



NÁVRH A REALIZÁCIA EXPERIMENTÁLNEHO HYBRIDNÉHO RAKETOVÉHO MOTORA

Jakub Kupčák
Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina

Jozef Čerňan
Air Transport Department
University of Žilina
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina

Abstract

This article focuses on the design and construction of an experimental hybrid rocket engine with thrust control capability. The article further examines the methodological approaches that were used in the design and manufacture, in particular, the methods of analysis, synthesis and experimental verification of the proposed system. Using Autodesk Inventor and Fusion software, the process of 3D modelling of the individual engine components was carried out, from the initial designs to the final technical documentation. The practical part is devoted to the actual manufacturing and testing of the engine, describing the selection of materials, technological procedures, and compliance with safety measures. The main objective is to design and implement an experimental hybrid rocket engine with thrust control capability. The aim of the thesis has been fulfilled by the creation and successful testing of a working prototype of a hybrid rocket engine, which can be further used for teaching and further testing purposes.

Keywords

Hybrid rocket engine, Rocket engine, Rocket propulsion, Design and implementation

1. Úvod

Kozmické technológie zažívajú v aktuálnych rokoch výrazný rozmach, ktorý je možné pripísať snahám o nový výskum, ale aj rozvoju vesmírneho turizmu a komerčným vesmírnym letom. Zásadný vplyv na to má aj rozvoj súkromného sektora, kde dominujú spoločnosti ako SpaceX alebo Blue Origin. A preto napreduje aj výskum v oblasti raketových pohonov, s čím priamo súvisí aj rozvoj hybridných raketových motorov. Snaha zvyšovať bezpečnosť a spoľahlivosť raketového pohonu pri zachovaní jednoduchosti je výhodná práve pre hybridné raketové motory, ktoré presne toto umožňujú. Táto diplomová práca je zameraná na navrhnutie a následnú konštrukciu experimentálneho hybridného raketového motora. Cieľom tohto navrhnutia a realizovať funkčný prototyp motora, ktorý by umožňoval reguláciu ťahu. Prvá časť článku popisuje metodiku a metódy skúmania, ktoré boli pri písaní tejto práce použité. Primárne sa jedná o metódy analýzy a syntézy, ktoré boli využité pri tvorbe 3D modelov a projektovej dokumentácie. Ďalšou podstatnou metódou, ktorá bola využitá, je metóda experimentu. Táto metóda slúžila na získanie priebežných informácií v procese konštrukcie motora, ako aj na získanie potrebných dát testovaním výsledného systému. Druhá časť článku sa venuje opisu praktickej činnosti, výrobe a testovaniu motora. V rámci tejto kapitoly bol opísaný proces výberu a spracovania materiálov použitých na výrobu jednotlivých komponentov motora, boli stanovené aj bezpečnostné postupy a opatrenia a priebeh samotných testov a výsledkom a zisteniam.

2. Metodika a metódy skúmania

Hlavným cieľom tejto diplomovej práce bolo navrhnutie a zrealizovať experimentálny hybridný raketový motor s možnosťou regulácie ťahu, vhodný pre ďalší výskum a vývoj

v tejto oblasti. Okrem toho sme si stanovili aj niekoľko ďalších čiastkových cieľov:

- Priblížiť históriu a súčasný stav v oblasti raketového pohonu
- Objasniť základné charakteristiky raketových motorov
- Zostaviť jednoduchý plán obsluhy nami realizovaného experimentálneho hybridného raketového motora
- Vykonať pokusné horenie
- Prakticky otestovať reguláciu ťahu funkčného modelu

2.1. Zdroje práce

Zdroje, ktoré boli použité pri vypracovaní tejto práce, sme rozdelili na primárne a sekundárne zdroje.

- Primárne zdroje práce predstavujú:
- Odborná literatúra
- Články a štúdie k danej problematike
- Knižné zdroje
- Vlastné merania a pozorovania získané počas výroby a testov motora

2.2. Metodika

Ako už bolo uvedené na začiatku kapitoly, hlavným cieľom práce bolo navrhnutie a zrealizovať experimentálny hybridný raketový motor s možnosťou regulácie ťahu. Postupovali sme nasledovne:

V prvej časti sme sa venovali teoretickým poznatkom o raketových motoroch. Priblížili sme si históriu, počiatky prvých pokusov s raketovým pohonom, neskorší postupný vývoj až po súčasnosť. V druhej časti kapitoly sme sa oboznámili so základným rozdelením raketových motorov, ich funkciou, rozdielmi, výhodami a nevýhodami jednotlivých typov. Oboznámili sme sa so základnými charakteristikami hybridných raketových motorov a bližšie sme si popísali funkcie niektorých častí raketových motorov.

V druhej časti práce sme sa venovali prvotnému návrhu nášho hybridného raketového motora, kde sme si ukázali postup návrhu jednotlivých častí.

V tretej časti sme sa zamerali už na samotný proces realizácie motora, výberu materiálu, jeho spracovania a skladby. Ďalej sme v tejto časti bližšie popísali jednotlivé komponenty nášho modelu a opísali ich funkčnosť. Zostavili sme plán a postupy pre zostavenie motora a jeho testovanie. Taktiež sme vypracovali jednoduché bezpečnostné opatrenia na základe identifikovaných rizík spojených s prevádzkou a testovaním motora, zhodnotili sme postup a výsledky testov, vytvorili sme niekoľko návrhov na zlepšenie efektivity a zvýšenie bezpečnosti vykonávaných testov a pokusov do budúcnosti a zhodnotili sme splnenie výsledkov práce a prínos práce.

2.3. Použité metódy

- Metóda zberu a spracovania odbornej literatúry – táto metóda bola použitá v prvej časti práce zameranej na teoretické poznatky o raketových motoroch, ich častí, charakteristikách a princípe činnosti.
- Metóda komparácie – bola využitá na porovnanie vlastností rôznych druhov pohonných hmôt, typov raketových motorov a ich častí.
- Metóda analýzy a syntézy – tieto metódy boli použité primárne v praktickej časti na návrh 3D modelu jednotlivých komponentov raketového motora.
- Metóda experimentu – bola využitá na overenie funkčnosti výsledného raketového motora

2.4. Použité nástroje

CAD softvér – programy Autodesk AutoCAD a Fusion boli využité na návrh 3D modelov a výkresovej dokumentácie, jednotlivých komponentov hybridného raketového motora. Použitie týchto softvérov umožnilo jednoducho a rýchlo vytvoriť modely všetkých častí a zároveň umožnili ich úpravu podľa potreby.

Záznamové a meracie zariadenia – Digitálny snímač hmotnosti na zistenie ťahu motora, videokamera GoPro Hero 3+, fotoaparát a dron DJI mini 3 boli použité na vyhotovenie videozáznamov a fotodokumentácie z testovania a konštruovania motora, ktoré boli užitočné pre analýzu a vyhodnotenie výsledkov testovania ako aj posúdenie správania motora počas spaľovania.

3. Výsledky

3.1. Časti výsledného modelu HRM

3.1.1. Predný uzáver

je vysústružená časť zo žiaruvzdornej ocele. Jedná sa o 30 mm dlhú valcovitú časť s výstupkom. Podľa návrhu boli stredom uzáveru prevrtané dva otvory rôznych priemerov, v ktorých bol vytvorený závit, M6x0,75 pre vstrekač a M12x1,5 pre pripojenie spojky hadicového vedenia okysličovadla. Pre zamedzenie úniku spalín zo spaľovacej komory boli v uzávere vytvorené dve drážky s hĺbkou 2,8 mm a šírkou 3,2 mm pre osadenie teflonových tesniacich O-krúžkov. Tieto tesniace krúžky nie sú odolné voči tak vysokým teplotám ako očakávame počas horenia, preto je pravdepodobné, že sa počas dlhšej prevádzky prepália. Predpokladáme, že ich bude potrebné vymieňať po každom dlhšom zážihu motora. Za týmito drážkami je vyvrtaných osem otvorov s vnútorným závitom M4x0,5 pre uchytenie k plášťu motora.

Vstrekač musí zabezpečiť dostatočný prívod okysličovadla do spaľovacej komory. Ako vstrekač okysličovadla je použitá jednoduchá sporáková dýza na zemný plyn. Jedná sa o odnímateľný komponent, ktorý možno jednoducho demontovať a znovu upevniť k prednému uzáveru, čo výrazne zjednodušuje zmenu konfigurácie pre budúce experimenty.

3.1.2. Spaľovacia komora a plášť

Hlavná časť spaľovacej komory predstavuje zároveň plášť motora. Je vyrobená z trubky z nerezovej ocele 304 s hrúbkou steny 3 mm. Dĺžka použitej trubky je 250 mm, vonkajší priemer je 42 mm a vnútorný priemer je 36 mm. Vnútorný priemer zároveň predstavuje priemer spaľovacej komory a vonkajší priemer palivového zrna. Dĺžka hlavnej časti spaľovacej komory je 175 mm. V prednej aj zadnej časti plášťa je priemer zväčšený na 37,5 mm, v prednej časti v dĺžke 30 mm a v zadnej časti v dĺžke 45 mm. Na prednej aj zadnej strane je takisto navrtaných osem otvorov, ktoré slúžia na upevnenie predného uzáveru a výstupnej dýzy k plášťu, respektíve spaľovacej komore spojovacím materiálom - skrutkami. Na oboch koncoch je taktiež vysústružené 45° skosenie vnútornej hrany, aby pri vtlačení uzáveru alebo výstupnej dýzy nedošlo k prasknutiu tesniaceho krúžka. Palivové zrno sa do spaľovacej komory vkladá cez ľubovoľný koniec a po uzavretí spaľovacej komory je na oboch koncoch opreté o výstupnú dýzu, respektíve predný uzáver.

3.1.3. Výstupná Dýza

Výstupná dýza je rovnako ako predný uzáver vyrobená opracovaním žiaruvzdornej ocele opracovaním na sústruhu. Ide o jeden kus o dĺžke 50 mm, do ktorého boli z oboch strán pod príslušným uhlom vysústružené kužeľové otvory. Tesnenie je riešené rovnako ako pri prednom uzávere dvomi drážkami pre tesniace krúžky. Za drážkami je vyvrtaných osem otvorov s vnútorným závitom M4x0,5 pre uchytenie k plášťu motora.

3.1.4. Prívod okysličovadla

Úlohou systému prívodu okysličovadla je dodávať okysličovadlo k vstrekaču pod požadovaným tlakom.

Ako nádrž s okysličovadlom využívame 20 litrovú tlakovú nádobu čistého technického kyslíka s tlakom 300 barov. Jedná sa o plyný kyslík, ktorý, ako sme si už povedali, je vhodný práve na účely experimentácie. Nakoľko má dostatočne vysoký tlak a nie je potrebné použiť kompresor ani iný plyn na zvýšenie tlaku v systéme. Prívod okysličovadla je regulovaný ručne ovládaným redukčným ventilom na tlakovej fľaši.

Časti systému prívodu okysličovadla, ako sú hadice, gumové tesnenia ale aj samotná tlaková fľaša s kyslíkom, by mohli byť poškodené, ak by sa dostali do kontaktu horúcimi plynmi zo spaľovacej komory. Za normálnych okolností by k tomu nemalo dôjsť, avšak pri neočakávanom náhlom zvýšení tlaku v spaľovacej komore by k spätnému prešľahnutiu horúcich plynov mohlo dôjsť. Na ochranu častí systému, hlavne tlakovej fľaše, je medzi hadicami namontovaná poistka proti spätnému šľahnutiu.

Pre vedenie okysličovadla z tlakovej fľaše do ku vstrekovачu sú použité dve vystužené hadice na kyslík použiteľné pri maximálnom tlaku 20 barov. Dĺžky hadíc sú 2 a 5 metrov.

3.1.5. Tuhé palivo

Pri pôvodnom návrhu paliva sme počítali s konfiguráciou reverzného kvázi-hybridného motora. Plánovali sme použiť zmes dvojzložkovej epoxidovej živice a dusičnanu draselného (KNO_3) ako tuhé zrnó okysličovadla a propán-butánu ako plyného paliva. Vykonali sme niekoľko pokusov horenia zmesi živice a dusičnanu draselného s rôznymi zmiešavacími pomermi.

Príprava zmesi epoxidovej živice s dusičnanom prebiehala nasledovne. Ako prvé bolo potrebné zvoliť pomer, v ktorom budú tieto zložky zmiešavané. Prvá zmes bola v pomere 70% dusičnan draselný, 25% epoxidová živica, 5% dextrín. Na zistenie hmotnosti jednotlivých dielov bola použitá digitálna kuchynská váha. Ako prvé sme do samostatnej nádoby nasypali dusičnan draselný s dextriénom v potrebnej hmotnosti a premiešali sme ich spolu. Následne sme do druhej nádoby naliali potrebné množstvo epoxidovej živice a tvrdidla v pomere 10:1. Do epoxidovej živice sme potom postupne sypali zmes dusičnanu draselného a dextrínu, zmes sme miešali kým nebol všetok dusičnan s epoxidom premiešaný do tuhej tvárnej zmesi. Túto zmes sme následne postupne vtláčili do formy a nechali v teple vytvrdnúť. Na ďalší deň po vytvrdnutí sme vzorku skúšobne zapálili. Pri druhej a tretej zmesi bol postup výroby totožný, rozdiel bol akurát ten, že sme nepoužili dextrín a zmenili sme pomer epoxidovej živice a dusičnanu. Pri druhej zmesi bol pomer 75% dusičnanu draselného a 25% epoxidovej živice, pri tretej zmesi bol pomer 85% dusičnanu draselného a 15% epoxidovej živice. Pri pokusných horeniach najlepšie horela druhá zmes, 75% KNO_3 a 25% epoxidová živica. Nevýhodou tejto zmesi je, že pri horení sa epoxidová živica roztápa a rozteká. Po zhorení druhej zmesi ostalo na zemi a aj tyči, na ktorej bola zmes uchytená veľké množstvo usadenín, ktoré sme nedokázali vyčistiť. V prípade tretej zmesi, kde bolo epoxidovej živice použitej menej nezostalo po horení toľko usadenín, avšak zmes bola veľmi krehká, pri vyberaní z formy praskala a pri horení z nej odlamovali nezhorené kusy. Z tohto dôvodu sme sa preto neskôr rozhodli pre úpravu motora do konvenčnej konfigurácie – plyné okysličovadlo a tuhé palivo. Ako okysličovadlo sme zvolili plyný kyslík (GOX) a ako tuhé palivo termoplast akrylonitrilbutadiénstyrén (ABS) z 3D tlačé. Okrem

toho sme ako tuhé palivo v jednom z pokusov použili aj kyselinu polymliečnu (PLA), takisto z 3D tlačé. Tieto palivá boli zvolené vďaka jednoduchosti a rýchlosti ich výroby. Navyše palivové zrnó vytlačené na 3D tlačí je pomerne lacné, jednoducho sa sním manipuluje, a samo osebe nie je nijako nebezpečné. Plyný kyslík sme zvolili nakoľko je to veľmi silné oxidačné činidlo, ktoré sme mali k dispozícii v tlakovej fľaši s dostatočným tlakom a objemom.

3.1.6. Zapaľovanie

Zapaľovanie motora bolo riešené čo najjednoduchšie vložením horiaceho predmetu cez výstupnú dýzu do spaľovacej komory motora. V našom prípade bol tento horiaci predmet zápalka, ktorú sme vyrobili zmiešaním dusičnanu draselného s epoxidovou živcou. Zmes bola rovnaká ako pri pokusoch s touto hmotou pre reverzný hybrid. Touto zmesou sme následne obalili špajdlú a nechali vytvrdnúť. Výsledkom je jednoduchý, lacný a dostatočne spoľahlivý spôsob zapaľovania.

3.1.7. Konštrukcia pre uchytenie motora

Konštrukcia pre uchytenie motora slúži na stabilné upevnenie motora k pohyblivej časti skúšobného stojanu a prenos ťahovej sily produkovanej motorom.

Konštrukcia sa skladá z dvoch kusov ocelevej jokloviny s rozmerom 50x30 mm. Joklovinu sme na jednotlivé kusy požadovanej dĺžky narezali z jedného 6 metrového kusu kotúčovú brúskou. Tieto dva kusy sú k sebe prizvárané do tvaru písmena T. Na všetkých troch koncoch sme na stojanovej vrtačke vyvrtali otvory pre uchytenie k pohyblivému rámu skúšobného stojana spojovacím materiálom.

K tejto konštrukcií boli následne vertikálne prizvárané dva menšie kusy jokloviny s rozmerom 20x20 mm, ktoré sme takisto narezali uhlovou brúskou z jedného väčšieho kusu. Ich umiestnenie sme si rozmerali tak, aby boli od stredu konštrukcie rovnako vzdialené. Následne sme ich pomocou magnetických uholníkov a elektródovej zváračky prizvárali na vyznačené miesta. Tieto kusy slúžia ako podpery a výstuže ocelevej pásoviny, do ktorej je samotný motor uchytený.

Posledným kusom konštrukcie je 6 mm hrubá oceľová pásovina, ktorá slúži ako montážna plocha pre samotné uchytenie motora. Jej výška je 100 mm a dĺžka 140 mm. Narezaná bola z jednometrového kusu odrezaná na stojanovej listovej píle. Elektródovou zváračkou je prizváraná k dvom vertikálnym joklovinám a aj k „T“ rámu. V strede pásoviny je prevrtaný otvor o priemere 20 mm, ktorý slúži na uchytenie motora predným uzáverom.

3.2. Identifikácia rizík spojených s prevádzkou

Účelom tejto časti je identifikovať a posúdiť riziká spojené s prevádzkou systému a opísať opatrenia, ktorými je možné tieto nebezpečenstvá obmedziť alebo odstrániť, s cieľom umožniť čo najbezpečnejšiu obsluhu nášho motora. Identifikované boli tri typy rizík:

- Katastrofické zlyhanie spaľovacej komory

Poškodenie v dôsledku pretlaku – v prípade nestabilného spaľovania alebo upchatia výstupnej dýzy tuhým palivom v dôsledku nedostatočného spaľovania môže dôjsť k roztrhnutiu spaľovacej komory, respektíve pláštá motora. Prípadná explózia môže do okolia vymrštiť úlomky spaľovacej komory alebo iných častí motora, ktoré môžu spôsobiť zranenia.

- Vystavenie aktuálne prevádzkovanému raketovému motoru

Vdýchnutie výstupných plynov – prevádzka raketového motora generuje výstupné plyny, ktoré môžu byť toxické alebo pôsobiť dráždivo. Predčasné zapálenie motora – v prípade chyby, ktorá by spôsobila predčasné zapálenie motora, môžu výstupné plyny zasiahnuť obsluhu motora počas príprav na zapálenie alebo počas pohybu vo vyhradenej oblasti za motorom. Poškodenie alebo vznik požiaru v dôsledku prevádzky motora – horúce výstupné plyny produkované motorom môžu spôsobiť poškodenie okolitých zariadení alebo budov alebo zapríčiniť požiar.

- Manipulácia s horúcimi časťami motora po teste

Popáleniny spôsobené manipuláciou s časťami motora: Po zastavení horenia budú časti motora horúce. Manipulácia s nimi môže spôsobiť popálenie personálu.

3.2.1. *Opatrenia*

Dodržiavať stanovené podmienky BOZP, mať vyznačený bezpečnostný priestor v okolí motora a zamedziť vstup do vyznačeného priestoru počas a bezprostredne po vykonaní testu. V prípade nedodržania stanovených podmienok a postupov BOZP, narušenia bezpečnostného priestoru alebo inej nepredvídanej udalosti bude test, respektíve prevádzka motora okamžite prerušená.

3.3. *Priebeh testovania*

Prvý test sme vykonali s použitím 1,5 mm hrubého plastového palivového zrna z PLA plastu vytlačeného na 3D tlačiarňi a s použitím plynovej dýzy s priemerom 0,8 mm. V tomto teste sme chceli pri krátkom horení overiť správnu tesnosť jednotlivých častí, overiť spôsob zapáľovania a správanie motora pri prevádzke. Test prebiehal podľa popísaného postupu. Po zapálení zápalky a jej vsunutí do motora sme pomaly otvárali prívod oksyličovadla a zvyšovali tým tlak a teplotu v spaľovacej komore. Pomalý nárast teploty však spôsobil to, že materiál palivového zrna sa začala taviť a stekať z hornej časti spaľovacej komory a vytekať do výstupnej dýzy. Počas celej doby horenia s nízkym tlakom kyslíka z výstupnej dýzy vychádzal hustý biely dym a motor bol pomerne tichý. Až po zvýšení tlaku oksyličovadla na hodnotu 11 barov spôsobil znateľný nárast hlučnosti motora, z výstupnej dýzy prestal vychádzať dym a vyšľahal menší plameň. V mieste roztavenia palivového zrna sme však mohli sledovať nárast teploty povrchu pláštá motora, preto sme sa rozhodli test prerušiť. Čas od vloženia zápalky do motora po prerušenie testu bol 47 sekúnd, pričom horenie pri vyššom tlaku oksyličovadla, 11 až 15 barov, trvalo 9 sekúnd. Po ukončení testu sme odpojili prívod oksyličovadla a nechali motor na otvorenom priestranstve chladieť približne 30 minút. Po uplynutí tohto času už boli plášt motora aj ostatné časti dostatočne chladné na manipuláciu s nimi. Po demontáži motora zo skúšobného stojanu sme vykonali

jeho bližšiu inšpekciu, pri ktorej sme si všimli, že do hrdla výstupnej dýzy bol v malej miere zatečený roztavený plast, ktorý nebol dokonale spálený. Napriek tomu bolo možné motor na oboch koncoch pomerne ľahko otvoriť a skontrolovať tak lepšie vnútro motora. Vnútorne steny spaľovacej komory ako aj predného uzáveru boli pokryté silnou vrstvou spalín. Na stenách spaľovacej komory v zadnej časti v spoji s výstupnou dýzou bol niekoľko milimetrov hrubý nános nespáleného plastu, ktorý jednej strany vtekal priamo do dýzy. Po kontrole môžeme povedať, že nedošlo k žiadnemu poškodeniu nijakej časti testovacej zostavy. Tesniace krúžky ostali všetky neporušené. Všetky tri časti motora sme na niekoľko desiatok minút ponorili do technického benzínu, kde sa väčšia časť usadenín odmočila a niektoré väčšie kusy zatuhnúťého plastu sme odstránili manuálne. Výsledok prvého testu hodnotíme ako uspokojivý, ciele tohto testu boli naplnené, vykonali sme úspešné zapálenie a overili sme funkčnosť a tesnosť navrhutej zostavy. Okrem toho sme zistili aj to, že PLA nie je vhodným typom paliva a nebude pri ďalších testoch použité.

Druhý test sme vykonali s použitím plastového palivového zrna z ABS plastu vytlačeného na 3D tlačiarňi s priemerom 36 mm a hrúbkou steny 10 mm a s použitím plynovej dýzy s priemerom 0,8 mm. V tomto teste sme chceli overiť správanie motora pri dlhšom čase horenia, odmerať ťah motora a overiť schopnosť regulácie ťahu zmenou tlaku privádzaného oksyličovadla. Po znalostiach nadobudnutých pri prvom testovaní sme po vložení horiacej zápalky do motora zvyšovali tlak oksyličovadla rýchlejšie, aby sa palivo nezačalo taviť a tiecť. Prvotne sme tlak oksyličovadla nastavili na 11 barov. Pri tomto tlaku sa nám podarilo namerať ťah 0,5 kg – 5N. Pri postupnom zvyšovaní tlaku na hodnotu 14 barov narástol ťah na hodnotu 0,8 kg – 8N. Tlak oksyličovadla sme následne rýchlo zdvihli na hodnotu približne 18 barov, ťah stúpol na hodnotu 1,5 kg – 15N a po ďalšom pomalom zvýšení tlaku na hodnotu 20 barov sa ťah zvýšil na hodnotu 1,7 kg – 17N. Po dosiahnutí tejto hodnoty sme tlak oksyličovadla ďalej dvíhať neskúšali, nakoľko je to limitná hodnota pre hadice a aj redukčný ventil, naopak tlak sme opäť znížili na hodnotu 12 barov, čo malo za následok zníženie ťahu na hodnotu 1 kg – 10N. Celá doba horenia bola 114 sekúnd a pokus s reguláciou ťahu trval 74 sekúnd. Po ukončení testu rovnako ako pri prvom teste nechali motor chladieť na otvorenom priestranstve niekoľko desiatok minút, teplotu pláštá a výstupnej dýzy sme kontrolovali infračerveným bezdotykovým teplomerom. Teplota pláštá bola po približne 20 minútach 59°C až 65°C v závislosti od miesta merania, najvyššia teplota bola teplota výstupnej dýzy, ktorá bola v najteplejšom mieste 166°C. Po vychladnutí motora a jeho demontáži sme vykonali inšpekciu jednotlivých častí. Na rozdiel od prvého pokusu nebolo tentokrát plastové palivo zatečené do výstupnej dýzy a ani v spaľovacej komore nezostali žiadne nespálené kusy paliva, všetky vnútorné časti však boli pokryté vrstvou spalín. Po kontrole všetkých častí sme mohli zhodnotiť, že nedošlo k poškodeniu žiadnej časti zostavy, iba dva tesniace krúžky boli vplyvom vysokej teploty zničené - jeden na výstupnej dýze a druhý na prednom uzáveri. Všetky tri časti motora sme opäť na niekoľko desiatok minút ponorili do technického benzínu, kde sa väčšina usadenín odmočila a zvyšok sme vyčistili oceľovým kartáčom.

Tretí test sme vykonali, rovnako ako pri druhom teste, s použitím plastového palivového zrna z ABS plastu vytlačeného

na 3D tlačiarňu s priemerom 36 mm , avšak vnútornú geometriu sme zmenili z jednoduchého kruhového otvoru na tvar hviezdy a pôvodnú 0,8 mm plynovú dýzu sme vymenili za väčšiu priemerom 1,4 mm. V tomto teste sme chceli porovnať horenie a ťah s predchádzajúcim motorom, nakoľko pri novej geometrii paliva je počiatková plocha horenia väčšia a prietok oksyličovadla je pri rovnakom tlaku s použitím novej dýzy takisto vyšší. Test prebiehal prakticky rovnako ako predchádzajúci. Po zapálení zápalky sme začali tlak oksyličovadla rýchlo zvyšovať na hodnotu 10 barov, nepodarilo sa nám však dosiahnuť zapálenie palivovej zmesi, z motora niekoľko sekúnd vychádzal iba hustý dym. Až po výraznom znížení tlaku oksyličovadla došlo k zapáleniu. Okamžite po zapálení sme opäť začali zvyšovať tlak privádzaného oksyličovadla, tento nárast bol pozorovateľný na výstupnom plameni, nepodarilo sa nám však namerať žiadny ťah. Tento fakt bol pravdepodobne spôsobený zmenou štruktúry paliva, keďže tentokrát sme nepoužili pri tlači plnú výplň, ale iba 40% výplň. Myslíme si, že kvôli tomu malo palivo moc krehkú štruktúru a časť z neho sa poodlamovala a nespálila. Aj napriek pomerne dlhej dobe horenia nebolo všetko palivo dokonalo spálené. Po rozobratí motora boli na konci spaľovacej komory pri výstupnej dýze ako aj na povrchu výstupnej dýzy usadeniny nespáleného plastu.

3.4. Výsledky

Počas realizácie práce sa vyskytli rôzne komplikácie. Napríklad výroba jednotlivých komponentov sa pre nás ukázala ako pomerne komplikovaná. Vybavenie ktoré sme mali k dispozícii nebolo úplne vhodné, kvôli čomu bola výroba veľmi pomalá a komplikovaná, pričom niektoré aspekty návrhu sme museli meniť, aby sme ich dokázali zrealizovať. Ďalej testy v konfigurácii reverzného hybridu s tuhým oksyličovadlom vo forme epoxidovej živice s dusičnanom draselným a plyným palivom propán-butánom sa nám nepodarilo realizovať. Na zabezpečenie dostatočného prívodu plynu by bol potrebný kompresor na zvýšenie jeho tlaku, ktorý sme nemali k dispozícii, okrem toho pokusy s dusičnanom v kombinácii so spojivom ukázali, že horenie produkuje veľké množstvo usadenín a odpadu, ktoré by mohlo vtekať do dýzy, čo sme riskovať nechceli. Napriek tomu môžeme konštatovať, že sme dokázali vytvoriť funkčný a použiteľný model, ktorý splnil všetky nami stanovené ciele a ďalej môže slúžiť potrebám katedry.

3.5. Návrhy na zlepšenie

V rámci možného zlepšenia motora je potrebné spomenúť hlavne optimalizáciu výstupnej dýzy a vstrekovania oksyličovadla. Na naše účely – overenie funkčnosti návrhu a jednoduché testovanie regulácie ťahu sú naše návrhy dostatočné, pre potreby vyššieho ťahu, napríklad pri zakomponovaní do letuschopnej rakety, však nestačia. Pre pozemné testovanie si myslíme, že by bolo do budúca vhodné skonštruovať vlastný skúšobný stojan, ktorý by umožňoval jednoduchšiu manipuláciu s motorm, ale aj možnosť merať viaceré parametre chodu motora, napríklad tlak a teplotu v spaľovacej komore, rýchlosť výstupných spalín a podobné, čo by však vyžadovalo značné investície a konštrukčné zásahy do existujúceho motora, prípadne návrh a implementáciu nových špeciálne navrhnutých častí. vyššiu bezpečnosť pri testovaní, napríklad zakomponovaním ochrannej konštrukcie, ktorá by zachytila prípadný únik spalín pri netesnosti. Ďalej považujeme

za vhodné implementovať elektrické zapáľovanie ovládané na diaľku, aby nebolo potrebné pohybovať sa okolo motora s horľavinami v rukách a zapojeným prívodom oksyličovadla, čo by v prípade prehliadnutého úniku takmer určite spôsobilo zranenie obsluhy. Pravdepodobne úplne ideálne by bolo zakomponovať aj celý systém oksyličovania motora do skúšobného stojanu a možnosť ovládať prakticky celý chod motora, od zapálenia až po zhasnutie, diaľkovo.

Konkrétne úpravy a doplnky však závisia od konkrétnych budúcich požiadaviek, ktoré sú vo výsledku diktované plánovaným použitím tohto motora.

4. Záver

Práca bola zameraná na návrh a realizáciu experimentálneho hybridného raketového motora. Hlavným cieľom bolo navrhnuť a následne vyrobiť hybridný raketový motor s možnosťou regulácie ťahu.

V rámci práce sme vykonali tri skúšobné testy, s cieľom overiť funkčnosť návrhu. Výsledky jednotlivých testov ukázali, že náš návrh hybridného raketového motora je funkčný, schopný opakovanej prevádzky bez toho, aby došlo k poškodeniu jeho hlavných častí. V prvom teste sme úspešne overili zapálenie a horenie motora a tesnosť všetkých častí, test sme však prerušili z dôvodu nevhodnej deformácie paliva a nerovnomerného zahrievania plášťa motora. V druhom teste sa nám podarilo úspešne vykonať reguláciu ťahu motora regulovaním tlaku oksyličovadla. V treťom, poslednom teste, sme chceli opäť merať ťah motora, ukázalo sa však, že nami zvolená konfigurácia paliva pre tento test nebola vhodná a nepodarilo sa nám zopakovať meranie z predošlého testu. Na základe výsledkov a priebehu testov navrhujeme niekoľko možností na zlepšenie, ako je optimalizácia kritických častí motora alebo vytvorenie samostatnej testovacej zostavy vrátane bezpečnostného krytu motora.

Referencie

- [1] BENSON, Tom. Brief History of Rockets. In: *Nasa.gov* [online] [cit. 07.10.2024]. Dostupné na internete: https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html
- [2] PUBLISHED, Elizabeth Howell. The History of Rockets. In: *Space.com* [online] [cit. 09.10.2024]. Dostupné na internete: <https://www.space.com/29295-rocket-history.html#section-rockets-of-today-and-tomorrow>
- [3] NEUFELD, Michael. Robert Goddard and the First Liquid-Propellant Rocket. In: *National Air and Space Museum* [online] [cit. 10.10.2024]. Dostupné na internete: <https://airandspace.si.edu/stories/editorial/robert-goddard-and-first-liquid-propellant-rocket>
- [4] LEISHMAN, J. Gordon. History of Rockets & Space Flight. In: *eaglepubs.erau.edu* [online]. 2023 [cit. 10.10.2024]. DOI: <https://doi.org/10.15394/eaglepub.2022.1066.n3a>
- [5] ELDRIDGE, Alison. Britannica Money. In: *Britannica.com* [online] [cit. 23.04.2025]. Dostupné na internete: <https://www.britannica.com/money/SpaceX>

- [6] PAWEŁ SURMACZ, GRZEGORZ RARATA. Hybrid Rocket Propulsion Development and Application. In: *ResearchGate* [online] [cit. 15.11.2024]. Dostupné na internete: https://www.researchgate.net/publication/283216967_Hybrid_Rocket_Propulsion_Development_and_Application
- [7] SUTTON, George P, BIBLARZ, Oscar. *Rocket Propulsion Elements*. 9. vyd. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons Inc, 2017. ISBN 9781118753651.
- [8] GUERY, Jean-Francois et al. Solid propulsion for space applications: An updated roadmap. In: *Acta Astronautica* [online]. 2010, roč. 66, č. 1-2, s. 201-219 [cit. 20.02.2025]. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.05.028>
- [9] ESA explores microlaunchers for small satellites. In: *Esa.int* [online] [cit. 06.12.2024]. Dostupné na internete: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/ESA_explores_microlaunchers_for_small_satellites
- [10] SPACE ONE. In: *SPACE ONE* [online] [cit. 21.11.2024]. Dostupné na internete: https://www.space-one.co.jp/index_e.html
- [11] KUENTZMANN, P. *Introduction to Solid Rocket Propulsion* [online] [cit. 09.12.2024]. Dostupné na internete: <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/ADA425146.pdf>
- [12] SACKHEIM, Robert Lewis. Spacecraft Chemical Propulsion. In: *Encyclopedia of Physical Science and Technology* [online]. 2003, s. 403-430 [cit. 15.01.2025]. DOI: <https://doi.org/10.1016/b0-12-227410-5/00904-2>
- [13] PRICE, Edward, BIBLARZ, Oscar. Rocket - Liquid-propellant rocket engines. In: *Encyclopedia Britannica* [online]. Dostupné na internete: <https://www.britannica.com/technology/rocket-jet-propulsion-device-and-vehicle/Liquid-propellant-rocket-engines>
- [14] SPACEX. SpaceX Falcon Heavy. In: *SpaceX* [online] [cit. 26.02.2025]. Dostupné na internete: <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-heavy/>
- [15] CHELARU, Teodor-Viorel, MINGIREANU, Florin. Hybrid rocket engine, theoretical model and experiment. In: *Acta Astronautica* [online]. 2011, roč. 68, č. 11-12, s. 1891-1902. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.12.008>
- [16] GREATRIX, David R. Regression rate estimation for standard-flow hybrid rocket engines. In: *Aerospace Science and Technology* [online]. 2009, roč. 13, č. 7, s. 358-363 [cit. 03.01.2025]. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2009.07.003>
- [17] ZILLIAC, Gregory, KARABEYOGLU, M. Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling. In: *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* [online]. 2006 [cit. 05.01.2025]. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2006-4504>
- [18] WEI, Shih-Sin et al. A Review of Recent Developments in Hybrid Rocket Propulsion and Its Applications. In: *Aerospace* [online]. 2024, roč. 11, č. 9, s. 739. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace11090739>
- [19] PETRAROLO, Anna, KOBALD, Mario, SCHMIERER, Christian. *Characterization of Advanced Hybrid Rocket Engines* [online] [cit. 10.11.2024].
- [20] OWISI, Farouk. *DESIGN AND TESTING OF THE IGNITION SYSTEM FOR HYBRID ROCKET MOTOR* [online] [cit. 13.11.2024]. Dostupné na internete: https://asat.journals.ekb.eg/article_27161_c96a195758477d5e4ab20f53e2eca362.pdf
- [21] Nuclear Rockets. In: *Glenn Research Center | NASA* [online] [cit. 19.02.2025]. Dostupné na internete: <https://www1.grc.nasa.gov/historic-facilities/rockets-systems-area/7911-2/>
- [22] WELCH, Nikki, SMITH, Kaveon. The Propulsion We're Supplying, It's Electrifying - NASA. In: *NASA* [online]. Dostupné na internete: <https://www.nasa.gov/humans-in-space/the-propulsion-were-supplying-its-electrifying/>
- [23] JOBIN, Olivier et al. Hypergolic ignition of hybrid rocket fuels in a slab burner experiment. In: *Combustion and Flame* [online]. 2025, roč. 274 [cit. 18.03.2025]. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2024.113948>
- [24] PRADHAN, S. K., KEDIA, Vedant, KOUR, P. Review on different materials and their characterization as rocket propellant. In: *Materials Today: Proceedings* [online]. 2020, roč. 33, č. 8 [cit. 20.02.2025]. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.02.960>
- [25] OZTAN, Cagri et al. 3D printed ABS/paraffin hybrid rocket fuels with carbon dots for superior combustion performance. In: *Combustion and Flame* [online]. 2021, roč. 225, s. 428-434 [cit. 10.12.2020]. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2020.11.024>
- [26] KOPACZ, Wioleta et al. Hydrogen peroxide – A promising oxidizer for rocket propulsion and its application in solid rocket propellants. In: *FirePhysChem* [online]. 2022, roč. 2, č. 1, s. 56-66 [cit. 26.12.2024]. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.fpc.2022.03.009A>
- [27] *MAE 6430 -Propulsion Systems, II* [online] [cit. 28.12.2024]. Dostupné na internete: http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_6530_Web/New_Course/Section3/section2.1.pdf
- [28] TARIFA, Mariana, PIZZUTI, Loreto. THEORETICAL PERFORMANCE ANALYSIS OF HYBRID ROCKET PROPELLANTS AIMING AT THE DESIGN OF a TEST BENCH AND a PROPULSIVE SYSTEM. [cit. 28.12.2024]. DOI: <https://doi.org/10.13009/EUCASS2019-488>
- [29] Hybrid Propellants. In: *Andøya Space Education* [online] [cit. 27.12.2024]. Dostupné na internete: <https://learn.andoyaspace.no/ebook/student-rocket-pre-study/rocket-propellants-2/hybrid-propellants/>

- [30] CALABRO, M. Overview on Hybrid Propulsion. In: *www.eucass-proceedings.eu* [online], s. 353-374 [cit. 29.12.2024]. DOI: <https://doi.org/10.1051/eucass/201102353>
- [31] MANSHA et al. Comparison Study of Solid Rocket Motor Grain Geometries. In: *International Journal of Science, Engineering and Management (IJSEM)* [online]. 2024, roč. 11, č. 2, s. 32 [cit. 30.12.2024]. Dostupné na internete: <https://ijsem.org/article/6%20feb.pdf>
- [32] NASA SPACE VEHICLE DESIGN CRITERIA (CHEMICAL PROPULSION) SOLID PROPELLANT GRAIN STRUCTURAL INTEGRITY ANALYSIS [online] [cit. 29.12.2024]. Dostupné na internete: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19740011276/downloads/19740011276.pdf>