

DIZAJN RAKETNOG MOTORA UZ CFD SIMULACIJU

Marašek, Attila

Undergraduate thesis / Završni rad

2024

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Rijeka, Faculty of Engineering / Sveučilište u Rijeci, Tehnički fakultet**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:190:160168>

Rights / Prava: [Attribution 4.0 International](#)/[Imenovanje 4.0 međunarodna](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-12-20**



Repository / Repozitorij:

[Repository of the University of Rijeka, Faculty of Engineering](#)



SVEUČILIŠTE U RIJECI

TEHNIČKI FAKULTET

Sveučilišni prijediplomski studij strojarstva

Završni rad

DIZAJN RAKETNOG MOTORA UZ CFD SIMULACIJU

Rijeka, srpanj 2024.

Attila Marašek

0069090293

SVEUČILIŠTE U RIJECI

TEHNIČKI FAKULTET

Sveučilišni prijediplomski studij strojarstva

Završni rad

DIZAJN RAKETNOG MOTORA UZ CFD SIMULACIJU

Mentor: prof. dr. sc. Tomislav Senčić

Rijeka, srpanj 2024.

Attila Marašek

0069090293

Rijeka, 11.03.2024.

Zavod: Zavod za termodinamiku i energetiku
Predmet: Toplinski strojevi i uređaji

ZADATAK ZA ZAVRŠNI RAD

Pristupnik: **Attila Marašek (0069090293)**
Studij: Sveučilišni prijediplomski studij strojarstva (1010)

Zadatak: **Dizajn raketnog motora uz CFD simulaciju / Rocket engine design with CFD simulation**

Opis zadatka:

Opisati funkcioniranje raketnog motora te glavne ciljeve i probleme pri projektiranju. Proračunati dizajn injektora temeljen na principima termodinamike i mehanike fluida. Dizajnirati mlaznicu koja omogućuje optimalne performanse. Provesti CFD analizu sustava kako bi se dobio uvid u raspodjelu temperatura, tlaka i brzine ispusnih plinova, omogućujući identifikaciju ključnih parametara za optimizaciju dizajna injektora.

Rad mora biti napisan prema Uputama za pisanja diplomskih / završnih radova koje su objavljene na mrežnim stranicama studija.

Zadatak uručen pristupniku: 20.03.2024.

Mentor:
prof. dr. sc. Tomislav Senčić

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:
izv. prof. dr. sc. Samir Žic

IZJAVA

Izjavljujem da sam završni rad "Dizajn raketnog motora uz CFD simulaciju" izradio samostalno uz znanje stečeno tijekom studiranja te uz korištenje navedene literature i pod stručnim vodstvom mentora prof. dr. sc. Tomislava Senčića.

Rijeka, srpanj 2024.

Attila Marašek
0069090293

ZAHVALA

Zahvaljujem se mentoru prof. dr. sc. Tomislavu Senčiću na savjetima i utrošenom vremenu tijekom izrade ovog rada. Zahvaljujem se svojoj obitelji na podršci i potpori tijekom studija.

Posebno se zahvaljujem kolegama u Riteh rocket team-u i kolegama u Euroaviji Zagreb za podršku i motivaciju izrade završnog rada kao i kolegama iz Nucleus Aerospace.

Sadržaj

1. UVOD	2
2. RAKETNI MOTORI	3
2.1. Princip rada raketnih motora	3
2.2. Problem odabira goriva i oksidansa	4
2.2.1. Vrste goriva	5
2.3. Sustavi napajanja raketnog motora	7
2.3.1. Sustavi spremnika.....	8
2.4. Teorija i dizajn mlaznice	9
2.4.1. Vrste mlaznica.....	12
2.5. Komora izgaranja	13
2.5.1 Hlađenje raketnog motora.....	15
3. INICIJALNI ZAHTJEVI RAKETNOG MOTORA	17
3.1. Dizajn samotlačivih spremnika	17
3.2. Dizajn injektora raketnog motora	19
3.3. Modeliranje injektora	20
3.4. Modeliranje ispražnjivanja spremnika	24
4. IZGARANJE U RAKETNOM MOTORU	27
4.1. Komora izgaranja	31
4.2. Modeliranje izgaranja raketnog motora	32
5. CFD ANALIZA RAKETNOG MOTORA	34
5.2. Princip rada OpenFOAM-a i odabir rješavača	36
5.3. Rezultati simulacije	39
6. Zaključak	45
7. Literatura	46
8. Prilozi	47

1. UVOD

Zrakoplovni sektor raste posljednjih godina s pojavom novih privatnih tvrtki koje istražuju ovo tržište koje je prije bilo pod dominacijom vlada. S rastućom potražnjom za satelitskom komunikacijom, posebno za malim satelitima, postaje sve važnije posjedovati tehnologiju za postavljanje tih satelita u orbitu. Raketni motori su jedan od glavnih komponenti potrebnih za postizanje ovog cilja i, stoga, razvoj ove vrste tehnologije bit će ključan u bliskoj budućnosti.

Glavna motivacija za ovaj rad bila je razviti što jednostavniji i jeftiniji motor na tekuće gorivo s ciljem natjecanja na studentskim raketarskim natjecanjima, kao i stvoriti temeljno znanje i iskustvo za razvoj većih motora koji bi lansirali CubeSat satelite kao što je CroCube. U Hrvatskoj postoji veliki problem razvoja amaterskih raketa jer je proizvodnja raketnih motora na kruto gorivo zabranjena ukoliko se ne posjeduje dozvola za proizvodnju eksplozivnih materijala. Eksplozivnim materijalima smatraju se svi materijali koji koriste smjesu koja je pod inicijacijom temperature zapaljiva, što uključuje smjesu oksidansa i gorivog materijala, a to je glavni princip rada motora sa krutim gorivom. Još jedna motivacija ovog završnog rada je dizajnirati raketni motor koji će doseći značajne visine uz što manje troškove, te ponovno popularizirati hobi raketnog amaterizma u Hrvatskoj, kao što je taj hobi bio aktualan za vrijeme utrke na Mjesec.

U prvom dijelu rada bit će objašnjeni osnovni principi rada raketnih motora, uključujući probleme odabira goriva i načina napajanja, te različite dizajne mlaznica. Poseban naglasak bit će stavljen na aspekte dizajna injektora. Zatim će se detaljno opisati proces dizajna komore izgaranja, uz razmatranje kemijske ravnoteže i kinetike izgaranja.

U drugom dijelu rada fokus će biti na CFD analizi sustava u programu OpenFOAM koristeći rješavač sonicFoam. Bit će objašnjeni alati i metode korištene za simulacije, uključujući GMSH za generiranje mreže i odabir rješavača za simulacije. Simulacija se provodi kako bi se potvrdili podaci dobiveni proračunom za dizajn, unatoč nedostatku financija i vremena za proizvodnju i testiranje dizajniranog raketnog motora. Rezultati simulacija bit će analizirani kako bi se identificirali ključni parametri za optimizaciju dizajna raketnog motora.

Na kraju, rad će prikazati kako dobiveni rezultati mogu pomoći u poboljšanju dizajna raketnih motora, te će ponuditi preporuke za buduće istraživanje i razvoj u ovom području. Ovaj rad ima za cilj doprinijeti razumijevanju i unapređenju tehnologija raketnih motora kroz primjenu naprednih simulacijskih metoda.

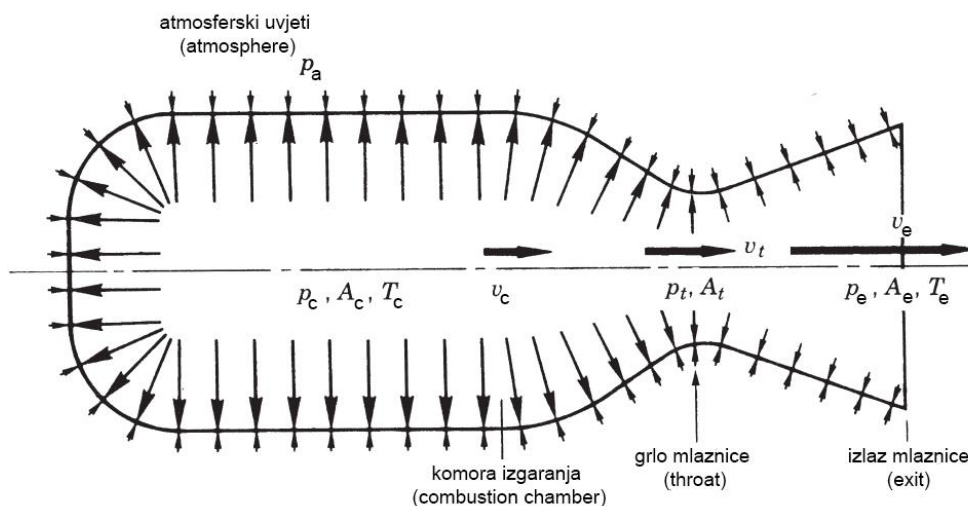
2. RAKETNI MOTORI

U razvoju raketnih motora, inženjeri se susreću s mnogim izazovima, uključujući i odabir optimalne vrste goriva za odabranu misiju kao i optimalni dizajn spremnika kako bi spremnici podržavali potrebna naprezanja uz što manje mrtve mase, odabir optimalnog sustava napajanja za raketni motor, dizajn mlaznice i odvođenje topline sa mlaznice, kao i stabilnost izgaranja u komori izgaranja. Svaka od ovih komponenti igra ključnu ulogu u performansama motora i njegovoj sposobnosti da efikasno i sigurno ispuni svoju misiju.

2.1. Princip rada raketnih motora

Raketni motori omogućavaju letjelici da prevlada Zemljinu gravitaciju i postigne potrebne brzine za ulazak u orbitu ili putovanje u duboki svemir. U svojoj osnovi, raketni motori funkcioniraju na principu Newtonovog trećeg zakona – za svaku akciju postoji jednaka i suprotna reakcija.

U praksi, raketni motor kontinuirano sagorijeva gorivo koje reagira s oksidansom u komori izgaranja. Ova reakcija stvara produkte izgaranja koji rapidno ekspandiraju i stvaraju velike pritiske na stjenke komore izgaranja. Plinovi u sustavu nastoje postići stanje minimalne energije, te stoga počinju izlaziti iz komore prema točki minimalnog tlaka što je najčešće atmosfera ili vakuum. Na putu prema atmosferskim uvjetima, plinovi prolaze kroz mlaznicu čiji se promjer smanjuje. Prema Bernoullijevom zakonu, kada fluidu raste brzina, tlak mu pada. Zbog toga, na izlazu iz mlaznice dobivamo fluid čiji je izlazni tlak jednak atmosferskom, dok mu je kinetička energija maksimizirana, kao što prikazuje slika 1.



Slika 2.1 Prikaz rasporeda tlakova na stjenke raketnog motora kao i brzine koje se razvijaju prilikom izlaza plinova iz raketnog motora [1]

Ovaj proces pretvaranja kemijske energije u kinetičku rezultira stvaranjem potiska koji pogoni raketu prema naprijed. Iz 3-ćeg njutnovog zakona poznata je jednadžba:

$$F_{\text{akcijska}} = F_{\text{reakcijska}} \quad (2.1)$$

Reakcijsku silu možemo zapisati kao promjenu količine gibanja u vremenu:

$$F_{\text{reakcijska}} = \frac{dp}{dt}$$

Dalje raspisujemo količinu gibanja kao:

$$F_{\text{reakcijska}} = \frac{d(m * v)}{dt} = \frac{dm * v}{dt} + \frac{m * dv}{dt}$$

Slijedi:

$$\begin{aligned} F_{\text{reakcijska}} &= \dot{m} * v_e + m * a \\ F_{\text{reakcijska}} &= \dot{m} * v_e + F_{\text{ma}} \end{aligned} \quad (2.2)$$

Gdje je F_{ma} razlika izlazne sile plina na tijelo rakete i sile atmosfere koja djeluje na tijelo rakete:

$$\begin{aligned} F_{\text{ma}} &= F_{\text{plina}} - F_{\text{atmofere}} = p_e * A_e - p_a * A_e \\ F_{\text{ma}} &= (p_e - p_a) * A_e \end{aligned} \quad (2.3)$$

Ubacivanjem jednadžbe 2.3 u jednadžbu 2.2 dobijemo reaktivnu silu koja je jednaka masenom protoku kroz raketni motor pomnožena sa efektivnom izlaznom brzinom ispušnih plinova raketnog motora zbrojena sa razlikom tlaka izlaznih plinova iz mlaznice i atmosferskog tlaka pomnoženi sa površinom mlaznice na izlazu [1].

$$F_p = \dot{m} * v_e + (p_e - p_a) * A_e \quad (2.4)$$

2.2. Problem odabira goriva i oksidansa

Odabir goriva i oksidansa je jedan od prvih koraka pri izradi raketnog motora. Svako gorivo ima svoje svojstvo kao i oksidansa, prilikom odabira ovih fluida potrebno je dobro poznati misiju koju raketa mora obaviti te na osnovu misije odabire se kombinacija fluida koja najefikasnije uz što jednostavniji sustav može obaviti tu misiju. Efikasnost raketnog motora prikazuje se pomoću vrijednosti specifičnog impulsa (I_{sp}) koja je omjer sile potiska raketnog motora (F) sa masenim protokom fluida kroz mlaznicu (\dot{m}) pomnoženo sa zemljinom gravitacijskom akceleracijom (g). Ukoliko se razmatra sila potiska pri optimalnim uvjetima specifični impuls može se razmatrati kao omjer efektivne izlazne brzine mlaza (v_e) i zemljine gravitacijske akceleracije.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} * g} = \frac{v_e}{g}$$

Kod odabira goriva, u jednadžbi 2.5. vidimo da je bitno da produkti fluida koji pogoni raketni motor imaju malu molekularnu masu (M) s toga kombinacija vodika i fluora bi davala najveću izlaznu brzinu među svim kombinacijama fluida za istu temperaturu komore izgaranja (T_c) i omjer izlaznog tlaka (p_e) i tlaka komore izgaranja (p_c). Problem kod ove kombinacije je taj što je fluor visoko toksičan te je zabranjen za korištenje te se zbog tog razloga se koristi kisik [1].

$$v_e = \sqrt{2 * \frac{\mathfrak{R} * \gamma}{\gamma - 1} * \frac{T_c}{M} * \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} \quad (2.5)$$

Kemijske rakete mogu se podijeliti u nekoliko potkategorija, ovisno o vrsti goriva: kruto, tekuće ili plinovito. Budući da u svemiru nema zraka koji bi pomogao u sagorijevanju goriva, pogonsko gorivo mora sadržavati gorivo i oksidans. Kada se gorivo i oksidans pomiješaju i pravilno zagriju, sagorijevaju u kemijskoj reakciji oslobađajući toplinu i ispušne plinove. Oksidans i gorivo ne moraju biti u istom agregatnom stanju. Na primjer, hibridne rakete koriste kruto gorivo, ali tekući oksidans. Da bi stvar bila složenija, rakete koje koriste plinove poput vodika i kisika ne pohranjuju ih u plinovitom stanju. To je zato što bi spremnici morali biti ogromni i morali bi izdržati ogromna naprezanja zbog velikih tlakova.

2.2.1. Vrste goriva

Kruta goriva koriste se u čvrstom agregatnom stanju. Proizvode se na način da se prah oksidansa pomiješa s vezivnim materijalom (engl. binder) koji smjesi daje svojstvo tečnosti kako bi se smjesa mogla lijevati u kalupe. Kalupi koji se koriste za lijevanje moraju biti posebnih dizajna kako bi motor dobio željene performanse. Materijal koji se koristi za vezivo najčešće je materijal s dugim lancem ugljikovodika (npr. hidroksil-terminirani polibutadien). Najpoznatija smjesa među raketnim amaterima je smjesa kalijevog nitrata koji se koristi kao oksidans i šećer koji se otopi i karamelizira te predstavlja vezivo. U ovu mješavinu mogu se dodati razni materijali koji mogu povećavati ili smanjivati ljevljivost tekućine, brzinu izgaranja ili mijenjati boju ispušnih plinova. Dodatni prahovi omogućavaju kontrolirano sagorijevanje koje proizvodi visoke temperature i potisak. Cilj kod motora s krutim gorivom je postići jednoliko i predvidljivo izgaranje, što je često teško postići zbog čestih grešaka lijevanja i miješanja smjese u proizvodnom procesu. Najpoznatiji oksidans u krutim gorivima je amonijev perklorat, čiji je jedini nedostatak to što proizvodi korozivne plinove poput klorovodične kiseline. Najpoznatije vezivo je hidroksil-terminirani polibutadien, koji daje dobra mehanička svojstva krutini i prilagodljiv je različitim uvjetima. Poliuretan se koristi kada je potrebna dobra fleksibilnost i otpornost na habanje, dok se polibutadien-akrilat koristi kada je potrebna dobra otpornost na oksidaciju i starenje. Modifikatori brzine izgaranja mogu ubrzavati ili usporavati brzinu izgaranja smjese, a najčešći su aluminij, željezni oksid i bakreni kromit. Plastifikatori omekšavaju vezivo, poboljšavajući mehanička svojstva goriva ili ljevljivost. Stabilizatori sprječavaju degradaciju goriva tijekom skladištenja i produžuju vijek trajanja goriva. Prigušivači vidljivog plamena smanjuju vidljivost ispušnih plinova, a najčešće se koriste za vojne projekte kada se želi minimizirati šansa za uočavanje projektila. Često korišteni prigušivači vidljivog plamena su toluen diizocijanat i izoforon diizocijanat.

Prednost raketnih motora s krutim gorivom je ta što su jednostavniji za dizajn, što ih čini sigurnijima i pouzdanijima jer nema potrebe za složenijim sustavima. Jednostavniji su za rukovanje, proizvodnju i održavanje. Mogu se aktivirati bez kompliciranih postupaka paljenja također eliminiraju se komplicirane tehnologije dobave fluida u komoru, što ih čini idealnim za aplikacije koje zahtijevaju brza i iznenadna lansiranja, kao što su vojne rakete. Veliki nedostatak motora s krutim gorivom je drastično manja efikasnost u usporedbi s motorima na

tekuće gorivo i mala ili gotovo nikakva mogućnost kontrole potiska ispušnog mlaza. Prema hrvatskom zakonu o eksplozivima, bilo koja smjesa koja sadrži oksidans i gorivo je eksplozivna smjesa te stoga nije legalno proizvoditi raketne motore s krutim gorivom bez licence dobivene od Ministarstva unutarnjih poslova.

Tekuća goriva su najpoznatija kao kriogena goriva. Kriogena goriva su plinovi u standardnim uvjetima (temperatura od 25 stupnjeva celzijusa i tlak od 101325 paskala) koji hlađenjem na niske temperature postaju tekućine. Pored raketnih motora koji koriste dva fluida (oksidans i gorivo) za stvaranje potiska, postoje i raketni motori koji koriste isključivo jedan fluid (eng. monopropellant) koj sadrži oksidans i gorivo unutar jedne tvari. Takve tekućine su često lakozapaljive tekućine i koriste se u satelitima i letjelicama kojima nije potreban veliki potisak i potrebna je što manja masa. Stabilni su pod normalnim uvjetima, ali oslobađaju energiju kada su katalizirani ili zagrijani. Uobičajeni primjeri uključuju vodikov peroksid i hidrazin. Veliki nedostatak ovakvih motora je veoma mala efikasnost. Hipergolična goriva započinju reakciju čim se pomiješaju (oslobađaju energiju kemijskim reakcijama), generirajući visok tlak i temperaturu bez potrebe za vanjskim izvorom paljenja kao što su iskre ili dodatni plamen. Zahvaljujući tome, motori koji ih koriste izuzetno su pouzdani. Na njih se može osloniti u slučaju opasnosti, a također su idealni za kratka paljenja potrebna za manevriranje satelitima. Toliko su pouzdani da se mogu ponovno paliti na djelić sekunde, što je potrebno za precizne i delikatne manevre, poput pristajanja na svemirsku stanicu. Nažalost, hipergolična goriva obično su vrlo toksična u ne izgorenom obliku. SpaceX koristi didušikov tetroksid i monometilhidrazin) u svojim svemirskim kapsulama „Dragon“, koji imaju specifični impuls od 235 sekundi.

Kriogeni pogonski fluidi (npr. tekući kisik i tekući metan) su izuzetno lagani za potisak koji proizvode, jer su gotovo isključivo sastavljeni od duboko hlađenih plinova niske molekularne mase, poput vodika ili kisika koji na ekstremno niskim temperaturama mijenjaju svoje agregatno stanje u tekućinu s ciljem povećanja gustoće fluida. To ih čini idealnima za kemijske rakete. Isparavanje plinova u spremnicima raketnih motora postaje veliki problem jer uzrokuje širenje i povećavanje tlaka unutar spremnika što povećava naprezanja unutar stjenka spremnika kriogenih fluida. Zbog toga spremnici kriogenih goriva nikada nisu potpuno napunjeni ili na sebi imaju ventil za ispuh isparenih plinova. Zbog njihove niske temperature tekućine kriogenih goriva, tekućina se može usmjeriti u sustav cijevi u mlaznici motora za regenerativno hlađenje što povećava efikasnost raketnog motora. To omogućava održavanje hladnih mlaznica i sagorijevanje goriva na višoj temperaturi, kako bi se postigla veća brzina ispušnih plinova. Iako većina kriogenih goriva koristi tekući kisik kao oksidans, postoji nekoliko opcija kada je riječ o gorivu:

Tekući vodik (LH2) je najlakše moguće gorivo. Zbog toga je korišten u motoru RS-25 koj koristi vozilo Space Shuttle. Isparava na -253°C i ima maksimalni specifični impuls od približno 450 sekundi kada se miješa s tekućim kisikom. Za paljenje je potrebna iskra.

Tekući metan sa specifičnim impulsom od 380 sekundi, nije učinkovit kao i tekući vodik. Također mu je potrebna iskra za paljenje. Zadnjih godina dobio je posebnu popularnost zbog relativne jednostavnosti modeliranja izgaranja kao i planiranje budućih misija na Mars te ga isparavanje na temperaturi od -161°C i laka proizvodnja iz ugljikovog dioksida i vodika sadržanog u vodi čini idealnim za takve misije gdje kombiniraju ugljikov dioksid iz atmosfere

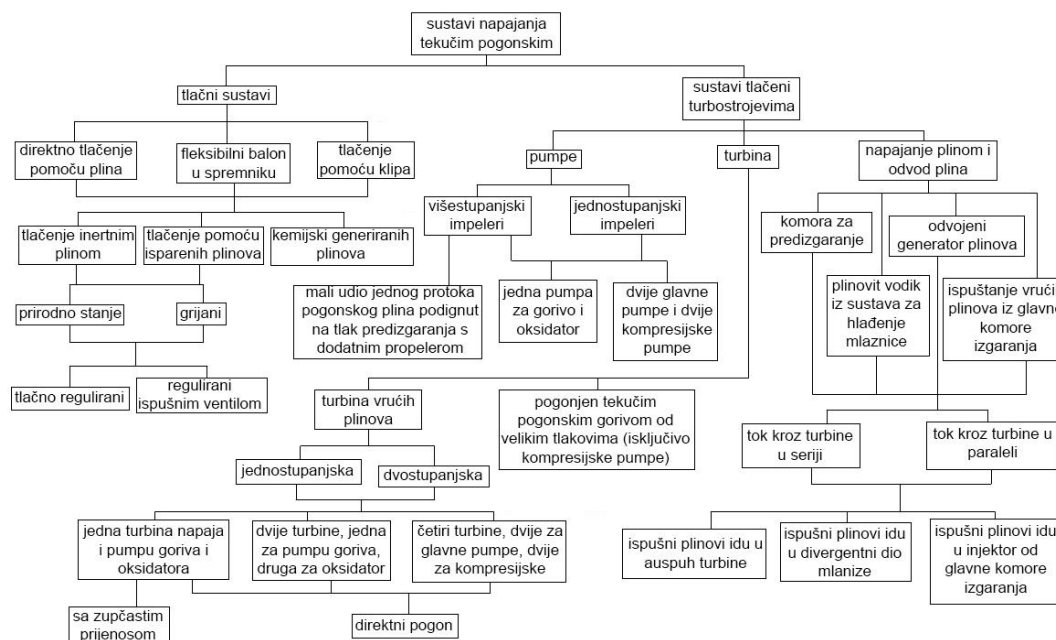
Marsa s vodikom dobivenim elektrolizom vode kako bi stvorili metan i vodu. Ovaj proces omogućava stvaranje goriva na Marsu, smanjujući potrebu za transportom goriva s Zemlje.

RP-1 je visokorafinirani oblik kerozina, vrlo sličan avionskom gorivu. Ne uklapa se u gotovo nijednu od gore navedenih kategorija, zbog činjenice da je u tekućem stanju na sobnoj temperaturi i koristi se u kombinaciji s tekućim kisikom, koji je kriogen. Ima visoku točku paljenja, što je dobro iz sigurnosnih razloga, ali loše zbog težine paljenja. Za paljenje je potrebna hipergolična mješavina. Kao i drugi naftni derivati, relativno je jeftin, ali nakon miješanja s tekućim kisikom, njegov maksimalni specifični impuls iznosi samo 353 sekunde.

2.3. Sustavi napajanja raketnog motora

Sustavi za napajanje tekućim gorivom imaju dvije glavne funkcije: povećanje tlaka goriva i njegovo dovođenje u komoru izgaranja. Energija za ove funkcije dolazi iz visokotlačivog plina, centrifugalnih pumpi ili kombinacije oboje. Odabir određenog sustava napajanja i njegovih komponenti ovisi o primjeni rakete, trajanju misije, broju i vrsti komora za izgaranje, iskustvu s prijašnjim misijama te općim zahtjevima jednostavnosti dizajna, lakoći proizvodnje, niskim troškovima i minimalnoj inertoj masi.

Na slici 2. prikazana je klasifikacija važnijih tipova sustava napajanja. Svaki sustav napajanja sastoji se od cjevovoda, ventila i kontrolnih uređaja za pokretanje, zaustavljanje i regulaciju protoka [1].



Slika 2.2 Dizajnerske opcije sustava napajanja za raketne motore s tekućim pogonskim gorivom [1]

Ključni parametri svakog sustava napajanja tekućim gorivom su količina protoka i lokalni tlakovi u sustavu tlačnog sistema. Najviši tlak nalazi se najčešće u spremnicima fluida, tlak opada u napojnom sustavu za tlačanje kao i u podsustavima protoka tekućeg goriva (cjevovodi,

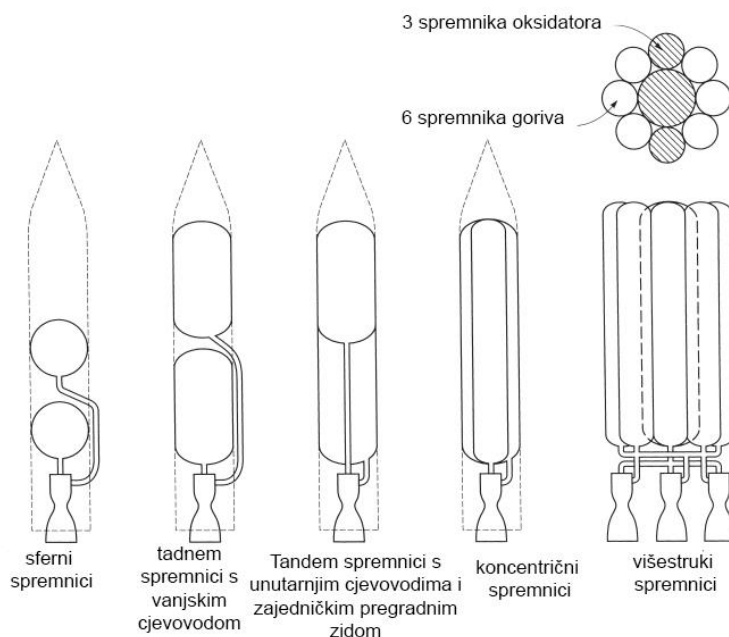
ventila, filtera, injektora ili hlađenja mlaznice) prije ulaska u komoru za sagorijevanje, gdje mješavina sagorijeva pri tlaku komore. Tlak doseže minimum na izlazu iz mlaznice.

Analiza lokalnih protoka i tlakova je važna iz nekoliko razloga. Koriste se u analizama naprežanja i ponekad u termalnim analizama komponenti sustava. Potrebni su za kalibraciju raketnog motora, kako bi motor radio pri predviđenom omjeru mješavine, tlaku komore ili potisku. Kalibracija zahtijeva pravilnu ravnotežu protoka i tlakova. Mjerenje stvarnih protoka i ključnih lokalnih tlakova tijekom ispitivanja motora na testnom postolju ili tijekom stvarne letne operacije omogućava usporedbu stvarnih vrijednosti s izračunatim, što može pomoći u identificiranju razlika između prakse i teorije te u prepoznavanju mogućih grešaka u dizajnu ili proizvodnji [1].

2.3.1. Sustavi spremnika

U raketnim motorima goriva se obično pohranjuju u odvojenim spremnicima za oksidans i gorivo unutar rakete. Monopropelantni raketni motori imaju samo jedan spremnik goriva. Često su prisutni i visokotlačni spremnici plina koji služe za tlačenje glavnog spremnika goriva koji su do desetak puta nižim tlakovima nego visokotlačni spremnici.

Postoje različiti načini tlačenja spremnika, uključujući korištenje samotlačive tehnologije koja koristi plin koj isparava iz tekućine koj je u spremniku, čime se izbjegava potreba za teškim spremnicima visokotlačnog plina. Ograničenja ovakvog dizajna je maksimalni nazivni tlak isparenog plina pri radnoj temperaturi koj plin može dati, ti tlakovi su relativno mali. Najbolji samotlačivi fluid je didušikov tetroxid koj može postići tlakove do 95 bar-a ali jedina mu je mana što je toksičan i zbog toga koristi se isključivo na satelitima. Najpopularnija alternativa je didušikov oksid kojem ishlapljeni plinovi dosežu tlakove do 70 bar-a. Dizajn, oblik i položaj

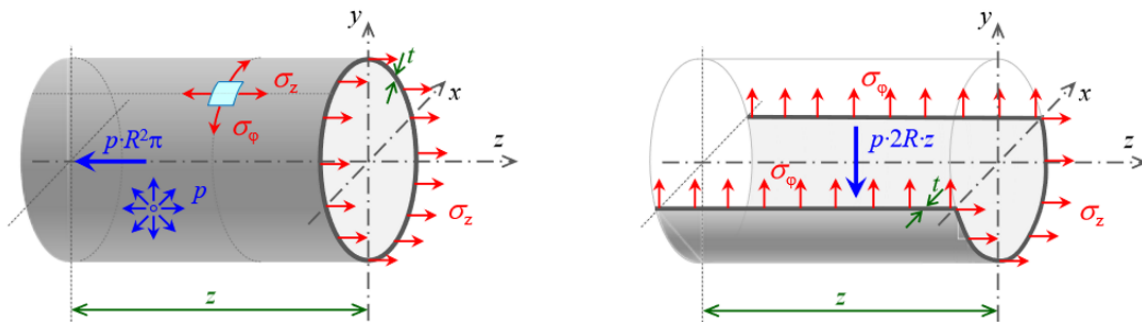


Slika 2.3 Pojednostavljeni crteži tipičnih rasporeda spremnika za velike raketne motore na tekuće gorivo [1]

spremnika mogu utjecati na promjenu težišta vozila, a tipične aranžmane spremnika prikazuje slika 2.3.

Spremnici su izrađeni od materijala kao što su aluminij, nehrđajući čelik, titan i mogu biti ojačani karbonskim vlaknima. Ovi spremnici sadrže dodatni prazni volumen (eng. ullage), koji omogućava termalnu ekspanziju tekućina, akumulaciju plinova otopljenih u gorivu i reakcijske plinove tijekom skladištenja. Prazni volumen obično iznosi između 3 i 10% ukupnog volumena spremnika. Efikasnost istiskivanja goriva iz spremnika i cjevovoda je omjer između količine istisnutog goriva i ukupne količine goriva u spremniku, s tipičnim vrijednostima od 97 do 99.7%. Gubici se javljaju zbog zarobljenih goriva u utorima, cijevima, ventilima, te zbog površinske napetosti. Najoptimalniji oblik spremnika je sferni, jer za zadani volumen i čvrstoću ima najmanju težinu. Manji sferni spremnici često se koriste u sustavima tlačenja glavnog spremnika ili satelita, dok se veći spremnici koriste za glavne pogonske sustave izrađuju kao cilindrični kako bi se bolje uklopili u vozilo.

Prosječan tlak u glavnim spremnicima kada se koristi svojstvo samotlačivosti je između 50 i 70 bar-a. Prosječan tlak u glavnim spremnicima kada je tlačen visokotlačnim spremnicima je obično između 70 i 700 bar-a. Kada se koristi tlačni sustav koj koristi turbo strojeve tlak u spremnicima je između 0.7 i 3.4 bar-a. Iz ovih podataka za isti radijus i materijal spremnika prema jednadžbama 2.6 možemo vidjeti da najmanju masu spremnika imati će dizajn sustava sa turbo strojevima jer je tlak u spremnicima najmanji te zbog toga stjenke spremnika nisu izložene velikim naprezanjima [1].



Slika 2.4 Raspodjela naprezanja u spremnicima za velike raketne motore na tekuće gorivo.

$$t = \frac{p * R}{2 * \sigma_z} ; t = \frac{p * R}{2 * \sigma_\phi} \quad (2.6)$$

2.4. Teorija i dizajn mlaznice

Mlaznica raketnog motora je ključna komponenta koja omogućava efikasno pretvaranje toplinske energije izgorjenih plinova u kinetičku energiju. Idealni sustav raketnog pogona koristi osnovne termodinamičke principe koji se mogu izraziti jednostavnim matematičkim

izrazima. Ovi izrazi teoretski opisuju kvazi-jednodimenzionalni tok mlaznice, što predstavlja idealizaciju i pojednostavljenje stvarnih ponašanja toka fluida u mlaznici.

U kemijskom raketnom pogonu, izmjereni stvarni učinak obično je između 1% i 6% ispod izračunatih idealnih vrijednosti. U projektiranju novih raketa, postalo je uobičajeno koristiti idealne parametre rakete koji se zatim modificiraju odgovarajućim korekcijama.

Za idealizirani raketni sustav vrijede pretpostavke da je radna tvar (produkti kemijske reakcije) homogena (idealno pomiješana). Sve vrste radnog fluida u mlaznici su plinovite. Radna tvar se ponaša kao idealan plin što opisuje jednačba 2.7.

$$p * V = R * T \quad (2.7)$$

Pretpostavlja se da nema prijenosa topline kroz stijenke rakete (adijabatski tok). Ne postoji značajno trenje. Nema udarnih valova ili diskontinuiteta u toku mlaznice. Tok goriva je konstantan. Kemijska ravnoteža je uspostavljena unutar komore izgaranja i sastav plina se ne mijenja u mlaznici. Princip očuvanja energije za otvoreni sistem može se jednostavno primijeniti na adijabatski proces bez rada vratila unutar mlaznice pri gore navedenim pretpostavkama prema jednačbi 2.8.

$$Q - W = U_2 - U_1 + E_{k2} - E_{k1} + E_{p2} - E_{p1} \quad (2.8)$$

Promjena potencijalne energije E_p je zanemariva jer dužina same mlaznice u prosjeku ne iznosi više od 1 metar, za male motore iznosi do 40-tak centimetara. Kako se radi o adijabatskom procesu nema promjene topline Q te se može zanemariti. Brzine fluida koje ulaze u mlaznicu su zanemarive naspram drugih brzina u mlaznici zbog toga je kinetička energija na ulazu u mlaznicu E_{k1} zanemarena. Ostale članove ćemo raspisati.

$$-(p_2 * V_2 - p_1 * V_1) = U_2 - U_1 + m * \frac{v_2^2}{2} \quad (2.9)$$

Ako podijelimo jednačbu 2.9 sa masom dobijemo:

$$u_2 - u_1 + \frac{v_2^2}{2} + p_2 * v_2' - p_1 * v_1' = 0 \quad (2.10)$$

Gdje je v' specifični volumen. Za entalpiju vrijedi:

$$h = u + p * v' \quad (2.11)$$

Raspisivanjem jednačbe 2.10 i ubacivanjem jednačbe 2.11 u jednačbu 2.10 dobijamo sljedeći izraz za jednačbu 2.10:

$$v_2 = \sqrt{2 * (h_1 - h_2)}$$

Daljnijim raspisom znamo da je :

$$h = c_p * T$$

slijedi:

$$v_2 = \sqrt{2 * c_p (T_1 - T_2)} = \sqrt{2 * c_p * T_1 * \left(1 - \frac{T_2}{T_1}\right)} \quad (2.12)$$

Daljnijim raspisom jednadžbe 2.12 sa jednadžbama adijabatskih procesa i preoblikovanjem specifične topline dobije se jednadžba 2.5 u koja služi za računanje izlazne brzine mlaza mlaznice.

Pomoću jednadžbe kontinuiteta može se izračunati maseni tok mlaznice koj se temelji na pretpostavci da je maseni protok kroz mlaznicu konstantan.

$$\dot{m}_t = \rho_t * v_t * A_t = \text{konst.}$$

Brzinu u grlu mlaznice v_t možemo zapisati koristeći jednadžbu brzine zvuka:

$$\dot{m}_t = \rho_t * M_t * \sqrt{\gamma * R_t * T_t} * A_t$$

Korištenjem jednadžbe idealnog plina jednadžba dobiva oblik:

$$\dot{m}_t = \frac{p_t}{R_t * T_t} * M_t * \sqrt{\gamma * R_t * T_t} * A_t \quad (2.13)$$

Kako bi postigli prigušeni tok na grlu mlaznice mahov broj na grlu mlaznice M_t mora biti jednak jedan. Ubacivanjem adijabatskih izraza 2.14 i 2.15 u jednadžbu 2.13. Matematičkim manipulacijama dobijamo maseni protok za dizajniranu površinu na grlu mlaznice A_t (jednadžba 2.16):

$$p_t = p_c * \left(\frac{T_t}{T_c}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.14)$$

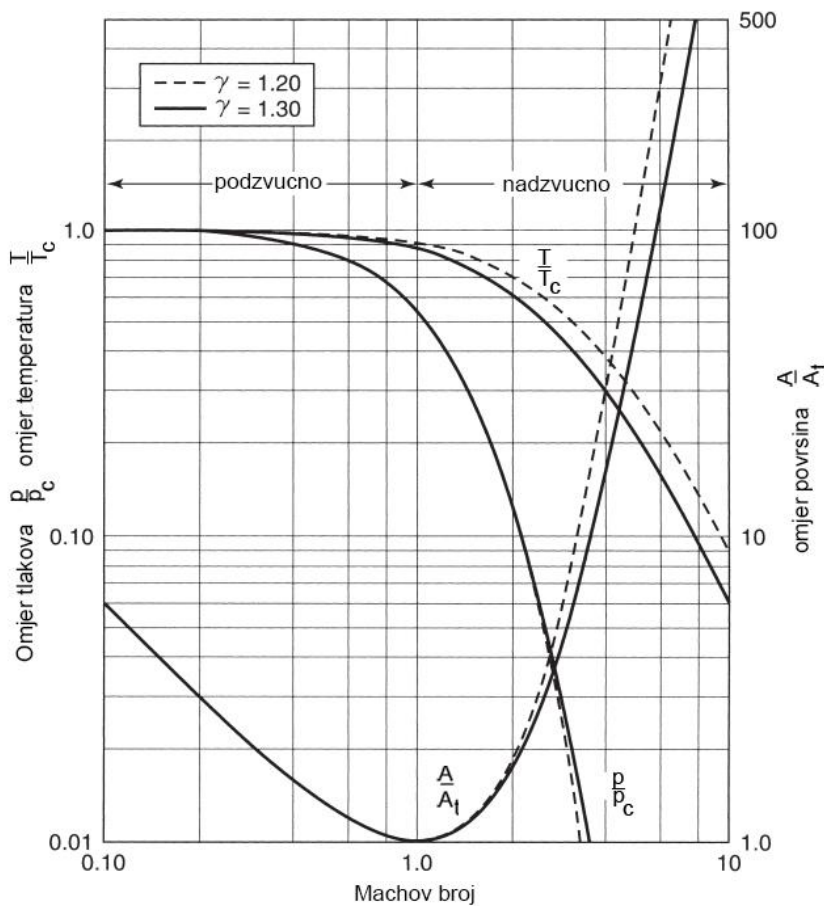
$$T_t = T_c * \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} * M_t^2\right)^{-1} \quad (2.15)$$

$$\dot{m}_t = A_t * \frac{p_t}{\sqrt{T_c}} * \sqrt{\frac{\gamma}{R}} * \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{(\gamma+1)}{2*(\gamma-1)}} \quad (2.16)$$

Slika 2.5 prikazuje odnose različitih parametara u ovisnosti o mahovom broju za dvije različite vrijednosti adijabatskog faktora gama. Ključni parametri prikazani na grafu uključuju omjer tlakova, omjer temperatura i omjer površina. Graf je podijeljen na dva glavna područja. Podzvučno (subsonično) područje gdje je mahov broj manji od 1 i nadzvučno (supersonično) područje gdje je mahov broj veći od 1.

Omjer tlakova i temperatura prikazuje padajući trend kroz mlaznicu. Za oba prikazana adijabatska faktora γ , vrijednosti padaju kako mahov broj raste. Ovaj pad je mnogo strmiji u nadzvučnom području nego u podzvučnom području. Omjer površina u podzvučnom području se smanjuje do grla mlaznice (gdje je mahov broj jednak jedan), a zatim se povećava u nadzvučnom području. Ovo povećanje je mnogo strmije za veći adijabatski faktor gama.

Razumijevanje ovih odnosa je ključno za dizajn i optimizaciju raketnih motora, jer omogućuje inženjerima da precizno proračunaju promjene u tlaku, temperaturi i površini kroz mlaznicu, što je ključno za postizanje maksimalne efikasnosti i performansi raketnog sustava.

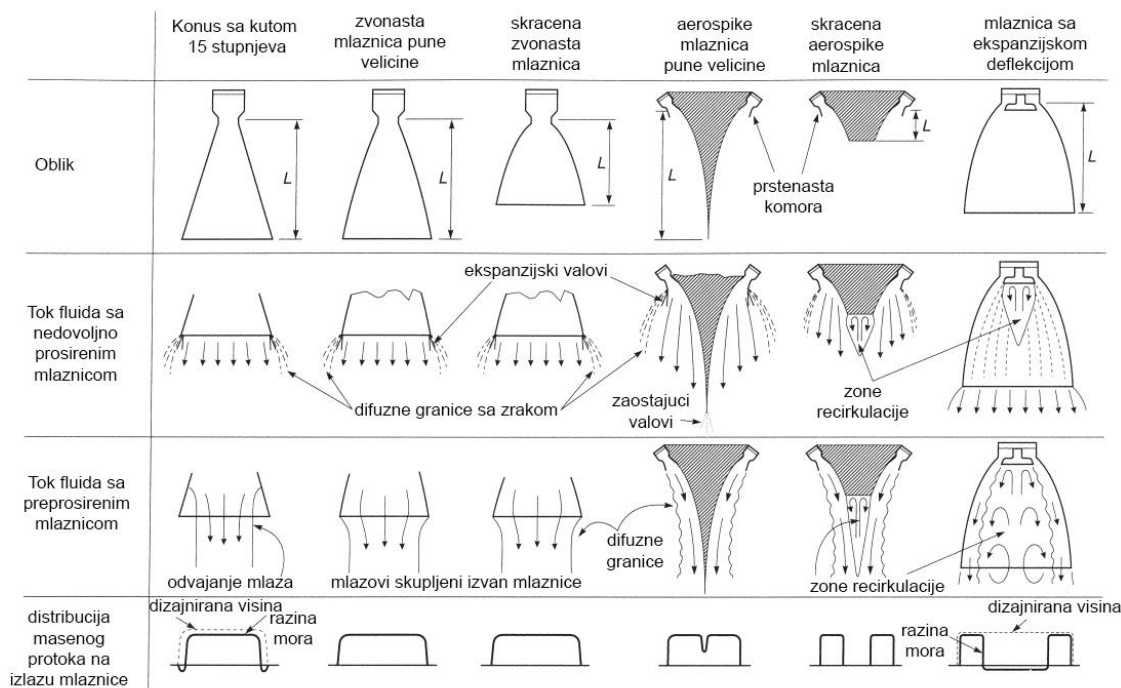


Slika 2.5 Grafički prikaz ponašanja fluida u mlaznici kada se postigne prigušeni tok u grlu mlaznice [1]

2.4.1. Vrste mlaznica

Slika prikazuje pojednostavljene dijagrame različitih konfiguracija mlaznica za raketne motore, zajedno s njihovim efektima na protok plinova pri različitim uvjetima. Različiti dizajni mlaznica koriste se za optimizaciju performansi raketnog motora u različitim fazama leta, bilo na tlu ili na velikim visinama. Ovdje su opisane glavne karakteristike i ponašanje protoka za svaki tip mlaznice.

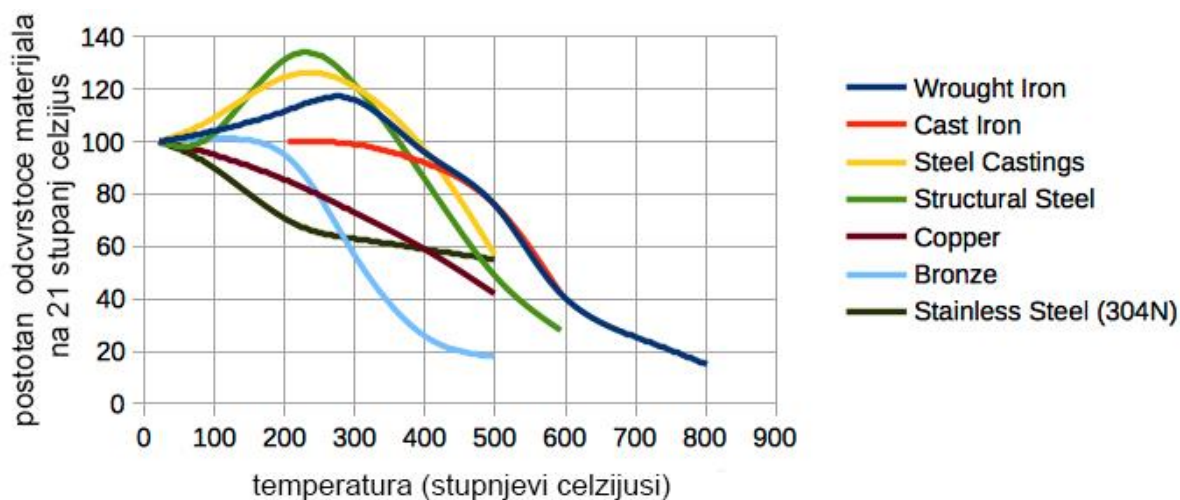
Konična mlaznica s kutom od 15° ima veću duljinu zbog svog oblika, što učinkovito hladi mlaznicu zbog većeg omjera površine i volumena toplina biva odvođena radijacijom. Dizajnerski je relativno jednostavna ali je manje efikasna u pretvaranju toplinske energije u kinetičku. Zvonasta mlaznica je kraća i optimiziranija za bolju efikasnost, ali zahtijeva složeniji dizajn i preciznu izradu. Aerospike mlaznica ima kompaktan dizajn s centralnim šiljkom, što omogućuje učinkovitu ekspanziju plinova pri različitim visinama, ali zahtijeva napredne metode hlađenja i složen dizajn. Skraćena aerospike mlaznica je kraća verzija s većim problemima hlađenja zbog male površine hlađenja, ali i dalje složen dizajn. Mlaznica s ekspanzijskom deflekcijom ima specifične izazove s hlađenjem zbog recirkulacijskih zona, ali recirkulacijske zone mogu pomoći u održavanju stabilnosti protoka i smanjenju gubitaka energije. Aerospike mlaznice su efikasnije pri različitim visinama u usporedbi s zvonastim mlaznicama koje imaju fiksnu geometriju i gube efikasnost pri promjenama visine.



Slika 2.6 Prikaz dizajna mlaznica sa njihovim karakteristikama [1]

2.5. Komora izgaranja

Komora za izgaranje je ključni dio raketnog motora gdje dolazi do miješanja oksidansa i goriva te izgaranje pomiješane smjese. Temperature sagorijevanja plinova su cesto znatno više od točke topljenja većine materijala od kojih su izrađeni zidovi komore, zbog čega je nužno efikasno hlađenje ili prekid rada rakete prije nego što kritični dijelovi zida postanu previše vrući. U suprotnom, komora će doživjeti oštećenje zbog smanjenja čvrstoće materijala prilikom povećanja temperature. Na slici 2.7 vidljiv je trend opadanja čvrstoće materijala sa povećanjem temperature te iz tog razloga potrebno je na ispravan način zaštititi zidove komore izgaranja od zagrijavanja kako bi tlak komore mogao biti sto veći s time i efikasnost motora sto veća.



Slika 2.7 Utjecaj temperature na čvrstoću materijala

Sferične komore pružaju najmanju unutarnju površinu i masu po jedinici volumena, ali su skupe za izradu, dok se danas češće koriste cilindrične komore. Volumen komore mora biti dovoljno velik za adekvatnu atomizaciju, miješanje, isparavanje i potpuno izgaranje goriva. Volumeni komore variraju za različita pogonska goriva ovisno o vremenu potrebnom za isparavanje i aktivaciju pogonskog goriva te o brzini reakcije izgaranja kombinacije goriva. Kada je volumen komore premalen, izgaranje je nepotpuno i performanse su loše. Kod viših tlakova u komori ili kod vrlo reaktivnih pogonskih goriva te s injektorima koji osiguravaju bolje miješanje, manji volumen komore je obično dopušten.

Promjer i volumen komore mogu utjecati na zahtjeve hlađenja. Ako su volumen komore i promjer komore veliki, brzine prijenosa topline na zidove će biti smanjene, područje izloženo toplini će biti veliko, a zidovi će biti nešto deblji. Suprotno tome, ako su volumen i poprečni presjek mali, unutarnja površina zida i inertna masa će biti manji, ali će brzine plinova u komori i brzine prijenosa topline biti povećane. Za komoru postoji optimalan volumen i promjer komore gdje će ukupna apsorbirana toplina u zidovima biti minimalna. Ovo je važno kada je raspoloživi kapacitet hlađenja rashladnog sredstva ograničen ili ako maksimalna dopuštena

omjer površina komore i grla mlaznice	tlak u grlu mlaznice (%)	smanjenje potiska (%)	smanjenje specifičnog impulsa (%)
∞	100	0	0
3.5	99	1.5	0.31
2.0	96	5.0	0.55
1.0	81	19.5	1.34

Slika 2.8 Čvrstoća materijala pod utjecajem temperature [1]

temperatura rashladnog sredstva mora biti ograničena. Ukupni prijenos topline se također može dodatno smanjiti prelaskom na gorivom obogaćeni omjer smjese ili dodavanjem filmskog hlađenja.

Kada komora ima poprečni presjek koji je veći od otprilike četiri puta površine grla mlaznice ($A_c/A_t > 4$), brzina v_c u komori može se zanemariti, kao što je spomenuto u odjeljku 2.4. Međutim, ograničenja prostora ili težine vozila često zahtijevaju manje površine komora izgaranja. Energija potrebna za ubrzanje širećih plinova unutar komore također će uzrokovati pad tlaka i dodatni gubitak energije. Ovaj proces ubrzanja u komori je adijabatski (bez prijenosa topline) ali nije izentropni. Taj gubitak je najveći kada je promjer komore jednak promjeru mlaznice, što znači da ne postoji konvergentni dio mlaznice. To se naziva motor rakete bez grla i korišten je u nekoliko taktičkih raketnih boostera, gdje je postojala velika potreba za minimalnom inercijskom masom i duljinom. Poboljšanje performansi leta zbog uštede inercijske mase nadmašuje gubitak performansi mlaznice motora bez grla.

Dužina komore i mlaznice utječe na ukupnu dužinu rakete, gdje kratka komora i mlaznica omogućavaju kraće vozilo s manjom strukturnom masom. Gubici pritiska unutar komore moraju biti minimalni kako bi se smanjio gubitak performansi vozila. Povećani radni pritisak komore smanjuje volumen i dužinu komore i mlaznice, ali također povećava prijenos topline. Prijenos topline unutar komore odvija se uglavnom konvekcijom, a maksimalni intenzitet prijenosa topline obično se javlja u blizini grla mlaznice. Upravljanje prijenosom topline ključno je za optimizaciju performansi i sigurnosti raketnog motora.

Prethodna razmatranja o komori međusobno se sukobljavaju. Na primjer, nemoguće je imati veliku komoru koja osigurava potpunu izgaranje, a istovremeno ima malu masu. Ovisno o primjeni, obično se odabire kompromisno rješenje koje zadovoljava većinu ovih razmatranja i verificira se eksperimentom.

Karakteristična duljina komore definirana je kao duljina koju bi komora istog volumena imala da je ravna cijev bez konvergentnog dijela mlaznice:

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (2.18)$$

gdje je L^* karakteristična duljina komore, A_t površina grla mlaznice, a V_c volumen komore. Komora uključuje sav volumen do dijela grla mlaznice. Tipične vrijednosti za karakterističnu duljinu komore su između 0.8 i 3.0 m za nekoliko dvokomponentnih goriva i više za neka jednokomponentna goriva. Budući da ovaj parametar ne uzima u obzir nikakve varijable osim površine grla, koristan je samo za određenu kombinaciju goriva i uski raspon omjera smjese i tlaka komore. Parametar karakteristične duljine korišten je prije oko 40 godina, no danas se volumen i oblik komore odabiru korištenjem podataka iz uspješnih dizajna komora.

Vrijeme zadržavanja plinova goriva je prosječna vrijednost vremena koje svaka molekula ili atom provede unutar volumena komore. Definirano je [1]:

$$t_s = \frac{V_c}{\dot{m} * v'_1} \quad (2.19)$$

gdje je \dot{m} maseni protok goriva, v'_1 prosječni specifični volumen ispušnih plinova u komori koj se može smatrati kao i gustoća ispušnih plinova, a V_c volumen komore. Minimalno vrijeme zadržavanja pri kojem se postiže dobra izvedba definira volumen komore koji osigurava suštinski potpuno izgaranje. Vrijeme zadržavanja varira za različita goriva i mora se eksperimentalno odrediti. Ono uključuje vrijeme potrebno za isparavanje, aktivaciju i potpuno sagorijevanje goriva. Vrijednosti vremena zadržavanja kreću se od 0.001 do 0.040 sekundi za različite tipove i veličine potisnih komora te za različita goriva.

U daljnjem radu vrijeme zadržavanja računano je kao suma vremena miješanja, isparavanja i potpunog sagorijevanja [1].

$$t_s = t_{\text{miješanja}} + t_{\text{isparavanja}} + t_{\text{izgaranja}}$$

Gdje je vrijeme potrebno za miješanje, isparavanje i izgaranje fluida potrebno je odrediti eksperimentalno ili pomoću simulacije fluida koji računaju brzine odvijanja kemijskih reakcija pomoću eksperimentalno dobivenih podataka o kemijskim reakcijama.

2.5.1 Hlađenje raketnog motora

Toplina se prenosi na sve površine izložene vrućim plinovima, a to su površina injektora, unutarnji zidovi komore i mlaznice. Brzina prijenosa topline, lokalne temperature zidova i prijenos topline po jedinici površine zida variraju unutar potisne komore. U prosjeku 0,5 do

5% ukupne energije generirane u plinu prenosi se kao toplina na zidove komore. Količina topline koja se prenosi kondukcijom je zanemariva jer se daleko najveći dio topline prenosi se konvekcijom. Dio (obično 5 do 35%) prenesene topline pripisuje se radijaciji.

Veći tlak u komori dovodi do boljih performansi vozila, ali također do veće inertne mase motora. Međutim, rezultirajuće povećanje prijenosa topline s tlakom u komori često nameće dizajnerska ili materijalna ograničenja na maksimalni praktični tlak u komori za rakete s tekućim i čvrstim gorivom te se često dovodi u pitanje optimizacija ovih parametara. Intenzitet prijenosa topline u kemijskoj raketnoj propulziji može varirati od vrijednosti manjih od 50 W/cm² do vrijednosti viših od 16 kW/cm². Visoke vrijednosti odnose se na područje grla mlaznice velikih potisnih komora s tekućim gorivima i raketnih motora s visokim tlakom komore s krutim gorivom. Niže vrijednosti odnose se na generatore plina, izlazne dijelove mlaznice ili male komore pri niskim tlakovima.

Primarni cilj hlađenja je spriječiti da zidovi komore i mlaznice postanu previše vrući, čime bi mogli postati nesposobni izdržati naprezanja što bi uzrokovalo kvar komore ili mlaznice. Kao što je prikazano u slici 2.7 većina materijala postaje slabija s povećanjem temperature. Daljnjim zagrijavanjem, zidovi bi na kraju popustili ili se čak otopili. Hlađenje stoga smanjuje temperature zidova na prihvatljivu vrijednost. Najpopularnije tehnologije hlađenja komore izgaranja i mlaznice su:

Regenerativno hlađenje provodi se izradom rashladnih kanala u stjenke mlaznice i komore, prije nego sto injektor ubrizga hladno gorivo iz spremnika prvo prolazi kroz kanale u stjenkama motora kako bi toplina sa mlaznice i komore prešla na fluid. Ova tehnika hlađenja je učinkovita i učestala primjenama s visokim tlakom komore i visokim brzinama prijenosa topline.

Kod hlađenja zračenjem mlaznica ima zid izrađen od materijala visokog tališta, kao što je niobij ili molibden. Kada dostigne toplinsku ravnotežu, ovaj zid obično svijetli crveno ili bijelo i zrači toplinu u okolinu ili u prazan prostor. Hlađenje zračenjem najčešće se koristi u motorima sa mlaznicom omjera površina od oko 6 do 10 koje imaju veću površinu za efektivnije radijacijsko hlađenje.

Ablativno hlađenje provodi se uporabom materijala koji polako izgara i teško provodi toplinu. Ablativni materijal je sloj materijala koj se stavlja u komoru izgaranja naliježe na stjenke komore te biva pričvršćen za komoru čvrstim spojem. Ova metoda hlađenja je učinkovita u aplikacijama gdje je potrebno izdržati ekstremne temperature i gdje drugi sustavi hlađenja nisu praktični. Ablativno hlađenje najčešće se koristi u raketnim motorima za jednokratnu upotrebu (motori na kruto gorivo), gdje se trošenje materijala mlaznice tijekom kratkog vremenskog razdoblja može prihvatiti.

Hlađenje tankim filmom goriva provodi se ubrizgavanjem tankog sloja goriva duž unutarnje površine komore izgaranja i mlaznice. Ovaj sloj goriva stvara barijeru između vrućih plinova i stjenki motora, apsorbirajući toplinu i isparavajući u tom procesu. Hlađenje tankim slojem učinkovito smanjuje temperature stjenki i produžuje životni vijek motora. Ova tehnika se često koristi u motorima s visokim tlakom komore i visokim brzinama prijenosa topline, gdje se kombinira s drugim metodama hlađenja radi optimalne zaštite stjenki.

3. INICIJALNI ZAHTJEVI RAKETNOG MOTORA

Primarna motivacija za ovaj projekt je dizajniranje pogonskog sustava za raketu koji je što jednostavniji i jeftiniji za proizvodnju. Cilj je omogućiti entuzijastima raketnog modelarstva u Hrvatskoj pristup kvalitetnim i pristupačnim raketnim motorima, čime bi se popularizirao ovaj hobi na našim prostorima.

Specifičan cilj projekta je dizajnirati raketni motor s kojim se timovi Euroavia Zagreb i Riteh Rocket Team mogu natjecati u klasi leta do 9 kilometara na natjecanju European Rocketry Challenge (EuRoC) 2025. godine. Euroavia Zagreb je 2024 godine odlučila koristiti raketni motor na kruto gorivo proizvođača Cesaroni, model P150-40K, koji teži približno 32 kilograma, od čega je 18 kilograma gorive smjese. Prosječni potisak motora iznosi oko 5000 njutna, dok je vrijeme izgaranja motora 7.5 sekundi. Motor ima specifični impuls od 214 s i ukupni impuls od 37000 Ns.

Potrebno je kopirati performanse motora na kruto gorivo i biti u okviru težine sustava pogona, potiska, vremena izgaranja, kao i ukupnog impulsa, uz minimalne troškove dizajna. Time bi se omogućilo uklapanje strukturnog dizajna motora krutog goriva sa strukturnim dizajnom motora na tekuće gorivo.

Proces dizajna bit će iterativan, što znači da je vrlo kompleksno i neefikasno rješavati ove proračune ručno zbog mnogih varijabli koje ovise jedne o drugima. Zbog toga je ideja razviti računalni program u Pythonu koji će računati podatke za različite dizajne. Također, želimo naglasiti da program računa isključivo idealno stanje bez ikakvih gubitaka u sustavu, uključujući podsustave kao što su vodovi, mlaznice i slično.

3.1. Dizajn samotlačivih spremnika

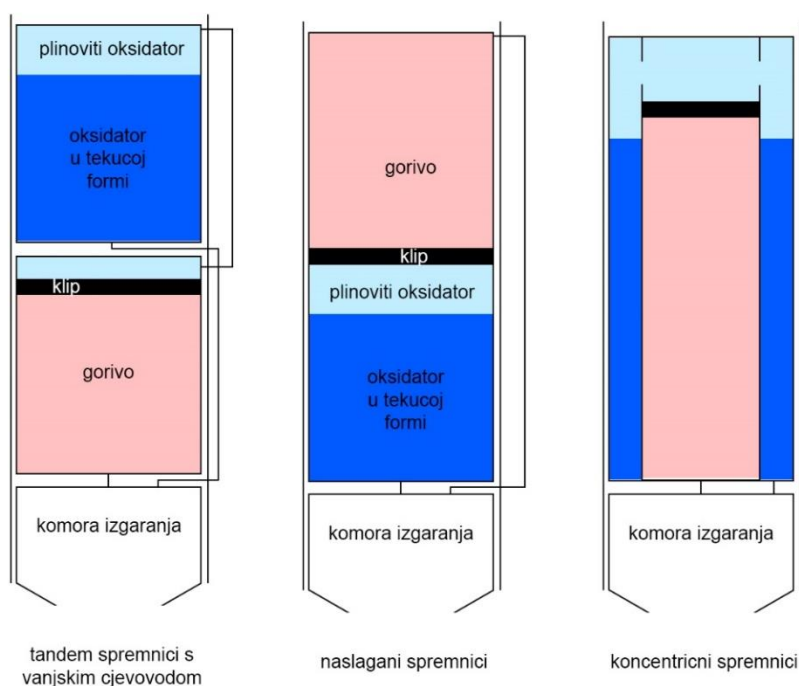
Najvažniji kriterij u ovom radu je cjenovna pristupačnost izrade motora. U procesu odabira tehnologije tlačenja odabran je sustav tlaka u spremnicima jer sustavi s turbopumpama zahtijevaju puno znanja i financijskih sredstava. Sustav spremnika ima nekoliko dizajna, pri čemu je najpristupačniji samotlačivi dizajn spremnika i dizajn s odvojenim visokotlačnim spremnikom. Visokotlačni spremnik je uvijek bolja opcija jer omogućuje korištenje viših tlakova i korištenje kriogenih fluida, što rezultira boljom efikasnošću sustava. Međutim, mana visokotlačnih spremnika je veći trošak materijala i novca, stoga je za tehnologiju napajanja raketnog motora odabran dizajn samotlačivih spremnika.

Kao što je navedeno u odjeljku 2.2.1. najpopularniji oksidans za samotlačni sustav spremnika je didušikov oksid (N_2O). Jedan od ključnih aspekata korištenja didušikovog oksida je činjenica da su boce u kojima se pohranjuje mnogo jeftinije za nabavu u usporedbi s, bocama za tekući kisik (LOX) ili vodikov peroksid (HTP). Iako je sam didušikov oksid prilično skup po litri, cijelokupni sustav napajanja koji koriste N_2O su jeftiniji zbog nižih troškova spremnika, što je posebno važno za amatersko raketarstvo. Za razliku od LOX-a, koji zahtijeva hlađenje ispod $-120^\circ C$ kako bi se održao u tekućem stanju, N_2O se može pohraniti na sobnoj temperaturi u jednostavnim spremnicima, što dodatno smanjuje troškove.

Didušikov oksid je široko dostupan u mnogim izvorima, kao što su trgovine automobilskih dijelova, dok je za nabavu LOX-a ili HTP-a potrebna opsežna zdravstvena i sigurnosna dokumentacija. Ovo čini N_2O pristupačnijim oksidansom za amaterske raketne entuzijaste. Slično kao kod peroksida, za potpuno izgaranje didušikovog oksida u komori za izgaranje potreban je velik omjer oksidansa i goriva (otprilike 7:1 po masi) ovako veliki omjer zahtijeva velike količine N_2O i time veće spremnike. Na sobnoj temperaturi, N_2O je subkritičan, što znači da tekuća i plinovita faza mogu koegzistirati unutar zatvorenog spremnika. Ova karakteristika omogućuje pohranu tekuće faze N_2O u kompaktnim spremnicima. Blizina zasićenim uvjetima rada znači da mala smanjenja tlaka uzrokuju značajnu proizvodnju dodatne pare, što održava visok tlak u spremniku tijekom pražnjenja. Ova svojstva čine dizajn injektora jednostavnijim i manje osjetljivim na preciznost. Pri sobnoj temperaturi, tlak zasićene plinske faze N_2O je oko 55 bara. Ovaj tlak zasićene plinske faze može se koristiti za tlačenje zasićene tekuće faze i ubrizgavanje tekuće faze u komoru za izgaranje relativno vrlo visokim pritiscima. Veći tlak u komori za izgaranje rezultira višim specifičnim impulsom.

Didušikov oksid mora biti zagrijan na relativno visoku temperaturu prije nego što se počne raspadati i oslobađati kisik, što je dobro sa sigurnosnog aspekta. Međutim, to također znači da se pri paljenju mora unijeti mnogo topline iz nekog vanjskog izvora. Termodinamička svojstva N_2O variraju s temperaturom. Povećanjem temperature, tlak pare i gustoća pare rastu, dok se gustoća tekuće faze smanjuje. U kritičnoj točki ($36,42^\circ C$), gustoće tekuće i plinovite faze postaju jednake, čineći N_2O superkritičnim fluidom. Blizina kritičnoj temperaturi znači da i male promjene u temperaturi mogu uzrokovati značajne promjene u tlaku i gustoći, što može utjecati na performanse raketnog motora.

Dizajni spremnika koji se koriste u sustavu s didušikvim oksidom prikazani su na slici 3.1. Postoje tri osnovna dizajna: tandem spremnici s vanjskim cjevovodom, naslagani spremnici i koncentrični spremnici.



Slika 3.1 Česti dizajni spremnika koji koriste samotlačivi fluid

Tandem spremnici s vanjskim cjevovodom predstavljaju tradicionalan dizajn koji je najjednostavniji za proizvodnju. Međutim, problem ovog dizajna je dodatna masa koju raketa mora nositi zbog pričvršćivanja spremnika na tijelo, kao i dodatnih cijevi koje su potrebne za protok fluida. Ova dodatna masa negativno utječe na ukupnu učinkovitost rakete.

Naslagani spremnici su najefikasniji dizajn s financijske strane. Jedini problem koji imaju je povećana kompleksnost modeliranja ekspanzije plina uslijed velikih omjera potiska i težine. Za manje amaterske sustave ovaj efekt nije značajan, te se samo kao gubitak koristi trenje klipa na stjenke spremnika. Velika prednost naslaganih spremnika, kao i koncentričnih spremnika, je ta što se spremnici mogu koristiti kao strukturni dio rakete, što smanjuje masu u usporedbi s tandem spremnicima s vanjskim cjevovodom.

Koncentrični spremnici, po dizajnu i kompleksnosti, stoje između tandem i naslaganih spremnika. Mana ovog dizajna je dodatna težina zbog srednjeg spremnika koji mora odvajati gorivo od oksidansa. Međutim, ako se postignu uvjeti jednakih tlakova tekućina, debljina stjenke srednjeg spremnika može biti vrlo tanka što u stvarnosti često nije tako zbog trenja kojeg klip ostvaruje na stjenke na taj način ostvaruje se gubitak tlaka u sistemu goriva te gorivo i oksidans nisu pri jednakim tlakovima.

U nastavku rada radi jednostavnosti proračuna koristit će se koncentrični spremnici.

3.2. Dizajn injektora raketnog motora

Injektor raketnog motora ima funkcije slične injektoru u motoru s unutarnjim izgaranjem. Njegova uloga je doziranje protoka tekućih fluida u komoru za izgaranje, raspršivanje fluida u male kapljice (proces nazvan atomizacija), te ravnomjerno miješanje goriva i oksidansa kako bi se osigurala pravilna smjesa [2],[3].

Postoje dva osnovna pristupa za ubrizgavanje fluida u komoru za izgaranja, prvi je stariji i koristi set rupa na injektorskoj ploči (injektori na lijevoj strani slike 3.2), dok drugi tip koristi cilindrične injektorske elemente koji stvaraju konusni sprej goriva u komoru (injektori na desnoj strani slike 3.2). Prvi tip je bio široko korišten u SAD-u za različite veličine komora, dok je drugi tip bio popularniji u Rusiji. Postoje i kombinirani tipovi koji koriste mlaznice i sprejeve zajedno. Najčešće korišten tip injektora s višestrukim rupama je dvostruki kolizijski injektor (eng. Impinging doublet). Ovi injektori koriste male rupe kroz koje gorivo i oksidans udaraju jedno u drugo, stvarajući tanke tekuće lepeze koje olakšavaju atomizaciju i miješanje. Postoje i injektori s paralelnim mlaznicama (eng. Shower head) koji koriste turbulenciju i difuziju za miješanje. Ovaj tip više nije u upotrebi jer zahtijeva veliku komoru za dobro izgaranje.

Sprej injektori daju cilindrične ili konusne sprejeve koji se sudaraju i time promoviraju miješanje i atomizaciju. Veličina kapljica iz ovih elemenata je obično ujednačenija nego kod kolizijskog injektora. Promjenom unutarnjih dimenzija sprej elemenata moguće je prilagoditi kut spreja i poboljšati efikasnost izgaranja. Koaksijalni injektori se često koriste za tekući kisik i plinoviti vodik, gdje visoka brzina vodika pomaže u razbijanju kisika u male kapljice, poboljšavajući atomizaciju [1].

pare, osiguravajući generaciju pare unutar injektorskog elementa. Takva generacija pare može se iskoristiti za smanjenje osjetljivosti kritičnog masenog protoka na nizvodni tlak za sprječavanje pojave nestabilnosti izgaranja. Osim toga, prisutnost dvofaznog toka može prigušiti fluktuacije pritiska uzvodno injektora, pružajući određeni stupanj izolacije između cjevovoda za napajanje i nizvodnih poremećaja pritiska komore.

Zaključeno je da je ugljični dioksid dobra alternativa didušikovom oksidu prilikom ispitivanja testova bez zapaljenja. Ugljični dioksid ima vrlo slična termodinamička svojstva kao didušikov oksid, ali je jeftiniji i dostupniji. Razlika u termodinamičkim svojstvima između ova dva fluida je zanemariva, s razlikom do 5%. Ugljični dioksid se ponaša isto kao i didušikov oksid u kontekstu dvofaznog toka, što ga čini jeftinom alternativom za upotrebu u ovakvim testiranjima.

Kod modeliranja jednofaznog nestlačivog toka (eng. Single-phase incompressible liquid flow) tekućine kroz injektorski provrt, često se koriste tipični raketni pogonski materijali kao što su tekući kisik, kerozin i tekući vodik. Za ovakav tok koristi se Bernoullijeva jednadžba koja dovodi do poznate "CdA" jednadžbe za volumetrijski protok, kao što je prikazano u jednadžbi 3.1 [2]:

$$\dot{m}_{SPI} = Q * \rho = C_d * A_2 * \sqrt{2 * \frac{\rho * \Delta p}{1 - \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2}} \quad (3.1)$$

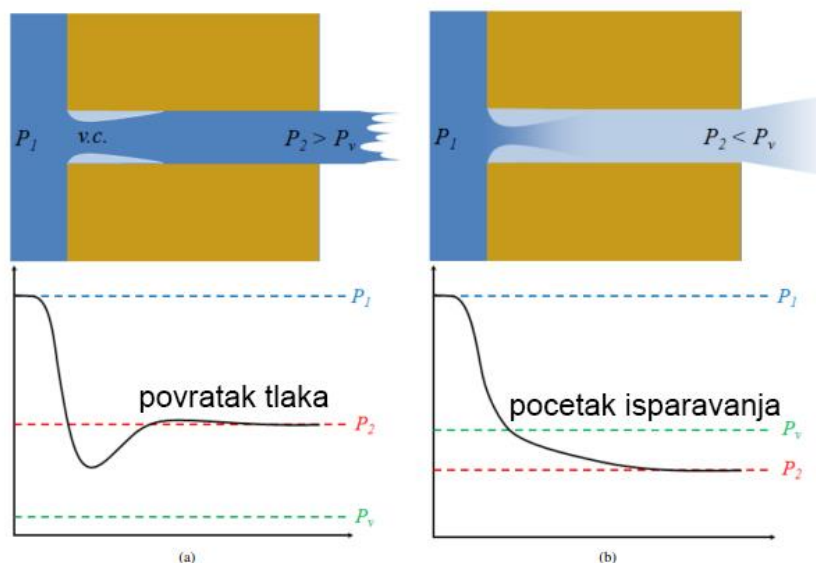
gdje je C_d bezdimenzijski koeficijent protoka, ρ je gustoća tekućine koja ide kroz injektor, A_2 je poprečni presjek otvora, A_1 je poprečni presjek uzvodnog dijela. Promjena tlaka Δp definirana je kao razlika između uzvodnog tlaka p_1 i nizvodnog tlaka p_2 . U mnogim praktičnim slučajevima, kada je $A_2 \ll A_1$, nazivnik pod korijenom u jednadžbi 3.1 približava se jedinici, što rezultira pojednostavljenom formom "CdA" jednadžbe prikazane u jednadžbi 3.2:

$$\dot{m}_{SPI} = C_d * A_2 * \sqrt{2 * \rho * \Delta p} \quad (3.2)$$

Kada je koeficijent protoka dobro karakteriziran za određeni dizajn injektora, "CdA" jednadžba može se koristiti s visokim stupnjem povjerenja. Međutim, ova metoda često se nepravilno primjenjuje na injektore s visokim tlakovima pare, kao što je didušikov oksid, što dovodi do pogrešaka uzrokovanih stlačivosti pare i razvojem dvofaznog toka unutar otvora.

Slika 3.3 prikazuje profil statičkog tlaka za didušikov oksid što prolazi kroz injektor, gdje je vena contracta (v.c.) uzrokovana odvajanjem strujanja i može sadržavati mjehuriće pare visno o tlaku u blizini fluida. Zbog pojave vena contracta gdje dolazi do sužavanja mlaza i pada tlaka koj se može smanjiti zaobljivanjem i skošenjem ulaza injektora lokalni statički pritisci unutar injektora mogu pasti znatno ispod zasićenog tlaka pare (p_v) dok se tekućina ubrzava i širi. Pod tim uvjetima, može doći do kavitacije i brze vaporizacije unutar injektora, što značajno smanjuje gustoću tekućine što je prikazano u slici 3.3. Da bi se precizno modelirao maseni protok u dvofaznim injektorima, potrebno je uzeti u obzir fenomen kritičnog/zagušenog toka.

Kritični tok se događa kada se masa toka ne mijenja s promjenom nizvodnog tlaka. U tom režimu, maseni protok je neovisan o nizvodnom tlaku.

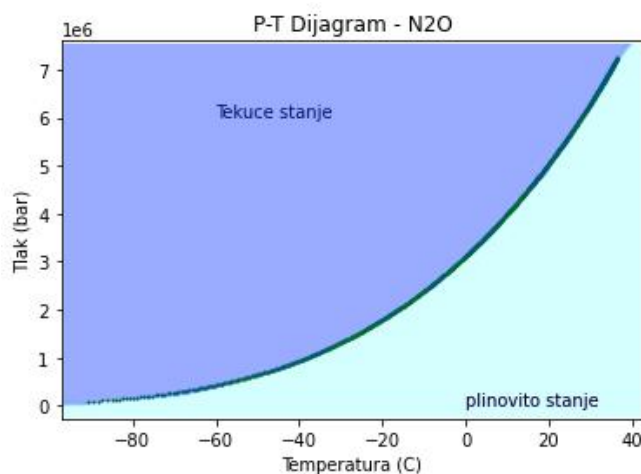


Slika 3.3 Grafički prikaz fenomena unutar injektora pri dvofaznom toku fluida [2]

Jedan od najčešće korištenih modela za predviđanje dvofaznog kritičnog protoka kroz injektorski otvor je model homogene ravnoteže (HEM). U ovom modelu pretpostavlja se da su tekuća i zasićena para u termalnoj ravnoteži, da nema brzinske razlike između faza i da je tok izentropan kroz injektor. Kritični maseni protok izračunava se traženjem maksimuma u izrazu za maseni protok izvedenom iz prvog zakona termodinamike, prikazano u jednadžbi 3.3 [2]:

$$\dot{m}_{\text{HEM}} = C_d * A_2 * \rho_2 * \sqrt{2 * (h_1 - h_2)} \quad (3.3)$$

Ovdje je h_1 uzvodna specifična entalpija, a h_2 nizvodna specifična entalpija. Kada su poznati uzvodna temperatura i pritisak, kao i nizvodni pritisak, izračunavanje masenog protoka za didušikov oksid pomoću modela homogene ravnoteže dobije se iščitavanjem vrijednosti iz tablica kao što su REFPROP ili python alata CoolProp.



Slika 3.4 p-T dijagram dobiven iz CoolProp tablica

Model termodinamičke ravnoteže opisan gore počinje gubiti valjanost kada fluid u injektoru ne može postići termodinamičku ravnotežu zbog malih brzina prijenosa topline i mase između tekuće i plina. Takve nestabilnosti nastaju zbog dva glavna procesa: pregrijavanja tekućine tijekom ekspanzije i brzine rasta mjehurića.

Kada tlak tekućine u injektoru padne ispod zasićenog tlaka, stvaranje pare kreće instantno. Međutim, često to nije slučaj, već tekućina ulazi u metastabilno stanje. U tom slučaju, didušikov oksid postaje pregrijana tekućina, pri čemu vrlo male smetnje mogu rezultirati lokalnim prelaskom tekućine u paru. Zbog složenosti određivanja koliko daleko fluid ulazi u metastabilno područje i stvarne termodinamičke putanje koju prolazi, neki modeli ne pokušavaju razriješiti ovu putanju, već pronalaze druge načine za uključivanje nestabilnih učinaka. Za računanje konačne stope rasta mjehurića pare, Dyer i suradnici definirali su karakteristično vrijeme rasta mjehurića kao što je prikazano u jednadžbi 3.4 [2].

$$t_b = \sqrt{\frac{3}{2} * \frac{\rho_l}{p_v - p_2}} \quad (3.4)$$

Vrijeme koje tekućina provede u injektoru definirano je omjerom dužine injektora i brzine tekućine u injektoru prikazano u jednadžbi 3.6:

$$t_r = \frac{L}{v} = L * \sqrt{\frac{\rho_l}{2 * \Delta p}} \quad (3.5)$$

Količina isparavanja koja se može dogoditi unutar elementa injektora ovisi o omjeru vremena rasta mjehurića prema vremenu boravka fluida, koji je obrnuto proporcionalan brzini protoka kroz injektor kao što je prikazano u jednadžbi 3.6. Uveden je nestabilni parametar κ , koji je prikazan u jednadžbi 3.6.

$$k = \sqrt{\frac{p_1 - p_2}{p_v - p_2}} = \frac{t_b}{t_r} \quad (3.6)$$

Model koji su prvi predložili Dyer i kasnije ispravio Solomon računa nestabilne učinke dopuštajući da se brzina protoka glatko mijenja između predviđenog modela homogene ravnoteže i jednofazne nestlačive jednadžbe [2].

$$\dot{m}_{\text{DYER}} = A_2 * \left(\frac{k}{1+k} * \dot{m}_{\text{SPI}} + \frac{1}{1+k} * \dot{m}_{\text{HEM}} \right)$$

Dyerov model uspoređen je s ograničenim skupom eksperimentalnih podataka s testova na sveučilištu u Stanfordu i pokazao je razumnu usklađenost. Čak i uz prosječnu vrijednost koeficijenta protoka C_d od 0,66 model predviđa protok mase s točnošću unutar $\pm 15\%$ za većinu testova. Međutim, zahtijevaju se bolje predikcije za razvoj raketa sa samotlačivim spremnicima.

Svaki od navedenih modela je uvjetno koristan, ali zajednički nedostatak je potreba za dobro karakteriziranim podacima o koeficijentu protoka injektora, koji često nisu dostupni. Standardna praksa u razvoju hibridnih raketa je izvođenje testiranja hladnog toka (samo protok

oksidanta, bez paljenja) radi karakterizacije dizajna injektora u smislu protoka mase i atomizacije. Međutim, većina hladnih testova provodi se bez komore za izgaranje i s injektorom koji teče do okolnog tlaka, što rezultira mnogo većim Δp nego što se očekuje tijekom testiranja izgaranja za istu opremu. Kao što je jasno iz teoretskog tretmana, tlak na izlazu p_2 i pad tlaka Δp su važni parametri koji utječu na stvarne performanse i modeliranje protoka mase injektora.

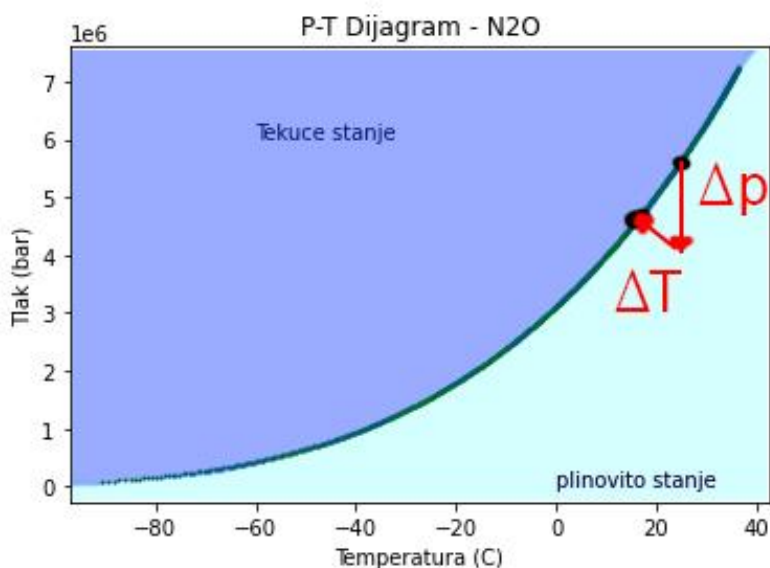
U nastavku rada zbog jednostavnosti proračuna i razvoja računalnih simulacija fluida koristit će se model jednofaznog nestlačivog toka.

3.4. Modeliranje ispražnjivanja spremnika

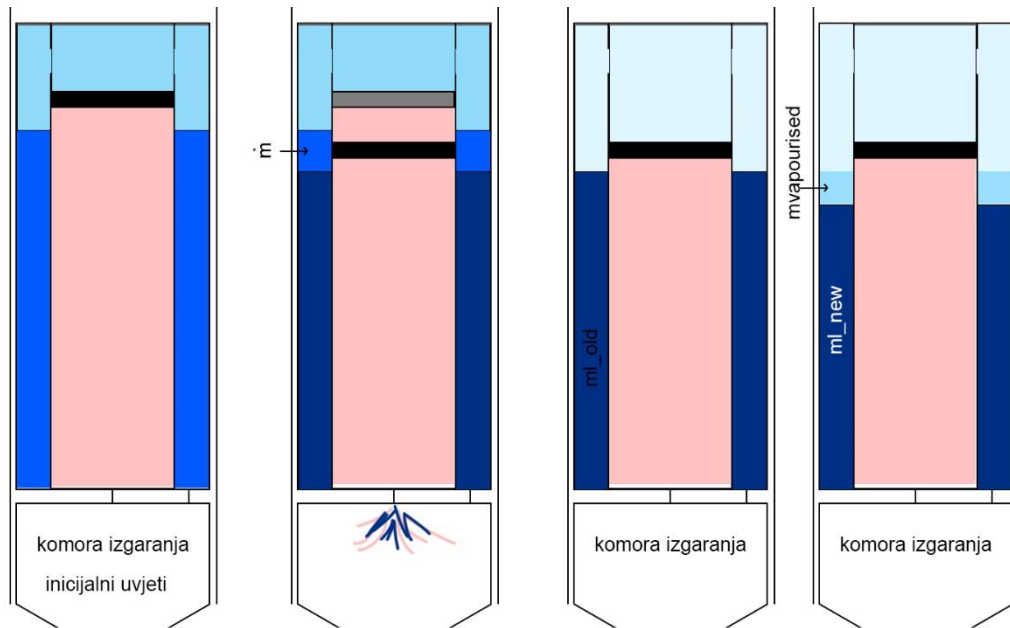
S obzirom na definirane inicijalne podatke za raketni motor, dizajn spremnika koji će se koristiti i način projektiranja injektora, možemo provesti prvi test hladnog toka. Za simulaciju testa hladnog toka potrebno je znati tlak u spremniku u svakom trenutku tijekom pražnjenja spremnika. Cilj nije izračunavanje brzine isparavanja tekućine jer je to veoma kompleksan proračun već se pretpostavlja da je spremnik uvijek u adijabatskoj termalnoj ravnoteži, što znači da nema ulaza ni izlaza topline te da je plin jednake temperature kao i tekućina.

Tekući dušikov oksid teče iz spremnika, uzrokujući pad razine tekućine prema jednadžbi 3.7. To povećava prostor iznad tekućine. Tlak pare dušikovog oksida pada zbog povećanja prostora iznad tekućine (ekspanzije) kao što je prikazano u slici 3.5 i 3.6. Dio tekućeg dušikovog oksida zatim isparava kako bi pokušao povisiti tlak pare. Energija potrebna za isparavanje tekućine dolazi iz same tekućine, zbog čega se njezina temperatura snižava [5].

Ne trebamo znati koliki je pad tlaka kako bismo modelirali pražnjenje spremnika, umjesto toga procjenjujemo koliko je mase tekućeg dušikovog oksida isparilo da bi se pokušalo povisiti tlak natrag na početnu vrijednost. Iz tablica pomoću inicijalne temperature očitavamo termodinamička svojstva za didušikov oksid kao što su tlak i gustoća. Koristeći inicijalni tlak



Slika 3.5 Prikaz pada tlaka u spremniku uslijed ispražnjivanja spremnika



Slika 3.6 Grafička demonstracija istjecanja didušikovog oksida iz spremnika

spremnika i trenutni tlak atmosfere kao i željenu površinu injektora, izračunavamo brzinu protoka tekućeg dušikovog oksida iz spremnika:

$$\dot{m} = C_d * A_2 * \sqrt{2 * \rho_l * \Delta p} \quad (3.7)$$

Računanjem masenog protoka zapravo računamo masu koja je napustila spremnik. Rezultirajuća vrijednost za m_{old} je masa tekućine koja bi bila u spremniku ako dušikov oksid ne bi reagirao na ekspanziju pare dušikovog oksida i pad tlaka. Na žalost to u stvarnosti nije tako te novu vrijednost mase tekućine gdje se desilo isparavanje označujemo kao m_{new} . Gustoće tekućine i pare funkcije su temperature. Dušikov oksid je prisiljen stati u volumen spremnika, pa je prisiljen pridržavati se sljedeće formule:

$$V_{spremnik} = V_{tekuciOksidans} + V_{plinovitOksidans} + V_{gorivo} \quad (3.8)$$

Masu koja je isparila računamo:

$$m_{vapourised} = m_{old} - m_{new} \quad (3.9)$$

Pošto nije poznata masa koja je isparila ni novu masu ovu jednadžbu 3.9 moguće je zapisati kao funkciju poznatih varijabli, matematičkim manipulacijama dobijemo [4]:

$$m_{new} = \frac{V_{spremnik} - \frac{m_{old} + m_v}{\rho_v}}{\frac{1}{\rho_l} - \frac{1}{\rho_v}} \quad (3.10)$$

Rezultat nove mase u spremniku m_{new} ubacuje se u jednadžbu 3.9. Na taj način može se dobiti vrijednost za masu koja je isparila iz tekućeg stanja $m_{vapourised}$ nakon čega se može izračunati toplina uklonjena iz tekućeg didušikovog oksida tijekom isparavanja:

$$\Delta Q = m_{\text{vapourised}} * H_v$$

gdje je H_v entalpija (latentna toplina) isparavanja na trenutnoj temperaturi dušikovog oksida a $m_{\text{vapourised}}$ je masa koja je isparila. Zatim izračunavamo pad temperature preostalog tekućeg dušikovog oksida tj. vrijednost za koju se tekućina ohladila:

$$\Delta T = \frac{-\Delta Q}{m_{\text{Inew}} * C_{\text{liquid}}}$$

gdje je C_{liquid} specifični toplinski kapacitet tekućeg didušikovog oksida na trenutnoj temperaturi. Oduzimamo ovaj pad temperature od trenutne temperature tekućeg dušikovog oksida kako bismo dobili novu, nižu temperaturu tekućeg oksida. Gustoća tekućine, gustoća pare i tlak pare (tlak u spremniku) sada se očitavaju iz tablica na temelju ove niže temperature i sa novom gustoćom i tlakom ide se nazad na jednadžbu 3.7. Proces se iterira sve dok ima tekućine u spremniku [4].

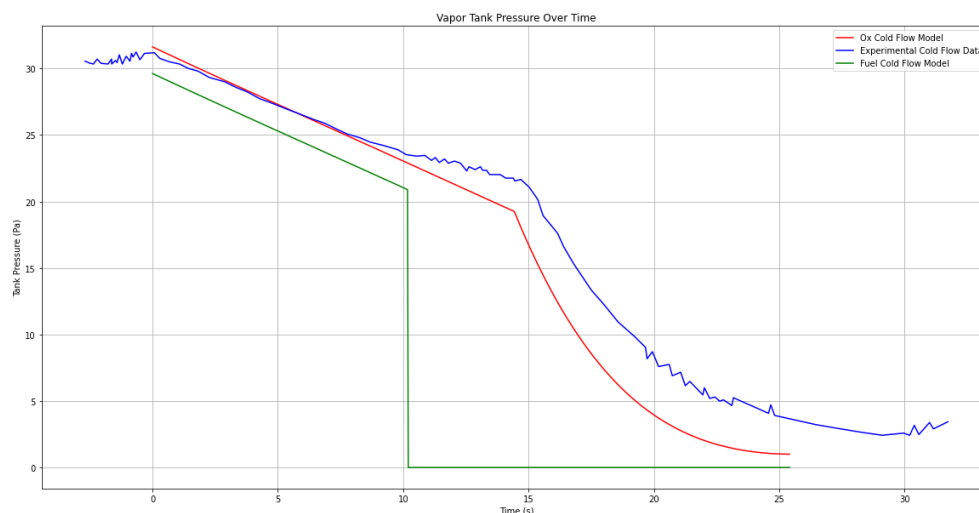
Nakon što sva tekućina izađe iz spremnika koristimo adijabatske formule za plin koj je ostao u spremniku:

$$\dot{m} = C_d * A_2 * \sqrt{2 * \rho_v * \Delta p}$$

$$T_2 = T_v * \left(\frac{m_v}{m_{\text{vold}}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$p_2 = p_v * \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Na slici 3.7 prikazana je usporedba modela hladnog toka razvijenog u Pythonu s eksperimentalnim podacima testa hladnog toka raketarskog tima Project Sunride. Uočljivo je da model s minimalnim odstupanjima prati eksperimentalne podatke sve do trenutka kada se svo gorivo istisne iz spremnika. U tom trenutku masa isparavanja bi se trebala smanjivati, što bi usporilo pad tlaka. Međutim, model to ne predviđa zbog oscilacija koje se javljaju u programu, pa je potrebno postaviti promjenu pada tlaka kao konstantu prije nego što se dogode oscilacije. Nakon što svo gorivo isteče, motor gubi sav potisak jer nema mješavine goriva i oksidans. Taj dio nije toliko bitan za precizno simuliranje jer se odnosi na kraj procesa kada motor više ne proizvodi potisak.



Slika 3.7 Usporedba stvarnog i modeliranog testa hladnog toka

4. IZGARANJE U RAKETNOM MOTORU

Tjekom istraživanja procesa izgaranja znanstvenici su pokušali pojednostaviti proces izgaranja na način da se među događaji izostavljaju kako bi dobili krajnje vrijednosti pomoću isključivo početnih. Međutim, u praktičnoj primjeni stanje produkta ovisi o brzini promjene. Znanosti koje opisuju brzinu procesa uglavnom su empirijske. Prijenos topline, prijenos mase, mehanika fluida i kemijska kinetika su takve empirijske znanosti koje postaju nužne za dizajn praktične opreme. Zapravo, ove se brzine mogu objasniti mikroskopskim pogledom na materiju, u kojem se proučavaju interakcije između molekula i atoma. Te su interakcije u suštini statističke, pa je potrebno pozvati se na ideje razvijene u kinetičkoj teoriji i kvantnoj teoriji. Ovo područje znanja naziva se statistička termodinamika. Zakoni klasične termodinamike bave se samo makroskopskom materijom.

Drugi zakon termodinamike omogućava razlikovanje između povrativog i nepovrativog procesa. Ako zatvoreni sustav prolazi kroz kružni proces, tada:

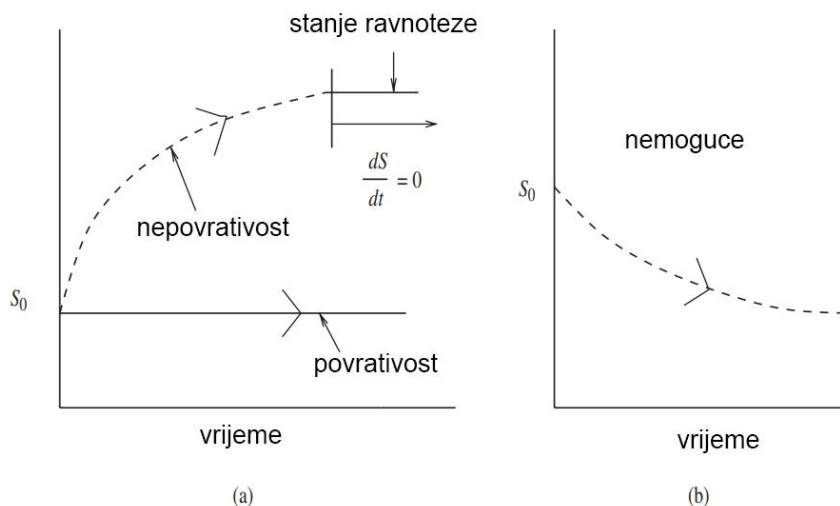
$$ds > \frac{dq}{T}; \text{ za nepovrativ proces}$$

$$ds = \frac{dq}{T}; \text{ za povrativ proces}$$

Za izolirani sustav, gdje nema izmjene topline (Q) ni rada (W) sa okolinom, entropija sustava uvijek raste ili ostaje konstantna, ali nikada ne opada. Svemir se može definirati kao izolirani sustav koji se sastoji od sustava i njegove okoline. Prema drugom zakonu termodinamike, entropija svemira uvijek raste ili ostaje konstantna, što znači da se svemir stalno približava stanju maksimalne entropije. Pitanje je na koji će se način sustav približiti ravnoteži?

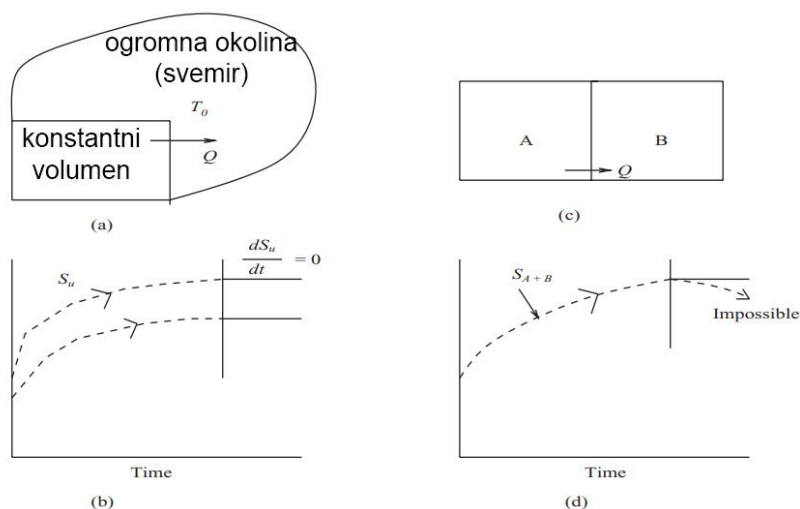
$$s(t) - s_0 \geq 0 \quad (4.1)$$

gdje je $s(t)$ trenutna entropija. Njena varijacija s vremenom prikazana je na slici 4.1. Jednadžba 4.1 nam govori da razlika entropija može samo rasti (nepovrativa promjena) ili biti jednaka nuli (povrativa promjena). Međutim, hoće li to biti neograničeno povećanje? Slika 4.1 nam pokazuje da će u određenim vremenima promjena entropije biti pozitivna ali nakon nekog vremena kako sustav teži stanju ravnoteže veličina promjene težiti će ka nuli. Drugim riječima, u tom stanju, $ds/dt = 0$ kaže se da je postignuto stanje ravnoteže. Nadalje, jednadžba 4.1 također nam govori da pristup ravnoteži nikada ne može biti kao što je prikazano na slici 4.1. To jest, za izolirani sustav, smanjenje entropije ispod s_0 je nemoguće.



Slika 4.1 Prikaz stabilnosti sustava pomoću entropije [9]

Vrlo veliki sustavi (okolina) nazivaju se rezervoarima u termodinamici. Kada razmatramo sustav konstantnog volumena koji razmjenjuje toplinu Q s vrlo velikom okolinom koja ima temperaturu T_0 (slika 4.2). Razmjena toplote s rezervoarom ne mijenja temperaturu rezervoara T_0 . Dakle, okolina će ostati na temperaturi T_0 tijekom procesa. S obzirom da je sustav konstantnog volumena, ne dolazi do interakcije s okolinom u obliku rada. Stanje sustava karakterizirano je njegovom temperaturom T_{sys} . Neka je temperatura sustava $T_{\text{sys}} < T_0$.



Slika 4.2 Primjer stabilnosti pomoću predaje toplote tijela A i B [9]

Tada će prijenos topline biti od okoline prema sustavu i nastaviti će se sve dok T_{sys} ne postane jednak temperaturi okoline.

$$ds_u = ds_{sys} + ds_{okolina} \quad (4.2)$$

Iz drugog stavka termodinamike uz matematičke manipulacije možemo dobiti

$$\frac{ds_u}{dt} = \left| \frac{dq}{dt} \right| * \left(\frac{T_0 - T_{sys}}{T_0 * T_{sys}} \right) \geq 0 \quad (4.3)$$

Jednadžba 4.3 tvrdi da će entropija svemira (tj. sustava + okoline) nastaviti rasti s vremenom jer je temperatura okolike veća od temperature sistema u svim trenucima. Toplina će se smanjivati kako se temperatura sistema približava temperaturi okoline, i konačno će doseći nulu kada temperatura sistema postane jednaka temperaturi okoline. Prijenos topline događa se spontano jer tijelo želi biti u ravnoteži sa sustavom. Kada su temperature okoline i sistema jednake i nema prijenosa topline onda promjena ukupne entropije sustava iznosi nula. Svemir sada postiže termalnu ravnotežu te ukupna entropija sustava ostaje jednaka nuli do poremećaja uvjeta sistema.

Postoji i drugi scenarij kada razmotrimo dva sustava A i B koji su u kontaktu jedan s drugim. Postavit ćemo ih na način da (A + B) budu u ravnoteži tako da temperatura tijela A, B je jednaka

$$T_A = T_B = T_{AB}$$

Pretpostavimo da se slučajno dogodi prijenos topline dQ od B prema A. Kao rezultat toga, temperature sustava će biti

$$T_B = T_{AB} - dT ; T_A = T_{AB} + dT$$

Slično jednadžbi broj 4.2 ubacivanjem drugog Stavka i matematičkim manipulacijama dobit ćemo:

$$ds_{AB} = -2 * dQ * \frac{dT}{T_{AB}^2} < 0 ; dT \ll T_{AB} \quad (4.4)$$

Prema jednadžbi 4.4 ovaj rezultat je očigledno apsurdan. Govori nam da između sustava u termalnoj ravnoteži ne može se dogoditi spontani prijenos topline, što znači da entropija svemira ne može opadati nakon postizanja ravnoteže. Drugi način izražavanja prethodne činjenice je da čak i ako bi se ovaj scenarij dogodio slučajno, sustav će se brzo vratiti na promjenu ukupne entropije koja je jednaka nuli. Stoga, nakon što je ravnoteža postignuta, možemo reći da su sustavi A i B u stabilnoj ravnoteži. Prethodno dobiveni rezultati za sustav konstantnog volumena mogu se generalizirati na sljedeći način

$$ds_u > 0 ; \text{spontana promjena}$$

$$ds_u = ; \text{stanje ravnoteze}$$

$$ds_u < ; \text{stabilna ravnoteza}$$

Spontan proces je onaj koji se događa sam od sebe, bez potrebe za vanjskom energijom ili intervencijom. Proces će biti spontan ako ukupna promjena entropije svemira bude pozitivna.

To znači da se entropija svemira povećava tijekom spontanog procesa. Ako je promjena entropije negativna ili nula, proces neće biti spontan, odnosno neće se odvijati sam od sebe.

Ovaj postupak također se može koristiti za određivanje spontanosti kemijskih reakcija, uključujući izgaranja. Korištenje entropije za izračun kemijskih reakcija može biti nezgodno jer je entropija apstraktan koncept i teško ju je mjeriti. S druge strane, gibbsova energija je funkcija koja ovisi o temperaturi i tlaku, što omogućuje njeno jednostavno mjerenje.

Kombiniranjem prvog i drugog zakona termodinamike dobijemo:

$$du = T * ds - p * dv' \quad (4.5)$$

Entalpija je poznata:

$$dh = du + dp * v' + p * dv' \quad (4.6)$$

Ubacivanjem jednadžbe 4.6 u jednadžbu 4.5 dobijemo:

$$dh = T * ds + v' * dp \quad (4.7)$$

Što zapravo nazivamo gibbsovom energijom te jednadžba 4.7 glasi:

$$dg = T * ds + v' * dp \quad (4.8)$$

U termodinamici, kemijske reakcije se proučavaju pod uvjetima konstantne temperature i tlaka. Nadalje, pretpostavlja se da temperature i tlakovi sustava i okoline ostaju isti u svakom trenutku tijekom reakcije. Stoga korištenjem termodinamičkih formula gibbsova energija dobija sljedeći oblik:

$$g = g^0(p_{\text{ref}}, T) + \mathfrak{R} * T * \ln\left(\frac{p}{p_{\text{ref}}}\right)$$

Gdje je $g^0(p_{\text{ref}}, T)$ vrijednost gibbsove energije za referentni tlak koj se uzima kao 101325 paskala. Gibbsova energija za mješavinu ispušnih plinova glasiće.

$$dg|_{p,T} = \sum_j \left(g_j^0(p_{\text{ref}}, T) + \mathfrak{R} * T * \ln\left(\frac{p_j}{p_{\text{ref}}}\right) \right)$$

Ako je promjena gibbsove energije negativna, reakcija je spontana, što znači da će se reakcija odvijati bez potrebe za dodatnom vanjskom energijom. To implicira da kemijska reakcija još uvijek nije u ravnoteži, tj. da se očekivani finalni produkti još nisu u potpunosti formirali. Kada promjena gibbsove energije teži prema nuli, možemo sa velikom sigurnošću reći da su očekivani produkti formirani i da je kemijska reakcija dostigla ravnotežu. Ovo svojstvo čini gibbsovu energiju praktičnijim i intuitivnijim alatom za kemijske i termodinamičke proračune.

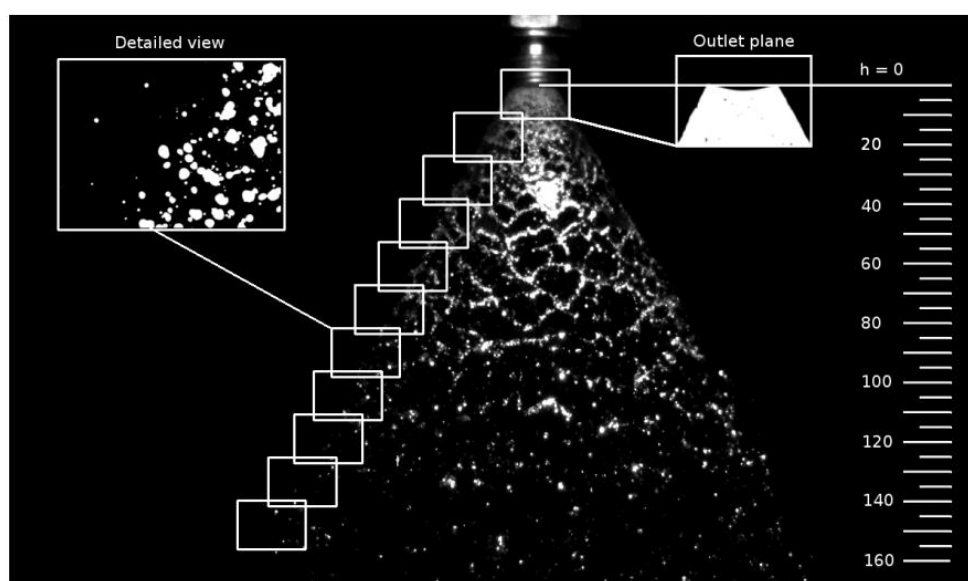
Pomoću eksperimentalno dobivenih koeficijenata iz laboratorija NASA-e [7], koji računaju termodinamička svojstva molekula. Iterativnom metodom koristeći gibbsovu energiju, moguće je odrediti svojstva produkta izgaranja kao što su kompozicija, adijabatska temperatura izgaranja, plinska konstanta itd. Uvjet za postizanje kemijske ravnoteže je da dizajn komore za izgaranje mora omogućiti razvoj produkta do stanja kemijske ravnoteže.

Budući da nije bilo vremena za izradu programa za izračun kemijske ravnoteže, u daljnjem radu korišten je NASA-in CEARUN program i Pythonova biblioteka pod nazivom Cantera, koja je jedna od vodećih biblioteka za rješavanje problema vezanih uz kemijske reakcije i izgaranje.

4.1. Komora izgaranja

Adijabatska temperatura izgaranja može se dobiti i putem kemijske kinetike. Potreba za uključivanjem kemijske kinetike proizlazi iz potrebe za izračunom duljine komore, koja ovisi o vremenima miješanja, hlapljenja i potpunog izgaranja smjesa. Vremena miješanja i hlapljenja ovise o vrsti injektora, a prvenstveno o razlici tlakova u injektoru. Veća razlika tlakova poboljšava proces evaporacije i miješanja. Da bismo odredili vremena ishlapljivanja i miješanja, potrebno je provesti testove hladnog toka kako bismo ta vremena točno utvrdili. Alternativno, moguće je provesti CFD analize koje mogu pružiti uvid u vrijeme miješanja i hlapljenja. Međutim, rizik kod CFD simulacija je taj što njihova valjanost mora biti potvrđena stvarnim testovima kako bi rezultati bili pouzdani.

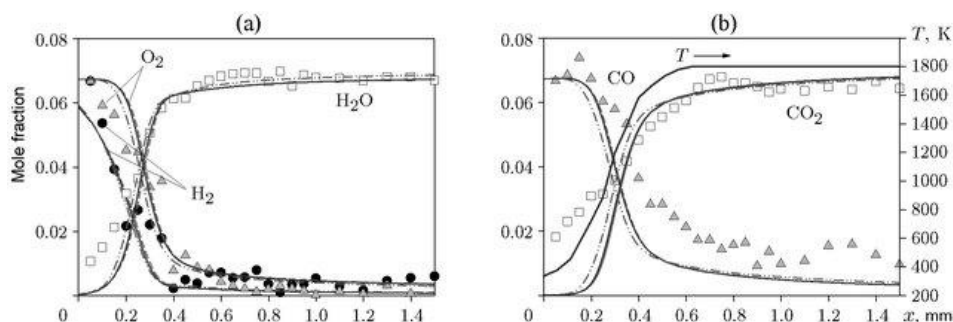
Budući da je prethodno odabran pintle injektor, njegova prosječna udaljenost miješanja prema eksperimentalnim podacima je između 50mm i 130mm (slika 4.3) zavisno o padu tlaka u injektoru. Korištenjem brzine strujanja fluida iz injektora i prosječne dužine miješanja i evaporizacije možemo dobiti vrijeme potrebno za miješanje i evaporizaciju [6]. Ovaj broj je znatno manji kada se radi o testovima izgaranja iz razloga sto pintle injector stvara vruće cirkulacijske zone koje dodatno griju plinova te ubrzavaju proces evaporizacije. Vrijeme



Slika 4.3 Atomizacija i miješanje pintle injektora [6]

sagorijevanja je izračunato korištenjem Python modula Cantera. Pomoću kemijske kinetike program izračunava brzinu kemijske reakcije između goriva i oksidansa uz minimizaciju volumena komore. Cilj ovog koda je pronaći minimalnu zapreminu komore koja omogućava sagorijevanje reaktanata kako bi se postigla željena temperatura plinova.

U slici 4.4 možemo vidjeti brzinu pretvaranja reaktanata u produkte. Ta brzina najviše ovisi o tlaku pri kojem se reakcija odvija. Ukoliko je tlak veći, ove krivulje će biti strmije, što znači



Slika 4.4 Grafički prikaz brzine odvijanja kemijskih reakcija [9]

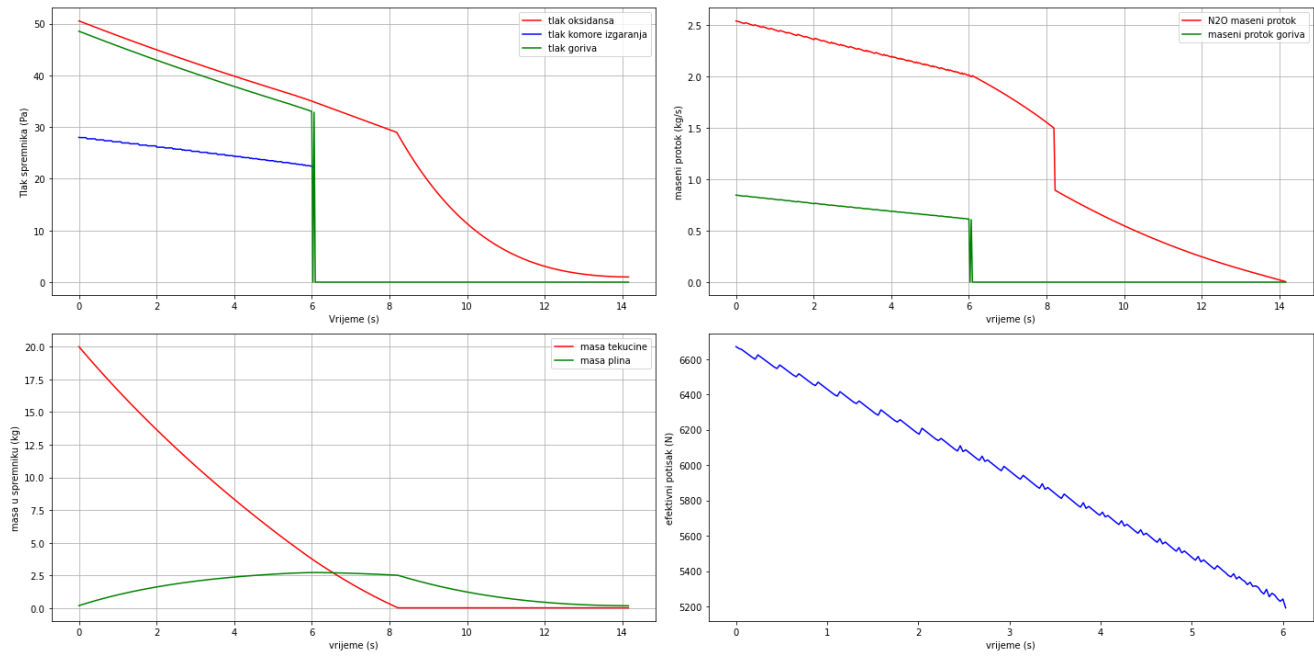
da će se reaktanti pretvoriti u produkte u manjem vremenskom intervalu. Iz slike možemo zaključiti da je za postizanje potpunog stanja ravnoteže potrebno značajno vrijeme. Zbog toga ukoliko je nagib ovih krivulja manji od 10%, sagorijevanje smatra dovedenim u stanje ravnoteže, kako bi se minimizirao volumen komore.

Kada se dobiju sva vremena potrebna za dizajniranje komore izgaranja prema jednadžbi 2.19 moguće je dobiti karakterističnu veličinu komore koja bi trebala biti u skladu sa eksperimentalnim podacima.

4.2. Modeliranje izgaranja raketnog motora

S poznatim tlakom sagorijevanja i temperaturom sagorijevanja, koji su ključni za postizanje željenog potiska, moguće je prema jednadžbi 3.7 izračunati maseni protok. Na temelju ovog masenog protoka moguće je dizajnirati inicijalnu idealnu mlaznicu. Međutim, kako se tlak u spremnicima smanjuje zbog isparavanja, odnosno hlađenja tekućine, dolazi do smanjenja masenog protoka. Ova promjena uzrokuje varijacije tlakova u injektoru kao i u komori za sagorijevanje, što rezultira smanjenjem sile potiska.

Prema navedenoj teoriji i odabranim dizajnerskim karakteristikama, simulirani podaci razvijeni u Pythonu (prilog 1) prikazani su na slici 4.5 i pružaju uvid u dinamiku smanjenja ovih varijabli. Na gornjim grafikonima možemo pratiti kako se tlak oksidansa, komore i goriva mijenja tijekom vremena sa opadanjem masenog toka. U donjim grafikonima vidimo kako se smanjuje masa tekuće i plinovite faze u spremnicima, kao i promjenu potiska raketnog motora kroz vrijeme.



Slika 4.5 Prikaz performansi dizajniranog raketnog motora pomoću python programa

5. CFD ANALIZA RAKETNOG MOTORA

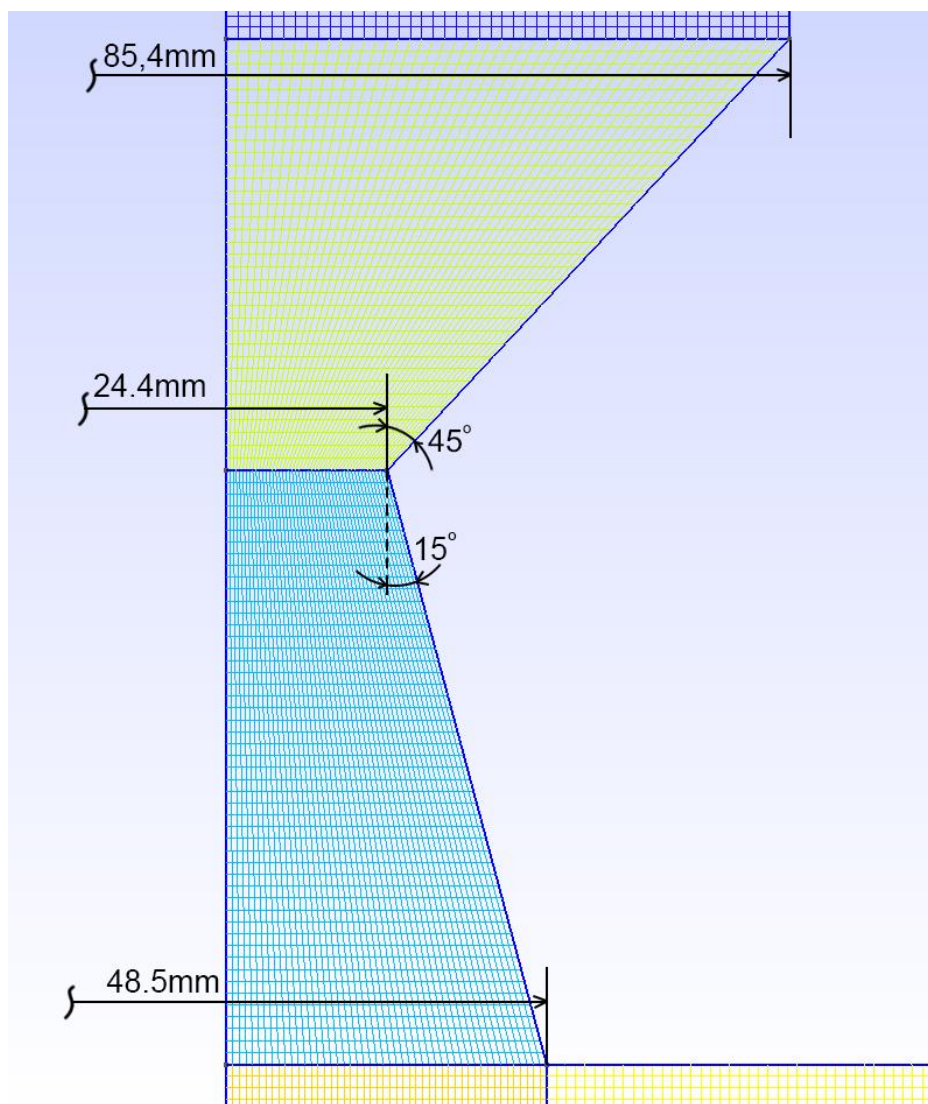
U ovom poglavlju razmotrit ćemo detaljnu numeričku analizu raketnog motora koristeći računalnu dinamiku fluida (CFD). CFD analiza omogućava razumijevanje složenih fenomena unutar komore za sagorijevanje, mlaznice i cijelog raketnog motora, što uključuje turbulentno strujanje, miješanje reaktanata i sagorijevanje. Korištenjem CFD alata možemo precizno modelirati strujanje plinova, prijenos topline i kemijske reakcije koje se odvijaju unutar motora. Ovi alati omogućuju simulaciju stvarnih uvjeta rada motora, pružajući dubinski uvid u distribuciju tlaka, temperature i brzine unutar komore i mlaznice. Na temelju dobivenih rezultata, moguće je identificirati ključna područja za poboljšanje performansi, kao što su optimizacija oblika mlaznice ili poboljšanje učinkovitosti sagorijevanja. CFD analiza također pomaže u predviđanju mogućih problema poput pregrijavanja ili neefikasnog sagorijevanja, omogućavajući rano otkrivanje i rješavanje tih problema u fazi dizajna. Korištenjem ovih naprednih simulacijskih tehnika, inženjeri mogu značajno smanjiti potrebu za skupim eksperimentalnim testiranjima, čime se ubrzava razvoj i smanjuju troškovi proizvodnje raketnih motora. Svaki test raketnog motora može koštati između 1 i 5 milijuna dolara, ovisno o složenosti i veličini motora te uvjetima testiranja. Tvrtke koje proizvode raketne motore često troše desetke milijuna dolara godišnje na fizička testiranja kako bi osigurale da njihovi motori ispunjavaju potrebne performanse i sigurnosne standarde. Primjenom CFD analiza, moguće je smanjiti broj potrebnih fizičkih testova za 50% ili više, što može rezultirati uštedama od nekoliko milijuna dolara godišnje. Osim smanjenja troškova, CFD simulacije omogućuju brže iteracije dizajna, jer se promjene mogu testirati i analizirati virtualno u roku od nekoliko sati ili dana, za razliku od tjedana ili mjeseci potrebnih za pripremu i izvođenje fizičkih testova. Na primjer, ako se tvrtka oslanja na CFD analize za optimizaciju dizajna i predviđanje performansi, može smanjiti broj fizičkih testova sa deset na pet, što bi moglo rezultirati uštedama od 5 do 25 milijuna dolara godišnje, ovisno o specifičnim troškovima svakog testa. Ove uštede omogućuju preusmjerenje sredstava u daljnje istraživanje i razvoj, što može dovesti do još inovativnijih i učinkovitijih raketnih motora.

5.1. GMSH kod i mreža za simulacije

Gmsh je besplatni program za generiranje geometrije koji omogućava stvaranje visokokvalitetnih mreža potrebnih za precizne CFD analize te iz tog razloga odabran je kao softver za tu svrhu. Generacija geometrije i mreže provodi se putem Python modula Gmsha. Gmsh se pokazao korisnim alatom za ovakve simulacije zbog svoje sposobnosti brzih iterativnih promjena u dizajnu. Također je upotrijebljen za optimizaciju dizajna provođenjem velikog broja simulacija u slučaju kada je potrebno optimizirati dizajn, simulacija provodi analizu kako bi se utvrdio najbolji oblik geometrije.

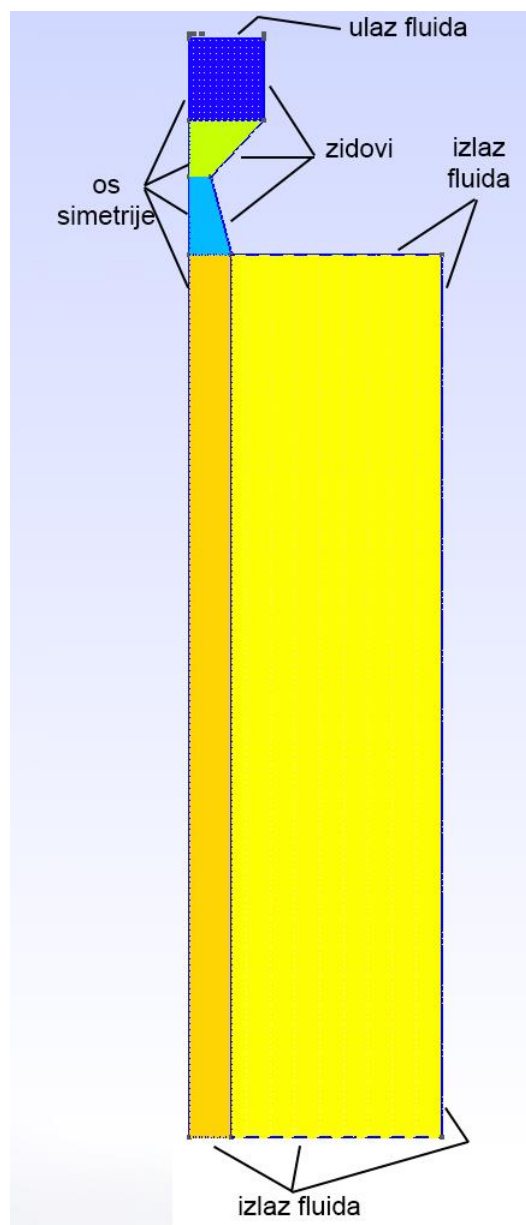
Budući da su resursi ograničeni, simulacije su provedene na 2D osno-simetričnoj geometriji. Prvo je potrebno definirati točke geometrije koje su izračunate prethodnim postupcima. Te točke se zatim povezuju linijama i zatvaraju kako bi se formirale površine. Nakon što je geometrija definirana, slijedi stvaranje mreže. Svaka površina može imati svoju gustoću mreže, koja se određuje specificiranjem gustoće svake linije. Gustoća mreže može varirati prema potrebama simulacije, omogućujući detaljnu analizu strujanja fluida u različitim dijelovima

geometrije. Nakon generiranja mreže, površine s mrežama mogu se ekstrudirati kako bi se stvorila 3D geometrija, što je potrebno za daljnje simulacije. U OpenFOAM-u, 3D geometrija se može transformirati u 2D geometriju koristeći posebne funkcije koje omogućuju simuliranje osno-simetričnih tokova kako bi se povećala efikasnost računanja i smanjila potreba za korištenjem super računala pri računanju ovakvih simulacija.



Slika 5.1 Prikaz gustoće mreže i 2D geometrije mlaznice

Konačan korak prilagodbe geometrije za simulacije u OpenFOAM-u je definiranje rubnih uvjeta. Rubni uvjeti određuju ponašanje fluida na zidovima geometrijskih modela. Oni su ključni jer precizno definiraju interakciju fluida s zidovima kreirane geometrije. Primjerice, rubni uvjeti za simulaciju toka mlaznice raketnog motora uključuju: ulaz fluida (eng. inlet), zidovi mlaznice (eng. walls), aksijalna os (eng. axis) i izlaz u atmosferu (eng. outlet). Definiranje ovih rubnih uvjeta ključno je za precizno modeliranje stvarnih uvjeta rada motora i evaluaciju performansi.



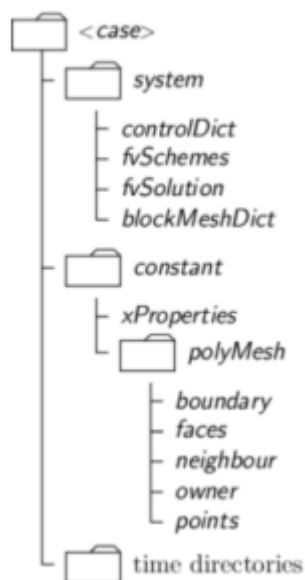
Slika 5.2 Prikaz domene i rubnih uvjeta za ulazak u simulaciju

5.2. Princip rada OpenFOAM-a i odabir rješavača

OpenFOAM je sveobuhvatan CFD softverski paket koji je razvio OpenCFD Ltd 2004. godine. OpenFOAM se koristi za simuliranje širokog spektra aplikacija, uključujući strujanje fluida koja uključuju turbulenciju, kemijske reakcije i prijenos topline. Glavne prednosti OpenFOAM-a u odnosu na druge CFD softvere su da je besplatan i otvorenog koda. Zbog toga privlači sve veći interes kako iz industrije tako i iz akademskih institucija. OpenFOAM rješavači se redovito testiraju i poboljšavaju, a mnogi korisni testni slučajevi dostupni su u primjerima. Verzija OpenFOAM-a korištena je OpenFOAM-v2312. OpenFOAM je uglavnom skup C++ biblioteka koja se koristi za kreiranje izvršnih datoteka. Izvršne datoteke, poznate kao aplikacije, podijeljene su na rješavače (solvere) i alate. Rješavači su dizajnirani za rješavanje specifičnog problema, dok su alati dizajnirani za obavljanje zadataka koji uključuju

manipulaciju podacima. Riješavači i alati mogu biti potpuno razvijeni od strane korisnika, ali u većini slučajeva koristi se već implementirani riješavač uz neke manje modifikacije.

Da bi se problem riješio koristeći OpenFOAM, potrebno je kreirati direktorij (case directory), koji mora sadržavati minimalni broj datoteka kako bi aplikacija mogla raditi. Minimalne datoteke koje direktorij slučaja mora sadržavati prikazane na slici 5.3.



Slika 5.3 Prikaz organizacije OpenFOAM datoteka

system: Ovaj direktorij sadrži parametre povezane s postupkom rješenja, uključujući početno/konačno vrijeme, vremenski korak, sheme diskretizacije i tolerancije.

constant: Ovaj direktorij sadrži nekoliko datoteka koje opisuju svojstva strujanja, puni opis mreže u poddirektoriju polyMesh. Poddirektorij polyMesh se automatski generira kada se mreža kreira. U datoteci turbulenceProperties odabiru se modeli turbulencije, a isto vrijedi i za modele zračenja ili izgaranja.

time directories: Svaki direktorij vremena sadrži nekoliko datoteka podataka za određena polja. Ime direktorija odgovara vremenu simulacije. Na primjer, 0 direktorij vremena se obično koristi za specificiranje početnih polja i rubnih uvjeta. Međutim, slučaj ne mora započeti u vremenu $t = 0$ i rubni uvjeti mogu biti specificirani u bilo kojem trenutku.

Rješavač koj je odabran za problematiku rješavanja ovog problema je sonicFoam. Rješavač je temeljen na tlaku, dizajniran za prijelazne simulacije stlačivog strujanja. Rukuje laminarnim i turbulentnim, jednofaznim strujanjima i rješava jednadžbu energije. Režim strujanja za ovaj riješavač su podzvučna i nadzvučna strujanja. Precizno predviđa udarne valove i fenomene prijenosa topline. Osim za proučavanje mlaznih motora i pogonskih sustava, može se koristiti za modeliranje eksplozija i udarnih valova, strujanja u ventilima i otvorima, izmjenjivača topline i sustava hlađenja.

Za turbulentni način strujanja potrebno je definirati inicijalnih vrijednosti izračunati vrijednosti turbulentne kinetičke energije (k) i disipacije turbulencije (ϵ). Te vrijednosti su ključne za postavljanje turbulentnog modela. U ovom radu korišten je RAS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) model, specifično k - ϵ model turbulencije. Ovaj model je široko prihvaćen u industriji zbog svoje jednostavnosti i robusnosti u simuliranju različitih vrsta strujanja, uključujući turbulentna. Slika 5.4 prikazuje kalkulator putem kojeg je moguće izračunati vrijednosti k i ϵ . Odabrana metoda izračuna temelji se na omjeru eddy viskoznosti, brzine strujanja i intenziteta turbulencije. Za brzinu strujanja (U_∞) odabrana je prosječna brzina u mlaznici, koja iznosi približno 1000 m/s. Omjer eddy viskoznosti (μ_t / μ) odabran je na temelju iskustvenih podataka za turbulentno strujanje koje iznosi između 100 i 1000. Na isti način, intenzitet turbulencije (Tu) je odabran u rasponu od 5% do 10% za turbulentno strujanje.

Koristeći ove ulazne parametre, kalkulator izračunava vrijednosti turbulentne kinetičke energije (k) i disipacije turbulencije (ϵ) koje su neophodne za inicijalizaciju RAS k - ϵ modela u simulaciji [8].

Freestream velocity	U_∞	1000	m/s
Turbulence kinetic energy	k	8437.5	m^2/s^2
Turbulence dissipation	ϵ	110469423.4913793	m^2/s^3
Specific turbulence dissipation	ω	145474.13793103446	1/s
Turbulence intensity	Tu	7.5	%
Turbulence length scale	Tu_L		m
Kinematic viscosity	ν	5.8e-05	m^2/s^*
Eddy viscosity ratio	μ_t/μ	1000	[]

Slika 5.4 k - ϵ kalkulator [8]

Popis regija s različitim rubnim uvjetima:

Wedge (klin), budući da je slučaj osno-simetričan, rubni uvjet za klin mora biti primijenjen na obje strane domene.

Zidovi (wall) su fiksirani i smatramo da postoji rubni uvjet bez klizanja (no slip), što znači da fiksiramo brzinu zida na nulu. Također se smatra da fluid ne može prolaziti kroz zid, što je poznato kao uvjet bez penetracije. Nadalje, smatrat će se da su zidovi adijabatski. Ovo je pretpostavka jer zidovi do određene mjere provode toplinu, ali to nećemo uzeti u obzir. Matematički, činjenica da nema toka topline ili vrsta kroz zid izražava se postavljanjem gradijenta na nulu. Da sumiramo, rubni uvjeti na zidovima su sljedeći:

- U: tip noSlip;
- P, T: tip zeroGradient;

- nut: tip nutkWallFunction; vrijednost uniform 0;
- k: tip kqRWallFunction; vrijednost uniform 8437;
- epsilon: tip epsilonWallFunction; vrijednost uniform 110469423;
- alphas: tip compressible::alphatWallFunction; vrijednost uniform 0;

Ulaz (inlet) konstantna vrijednost ubrizgavanja od 22m/s koristi se kao brzina fluida na ulazu u mlaznicu dobivena iz python programa. Stoga su rubni uvjeti na ulazu:

- U: tip fixedValue; uniform (0 0 44);
- T: tip fixedValue; uniform 1788;
- P: tip fixedValue; uniform 2800000;
- nut, alphas: tip calculated; uniform 0;
- k: tip fixedValue; uniform 8437;
- epsilon: tip fixedValue; uniform 110469423;

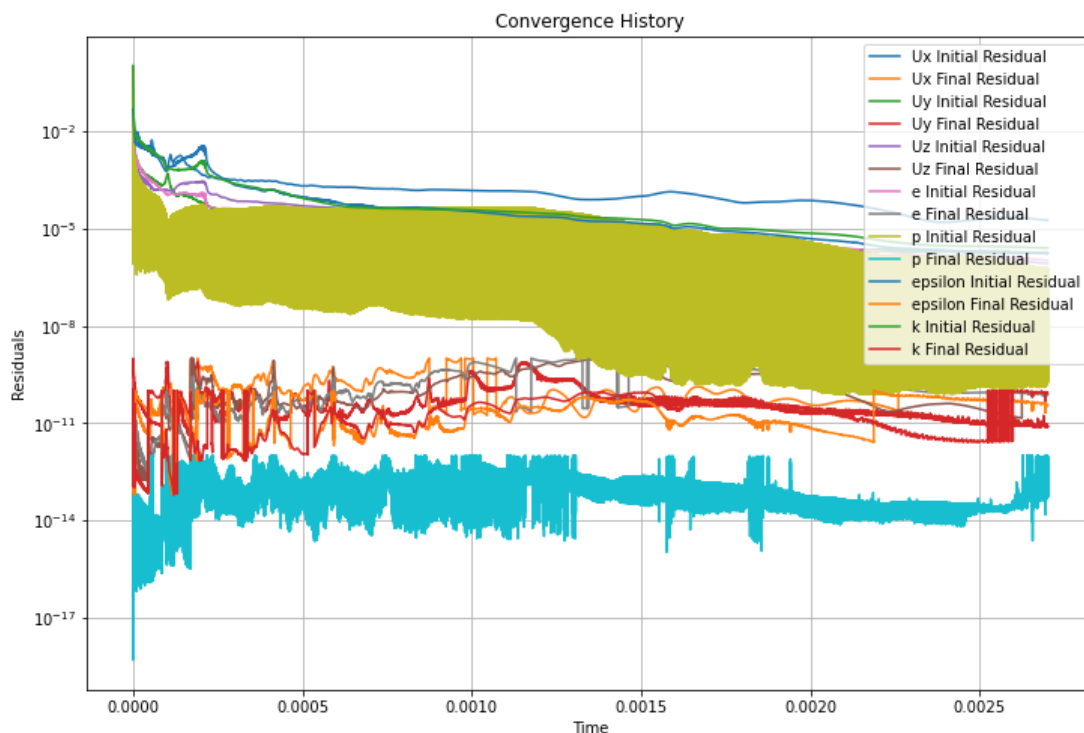
Izlaz (outlet), tok se ubrzava na suženju mlaznice i očekuju se supersonične brzine. Stoga se mora implementirati rubni uvjet bez refleksije. Imajući to na umu, odabran je rubni uvjet waveTransmissive. Ovaj rubni uvjet uspostavlja vrijednost polja tlaka daleko od stvarne granice. Pretpostavljamo da 10 m od izlaza već imamo $p_0 = 1$ bar. Rubni uvjet waveTransmissive za tlak mora se koristiti zajedno s uvjetom nultog gradijenta za brzinu. Stoga su rubni uvjeti na izlazu:

- U: tip pressureInletOutletVelocity; uniform (0 0 0);
- T: tip fixedValue; uniform 300;
- P: tip waveTransmissive; gamma 1.4; fieldInf 101325; lInf 10;
- Nut, alphas: tip calculated; uniform 0;
- k: tip inletOutlet; uniform 8437;
- epsilon: tip inletOutlet; uniform 110469423;

Simulacije su izvedene na Ryzen 7 2700x procesoru koj se sastoji od 8 jezgara. Da bi se resursi učinkovito iskoristili, potrebno je paralelizirati proces računanja. Za podjelu domena, datoteka system/decomposeParDict je morala biti uključena. Računanje simulacije trajalo je 26094 sekundi sto iznosi otprilike 7 sati i 30 minuta.

5.3. Rezultati simulacije

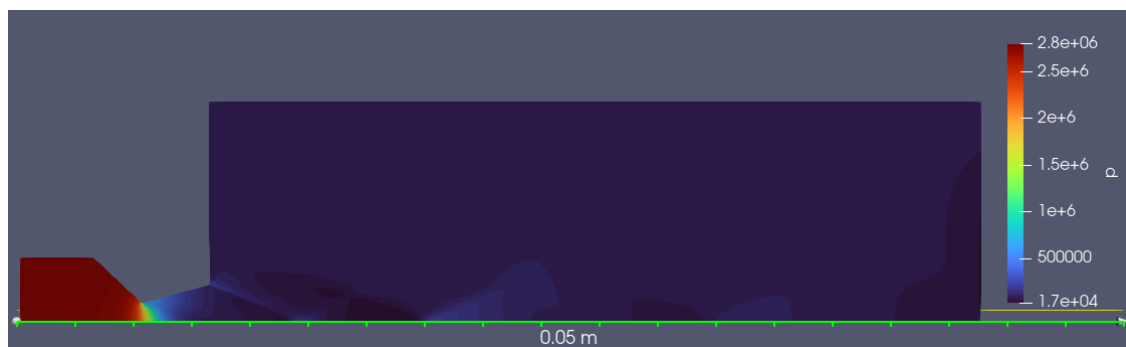
Prvi korak je prikazati veličine na izlazu kako bi se vidjelo je li postignuto stanje konvergencije. Grafovi su jednostavan način za utvrđivanje postizanja stanja konvergencije jer su veličine u tom stanju stabilizirane. Prema grafovima, može se vidjeti da brzine i tlakovi još uvijek nisu postigli konvergenciju ali su blizu tog stanja. Može se primijetiti da su oscilacije posebno velike u slučaju računanja tlakova.



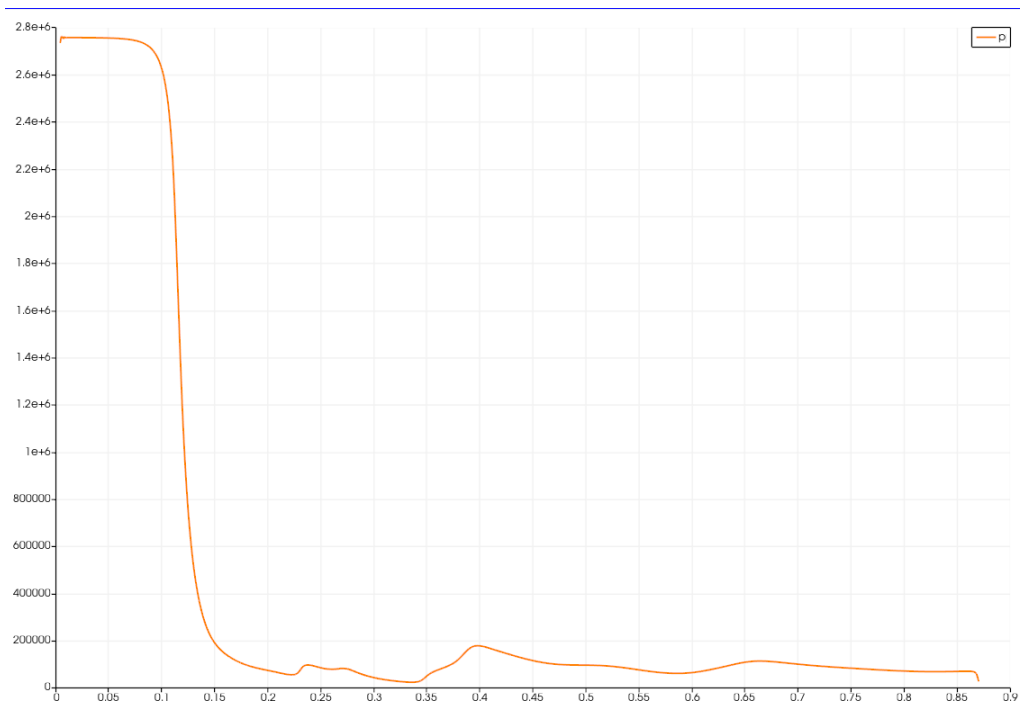
Slika 5.5 Konvergencija rezultata simulacije

ParaView je alat za post procesiranje koji dolazi uz OpenFOAM. ParaView omogućuje vizualizaciju različitih polja u domeni i generiranje animacija evolucije toka.

Slika 5.6 vizualizira polje tlakova u domeni. Može se uočiti da je u komori izgaranja najveći tlak te se taj tlak smanjuje tokom fluida kroz mlaznicu. Na izlazu iz mlaznice vidljivi su aerodinamički fenomeni koji se pojavljuju usred ne optimizirane mlaznice. Slika 5.7 grafički opisuje pad tlaka uzduž osno simetrične osi domene.

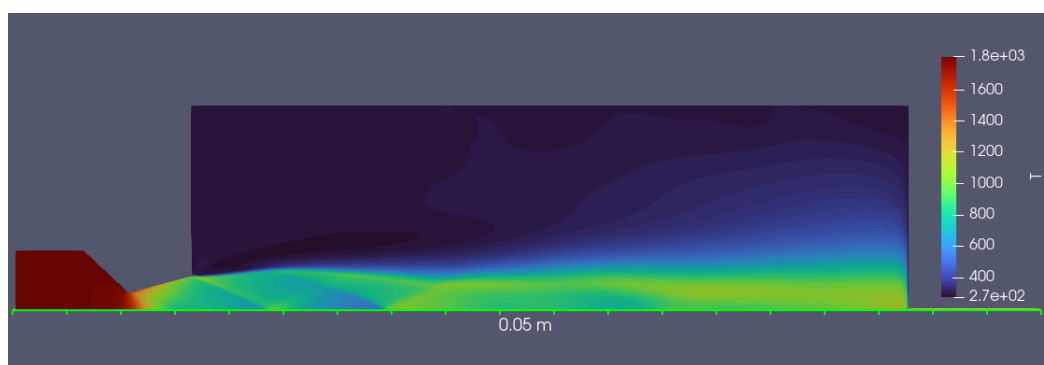


Slika 5.6 Distribucija tlakova u domeni

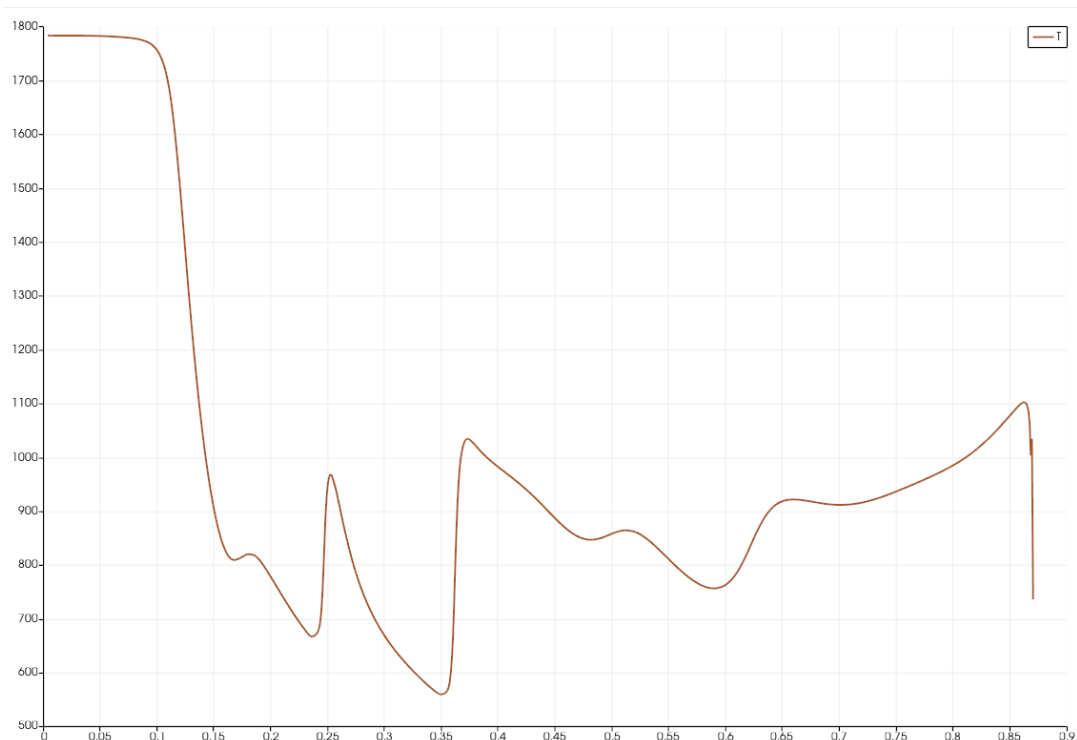


Slika 5.7 Grafički prikaz tlaka po osi domene

Slika 5.8 vizualizira raspodjelu temperatura kroz domenu dok slika grafički opisuje pad tlaka uzduž osno simetrične osi domene. Iz grafa možemo uočiti da u dijelu mlaznice gdje se smanjuje promjer, ne smanjuje se značajno i temperatura, već temperatura značajno počinje padati nakon što fluid dođe u stanje gušenja u grlu mlaznice i ostvari brzinu od mahovog broja jednakom jedan

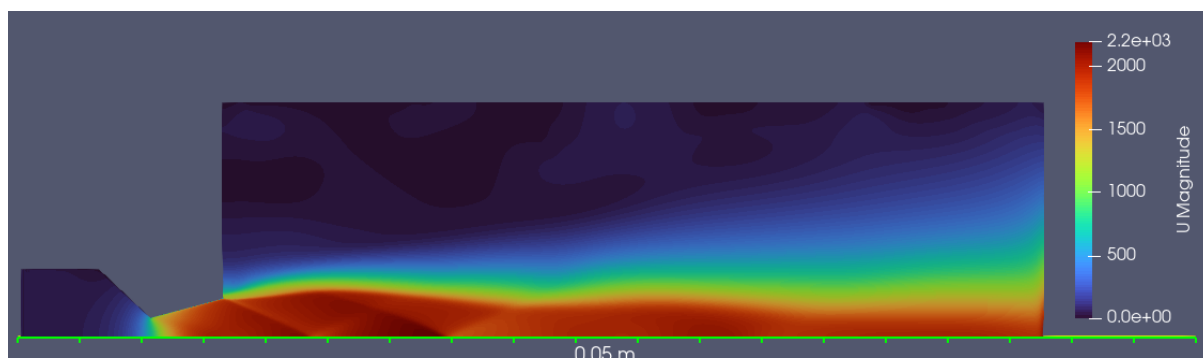


Slika 5.8 Distribucija temperatura u domeni



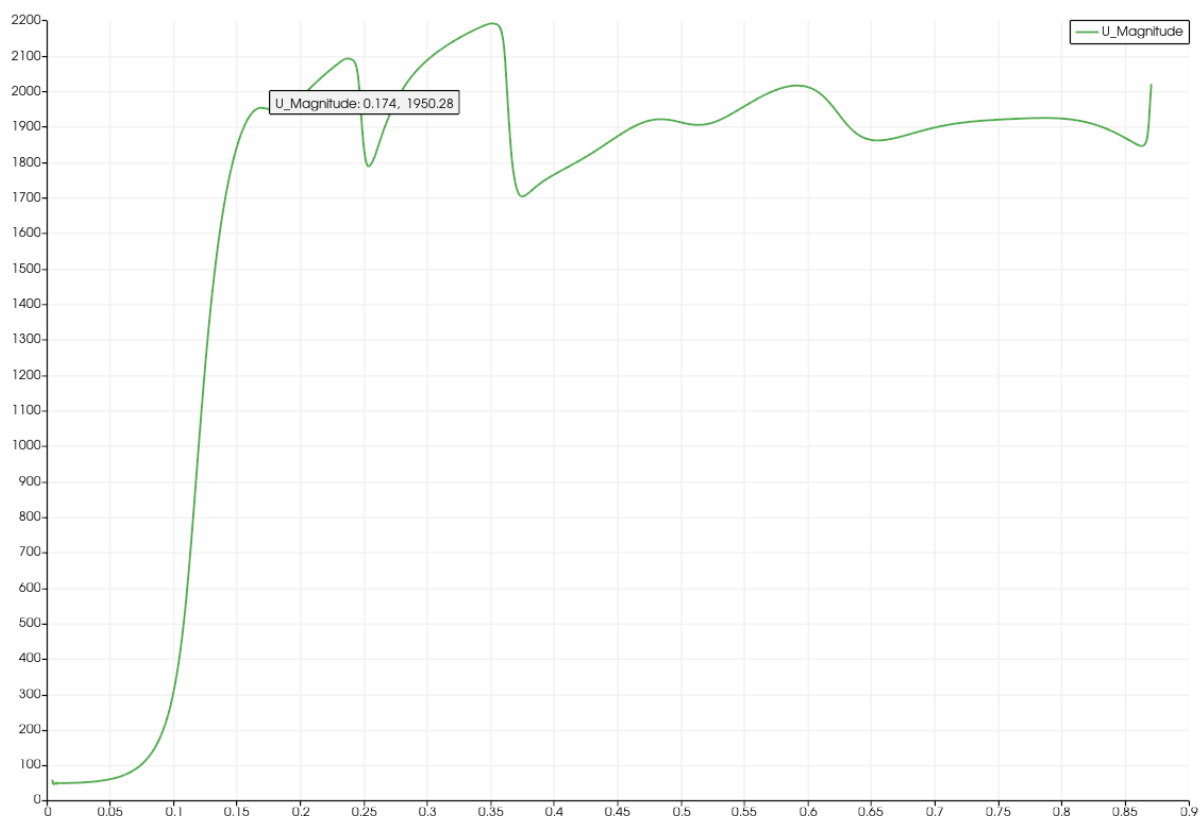
Slika 5.9 Grafički prikaz temperatura po osi domene

Slika vizualizira raspodjelu brzina kroz domenu dok slika grafički opisuje graf brzine uzduž osno simetrične osi domene. Iz slike se može vidjeti rapidno ubrzavanje fluida u mlaznici kao i velika disipaciju brzine u okolinu koja smanjuje efektivni potisak raketnog motora. Također, na ovoj vizualizaciji se najdetaljnije mogu istaknuti aerodinamički fenomeni koji se događaju u mlazu ispušnih plinova raketnog motora, a najizraženiji su mahovi dijamanti. Ovaj fenomen je rezultat periodičnog kompresijskog i ekspanzijskog sudara valova unutar mlaza. Kada plinovi istječu iz mlaznice, oni se šire i ubrzavaju do nadzvučnih brzina, stvarajući šok valove koji stlačuju i zagrijavaju plinove, što rezultira svijetlim prugama. Između tih kompresijskih zona dolazi do ekspanzije plinova, što uzrokuje tamnije pruge. Prisutnost i izgled mahovih dijamanta može ukazivati na efikasnost mlaznice i kvalitetu izgaranja goriva.



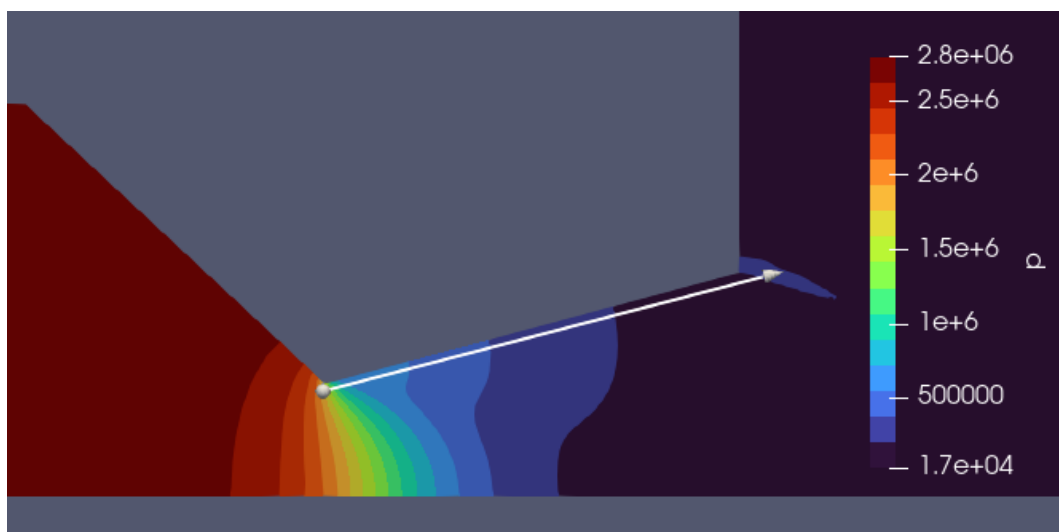
Slika 5.10 Distribucija brzina u domeni

Iz grafa možemo očitati efektivnu izlaznu brzinu iz mlaznice koja iznosi 1950m/s koja je 0.008% manja od teoretske efektivne brzine.



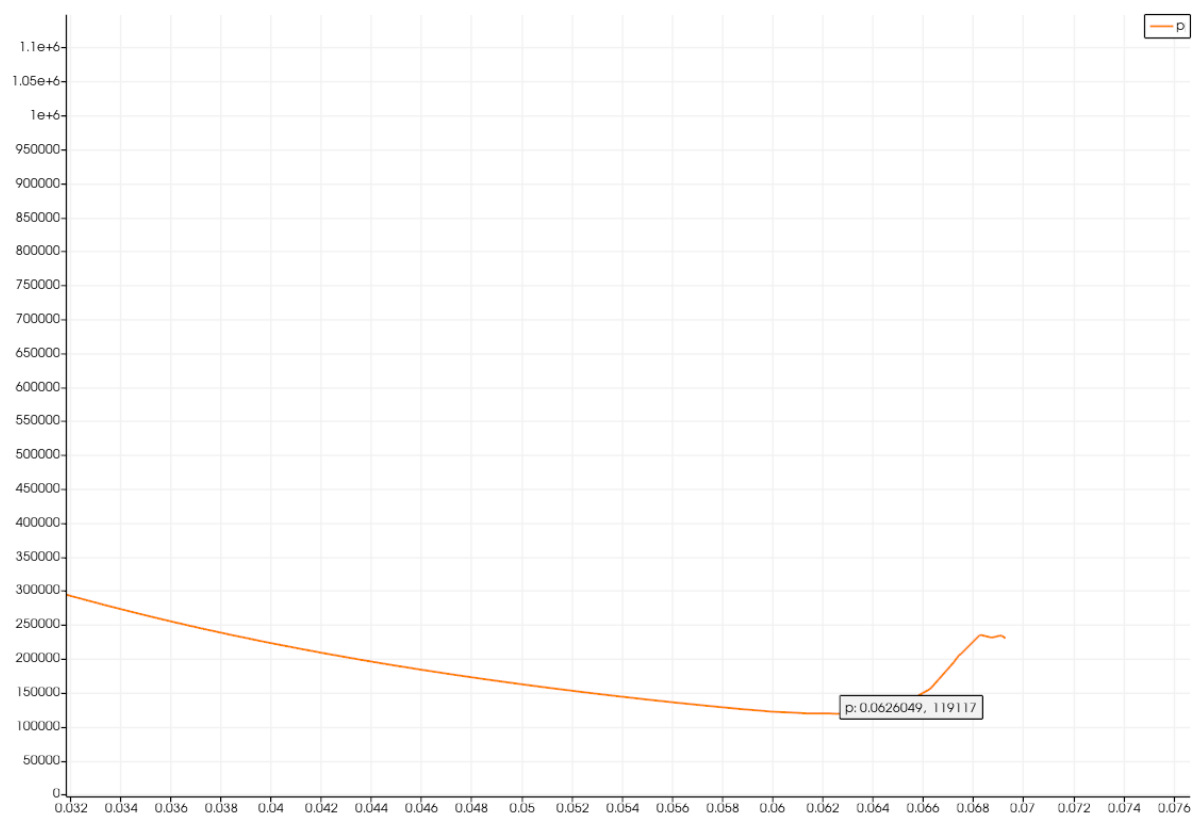
Slika 5.11 Grafički prikaz brzina po osi domene

U slici broj 5.12 i slici broj 5.13 prikazan je tlak fluida u blizini zida divergentnog dijela mlaznice, zbog neravnomjernog rasporeda tlakova po poprečnom presjeku u divergentnom dijelu mlaznice, pretpostavlja se da dolazi do odvajanja fluida od zidova uslijed specifične geometrije mlaznice.



Slika 5.12 Distribucija tlakova u mlaznici

Zbog efekata turbulencija usred odvajanja toka fluida na grlu mlaznice izlazni tlak na izlasku iz mlaznice nije optimalan sto prikazuje slika gdje je minimalan tlak izmjeren na 119117 paskala sto je povećanje od 17% u izlaznom tlaku



Slika 5.13 Grafički prikaz tlakova u blizini zidova mlaznice

6. Zaključak

U ovom završnom radu proveden je proračun za dizajn raketnih motora s naglaskom na dizajn sustava propulzije koji će biti što jednostavniji kako bi se smanjili troškovi proizvodnje dijelova, a istovremeno zadržale značajne performanse za amatersku upotrebu u raketnom modelarstvu ili čak za lansiranje korisnog tereta do značajnih visina. U tu svrhu korišten je sustav koncentričnih samotlačivih spremnika te dizajn konične mlaznice bez dodatnog hlađenja stijenki komore izgaranja, s procijenjenim potiskom od 6000 njutna.

Python programom simuliran je način pražnjenja spremnika, ključan za modeliranje izgaranja u raketnom motoru i procjenu njegovog potiska. Na temelju provedenih proračuna dobivena je geometrija raketnog motora. Kako bi se provela CFD simulacija toka fluida u raketnom motoru, potrebno je kreirati numeričku mrežu za geometriju mlaznice uz dodatnu domenu u kojoj će teći ispušni plinovi iz raketnog motora. Program korišten za simuliranje toka fluida je OpenFOAM, s rješavačem sonicFoam. Provedena je simulacija toka ispušnih plinova u koničnoj mlaznici kako bi se proučilo dolazi li do odvajanja toka fluida kod grla mlaznice.

Rezultati simulacije uspoređeni su s idealnim proračunatim podacima te je zaključeno da efektivna brzina idealnih i simuliranih rezultata ima odstupanje od samo 0.008%. Pretpostavlja se da dolazi do odvajanja fluida od zidova mlaznice na grlu zbog oštih rubova geometrije mlaznice. U mlaznici se stvaraju recirkulacijske zone, a lokalni tlakovi u divergentnom dijelu nisu jednaki po poprečnom presjeku. Ovaj fenomen uzrokuje povećani tlak ispušnih plinova pri izlazu iz mlaznice koj iznosi 17%, što se može vidjeti kroz dijamantne udarne valove.

Ne možemo sa velikom sigurnošću tvrditi da će se dizajnirani motor u stvarnosti ponašati na isti način kao u CFD simulaciji, niti možemo garantirati točnost same simulacije. Stoga je potrebno ispitati ove fenomene na stvarnom modelu kako bismo verificirali rezultate CFD simulacije. Ako se podaci iz simulacija i stvarnih testova poklapaju, otvara se mogućnost za buduću optimizaciju dizajna uz smanjenje financijskih troškova razvoja optimalnog dizajna mlaznice.

Preporuke za nadogradnju:

Dodati dinamiku leta u Python skriptu: Integrirati dinamiku leta kako bi se bolje modeliralo ponašanje rakete tijekom cijelog leta.

Napraviti CFD analizu različitih dizajna mlaznica: Provesti simulacije za različite geometrije mlaznica kako bi se optimizirale performanse i smanjilo odvajanje toka fluida od zidova mlaznica.

Napraviti CFD simulaciju miješanja plinova, izgaranja i toka fluida u jednoj simulaciji: Modificirati OpenFOAM rješavač kako bi se omogućila simultana simulacija miješanja plinova, izgaranja i toka fluida, čime bi se postigla realističnija predikcija ponašanja sustava.

7. Literatura

- [1] Sutton G.; Biblarz O. : „Rocket Propulsion Elements, Eighth Edition“, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2010
- [2] Waxman B. ; Zilliac G. : „Mass Flow Rate and Isolation Characteristics of Injectors for Use with Self-Pressurizing Oxidizers in Hybrid Rockets“, 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, CA, 2013
- [3] Waxman B. ; Zilliac G. : „Review and Evaluation of Models for Self-Pressurizing Propellant Tank Dynamics“, 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, CA, 2013
- [4] <http://www.aspirespace.org.uk/downloads/Hybrid%20safety.pdf> , 13.svibanj.2024
- [5] https://github.com/rnickel1/HRAP_Source , 24.svibanj.2024
- [6] Petrescu V.; Schrijer F. : „Atomized spray properties in pintle injection“ Faculty of Aerospace Engineering, TU Delft
- [7] McBride B. ; Zehe M. : „NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species“ , NASA, US Gov, Cleveland, Ohio , 2002
- [8] <http://www.wolfdynamics.com/tools.html?id=110> , 11.lipanj.2024
- [9] Waman Date A.: „Analytic Combustion“, Springer Nature Singapore Pte Ltd. 2020

8. Prilozi

Prikazan Python kod je automatizirani proračun za dizajn raketnog motora koj simulira ispražnjivanje spremnika i promjenu efektivne potisne sile uz pomoć obrađene teorije u ovom završnom radu.

```

from CoolProp.CoolProp import PropsSI
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt
import pandas as pd
import csv
from functions import *

time_step = 0.03 #if program fails to execute randomly, change
this number, it is because of sequence for plotting a graph
temp_degrees = 20 #initial temperature of an oxidizer
oxidizer_mass_l_kg = 10
# oxidizer, fuel, fuel_CEA = 'N2O' , 'Acetone', 'C3H6O,acetone'
#for fuel has two different names because CEAPy has special name
for acetone
oxidizer, fuel, fuel_CEA = 'N2O' , 'Acetone', 'C3H8' # C3H8 is
gas phase only because of gri30 file supporting only gas phase
yaml_file = 'gri30.yaml'
# yaml_file = '-Mevel2015.yaml'
# yaml_file = '-hexanePartial.yaml'
o_f = 3
pc = 28e5 #pa, initial chamber pressure
P_atmosphere = 1e5
liquid , gas = 0 , 1
gamma = 1.3 #for N2O vapour
R = PropsSI('GAS_CONSTANT', 'NitrousOxide') / PropsSI('M',
'NitrousOxide') # Specific gas constant in J/(kg*K) for N2O
temp = 273.15 + (temp_degrees) #pressure of a tank is dependant
on a tank temperature
pressure_frictionLoss = 2e5 #pressure loss due to piston
friction in fuel tank needs to be determined experimentaly
C_d = 0.5 #this injector property has to be determined
experimentaly usually between 0.5 and 0.77
d_mm = 6
A = (d_mm/1000)**2 * np.pi/4
density_v, pressure_v, density_l, pressure_l =
get_n2o_properties_T(temp, gas, liquid, oxidizer)
density_f = PropsSI('D', 'P', pressure_l, 'T', temp, fuel)

#tank modeling
V_liquid = oxidizer_mass_l_kg/density_l # additional 10 percent
for gas
V_gas =0.05*V_liquid
V_tank = V_liquid + V_gas
mass_v = V_gas * density_v
mass_l = oxidizer_mass_l_kg

```

```

mass_f = oxidizer_mass_l_kg / (o_f * 1.51)
mass_f_initial = mass_f
V_fuel = mass_f / density_f

#injector modeling (pintle)
ml_dot = C_d * A * np.sqrt(2 * density_l * (pressure_l - pc))
mf_dot = ml_dot / o_f
A_fuel = mf_dot / (C_d * np.sqrt(2 * density_f * (pressure_l -
pressure_frictionLoss - pc)))
D_fuel_mm = np.sqrt(A_fuel * 4/np.pi) * 1000
speed_OxInjector = ml_dot / (density_l * A)
speed_FInjector = mf_dot / (density_f * A_fuel)
# speed = np.maximum(speed_OxInjector, speed_FInjector)
pintle_angle = 60 #degrees
v3y = (mf_dot * speed_FInjector + ml_dot * speed_OxInjector *
np.sin(np.radians(pintle_angle)))/(mf_dot + ml_dot) #effective
downstream velocity
v3x=ml_dot*speed_OxInjector*np.cos(np.radians(pintle_angle))/(
mf_dot + ml_dot)
v3 = np.sqrt(v3y**2 + v3x**2)
beta = np.degrees(np.arctan(v3y / v3x))

#combustion modeling
df= CEA_cantera(yaml_file, o_f, fuel_CEA, oxidizer, temp, pc)
At_m2, Dt = Dt_mm(df["gam"], df["t"],df["mw"], ml_dot +
ml_dot/o_f, pc, df['R'])
De = De_mm(df["gam"], df["t"], ml_dot + ml_dot/o_f,
P_atmosphere, pc, df['R'])
# Ac_m2 , Dc_mm = Dc_mm(ml_dot + mf_dot, df["rho"], v3y) #
teoretski
Dc_mm = 3.5 * Dt #dobiveno iz iskustvenih podataka
Ac = (Dc_mm/1000)**2 * np.pi/4

#test code
burn_time = BurnTime(yaml_file, ml_dot + mf_dot, o_f, temp, pc,
fuel_CEA, oxidizer)
mix_time = 50/(1000 * v3y) #30mm - 100mm is average mix range
for pintle
stay_time = burn_time + mix_time
volume_chamb = (mf_dot + ml_dot) * 1/df['rho'] * stay_time
l_star = volume_chamb / At_m2
l_chamber = volume_chamb / Ac

print("adiabatic flame temperature =",df["t"])
# print(Ac_m2/At_m2)
# print(Dc_mm/Dt, Dc_mm, Dt)

liquid_pressure = []
liquid_massflow = []
vapor_pressure = []
vapor_mass_flow = []

```

```

mass_liquid = []
mass_vapour = []
O_F_shift = []
fuel_massflow = []
fuel_pressure = []
dp_dt = []
pressure_c = []
temperature_c = []
total_thrust = []
density_ex_gas = []
o_f_old = o_f
i=0

while mass_l > ml_dot * 1.5:
    mass_liquid , mass_vapour = np.append(mass_liquid, mass_l)
    , np.append(mass_vapour, mass_v)
    pressure_old = pressure_l
    density_v, pressure_v, density_l, pressure_l =
get_n2o_properties_T(temp, gas, liquid, oxidizer)

    if mass_l < oxidizer_mass_l_kg *0.5 and pressure_old -
pressure_l < np.mean(dp_dt[-5:])*0.5:
        temp = PropsSI('T','P',pressure_old - np.mean(dp_dt[-
5:]),'Q', gas, oxidizer)
        density_v, pressure_v, density_l, pressure_l =
get_n2o_properties_T(temp, gas, liquid, oxidizer)

    ml_dot, mass_l, mass_l_old = mdot_liquid_oxidizer_SPI(C_d,
A, density_l, pressure_l, pc, time_step, mass_l)

    if mass_f > mf_dot * 1.5:
        pressure_f = pressure_l - pressure_frictionLoss
        density_f = PropsSI('D', 'P', pressure_l, 'T', temp ,
fuel)
        mf_dot = C_d * A_fuel * np.sqrt(2 * density_f *
(pressure_f - pc)) * time_step
        mass_f -= mf_dot

        V_tank += mf_dot / density_f
        mass_l, mass_v, mass_vapourised =
mass_evapouration(V_tank, mass_l_old, mass_v, density_v,
density_l)

        o_f = ml_dot / mf_dot
        if int(o_f * 100) % 10 != int(o_f_old * 100) % 10:
            i += 1
            df = CEA_cantera(yaml_file, o_f, fuel_CEA,
oxidizer, temp, pc)
            pc = pc_func(df["gam"], df["t"], df["mw"], (ml_dot
+ mf_dot)/time_step, P_atmosphere, At_m2, df['R'])
            o_f_old = o_f # Update O_F_old

```

```

        thrust      =      (ml_dot      +      mf_dot)/time_step      *
Ve_func(df["gam"], df["t"], df["mw"], P_atmosphere, pc)

        fuel_pressure = np.append(fuel_pressure, pressure_f)
        O_F_shift = np.append(O_F_shift, o_f)
        fuel_massflow = np.append(fuel_massflow, mf_dot)
        total_thrust.append(thrust)
        pressure_c.append(pc)
        density_ex_gas.append(df["rho"])

    else:
        mf_dot = 0
        fuel_massflow, fuel_pressure = np.append(fuel_massflow,
mf_dot), np.append(fuel_pressure, mf_dot)
        mass_l,      mass_v,      mass_vapourised      =
mass_evapouration(V_tank,      mass_l_old,      mass_v,      density_v,
density_l)

        Heat_of_vapourisation      =
PropsSI('H','T',temp,'Q',gas,oxidizer)      -
PropsSI('H','T',temp,'Q',liquid,oxidizer)
        heat_removed_deltaQ      =      mass_vapourised      *
Heat_of_vapourisation
        deltaT      =      -heat_removed_deltaQ/(mass_l      *
PropsSI('C','T',temp,'Q', liquid ,oxidizer))
        temp += deltaT #promjena temperature tekucine usljed
hladjenja tekucine zbog isparavanja
        dp_dt = np.append(dp_dt, pressure_old - pressure_l)
        liquid_pressure = np.append(liquid_pressure, pressure_v)
        liquid_massflow.append(ml_dot)
        temperature_c.append(pc)

# Initial settings for vapor loop
mass_v_initial = mass_v
# Modeling for vapor pressure as ideal gas
while pressure_v > P_atmosphere * 1 and mass_v > mass_v_initial
* 0.05:
    fuel_massflow, fuel_pressure = np.append(fuel_massflow,
mf_dot), np.append(fuel_pressure, mf_dot)
    mass_liquid , mass_vapour = np.append(mass_liquid, mass_l)
, np.append(mass_vapour, mass_v)
    O_F_shift = np.append(O_F_shift, mf_dot)

    mv_dot = C_d * A * np.sqrt(2 * density_v * (pressure_v -
P_atmosphere)) * time_step
    mass_old = mass_v
    mass_v -= mv_dot

# Update temperature and pressure using polytropic relations
T_2 = temp * (mass_v / mass_old) ** (gamma - 1)

```



```

P_2 = pressure_v * (T_2 / temp) ** (gamma / (gamma - 1))
temp = T_2
pressure_v = P_2

vapor_pressure.append(P_2)
vapor_mass_flow.append(mv_dot)

tank_pressure      =      np.concatenate((liquid_pressure      ,
vapor_pressure))
tank_massflow      =      np.concatenate((liquid_massflow,
vapor_mass_flow)) / time_step
fuel_massflow = fuel_massflow / time_step
sequence = np.arange(0, len(tank_massflow)*time_step,time_step)
pressure_c = np.array(pressure_c)
sequence2 = np.arange(0, len(pressure_c)*time_step,time_step)

# Plotting results
fig = 10
plt.figure(figsize=(fig * 2 , fig))

# Plot for vapor tank pressure
plt.subplot(2, 2, 1)
plt.plot(sequence, tank_pressure/1e5, color='red')
# plt.plot(dataset['timeShift'], dataset['pressureShift']-3,
label='Dataset Pressure', color='blue')
plt.plot(sequence2, pressure_c / 1e5, color='blue')
plt.plot(sequence, fuel_pressure/1e5, color='green')
plt.xlabel('Time (s)')
plt.ylabel('tank pressure (Pa)')
plt.legend(['oxidizer pressure', 'chamber pressure', 'fuel
pressure'])
plt.grid(True)

# Plot for vapor mass flow
plt.subplot(2, 2, 2)
plt.plot(sequence, tank_massflow, color='red')
plt.plot(sequence, fuel_massflow, color='green')
plt.xlabel('Time (s)')
plt.ylabel('massflow (kg/s)')
plt.legend(['N2O mass flow rate', 'Fuel mass flow rate'])
plt.grid(True)

# Plot for vapor tank pressure
plt.subplot(2, 2, 3)
plt.plot(sequence, mass_liquid, color='red')
plt.plot(sequence, mass_vapour, color='green')
plt.xlabel('Time (s)')
plt.ylabel('mass in tank (kg)')
plt.legend(['mass_liquid', 'mass_vapour'])
plt.grid(True)

```

```

plt.subplot(2, 2, 4)
plt.plot(sequence2, total_thrust, color='blue')
plt.xlabel('Time (s)')
plt.ylabel('Total thrust (N)')

plt.tight_layout()
plt.show()

print(f"mean ox mass flow = {np.mean(liquid_massflow) /
time_step:.2f}, mean fuel mass flow =
{np.mean(fuel_massflow[fuel_massflow != 0]):.2f}, average
thrust = {np.mean(total_thrust)}")

print(f"L* = {l_star:.2f}, volume_chamb = {volume_chamb}")
print(mix_time, beta, burn_time)

```

```

from CoolProp.CoolProp import PropsSI
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt
import pandas as pd
import cantera as ct

def mass_evapouration(V_tank, mass_l_old, mass_v, density_v,
density_l):
    mass_l = (V_tank -
(mass_l_old+mass_v)/density_v)/(1/density_l-1/density_v)
    mass_vapourised = mass_l_old - mass_l
    mass_v += mass_vapourised
    return mass_l, mass_v, mass_vapourised

def get_n2o_properties_T(temp, gas, liquid, fluid):
    density_v, pressure_v =
PropsSI('D','T',temp,'Q',gas,fluid),
PropsSI('P','T',temp,'Q',gas,fluid) # promjena gustoće plina
    density_l, pressure_l =
PropsSI('D','T',temp,'Q',liquid,fluid),
PropsSI('P','T',temp,'Q',liquid,fluid) # promjena gustoće
tekucine, pressure_vapour = pressure_liquid
    return density_v, pressure_v, density_l, pressure_l

def mdot_liquid_oxidizer_SPI(C_d, A, density_l, pressure_l,
P_downstream_injector, time_step, mass_l):
    ml_dot = C_d * A * np.sqrt(2 * density_l * (pressure_l -
P_downstream_injector)) * time_step
    mass_l -= ml_dot
    mass_l_old = mass_l
    return ml_dot, mass_l, mass_l_old

def CEA_cantera(yaml_file, O_F_ratio, fuel, oxidizer,
init_temp, pressure_chamber):

```

```

# Create gas object
gas = ct.Solution(yaml_file)

gas.TPX = init_temp, pressure_chamber, {fuel:1} # odabire
svojstva mjesavine na 300K i atmosferi
density_fuel = gas.density
gas.TPX = init_temp, pressure_chamber, {oxidizer:1}
density_ox = gas.density

# Calculate mass fractions
m_fuel = 1 / (1 + O_F_ratio)
m_ox = O_F_ratio / (1 + O_F_ratio)
gas.TPY = init_temp, pressure_chamber, {fuel: m_fuel,
oxidizer: m_ox}

# Perform equilibrium calculation at constant pressure and
enthalpy
gas.equilibrate('HP')

results = {
    't': gas.T,
    'rho': gas.density,
    'h': gas.enthalpy_mass,
    'g': gas.gibbs_mass,
    's': gas.entropy_mass,
    'mw': gas.mean_molecular_weight,
    'cp': gas.cp_mass,
    'gam': gas.cp_mass / gas.cv_mass,
    'R': ct.gas_constant / gas.mean_molecular_weight,
    'mu' : gas.viscosity
}

return results

def gas_fuelNox_density(yaml_file, fuel, oxidizer, init_temp,
pressure_chamber):
    # Create gas object
    gas = ct.Solution(yaml_file)

    gas.TPX = init_temp, pressure_chamber, {fuel:1} # odabire
svojstva mjesavine na 300K i atmosferi
    density_fuel = gas.density
    gas.TPX = init_temp, pressure_chamber, {oxidizer:1}
    density_ox = gas.density

    return density_fuel, density_ox

def Ve_func(k, Tc, M, pe, pc):
    Rmolar = 8314 # J/(kmol*K)

```

```

    return np.sqrt(2 * (Rmolar * k) / (k - 1) * Tc / M * (1 -
(pe / pc) ** ((k - 1) / k)))

def Dt_mm(k, Tc, M, m_dot, pc, R):
    At = m_dot / ((pc * np.sqrt(k)) / np.sqrt(R * Tc) * (2 /
(k + 1))**((k + 1) / (2 * (k - 1))))
    return At, np.sqrt(4*At/np.pi) * 1000

def De_mm(k, Tc, m_dot, pe, pc, R):
    At = m_dot / ((pc * np.sqrt(k)) / np.sqrt(R * Tc) * (2 /
(k + 1))**((k + 1) / (2 * (k - 1))))
    Ae = At * np.sqrt((k - 1) / 2) * (2 / (k + 1))**((k + 1) /
(2 * (k - 1))) * 1 / ((pe / pc)**(1 / k) * np.sqrt(1 - (pe /
pc)**((k - 1) / k)))
    return np.sqrt(4*Ae/np.pi) * 1000

def pc_func(k, Tc, M, m_dot, pe, At, R):
    return m_dot/At * np.sqrt(Tc) * np.sqrt(R/k) * ((k+1)/2)**((k
+ 1) / (2 * (k - 1)))

def thrust(mdot, Ve):
    return mdot * Ve

def Dc_mm(mdot, density, speed):
    Ac_m2 = mdot / (density * speed)
    Dc_mm = np.sqrt(4*Ac_m2/np.pi) * 1000
    return Ac_m2 , Dc_mm

def BurnTime(yaml_file, mass_flow_rate, O_F_ratio, temp,
pressure, fuel, oxidizer, tolerance = 3e-2):
    # Load the gas model excluding Argon
    gas = ct.Solution(yaml_file)

    # Initial values
    combustor_volume = 0.01 # m^3 - 10 litara
    temperature_threshold = 500 # K
    combustor_update = 0
    initial_change_rate = None # Variable to store the initial
change rate

    # Define the fuel and oxidizer mixture
    m_fuel = 1 / (1 + O_F_ratio)
    m_ox = O_F_ratio / (1 + O_F_ratio)
    gas.TPY = temp, pressure, {fuel: m_fuel, oxidizer: m_ox}

    inlet = ct.Reservoir(gas) # Create the inlet reservoir
with the initial gas state
    exhaust = ct.Reservoir(gas) # Create the exhaust reservoir

    # Prepare to store the results

```

```

states = ct.SolutionArray(gas, extra=['volume',
'residence_time'])

# Run the loop over decreasing volumes until the combustor
is extinguished
while True:
    # Create the combustor, and fill it initially with a
mixture consisting of the equilibrium products of the inlet
mixture.
    gas.equilibrate('HP')
    combustor = ct.IdealGasReactor(gas)
    combustor.volume = combustor_volume

    # Define the mass flow rate function
    def mdot(t):
        return mass_flow_rate

    inlet_mfc = ct.MassFlowController(inlet, combustor,
mdot=mdot)
    outlet_mfc = ct.PressureController(combustor, exhaust,
primary=inlet_mfc, K=0.01)

    # The simulation only contains one reactor
    sim = ct.ReactorNet([combustor])

    # Run the simulation to steady state
    sim.initial_time = 0.0 # reset the integrator
    sim.advance_to_steady_state()

    # Calculate residence time
    residence_time = combustor.volume / mass_flow_rate

    # Print current status
    print(f'Volume= {combustor_volume:.2e} m^3; Temperature
= {combustor.T:.1f} K; Residence time = {residence_time:.2e} s')

    # Store the state
    states.append(combustor.thermo.state,
volume=combustor_volume, residence_time=residence_time)

    # Exit loop if temperature drops below the threshold
(combustor is extinguished)
    if combustor.T < temperature_threshold:
        break

    # Calculate the change in heat release rate
    if combustor_update != 0:
        current_change_rate = 100 *
abs(combustor.thermo.heat_release_rate - combustor_update) /
combustor_update

```

```

        print(f'Change in heat release rate:
{current_change_rate:.2f}%')

        # Set the initial change rate if it's not already
set
        if initial_change_rate is None:
            initial_change_rate = current_change_rate

        # Exit loop if the change in heat release rate is
different from the initial value
        if abs(current_change_rate - initial_change_rate) >
tolerance: # Small tolerance for floating-point comparison
            print("Change in heat release rate is different
from the initial value. Stopping simulation.")
            break

        # Update combustor heat release rate for the next
iteration
        combustor_update = combustor.thermo.heat_release_rate

        # Decrease the combustor volume for the next iteration
        combustor_volume *= 0.9

        # Plot results: Heat release rate and temperature vs
combustor volume
        fig, (ax1, ax3) = plt.subplots(2, 1, figsize=(10, 8))

        # Plot heat release rate and temperature vs combustor volume
        ax1.plot(states.volume, states.heat_release_rate, '-.',
color='C0')
        ax2 = ax1.twinx()
        ax2.plot(states.volume, states.T, '-.', color='C1')
        ax1.set_xlabel('Combustor volume [m$^3$]')
        ax1.set_ylabel('Heat release rate [W/m$^3$]', color='C0')
        ax2.set_ylabel('Temperature [K]', color='C1')

        # Plot residence time vs combustor volume
        ax3.plot(states.volume, states.residence_time, '-.',
color='C2')
        ax3.set_xlabel('Combustor volume [m$^3$]')
        ax3.set_ylabel('Residence time [s]', color='C2')

        fig.tight_layout()
        plt.show()

        return states.residence_time[-1]

```

POPIS SLIKA

Slika 2.1 Prikaz rasporeda tlakova na stjenke raketnog motora kao i brzine koje se razvijaju prilikom izlaza plinova iz raketnog motora [1].....	3
Slika 2.2 Dizajnerske opcije sustava napajanja za raketne motore s tekućim pogonskim gorivom [1]	7
Slika 2.3 Pojednostavljeni crteži tipičnih rasporeda spremnika za velike raketne motore na tekuće gorivo [1].....	8
Slika 2.4 Raspodjela naprezanja u spremnicima za velike raketne motore na tekuće gorivo.	9
Slika 2.5 Grafički prikaz ponašanja fluida u mlaznici kada se postigne prigušeni tok u grlu mlaznice [1]	12
Slika 2.6 Prikaz dizajna mlaznica sa njihovim karakteristikama [1]	13
Slika 2.7 Utjecaj temperature na čvrstoću materijala	13
Slika 2.8 Čvrstoća materijala pod utjecajem temperature [1]	14
Slika 3.1 Česti dizajni spremnika koji koriste samotlačivi fluid	18
Slika 3.2 Različiti dizajni injektora [1].....	20
Slika 3.3 Grafički prikaz fenomena unutar injektora pri dvofaznom toku fluida [2]	22
Slika 3.4 p-T dijagram dobiven iz CoolProp tablica	22
Slika 3.5 Prikaz pada tlaka u spremniku uslijed ispražnjivanja spremnika.....	24
Slika 3.6 Grafička demonstracija istjecanja didušikovog oksida iz spremnika	25
Slika 3.7 Usporedba stvarnog i modeliranog testa hladnog toka	27
Slika 4.1 Prikaz stabilnosti sustava pomoću entropije [9]	28
Slika 4.2 Primjer stabilnosti pomoću predaje topline tijela A i B [9]	28
Slika 4.3 Atomizacija i miješanje pintle injektora [6]	31
Slika 4.4 Grafički prikaz brzine odvijanja kemijskih reakcija [9]	32
Slika 4.5 Prikaz performansi dizajniranog raketnog motora pomoću python programa	33
Slika 5.1 Prikaz gustoće mreže i 2D geometrije mlaznice	35
Slika 5.2 Prikaz domene i rubnih uvjeta za ulazak u simulaciju	36
Slika 5.3 Prikaz organizacije OpenFOAM datoteka	37
Slika 5.4 k-ε kalkulator [8].....	38
Slika 5.5 Konvergencija rezultata simulacije	40
Slika 5.6 Distribucija tlakova u domeni	40
Slika 5.7 Grafički prikaz tlaka po osi domene	41
Slika 5.8 Distribucija temperatura u domeni	41
Slika 5.9 Grafički prikaz temperatura po osi domene.....	42
Slika 5.10 Distribucija brzina u domeni	42
Slika 5.11 Grafički prikaz brzina po osi domene	43
Slika 5.12 Distribucija tlakova u mlaznici	43
Slika 5.13 Grafički prikaz tlakova u blizini zidova mlaznice	44

SAŽETAK I KLJUČNE RIJEČI

Sažetak

U ovom radu proveden je proračun i dizajn raketnih motora, s naglaskom na sustave propulzije koji smanjuju troškove proizvodnje dijelova, a zadržavaju visoke performanse za amatersku upotrebu ili lansiranje korisnog tereta do značajnih visina. Korišten je sustav koncentričnih samotlačivih spremnika i dizajn konične mlaznice bez hlađenja komore izgaranja, s procijenjenim potiskom od 6000 njutna. Python programom simulirano je pražnjenje spremnika, ključno za modeliranje izgaranja i procjenu potiska.

Na temelju proračuna dobivena je geometrija motora, a CFD simulacija toka fluida provedena je korištenjem programa OpenFOAM i rješavača sonicFoam. Simulacija je pokazala da postoji minimalno odstupanje između idealnih i simuliranih brzina (0.008%), ali i da dolazi do odvajanja fluida od zidova mlaznice na grlu, stvarajući recirkulacijske zone i neravnomjerni tlak u divergentnom dijelu. Ovaj fenomen uzrokuje povećani izlazni tlak ispušnih plinova (17%), što je vidljivo kroz dijamantne udarne valove.

Abstract

This study involves the calculation and design of rocket engines, focusing on propulsion systems that reduce production costs while maintaining high performance for amateur use or launching payloads to significant altitudes. A system of concentric self-pressurizing tanks and a conical nozzle design without combustion chamber cooling was used, with an estimated thrust of 6000 newtons. A Python program simulated the tank discharge, which is crucial for modeling combustion and estimating thrust.

Based on the calculations, the rocket engine's geometry was determined, and a CFD simulation of the fluid flow was conducted using OpenFOAM and the sonicFoam solver. The simulation indicated minimal deviation between ideal and simulated velocities (0.008%), but also revealed fluid separation from the nozzle walls at the throat, creating recirculation zones and uneven pressure in the divergent section. This phenomenon causes increased exhaust gas pressure (17%) at the nozzle exit, evident through diamond shock waves.

Ključne riječi

Raketni motor, python, mlaznica, računalna dinamika fluida, CFD, izgaranje, raketni injektor

Keywords

Rocket engine, Python, nozzle, computational fluid dynamics, CFD, combustion, rocket injector