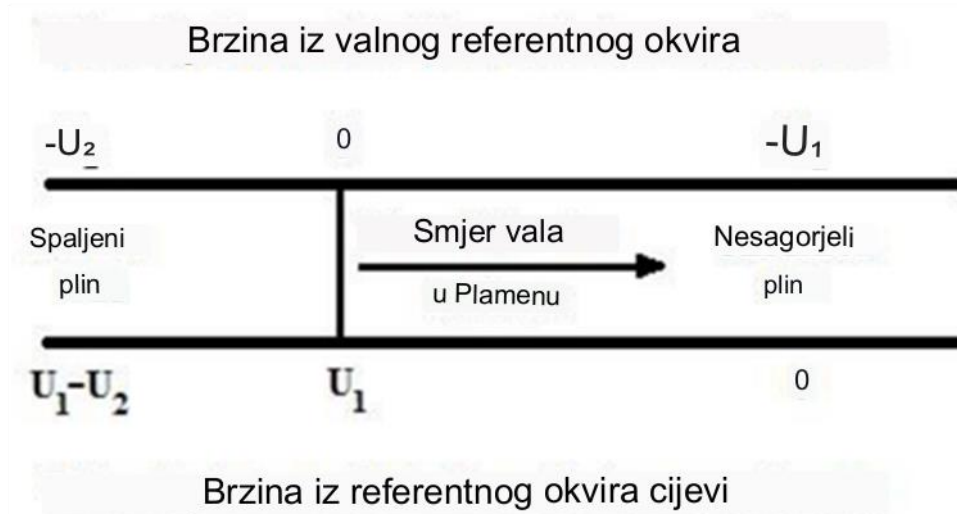
Analiza fenomena izgaranja započinje razmatranjem očuvanja mase, momenta i energije tijekom reakcije koja se odvija prolaskom kroz detonacijski val. Jednadžbe očuvanja prikazane su relacijama dolje. U ovim jednadžbama,  $\rho$  predstavlja gustoću,  $u$  brzinu,  $p$  tlak,  $C_p$  specifičnu toplinu,  $T$  temperaturu, a  $q$  oslobađanje topline. Brzina korištena u ovim jednadžbama definirana je na slici 21. (Glassman, Yetter i Glumac, 2014.).

$$p_1 u_1 = p_2 u_2 = m \quad (1.)$$

$$p_1 u_1 = p_2 u_2 = m \quad (2.)$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \quad (3.)$$

**Slika 21.** Definicija brzine za analizu izgaranja – iz reference detonacijskog vala i iz reference cijevi.



Izvor: Obrada autora prema Zamani(2016.).

Za dobivanje Rayleighove linije i Hugoniotove krivulje putem jednodimenzionalne analize, pretpostavlja se kontinuirani protok, maseno zatvoren sustav koji dopušta prolaz topline, konstantan poprečni presjek te idealni plin s konstantnom specifičnom toplinom, a bez prisutnosti internih sila. Jednadžba očuvanja mase (1.) i jednadžba očuvanja momenta (2.) mogu se kombinirati kako bi se formirala jednadžba (4.). Jednadžba (4.) oblikuje Rayleigh-ovu liniju koja opisuje tlakove i gustoće produkata i reaktanata za reakciju izgaranja pri određenom masenom protoku (Turns, 2000.).

$$p_2 = p_1 + \rho_1^2 u_1^2 \left( \frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{\rho_2} \right) \quad (4.)$$

Kad se razmatraju idealni plinovi izgaranja s konstantnim specifičnim toplotama i omjerom specifičnih toplota, a rekonstrukciju Hugoniotove krivulje, jednačbe (1., 2. i 3.) kombinirane su s relacijama idealnog plina (5., 6. i 7.) i jednačbom kaloričnog stanja (8.).

$$P = \rho RT \quad (5.)$$

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (6.)$$

$$R = C_p - C_v \quad (7.)$$

$$h(T) = \sum w_i h_{f,i}^0 + C_p(T - T_{ref}) \quad (8.)$$

U gore navedenim jednačbama,  $R$  je specifična plinska konstanta,  $\gamma$  je omjer specifičnih toplota,  $C_p$  je specifična toplota pri konstantnom tlaku,  $C_v$  je specifična toplota pri konstantnom volumenu,  $w_i$  je maseni udio reaktanta  $i$ ,  $h_{f,i}^0$  entalpija nastanka reaktanta  $i$ ,  $T$  je temperatura reaktanta, a  $T_{ref}$  je referentna temperatura (298 K). Nakon kombiniranja ovih jednačbi, dobiva se Rankine – Huguenotova dobiva se kako slijedi prema izvorima (Glassman, Yetter i Glumac, 2014.; Turns, 2000.; Kuo, 1986.)

Huguenotova relacija također se može definirati koristeći ukupnu entalpiju (Kuo, 1986.):

$$q = \frac{\gamma}{\gamma-1} \left( \frac{p_2}{\rho_2} - \frac{p_1}{\rho_1} \right) - \frac{1}{2} (p_2 - p_1) \left( \frac{1}{\rho_1} + \frac{1}{\rho_2} \right) \quad (9.)$$

$$h_2 - h_1 = \frac{1}{2} (p_2 - p_1) \left( \frac{1}{\rho_1} + \frac{1}{\rho_2} \right) \quad (10.)$$

Toplina reakcije proizvedena u plamenu sagorijevanja dana je sljedećom relacijom:

$$q = h_1^0 - h_2^0 \quad (11.)$$

Entalpija se definira kako slijedi:

$$h = C_p T + h^0 \quad (12.)$$

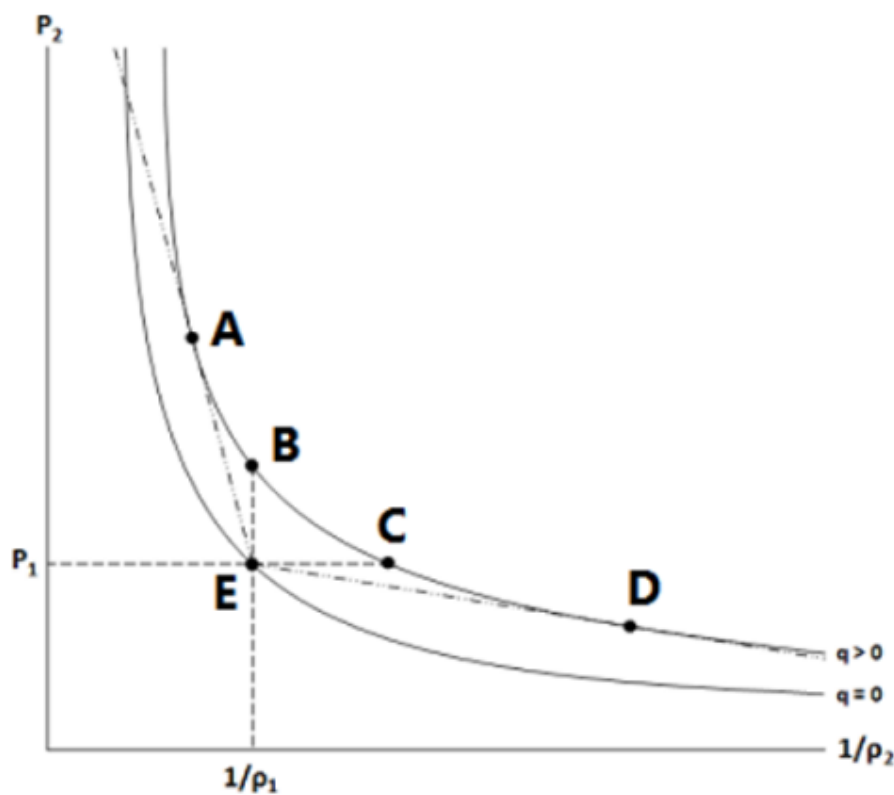
$$C_p T = e + \frac{p}{\rho} \quad (13.)$$

Budući da je unutarnja energija ( $e$ ) dana prema jednačbi (13.), Rankine-Huguenotova jednačba također se izražava kako slijedi:

$$e_2 - e_1 = (p_2 - p_1) \left( \frac{1}{\rho_1} + \frac{1}{\rho_2} \right) + q \quad (14.)$$

Dijagram  $1/\rho_2 - p_2$  za oslobađanje topline po jediničnoj konstantnoj masi naziva se Huguenotova krivulja, koja je prikazana na slici u nastavku. Lako je vidjeti iz jednadžbe (9-2) da ako nema oslobađanja topline ( $q = 0$ ), postoji točka na krivulji  $1/\rho_2 - p_2$  gdje je  $1/\rho_1 = 1/\rho_2$  i  $p_1 = p_2$ . Huguenotova krivulja za ( $q = 0$ ), bez ikakve kemijske reakcije, potpuno je tome jednaka. Međutim, ako se oslobađa toplina ( $q > 0$ ), krivulja će se pomicati udesno u odnosu na izvornu krivulju, kao što je prikazano na slici 22.

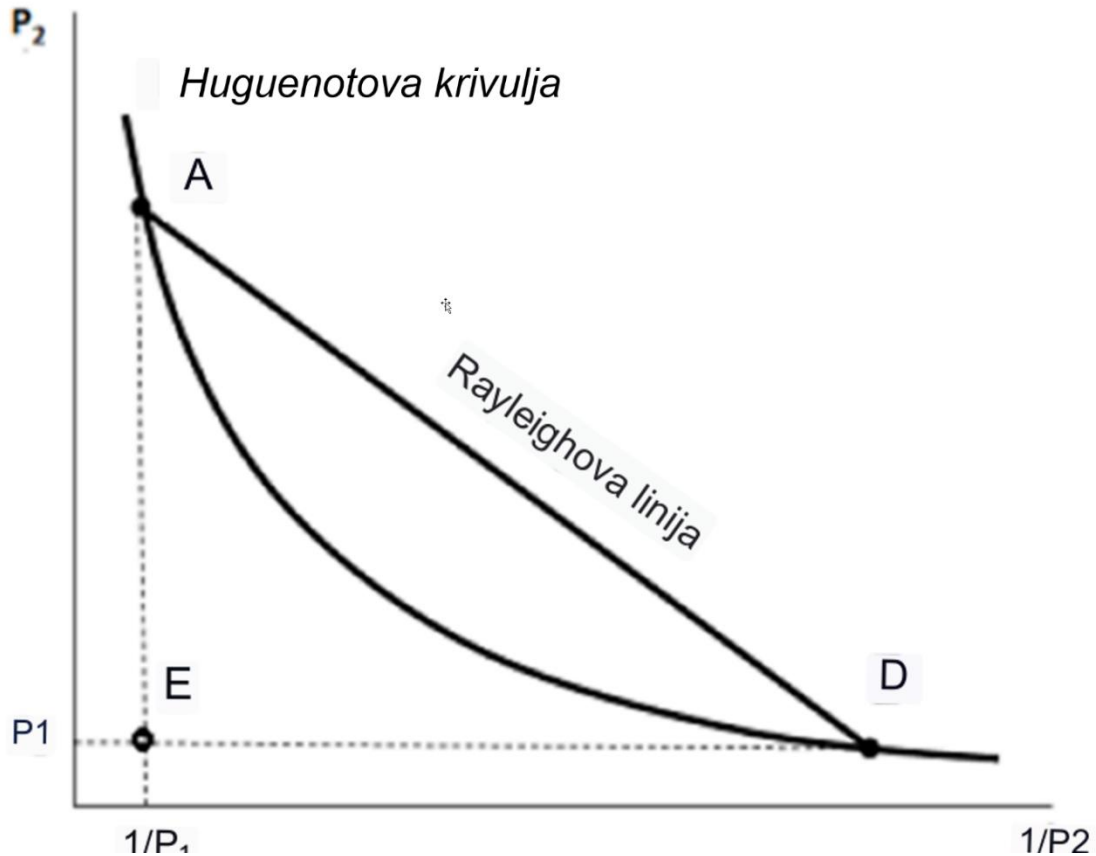
**Slika 22.** Huguenotove krivulje i različite Rayleighove linije s Chapman-Jouguet točkama.



**Izvor:** Obrada autora prema (Cooper, 1996.; Lee, 2008.).

Također se može reći da Huguenotova jednadžba odnosa između tlaka i volumena vrijedi za bilo koji kompresibilni plin. Ovaj odnos  $P - V$  opisuje sva moguća ravnotežna stanja. Budući da je sustav prošao detekciju, što se može modelirati kao trenutni prijelaz iz jednog stanja u drugo stanje (ili udarni val), Rayleighova linija može se poklapati s Huguenotovom krivuljom kako bi se izračunala oslobađajuća toplina i situacije koje povezuju početni i završni dio sustava. Slika 23. prikazuje odnos između Rayleighove linije i Huguenotove krivulje (Cooper, 1996.; Lee, 2008.).

Slika 23. Odnos između Huguenotove krivulje i Rayleighove linije.



Izvor: Obrada autora prema (Cooper, 1996.; Lee, 2008.).

### 3.6.2.2. Chapman-Jouguet točke (CJ)

Proces izgaranja i oslobađanje topline nakon toga uzrokuje svojstva reaktanata da se nalaze duž krivulje s ( $q = 0$ ), dok svojstva produkata moraju biti duž krivulje gdje ( $q > 0$ ). Zapravo, svojstva reaktanata uvijek su na točkama  $p_1$  i  $\frac{1}{\rho_1}$  na krivulji gdje ( $q = 0$ ) (točka E). U ovom slučaju, svojstva produkata su samo na Huguenotovoj krivulji gdje ( $q > 0$ ), što je također u skladu s Rayleighovom linijom (4.) (Turns, 2000.), budući da je jednačba Rayleighove linije linearna s negativnim nagibom. i mora proći kroz točku E, produkti reakcije sagorijevanja moraju biti iznad točke B ili ispod točke C na Huguenotovoj krivulji gdje ( $q > 0$ ) kako bi zadovoljili obje jednačbe. Točke A i D su točke u kojima je Rayleighova linija tangentna Huguenotovoj krivulji uz oslobađanje topline ( $q > 0$ ) i poznate su kao Chapman-Jouguet točke.



Kako je prikazano na slici 24., dvije tangentne linije od početne točke  $(\frac{1}{\rho_1}, p_1)$  do točaka A i D  $(\frac{1}{\rho_2}, p_2)$  na Huguenotovoj krivulji pokazuju linije opisane sljedećim odnosom (Zucrow i Hoffman, 1976.):

$$\left[ \frac{p_2 - p_1}{\frac{1}{\rho_2} - \frac{1}{\rho_1}} \right]_A = \left[ \frac{\partial p}{\partial \left( \frac{1}{\rho} \right)} \right]_A = \tan \theta_A \quad (15.)$$

$$\left[ \frac{p_2 - p_1}{\frac{1}{\rho_2} - \frac{1}{\rho_1}} \right]_D = \left[ \frac{\partial p}{\partial \left( \frac{1}{\rho} \right)} \right]_D = \tan \theta_D \quad (16.)$$

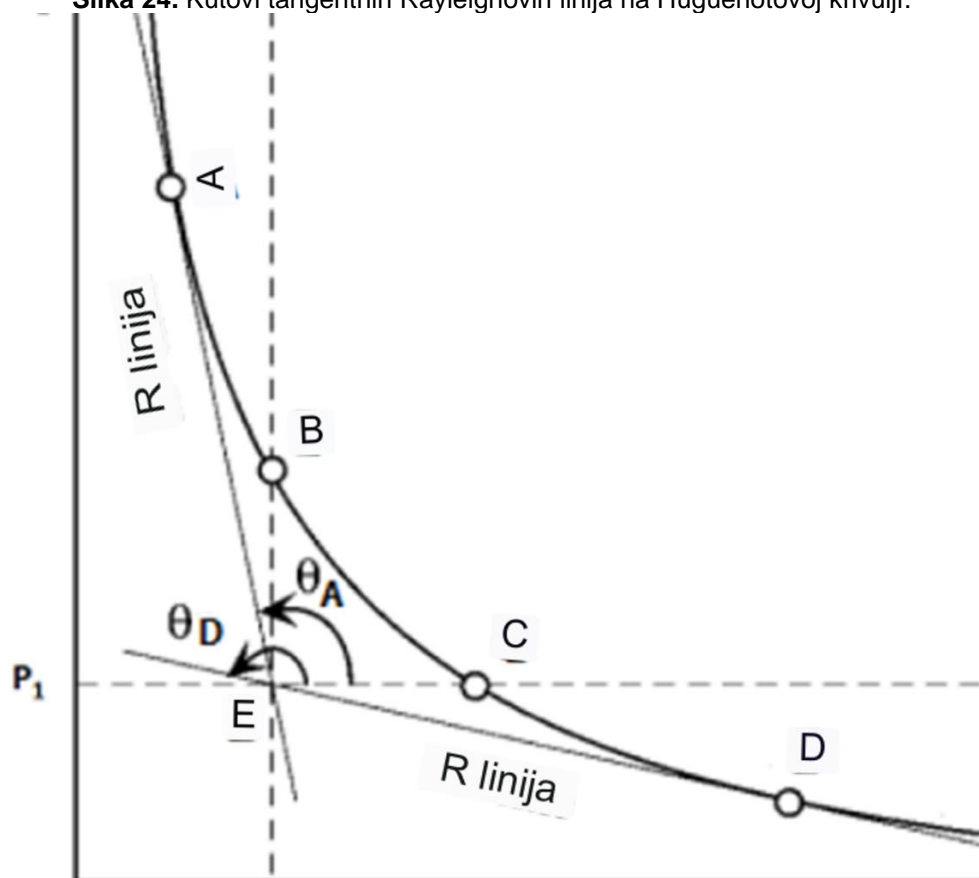
Maseni tok koji pruža jednadžba (2.) i brzina  $u_2$  na točki A ili D prikazani su kako slijedi:

$$m = \sqrt{-\tan \theta_A} = \sqrt{-\tan \theta_D} \quad (17.)$$

$$u_2 = \frac{1}{\rho_2} \sqrt{-\tan \theta_A} \quad (18.)$$

$$u_2 = \frac{1}{\rho_2} \sqrt{-\tan \theta_D} \quad (19.)$$

Slika 24. Kutovi tangenčnih Rayleighovih linija na Huguenotovoj krivulji.



Izvor: Obrada autora prema (Cooper, 1996.; Lee, 2008.).

Budući da Rayleighova linija prolazi kroz točke A i D i tangenta je Huguenotovoj krivulji, ova linija također je tangenta konstantnoj entropijskoj liniji koja prolazi kroz točke A i D. Stoga je nagib krivulje konstantne entropije upravo nagib Huguenotove krivulje na točkama A i D (Zucrow i Hoffman, 1976.): derivacijom iz jednadžbe (14.) dobivamo sljedeću relaciju:

$$de = -\frac{1}{2}(p_1 + p_2) d\left(\frac{1}{\rho_1}\right) + \frac{1}{2}\left(\frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{\rho_2}\right) dp_2 \quad (20.)$$

Krivulja entropije izražena je sljedećom jednadžbom:

$$T ds = de + p_1 d\left(\frac{1}{\rho}\right) \quad (21.)$$

Iz kombinacije jednadžbi (20., 17. i 21.), dobiva se sljedeći odnos za duljinu Huguenotove krivulje.

$$T \left(\frac{\partial s}{\partial p}\right)_H = \left(\frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{\rho_2}\right) \left[1 + \frac{m^2}{\frac{\partial p}{\partial\left(\frac{1}{\rho_1}\right)}_H}\right] \quad (22.)$$

Budući da je Rayleighova linija tangenta Huguenotovoj krivulji na gornjim i donjim Chapman točkama (A i D), vrijedi:  $\left\{\frac{\partial p}{\partial\left(\frac{1}{\rho_1}\right)}_H\right\} = \left\{\frac{\partial p}{\partial\left(\frac{1}{\rho_1}\right)}_R\right\}$

Iz jednadžbi (15. i 17.) dobiva se sljedeći odnos.

$$\left[\frac{\partial p}{\partial\left(\frac{1}{\rho_1}\right)}_H\right] = -m^2 \quad (23.)$$

Supstitucijom jednadžbe (23.) u jednadžbu (22.) dobiva se odnos  $(\partial s/\partial p)_H = 0$  na Huguenotovoj krivulji, i stoga,  $\partial s = 0$  na točkama A i D na Huguenotovoj krivulji. Brzina zvuka u izgorjelom plinu izražena je sljedećim odnosom:

$$a^2 = \left(\frac{\partial p}{\partial \rho}\right)_s = -\frac{1}{\rho^2} \left[\frac{\partial p}{\partial\left(\frac{1}{\rho_1}\right)}_s\right] \quad (24.)$$

Koristeći jednadžbu (15.), dobiva se sljedeći odnos:

$$(a^2)_A = \left[ -\frac{1}{\rho_2^2} \frac{p_2 - p_1}{\frac{1}{\rho_2} - \frac{1}{\rho_1}} \right]_A = (u_2^2)_A \quad (25.)$$

Zatim se na točki A dobiva sljedeći odnos:

$$(u_2)_J = (C_2)_J \text{ ili } M_2 = 1 \quad (26.)$$

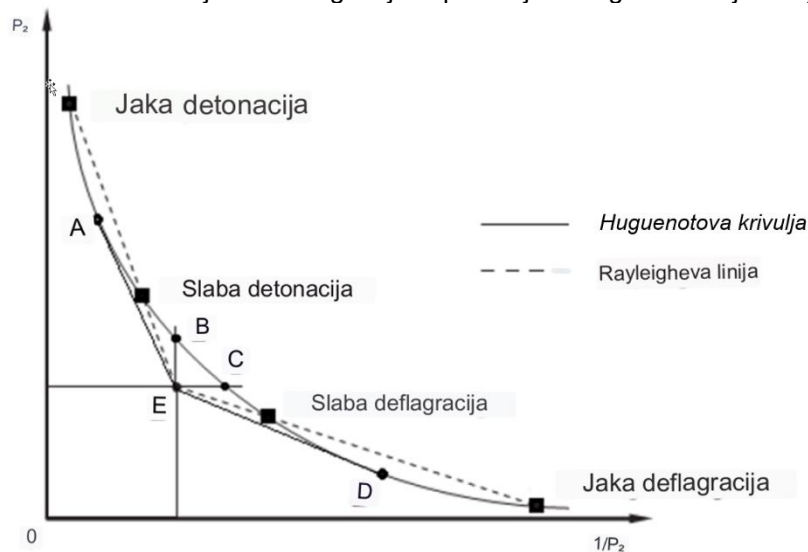
Brzina izgorjelih plinova ( $u_2$ ) na točki A jednaka je brzini zvuka u izgorjelim plinovima ( $a_2$ ). Sličan rezultat dobiva se na točki D:

$$M_2 = 1 \quad (27.)$$

### 3.6.3. Detonacijsko i deflagacijsko područje Huguenotove krivulje

Prema slici 25., točka C opisuje produkte reakcije izgaranja gdje se reakcija izvodi pod uvjetima konstantnog tlaka, a točka B opisuje produkte gdje se reakcija izvodi pod uvjetima konstantnog volumena. Ove četiri točke A do D na Huguenotovoj krivulji zajedno s oslobađanjem topline dijele krivulju na 5 odvojenih dijelova gdje se mogu dobiti svojstva produkata.

**Slika 25.** Detonacijsko i deflagacijsko područje u Huguenotovoj krivulji.



Izvor: Obrada autora prema (Cooper, 1996.; Lee, 2008.).

Sekcija iznad točke B na Huguenotovoj krivulji na slici 25. je regija eksplozije, sekција ispod točke C je regija deflagracije, a sekција između točaka B i C je regija nevaljanih rješenja. Osim što ne zadovoljava jednadžbu Rayleighove linije, dio između točaka B i C daje nevaljane rezultate jer zahtijeva produkte s višim tlakom i manjom gustoćom od reaktanata. Ova promjena može se dogoditi samo kada postoji povećanje mase i temperature u sustavu. Budući da je sustav zatvoren i masa se očuva u procesu, nemoguće je povećati masu. Također, temperatura sustava ne može se povećati jer je kretanje s točke E na prvoj krivulji do druge krivulje rezultat oslobađanja topline iz sustava. Područje između točaka B i C također je nevaljano zbog očuvanja mase i momentuma. Ova nevaljanost može biti uzrokovana manipulacijom jednadžbi očuvanja mase (1.) i momenta (2.). Ako se ove dvije jednadžbe kombiniraju kako bi se uklonila vrijednost  $u_2$ , brzina vala može se izraziti samo parametrima tlaka i gustoće.

$$u_1 = \frac{1}{\rho_1} \sqrt{\frac{p_2 - p_1}{\frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{\rho_2}}} \quad (28.)$$

Ako se jednadžba (28.) koristi za izračun brzine vala za točku na krivulji i između točaka B i C,  $p_2$  će biti veći od  $p_1$  i  $\frac{1}{\rho_2}$  će biti veći od  $\frac{1}{\rho_1}$ , što je fizikalno nemoguće. Ova analiza pokazuje da ovaj dio krivulje ne pruža valjano rješenje jer je nemoguće da brzina šireće vatre bude fizikalno nemoguća vrijednost.

Uklanjanjem dijela između točaka B i C ostaju dvije odvojene sekcije krivulje za moguća rješenja. Kako bi se ispitale karakteristike reakcije izgaranja u svakom od tih dvaju područja, odijelit će se i analizirati ponovno s preostalim masom i momentom opisanim u jednadžbama (1.) i (2.). Ako se ove dvije jednadžbe kombiniraju u jednu, slična metoda koristi se za dobivanje jednadžbe (28.), ali kako bi se eliminiralo  $u_1$ , brzina izgorjelih plinova (uzimajući prednji plamen kao referentni okvir) može se izraziti samo parametrima tlaka i gustoće.

$$u_2 = \frac{1}{\rho_2} \sqrt{\frac{p_2 - p_1}{\frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{\rho_2}}} \quad (29.)$$

Jednadžbe koje izražavaju  $u_1$  i  $u_2$  mogu se koristiti za opisivanje dvaju važnih odnosa. Prvo, brzina izgorjelih plinova (uzimajući cijev sagorijevanja kao referentni okvir), što je prikazano u jednadžbi (30.). Jednadžba (30.) nastala je oduzimanjem jednadžbe (28.) od jednadžbe (29.).

$$\Delta u = u_1 - u_2 = \sqrt{(p_2 - p_1) \left( \frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{\rho_2} \right)} \quad (30.)$$

Druga relacija izražava razliku između brzine izgorjelih plinova i brzine plamena, uzimajući cijev sagorijevanja kao referentni okvir, što je prikazano u jednadžbi (31.). Ova jednadžba dobiva se dijeljenjem jednadžbe (30.) s jednadžbom (28.) koja je formirana.

$$\frac{\Delta u}{u_1} = 1 - \frac{1/\rho_2}{1/\rho_1} \quad (31.)$$

Jednadžba (31.) otkriva vrlo važan rezultat. Za dio krivulje iznad točke B, omjer brzine izgorjelih plinova prema brzini plamena je veći od nule, a za dio krivulje ispod točke C, omjer je manji od nule. Ovaj rezultat znači da iznad točke B izgorjeli plinovi u odnosu na cijev teku u istom smjeru kao i plamen, dok ispod točke C izgorjeli plinovi u odnosu na cijev teku u suprotnom smjeru od plamena. Stoga sagorijevanje iznad točke B stvara kompresijske valove i povećava tlak, dok sagorijevanje ispod točke C stvara ekspanzijske valove i smanjuje tlak.

Stoga je detekcija nadzvučni plameni val koji se može opisati kao udarni val uparen s područjem sagorijevanja. Kao što je rečeno ranije, nakon što su plinovi kondenzirani i zagrijani udarnim valom, reakcija započinje. Energija oslobođena u kemijskoj reakciji uzrokuje ekspanziju izgaranih plinova iza detonacijskog vala i gura je naprijed. Stoga je val detonacije samoodržavajući udarni val. Nakon njega se događa paljenje i izgaranje.

Još jedna karakteristika koja se razlikuje između ova dva dijela krivulje je Machov broj plamenog vala,  $M_1$ . Njegova vrijednost dobiva se kombinacijom jednadžbe koja definira brzinu zvuka (32.) i jednadžbe koja definira Machov broj (33.) u jednadžbi (28.). Kao rezultat toga, jednadžba (34.) određuje da se Machov broj plamenog vala izračunava koristeći tlak, gustoću i omjer specifičnih toplina.

$$c = \sqrt{\gamma RT} \quad (32.)$$

$$M = \frac{u}{c} \quad (33.)$$

$$M = \frac{1}{\sqrt{\gamma}} \left[ \frac{\left( \frac{p_2 - 1}{p_1} \right)}{1 - \left( \frac{1}{\rho_1} \right)} \right] \quad (34.)$$

Rezultate jednadžbe (34.) za određenu točku na krivulji možemo odrediti promatranjem slike 25. Ako je točka koja se razmatra u pitanju iznad točke B, svako malo smanjenje  $\frac{1}{\rho_2}$  uzrokovat će veliko povećanje  $p_2$ . Ovaj odnos između tlaka i gustoće uzrokovat će omjer unutar zgrade koji je znatno veći od  $\gamma$ , koji je obično blizu 1,4, čime se  $M_1$  čini većim od 1. S druge strane, ako je točka u pitanju ispod točke C, svako malo smanjenje  $p_2$  uzrokovat će veliko povećanje  $\frac{1}{\rho_2}$ . Ovaj odnos između tlaka i gustoće uzrokuje omjer unutar zgrade koji je znatno manji od 1, što rezultira  $M_1$  manjim od 1. Ova analiza pokazuje da je Rankine-Huguenotova krivulja podijeljena na dva specifična dijela.

Prvo područje je iznad točke B i karakterizira ga povećanje tlaka kao rezultat sagorijevanja i nadzvučna propagacija zvuka plamena. Druga regija je ispod točke C, koju karakterizira pad tlaka kao rezultat sagorijevanja i infrazvučna propagacija zvučnog plamena. Nadzvučna reakcija sagorijevanja koja rezultira povećanjem tlaka poznata je kao detonacijsko sagorijevanje, dok reakcija sagorijevanja ispod točke C koja rezultira padom tlaka poznata je kao deflagracija. Iako brzina plamena i promjene tlaka spadaju među glavne karakteristike koje razlikuju reakciju sagorijevanja kao detonaciju ili deflagraciju, tablica 1 također prikazuje razliku u nekoliko drugih svojstava prema (Glassman, Yetter i Glumac, 2014. Kubota, 2015.; Kuo, 1986.).

**Tablica 1.** Termofizikalni parametri deflagracijskih i detonacijskih valova.

	Deflagracija		Detonacija	
$p_2/p_1$	< 1	0,976 – 0,98 (Ekspanzija)	> 1	13–55 (Kompresija)
$\rho_2/\rho_1$	< 1	0,06–0,25	> 1	1,4–2,6
$T_2/T_1$	> 1	4 – 16 (Dodavanje topline)	> 1	8 – 21 (Dodavanje topline)
$u_2/u_1$	> 1	4 – 16 (Ubrzanje)	< 1	0,4 – 0,7 (Usporenje)
$M_2$	< 1	0,0001 – 0,03	> 1	5–10
$M_1$	< 1	–	< 1	–

Izvor: (Glassman, Yetter i Glumac, 2014. Kubota, 2015.; Kuo, 1986.).

Osim ove klasifikacije, različiti dijelovi Huguenotove krivulje prikazani su u tablici 2. (Turns, 2000.; Kuo, 1986.).

Tablica 2. Klasifikacija Huguenotove krivulje.

Područje Huguenotove krivulje	Vrsta izgaranja	Brzina neizgorenog plina	Brzina izgorjelog plina
Iznad A	Jaka detonacija	Nadzvučna	Podzvučna
A-B	Slaba detonacija	Nadzvučna	Nadzvučna
B-C	Nemoguće	Tok je fizikalno nemoguć	
C-D	Slaba deflagracija	Podzvučna	Podzvučna
Ispod D	Jaka deflagracija	Podzvučna	Nadzvučna

Izvor: (Turns, 2000.; Kuo, 1986.).

### 3.6.3.1. Jaka (eng. *overdriven*) detonacija

Iznad gornje C-J točke izlaze jaki nadzvučni detonacijski valovi. Čelo detonacijskog vala širi se puno brže od produkata i rezultira većim indukcijskim (predizgarajućim) područjem C i kao rezultat toga smanjuje brzinu vala.

U ovoj regiji tlak izgorjelih plinova veći je od tlaka detonacijskog vala Chapman-Jouguet, ili drugim riječima, veći je od tlaka izgorjenih plinova na gornjoj C-J točki. Prolazeći kroz jaki detonacijski val, brzina plinova značajno se smanjuje u odnosu na prednji dio vala i smanjuje se od nadzvučne do podzvučne. Istodobno se i tlak i gustoća značajno povećavaju. Važno je napomenuti da se jaka detonacija s  $p_2 \rightarrow \infty$  fizički ne može postići. Idealni jaki detonacijski val se rijetko opaža, jer su potrebne posebni laboratorijski uvjeti i oprema za stvaranje nadzvučnih detonacijskih valova pod kontroliranim uvjetima (Kuo, 1986.; Lee, 2008.).

### 3.6.3.2. Slaba detonacija

Slaba detonacija – u kojoj se proizvodi izgaranja kreću brže od prednjeg vala detonacije. To dovodi do smanjenja zone indukcije; u tom slučaju dodana toplina može povećati brzinu plamena i vratiti je na točku CJ.

U slučaju slabe detonacije, tlak izgorjenih plinova niži je od tlaka detonacijskog vala Chapman-Jouguet, ili drugim riječima, niži je od tlaka izgorjenih plinova na gornjoj C-J točki. Prolazeći kroz slabu detonacijsku val, brzina plinova smanjuje se u odnosu na prednji dio vala, ali smjesa goriva i dalje ima brzinu veću od brzine zvuka. Valja napomenuti da je slabu detonaciju fiksnog volumena  $\frac{1}{\rho_2} = \frac{1}{\rho_1}$  fizički nemoguće postići zbog toga što to iziskuje neograničenu brzinu vala. Idealno val slabe detonacije također je rijedak, jer zahtijeva posebnu smjesu koja ima vrlo brzu kemijsku kinetiku. U mnogim laboratorijskim uvjetima detonacijski valovi su isti kao Chapman-Jouguet valovi (Kuo, 1986.; Lee, 2008.).

### 3.6.3.3. Slaba deflagracija

Valovi deflagracije su valovi ekspanzije koji imaju proizvode niže gustoće od reaktanata. Ovi valovi su eksperimentalno promatrani u fazi deflagracije.

Prolazeći kroz slab deflagracijski val, brzina plinova povećava se u odnosu na prednji dio vala i doseže od podzvučne do više brzine, ali i dalje podzvučno. Slaba deflagracija pri konstantnom tlaku ( $p_s = p_1$ ) odgovara brzini propagacije. Slaba deflagracija često je vidljiva golim okom. U većini laboratorijskih uvjeta tlak izgorjelih plinova nešto je niži od tlaka neizgorjenih plinova (Kuo, 1986.; Lee, 2008.).



#### 3.6.3.4. Jaka deflagracija

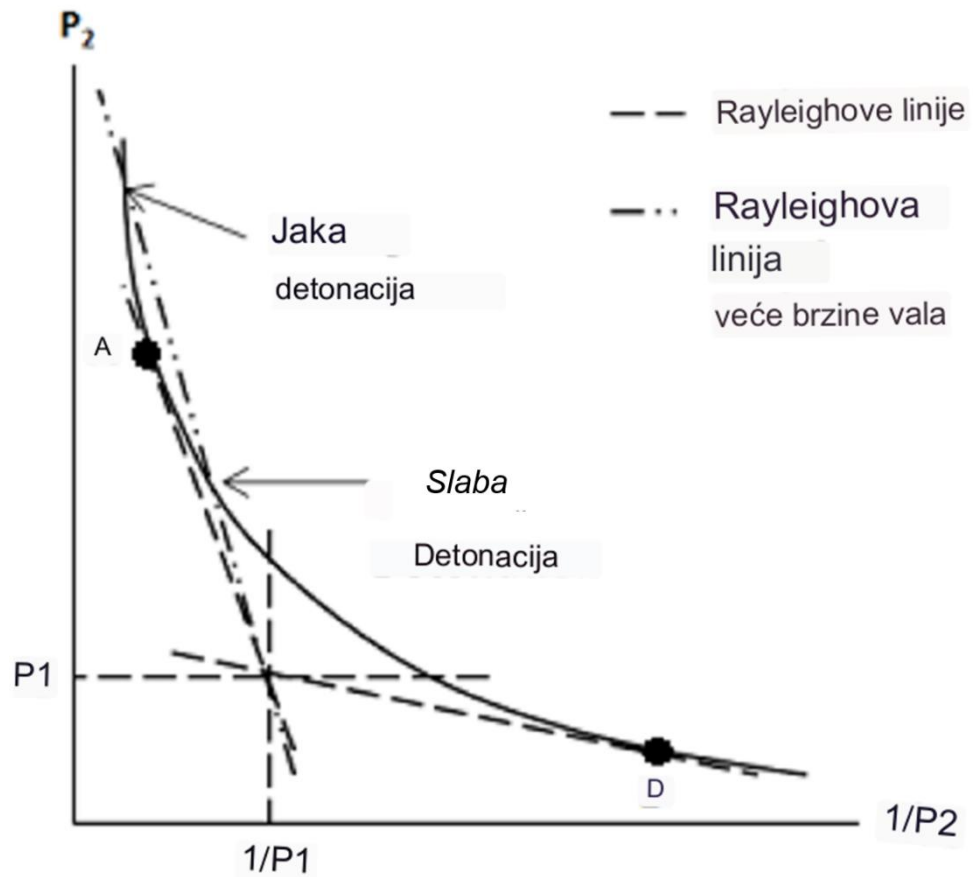
Brzina plinova značajno se povećava prolaskom kroz val jake deflagracije, dosežući od podzvučne do nadzvučne. Naravno, moraju se uzeti u obzir posebitosti strukture vala koje sprečavaju ubrzanje podzvučnog na nadzvučni tok u ravnoj cijevi (Glassman, Yetter i Glumac, 2014.). Kao rezultat toga, jaku deflagraciju nikada nije moguće promatrati u laboratoriju ili fizički. Razlog tomu je što ubrzanjem produkata reakciju u nadzvučno područje dolazi do smanjenja područja plamena i posljedično u ekstremnom slučaju njegovog gašenja (Kuo, 1986.; Lee, 2008.).

#### 3.6.3.5. Brzina detonacije i maksimalna brzina deflagracije

Chapman točke D i A na slici 26. razmatraju se kao stabilna detonacija i stabilna deflagracija. Stoga, ako je vrijednost nagiba pravca Rayleighove krivulje koji prolazi kroz početnu točku  $\left(\frac{1}{\rho_1}, p_1\right)$  manja od nagiba tangencijalnog Rayleighovog pravca, u ovom će se slučaju brzina vala povećati brže od stabilne brzine detonacije. Kao što slika 26. jasno pokazuje, ovakva situacija znači da će postojati dva moguća stanja za proizvode. Jedno od konačnih stanja bit će smješteno iznad gornje Chapman točke i u području jake detonacije, dok će drugo biti ispod gornje Chapman točke i u području slabe detonacije. I jake i slabe detonacije teško je postići i održavati. Stoga, ako se stvori takvo stanje, sustav će se kretati prema gornjoj točki Chapman-Jouguet (A) kako bi održao stabilnu detonaciju (Bussing i Pappas, 1994.; Cooper, 1996.).

Brzina vala na gornjoj Chapman-Jouguet točki (A) odgovara minimalnoj brzini detonacije, jer ako je vrijednost nagiba pravca Rayleighove krivulje a koji prolazi kroz početnu točku  $\left(\frac{1}{\rho_1}, p_1\right)$  manji od nagiba tangencijalnog Rayleighovog pravca, tada se neće dogoditi sudar s granom D. U tom slučaju nema Huguenotove krivulje (Kuo, 1986.). Donja Chapman-Jouguet točka (D) odgovara maksimalnoj brzini deflacije, jer ako je vrijednost nagiba pravca Rayleighove krivulje koji prolazi kroz početnu točku  $\left(\frac{1}{\rho_1}, p_1\right)$  veći od nagiba tangencijalnog Rayleighovog pravca, neće doći do sudara s granom deflagracije Huguenotove krivulje (Kuo, 1986.).

**Slika 26.** Rankine-Huguenot krivulja s Rayleigh pravcima za više brzine valova.



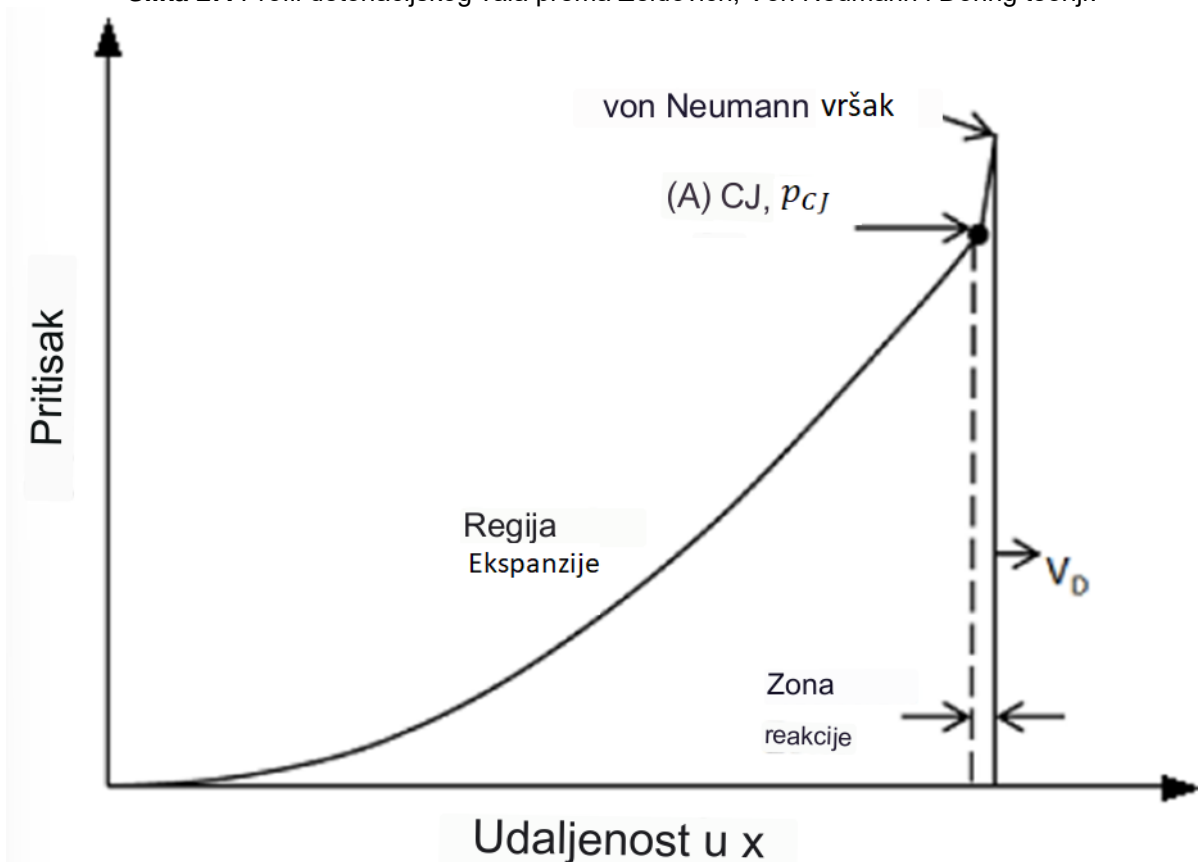
Izvor: Obrada autora prema (Cooper, 1996.; Lee, 2008.).

### 3.6.4. Struktura valova izgaranja

#### 3.6.4.1. Struktura detonacijskog vala

Osim Rankine-Huguenot krivulje, jednodimenzionalna analiza može se koristiti za određivanje strukture detonacijskog vala. Godine 1940. Zeldovich (Zeldovich, 1950.), Von Neumann (Von Neuman, 1942.) i Doring (Döring, 1943.) neovisno su identificirali strukturu detonacijskog vala temeljem jednodimenzionalne analize, prikazane na slici 27. Smjer širenja detonacijskog vala označava se kao  $u_{det}$  na slici 27.

Slika 27. Profil detonacijskog vala prema Zeldovich, Von Neumann i Döring teoriji.

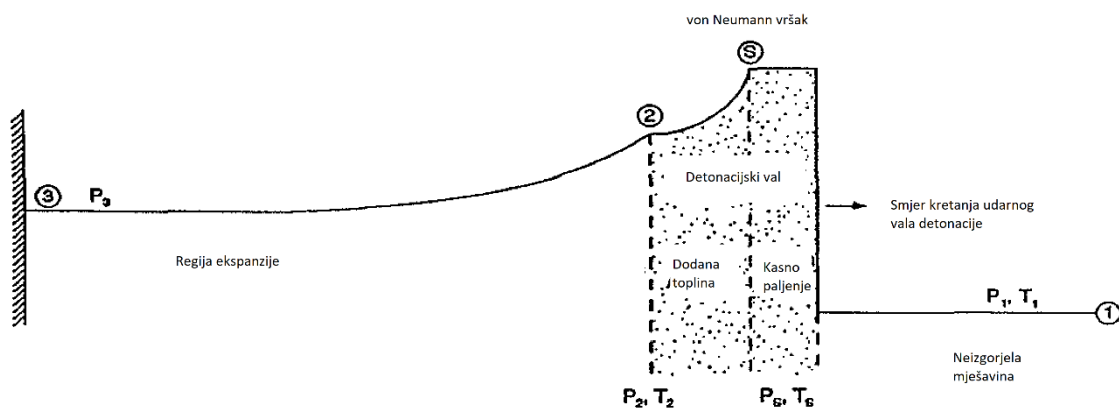


Izvor: Obrada autora prema (Cooper, 1996.; Lee, 2008.).

Ovaj model, poznat kao ZND model, uključuje udarnim val povezan s plamenom frontom koje slijedi zona ekspanzije. Udarni val izgaranja smjese plinova oslobađa se, a plameno čelo povećava temperaturu. Za stabilnu detonaciju, udarni val i plamena fronta šire se brzinom detonacije koja odgovara točki Chapman- Jouguet. Područje između udarnog vala i plamena čela određeno je tlakom iznad ovog područja,  $p_s$ , i poznato je kao von Neumann vršak (eng. *von Neumann spike*). Budući da se toplina

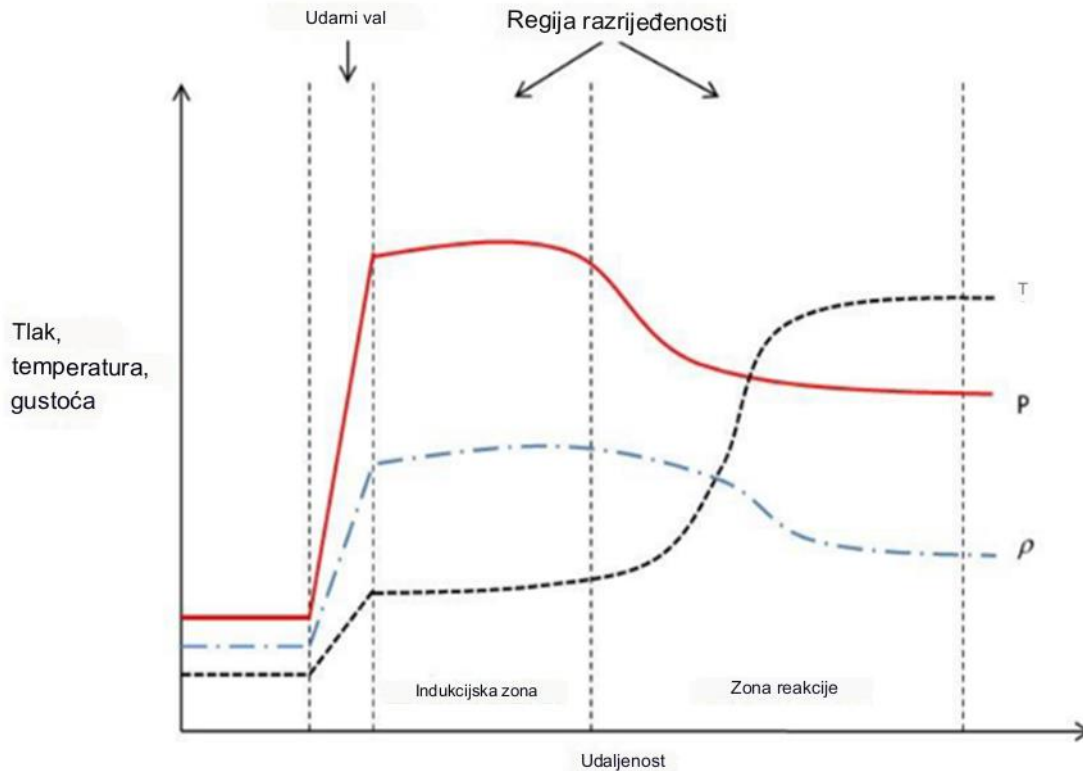
dodaje u ovom visokotlačnom području kroz plamenu frontu, temperatura reakcije raste, a tlak se smanjuje. Nakon prolaska kroz plamenu frontu, izgorjeni plinovi dosežu svoje konačno stanje (ekvivalentno točki A na slici 27. ili 28.). Tlak u ovom konačnom stanju mnogo je niži od tlaka von Neumann vrška, ali još uvijek je značajno viši od početnog tlaka. Za detonaciju koja se događa u zatvorenoj cijevi ili kanalu, plinovi izgaranja potom se puštaju da se prošire tako da je tlak dalje od detonacijskog vala mnogo niži.

Slika 28. Profil pritiska na okolinu.



Izvor: Obrada autora prema (Bussing i Pappas, 1994.).

Detonacijski val oblikovan s reaktivnim plinom u uvjetima jednodimenzionalnog stacionarnog protoka prikazan je na slici 29. Huguenotova krivulja pokazuje da tlak, gustoća i temperatura u prednjem dijelu detonacijskog vala brzo rastu zbog prolaska udarnog vala. Pretvorba energije između molekularnih kolizija izvan ravnoteže stvorenih u udarnom vali odvija se u obliku prijelazne energije u rotacijsku i vibracijsku energiju. Povećana temperatura pokreće egzotermnu kemijsku reakciju u plinu iza udarnog vala i uzrokuje daljnji porast temperature. Tlak iza udarnog vala smanjuje se tijekom vremena relaksacije i doseže stacionarne uvjete – točku rarefakcije (CJ) prikazanu kao A na slici 28., 27., i 26. Općenito, porast tlaka i temperature tijekom detonacijskog vala iznosi  $\frac{p_2}{p_1} = 15 - 20$  i  $\frac{T_2}{T_1} = 10 - 20$ . Također, kao što je prikazano na slici 29., porast gustoće iznosi  $\frac{\rho_2}{\rho_1} = 1,5 - 2,5$ . Temperatura detonacije veća je za  $400 - 800 K$  od temperature deflagracije.

**Slika 29.** Struktura detonacijskog vala i Chapman-Jouguetova točka.

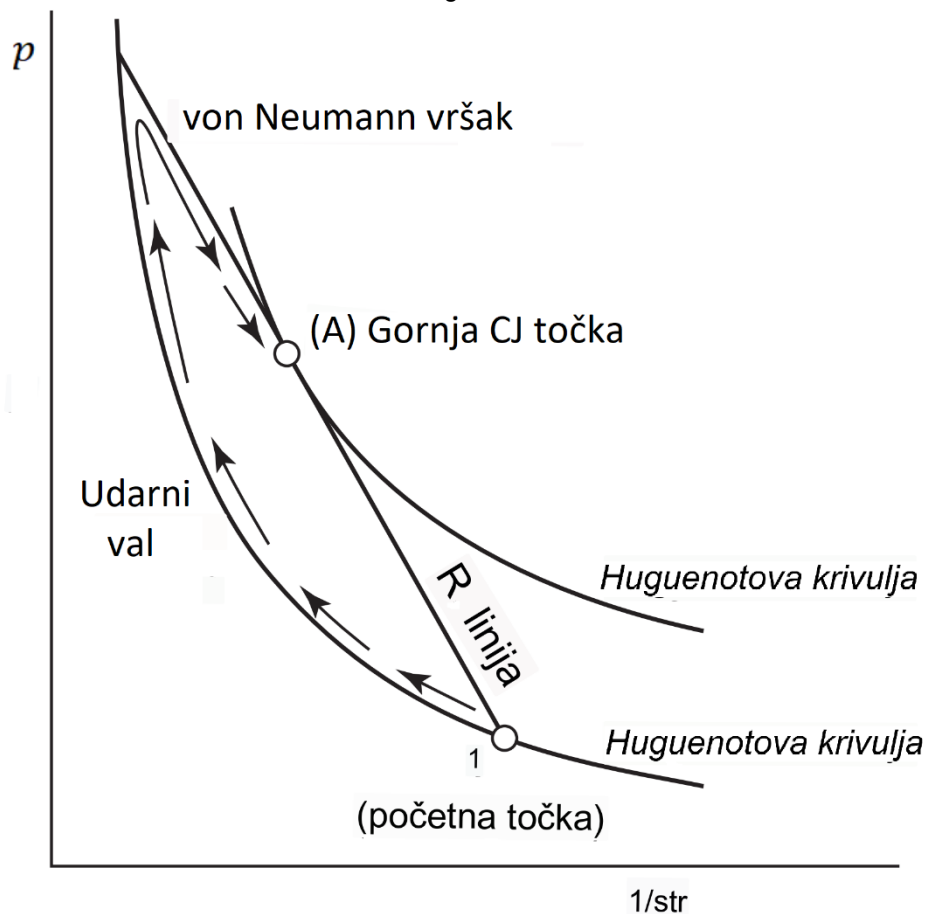
Izvor: Obrada autora prema (Kubota, 2015.; Kuo, 1986.).

Drugim riječima, proširenje Chapman-Jouguet teorije dovelo je do stvaranja modela strukture valova nazvanog ZND, koji su predstavili Zeldovich, von Neumann i Döring, u kojem je analiziran jednodimenzionalni detonacijski val s reakcijom konačne debljine. Prema ovom modelu, oslobađanje energije započinje iza prednjeg udarnog vala i traje dok se ne uspostavi termodinamička ravnoteža. Ta točka ravnoteže na kraju zone reakcije ima karakteristike CJ točke u Chapman-Jouguetovoj teoriji, a brzina detonacije u ZND modelu jednaka je  $D_{CJ}$ . Ovaj model uključuje svojstva plina duž detonacijskog vala, a zatim u području detonacije kako je prikazano na slici 29. Područje pojačanja uključuje induksijsko područje i područje reakcije. U induksijskom području svojstva ostaju konstantna osim profila temperature, koji se polako povećava. U zoni reakcije, zbog reakcije goriva i oksidatora, oslobađa se znatna količina energije, što značajno povećava temperaturu, ali tlak i gustoća opadaju.

ZND model opisuje strukturu detonacijskog vala tako da se tlak prednjeg vala šoka povećava duž Huguenotove krivulje bez kemijskih reakcija i doseže vrijednost točke sjecišta Rayleigh linije i krivulje Huguenot, te kako je prikazano na slici 30., naziva se von Neumann vršak (Glassman, Yetter i Glumac, 2014.; Williams, 1985.; Strehlow,

1968.; Zucrow i Hoffman, 1976.). Zatim tlak opada duž Rayleighove linije i doseže točku CJ, tj. J, gdje brzina detonacije doseže brzinu zvuka  $M_2$ . Eksperimentalna promatranja pokazuju da je tlak prednjeg vala detonacije bio veći od tlaka na J, ali niži od tlaka na točki sjecišta Rayleighove linije i Huguenotove krivulje, i na kraju, kako je prikazano na slici 30., dolazi do točke tlaka J.

**Slika 30.** Formiranje detonacijskog početnog udarnog vala do von Neumann vrška i Chapman-Jouguet točke.



**Izvor:** Obrada autora prema (Kubota, 2015.; Kuo, 1986.).

## 3.6.4.2. Metoda proračuna brzine detonacije

Opisana u svojim koracima:

1. Razmotrimo reakciju (reaktanti do produkata).
2. Odaberimo vrijednost za  $T_2$ .
3. Odaberimo vrijednost za  $\frac{1}{\rho_2}$  i odredimo  $p_2$ . koristeći jednadžbe stanja.
4. Odredimo  $p_j$  ili  $n_j$  u  $T_2$  i  $P_2$  pomoću metode određivanja adijabatske temperature plamena.
5. Ponovimo korake 3. i 4. dok se ne uspostavi jednadžba (10.).
6. Odredimo  $u_1$  pomoću jednadžbe (28.).
7. Pretpostavimo drugačiji  $T_2$ .
8. Ponavljamo korake od 3.-7. sve dok se ne odredi minimalna vrijednost  $u_1$ .
9. Minimalna vrijednost  $u_1$  je brzina detonacije  $u_D$  na točki J (brzina detonacije CJ).

Izračuni kemijskih toplinskih vrijednosti različitih kombinacija oksidansa i goriva u referenci Tables (1965.). Pronađeni su i primijenjeni izračuni izvršeni su pomoću računalnog programa opisanog u referenci Gordon i McBride(1971.). Primjer izračuna karakteristika detonacije plinske smjese  $2H_2 + O_2$  prikazan je u tablici 3. i uspoređen s tehničkim specifikacijama deflagracije.

Tablica 3. Detonacijske i deflagracijske specifikacije za  $2H_2 + O_2$

Početni uvjeti	Deflagracija	Detonacija
$p_1 = 0,1 \text{ MPa}$	$p_2 = 0,1 \text{ MPa}$	$p_2 = 1,88 \text{ MPa}$
$T_1 = 298 \text{ K}$	$T_2 = 3500 \text{ K}$	$T_2 = 3680 \text{ K}$
$u_1 = 538 \text{ m/s}$	$u_2 = 1380 \text{ m/s}$	$u_1 = 1550 \text{ m/s}$

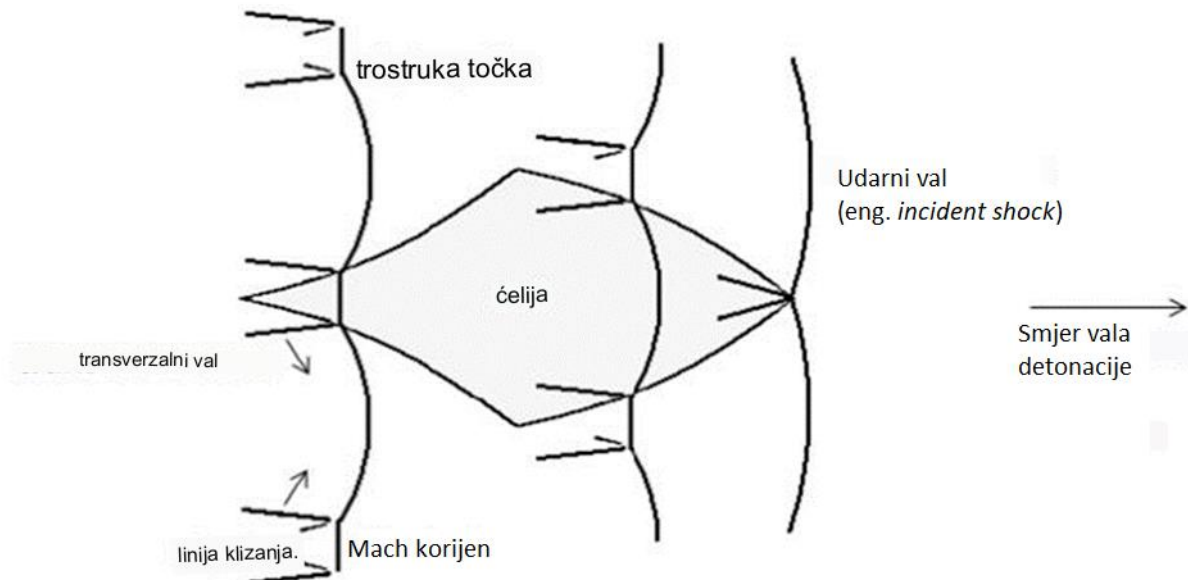
Izvor: Zamani (2016.).

### 3.6.4.3. Struktura gorive ćelije i njene dimenzije

Prednji dio detonacije sastoji se od ćelijaste strukture koja uključuje različite dijelove poput Machova čvora, udarnih valova, reflektiranih valova i kliznih linija. Formiranje ove strukture ovisi o duljini induksijske zone iza prednjeg vala detonacije i kemijskoj energiji oslobođenoj iz kemijskih reakcija koje se odvijaju nakon ove zone i u zoni reakcije. Induksijska zona stvara se jer se kemijske reakcije provode ograničenom brzinom. Brzina se može objasniti Arrheniusovim zakonom. Stoga svojstva plina ostaju konstantna u ovom području dok započinju lančane reakcije.

U numeričkim rješenjima, točno ponašanje plina u polju strujanja induksijske zone neznatno se razlikuje od izvorne fizike, ovisno o vrsti mehanizma kemijske reakcije koji se koristi. Struktura ćelije ovisi o području indukcije. Ova se struktura formira zbog okomitih valova koji se kreću okomito na detonacijski val. Kao rezultat sudara ovih okomitih valova, stvaraju strukturu udarne valova s tri grane, čija se točka sudara naziva trojna točka. Slika 31. prikazuje kako se struktura valova mijenja dok se širi kroz smjesu reakcije kako bi stvorila ćeliju.

**Slika 31.** Glavne komponente prednjeg vala detonacije i rezultirajuće ćelije.



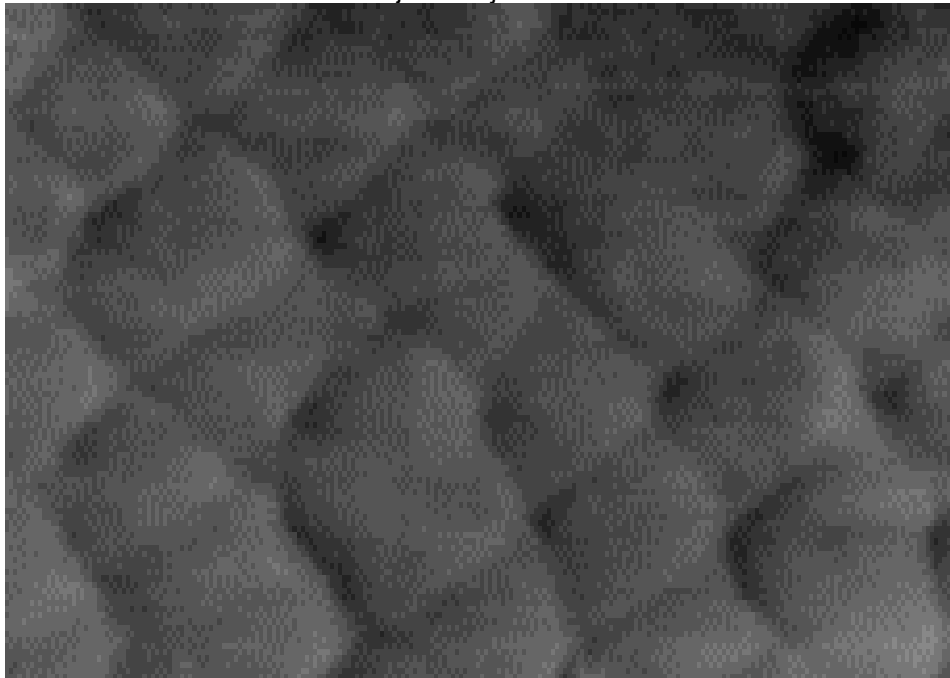
**Izvor:** Obrada autora prema (Fickett i Davis, 2012.).

Drugim riječima, ćelija detonacije formira se zbog sudara poprečnih i uzdužnih valova tlaka. Širina detonacijske ćelije mjeri se eksperimentalno pomoću metode s ugljikom premazanog lista, a uzorak na aluminijskoj pločici nalikuje ribljim ljuskama, a ovaj



uzorak razlikuje se za različite smjese goriva i oksidansa, što je smjesa reaktivnija. Širina ćelije postaje manja.

**Slika 32.** Detonacijske ćelije modela vodika i kisika.



**Izvor:** Obrada autora prema (Lee, 2008.; Fickett i Davis, 2012.).

Širina detonacijske ćelije za smjesu zrak-gorivo prikazana je na slici 33.. Osim aluminijske ploče, frekvencija fluktuacija tlaka zabilježenih pomoću piezoelektričnih senzora tlaka također se koristi za otkrivanje širine ćelije u eksperimentalnim ispitivanjima (Bowen, 1984.; Lee, 2008.).

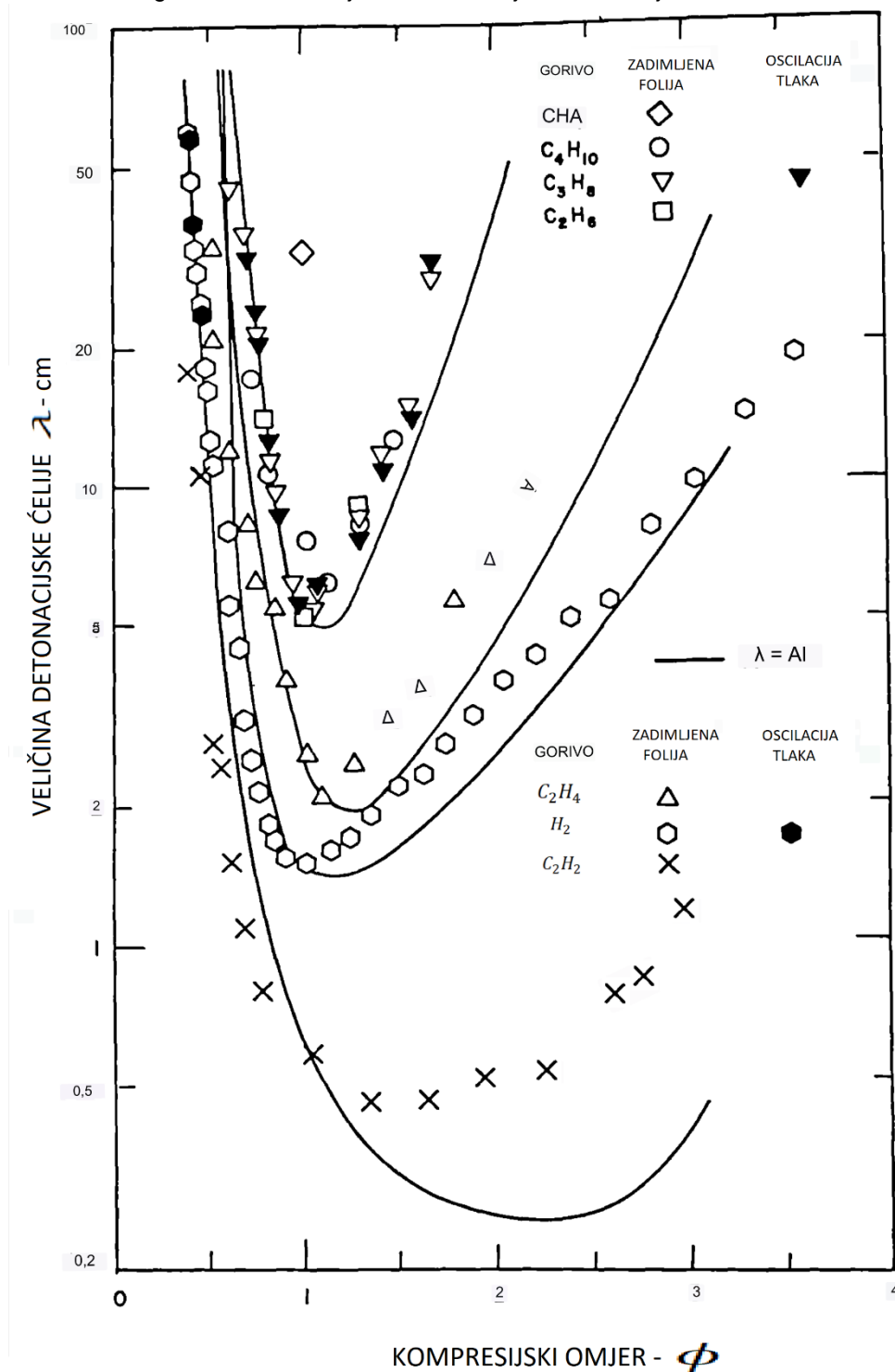
Određivanjem frekvencije fluktuacija tlaka  $t_c$ , duljina detonacijske ćelije  $L_{cell}$ , dobiva se pomoću jednadžbe (35.) i prema približnoj geometrijskoj jednadžbi (36.) dobiva se širina detonacijske ćelije  $\lambda$ . Crte ispunjene crnom bojom na slici 33. prikazuju rezultate ove metode (Bowen, 1984.).

$$L_{cell} = t_c V_{cj} \quad (35.)$$

$$\lambda = 0.6 L_{cell} \quad (36.)$$

Prema slici 33., jasno je da je širina detonacijske ćelije za smjesu vodika i zraka u stehiometrijskom omjeru otprilike 1,5 cm; što odgovara minimalnoj širini ćelije.

Slika 33. Eksperimentalno izmjerena promjena veličine detonacijske ćelije  $\lambda$ , uz kombinaciju različitih goriva i zraka te njen odnos s duljinom indukcijske zone.



Izvor: Obrada autora prema (Bowen, 1984.; Lee, 2008.).

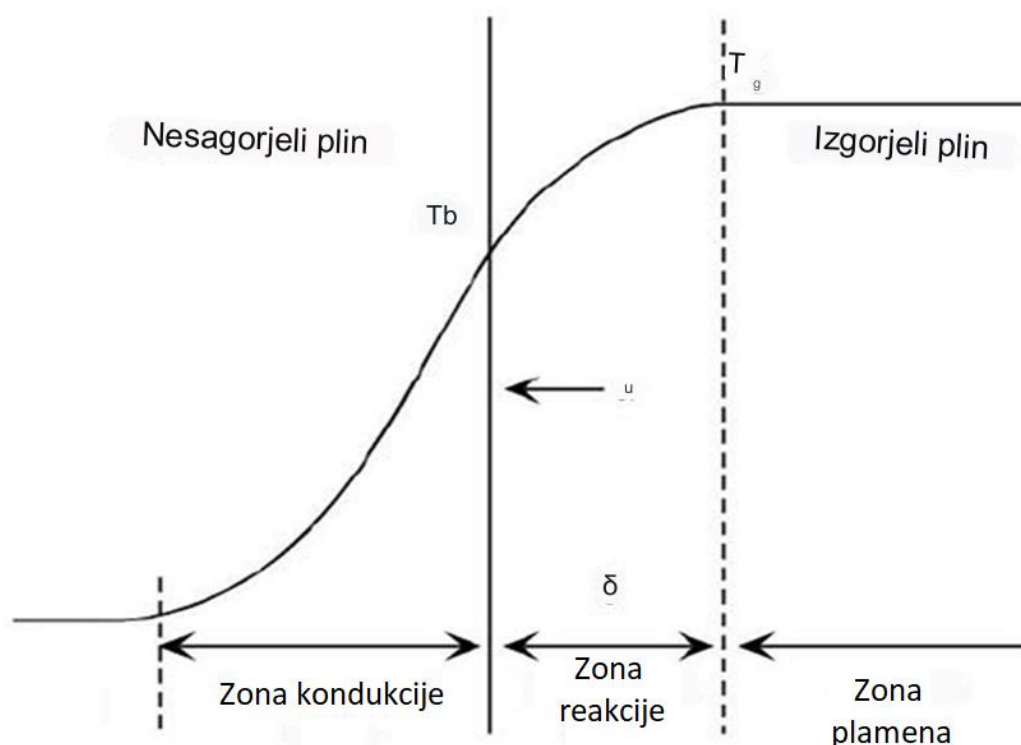
## 3.6.4.4. Struktura deflagacijskog vala

Deflagacijski val oblikovan reaktivnim plinom u uvjetima jednodimenzionalnog stacionarnog protoka prikazan je na slici 34. Temperatura u zoni izgaranja raste od početne temperature neizgorjelog plina do temperature paljenja, a zatim doseže temperaturu plamena. Nastala toplina u zoni reakcije prenosi se unatrag u zonu neizgorjelog plina.

Ravnoteža toplinske topline između zone reakcije i zone neizgorjelog plina prenosi se unatrag i dodaje toplinu neizgorjelom plinu kako bi se povećala temperatura s početne temperature  $T_0$  na temperaturu paljenja  $T_b$  prema sljedećoj jednadžbi.

$$\alpha \left( \frac{dT}{dx} \right)_b = c_p \rho (T_b - T_0) \quad (37.)$$

**Slika 34.** Termalna struktura deflagacijskog vala



**Izvor:** Obrada autora prema (Kubota, 2015.)

Gdje je  $T$  temperatura,  $x$  je udaljenost,  $v$  je brzina strujanja koja je jednaka sporij brzini plamena,  $\rho$  je gustoća,  $c_p$  je specifični toplinski kapacitet, a  $\alpha$  je toplinska vodljivost. Indeksi 0 i  $b$  označavaju početne uvjete i položaj kemijske reakcije, redom. Ako

temperatura u zoni reakcije linearno raste, gradijent temperature u zoni reakcije dobiva se sljedećom jednađbom.

$$\left(\frac{dT}{d\chi}\right)_b = \frac{T_g - T_b}{\delta_{zre}} \quad (38.)$$

Gdje je  $\delta_{zre}$  debljina zone reakcije, a  $T_g$  je temperatura plamena. Iz kombinacije jednađbi (37.) i (38.) dobivamo:

$$\alpha \frac{T_g - T_b}{\delta_{zre}} = c_p \rho (T_b - T_0) \quad (39.)$$

A zatim imamo:

$$u = \frac{\alpha}{c_p \rho \delta_{zre}} \frac{T_g - T_b}{T_b - T_0} \quad (40.)$$

Brzina reakcije u zoni sagorijevanja dobiva se sljedećom jednađbom:

$$[\omega] \delta_{zre} = \int \omega dx \quad (41.)$$

A zatim se dobiva odnos  $pu = [\omega] \delta_{zre}$ , pri čemu je  $\omega$  brzina reakcije, a  $[\omega]$  prosječna vrijednost brzine reakcije u zoni sagorijevanja, iz čega slijedi sljedeća relacija:

$$u = \frac{1}{\rho} \sqrt{\frac{\alpha [\omega] T_g - T_b}{c_p T_b - T_0}} \quad (42.)$$

Debljina zone sagorijevanja određuje se sljedećom jednađbom:

$$\delta_{zre} = \frac{\alpha}{c_p \rho u} \quad (43.)$$

Brzina reakcije u zoni sagorijevanja izražena je kao:

$$\omega = p^m [\varepsilon]^m Z \exp\left(-\frac{E}{RT}\right) \quad (44.)$$

Gdje je  $\varepsilon$  molarni udio reaktanta,  $[\varepsilon]$  prosječna vrijednost molarnog udjela reaktanta u zoni sagorijevanja,  $p$  tlak,  $m$  stupanj kemijske reakcije,  $E$  aktivacijska energija,  $R$  opća plinska konstanta, a  $Z$  konstantna vrijednost. Zamjenom jednadžbi (44.) i  $pV = RT$  ili  $p = \rho RT$  u jednadžbi (42.), dobiva se sporija brzina plamena:

$$u \sim p^{\frac{m}{2}-1} \exp\left(-\frac{E}{2RT}\right) \quad (45.)$$

Gdje se  $T$  smatra prosječnom vrijednošću  $T_b$  i  $T_g$ . Iako je ova metoda dekompozicije pojednostavljena metoda, određuje karakteristike mirnog plamena. Utvrđeno je da je sporija brzina plamena neovisna o tlaku. Kada se smjesa komponenata goriva i plinovitog oksidansa prethodno izmiješa u stehiometrijskom omjeru, temperatura plamena  $T_g$  je maksimizirana, a sporija brzina plamena  $T_b$  također je maksimizirana. Kako se početna temperatura  $T_0$  prethodno izmiješanog plina povećava, sporija brzina plamena također se povećava. Laminarna brzina plamena prikazana u jednadžbi (42.) potvrđena je eksperimentalnim rezultatima. Na primjer, debljina zone reakcije smjese propan-zrak dobiva se iz jednadžbe (43.) u uvjetima:  $u = 350 \text{ mm/s}$  i  $\delta_{zre} = 1.6 \text{ mm}$ .

## 4. Simulacija – istraživanje

Unutar ovoga poglavlja opisuje se metodologija, kao i postupak kojime je stvorena simulacija u svrhe istraživanja ovoga rada. Kroz ovo poglavlje se prikazuju korišteni alati, kao i postavke koje su korištene za stvaranje detaljne simulacije.

### 4.1. Metodologija istraživanja

Unutar ovoga poglavlja prikazuju se korišteni alati, te postavke simulacije kao i objašnjenje njihovog odabira.

#### 4.1.1. Korišteni softverski alati

Od softverskih alata najvažniju ulogu ima ANSYS Fluent. On je moćan softver za računalnu dinamiku fluida (RDF) koji inženjerima omogućuje simulaciju protoka fluida, prijenosa topline i kemijskih reakcija u složenim geometrijama. Naširoko se koristi u industrijama poput zrakoplovne, automobilske i energetske za optimizaciju dizajna i poboljšanje performansi proizvoda. Jedna od mnogih primjena ANSYS Fluenta je u simulaciji rotirajućih detonacijskih motora (RDM), vrste motora s kontinuiranom detonacijom koji nudi značajne prednosti u pogledu učinkovitosti i omjera snage i težine u odnosu na tradicionalne motore s izgaranjem. RDM rade na principu kontinuiranih detonacijskih valova koji se okreću oko prstenaste komore za izgaranje. Složena fizika uključena u ove motore, uključujući nadzvučno izgaranje velike brzine, udarne valove i složenu dinamiku fluida, čini ih izazovnim za projektiranje i optimiziranje. U ovom kontekstu, ANSYS Fluent dolazi do izražaja. Pruža sveobuhvatan paket alata za modeliranje i simulaciju složenih fizičkih fenomena koji se javljaju u RDM-ovima. Za simulaciju RDM koristeći ANSYS Fluent, prvi korak je stvaranje geometrijskog modela motora. To se može učiniti korištenjem ANSYS CAD alata ili uvozom modela iz drugog CAD softvera. Model bi trebao točno predstavljati

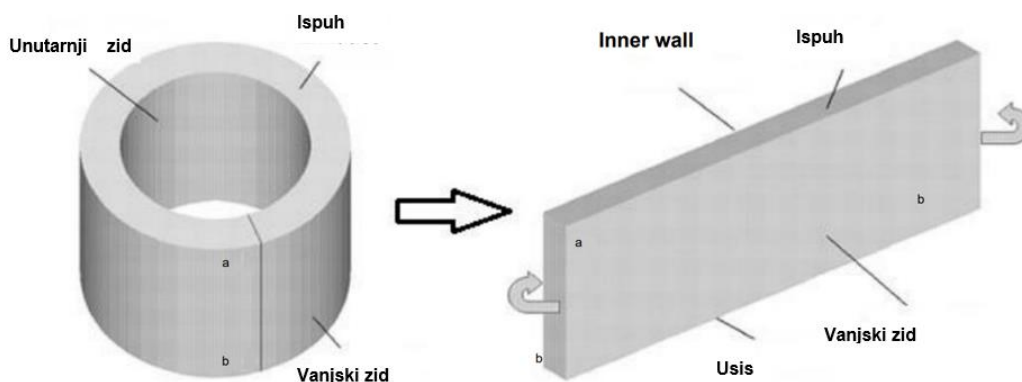
prstenastu komoru za izgaranje motora te ulazne i izlazne otvore. Nakon što je geometrija definirana, sljedeći korak je stvaranje mreže, koja je mreža ćelija koje pokrivaju geometriju. Mreža bi trebala biti dovoljno fina da uhvati pojedinosti protoka i izgaranja, ali ne toliko fina da simulacija postane računski preskupa. ANSYS Fluent pruža napredne alate za umrežavanje koji omogućuju prilagodljivo prečišćavanje mreže, što može automatski precizirati mrežu u područjima gdje je potrebno više detalja. Nakon što je mreža stvorena, sljedeći korak je postavljanje fizike simulacije. To uključuje definiranje svojstava fluida, modela izgaranja i rubnih uvjeta na ulaznim i izlaznim otvorima. Za RDM-ove, tekućina je obično mješavina goriva i oksidansa, a model izgaranja trebao bi moći uhvatiti proces detonacije. Nakon što su fizikalne postavke postavljene, simulacija se pokreće. To uključuje rješavanje jednadžbi dinamike fluida i izgaranja za svaku ćeliju u mreži, što se radi iterativno dok se ne postigne rješenje stabilnog stanja. Solver ANSYS Fluent vrlo je učinkovit i može iskoristiti prednosti paralelnog računanja za ubrzavanje simulacije. Nakon završetka simulacije, rezultati se mogu analizirati radi pružanja uvida u performanse motora. ANSYS Fluent pruža niz alata za naknadnu obradu koji omogućuju vizualizaciju polja protoka, raspodjelu temperature i druge važne parametre. Ovi se rezultati mogu koristiti za identificiranje područja poboljšanja u dizajnu motora i za optimizaciju njegovih performansi.

#### 4.1.2. Odabir geometrije modela

U svojoj naravi, simulirani volumen je u obliku koncentričnog, prstenastog, cilindra. No kako bi se olakšala izrada simulacije, određeno je kako se iz 3D volumena tijelo pretvara u 2D plohu za potrebe pojednostavljenja i olakšanja simulacije.

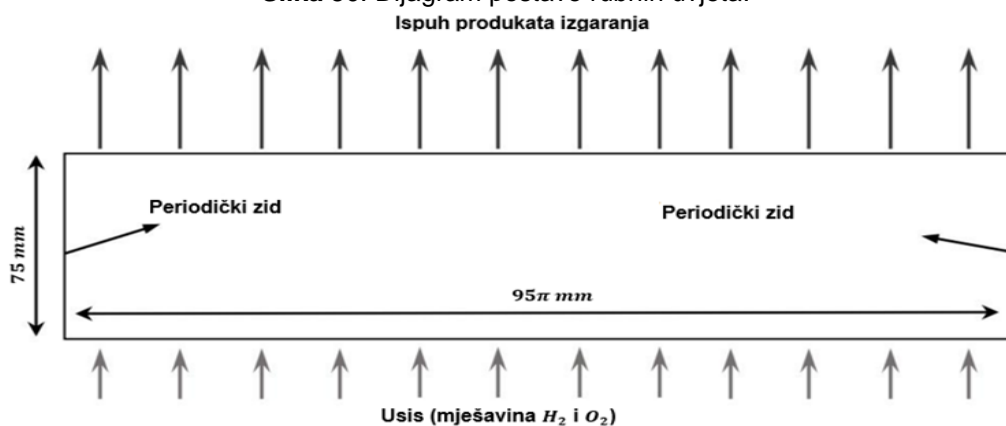
Navedeni volumen je zato pretvoren u kvadar gdje je radijus prstena otvoren u obliku kojime se olakšava simulacija i uvid u promjene prilikom izgaranja, tj. same simulacije izgaranja. Visina cilindra iznosi  $h_{cil} = 75 \text{ mm}$ , dok je njegov opseg radi pojednostavljena modela postavljena na  $c_{cil} = 95\pi \text{ mm} \sim 298 \text{ mm}$ . Prikaz geometrijskog rastvaranja komore vidljiv je na slici 35., dok je na slici 36. vidljiv dijagram postave rubnih uvjeta.

**Slika 35.** Prikaz transformacije geometrije komore iz 3D u 2D.



**Izvor:** Obrada autora prema (Zamani, 2016.)

**Slika 36.** Dijagram postave rubnih uvjeta.

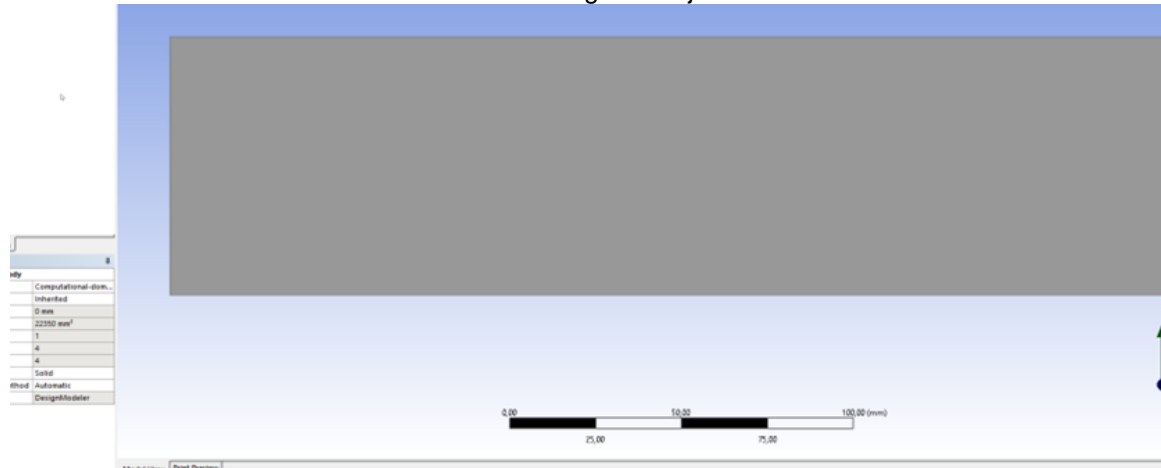


**Izvor:** Obrada autora prema (Zamani, 2016.)



Postava geometrije modela vidljiva je na slici 37. dok su postavke geometrije i njenog crtanja u ANSYS modeleru vidljive na slici 38.

Slika 37. Postava geometrije modela.



Izvor: Izrada autora.

Slika 38. Postavke geometrije modela.

Tree Outline

- [-] A: Geometry
  - [-] XYPlane
    - [-] Sketch1
  - [-] ZXPlane
  - [-] YZPlane
  - [-] SurfaceSk1
    - [-] Sketch1
  - [-] 1 Part, 1 Body
    - [-] Computational-domain

Sketching Modeling

Details View

Details of Surface Body

Body	Computational-dom...
Thickness Mode	Inherited
Thickness (>=0)	0 mm
Surface Area	22350 mm <sup>2</sup>
Faces	1
Edges	4
Vertices	4
Fluid/Solid	Solid
Shared Topology Method	Automatic
Geometry Type	DesignModeler

Izvor: Izrada autora.

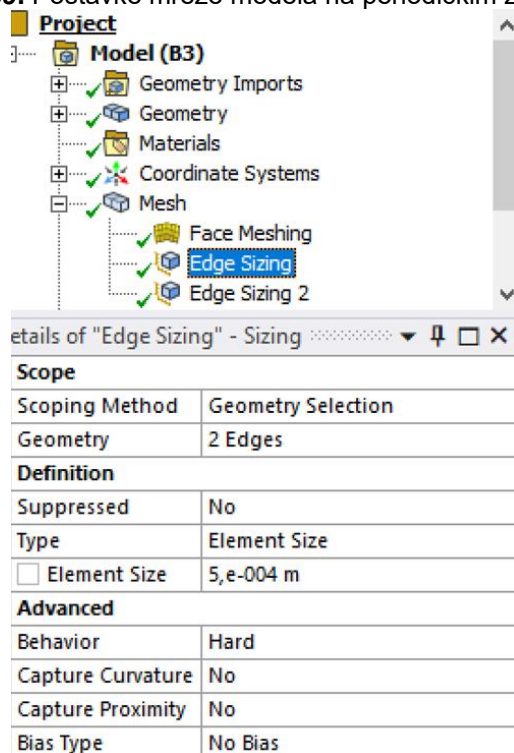
### 4.1.3. Umrežavanje modela

Mreža modela je postavljena na veoma jednostavan način prateći postavke unutar rada Zamani (2016.).

Model je postavljen dvodimenzionalno prateći prethodne postavke. Za svojstva same mreže konačnih elemenata odabrani su sljedeći parametri (vidljivi na slikama 39., 40. i 41.):

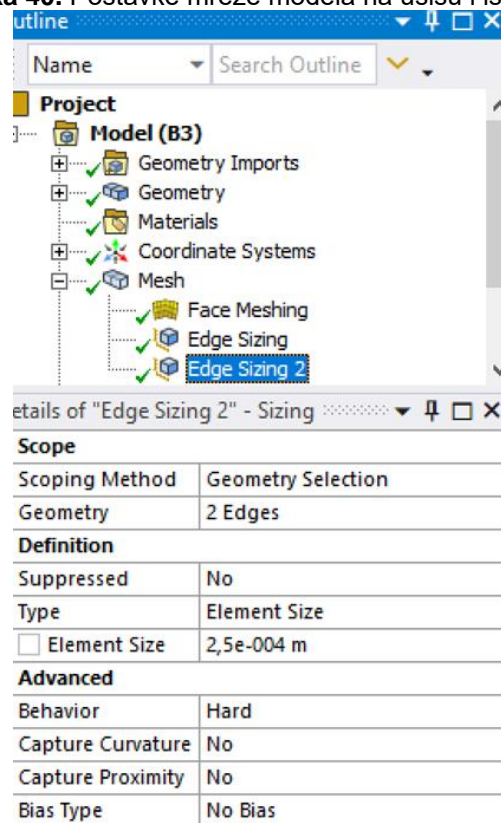
- Četverokutni elementi mreže.
- Veličina elemenata na gornjem rubu (ispuhu rakete) je postavljena na  $c_{elem,g} = 0,025\text{ cm} \sim 0,25\text{ mm}$  – dvostruko veća rezolucija nego kod Zamani (2016.).
- Veličina elemenata na donjem rubu (ulazu gorive smjese rakete) je postavljena na  $c_{elem,d} = 0,025\text{ cm} \sim 0,25\text{ mm}$  – dvostruko veća rezolucija nego kod Zamani (2016.).
- Lijevi i desni rub imaju veličinu elemenata na  $h_{elem} = 0,05\text{ cm} \sim 0,5\text{ mm}$ .
- Lijevi i desni rub su postavljeni kao periodički krajevi.

Slika 39. Postavke mreže modela na periodičkim zidovima.



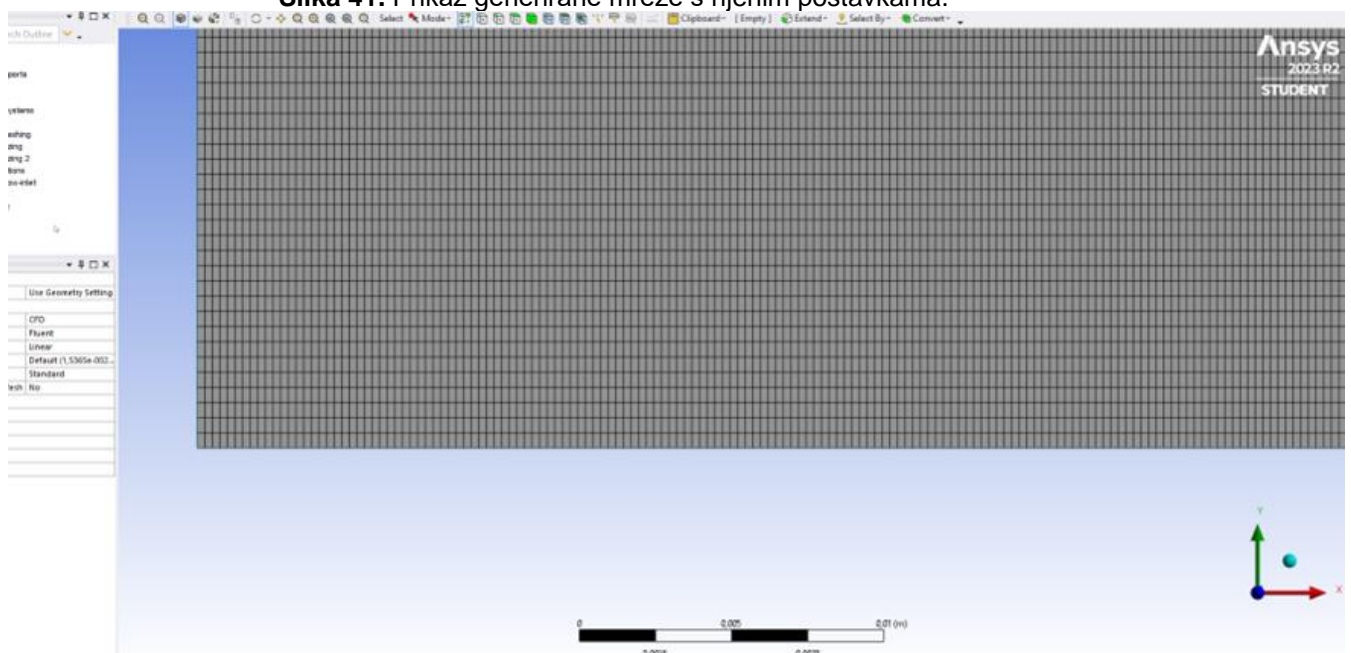
Izvor: Izrada autora.

Slika 40. Postavke mreže modela na usisu i ispuhu.



Izvor: Izrada autora.

Slika 41. Prikaz generirane mreže s njenim postavkama.



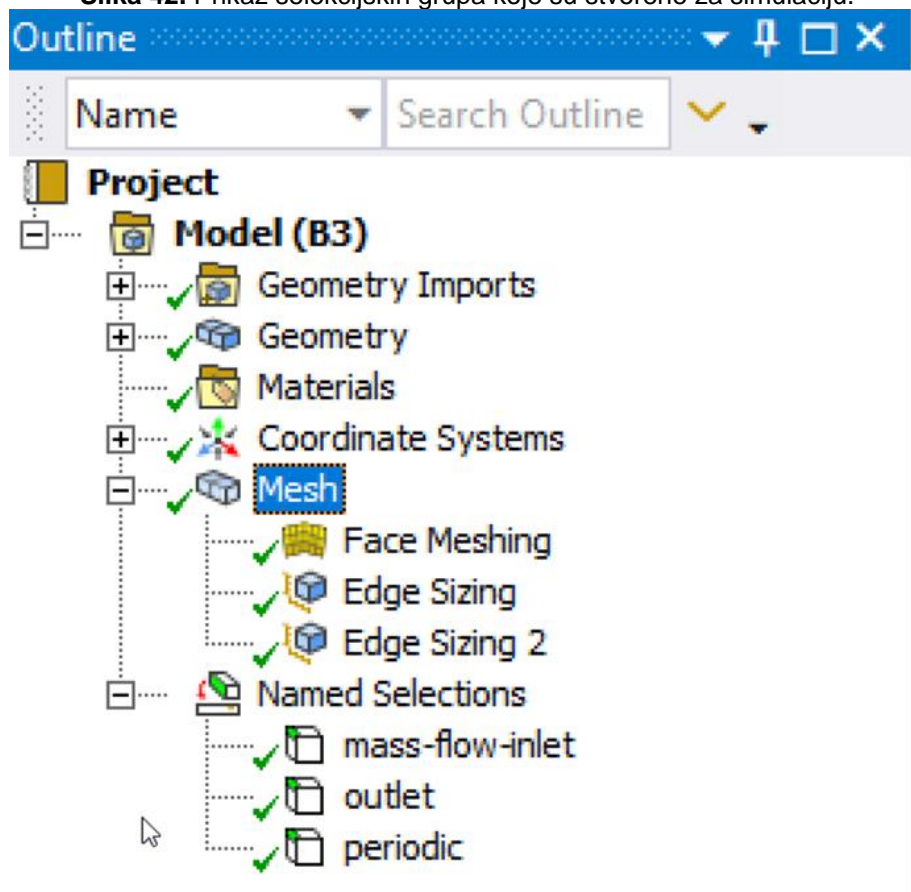
Izvor: Izrada autora.

Osim postavljanja same mreže postavljene su i selekcijske grupe (vidljivo na slici 42.):

- Donji rub – usis smjese (eng. *inlet*).
- Gornji rub – ispuh (eng. *outlet*).
- Lijevi i desni rub – periodički ponavljajući krajevi – označava da se reakcija ponavlja s jednog kraja i ponovo ulazi na drugom.

S navedenim postavkama konstruirana je mreža koja obuhvaća 180 143 čvorišta i 178 800 elemenata, čime se ostaje ispod maksimalno dozvoljenog broja elemenata od 500 000, koji je ograničenje studentske verzije ANSYS-a.

Slika 42. Prikaz selekcijskih grupa koje su stvorene za simulaciju.



Izvor: Izrada autora.

#### 4.1.4. Fizikalne postavke simulacije

Unutar ovoga poglavlja opisuju se glavne postavke same simulacije i način postavljanja simulacije kako bi se mogla replicirati simulacija.

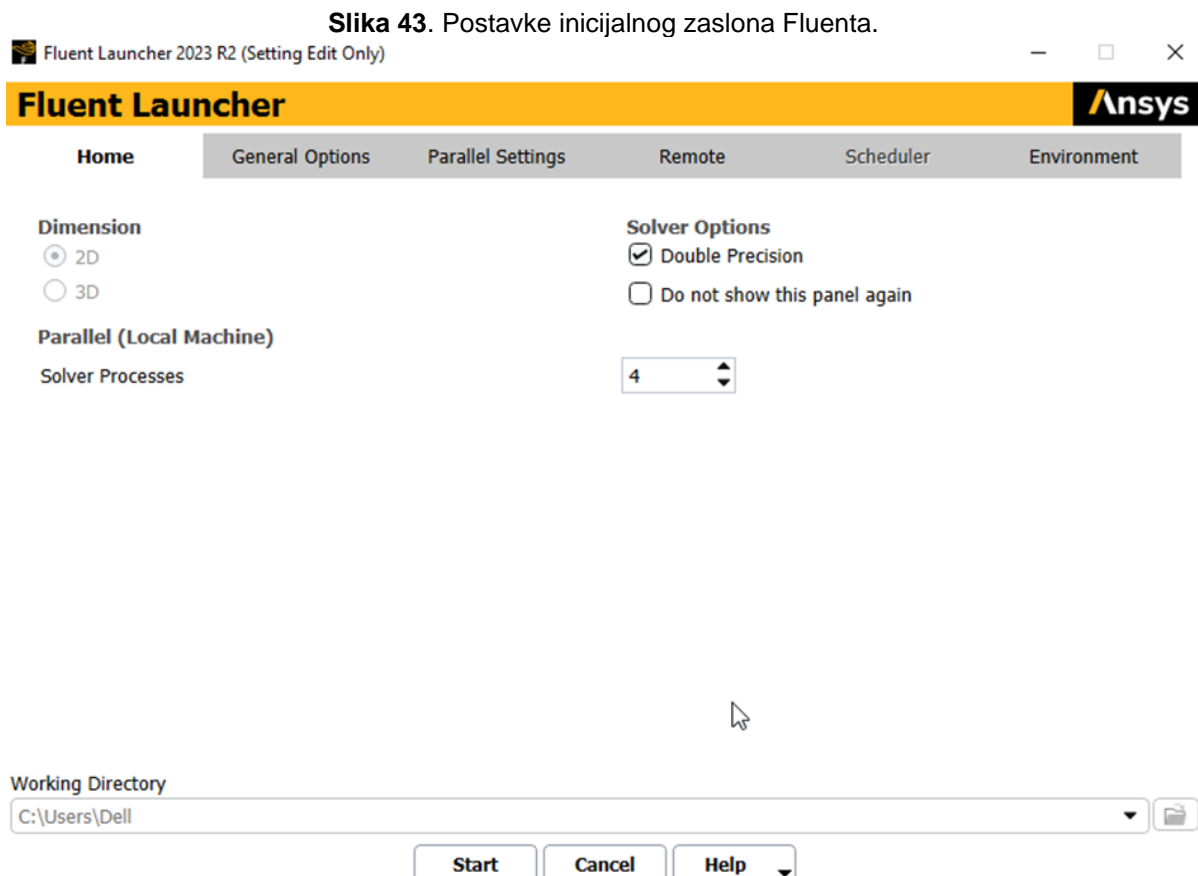
Redom to čine:

- Postavke samog Fluent-a na inicijalnom zaslonu
- Specifikacije računala na kojemu se izvršila simulacija.
- Opće postavke simulacije
- Postavke modela simulacija
  - Energetski model
  - Model viskoznosti
  - Model izgaranja
  - Kemijski model
- Postavke rubnih uvjeta simulacija
  - Usisni rub
  - Ispušni rub
  - Zidni rubovi
- Postavke inicijalizacije
- Postavke rješavača (eng. *solver*)
- Postavke samog proračuna simulacije

#### 4.1.4.1. Postavke Fluent na inicijalnom zaslonu

- Određuje se double precision kako bi se postigla veća preciznost rješenja naspram floata.
- 4 procesa – maksimum koliko dopušta studentska verzija ANSYS-a.
- 2D rješavač (eng. *solver*).

Postavke inicijalnog zaslona za ovu simulaciju moguće je vidjeti na slici 43.



Izvor: Izrada autora.

#### 4.1.4.2. Specifikacije računala i ANSYS-a na kojemu se izvršila simulacija.

Ove specifikacije služe kao ogledni primjer, moguće je ovu simulaciju pokretati i riješiti i na drugim računalima i verzijama ANSYS-a, no na ovim specifikacija simulacije nije došlo do greške i uspješno je provedena simulacija.

**Tablica 4.** Specifikacije računala i ANSYS-a nad kojime se simulacija izvela.

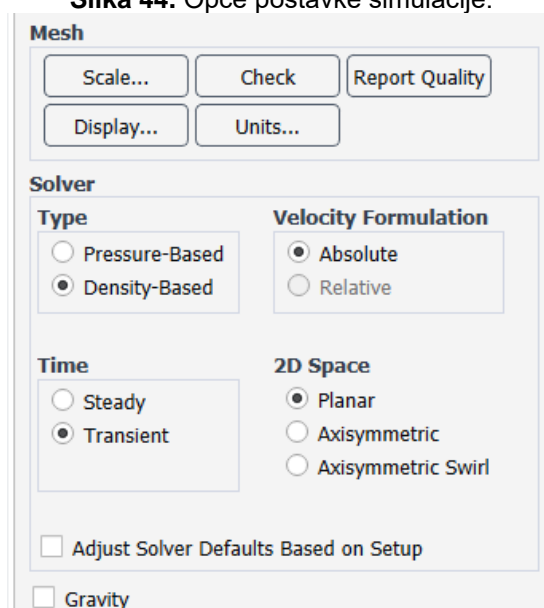
Značajka	Vrijednost
CPU	Intel(R) Xeon(R) E-2286M
RAM	128 GB
OS	Windows 10 Pro for Workstations, verzija 22H2, 64-bitni
ANSYS verzija	Academic Student 2022 R2, Academic Student 2023 R2

Izvor: Izrada autora.

#### 4.1.4.3. Opće postavke simulacije (slika 44.):

- Tip rješavača: baziran na gustoći.
- Referentni okvir brzine – apsolutni.
- Vrijeme – tranzitno stanje
- Planarni model
- Gravitacija isključena

**Slika 44.** Opće postavke simulacije.

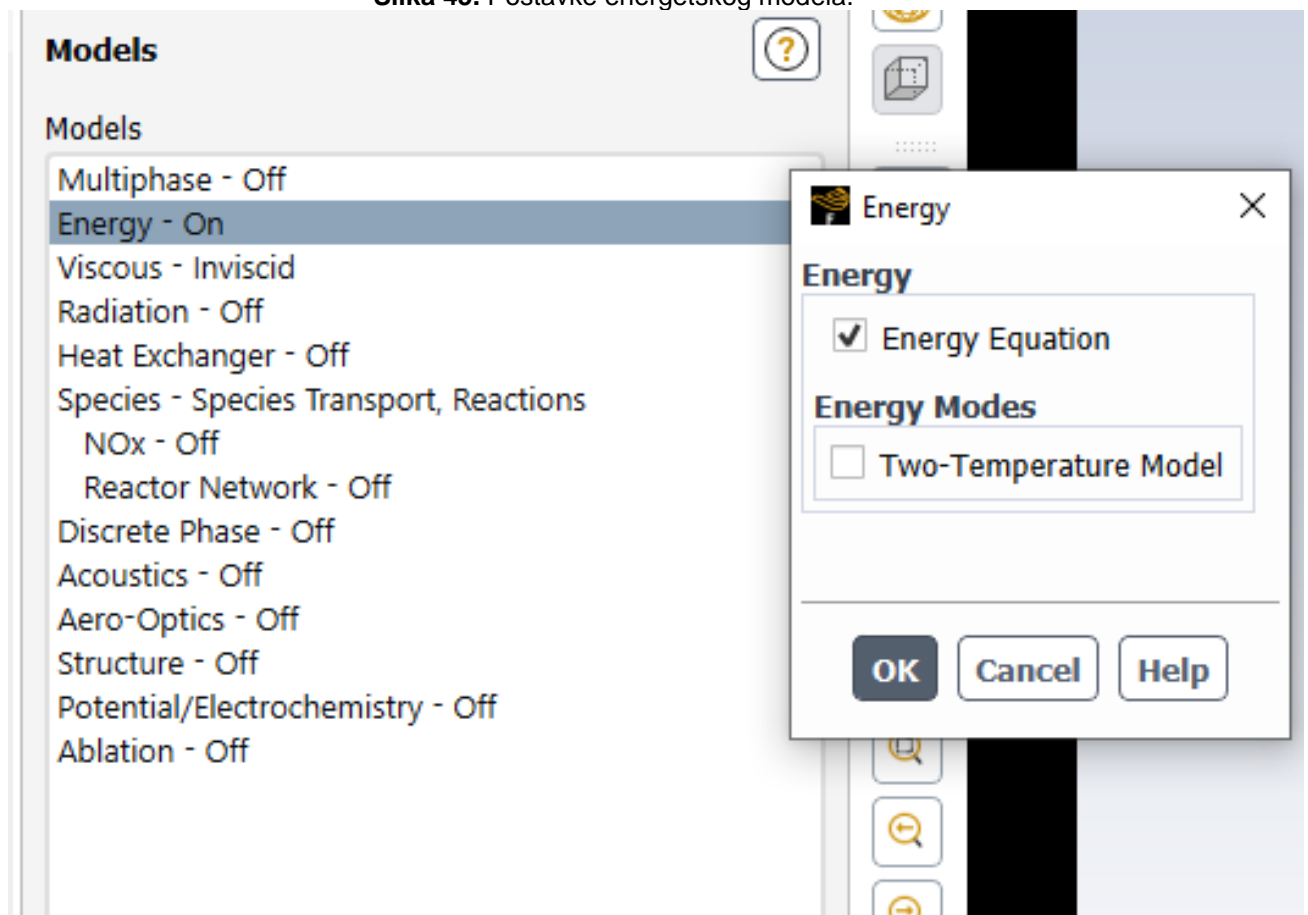


Izvor: Izrada autora.

## 4.1.4.4. Postavke modela simulacija

- Energetski model: bazirana na jednačbama očuvanja energije (slika 45.).
- Model viskoznosti (slika 46.).
- Model izgaranja (slika 47.):
  - Transport reaktivnih vrsta
  - Volumetrijski
  - Mješavina: vodik i kisik – model
  - 4 volumne vrste
  - Konačna stopa reakcije

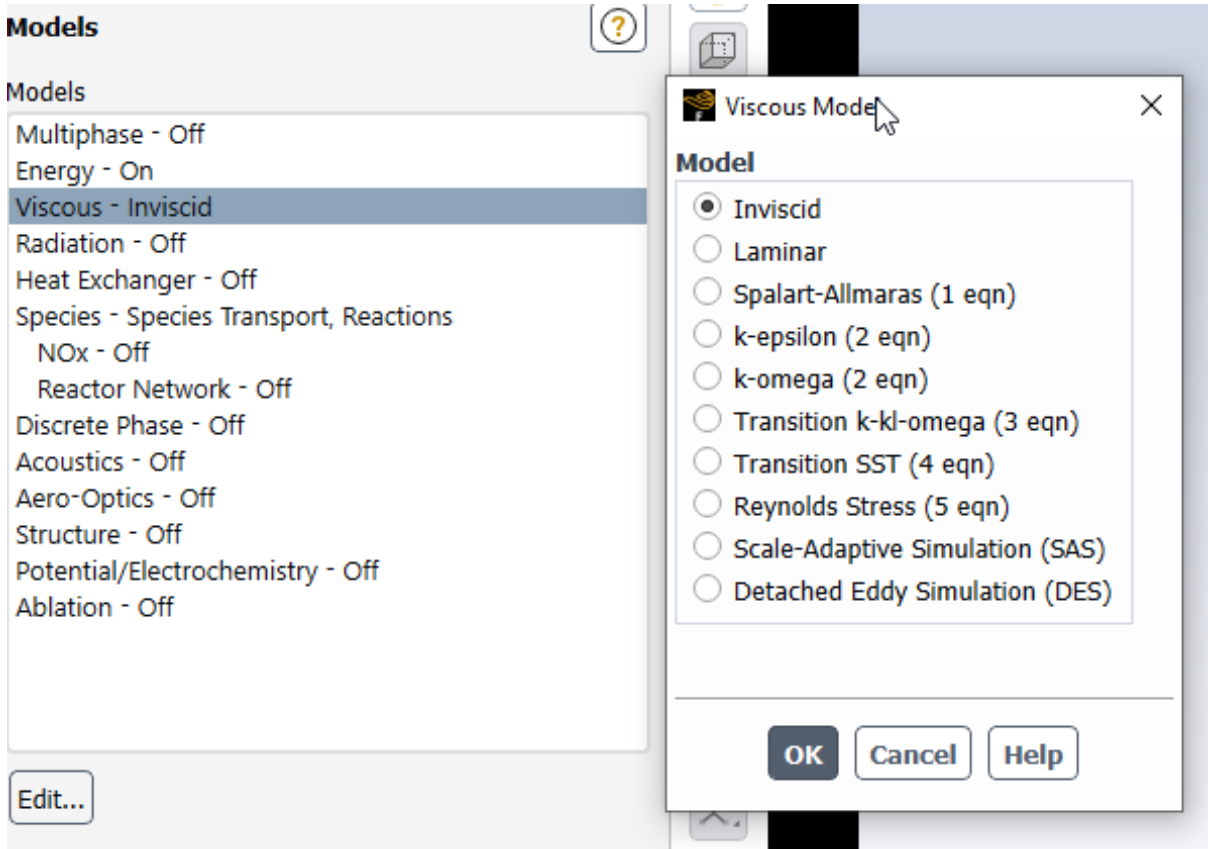
Slika 45. Postavke energetskog modela.



Izvor: Izrada autora.

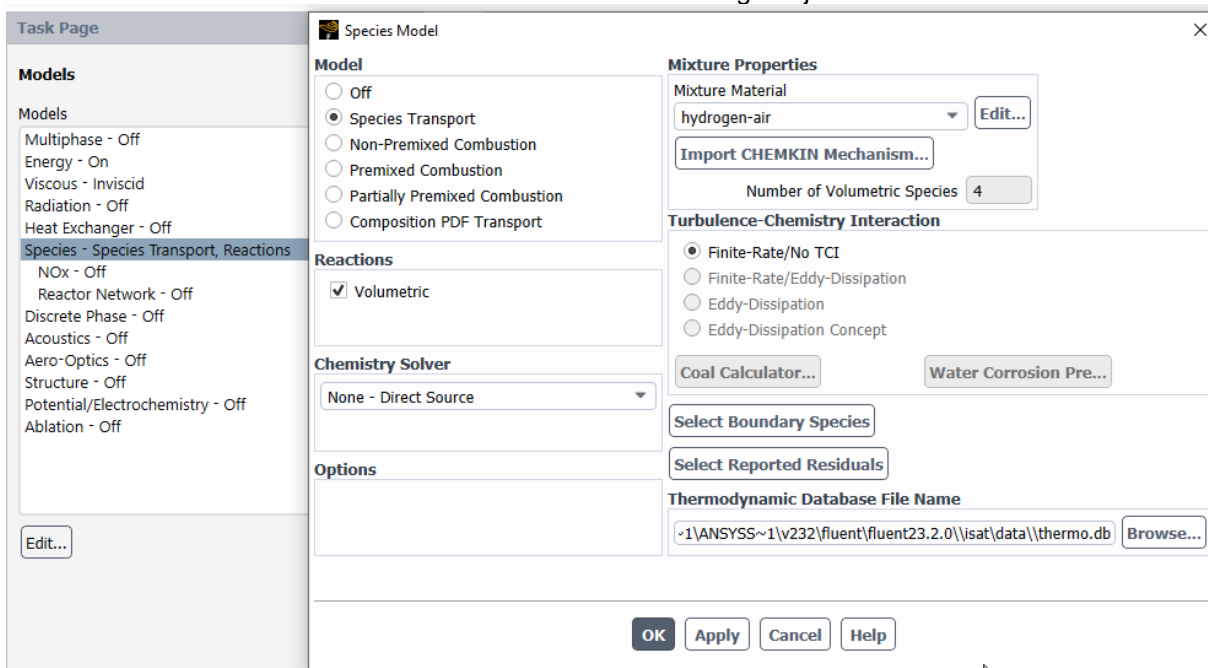


Slika 46. Postavke modela viskoznosti.



Izvor: Izrada autora.

Slika 47. Postavke modela izgaranja.



Izvor: Izrada autora.

## 4.1.4.5. Kemijski model – vodik i kisik (slika 48. i 49.):

- Arrhenius parametri:
  - Faktor pred eksponent:  $Z = 9,87 \cdot 10^8$
  - Energija aktivacije :  $E = 3.1 \cdot 10^7 \text{ J/kgmol}$
- Vrsta reakcije – S konačnom stopom (eng. *finite rate*).
- Mehanizam – Reakcijska mehanika.
- Gustoća – Određena prema zakonu idealnog plina.
- $c_p$  – Određen prema zakonima miješanja vrsti.
- Specifikacije reaktivnih vrsta – tablica 5.

Slika 48. Opće postavke modela reakcije vodika i kisika.

Edit Material

**Properties of hydrogen-air**

Mixture Species	names	▼	Edit...
Reaction	finite-rate	▼	Edit...
Mechanism	reaction-mechs	▼	Edit...
Density [kg/m <sup>3</sup> ]	ideal-gas	▼	Edit...
Cp (Specific Heat) [J/(kg K)]	mixing-law	▼	Edit...

Change Close Help

Izvor: Izrada autora.

Slika 49. Postavke reakcije vodika i kisika.

Reactions

Mixture: hydrogen-air Total Number of Reactions: 1

Reaction Name: reaction-1 ID: 1 Reaction Type:  Volumetric  Wall Surface  Particle Surface  Electrochemical

Number of Reactants: 2 Number of Products: 1

Species	Stoich. Coefficient	Rate Exponent
h2	1	1
o2	0.5	1

Species	Stoich. Coefficient	Rate Exponent
h2o	1	0

**Arrhenius Rate**

Pre-Exponential Factor: 9.87e+08  
 Activation Energy [J/kgmol]: 3.1e+07  
 Temperature Exponent: 0

Include Backward Reaction Specify...  
 Third-Body Efficiencies Specify...  
 Pressure-Dependent Reaction Specify...  
 Coverage-Dependent Reaction Specify...

**Mixing Rate**

A: 4 B: 0.5

OK Cancel Help

Izvor: Izrada autora.

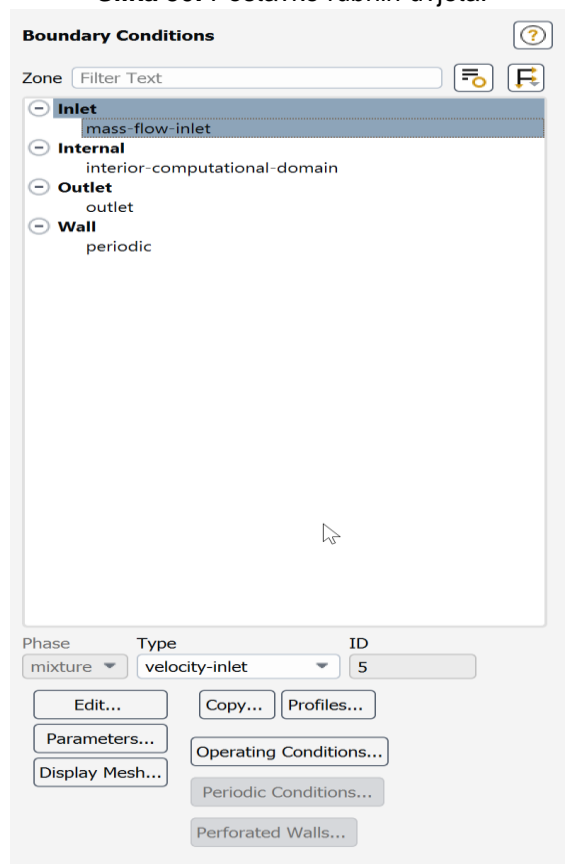
Tablica 5. Tablični prikaz reaktivnih vrsta kemijske reakcije s pripadajućim stehiometrijskim koeficijentom i eksponentnom stopom.

Reaktivna vrsta	Stehiometrijski koeficijent	Arrheniusov pred-eksponencijalni faktor
$H_2$	1	1
$O_2$	0,5	1
$H_2O$	1	1

Izvor: Zamani (2016.).

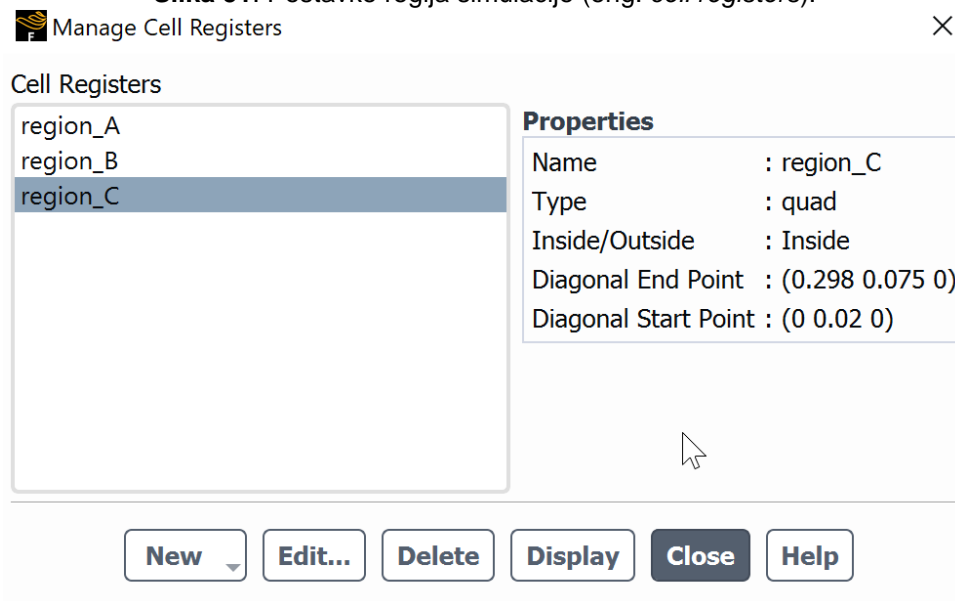
4.1.4.6. Postavke rubnih uvjeta i regija simulacije (slika 50. i 51.):

Slika 50. Postavke rubnih uvjeta.



Izvor: Izrada autora.

Slika 51. Postavke regija simulacije (eng. cell registers).



Izvor: Izrada autora.

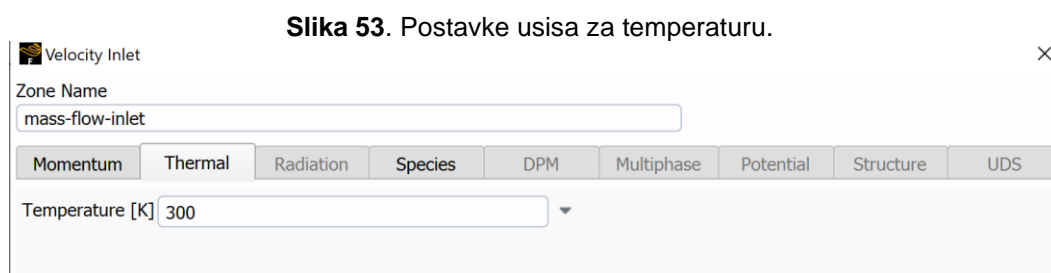
**Usisni rub:**

- *Moment čestica (slika 52.):*
  - Brzina određena prema magnitudi i smjeru.
  - Brzina je apsolutna.
  - Magnituda brzine određena UDF funkcijom – Prilog A.
  - $p_{početni} = 172\,252,5\ Pa$
  - Tok u smjeru Y osi: 1
  - Tok u smjeru X osi: 0



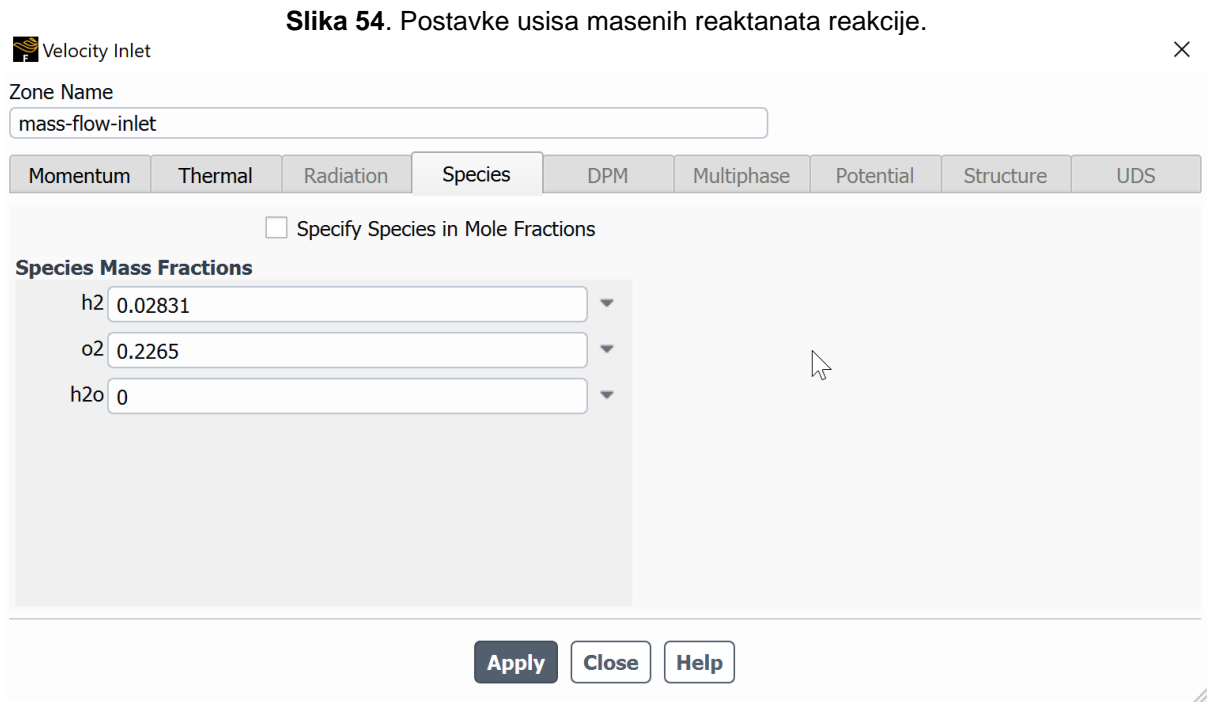
Izvor: Izrada autora.

- *Temperatura(slika 53.):*
  - $T_{početni} = 300\ K$



Izvor: Izrada autora.

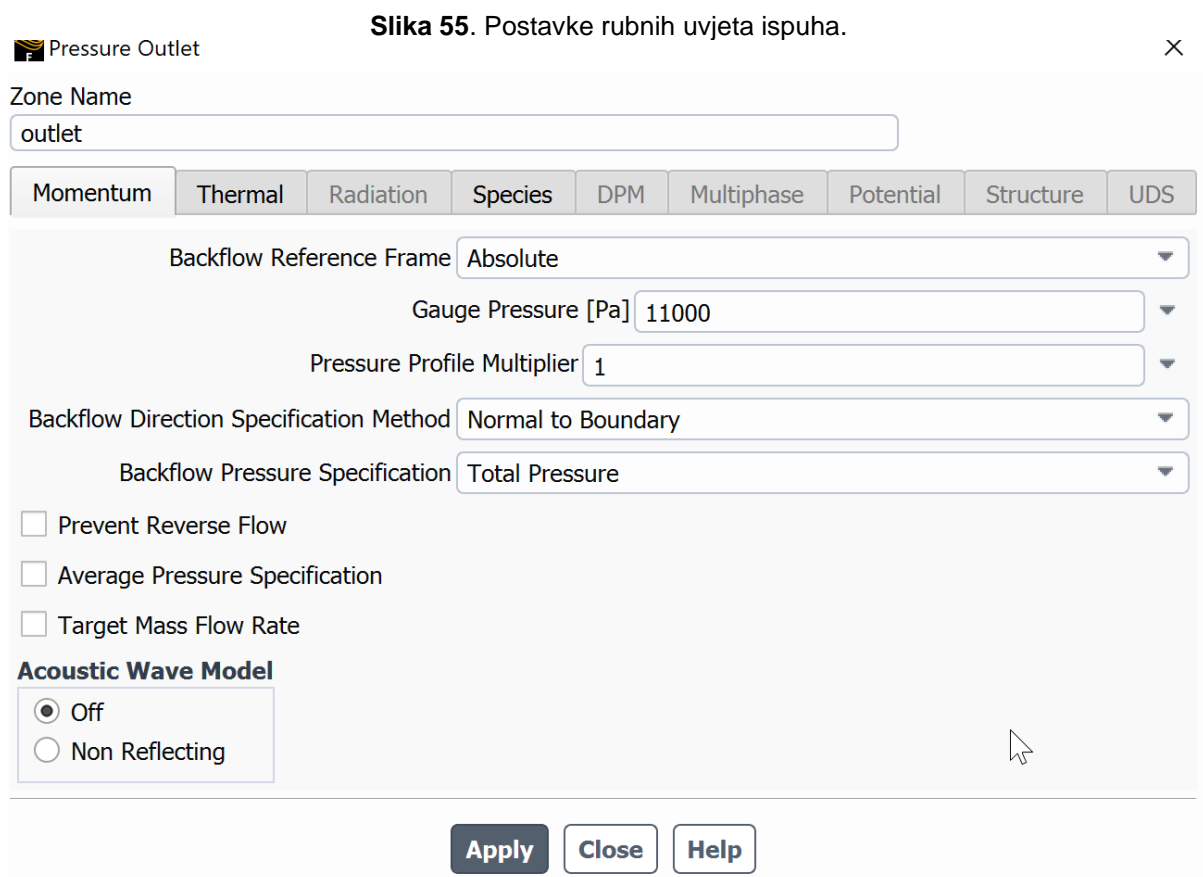
- Maseni udjeli reaktanata (slika 54.):
  - $w(H_2)_{inlet} = 0,02831 = 2,831 \%$
  - $w(O_2)_{inlet} = 0,2265 = 22,65 \%$
  - $w(H_2O)_{inlet} = 0 = 0\%$



Izvor: Izrada autora.

**Ispušni rub (slika 55.):**

- $p_{ispuha} = 11\ 000\ Pa$
- Povratni tok – Apsolutni
- Rubni uvjet određen prema ukupnom pritisku.
- Tlak okoline  $p_{okoline} = 0\ Pa$



Izvor: Izrada autora.

**Zidni rubovi :**

- Periodički
- Odnosi se na lijevi i desni rub modela simulacije.

Sažet prikaz postavki rubnih uvjeta prikazan je u tablici 6.

Tablica 6. Tablični prikaz rubnih uvjeta simulacije s pripadajućim karakteristikama.

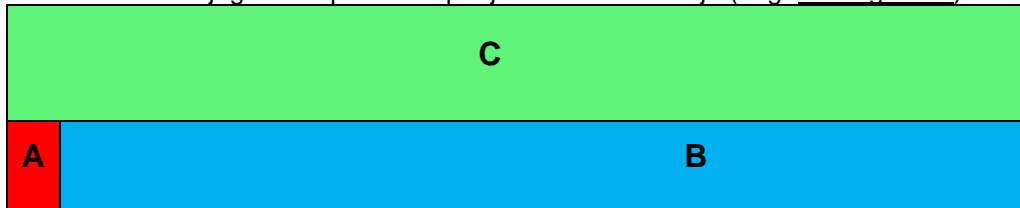
Rubni uvjet	Usisni rub	Ispušni rub	Periodički zidovi
<b>Moment čestica (iz brzine <math>u</math>)</b>	<u>Magnituda <math>u</math></u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Prema UDF datoteci.</li> <li>• Apsolutna je u referentnom okviru komore izgaranja.</li> </ul>		
	<u>Smjer <math>u</math></u> <ul style="list-style-type: none"> <li>• <math>u_y = 100\%</math></li> <li>• <math>u_x = 0\%</math></li> </ul>		
<b>Temperatura</b>	300 K		
<b>Maseni udjeli vrsta reakcije</b>	$w(H_2) = 2,831\%$ $w(O_2) = 22,65\%$ $w(H_2O) = 0\%$	$w(H_2) = 0\%$ $w(O_2) = 21,2365\%$ $w(H_2O) = 4,2465\%$	
<b><math>p</math></b>	$p_{početni} = 172\,252,5\ Pa$		
<b>Povratni tok</b>	Apsolutni		
<b>Parametar određivanja rubnog uvjeta</b>	$p_{ukupno}$		
<b><math>p_{okoline}</math></b>	$p_{okoline} = 0\ Pa$		
<b>Periodičnost</b>	Ne	Ne	Da

Izvor: Zamani (2016.).

Osim rubnih uvjeta, simulacija je podijeljena u 3 zone reakcije svaka sa svojim fizikalnim svojstvima. Ovo je važno kako bi se ostvarilo periodičko kretanje i simuliralo kretanje reakcije kroz komoru. Slikovni prikaz je vidljiv na slici 56. Važno je također napomenuti kako se maseni udjeli molekula, te uvjeti temperature i tlaka koji vladaju u pojedinim regijama proračuna postavljaju se zasebno za svaku zonu. Ovo je vidljivo na slici 60.



Slika 56. Dijagramski prikaz raspodjele zona simulacije (eng. cell registries).

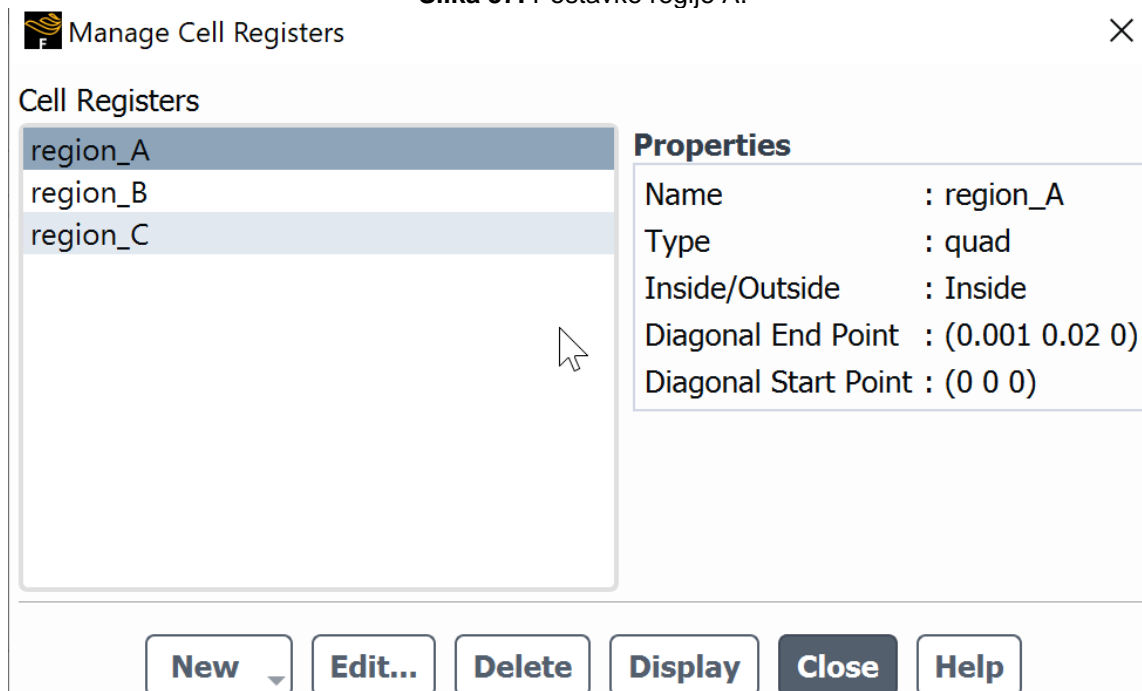


Izvor: Zamani (2016.).

**Regija A (regija paljenja i detoniranja, slika 57.)**

- $x_{min,A} - x_{max,A}: 0,00 - 0,01 \text{ m}$
- $y_{min,A} - y_{max,A}: 0,00 - 0,02 \text{ m}$
- $T_A = 3000 \text{ K}$
- $p_A = 2 \cdot 10^6 \text{ Pa}$
- $w(H_2)_A = 0 = 0\%$
- $w(O_2)_A = 0,212365 = 21,2365\%$
- $w(H_2O)_A = 0,042465 = 4,2465\%$
- $w(N_2)_A = 0,74519 = 74,519\% \rightarrow \text{Neaktivan u reakciji}$

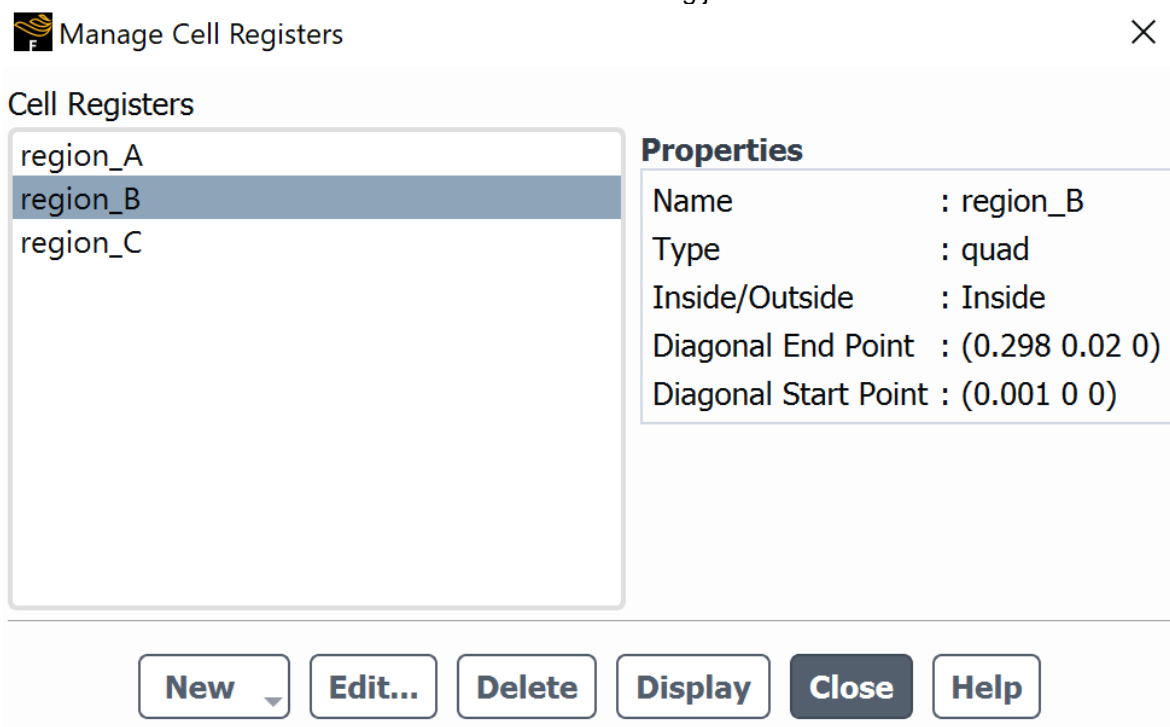
Slika 57. Postavke regije A.



Izvor: Izrada autora.

**Regija B (regija usisa, slika 58.):**

- $x_{min,B} - x_{max,B}: 0,01 - 0,298 \text{ m}$
- $y_{min,B} - y_{max,B}: 0,00 - 0,02 \text{ m}$
- $T_B = 300 \text{ K}$
- $p_B = 1 \cdot 10^5 \text{ Pa}$
- $w(H_2)_B = 0,02831 = 2,831\%$
- $w(O_2)_B = 0,2265 = 22,65\%$
- $w(H_2O)_B = 0 = 0\%$
- $w(N_2)_B = 0,74519 = 74,519\% \rightarrow$  Neaktivan u reakciji.

**Slika 58.** Postavke regije B.

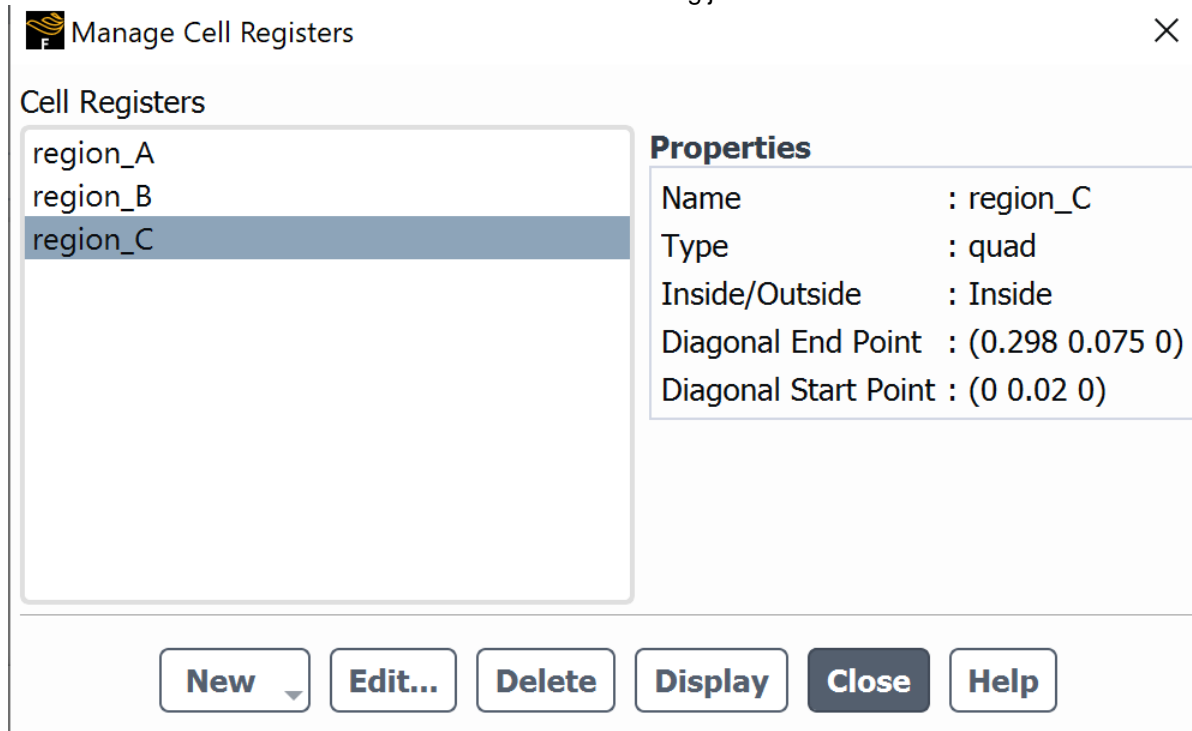
Izvor: Izrada autora.

**Regija C (regija ispuha, slika 59.):**

- $x_{min,C} - x_{max,C}: 0,00 - 0,298 \text{ m}$
- $y_{min,C} - y_{max,C}: 0,02 - 0,075 \text{ m}$
- $T_c = 300 \text{ K}$
- $p_c = 1 \cdot 10^5 \text{ Pa}$
- $w(H_2)_C = 0 = 0\%$

- $w(O_2)_C = 0,212365 = 21,2365\%$
- $w(H_2O)_C = 0,042465 = 4,2465\%$
- $w(N_2)_C = 0,74519 = 74,519\% \rightarrow$  Neaktivan u reakciji

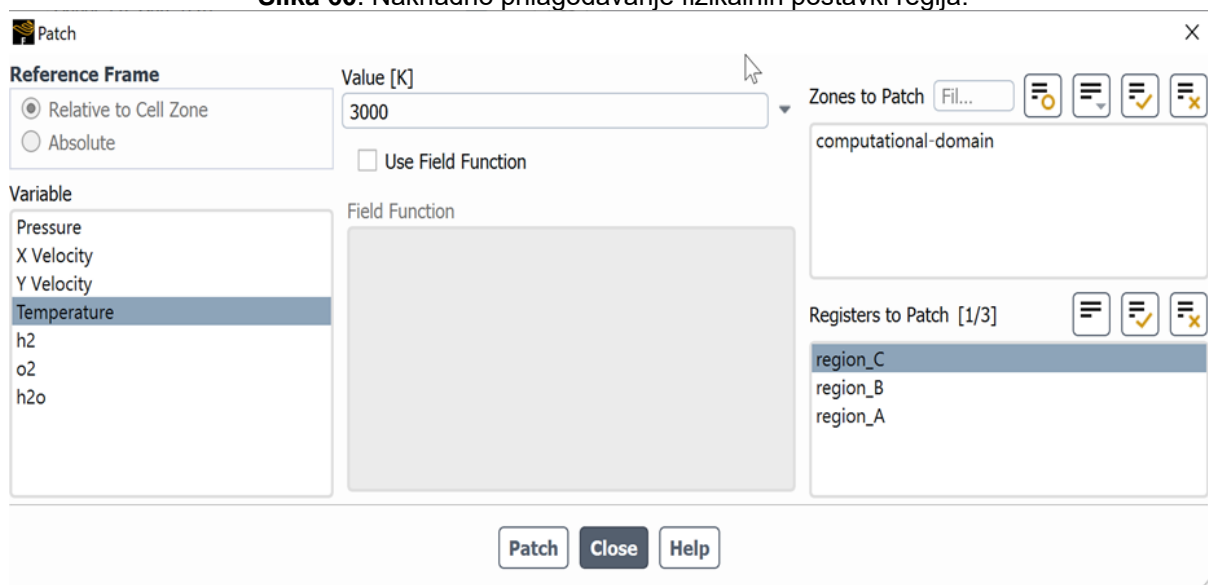
Slika 59. Postavke regije C.



Izvor: Izrada autora.

Sažet prikaz postavki regija simulacije prikazan je u tablici 7.

Slika 60. Naknadno prilagođavanje fizikalnih postavki regija.



Izvor: Izrada autora.

Tablica 7. Tablični prikaz regija simulacije s pripadajućim im postavkama prema.

Regija	A (paljenje i detoniranje)	B (usis)	C (ispuh)
$x_{min} - x_{max}$	0,00 – 0,01 m	0,01 – 0,298 m	0,00 – 0,298 m
$y_{min} - y_{max}$	0,00 – 0,02 m	0,00 – 0,02 m	0,02 – 0,075 m
$T$	3000 K	300 K	300 K
$p$	$2 \cdot 10^6 Pa$	$10^5 Pa$	$10^5 Pa$
Kemijski sastav	100% produkti	100% reaktanti	100% produkti
$w(H_2)$	0%	2,831%	0%
$w(O_2)$	21,2365%	22,65%	21,2365%
$w(H_2O)$	4,2465%	0 %	4,2465%
$w(N_2)$ (Ne sudjeluje u izgaranju)	74,519%	74,519%	74,519%

Izvor: Zamani (2016.).

## 4.1.4.7. UDF funkcija

1. Određuje početne uvjete funkcije
2. Postavlja formulu brzine ovisno o pritisku.
3. Proračunava brzinu za sve točke.

## 4.1.4.8. Postavke inicijalizacije(slika 61.):

- $p_{sim,0} = 172\ 252,2 Pa$
- $x_0 = 0$
- $y_0 = 0$
- $T_{sim,0} = 300 K$
- $w(H_2)_0 = 0 = 0\%$
- $w(O_2)_{usisani,0} = 0 = 0\%$
- $w(O_2)_0 = 0,2194325 = 21,94325\%$
- $w(N_2)_0 = 0,74519 = 74,519\%$
- $w(H_2O)_0 = 0 = 0\%$

Slika 61. Postavke inicijalizacije

**Solution Initialization**

**Initialization Methods**

Hybrid Initialization

Standard Initialization

Compute from

Reference Frame

Relative to Cell Zone

Absolute

**Initial Values**

172252.5

X Velocity [m/s]

0

Y Velocity [m/s]

0

h2

0

o2

0

h2o

0

Temperature [K]

200

Initialize Reset Patch... Species

Reset DPM Sources Reset LWF Reset Statistics

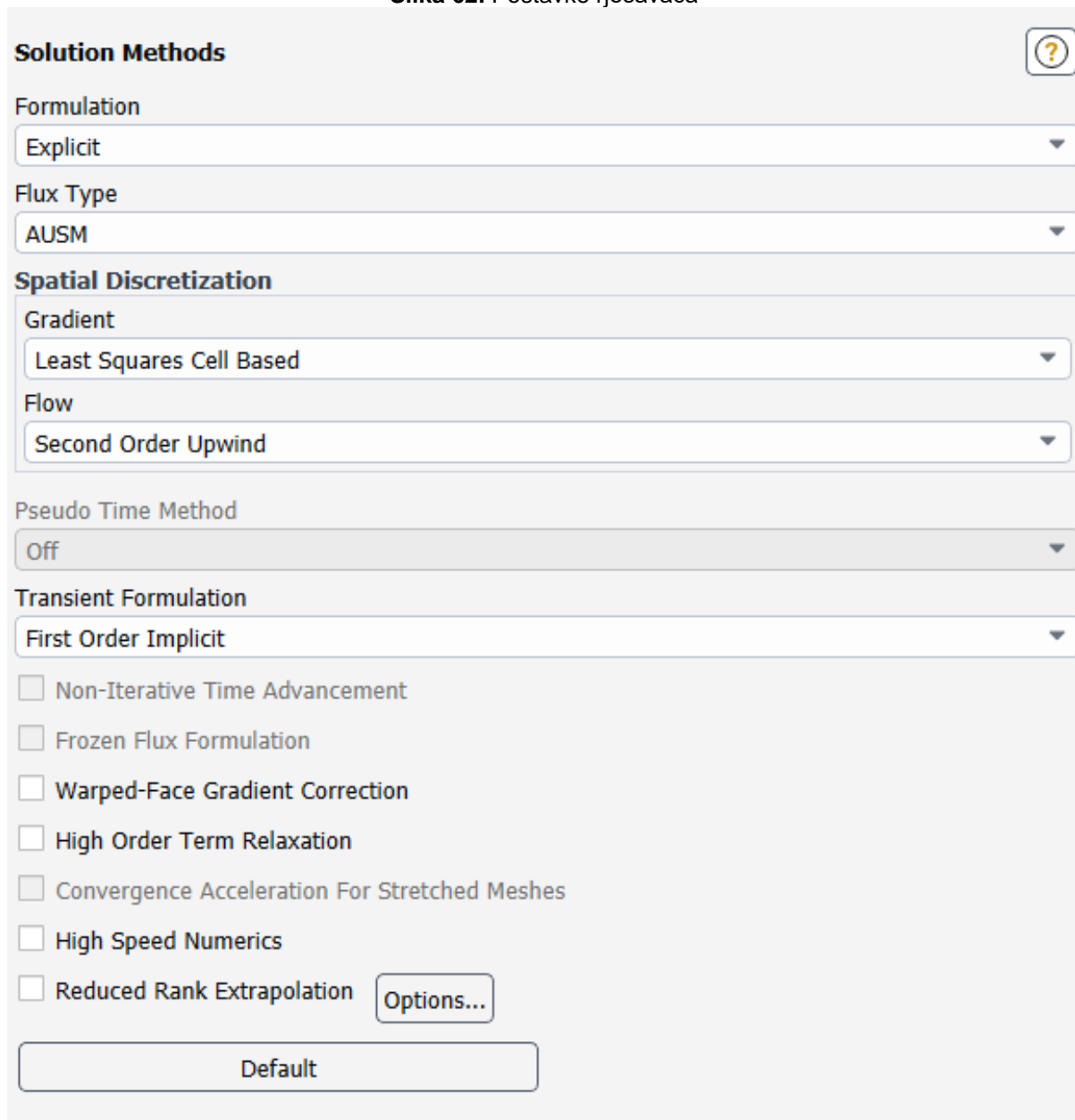
VOF Check

Izvor: Izrada autora.

#### 4.1.4.9. Postavke rješavača (eng. solver, slika 62.):

- Eksplicitne ulazne vrijednosti.
- AUSM rješavač za probleme konvektivnih tokova
- Rješavanje matičnih jednadžbi stanja elemenata uz pomoć metode najmanjih kvadrata ćelija.
- Metoda razlike uz vjetar drugog reda (eng. *Second order upwind method of finite differences*).
- Evolucija kroz vrijeme se odražava implicitnim vremenom prvog reda.

Slika 62. Postavke rješavača



The image shows a software interface for configuring solver settings. The main section is titled "Solution Methods" and contains several dropdown menus and checkboxes. The "Formulation" dropdown is set to "Explicit". The "Flux Type" dropdown is set to "AUSM". The "Spatial Discretization" section has two sub-sections: "Gradient" set to "Least Squares Cell Based" and "Flow" set to "Second Order Upwind". The "Pseudo Time Method" dropdown is set to "Off". The "Transient Formulation" dropdown is set to "First Order Implicit". Below these are several unchecked checkboxes: "Non-Iterative Time Advancement", "Frozen Flux Formulation", "Warped-Face Gradient Correction", "High Order Term Relaxation", "Convergence Acceleration For Stretched Meshes", "High Speed Numerics", and "Reduced Rank Extrapolation". There is an "Options..." button next to the "Reduced Rank Extrapolation" checkbox. At the bottom of the settings area is a "Default" button.

Izvor: Izrada autora.

#### 4.1.4.10. Postavke samog proračuna simulacije (slika 63.):

- Uzima se  $N_{step} = 1000$  vremenskih koraka.
- Svaki korak se iterira  $N_{iter} = 200$  puta.
- Vremenski korak iznosi  $t_{timestep} = 5 \cdot 10^{-7} s$ .
- Reziduali se prate kroz monitore, te se promatra njihove konvergencija ispod  $10^{-3}$ . Prikaz postavki monitora vidljiv je na slici 64.

Slika 63. Postavke proračuna simulacije.

**Task Page**

**Run Calculation** ?

Check Case... Preview Mesh Motion...

**Time Advancement**

Type: Fixed Method: User-Specified

**Parameters**

Number of Time Steps: 100 Time Step Size [s]: 5e-7

Max Iterations/Time Step: 200 Reporting Interval: 1

Profile Update Interval: 1

**Solution Processing**

**Statistics**

Data Sampling for Time Statistics

Data File Quantities...

**Solution Advancement**

Calculate

Izvor: Izrada autora.

Slika 64. Postavke monitora reziduala.

**Residual Monitors**

**Options**

Print to Console

Plot

Curves... Axes...

Iterations to Plot: 1000

Iterations to Store: 1000

**Equations**

Residual	Monitor	Check Convergence	Absolute Criteria
continuity	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.001
x-velocity	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.001
y-velocity	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.001
energy	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.001
h2	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.001
o2	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.001
h2o	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.001

Convergence Conditions...

Show Advanced Options

Izvor: Izrada autora.

## 4.2. Rezultati

Simulacija rotirajućeg detonacijskog motora (RDM) korištenjem ANSYS Fluenta pružila je ključne uvide u dinamičnost i parametre učinkovitosti inovativnog pogonskog mehanizma. Povlačeći paralelu između rezultata ove studije i referentnog rada Zamani (2016.), primjećuju se značajne razlike koje su primarno ukorijenjene u disparitetu razlučivosti i drugim numeričkim odstupanjima inherentnim primijenjenim metodologijama računalne dinamike fluida (RDF).

Povećana granularnost mreže, koja demonstrira naglašeno povećanje gustoće stanica, omogućila je finije ocrtavanje struktura udarnog vala i posljedičnih detonacijskih fronti, dovodeći do nijansiranijeg razumijevanja dinamike fluida koje nije u potpunosti prikazano u radu Zamani (2016.). Dok je ovaj pristup zahtijevao povećanu alokaciju računalnih resursa, omogućio je simulaciju s izraženim smanjenjem numeričkih pogrešaka, čime je razjašnjen niz fenomena, uključujući detaljniji prikaz sekundarnih struktura strujanja i povećane turbulencije koje su ostale zamagljene u prethodnim istraživanjima. zbog korištene grublje mreže.

Nadalje, primijenjeni su napredni modeli turbulencije u simulacijama, pružajući prikaz veće vjernosti kompleksne fizike protoka, čime je povećana preciznost u hvatanju suptilnih nijansi dinamike udara i širenja detonacijskih valova, ključnih za ukupnu procjenu učinkovitosti RDM-ova. Korištenje rafinirane mreže omogućilo je minuciozan prikaz tih širenja, nudeći uvid u precizne lokacije i obrasce rotirajućih detonacija, stvarajući tako put za optimizirane intervencije dizajna kako bi se poboljšala učinkovitost rada RDM-ova.

U biti, odstupanja u rezultatima u usporedbi s nalazima iz Zamani, (2016.) posljedica su poboljšanja razlučivosti i smanjenja drugih numeričkih pogrešaka svojstvenih usvojenom simulacijskom pristupu. Proizvedeni uvidi naglašavaju uvjerljivu pripovijest, onu koja oslikava detaljno platno dinamike RDM-a, pomičući se izvan ograničenja nametnutih grubljim mrežama i jednostavnijim modelima turbulencije, prema simulacijskom području koje obuhvaća složenost kako bi se izvukao zamršen, ali bliži prikaz stvarnosti skrivene u okruženju visokog tlaka i visoke temperature rotirajućih detonacijskih motora. Ovaj korak prema povišenoj analitičkoj preciznosti ne samo da ocrta put prema optimizaciji postojećih RDM konfiguracija, već najavljuje novu

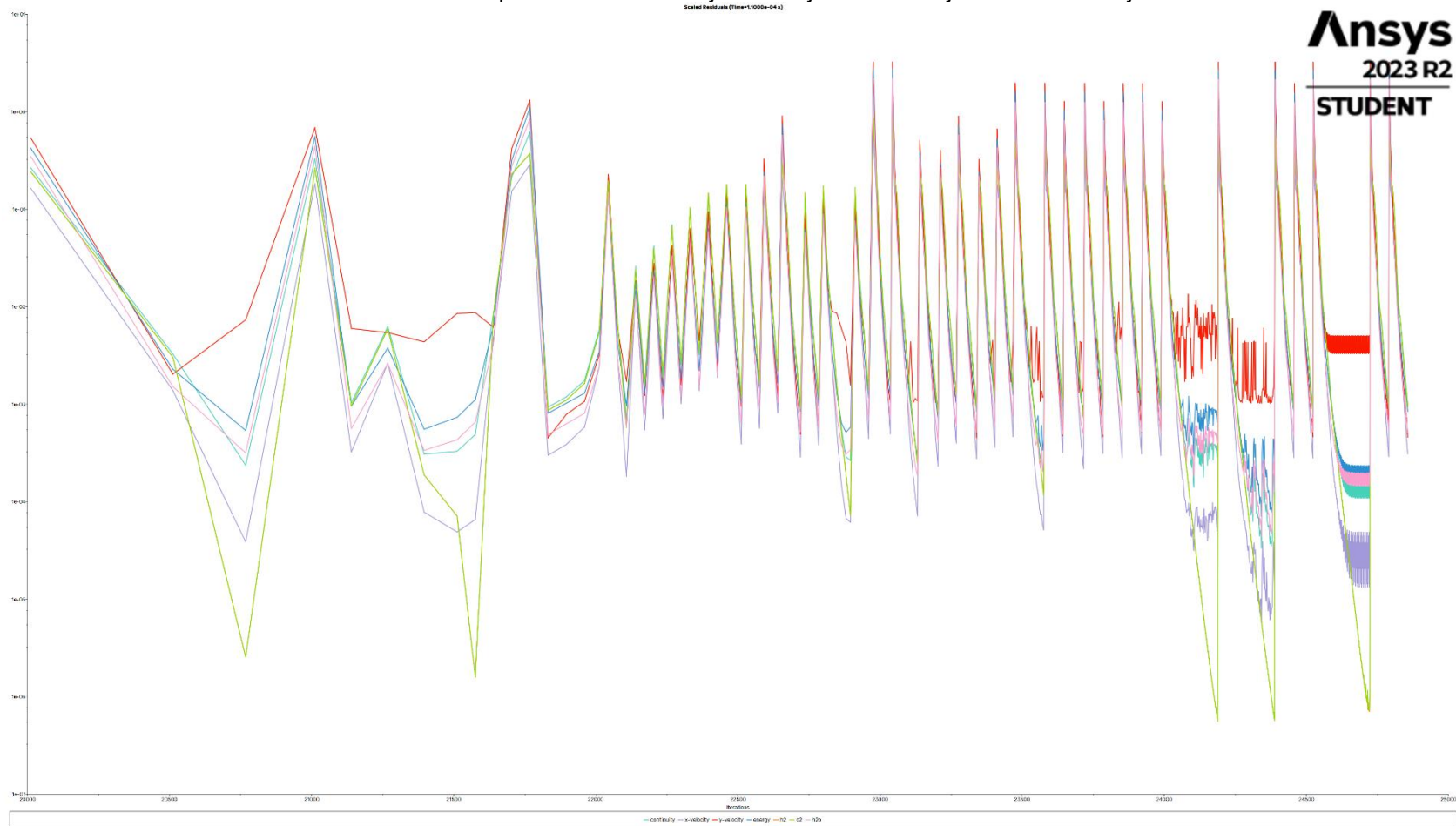


granicu u inovativnom dizajnu i implementaciji budućih RDM sustava s povećanom metrikom performansi.

Redom rezultate simulacije u obliku grafičkih prikaza moguće je vidjeti u nastavku:

- Grafički prikaz reziduala prema broju iteracije – vidljivo je na slici 65.
- Grafički prikaz molarnog udjela  $O_2$  u komori – vidljivo je na slici 66.
- Grafički prikaz raspodjele tlaka u komori – vidljivo je na slici 67.
- Grafički prikaz raspodjele brzine čestica u komori – vidljivo je na slici 68.
- Grafički prikaz raspodjele temperature u komori – vidljivo je na slici 69.
- Grafički prikaz raspodjele tlaka u na rubu usisa.– vidljivo je na slici 70.

Slika 65. Grafički prikaz rezidualnih vrijednosti tijekom iteriranja unutar simulacije.



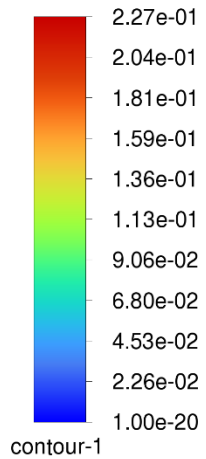
**Ansys**  
2023 R2  
STUDENT

Izvor: Izrada autora.

Slika 66. Grafički prikaz molarnog udjela  $O_2$  u komori.

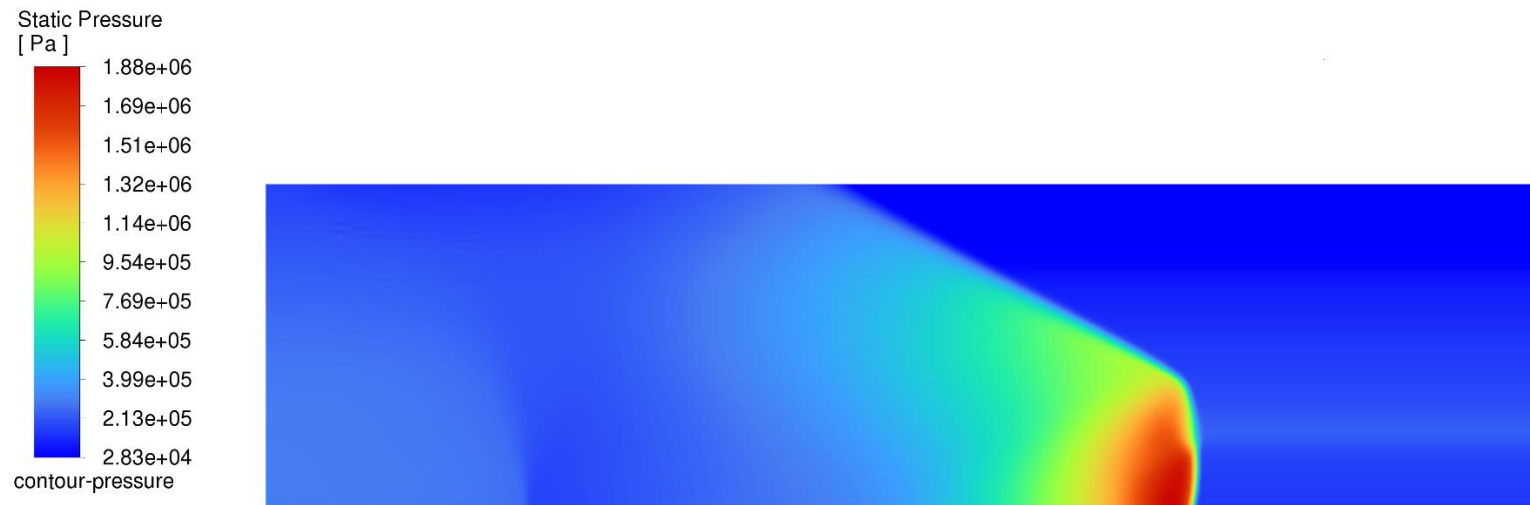


Mass fraction of o2



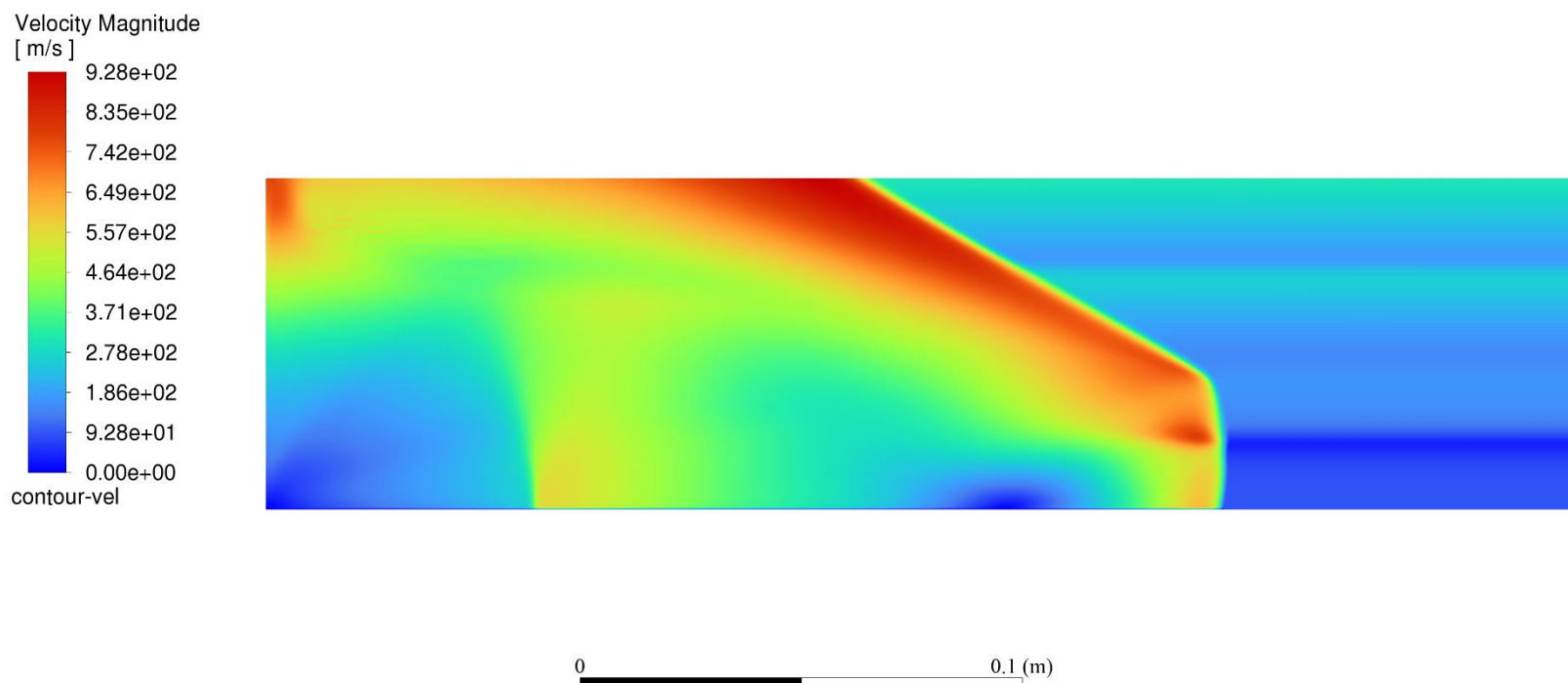
Izvor: Izrada autora.

Slika 67. Grafički prikaz raspodjele tlaka u komori.



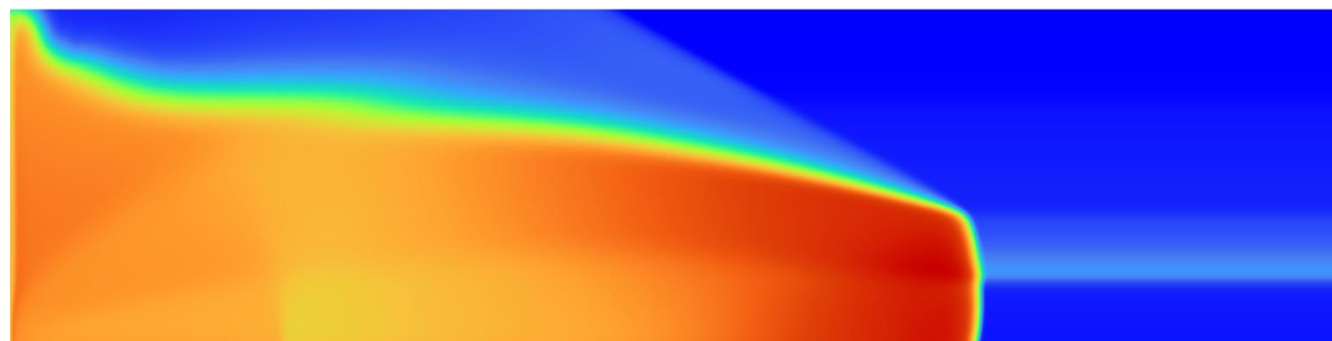
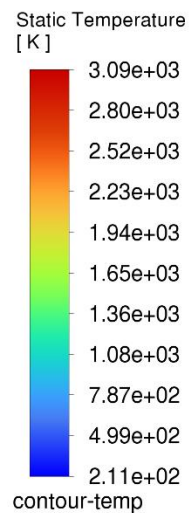
Izvor: Izrada autora.

Slika 68. Grafički prikaz raspodjele brzine čestica u komori.



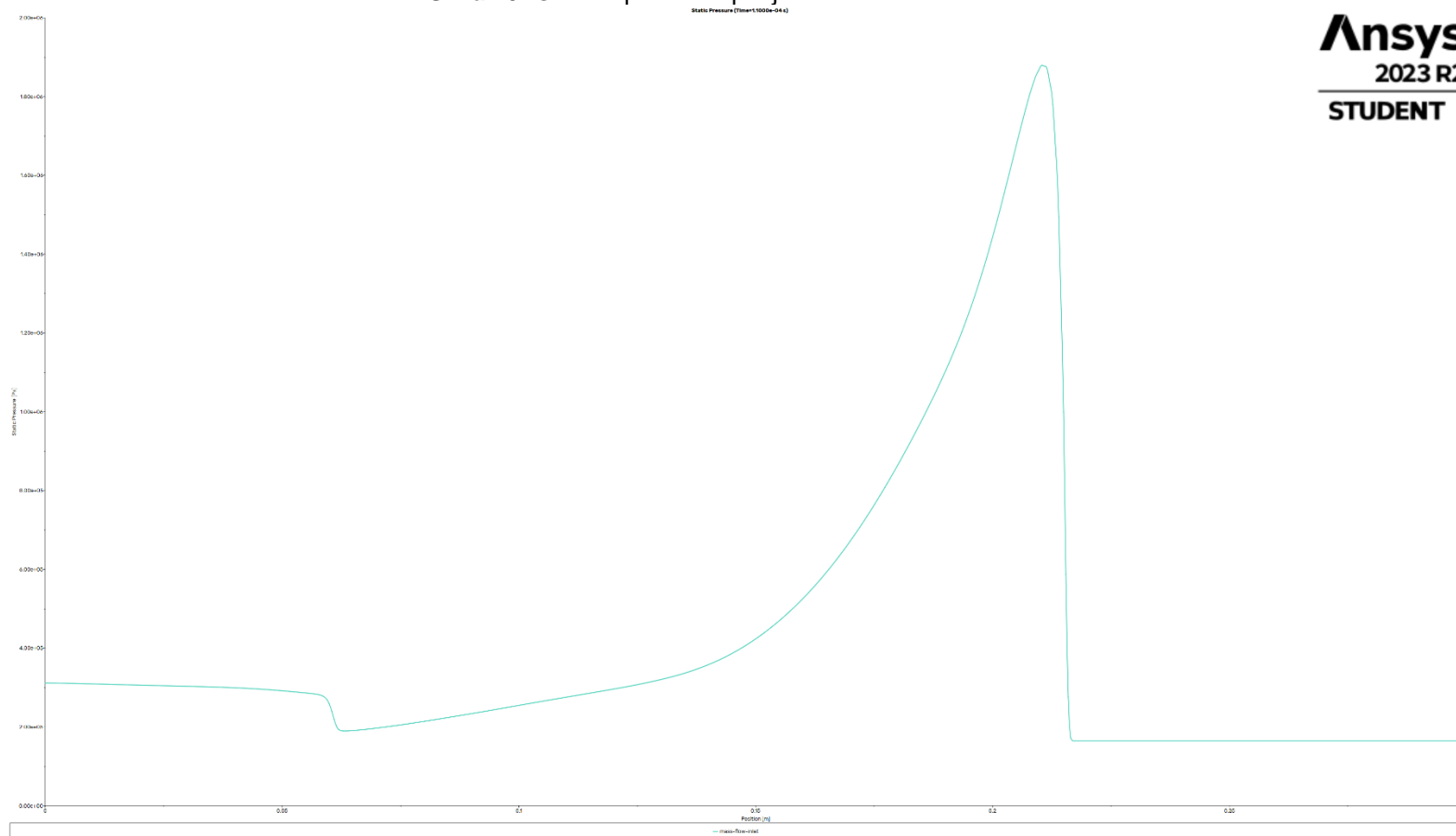
Izvor: Izrada autora.

Slika 69. Grafički prikaz raspodjele temperature u komori.



Izvor: Izrada autora.

Slika 70. Grafički prikaz raspodjele tlaka u na rubu usisa.



Izvor: Izrada autora.

### **4.3. Diskusija**

U ovom se radu razjašnjava zamršena dinamika koja upravlja funkcioniranjem rotirajućih detonacijskih motora (RDM) upotrebom visoko rafinirane numeričke mreže u ANSYS Fluent simulaciji, čime je stvoreno statistički značajno odstupanje od metodologija primijenjenih u Zamani (2016.). Ovo računalno poboljšanje otkrilo je nijansiranije razumijevanje dinamike udara i širenja detonacijskih valova, aspekata ključnih u optimizaciji RDM-ova. Iako je finija mreža značajno povećala zahtjeve za računanjem, bila je ključna u znatnom smanjenju numeričkih pogrešaka, čime je omogućen točniji prikaz fizičkih fenomena unutar RDM-a, uključujući, ali ne ograničavajući se na, poboljšano ocrtavanje sekundarnih strujnih struktura i pojačanu vizualizaciju turbulencije. Ovo povećanje razlučivosti otkrilo je niz potencijalnih načina za optimizaciju dizajna RDM -a, potičući ne samo poboljšanu učinkovitost performansi, već također nagovještavajući perspektivu znatno produljenog radnog vijeka za RDM-ove. Međutim, treba napomenuti da pristup s finijom mrežom zahtijeva značajnu dodjelu računalnih resursa, što predstavlja značajno opterećenje, te potiče na pažljivo balansiranje između računalnih resursa i vjernosti simulacije u budućim nastojanjima. Nadovezujući se na temeljni rad, ovo istraživanje potiče dublje razumijevanje složenih dinamičkih ponašanja fluida karakterističnih za RDM-ove, usmjeravajući diskurs prema neotkrivenom potencijalu koji se krije u labirintskim putevima dinamike fluida. Time se otvara perspektiva za buduće istraživačke projekte i inovativna inženjerska rješenja u sferi RDM tehnologije. pogled na mogućnosti za buduća istraživanja i inovativna inženjerska rješenja u RDM tehnologiji. Ova studija, stoga, ne stoji samo kao svjedočanstvo postignutog napretka, već i kao jasan poziv za daljnje istraživanje bogate i složene dinamike RDM-a, poduprto profinjenim numeričkim pristupima koji obuhvaćaju i složenost i potencijal za revolucionarna otkrića u području.



#### 4.4. Prilike za daljnje istraživanje

Dok se nastavlja istraživanje potencijala rotirajućih detonacijskih motora (RDM) pomoću simulacijskog softvera kao što je ANSYS, identificirana su nekolika područja koja se ističu za buduća istraživanja. Dok se nastavlja istraživanje potencijala rotirajućih detonacijskih motora (RDM) pomoću simulacijskog softvera kao što je ANSYS, identificirana su nekolika područja koja se ističu za buduća istraživanja:

**1. Složena reakcijska kemija:** Trenutno istraživanje pojednostavnilo je model kemijske reakcije zbog računskih ograničenja. Budući bi se rad mogao usredotočiti na uključivanje složenije kinetike reakcije kako bi se bolje modelirao proces izgaranja i poboljšala točnost simulacije.

**2. Trodimenzionalne simulacije:** Dok su trenutni radovi koristili dvodimenzionalne modele, buduće studije mogle bi razmotriti trodimenzionalne simulacije kako bi se bolje obuhvatile složenosti rada RDM, uključujući asimetrično širenje valova detonacije i učinke geometrije motora na performanse.

**3. Prijelazno ponašanje pri pokretanju i gašenju:** Istraživanje prijelaznih pojava tijekom faza pokretanja i gašenja RDM moglo bi pružiti daljnji uvid u stabilnost i sigurnost motora, koji su ključni za praktičnu primjenu.

**4. Analiza buke i vibracija:** RDM su poznati po svojim intenzivnim razinama buke i vibracija, što bi moglo predstavljati strukturne izazove. Buduća bi istraživanja mogla koristiti mogućnosti ANSYS-a za provođenje dubinske analize ovih učinaka i predlaganje strategija ublažavanja.

**5. Učinci različitih vrsta goriva:** Različita goriva mogu imati različite karakteristike detonacije, što može utjecati na performanse motora. Buduća bi istraživanja mogla ispitati kako različite vrste goriva utječu na ponašanje i učinkovitost RDM.

**6. Upravljanje toplinom:** Visoke radne temperature RDM -a predstavljaju izazove za materijale i sustave hlađenja. Buduće studije mogle bi se usredotočiti na strategije upravljanja toplinom i kako se one mogu integrirati u dizajn motora.

**7. Integracija s konvencionalnim motorima:** Istraživanje integracije RDM-ova s konvencionalnim mlaznim ili raketnim motorima moglo bi otvoriti nove mogućnosti za hibridne sustave, kombinirajući najbolje karakteristike obju tehnologija za optimizirane performanse.

**8. Napredni modeli turbulencije:** Istraživanje bi moglo dodatno istražiti učinak različitih modela turbulencije na performanse i stabilnost RDM-ova kako bi se bolje predvidio rad u stvarnom svijetu.

Zaključno, identificirani su brojni uzbudljivi smjerovi za buduća istraživanja u području simulacija RDM-a pomoću ANSYS-a. Svako od ovih potencijalnih područja istraživanja pridonijet će poboljšanju RDM-ova, pomažući u prijelazu ove obećavajuće tehnologije iz područja teorije i simulacije u praktičnu primjenu.

## 5. Zaključak

Tijekom ovog magistarskog rada sveobuhvatno je izvedeno modeliranje i simulacija rotirajućeg detonacijskog motora (RDM) pomoću softvera ANSYS, što otvara put boljem razumijevanju ponašanja RDM, što dovodi do poboljšanja dizajna i poboljšanih performansi. Realiziran je razvoj i validacija numeričkog modela unutar okvira ANSYS Fluent za predviđanje i analizu složenih fenomena uključenih u RDM. Kroz sustavna istraživanja, ovaj je rad pružio dragocjene uvide u složenost širenja udarnog vala, inicijacije detonacije i cikličke prirode procesa detonacije, što su sve ključne komponente rada RDM. Provedene opsežne simulacije omogućile su dublje razumijevanje bitnih karakteristika RDM-a, kao što je brzina rotacije detonacijskog vala, miješanje goriva i oksidatora, proces izgaranja i naknadno oslobađanje energije. Sposobnost mijenjanja radnih i dizajnerskih parametara unutar ANSYS-a omogućila je istraživanje njihovog učinka na performanse motora i dala putove optimizacije za poboljšanu učinkovitost i smanjenu nestabilnost sustava. Studija je pokazala da se ANSYS, sa svojim naprednim mogućnostima računalne dinamike fluida (eng. CFD), pokazao kao učinkovit alat za simulaciju zamršenih procesa u RDM-ovima. Međutim, iako je model uspješno obuhvatio ključne operative značajke RDM-a, treba napomenuti da su pojednostavljenja bila potrebna zbog računskih ograničenja. Budući se rad može posvetiti poboljšanju modela uključivanjem detaljnije kemije ili trodimenzionalnih učinaka. Ova teza ne samo da nudi platformu za poboljšanje teorijskog razumijevanja RDM-ova, već također doprinosi praktičnom razvoju ovih motora identificiranjem ključnih područja za optimizaciju. Unapređujući predvidljivost RDM ponašanja putem simulacija, približavamo se njihovoj široj upotrebi, što nas dovodi korak dalje u potrazi za učinkovitijim pogonskim sustavima.

Sveukupno, ovaj je rad razjasnio potencijal ANSYS simulacija da značajno pridonese istraživanju i razvoju RDM tehnologije. Dok je složenost RDM-ova znatna, a naše razumijevanje još uvijek evoluira, ovo je istraživanje napravilo značajne korake prema razotkrivanju i iskorištavanju snage ovih fascinantnih motora. Put do potpuno operativnih i učinkovitih RDM-a još uvijek je u tijeku, ali uz pomoć snažnih alata kao što je ANSYS, to je odredište koje nam se čini sve više dostupnim.

## Bibliografija

### A) KNJIGE

- Cooper, P. W., (1996.), "Explosives engineering", *Vch Pub*
- Fickett, W. i Davis, W. C., (2012.), "Detonation: theory and experiment", *Courier Corporation*
- Glassman, I., Yetter, R. A. i Glumac, N. G., (2014.), "Combustion", *Academic press*
- Godunov, S. K., Zabrodin, A. V., et al. (1976.), „Numerical Solution of Multidimensional Problems of Gas Dynamics“, *Nauka, Moscow*.
- Kubota, N., (2015.), "Propellants and explosives: thermochemical aspects of combustion", *John Wiley & Sons*
- Kuo, K. K., (1986.), "Principles of combustion"
- Lee ,J. H., (2008.), "The detonation phenomenon vol. 2", *Cambridge University Press, Cambridge*
- Lewis, B. i Von Elbe, G., (2012.), "Combustion, flames and explosions of gases", *Academic press*
- Strehlow, R. A., (1968.), "Fundamentals of combustion", *International Textbook Company Scrantonm, Pennsylvania*
- Turns, S. R., (2000.), „An introduction to combustion: concepts and applications", *McGraw-Hill series in mechanical engineering*
- Williams, F., (1985.), "Combustion Theory 2nd", *The Benjamin/Cummings*

**B) ČLANCI**

- Bennewitz, J. W., Bigler, B. R., Schumaker, S. A., i Hargus, W. A. (2019.), „Automated image processing method to quantify rotating detonation wave behavior“, *Review of Scientific Instruments*, str. 90.
- Bowen, J. R., (1984.), "Dynamics of shock waves, explosions, and detonations", *American Institute of Aeronautics*, vol. 94.
- Bulat, P., (2014.), „About the detonation engine“, *American Journal of Applied Sciences*, vol. 11., str. 1357.-1364., DOI: 10.3844/ajassp.2014.1357.1364.
- Bussing, T. i Pappas, G., (1994.), „An introduction to pulse detonation engines", *32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1994, str. 263.
- Bykovskii, A. (1986.), „Some properties of the flow with continuous detonation in an annular cylindrical chamber“, *Symp. on Combustion and Explosion*, Tashkent (str. 16.–19.).
- Cocks, P. A., Holley, A. T., i Rankin, B. A. (2016.), „High-fidelity simulations of a non-premixed rotating detonation engine“, 54. *AIAA Aerospace Sciences Meeting*.
- Döring, W., (1943.), "On detonation processes in gases", *Ann. Phys*, vol. 43., str. 9.
- Falempin., A. (2008.), „Continuous Detonation Wave Engine“, In *Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*, RTO-EN-AVT-150, Paper 8, NATO.
- Gaydon, A.G., Wolfhard, H. G. i Penner, S., (1960.), "Flames, their structure, radiation and temperature", *Journal of Applied Mechanics*, vol. 27., str. 600

- Gordon, S. i McBride, B. J. , (1971.), "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks, and Chapman-Jouguet detonations"
- Heiser, W. H., i Pratt, D. T. (2002.), „Thermodynamic Cycle Analysis of Pulse Detonation Engines“, *J. Propulsion and Power*, br. 18., vol. 1., str. 68.–76.
- Huang, X., Teo, C. J., i Khoo, B. C. (2021.), „Wave mode dynamics in an ethylene-air rotating detonation combustor“, *AIAA Journal*, br. 59, str. 1808.
- Journell, L., Gejji, R. M., Walters, I. V., Lemcherfi, A. I., Slabaugh, C. D., i Stout, J. B. (2020.), „High-speed diagnostics in a natural gas-air rotating detonation engine“, *Journal of Propulsion and Power*, br. 36., str. 498.
- Koch, J. (2021.), „Data-driven modeling of nonlinear traveling waves“, *Chaos: An Interdisciplinary Journal of Nonlinear Science*, br. 31.
- Koch, J., Chang, L., Upadhye, C., Chau, K., Kurosaka, M., i Knowlen, C. (2019.), „Influence of injector-to-annulus area ratio on rotating detonation engine operability“, *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*.
- Koch, J., i Kutz, J. N. (2020.), „Modeling thermodynamic trends of rotating detonation engines“, *Physics of Fluids*, br. 32.
- Koch, J., Kurosaka, M., Knowlen, C., i Kutz, J. N. (2020.), „Mode-locked rotating detonation waves: Experiments and a model equation“, *Physical Review E*, br. 101.
- Koch, J., Kurosaka, M., Knowlen, C., i Kutz, J. N. (2020.), „Multi-scale physics of rotating detonation engines: Autosolitons and modulational instabilities“, arXiv:2003.06655 [physics.flu-dyn].

- Koch, J., Washington, M. R., Kurosaka, M., i Knowlen, C. (2019.), „Operating characteristics of a CH<sub>4</sub>/O<sub>2</sub> rotating detonation engine in a backpressure controlled facility“, *AIAA Scitech 2019 Forum*.
- Lu, F., (2007.), „Pulse Detonation Propulsion Systems: Introduction“, *National University of Singapore*, Dostupno na: [https://imsarchives.nus.edu.sg/oldwww/Programs/fluidynamic/files/PDE\\_tutorial\\_%201\\_intro\\_Lu.pdf](https://imsarchives.nus.edu.sg/oldwww/Programs/fluidynamic/files/PDE_tutorial_%201_intro_Lu.pdf) (pristupljeno 12. rujna 2023).
- Majda, A. (1981.), „A qualitative model for dynamic combustion“, *SIAM Journal on Applied Mathematics*, br. 41., str. 70.
- Miura, R. M. (1976.), „The Korteweg-de Vries equation: A survey of results“, *SIAM Review*, br. 18., str. 412.
- Nikolaev, Y. A., i Fomin, P. A. (1982.), „Analysis of equilibrium flows of chemically reacting gases“, *Combust., Expl., Shock Waves*, br. 18 vol. 1, str. 53.–58.
- Nikolaev, Y. A., i Zak, D. V. (1988.), „Agreement of models of chemical reactions in gases with the second law of thermodynamics“, *Combust., Expl., Shock Waves*, br. 24., vol. 4., str. 461.–463.
- Nordeen, A., Schwer, D., Schauer, F., Hoke, J., Barber, T., i Cetegen, B. (2014.), „Thermodynamic model of a rotating detonation engine“, *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, br. 50., str. 568.
- Prokhorov, S. (1996.) , „Approximate model for the analysis of equilibrium flows of chemically reacting gases“, *Combust., Expl., Shock Waves*, br. 32., vol. 3., str. 306.–312.

- Rackauckas, C., Innes, M., Ma, Y., Bettencourt, J., White, L., i Dixit, V. (2019.), „Diffeqflux.jl - a Julia library for neural differential equations“, arXiv:1902.02376 [cs.LG].
- Rackauckas, C., Ma, Y., Martensen, J., Warner, C., Zubov, K., Supekar, R., Skinner, D., Ramadhan, A., i Edelman, A. (2020.), „Universal differential equations for scientific machine learning“, arXiv:2001.04385 [cs.LG].
- Schwer, D. A., i Kailasanath, K. (2011.). „Numerical Investigation of the Physics of Rotating Detonation Engines“, *Proceedings of the Combustion Institute*, br. 33, str. 2195.–2202.
- Strehlow, R. A., Crooker, A. J., i Cusey, R. E. (1967.), „Detonation initiation behind an accelerating shock wave“, *Combust. Flame*, br. 11., vol. 4., str. 339.–351.
- Su, H., i Gardner, C. S. (1969.), „Korteweg-de Vries equation and generalizations. III. Derivation of the Korteweg-de Vries equation and Burgers equation“, *Journal of Mathematical Physics*, br. 10., str. 536.
- Tables, J. T., (1965.), „The Dow Chemical Company“, *Midland*, Michigan, vol. 68.
- Von Neuman, J., (1942.), "Theory of detonation waves", *DTIC Document*, 1942.
- Zamani, M., (2016.), „Master's thesis on the design, manufacturing and numerical simulation of a rotating detonation engine“, *Sharif University of Technology*
- Zeldovich, Y. B., (1950.), "On the theory of the propagation of detonation in gaseous systems", 1950.



- Zucrow M. J. i Hoffman, J. D., (1976.), "Gas dynamics", *Wiley*, New York, vol. 1.

### C) INTERNETSKI IZVORI

- AFRL, (2023.), „Rotating Detonation Rocket Engines (RDRE)“, *AF Research Lab*, Dostupno na: <https://afresearchlab.com/technology/rotating-detonation-rocket-engines-rdre/> (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- Argonne National Laboratory, (2023.), „New Argonne computational model to accelerate engine development for next-generation hypersonic“, *U.S. Department of Energy*, Dostupno na: <https://www.anl.gov/article/new-argonne-computational-model-to-accelerate-engine-development-for-nextgeneration-hypersonic> (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- Deiterding, R. (2022.), „Research Projects“, Dostupno na: [http://rdeiterding.website/projects/projects\\_index.html](http://rdeiterding.website/projects/projects_index.html) (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- FYFD, (2015.), „Typically, shock waves are invisible to the human eye“, *Tumblr*, Dostupno na: <https://fuckyeahfluidynamics.tumblr.com/post/115854820943/typically-shock-waves-are-invisible-to-the-human> (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- InceptiveMind, (2022.), „Japan tests rotating detonation engine for the first time in space“, *Inceptive Mind*, Dostupno na: <https://www.inceptivemind.com/japan-tests-rotating-detonation-engine-first-time-space/20698/> (pristupljeno 12. rujna 2023.)

- iStock, (2022.), „Blue flames of a natural gas hob cooker burner working“, *iStock*, Dostupno na: <https://www.istockphoto.com/photo/gas-hob-burner-gm1445483931-483879523> (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- Kailasanath, K., (2022.), „Injector Dynamics and Pressure Gain in Rotating Detonation Engines“, *Advances in Energy and Combustion*, Green Energy and Technology, Springer, Singapur, DOI: [https://doi.org/10.1007/978-981-16-2648-7\\_1](https://doi.org/10.1007/978-981-16-2648-7_1)
- Knowlen, C., Mundt, T. & Kurosaka, M., (2023.), „Experimental results for 25-mm and 51-mm rotating detonation rocket engine combustors“, *Shock Waves br. 33, str. 237.–252.*, DOI: <https://doi.org/10.1007/s00193-023-01120-x>
- Lu, F., (2007.), „Pulse Detonation Propulsion Systems: Introduction“, *National University of Singapore*, Dostupno na: [https://imsarchives.nus.edu.sg/oldwww/Programs/fluiddynamic/files/PDE\\_tutorial\\_%201\\_intro\\_Lu.pdf](https://imsarchives.nus.edu.sg/oldwww/Programs/fluiddynamic/files/PDE_tutorial_%201_intro_Lu.pdf) (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- Military.com, (2023.), „Huge Shockwave Captured at High-Speed“, *Military.com*, Dostupno na: <https://www.military.com/video/ammunition-and-explosives/explosives/shockwave-captured-on-high-speed/763995636001> (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- NASA, (2021.), „Combustion“, *NASA Glenn Research Center*, Dostupno na: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/combst1.html> (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- National Museum of the United States Air Force, (2008.), „AFRL Pulsed Detonation Engine“, *National Museum of the United States Air Force*, Dostupno na: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact->

Sheets/Display/Article/628269/afri-pulsed-detonation-engine/ (pristupljeno 12. rujna 2023.)

- National Museum of the United States Air Force, (2008.), „Scaled Composites Long-EZ "Borealis"“, *National Museum of the United States Air Force*, Dostupno na: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/195765/scaled-composites-long-ez-borealis/> (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- Naumenko, A., (2019.), „What is a rotating detonation engine and why are they better than regular engines?“, Quora, Dostupno na: [https://www.quora.com/What-is-a-rotating-detonation-engine-and-why-are-they-better-than-regular-engines](https://www.quora.com/What-is-a-rotating-detonation-engine-and-why-are-they-better-than-regular-engines/) (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- Rangwala, A. S., Raghavan, V., (2022.), „Diffusion and Premixed Flames Related to Fires“, *Mechanism of Fires*, Springer, DOI: [https://doi.org/10.1007/978-3-030-75498-3\\_3](https://doi.org/10.1007/978-3-030-75498-3_3)
- Smart Machine Technologies, (2023.), „The Transition Of Deflagration To Detonation“, *Smart Machine Technologies*, Dostupno na: <https://www.smartmachine.com/the-transition-of-deflagration-to-detonation/> (pristupljeno 12. rujna 2023.)
- Sosa, J., Burke, R., Ahmed, K. A., Micka, D. J., Bennewitz, J. W., Danczyk, S. A., Paulson, E. J., Hargus, W. A., (2020.), „Experimental evidence of H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> propellants powered rotating detonation waves“, *Combustion and Flame*, vol. 214, str. 136.-138., ISSN 0010-2180, DOI: 10.1016/j.combustflame.2019.12.031.

- St. George, A., Driscoll, R., Anand, V., Randall, S., Munday, D. i Gutmark, E., (2015.), „Development of a Rotating Detonation Engine Facility at the University of Cincinnati“, DOI: 10.2514/6.2015-0635.

## Nomenklatura

$h_1$ .....	Entalpija prije izgaranja.[kJ]
$h_2$ .....	Entalpija poslije izgaranja.[kJ]
$h_{cil}$ .....	Visina cilindrične komore.[m]
$h_{elem}$ .....	Duljina elementa na visini komore.[m]
$h_{f,i}^0$ .....	Entalpija nastanka reaktanta $i$ . [kJ]
$C_p$ .....	Specifični toplinski kapacitet kod stalnog tlaka.[kJ/kgK]
$C_v$ .....	Specifični toplinski kapacitet kod stalnog volumena.[kJ/kgK]
$L_{cell}$ .....	Duljina detonacijske ćelije.[cm]
$M_1$ .....	Machov broj – brzina zvuka neizgorjelog plina.[m/s]
$M_2$ .....	Machov broj – brzina zvuka izgorjelog plina.[m/s]
$N_{elem}$ .....	Broj elemenata mreže.
$N_{iter}$ .....	Broj iteracija simulacije.
$N_{node}$ .....	Broj čvorišta mreže.
$N_{step}$ .....	Broj vremenskih koraka.
$T_0$ .....	Početna temperatura elementa.[K]
$T_1$ .....	Temperatura prije izgaranja.[K]
$T_2$ .....	Temperatura nakon izgaranja.[K]
$T_b$ .....	Temperatura na položaju kemijske reakcije.[K]
$T_g$ .....	Temperatura plamena.[K]
$T_{početni}$ .....	Početna temperatura.[K]
$T_{ref}$ .....	Referentna temperatura.[K]
$T_{sim,0}$ .....	Početna temperatura simulacije.[K]
$V_{Cj}$ .....	Volumen CJ točke.[m <sup>3</sup> ]

$c_{cil}$	.....	Opseg cilindrične komore. [m]
$c_{elem,d}$	.....	Duljina elementa na opsegu donjeg ruba komore. [m]
$c_{elem,g}$	.....	Duljina elementa na opsegu gornjeg ruba komore. [m]
$e_1$	.....	Unutarnja energija prije izgaranja. [kJ]
$e_2$	.....	Unutarnja energija poslije izgaranja. [kJ]
$p_0$	.....	Početni tlak elementa. [Pa]
$p_1$	.....	Tlak prije izgaranja. [Pa]
$p_2$	.....	Tlak poslije izgaranja. [Pa]
$p_{ispuh}$	.....	Tlak na ispuhu. [Pa]
$p_{okoline}$	.....	Tlak okoline. [Pa]
$p_{početni}$	.....	Početni tlak. [Pa]
$p_{sim,0}$	.....	Početni tlak simulacije. [Pa]
$t_c$	.....	Frekvencije fluktuacija tlaka. [Hz]
$t_{timestep}$	.....	Trajanje jednog vremenskog koraka. [s]
$w_i$	.....	Maseni udio reaktanta.
$x_0$	.....	Početna $x$ koordinata. [m]
$x_{max}$	.....	Krajnja $x$ koordinata regije. [m]
$x_{min}$	.....	Početna $x$ koordinata regije. [m]
$y_0$	.....	Početna $y$ koordinata. [m]
$y_{max}$	.....	Krajnja $y$ koordinata regije. [m]
$y_{min}$	.....	Početna $y$ koordinata regije. [m]
$\delta_{zre}$	.....	Debljina zone reakcije. [m]
[ $\varepsilon$ ]	.....	Prosječna vrijednost molarnog udjela reaktanta u zoni sagorijevanja.
$\rho_1$	.....	Gustoća prije izgaranja. [kg/m <sup>3</sup> ]
$\rho_2$	.....	Gustoća nakon izgaranja. [kg/m <sup>3</sup> ]

$[\omega]$ .....	Prosječna vrijednost brzine reakcije u zoni sagorijevanja. $[mol/s]$
$\Delta u$ .....	Razlika brzine kretanja čestice. $[m/s]$
$E$ .....	Energija aktivacija. $[kJ]$
$R$ .....	Opća plinska konstanta. $[J/mol K.]$
$T$ .....	Temperatura. $[K]$
$V$ .....	Volumen. $[m^3]$
$Z$ .....	Arrheniusov pred-eksponencijalni faktor.
$e$ .....	Unutarnja energija. $[kJ]$
$i$ .....	Oznaka reaktanta.
$m$ .....	Stupanj kemijske reakcije.
$p$ .....	Tlak. $[Pa]$
$q$ .....	Količina topline. $[kJ]$
$u$ .....	Brzina kretanja čestice. $[m/s]$
$w(H_2)$ .....	Maseni udio $H_2$ u mješavini.
$w(H_2O)$ .....	Maseni udio $H_2O$ u mješavini.
$w(N_2)$ .....	Maseni udio $N_2$ u mješavini.
$w(O_2)$ .....	Maseni udio $O_2$ u mješavini.
$x$ .....	Udaljenost. $[m]$
$\alpha$ .....	Toplinska vodljivost. $[W/mK]$
$\gamma$ .....	Specifični toplinski omjer.
$\varepsilon$ .....	Molarni udio reaktanta.
$\lambda$ .....	Veličina detonacijske ćelije. $[cm]$
$\rho$ .....	Gustoća. $[kg/m^3]$
$v$ .....	Bzina strujanja sporije brzine plamena. $[m/s]$
$\omega$ .....	Vrijednost brzine reakcije. $[mol/s]$

## Popis slika

<b>Slika 1.</b> Primjer deflagrativnog izgaranja u požaru.....	5
<b>Slika 2.</b> Primjer detonacije kod eksploziva - vidljiva je udarna fronta vala. ....	6
<b>Slika 3.</b> Pulsni detonacijski motor prilikom testiranja u laboratoriju.....	6
<b>Slika 4.</b> Rotacijski detonacijski motor prilikom testiranja u laboratoriju Američkog ratnog zrakoplovstva. ....	7
<b>Slika 5.</b> Prikaz dijagrama rada RDM-a: detonacijski udarni val putuje po prstenastoj komori i izbacuje ispuh na stražnju stranu. ....	8
<b>Slika 6.</b> Prikaz dijagrama rada pulsno detonacijskog motora. Redom u smjeru suprotnom od kazaljke na satu: <b>a)</b> Paljenje; <b>b)</b> Deflagracija; <b>c)</b> Detonacija; <b>d)</b> Izgaranje; <b>e)</b> Ispuh; <b>f)</b> Usis.....	8
<b>Slika 7.</b> Dijagramski prikaz izgaranja. ....	9
<b>Slika 8.</b> Prikaz deflagracije kod izgaranja svijeće. ....	11
<b>Slika 9.</b> Prikaz deflagracije kod plinskog štednjaka. ....	12
<b>Slika 10.</b> Prikaz detonacije eksploziva. Vidljiva je udarna fronta koja prethodi fronti izgaranja.....	14
<b>Slika 11.</b> Prikaz Long EZ letjelice - u vlasništvu američkog ratnog zrakoplovstva. ....	17
<b>Slika 12.</b> Primjer PDM izvan letjelice. Vidljivo je više cijevi kako bi se naizmjeničnim paljenjem ostvario mirniji rad. ....	18
Slika 11. Primjer nacрта RDM-a.....	20
Slika 14. Struktura rada RDM-a. ....	20
<b>Slika 15.</b> Primjer RDM pokusnog paljenja u orbiti za vrijeme JAXA-inog testa.22	
<b>Slika 16.</b> Usporedni prikaz Braytonovog ciklusa na kojemu se temelje klasični raketni pogoni, te Humphreyevog ciklusa na kojemu se temelji RDM. ....	26
<b>Slika 17.</b> Izometrijski presjek i simulacija gorive komore RDM-a.....	26
<b>Slika 18.</b> Primjer rezultata simulacije RDM-a.....	28
<b>Slika 19.</b> Primjer početnog paljenja RDM-a. ....	29
<b>Slika 20.</b> Primjer rezultata simulacije RDM-a.....	29
<b>Slika 21.</b> Definicija brzine za analizu izgaranja – iz reference detonacijskog vala i iz reference cijevi.....	36
<b>Slika 22.</b> Huguenotove krivulje i različite Rayleighove linije s Chapman-Jouguet točkama. ....	38



<b>Slika 23.</b> Odnos između Huguenotove krivulje i Rayleighove linije.....	39
<b>Slika 24.</b> Kutovi tangenčnih Rayleighovih linija na Huguenotovoj krivulji.....	40
<b>Slika 25.</b> Detonacijsko i deflagracijsko područje u Huguenotovoj krivulji. ....	42
<b>Slika 26.</b> Rankine-Huguenot krivulja s Rayleigh pravcima za više brzine valova. .....	49
<b>Slika 27.</b> Profil detonacijskog vala prema Zeldovich, Von Neumann i Döring teoriji. ....	50
<b>Slika 28.</b> Profil pritiska na okolinu. ....	51
<b>Slika 29.</b> Struktura detonacijskog vala i Chapman-Jouguetova točka. ....	52
<b>Slika 30.</b> Formiranje detonacijskog početnog udarnog vala do von Neumann vrška i Chapman-Jouguet točke.....	53
<b>Slika 31.</b> Glavne komponente prednjeg vala detonacije i rezultirajuće ćelije...	55
<b>Slika 32.</b> Detonacijske ćelije modela vodika i kisika. ....	56
<b>Slika 33.</b> Eksperimentalno izmjerena promjena veličine detonacijske ćelije $\lambda$ , uz kombinaciju različitih goriva i zraka te njen odnos s duljinom indukcijske zone. .....	57
<b>Slika 34.</b> Termalna struktura deflagracijskog vala .....	58
<b>Slika 35.</b> Prikaz transformacije geometrije komore iz 3D u 2D. ....	63
<b>Slika 36.</b> Dijagram postave rubnih uvjeta. ....	63
<b>Slika 37.</b> Postava geometrije modela. ....	64
<b>Slika 38.</b> Postavke geometrije modela.....	64
<b>Slika 39.</b> Postavke mreže modela na periodičkim zidovima. ....	65
<b>Slika 40.</b> Postavke mreže modela na usisu i ispuhu.....	66
<b>Slika 41.</b> Prikaz generirane mreže s njenim postavkama. ....	66
<b>Slika 42.</b> Prikaz selekcijskih grupa koje su stvorene za simulaciju. ....	67
<b>Slika 43.</b> Postavke inicijalnog zaslona Fluentu. ....	69
<b>Slika 44.</b> Opće postavke simulacije. ....	70
<b>Slika 45.</b> Postavke energetskog modela.....	71
<b>Slika 46.</b> Postavke modela viskoznosti.....	72
<b>Slika 47.</b> Postavke modela izgaranja.....	72
<b>Slika 48.</b> Opće postavke modela reakcije vodika i kisika.....	73
<b>Slika 49.</b> Postavke reakcije vodika i kisika.....	74
<b>Slika 50.</b> Postavke rubnih uvjeta.....	75
<b>Slika 51.</b> Postavke regija simulacije (eng. <i>cell registers</i> ). ....	75

<b>Slika 52.</b> Postavke usisa za moment čestica.....	76
<b>Slika 53.</b> Postavke usisa za temperaturu.....	76
<b>Slika 54.</b> Postavke usisa masenih reaktanata reakcije.....	77
<b>Slika 55.</b> Postavke rubnih uvjeta ispuha.....	78
<b>Slika 56.</b> Dijagramski prikaz raspodjele zona simulacije (eng. cell registries). 80	
<b>Slika 57.</b> Postavke regije A.....	80
<b>Slika 58.</b> Postavke regije B.....	81
<b>Slika 59.</b> Postavke regije C.....	82
<b>Slika 60.</b> Naknadno prilagođavanje fizikalnih postavki regija.....	82
<b>Slika 61.</b> Postavke inicijalizacije.....	84
<b>Slika 62.</b> Postavke rješavača.....	85
<b>Slika 63.</b> Postavke proračuna simulacije.....	86
<b>Slika 64.</b> Postavke monitora reziduala.....	86
<b>Slika 65.</b> Grafički prikaz rezidualnih vrijednosti tijekom iteriranja unutar simulacije.....	89
<b>Slika 66.</b> Grafički prikaz molarnog udjela $O_2$ u komori.....	90
<b>Slika 67.</b> Grafički prikaz raspodjele tlaka u komori.....	91
<b>Slika 68.</b> Grafički prikaz raspodjele brzine čestica u komori.....	92
<b>Slika 69.</b> Grafički prikaz raspodjele temperature u komori.....	93
<b>Slika 70.</b> Grafički prikaz raspodjele tlaka u na rubu usisa.....	94

## Popis tablica

<b>Tablica 1.</b> Termofizikalni parametri deflagracijskih i detonacijskih valova. ....	45
<b>Tablica 2.</b> Klasifikacija Huguenotove krivulje.....	46
<b>Tablica 3.</b> Detonacijske i deflagracijske specifikacije za $2H_2 + O_2$ .....	54
<b>Tablica 4.</b> Specifikacije računala i ANSYS-a nad kojime se simulacija izvela. ....	70
<b>Tablica 5.</b> Tablični prikaz reaktivnih vrsta kemijske reakcije s pripadajućim stehiometrijskim koeficijentom i eksponentnom stopom.....	74
<b>Tablica 6.</b> Tablični prikaz rubnih uvjeta simulacije s pripadajućim karakteristikama. ....	79
<b>Tablica 7.</b> Tablični prikaz regija simulacije s pripadajućim im postavkama prema. ....	83

## **Sažetak**

Ovaj magistarski rad predstavlja opsežnu studiju o simulaciji i optimizaciji rotirajućeg detonacijskog motora (RDE) korištenjem ANSYS Fluent. Istraživanje je usredotočeno na tri ključna aspekta: geometrijsko modeliranje, generiranje mreže, modeliranje izgaranja. Geometrija RDE-a je precizno modelirana, a generirana je prilagodljiva mreža za hvatanje složene dinamike protoka i procesa detonacije. Studija je pokazala učinkovitost ANSYS Fluenta u simulaciji i optimiziranju RDE-ova, pružajući dragocjene uvide u kompleksnu fiziku ovih motora i utirući put za budući napredak u ovom polju u odnosu na prethodne simulacije.

**Ključne riječi:** modeliranje izgaranja, rotacijski detonacijski motor, simulacija detonacije

## **Summary**


This Master's thesis presents a comprehensive study on the simulation and optimization of a Rotating Detonation Engine (RDE) using ANSYS Fluent. The research focuses on three key aspects: geometry modeling, mesh generation, combustion modeling. The geometry of the RDE was accurately modeled, and an adaptive mesh was generated to capture the complex flow dynamics and detonation process. The study demonstrated the effectiveness of ANSYS Fluent in simulating and optimizing RDEs, providing valuable insights into the complex physics of these engines and paving the way for future advancements in this field against previous simulations.

**Keywords:** combustion modelling, rotating detonation engine, detonation simulation

**Prilog A: UDF kod brzine čestica usisa**

```
#include "udf.h"
float P0= 172252.5;
float Pcr=109508;
float gama=1.290;
float R=368.9;
float T0=300;
DEFINE_PROFILE(velocity_profile, t, i)
{
real x[ND_ND]; /* this will hold the position vector */
real y, press;
face_t f;
begin_f_loop(f, t)
{
F_CENTROID(x, f, t);
press = F_P(f, t);
if (press >= P0){
F_PROFILE (f, t, i) = 0;
}
if (press >= Pcr && press <= P0){
F_PROFILE (f, t, i) = sqrt(2 * gama / (gama - 1)*R*T0*(1 - pow((press / P0),
((gama - 1) / gama))));
}
if (press <= Pcr){
F_PROFILE (f, t, i) = sqrt(2 * gama / (gama + 1)*R*T0);
}
}
end_f_loop(f, t)
}
```

## Prilog B: Generirani izvještaj simulacije



### Rotating Detonation Chamber Simulation Report

Analyst	Dell
Date	9/14/2023 06:57 AM

**Table of Contents**

- [1 System Information](#)
- [2 Geometry and Mesh](#)
  - [2.1 Mesh Size](#)
  - [2.2 Mesh Quality](#)
  - [2.3 Orthogonal Quality](#)
- [3 Simulation Setup](#)
  - [3.1 Physics](#)
    - [3.1.1 Models](#)
    - [3.1.2 Material Properties](#)
    - [3.1.3 Cell Zone Conditions](#)
    - [3.1.4 Boundary Conditions](#)
    - [3.1.5 Reference Values](#)
  - [3.2 Solver Settings](#)
- [4 Run Information](#)
- [5 Solution Status](#)
- [6 Report Definitions](#)
- [7 Plots](#)
- [8 Contours](#)
- [9 XY Plots](#)

### System Information

Application	Fluent
Settings	2d, double precision, density-based explicit, species, inviscid, transient
Version	23.2.0-10212
Source Revision	27b6146783
Build Time	May 29 2023 07:56:52 EDT
CPU	Intel(R) Xeon(R) E-2286M
OS	Windows

### Geometry and Mesh

Cjelokupnom izvještaju je također moguće pristupiti na sljedećoj poveznici uz napomenu kako joj se mora pristupiti sa unipu google workspace računara:  
<https://drive.google.com/file/d/19ZquZz4MgANt3OGXNXzJbu3YQzSRUD7W/view?usp=sharing>