

Konstrukcija in optimizacija delujoče šobe za raketne motorje s 3D tiskom

FIZIKA
RAZISKOVALNA NALOGA

KATARINA HUČ, 3. LETNIK

MENTOR: DR. MATJAŽ VENCELJ, UNIV. DIPL. FIZ.

SOMENTOR: PETER GABROVEC, PROF. FIZ.

LJUBLJANA, 2021
GIMNAZIJA BEŽIGRAD

Povzetek

V raziskovalni nalogi smo se lotili konstrukcije majhnih in čim bolj varnih raketnih motorjev iz polimernih materialov. Uporabili smo gorivo iz mešanice sladkorja in kalijevega nitrata, raketno šobo pa izdelali iz plastike s filamentnim 3D tiskalnikom. Skonstruirali smo elektronski merilnik sile raketnega potiska, da smo lahko motorje kvantitativno primerjali. Šobe smo najprej zastavili v de Lavalovi obliki, ki najučinkoviteje pospeši izstopni curek. Izkazalo se je, da je plastika za tiskanje preobčutljiva na vroče izstopajoče pline, zato je bilo na najbolj obremenjenem delu bolj učinkovito uporabiti kovinski vložek iz matic, ki je zmanjšal erozijo šobe, čeprav je taka oblika manj učinkovita pri formiranju čim hitrejšega izpušnega curka.

Ključne besede: raketni motor, šoba, 3D tisk, erozija, učinkovitost

Zahvala

Zahvala gre v prvi vrsti mojemu mentorju, Matjažu Venclju, ki mi je pomagal pri izvedbi poskusov in me seznanil s številnimi znanstvenimi metodami raziskovanja. Brez njegovih nepogrešljivih nasvetov ta raziskovalna naloga ne bi bila to, kar je.

Zahvalila bi se rada tudi svojemu somentorju, Petru Gabrovcu, ki je nalogo pozorno prebral in mi svetoval glede popravkov.

Zahvala gre tudi Luciji Matijašić in Maticu Klopčiču, s katerima smo pod mentorstvom Matjaža Venclja zagnali ta projekt. Maticu se še posebej zahvaljujem za ideje za optimizacijo raketnih motorjev ter pomoč pri izvedbi poskusov.

Kazalo vsebine

1	Uvod	3
2	Teoretični del	4
2.1	Konstrukcija in delovanje sladkornih raket	4
2.2	Učinkovitost motorja in šobe	5
2.3	Povečanje učinkovitosti šobe	6
3	Praktični del	9
3.1	Priprava na eksperimente	9
3.1.1	Izbira in priprava goriva	9
3.1.2	Izdelava šob in čepa	11
3.1.3	Zatesnitev cevi na čep in šobo	12
3.1.4	Konstrukcija stojala za silomer in umeritev silomera . .	14
3.1.5	Vezje za vžig goriva in priprava vžigalnikov	17
3.1.6	Eksperimentalno določanje največjega tlaka na čep in šobo	19
3.2	Potek eksperimentov	20
3.2.1	Povečanje učinkovitosti šobe	20
3.2.2	Erozija šobe	21
3.2.3	Obdelava podatkov	21
4	Rezultati	23
4.1	Ocena meritvene negotovosti	29
5	Razprava	31
6	Zaključek	34

Poglavje 1

Uvod

Rakete so plovila, ki za premikanje izkoriščajo kinetično energijo produktov gorenja pogonskega goriva. Ti skozi šobo z veliko hitrostjo izhajajo iz raketnega motorja in tako raketo potisnejo naprej. Poleg raket, ki omogočajo transport v vesoljski prostor, poznamo tudi manjše različice raket, ki se po navadi uporabljajo za ognjemete ali signaliziranje in večinoma delujejo na trda goriva. Rakete na trda goriva so enostavne za izdelavo, omogočajo poceni izvajanje poskusov in so praviloma bolj varne od ostalih tipov raket, predvsem zato, ker ne uporabljajo tekočega kisika, ni pa jim moč sproti uravnavati potisne sile.

Zelo pomemben del raketnega motorja je šoba, saj je od nje odvisna učinkovitost rakete. Z zasnovo šobe ustrezne oblike in njeno izdelavo iz erozijsko dovolj odpornega materiala se lahko pogonska učinkovitost zelo poveča.

Glavni namen te raziskovalne naloge je bil iz enostavno dostopnih materialov zasnovati optimizirano šobo za raketni motor, torej šobo, ki bo pri dani količini goriva dosegla največji skupni sunek potisne sile. Zaradi dostopnosti 3D tiska smo se odločili, da bomo izdelali plastične šobe s filamentnim 3D tiskalnikom, za telo motorja pa smo izbrali polietensko vodovodno cev. S tem se, v primerjavi s kovino, poenostavijo obdelovalna orodja, hkrati pa nam je to zagotovilo večjo varnost pri izvajanju poskusov, saj ima plastika majhno gostoto. Ob morebitni eksploziji raketnega motorja bi tako delci zaradi majhne kinetične energije naredili manj škode in tudi hitro izgubljali hitrost zaradi zračnega upora.

Pred raziskovanjem smo si zastavili naslednje raziskovalno vprašanje: Kako vpliva velikost grla šobe na učinkovitost raketnega motorja in kako ter za koliko na učinkovitost vpliva njena nadgradnja s kovinskim vložkom na temperaturno najbolj obremenjenem delu šobe.

Obenem bodo meritve tudi potrdile ali ovrgle hipotezo, da je iz plastike sploh moč narediti funkcionalno raketno šobo.

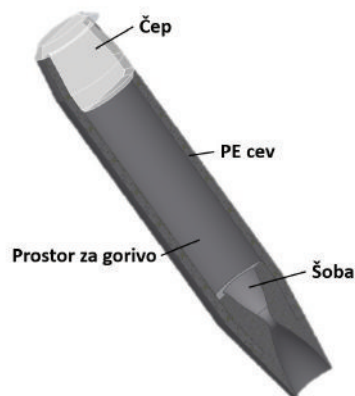
Poglavje 2

Teoretični del

2.1 Konstrukcija in delovanje sladkornih raket

Poznamo različne vrste raket, ki se med seboj razlikujejo glede na vrsto goriva. Sladkorne rakete, ki za gorivo uporabljajo sladkor v kombinaciji z mineralnim oksidantom, spadajo med rakete z gorivom v trdnem agregatnem stanju. Za namene raziskovalne naloge smo se odločili uporabiti to vrsto raketnih motorjev, saj je material za pripravo goriva poceni in lahko dostopen, priprava goriva pa je enostavna in ne zahteva posebnih orodij.

Motor sladkorne rakete je sestavljen iz cevi, čepa in šobe. Čep zapira cev na zgornji strani in s tem omogoča, da se v cevi med gorenjem goriva ustvari visok tlak. Šoba na drugi strani cevi pa ima ključno vlogo pri premikanju rakete, saj njena zasnova vpliva na hitrost izpušnih plinov in delcev (slika 2.1). Ko z vžigom dodamo dovolj energije, da gorivo začne goreti, skozi šobo iztekajo izpušni plini z visoko hitrostjo; ker so se v motorju pospešili v izbrano smer izpuha, podelijo motorju nasprotno enak sunek sile, ki požene raketo. Pri sladkorni raketi se za gorivo uporablja različne sladkorje (saharozo, dekstrozo) ali trdne alkohole (na primer sorbitol), oksidant pa je navadno kalijev nitrat, ki pri visoki temperaturi razpada in v reakcijo prispeva kisik.



Slika 2.1: Vzdolžni prerez motorja sladkorne rakete.

2.2 Učinkovitost motorja in šobe

Učinkovitost raketnih motorjev in šobe navadno podajamo kot t.i. specifični impulz. Specifični impulz je razmerje med celotnim sunkom sile (impulzom) motorja in težo pogonskega goriva pri zemeljskem težnem pospešku. Zapišemo ga lahko z enačbo

$$I_s = \frac{I}{mg},$$

kjer je I_s specifični impulz, I celotni impulz, m masa porabljenega goriva ter g težnostni pospešek. Izražen je v sekundah.

Celotni impulz rakete oziroma sunek sile je enak integralu potisne sile po času, med katerim ta sila deluje na raketo,

$$I = \int_0^{t_k} F_p dt.$$

V približku ploščino področja pod krivuljo sile dobimo tudi s seštevanjem posameznih ploščin odsekov s širino Δt in višino enako povprečni sili potiska v posamičnem časovnem intervalu. Z enačbo lahko to zapišemo kot

$$I = \frac{F_0 + F_1}{2}(t_1 - t_0) + \frac{F_1 + F_2}{2}(t_2 - t_1) + \dots + \frac{F_{n-1} + F_n}{2}(t_{n-1} - t_n).$$

Če so časovni intervali enaki, lahko enačbo poenostavimo v

$$I = \Delta t(F_1 + F_2 + \dots + F_n).$$

Na ta način smo impulz ocenjevali iz zaporednih izmerkov sile v eksperimentalnem delu naloge.

Iz izraza za silo raketnega izpuha [3]

$$F_p = \Phi_m v_i + (p_i - p_0) S_i,$$

kjer je Φ_m masni pretok, v_i izhodna hitrost, p_i izstopni tlak, p_0 okoliški tlak, S_i pa ploščina izhodnega dela raketne šobe, lahko razberemo, da na potisk ključno vplivajo tlak v motorju, masni pretok in hitrost ter izstopni presek izpuha. Vse te spremenljivke so močno odvisne od zasnove šobe.

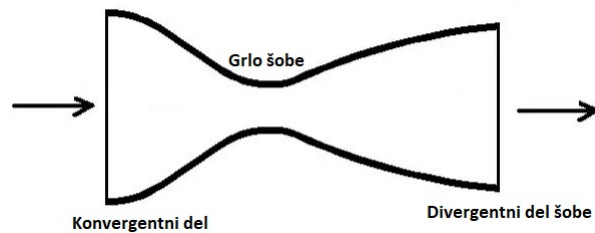
Da bi bila potisna sila čim večja, mora biti tlak v raketnem motorju čim večji, saj bodo tako reakcijski produkti iz območja z višjim tlakom v območje z nižjim tlakom, torej v zunanost rakete, pospešeni do večje hitrosti - tako bo pospešek rakete večji. Pri tem smo omejeni na največji tlak, ki ga raketni motor s šobo še zdrži, ne da bi ga razneslo. Kritični del nastopi v fazi gorenja goriva z oksidantom, ko mora motor rakete vzdržati visok tlak pri visoki temperaturi v časovnem intervalu nekaj sekund. Motor rakete bi lahko razneslo na območju šobe ali čepa, zaradi visokega tlaka pa bi lahko počila tudi cev. Alkatenska cev P100, ki smo jo izbrali za telo motorja, je prvotno narejena kot vodovodna cev in zato prilagojena na visoke tlake. Proizvajalci navajajo, da ta tip cevi zadrži celo tlak do 63 barov [6].

Ob prevelikem tlaku bi lahko iz raketnega motorja odletela tudi čep ali šoba. Ker sta oba 3D-natisnjena dela ob večjem tlaku predvsem kompresijsko obremenjena, saj ju cev objema, ne pričakujemo, da bi se na zunanem delu pomembno deformirala, bi ju pa ob preveliki sili lahko izpulilo zaradi deformacije koncev cevi. Velikost sile, ki bi izpulila čep ali šobo, smo ocenili eksperimentalno v nadaljevanju naloge.

Učinkovitost šobe je odvisna tudi od velikosti in oblike grla raketne šobe. Z njima lahko spreminjamo tlak v šobi in posledično tudi silo izpuha rakete. Z optimizacijo geometrijskega profila šobe se ukvarjam v naslednjem poglavju. Prav tako je od zasnove šobe odvisen tudi masni pretok izpuha, ki pove, kako se masa preostalega goriva spreminja v odvisnosti od časa. Velikost masnega pretoka je odvisna tudi od vrste goriva, saj različna goriva zgorevajo z različno hitrostjo. Večji, kot je masni pretok, večji je specifični impulz rakete in zato tudi učinkovitost šobe.

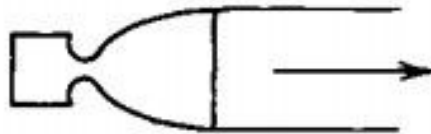
2.3 Povečanje učinkovitosti šobe

Cilj zasnove raketne šobe je pospešiti produkte zgorevanja goriva do čim večje hitrosti, ker je tak motor učinkovitejši. Pogosto uporabljena šoba je tako imenovana konvergentno-divergentna šoba ali de Lavalova šoba [7], katere osni prerez ima obliko peščene ure, tako da ima konvergentni del, zožitev ali grlo in zvončasti divergentni del.



Slika 2.2: Osnj prerez de Lavalove šobe.

Plin pod visokim tlakom, ki prihaja iz zgorevalne komore, vstopi v šobo in teče skozi konvergentno območje, kjer se presek šobe manjša. Zaradi čedalje manjšega preseka se plinu povečuje hitrost in v pravilno narejenem motorju doseže prav v grlu zvočno hitrost. Ker se plinom po prehodu v nadzvočni režim pomembno spremenijo termodinamske lastnosti, se pri odtokanju skozi divergentni del šobe plin ob razpenjanju še dodatno pospeši do visokih nadzvočnih hitrosti. Pomembni parametri pri oblikovanju de Lavalove šobe so razmerja med tlaki v konvergentnem in divergentnem delu, ki so seveda povezana z merami presekov v šobi. Optimalna velikost šobe raketnega motorja naj bi bila dosežena, ko je tlak, pod katerim zgorevalni produkti izstopajo iz rakete, enak tlaku okolice [7].



Slika 2.3: Tok izpusta ob optimalni velikosti šobe.

Če se plini ob prehodu iz grla v divergentni del preveč razširijo, to povzroči udarne valove. Ti udarni valovi, ki zmanjšajo hitrost izpuha, se pojavijo, ko je razmerje med presekom grla šobe in divergentnega dela preveliko. Če pa je tlak curka, ki zapušča izhod šobe, višji od tlaka okolice, je šoba premalo razširjena. Tlak v izhodnem delu šobe lahko znižamo s povečanjem prostornine divergentnega dela, kar dosežemo z večjim presekom na tem delu šobe [7].

Po prvotnem načrtu smo se želeli preizkusiti z nekaj različnimi oblikami šob, da bi morda ujeli de Lavalov režim - zaradi velikega števila neznanih parametrov (predvsem hitrosti gorenja goriva) bi namreč optimalno obliko šobe težko izračunali. Kljub temu da se polimernim natisnjenim šobam sicer zelo



Slika 2.4: Tok izpusta ob premajhni razširitvi plina (levo) in preveliki (desno).

enostavno izdelava poljubno obliko, smo že na začetku pričakovali, da nam bo težave povzročala erozija, saj bo med delovanjem spreminjala obliko šobe. Za tisk čepov in šob smo uporabili pogosto uporabljeni material za filamentni tisk, PLA. PLA ali polilaktid spada med biopolimere, saj je izdelan iz dekstroze, večinoma pridobljene iz koruznega škroba. PLA je pri 3D tiskanju zelo enostaven za uporabo, saj za tiskanje ne potrebujemo posebne predpriprave. Nizka talilna temperatura med 160 °C in 180 °C omogoča ekstruzijo v odprti geometriji pri sobnih pogojih, natisnjeni izdelki pa so ob normalnih pogojih trdni in razmeroma žilavi. Polilaktid je varen za uporabo in predelavo, saj tudi pri povišani temperaturi ne sprošča strupenih hlapov [2]. Slabost polilaktida je relativno nizka temperatura steklastega prehoda, med 45 °C in 60 °C. To je seveda problematično pri temperaturi, ki se pojavi med zgorevanjem goriva v raketnem motorju. Pri uporabi natisnjenih šob in čepov, ki so nekaj sekund izpostavljeni visokim temperaturam, se plastika začne mehčati, kar lahko povzroči deformacijo čepa, predvsem pa šobe, saj se v predelu grla, ki predstavlja zelo pomemben del profila de Laval, poveča presek. Tako bi se tlak v raketnem motorju zmanjšal pod načrtovanega in učinkovitost šobe bi bila posledično veliko manjša. Glede na to, da sta šoba in čep izpostavljeni visokim temperaturam le nekaj sekund, smo vseeno poskusili. Erozijsko odpornost šobe lahko seveda povečamo z uporabo različnih na visoke temperature odpornih materialov na erozijsko najbolj obremenjenem delu, torej tam, kjer je presek šobe najmanjši. Več o tem kasneje.

Poglavje 3

Praktični del

3.1 Priprava na eksperimente

Pred izvedbo eksperimentalnega dela je bilo potrebno izbrati najbolj primerno snov za izdelavo sladkornega goriva, natisniti šobe in čepe, izdelati stojalo za silomer, vezje za vžig goriva in orodje za zatesnitev cevi s čepom in šobo. Pred začetkom izvajanja poskusov smo eksperimentalno določili tudi največji dopustni tlak na šobo in čep.

3.1.1 Izbira in priprava goriva

Sprva smo se priprave goriva lotili z zmletim oksidantom kalijevim nitratom s formulo KNO_3 in saharozo v različnih razmerjih, ker je saharoza pač pri roki doma. Za najbolj učinkovito se je izkazalo razmerje med oksidantom in saharozo v razmerju 65:35, kar približno ustreza stehiometrijskemu razmerju za popolno oksidacijo saharoze $\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$ s KNO_3 . Ta optimum smo ocenili po hitrosti gorenja majhnega svaljka iz goriva in isto razmerje uporabljali tudi v nadaljevanju.

V posodo, kjer smo segrevali saharozo in KNO_3 na indukcijski plošči pri 100 W moči, smo dodali tudi vodo, da sta se obe snovi raztopili in med seboj dobro zmešali v homogeno maso, saj je homogenost goriva pri gorenju zelo pomembna za hitrost reakcije. Zmes smo segrevali, dokler ni vsa voda izparela, pri tem pa smo se soočili s težavo določitve pravega trenutka med popolno izparitvijo vode in začetkom karamelizacije goriva. Tako narejeno gorivo je precej viskozno in ga je kar nerodno basati v kalupe za motorčke. Kasneje se je izkazalo za problematično tudi zato, ker je bilo zelo občutljivo na vlago. Čeprav je bila gorljivost goriva iz kalijevega nitrata in saharoze takoj po skuhanem gorivu zelo dobra, pa se je ta zaradi higroskopsnosti zelo spreminjala že na nivoju ene ure čakanja na zraku.

Težavo občutljivosti goriva na vlago in viskoznosti pri litju smo rešili z uporabo drugega "sladkorja" - sorbitola. Sorbitol je umetno sladilo z molekulsko formulo $C_6H_{14}O_6$, ki ga uvrščamo med alkoholne sladkorje. Poleg lastnosti alkoholnih sladkorjev, da ne karamelizirajo, ima sorbitol tudi nizko temperaturo tališča, 95-100 °C [5]. To omogoča segrevanje goriva pri razmeroma nizkih temperaturah, kar zmanjša možnost vžiga goriva že med samo pripravo. Gorivo iz sorbitola je znatno manj higroskopno in smo ga lahko hranili več tednov na sobnem zraku, ne da bi se navlažilo. Ta zmes ima tudi zanimivo lastnost, da po ohladitvi na sobno temperaturo ostane še nekaj ur mehka in se še le v dnevu ali dveh popolnoma strdi.

Gorivo smo pripravili iz mešanice umetnega sladila sorbitol in oksidanta KNO_3 v masnem razmerju 65:35. Obe zdrobljeni snovi smo natehtali in zmešali. Mešanico smo segrevali na plošči pri temperaturi 90-100 °C, da se je sorbitol stalil, kalijev nitrat pa suspendiral (in domnevno topil) v tej talini. Zaradi nizke temperature tališča sorbitola vode ni bilo potrebno dodajati, saj je staljeni sorbitol prevzel funkcijo vode. Takoj ko je med segrevanjem iz sorbitola in kalijevega nitrata nastala homogena zmes, smo s segrevanjem prenehali in z gorivom s pomočjo lopatke napolnili modele iz aluminijaste folije (slika 3.1). Tak postopek nam je omogočil ponovljivost eksperimenta glede goriva, saj je imela mešanica vedno enake lastnosti. V vsak model z gorivom smo započili tudi leseno paličico, s katero smo naredili luknjo v gorivo, da je bila stična ploskev s plamenom pri vžigu večja. Paličico s premerom 1 mm smo pred uporabo goriva vzeli ven in v kasnejših poskusih luknjo povečali z 2 mm debelim svedrom, da so šli v luknjo tudi debelejši vžigalniki (slika 3.2).



Slika 3.1: Polnjenje modelov iz aluminijaste folije z gorivom.



Slika 3.2: Izdelane kapsule goriva z vžigalniki.

Če privzamemo, da gorivo v raketnem motorju popolno zgoreva, lahko reakcijo sorbitolnega goriva opišemo z enačbama [1]:



3.1.2 Izdelava šob in čepa

Šobe različnih oblik in čepe smo natisnili s filamentnim 3D tiskalnikom. Narisali smo jih v programu FreeCAD in za material tiskanja uporabili polilaktid. Šobe in čepe smo oblikovali tako, da so se v sredinskem delu nekoliko zožile, nato pa naredili previs, do katerega se je na čep ali šobo zatisnila cev, kot opišemo v nadaljevanju. Zoženje čepa in šobe je omogočilo enakomerno zoženje cevi ob zatiskanju. Premer šobe in čepa na širokem delu konusa je bil 0,5 mm manjši od premera cevi, torej 16,5 mm, da sta šla šoba in čep lažje v cev.

Izstopno stran de Lavalovih šob smo po potrebi podaljševali, da je bilo dovolj prostora za izhodni profil, ki je značilen za to obliko šobe. S tem smo lahko ohranili prava razmerja presekov. V inačico šob, ki naj bi bile bolj erozijsko odporne, smo v grlo dodali matice velikosti M3. Pri načrtovanju teh šob smo pustili dovolj prostora za umestitev dveh ali treh matic in podloške z

notranje strani, tako da bi jih tlak plinov raketnega motorja pritisnil v pravo lego v grlu.

Šobe smo s 3D tiskalnikom natisnili s 100 % polnilom, da bi bile čim bolj odporne na erozijo, ki jo povzročajo plini in delci izpuha z visoko temperaturo. Čepov nismo natisnili s 100 % polnilom, saj so ti veliko manj temperaturno obremenjeni. S tem se je nekoliko skrajšal čas tiskanja, zmanjšala pa se je tudi končna masa rakete.



Slika 3.3: Skica z merami erozijsko odporne šobe levo, na sredini model šobe de Laval in desno model čepa.

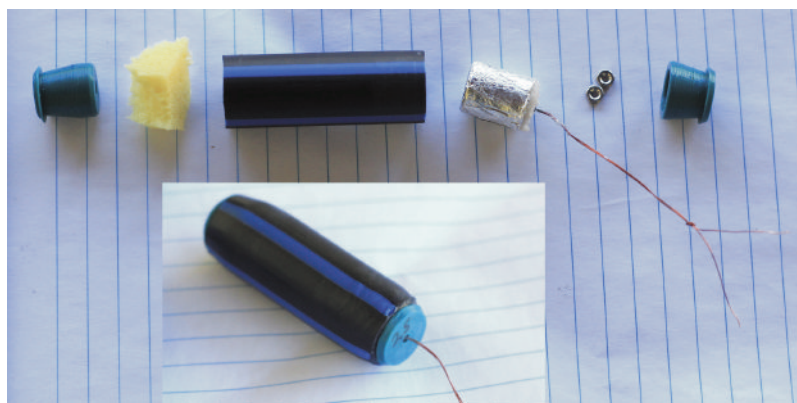
3.1.3 Zatesnitev cevi na čep in šobo

Z namenom čim boljše tesnitve cevi na delih, kjer sta na cev pritrjena čep in šoba, smo izdelali posebno orodje, ki nam je omogočilo enakomerno tesnitev cevi (slika 3.4).

Orodje smo izdelali iz gipsa s pomočjo prej natisnjenega vložka, ki je imel vstopni del enake dimenzije kot cev in se je proti drugi strani nekoliko konusno zožil. V vložek smo zavili vijak, da ga je bilo na koncu enostavno povleči iz modela. Nato smo v plastični kozarček pokončno postavili vložek ter okoli njega vlili mavec. Ko se je ta strdil, smo vložek odstranili in z orodjem zatiskali pogreti konec cevi na čep in šobo. Izkazalo se je, da je mavec preveč krhek, saj se je po nekaj zatiskanjih spraskal in okrušil notranji konus, ki zatiska cev. To je onemogočilo učinkovito zatiskanje cevi, saj orodje ni več dovolj pritiskalo na cev zaradi povečanega notranjega premera. Težavo smo rešili z uporabo hitrovezne cementne malte Hidrozat namesto mavca. Ta je zaradi večje končne trdnosti veliko bolj odporna na poškodbe kot mavec in je zato zatiskanje šob in čepov uspelo.



Slika 3.4: Priprava in uporaba mavčnega orodja za zatiskanje cevi.



Slika 3.5: Sestavni deli motorja pred zatiskanjem cevi in izgotovljen motor. Zgoraj z leve: čep, penasta goba proti poskakovanju goriva, cev, gorivna tableta z vžigalnikom, protierozijske matice, šoba.

Pred zatiskanjem cevi smo konec cevi segreti. Za motor rakete smo uporabili 5,5 cm dolgo vodovodno cev PE100 z notranjim premerom 17 mm. Sprva smo cev segrevali v olju pri 140 °C, s čimer smo uspeli enakomerno z vseh strani segreti tisti del cevi, ki se je nato zakrivil na čep ali šobo. Predvsem iz varnostnih razlogov smo to metodo opustili, saj bi bil pri nepazljivosti možen vžig olja. Namesto olja smo zato za zatiskanje uporabili pištolo za vroč zrak, s katero smo segrevali 2 cm dolg končni odsek cevi. Da bi se cev čim bolj enakomerno segrela, smo jo med segrevanjem vrteli okoli vzdolžne geometrijske osi. Ko se je ta zmeščala, smo vanjo položili šobo in zatisnili cev nanjo z zgoraj opisanim cementnim orodjem. Strjeno gorivo v aluminijastih modelih iz sorbitola in kalijevega nitrata smo nato položili v cev, dodali košček penaste gobice, da gorivo ni "rožljalo" v rahlo predolgi cevi, in jo zatisnili še na drugi strani s čepom. Za zatiskanje cevi na čep smo uporabili enako orodje kot pri šobi.

Zaradi cevi, ki je z vseh strani enakomerno konično objemala šobo ali čep, so ob večjem tlaku med gorenjem v raketnem motorju nanju delovale predvsem kompresijske sile. To nam je omogočilo večji dovoljen tlak v raketi, saj sta oba dela ob večjem tlaku pritiskala na zoženi del cevi. Hkrati smo se izognili tudi nesimetričnosti rakete, ki bi vplivala na pot letenja. Dodatna dobra plat takega zaključka cevi je, da je samotesnilen: ko v motorju naraste tlak, čep in šobo potisne narazen, kar v trenutku brezhibno zatesni spoja na obeh straneh.

3.1.4 Konstrukcija stojala za silomer in umeritev silomera

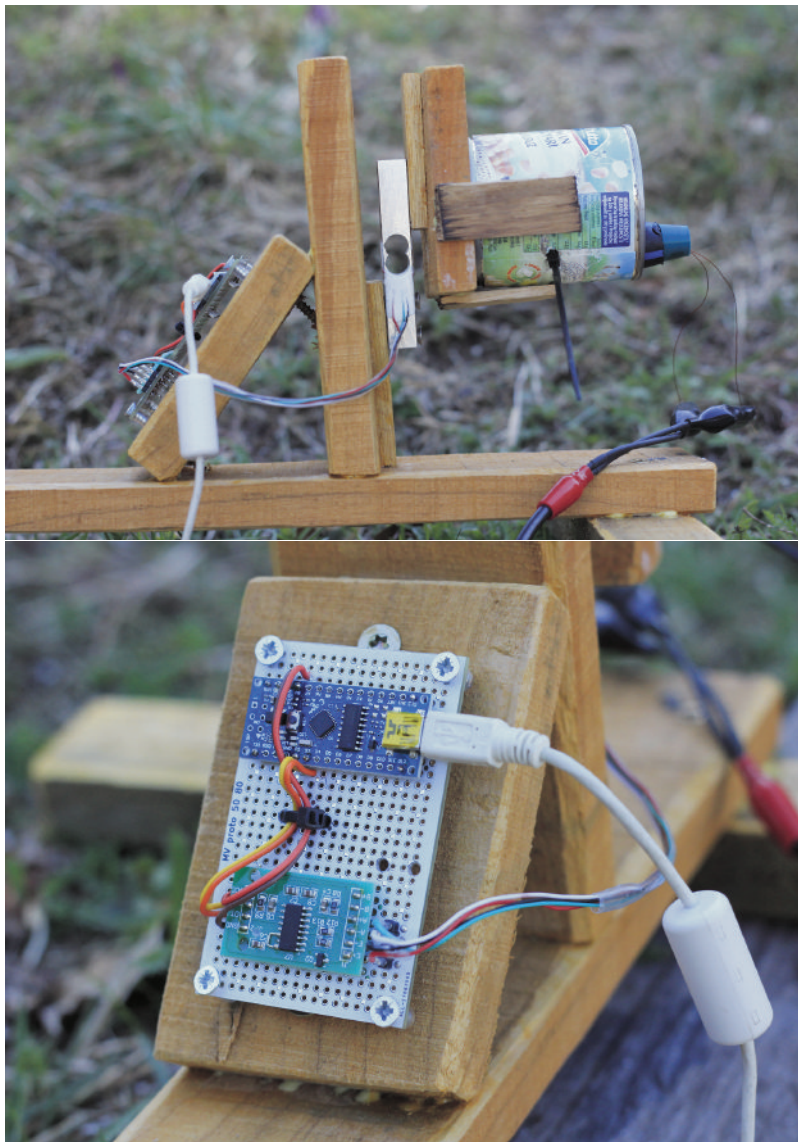
Za namene meritev potisne sile raketnega motorja smo izdelali stojalo s silomerom (slika 3.1.4). Stojalo smo naredili iz odpadnih kosov lesa, saj plastična konstrukcija ne bi zagotovo vzdržala potisne sile motorja.

Silomer smo skonstruirali iz strižne merilne celice za izdelavo tehtnic, ki ima na posebno oblikovan kos aluminija nalepljene uporabne lističe. V konfiguraciji Wheatstonovega mostiča so lističi povezani na vezje z integriranim ojačevalnikom in analogno-digitalnim (AD) pretvornikom HX711. Slednji je s serijsko povezavo sporočal odčitke na mikrokrmilniško ploščico Arduino Nano, odtod pa smo vrednosti vodili v osebni računalnik po povezavi USB. Kupljeno vezje je bilo tovarniško konfigurirano tako, da je pretvornik HX711 poročal 10 odčitkov na sekundo, kar se nam je zdelo premalo, zato smo prekinili povezavo nožice 14 integriranega vezja s priključkom GND in jo prevezali na pozitivni napajalni priključek, kar je vzorčevalno frekvenco povečalo na 80Hz.

Da bi se izognili padanju kontaminantov, ki nastanejo med gorenjem goriva, nazaj na silomer, smo le-tega orientirali vodoravno. S tem smo se izognili tudi merjenju spreminjajoče se teže motorja, ki bi jo morali iz meritev izvzeti, da bi dobili samo potisno silo. Dodatno smo silomer zaščitili z jekleno pločevinko, ki je ščitila konstrukcijo (in eksperimentatorje) pred gorenjem in morebitnimi letečimi kosi motorja. Leseno ležišče za pločevinko je opremljeno z magneti, da se pločevinko lažje pritrdi in po potrebi zamenja z drugo (slika 3.7).

Silomer je bilo treba pred izvajanjem poskusov tudi umeriti. To smo dosegli s postopnim obremenjevanjem silomera s kombinacijami znanih mas, in sicer s tremi kartoni soka po 1080 g in eno konzervo fižola s 472 g (slika 3.9).

V programu, napisanem v jeziku Python, smo zajeli potek odčitka silomera v odvisnosti od časa med nalaganjem kombinacij uteži in odčitali te vrednosti pri neobremenjenem silomeru ter pri vseh kombinacijah umeritvenih

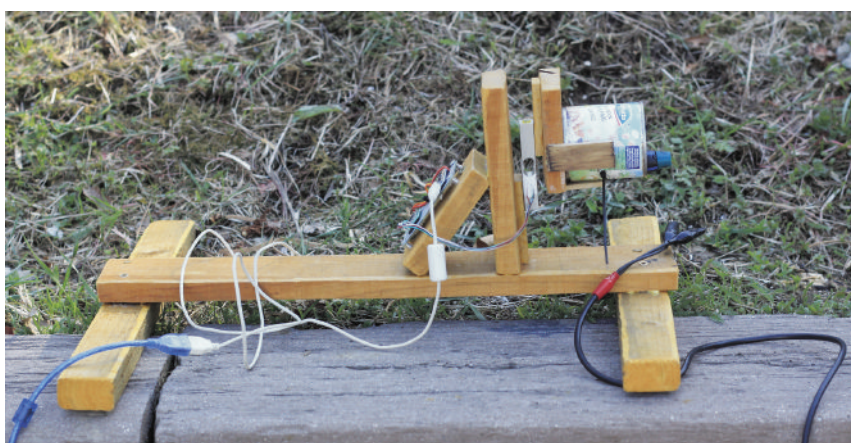


Slika 3.6: Podrobnosti silomera. Zgoraj merilna celica, na katero je pritrjeno ležišče za zaščitno pločevinko, v kateri prižigamo motorčke. Spodaj pogled na vezje z zelenim ojačevalnikom in pretvornikom AD ter modrim mikrokontrolerom.

tež. Nato smo narisali graf, kjer so bile na abscisi vrednosti teže kombinacij umeritvenih mas ter na ordinati numerični odčitek vrednosti silomera. Na te izmerjene točke smo z metodo najmanjših kvadratov prilagodili premico, katere strmina je umeritvena konstanta silomera.



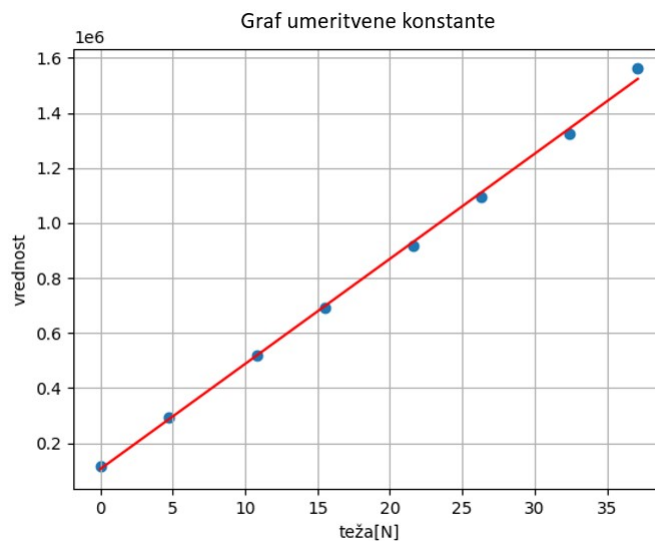
Slika 3.7: Leseno ležišče na silomeru z magneti za “ujetje” zaščitne pločevinke z motorjem.



Slika 3.8: Celotna konstrukcija silomera



Slika 3.9: Prikaz postopka umeritve silomera.



Slika 3.10: Umeritveni graf silomera.

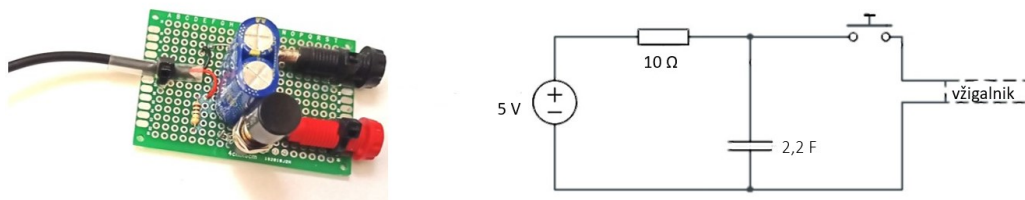
3.1.5 Vezje za vžig goriva in priprava vžigalnikov

Da bi dosegli čim bolj ponovljive pogoje tudi pri vžigu goriva in omogočili varnostno razdaljo, s katere lahko raketni motor vžgemo, smo pripravili električni vžig motorja. Alternativno vžiganje z daljšo vžigalno vrstico, ki bi tičala v gorivu in skozi šobo motorja štrlela ven, nam ni bila všeč, ker je nevarnejša (prižiganje z roko tik ob raketnem motorju), pa tudi šoba bi se po nepotrebnem pregrela že zaradi gorenja vžigalne vrstice še pred vžigom goriva.

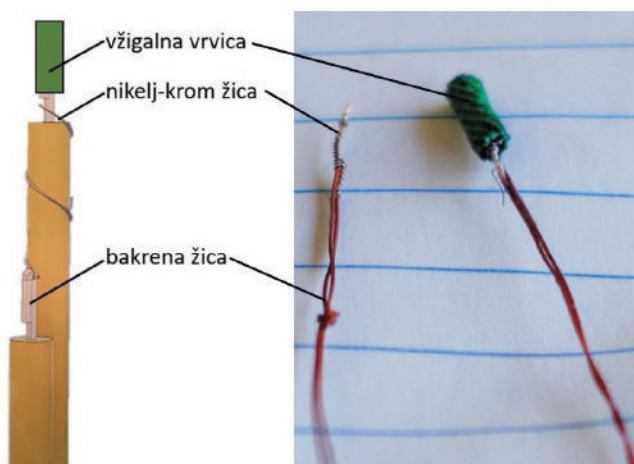
Zopet smo iskali način, kako narediti orodje čim dostopnejše za vse, ki bi želeli naše poskuse ponoviti ali nadaljevati. Najbolj dostopen vir nizke napetosti v večini slovenskih gospodinjstev je gotovo USB vtičnica, kjer je vedno na voljo enosmerna napetost 5 V in se jo sme na računalniku obremeniti s tokom do 500 mA. Za žarenje uporabne žice iz nikroma s premerom 0,1 mm pa je potreben tok vsaj okoli 1 A, raje še malo večji. Tanjša žica bi sicer zažarela že pri manjšem toku, a bi bila mehansko preobčutljiva.

Vezje za vžig motorja smo zato pripravili iz desetohmskega upora, superkondenzatorja s kapaciteto 2,2 Farada, stikalne tipke in dveh puš za 4 mm kabelske bananice (slika 3.11). Uporček omeji največji polnilni tok kondenzatorja na $I = U/R = 500\text{mA}$ in tako zavaruje napravo z vtičem USB. V kondenzator se pri polnjenju na 5V shrani približno $E = CU^2/2 = 27\text{ J}$ energije, kar zadošča za ogretje žice do rumenega žara, ki vname kapico vžigalnika. Ob pritisku na tipko se kondenzator z velikim tokom do nekaj amperov izprazni

skozi žarilno žico vžigalnika, pri čemer pa ta tok ni neposredno obremenil priključka USB.



Slika 3.11: Na levi sestavljeno vezje za vžig, desno shema vezja.



Slika 3.12: Skica vžigalnika in fotografija uporabljenih vžigalnikov.

Vžigalnik smo izdelali iz dveh kosov bakrene žice, ki smo ju med seboj povezali s tanko uporovno žico iz nikroma premera 0,1 mm. To je zlitina niklja, kroma in nekaterih primesi, ki ima visoko specifično upornost in je zato primerna kot grelni element že pri majhnih tokovih.

Žarečo žico na koncu vžigalnika je potrebno opremiti še s kančkom lahko vnetljivega materiala, ki nato vžge gorivo raketnega motorja. Sprva smo uporabljali pasto, pretežno sestavljeno iz kalijevega klorata in fosforja ter jo nanesli na zgornji del vžigalnika. To zelo vnetljivo mešanico smo pridobili z razpuščanjem glav vžigalic v vodi, ki smo ji dodali nekaj kapljic akrilnega laka za les, da je bilo nanašanje mešanice na žico nato lažje, saj sta se mešanici s tem povečali viskoznost in lepljivost. Žal vžigi niso bili zanesljivi, saj se je raketno gorivo ob tako majhnem plamenčku nekoliko stalilo in dostikrat "pogasil" vžigalnik, ne da bi se vnelo.

To težavo smo nazadnje rešili z uporabo 5-10 mm dolgih kosov vžigalne vrvice namesto nanosa vnetljive mešanice, pridobljene iz glavic vžigalic. Ker vžigalna vrstica gori z bolj vročim plamenom, se je gorivo zanesljivo vžigalo (slika 3.12).

3.1.6 Eksperimentalno določanje največjega tlaka na čep in šobo

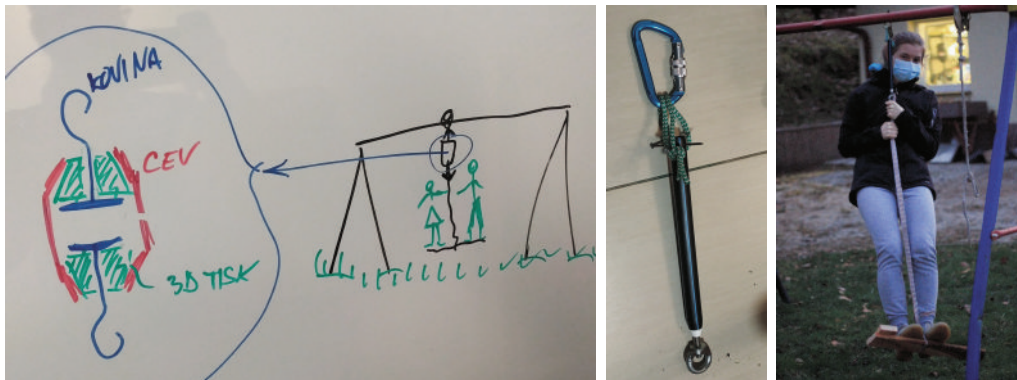
Največji tlak na čep in šobo, ki ju še ne potisne iz cevi, smo ocenili s postopnim večanjem natezne sile na šobo, dokler se ta ni izpulila iz cevi.

Meritev smo se lotili tako, da smo kos cevi navpično obesili pod vodoraven drog. V spodnji konec cevi smo s toplim zatiskanjem vstavili čep, na katerega je bila pritrjena vrv (slika 3.13). To smo postopoma obremenjevali s čedalje večjo silo tako, da smo stopali na zanko iz vrvi, ki je bila pritrjena na šobo. Razpoložljive uteži so bile mase avtorice naloge, kolega Matica, mentorjeve hčere in mentorja. Največja sila, ki čepa še ni izpulila, je bila teža mentorja z maso 73 kg, prva naslednja kombinacija pa je bila vsota tež avtorice in mentorjeve hčere, ki sva v vsoti imeli maso 89 kg, in to je zadoščalo, da se je čep izpulil. S tem smo omejili interval, v katerem je sila, ki ravno izpuli čep ali šobo. Opazili smo, da se čep ni deformiral, se je pa konec cevi pri puljenju deformiral delno plastično in delno elastično.

Iz zgornjega podatka in iz notranjega premera cevi, ki je 16,5 mm, lahko ocenimo največji tlak p , ki ga zdrži naša konstrukcija motorčka:

$$p = \frac{F}{S} = \frac{73\text{kg} \cdot 9,8\text{m/s}^2}{0,000214\text{m}^2} \approx 3,3\text{MPa},$$

kjer je p tlak na čep ali šobo, F sila teže mentorja in S ploščina dela šobe ali čepa, ki je v cevi. Tlak v raketnem motorju, ki bi ga čep in šoba še prenesla, torej znaša dobrih 30 barov, nekje med 30 in 40 bari pa konstrukcija popusti.



Slika 3.13: Merjenje izvlečne sile za čepe in šobe. Levo zapiski prve ideje, v sredini pripravljeni kos za meritev, desno potek meritve.

3.2 Potek eksperimentov

Vsak izdelani raketni motor smo stehali, saj smo začetno in končno maso potrebovali za oceno učinkovitosti šob. Raketne motorje smo nato z najlonsko vezico pritrdili v jekleno pločevinko na silomeru in z električnim vžigom vneli gorivo. Med gorenjem so podatki s silomera, ki je meril potisno silo izpusta, pritekali preko mikokrmilnika in kabla USB v serijski terminal notesnika, od koder smo jih nato kopirali v tekstovno datoteko.

Silo izpusta smo na enak način merili pri raketnih motorjih z različnimi šobami, da bi prišli do najbolj učinkovite zasnove šobe.

3.2.1 Povečanje učinkovitosti šobe

Ker se v raketnih motorjih po navadi uporablja konvergentno-divergentno šobo, smo se tudi mi odločili uporabiti to. Z merjenjem sile izpusta smo preverjali, kakšna površina presekov konvergentnega dela, grla šobe in divergentnega dela v pogosto priporočenem razmerju 4:1:4,6 je najbolj učinkovita. Dolžina šobe pa je bila vedno v razmerju 11:1 s premerom grla šobe. Za razmerje med preseki in višino šobe smo uporabili na internetu objavljene podatke [4], velikosti premerov šobe pa smo spreminjali. Najmanjši premer grla je meril 1,5 mm, nato pa smo premer povečevali po 0,5 mm do vključno 3,0 mm. Podatki o premerih uporabljenih šob, kjer je d_1 premer konvergentnega dela, d_2 premer grla šobe in d_3 premer divergentnega dela, so prikazani v tabeli 1.

	d_1 [mm]	d_2 [mm]	d_3 [mm]	dolžina šobe [mm]
šoba 1	6,0	1,5	1,62	16,5
šoba 2	8,0	2,0	9,2	22
šoba 3	10,0	2,5	11,5	27,5
šoba 4	12,0	3,0	13,8	33

Tabela 1: Podatki za mere šob de Laval.

3.2.2 Erozijska šobe

Za namene meritev z erozijsko odpornim grlom šobe smo konstruirali tudi erozijsko bolj odporne šobe, ki so imele v predelu grla prostor za dve oziroma tri strojne matice. Erozijsko odporna šoba s profilom de Laval je imela vstavljeni dve strojni matici M3 z notranjim premerom 2,4 mm v grlu šobe. Razmerja med premeri konvergentnega dela, grla šobe in divergentnega dela smo izbrali enako kot pri ostalih de Lavalovih šobah.

Druge erozijsko odporne šobe so imele prostor za 3 strojne matice in podložko, ki je plastične šobe na vrhu dodatno ščitila pred visokimi temperaturami izpusta. Uporabili smo strojne matice dimenzij M1,6, M2, M2,5 in M3 z notranjimi premeri, kot navaja spodnja tabela. Te šobe niso imele de Lavalovega profila, višina pa je bila določena glede na višino matic, tako da je bil del grla brez matic pri vseh dolg 6 mm.

	d_1 [mm]	d_2 [mm]	d_3 [mm]	dolžina šobe [mm]
de Laval z M3	9,6	2,4	11,0	26,4
navadna M3	2,4	2,4	2,4	16
navadna M2,5	2,0	2,0	2,0	14
navadna M2	1,6	1,6	1,6	12,8
navadna M1,6	1,3	1,3	1,3	11,9

Tabela 2: Podatki za mere erozijsko bolj odpornih šob.

3.2.3 Obdelava podatkov

Zbrane podatke meritev silomera v tekstovni datoteki smo obdelali s programom, napisanem v jeziku Python. Najprej smo napisali program, ki je iz zbranih podatkov numeričnih vrednosti silomera izrisal graf sile izpusta raketnega motorja v odvisnosti od časa. Pri tem smo uporabili konstanto silomera, ki smo jo dobili v prej opisani umeritvi silomera. Vzročevalna frekvenca silomera je bila 80 Hz, kar pomeni, da je bila sila izpusta izmerjena vsakih 0,0125 s. Vrednosti časa na abscisi so bile nato glede na dolžino časovnega intervala smiselno zaokrožene.

Da bi bila začetna vrednost krivulje pri sili 0 in bi tako lahko iz grafa direktno odčitali silo in natančno računali ploščino pod grafom v nadaljevanju, smo vzeli povprečje vrednosti ordinate, preden se je krivulja začela vzpenjati, in vrednosti po spustu krivulje na končno vrednost. To povprečje je nato program v vsaki točki odštel od izmerkov, nato vse točke korigiral z umeritveno konstanto in izrisal graf. Ploščino pod grafom sile izpusta v odvisnosti od časa, ki bi predstavljala celoten impulz raketnega motorja rakete, smo določili z novim programom v jeziku Python. Ta je seštel vse kalibrirane vrednosti potisne sile, jih pomnožil s časovnim intervalom 0.0125s in izpisal vrednost ploščine pod grafom v enotah Ns.

Specifični impulz smo izračunali za vsak raketni motor posebej po formuli

$$I_s = \frac{I}{mg},$$

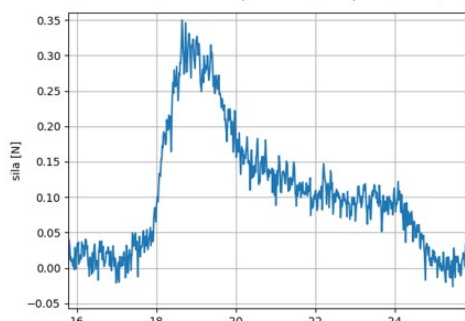
kjer smo za celotni impulz (I) vzeli vrednost, ki jo je izpisal program, za maso goriva 6,0 g ($\pm 0,5$ g), saj so imele vse kapsule goriva približno enako maso in za težnostni pospešek 9,81 m/s².

Poglavje 4

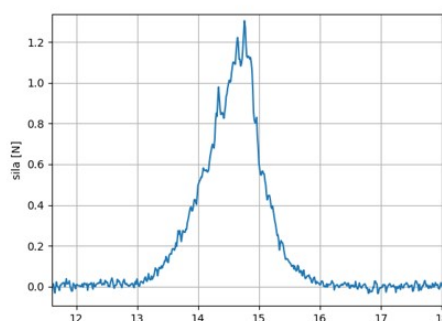
Rezultati

Z opisano metodo obdelave podatkov smo za vsako velikost raketne šobe izrisali graf sile potiska v odvisnosti od časa in izračunali specifični impulz rakete.

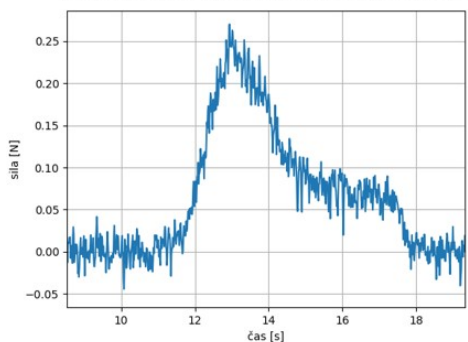
Graf 1: Potisna sila rakete s plastično šobo s premerom 1,5 mm



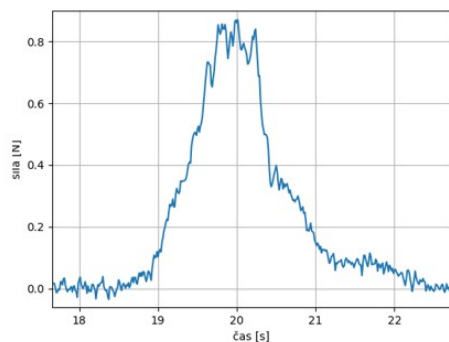
Graf 2: Potisna sila rakete s plastično šobo s premerom 2 mm



Graf 3: Potisna sila rakete s plastično šobo s premerom 2,5 mm



Graf 4: Potisna sila rakete s plastično šobo s premerom 3 mm



Modra krivulja na grafih predstavlja vrednosti potisne sile med zgorevanjem goriva v raketnem motorju. Velika strmina v prvem delu vsakega grafa prikazuje hitro naraščanje potisne sile. Naraščanje potisne sile je posledica

zgorovanja goriva, ki mu sledi povečevanje pretoka in hitosti izpuha skozi šobo motorja rakete.

Ker imajo plinasti produkti gorenja goriva ob prehodu skozi šobo visoko temperaturo, povzročijo postopno taljenje šobe v najožjem delu. Ploščina preseka grla šob se poveča, s tem se zaradi zmanjšane tlaka in širšega pretoka znatno zmanjša hitrost izpuha in posledica je "povešen" profil potiska desno od vrhov krivulj, ki ga vidimo na grafih 1, 3 in 4. Plato v tem delu pripisujemo temu, da se je po začetni eroziji grla ta proces ustavil in se šoba ni več spreminjala. Sledi zadnji strm padec, ko zmanjka goriva.

Graf sile potiska v odvisnosti od časa za raketni motor s plastično šobo s premerom grla 2 mm je nekoliko drugačne oblike kot ostali trije. Maksimalna sila je pri tej šobi največja izmed vseh štirih, sila pa se najprej enakomerno veča in nato enakomerno manjša, torej nima stalne vrednosti v drugem delu gorenja goriva. Glede na to, da so vse šobe natisnjene iz enakega materiala, za katerega se je izkazalo, da tako visokih temperatur ne zdrži, lahko sklepamo, da je do take oblike grafa prišlo zaradi enakomernega taljenja plastike v grlu šobe, medtem ko se je pri ostalih šobah plastika stalila hitreje in je nato grlo šobe nekaj časa imelo enak ploščinski presek.

Na nekoliko večjo učinkovitost plastične šobe z de Lavalovim profilom s premerom grla 2 mm, ki pa je najverjetneje posledica različnega delovanja erozije, nakazuje tudi vrednost specifičnega impulza, saj je ta večja od vrednosti za ostale plastične šobe z de Lavalovim profilom.

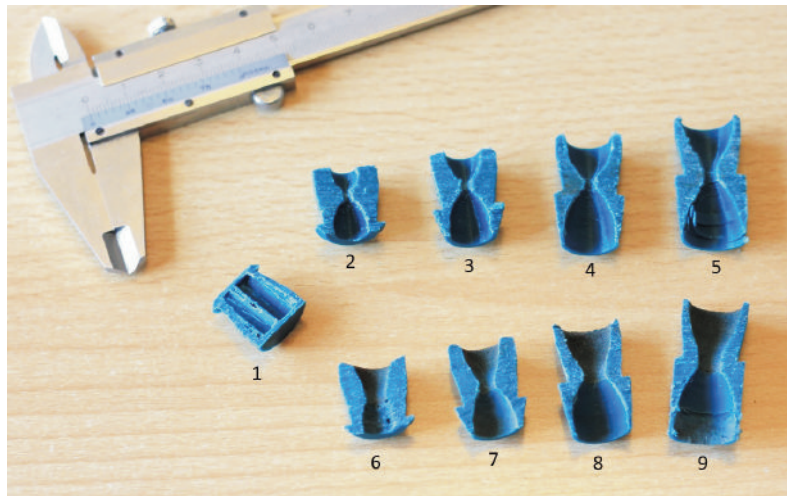
Izračunane specifične impulze in celotne impulze raketnih motorjev s plastičnimi šobami smo zbrali v preglednici.

Premer šobe [mm]	Celotni impulz [Ns]	Specifični impulz [s]
1,5	1,39	23,7
2,0	1,51	25,7
2,5	0,701	11,9
3,0	1,23	20,8

Tabela 3: Izračunani celotni in specifični impulzi raketnih motorjev z različno velikimi de Lavalovimi šobami.

Različne vrednosti specifičnega impulza, ki ne naraščajo monotono z manjšanjem ali večanjem šobe, lahko razložimo s povečanim grlom šobe zaradi erozije. Delovanje erozije pri različnih šobah ni bilo enako, saj je pri šobah z manjšim grlom erodiralo več plastike kot pri šobah z večjim grlom.

Pri prerezanih šobah na sliki 4.1 lahko opazimo vpliv erozije predvsem na najožjem delu šobe, saj se je ta povečal pri vseh šobah na približno 4 mm.



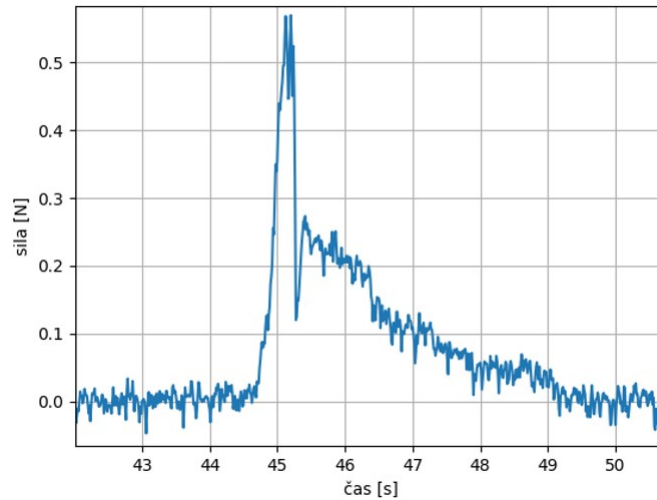
Slika 4.1: Osni prerezi šob in čepa. Levo rabljen čep, zgoraj nerabljene šobe, spodaj rabljene šobe enakih dimenzij kot zgornje.

Na sliki 4.1 so prerezani kosi s številkami označeni takole:

- 1 - neuporabljen čep,
- 2 - neuporabljena šoba s premerom grla 1,5 mm,
- 3 - neuporabljena šoba s premerom grla 2 mm,
- 4 - neuporabljena šoba s premerom grla 2,5 mm,
- 5 - neuporabljena šoba s premerom grla 3 mm,
- 6 - uporabljena šoba s premerom grla 1,5 mm,
- 7 - uporabljena šoba s premerom grla 2 mm,
- 8 - uporabljena šoba s premerom grla 2,5 mm,
- 9 - uporabljena šoba s premerom grla 3 mm.

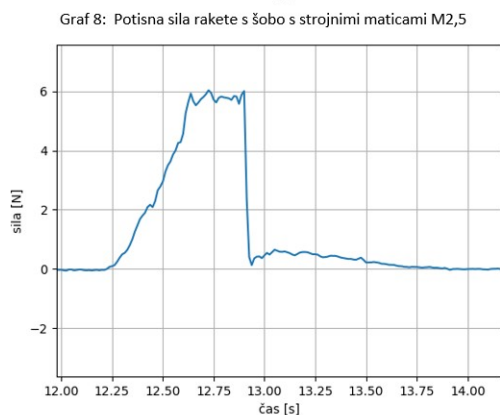
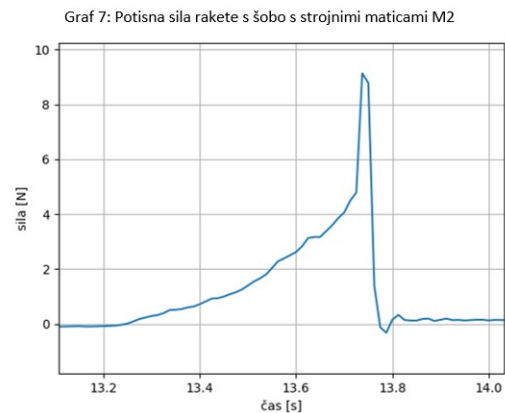
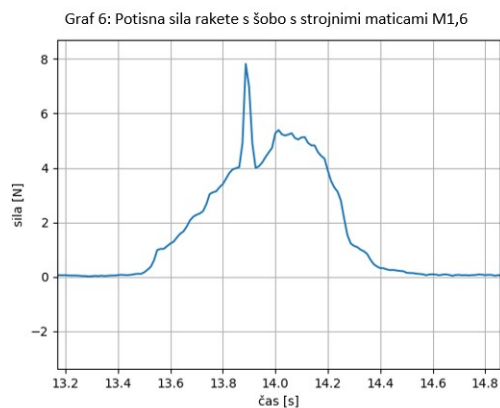
Pri vseh štirih šobah so se zelo povečali preseki v grlu šobe, kar potrjuje razlago najnižjih vrednosti specifičnega impulza in prav tako oblike grafov. Nekoliko staljena je tudi površina konvergentnega dela. Številko 1 je na sliki 4.1 označen čep, ki se kljub "votlemu" tisku med zgorevanjem goriva v raketi sploh ni deformiral in je tako med zgorevanjem goriva učinkovito opravljal nalogo tesnjenja in s tem omogočil zadosten tlak v raketnem motorju.

Graf 5: Potisna sila erozijsko bolj odporne šobe s profilom de Laval



Slika 4.2: Erozijsko okrepljena šoba M3.

Raketni motor s plastično šobo s profilom de Laval, ki je imela v najbolj erozijsko izpostavljenem delu šobe 2 strojni matici velikosti M3, je imel najmanjšo vrednost specifičnega impulza, torej je bila ta šoba najmanj učinkovita. Na grafu 4.2 pri času $t=45$ s takoj po porastu tlaka opazimo nenaden spust krivulje, ki nakazuje na nenadno zmanjšanje sile izpusta, ki pa je povezana z velikostjo preseka grla šobe. V tistem trenutku je verjetno stopilo plastiko, ki je v šobi podpirala matice in te so nato odletele iz šobe. Ploščinski presek grla je bil tako nekajkrat večji, saj je zunanja dimenzija matice precej večja od notranjega premera, ki je meril 2,4 mm. Tlak v raketnem motorju je zato v trenutku padel, kar pa se pozna tudi na grafu, kjer so vrednosti potisne sile v drugem delu gorenja goriva veliko manjše. Pri erozijsko bolj odpornih šobah, ki niso imele profila de Laval, ampak so imele v grlu vstavljen po 3 strojne matice, so bile sile potiska za velikostni razred večje kot pri povsem plastičnih šobah.



Z grafov lahko vidimo, da je maksimalna vrednost sile potiska pri šobah z manjšim notranjim premerom grla šobe večja kot pri šobah z večjim grlom. Zaradi večjega tlaka, ki je nastal v notranjosti raketnega motorja pri manjših šobah, je bila tudi hitrost izpušnih plinov večja in zato so imele te rakete večje potisne sile.

Na vseh štirih grafih je enako kot pri plastičnih šobah vrh krivulje deformiran, za to pa je ponovno razlog erozija. Zaradi visoke temperature izpušnih plinov, ki so uhajali skozi šobo in pri tem grela matice, so te zažarele (v poznih večernih meritvah se je jasno videlo, da motor izstrelil rdeče žarečo matico) in stopile del šobe v grlu, ki jih je podpiral. V teh erozijsko bolj odpornih šobah je bil pas podpornega dela matic širok 0,9-1,3 mm. Čeprav je to približno dvakrat več podpornega materiala kot pri erozijsko bolj odporni šobi s profilom de Laval, pa so strojne matice M1,6, M2 in M2,5 še vseeno odletele iz šobe med izgorevanjem goriva.

Matice, ki jih je potisnilo iz šobe, so izvrtale široko luknjo v šobi, kar se vidi na grafih potisne sile. Vrednost sile se je v trenutku, ko v šobi ni bilo več matic, zelo zmanjšala.

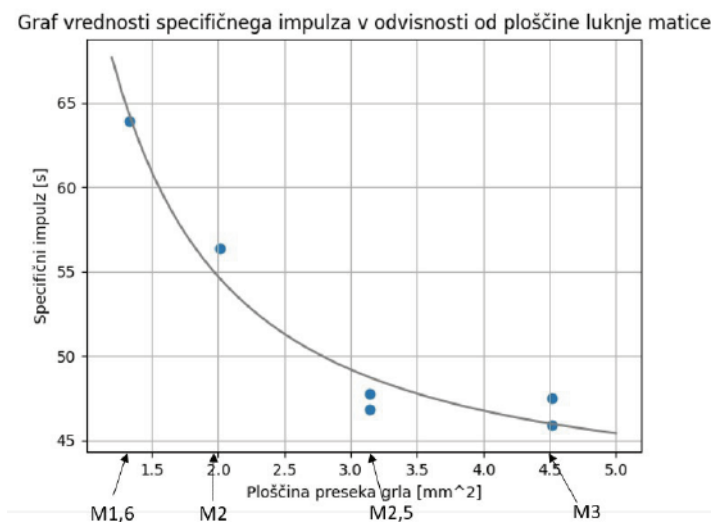
Pri meritvah potisne sile z maticami M3 teh ni odneslo iz šobe. Iz tega razloga je tudi oblika krivulje na grafu sile potiska v odvisnosti od časa za to velikost matic drugačne oblike. Krivulja na tem grafu ne začne v nobenem trenutku strmo padati. Samo v drugi polovici 26. sekunde je krivulja bolj strma, za to pa je najverjetneje razlog poraba vsega goriva in morebitna smet, ki je za trenutek blokirala luknjo v matici.

Za vsak raketni motor z erozijsko bolj odporno šobo smo po enakem postopku kot za plastične šobe izračunali tudi celoten impulz ter specifični impulz.

Matica	Premer grla [mm]	Celotni impulz [Ns]	Spec. impulz [s]
M3	2,4	2,79	47,5
M2,5	2,0	2,81	47,7
M2	1,6	3,32	56,4
M1,6	1,3	3,76	63,9

Tabela 3: Povprečni celotni in povprečni specifični impulzi raketnih motorjev z različnimi erozijsko bolj odpornimi šobami.

Iz tabele lahko razberemo, da specifični impulz narašča z manjšanjem premera grla šobe. Naraščanje učinkovitosti šobe, ki je definirana glede na vrednost specifičnega impulza, lahko prikažemo tudi na grafu (slika 4.3), kjer so z modrimi pikami označene vrednosti specifičnega impulza za vsako uporabljeno velikost strojne matice.



Slika 4.3: Zveza med specifičnim impulzom in premerom erozijsko utrjenih šob. Siva krivulja vodi pogled, ni pa fizikalno podprta z modelom. Negotovost je delno ilustrirana z raztrosom meritev pri M2,5 in M3.

Padajoča krivulja, ki služi le vizualni podpori in ni podprta s fizikalnim modelom, poudari naraščanje vrednosti specifičnega impulza z manjšanjem preseka grla šobe. Trend je očiten, negotovost ordinate teh točk pa zaradi slabe ponovljivosti erozijskih procesov izredno težko ocenimo, zato ni vrisana. Vsekakor je vsaj tolikšna kot variabilnost mase goriva, ki je bila med 5 in 10 odstotki, najverjetneje pa še večja.

Vrednosti specifičnega impulza sta pri šobah s strojnimi maticami M3 in M2,5 zelo podobni. To lahko pojasnimo z erozijo, saj so pri šobi z manjšim premerom grla matice odletele iz nje, pri šobi z večjimi maticami pa ne. Ker matice niso odletele iz šobe takoj, vendar je trajalo nekaj časa, preden so se te dovolj segrele in stopile plastiko v grlu ter tako zelo povečale površinski presek grla šobe, je bila potisna sila raketnega motorja z manjšimi maticami večja od potisne sile raketnega motorja z večjimi maticami. Ko so te odletele ven, se je sila zelo zmanjšala in zato je ploščina pod grafom sile v odvisnosti od časa veliko manjša, kot bi bila v primeru, da bi matice ostale v šobi. Ploščina pod tem grafom predstavlja celoten impulz rakete, ki je povezan s specifičnim impulzom, s katerim merimo učinkovitost raketnih motorjev. Če bi torej tudi v primeru strojnih matic M3 v grlu šobe matice odletele iz šobe, bi z nekaj odstopanja dobili skoraj obratno sorazmerno naraščanje vrednosti specifičnega impulza z zmanjševanjem premera grla, dokler grlo ni preširoko. Če primerjamo učinkovitost plastičnih šob z de Lavalovim profilom in učinkovitost erozijsko bolj odpornih šob brez tega profila, lahko vidimo, da je vrednost specifičnega impulza pri slednjih več kot dvakrat večja kot pri šobah brez nadgradnje s kovinskim vložkom v grlu šobe. Plastične šobe, ki imajo pred gorenjem goriva in delovanjem erozije najmanjši premer grla, torej 1,5 mm, imajo za približno 25 s manjšo vrednost specifičnega impulza kot erozijsko bolj odporne šobe z dvakrat večjim začetnim premerom grla šobe.

4.1 Ocena meritvene negotovosti

Zaradi dolgotrajnosti in zahtevnosti procesa izdelave raketnih motorjev in vžigalnikov nam za vsako različno obliko šobe ni uspelo izvesti bogatejše serije uspešnih meritev, da bi lahko iz ponovljivosti oz. iz raztrosa meritev zanesljiveje ocenili negotovost meritve. Le pri merjenju sile izpusta pri raketnih motorjih s šobami z vstavljenimi maticami M2,5 in M3 smo izvedli po dve uspešni meritvi sile. Te rezultate smo prikazali v grafu na sliki 4.3.

Relativni razmik med izmerkoma za specifični impulz za šobo s strojnimi maticami M2,5 je blizu 2%, za šobo z maticami M3 pa okoli 3%. To relativno majhno odstopanje najverjetneje izvira iz variabilnosti uporabljene mase goriva in nekoliko neponovljivega delovanja erozije. Poleg tega bi pri

oceni negotovosti morali upoštevati tudi variabilnost vpliva ostalih izdelanih elementov, kot na primer vžigalnikov, kjer pa bi zelo težko kvantitativno določili vpliv konstrukcijskih razlik na potisk.

Iz rezultatov za plastične šobe brez ojačitev v grlu, na katere je erozija zelo vplivala, je razvidno, da je plastiko v enakih šobah stalilo zelo podobno, saj sta se vrednosti specifičnega impulza za šobo s 3 mm širokim grlom med seboj razlikovali za 3 s oziroma za 7%. Verjetno bi bilo odstopanje nekoliko večje pri raketnih motorjih s šobami z manjšim premerom grla, saj je nanje erozija vplivala še nekoliko bolj.

Do raztrosa vrednosti izmerjenih specifičnih impulzov je verjetno prišlo tudi zaradi nenatančnega poznavanja mase goriva, ki je bila okoli 6g. Ker smo merili maso celotnega motorja pred prižigom goriva v raketnem motorju in po gorenju, vsakič na približno 0,5 g natančno, je bila relativna negotovost meritve mase tako okoli 12%.

Kljub temu, da smo za šobe, pri katerih smo izvedli po dve meritvi, dobili relativno majhne razlike za specifični impulz, lahko glede na variabilnost mase goriva in neenak vpliv erozije sklepamo na nekoliko večje negotovosti meritev specifičnega impulza za raketne motorje. Glede na dobljene rezultate lahko še vseeno sklepamo, da se vrednost specifičnega impulza povečuje z manjšanjem premera grla, saj je trend, ki je prikazan na grafu vrednosti specifičnega impulza od ploščine preseka grla šobe (slika 4.3), očitno. Pri tem ne moremo dobiti zelo natančne vrednosti impulza, ki pa pri konstrukciji najbolj učinkovite raketne šobe nima velikega pomena, saj nas v tej fazi raziskave zanima predvsem to, katera zasnova šobe ima največjo vrednost specifičnega impulza, ne pa tudi natančno, kakšna ta vrednost je.

Poglavje 5

Razprava

Pri eksperimentalnem delu smo s ciljem čim enostavnejše meritve sile potiska raketnih motorjev merilnik sile orientirali vodoravno. S tem smo se izognili prispevku spreminjajoče se teže motorja k izmerjeni izpustni sili zaradi zgorevanja goriva in padanju kontaminantov na silomer.

Zaradi statične meritve na silomeru nismo mogli videti, kako visoko bi rakete s takimi šobami poletele. En motorček z matico M3 smo pustili vzleteti navpično in vemo le, da je šel tako visoko, da smo ga izgubili izpred oči. Opazili smo tudi izrazit Dopplerjev učinek: zvok se je po vzletu znižal po frekvenci, za razliko od enakih motorjev, privezanih na silomer.

Oceno višine, ki bi jo rakete dosegle, se da izračunati tudi iz podatkov, ki smo jih izmerili s silomerom. Dobro aerodinamično izdelana raketa bi se še precej bolje odrezala, ker v tem trenutku zgodbo nadaljujemo z navpičnim metom s precej veliko hitrostjo. Let rakete lahko razdelimo v dve fazi. V prvi fazi med zgorevanjem goriva v motorju raketa pospešuje, nato pa se njena hitrost začne manjšati.

Če zanemarimo zračni upor, na raketo delujeta sila njene teže in potisna sila, ki smo jo merili v odvisnosti od časa. Rezultanta sil na raketo je razlika med silo izpusta raketnega motorja in silo teže rakete. Ker se obe zaradi zgorevanja goriva s časom spreminjata, del goriva pa celo zgori, ko je raketa še na tleh, poenostavimo, da je velikost teže rakete skozi celoten polet enaka končni teži rakete, ko vse gorivo zgori,

$$R = F_i - F_g.$$

Pospešek rakete tako dobimo po Newtonovem 2. zakonu

$$a = \frac{R}{m}.$$

Nato po formuli za izračun premika pri enakomerno pospešenem gibanju, kjer je začetna hitrost enaka 0, ocenimo višino, ki jo raketa doseže ob koncu

pospeševanja, saj lahko iz grafa preberemo časovni interval, v katerem sila potiska deluje:

$$h = \frac{at^2}{2}.$$

Po koncu pospeševanja ima raketa dvižno hitrost, ki se zaradi gravitacijskega pospeška zmanjšuje, dokler ne začne padati. Začetna hitrost druge faze leta je enaka končni hitrosti prve faze, torej na koncu pospeševanja, dobimo pa jo kot produkt pospeška in časovnega intervala, v katerem je raketa pospeševala. Čas druge faze leta (t_2) dobimo kot količnik med spremembo hitrosti ter pojemkom ($9,81 \text{ m/s}^2$). Premik navpično navzgor v drugi fazi je nato enak

$$h = v_0 t_2 - \frac{at_2^2}{2}.$$

Raketni motor s plastično šobo de Laval s premerom grla 2 mm, katerega sila teže je bila po gorenju goriva 0,17 N, bi dosegel višino 60 m ob koncu pospeševanja, dvignil pa bi se vse do 130 m.

Zgornja ocena je primerna, ker imamo motorje z razmeroma majhno potisno silo in dolgim trajanjem izpusta. V primeru zelo hitro gorečih motorjev z veliko potisno silo pa bi bil primernejši računski pristop ta, da bi masi rakete najprej sunkovito podelili vso razpoložljivo gibalno količino in nato nadaljevali z opisom navpičnega meta z znano hitrostjo.

Veliko večjo višino bi dosegle rakete, ki so imele v erozijsko najbolj obremenjen del grla vstavljene matice, saj so bile te šobe veliko bolj učinkovite. Raketni motor s šobo s premerom grla 2,0 mm, ki je po meritvi sile izpusta tehtal 0,25 N, bi se tako dvignil do višine 250 m.

Z izbiro drugačnih materialov za konstrukcijo šobe bi rakete poletele še višje. Pri meritvah sile potiska za raketne motorje smo ugotovili, da ima erozija zelo velik vpliv na raketno šobo, saj imajo izpušni plini in delci visoko temperaturo in plastiko stalijo. Erozijski šobe bi se lahko izognili in tako povečali učinkovitost raketnega motorja z uporabo šob iz temperaturno bolj odpornih materialov. Namesto kovinskih vložkov na erozijsko najbolj izpostavljenem delu bi lahko naredili celotno šobo iz kovine. Ker ima aluminij tališče pri približno $660 \text{ }^\circ\text{C}$, bi lahko aluminijasto palico naprimer narezali na 1 cm dolge valje, skozi katere bi po dolžini zvrtili luknjo. Ti bi služili kot šobe, ko bi jih nato vstavili v cev. Mnogi ljubitelji raketnih modelov iz podobnega razloga uporabljajo mineralne šobe iz gipsa, cementa ali bentonita.

Ker erozija na take šobe ne bi imela velikega vpliva, bi morali biti bolj pozorni na velikost grla šobe. Če bi bilo to premajhno, bi zaradi prevelikega tlaka v notranjosti raketni motor razneslo. Razneslo bi ga na območju cevi, ta pa bi zaradi tenzorske narave sile v steni, ki z različno velikostjo deluje na stranske in zgornje ploskve, tipično počila v smeri vzdolž svoje dolžine.

Ker bi torej cev v primeru prevelikega tlaka v raketnem motorju počila vzdolžno in ne prečno, bi to zmanjšalo nevarnost, da bi kovinski čep in šobo odneslo po zraku, saj bi se verjetno cev pretrgala le v sredinskem delu in bi v tem primeru oba kovinska dela ostala v cevi.

Ob pravem razmerju med količino goriva, velikostjo raketnega motorja in velikostjo šobe bi verjetno dobili veliko večje specifične impulze, saj bi lahko zagotovili v notranjosti raketnega motorja največji tlak. Izpuh bi imel posledično večjo hitrost, še vseeno pa bi šoba med zgorevanjem goriva ohranila enak premer grla, ker nanjo ne bi vplivala erozija.

Poglavje 6

Zaključek

V raziskovalni nalogi smo proučevali učinkovitost različnih šob in po izvedenih poizkusih smo prišli do naslednjih zaključkov:

1. Velikost grla raketne šobe zelo pomembno vpliva na učinkovitost šobe, saj manjši ploščinski presek grla povzroči večjo potisno silo. Manjši presek grla šobe omogoča večji tlak v raketnem motorju, zaradi katerega imajo izpušni plini in delci večjo hitrost in sila izpusta pri enakem masnem toku je posledično večja. Polietenska vodovodna cev, ki služi kot trup raketnega motorja, in šoba ter čep pri tem vzdržijo tak tlak in raketnega motorja ne raznese.
2. Erozija, ki poškoduje notranjost natisnjene polimerne šobe, zelo pomembno vpliva na učinkovitost šobe. Zaradi visokih temperatur plinov, ki izhajajo skozi šobo in plastiko v grlu stalijo, se zelo poveča ploščinski presek grla šobe. Kot smo ugotovili pri prejšnji točki, se zaradi širjenja grla, skozi katerega izhaja izpuh, učinkovitost šobe zmanjša.
3. Čepprav je v večini večjih raketnih plovil uporabljena šoba s profilom de Laval, pa ima erozijsko odporna zasnova šobe večjo vlogo pri učinkovitosti rakete. Zaradi erozije, ki spremeni razmerja med ploščinskimi preseki v taki šobi, taka geometrijska zasnova šobe ne more opraviti funkcije pospeševanja izpušnih delcev do nadzvočnih hitrosti. Iz tega sledi, da ima kovinski vložek na temperaturno najbolj obremenjenem delu šobe veliko vlogo pri povečanju učinkovitosti raketne šobe in da konstrukcija funkcionalne šobe samo s pomočjo filamentnega 3D tiskalnika ni mogoča, lahko pa zelo olajša delo pri kombinaciji več materialov.

Literatura

- [1] Hasan, T., Phillips J. Potassium Nitrate Based Rocket Propulsion. [internet]. [citirano 1. 3. 2021]. Dostopno na naslovu: http://aeroconsystems.com/tips/PotassiumNitrate_Sorbitol_motors.pdf
- [2] Plastics:materials. [internet]. [citirano 10. 4. 2021]. Dostopno na naslovu: <https://fdocuments.in/document/plastics-materials-handbook.html>
- [3] Rocket thrust equation.[internet]. [citirano 1. 3. 2021]. Dostopno na naslovu: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rockth.html>
- [4] Simple de Laval nozzle-Creo parametric2.0- Pro engineer.[internet]. [citirano 1. 3. 2021]. Dostopno na naslovu: https://www.youtube.com/watch?v=0g6PRLxyeP8&feature=emb_logo
- [5] Sorbitol. [internet]. [citirano 1. 3. 2021]. Dostopno na naslovu: <https://en.wikipedia.org/wiki/Sorbitol>
- [6] Structural design of pressure pipes. [internet]. [citirano 1. 3. 2021]. Dostopno na naslovu: www.oieau.org/eadoc/system/files/documents/39/196872/196872_doc.pdf
- [7] Sutton P G: Rocket propulsion elements. [internet]. [citirano 1. 3. 2021]. Dostopno na naslovu: http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_5540_Web/propulsion_systems/subpages/Rocket_Propulsion_Elements.pdf