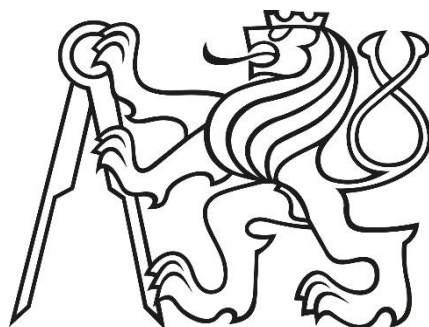


**České Vysoké Učení Technické v Praze**

**Strojní fakulta**

**Ústav letadlové techniky**



# **Měření tahu malého hybridního raketového motoru**

Measurement of thrust of small hybrid rocket engine

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

**Jakub Podzimek**

Vedoucí práce: Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.

2018

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Podzimek** Jméno: **Jakub** Osobní číslo: **438299**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Strojírenství**  
Studijní obor: **Konstruování podporované počítačem**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Měření tahu malého hybridního raketového motoru**

Název bakalářské práce anglicky:

**Measurement of thrust of small hybrid rocket engine**

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování práce proveďte:  
Navrhněte testovací přípravek pro měření tahu malého hybridního raketového motoru.  
Realizujte jej a zkalibrujte jej, zvažte možné rušivé vlivy při měření.  
Proveďte měření průběhu tahu na čase pro vybrané typy palivových zrn.

Seznam doporučené literatury:

M. J. Chiaverini, K. K. Kuo, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, AIAA, 2007  
+ další literatura dle doporučení vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

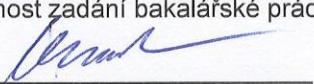
**Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D., ústav letadlové techniky FS**

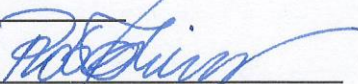
Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2018**

Termín odevzdání bakalářské práce: **13.08.2018**

Platnost zadání bakalářské práce:

  
Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) práce

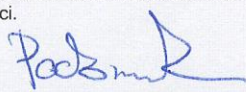
  
Ing. Robert Theiner, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

  
prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.  
podpis děkana(ky)

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací.  
Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

26.4.2018  
Datum převzetí zadání

  
Podpis studenta

# Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracoval samostatně s použitím literárních pramenů a informací, které cituji a uvádím v seznamu použité literatury a zdrojů informací.

Datum: .....

.....

podpis

## Poděkování

Tímto bych rád poděkoval mému vedoucímu bakalářské práce Mgr. Jaroslavu Kousalovi, Ph.D. za poskytnutí materiálů a užitečných rad v průběhu výroby měřicího zařízení, měření a zpracování bakalářské práce. Dále bych rád poděkoval ústavu letadlové techniky ČVUT za poskytnutí prostorů dílny, kde probíhalo měření. Také bych rád poděkoval Bc. Ondřejovi Plajdičkovi za pomoc při výrobě měřicího zařízení a v neposlední řadě panu Ing. Jaromíru Kučerovi za poskytnuté cenné rady. Nemohu opomenout nikoho, kdo mě jakkoliv podporoval a motivoval v průběhu celého studia, zejména rodinu a kamarády.

## Anotační list

Jméno autora:	Jakub Podzimek
Název bakalářské práce:	Měření tahu malého hybridního raketového motoru
Anglický název:	Measurement of thrust of small hybrid rocket engine
Akademický rok:	2017/2018
Fakulta/ústav:	Fakulta strojní
Studijní program:	Strojírenství – konstruování podporované počítačem
Zadávací katedra/ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí bakalářské práce:	Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.
Počet stran:	52
Počet obrázků:	46
Počet příloh:	7
Klíčová slova:	Hybridní raketový motor, hybrid, zrno, palivo, měřicí zařízení, měření tahu
Keywords:	Hybrid rocket engine, hybrid, fuel grain, fuel, measuring device, thrust measurement
Anotace:	Práce se zabývá vytvořením funkčního měřicího zařízení tahu malého hybridního raketového motoru a následným provedením zkoušek. V případě měření je použito více materiálů zrna, jakožto pevné složky paliva, s použitím bombičky s plynem $N_2O$ jako druhé složky paliva.
Abstract:	The thesis deals with the creation of a functional thrust measuring tool of a small hybrid rocket motor and subsequent execution of thrust measuring tests. In the case of measurement, multiple grain materials are used as a solid fuel component. $N_2O$ was used as a second fuel component of our hybrid.

# Obsah

Zadání.....	i
Prohlášení.....	ii
Poděkování.....	iii
Anotační list.....	iv
Seznam zkratk.....	vii
Úvod.....	1
1. Teoretická část.....	2
1.1. Historie hybridního raketového pohonu.....	2
1.1.1. Dávná historie.....	2
1.1.2. Éra osvícenství.....	4
1.1.3. Éra rozměrných raket.....	5
1.1.4. Zkapalnění hybridních pohonných látek.....	6
1.1.5. Turismus do vesmíru.....	7
1.2. Popis hybridního raketového pohonu.....	8
1.2.1. Tryska.....	9
1.2.2. Plášť.....	10
1.2.3. Pohonné látky.....	11
1.2.4. Tvar tuhé pohonné látky.....	13
1.3. Výhody a nevýhody hybridních motorů.....	14
1.4. Systémy vstřikování oxidantu.....	16
.....	17
1.4.1. Vstřikovací systém Vortex.....	18
1.5. Dnešní aplikace hybridního pohonu.....	19
1.5.1. Mars.....	19
1.5.2. Pomocná raketa UAV.....	20
2. Praktická část.....	21
2.1. Představení námi testovaného malého hybridního raketového motoru.....	21
2.2. Návrh měřicího přípravku.....	22
2.2.1. Konstrukce.....	22
2.2.2. Elektronika.....	25
2.2.2.1. Odpalovací zařízení.....	26
2.2.2.2. Měřící zařízení.....	26
2.3. Kalibrace měřicího přípravku.....	28

2.4. Rušivé vlivy měření .....	31
2.5. Měření průběhu tahu v závislosti na zvoleném materiálu .....	34
2.5.1. HDPE .....	36
2.5.2. NYLON.....	37
2.5.3. PLA .....	39
2.5.4. PP .....	40
2.5.5. PVC.....	41
2.5.6. Papír.....	43
2.5.7. Souhrn výsledků .....	45
3. Závěr .....	46
Seznam použité literatury .....	48
Seznam obrázků .....	51
Seznam tabulek.....	52
Seznam příloh .....	52

## Seznam zkratek

GIRD – Group for the Study of Reactive Motion

DARPA (ARPA) - Defense Advanced Research Projects Agency

HTPB - hydroxylem terminovaný polybutadien

HyTOP – Hybrid Technology Option Project

NASA – National Aeronautics and Space Administration

UAV – Unmanned aerial vehicle

HDPE – Polyethylen s vysokou hustotou

Nylon – Syntetický polymer a termoplast

PLA – syntetické vlákno

PP – polypropylen

PVC – Polyvinylchlorid



# Úvod

Není mnoho případů, kdy člověk nebo můžeme říci lidská rasa dosáhla něčeho tak velkého, jako je let do vesmíru a dále do neznáma. Během patnácti let, člověk vyslal první družici na zemskou oběžnou dráhu nebo například letěl na Měsíc. Vesmírné programy jsou pro mnoho lidí něco neuvěřitelného, nadlidského a pro jiné lidi to jsou jen důvody pro vytváření konspiračních teorií. Naše touha po poznání a zároveň pro mnohé strach z nevědomosti, nám přinesla nespočet vynálezů, bez kterých si řada lidí nedokáže představit běžný život.

Tato bakalářská práce se zabývá navržením měřicího zařízení pro měření tahu hybridního raketového motoru. Na začátku teoretické části se můžeme dozvědět něco o historii hybridního raketového pohonu, která sahá dávno do historie. V další části pochopíme, jak jednoduchý hybridní raketový pohon za podmínek na Zemi může být složitý pro provoz ve vesmíru. Můžeme zde nalézt i pohled do nejbližší budoucnosti, nebo přítomnosti v použití těchto pohonů. Jako jeden z příkladů můžu zde jmenovat možnost výroby paliv pro návratovou misi z povrchu Marsu pomocí hybridního raketového pohonu.

V praktické části se dostaneme k cestě za vytvořením funkčního a bezpečného měřicího zařízení pro náš malý hybridní raketový motor. Tato cesta čítala několik překážek a každým dnem, týdnem i měsícem jsem chápal více a více skutečností tohoto měření. Měření bylo poté provedeno pro různé materiály palivových zrn (tuhá složka paliva). Na grafech, které byly získány měřením, můžeme vidět rozdíly v tahu za čas v závislosti na použitém materiálu.

Myslím, že tato práce přinesla na ČVUT možnost dále rozšiřovat výzkum založený právě na kosmickém průmyslu. Rád bych se v budoucnu více zabýval raketovými motory, protože vidím budoucnost v jejich použití nejen v kosmonautice, ale i například v leteckém průmyslu.

# 1. Teoretická část

## 1.1. Historie hybridního raketového pohonu

### 1.1.1. Dávná historie

Historie vývoje raketových motorů sahá až do 30. let 20. století. Tehdy začal vývoj raketových pohonů na tuhé a zároveň na tekuté palivo. První pohony na tuhé palivo můžeme najít již v dávné historii při vývoji použití střelného prachu. [2]

Mezi prvními osobnostmi, které se snažili o vývoj pohonů na tuhé palivo nacházíme Roberta Goddarda (*Obrázek 1*). Po jeho testech se k nim lidé stavěli velice skepticky z důvodu nebezpečí výbuchu, které představovaly. Tomu odpovídá i varování německého profesora Hermanna Obertha, jednoho z průkopníků vývoje raket. Pan profesor Oberth tvrdil, že střelný prach musí vybuchnout všechen najednou a nemůže tomu být jinak. Jeho slova se potvrdila i při tragické ukázce roku 1933. Raketový inženýr Reinhod Tiling a tři z jeho asistentů byli zabiti při detonaci 40 *lb* práškového paliva. [1]

Mezitím se Goddard, který začal pracovat s práškovými palivy, snažil vyhnout výbuchu velkého množství tuhého paliva v jedné nádobě vstříkáním malého množství prášku do malé spalovací komory. Jeho cílem bylo kontrolovat rychlost hoření, dosáhnout zastavení v určitém čase, možnosti restartu a zároveň se chtěl vyhnout nebezpečí spálení všeho paliva najednou. Kvůli složitosti přívodu prášku do spalovací komory začal Goddard experimentovat s pohonem s tekutým palivem. Jeho výzkum trval téměř 22 let, až do roku 1935, než provedl svůj nejúspěšnější let rakety s pohonem na tekuté palivo, která dosáhla výšky 1,9 *km*. [1]

Vůbec prvním zaznamenaným pokusem o předchůdce hybridních raket byl Sergej P. Koroljov a Michail K. Tichonravov v rámci ruského programu GIRD. Byla to raketa, která měla v průměru 7 *palců* (0,1778 *m*) a na délku měřila 8 *stop* (2,4384 *m*). V tahu dosahovala na tu dobu úctyhodných 500 *N* po dobu 15 *s* a vyletěla do výšky 1500 *m*. Hnacími látkami byly benzin/kolofonium (gelový benzin), které byly zavěšené na kovové síťce a plynný kyslík pod tlakem. Ačkoliv to není hybrid, jak ho v dnešní době klasifikujeme, tak velkou měrou přispěl k pohledu na raketové hybridní pohony. [1]



Obrázek 1: Jedna z prvních raket profesora Goddarda. Převzato z [3]

Krátce po roce 1937 byly zahájeny vážné experimenty s hybridními motory. Ty zahrnovaly testy motorů provedené firmou I. G. Farben, pány Leonid Andrussowem, O. Lutzem a W. Noeggerathem. Byl testován 10 kN hybridní motor s použitím uhlí a plynného oxidu dusného. Tyto testy měly stejně neúspěšné výsledky jako Oberthův experiment s kyslíkem a grafitem. Nedostatek jakýchkoliv úspěchů byl způsoben potřebou velmi vysoké teploty na sublimaci uhlíku, což mělo za výsledek zanedbatelnou rychlost hoření. [1]

První významný pokus o hybridní raketu schopnou letu byl proveden v polovině 40. let firmou Pacific Rocket Society, která používala kyslík ve spojení s takovými palivy, jako je dřevo, vosk naplněný sazemí z černého uhlí a kaučuk. Rakety Douglas, které byly testovány v roce 1947, byly označeny jako experimentální. Třetí pokus byla raketa XDF-3, která používala trysku vytvořenou ze dřeva. Tato tryska byla namočená v roztoku chloridů zinečnatého a amonného, zřejmě kvůli představě, že by to poskytlo tepelně odolnou vrstvu. Návrh trysky XDF-3 byl rychle vyloučen, když po pouhých 15 s nízkotlakého spalování došlo prakticky ke zničení trysky. Další experiment, XDF-4, byl v podstatě stejný obecný typ, ale dřevěná tryska nyní obsahovala tlustý tvarovaný obal ze síranu vápenatého. Po uplynutí krátkého časového intervalu se motor utrhnul ze zkušebního stojanu, vyletěl nad hlavy pozorovatelů a přistál na zaparkovaný automobil Jeep. Společnost realizovala 19 dalších projektů předtím, než vyvinula raketu XDF-23, která používala kyslík, pryžové tuhé palivo a trysku z hliníkové slitiny. Úspěšně se podařilo dosáhnout výšky přesahující 30 000 stop (9144 m). [1]

Ačkoliv firma Pacific Rocket Society zřejmě neměla k dispozici žádné balistické analýzy, měla přesný koncept hybridního spalování, jak dokazují následná tvrzení: Tlak

v komoře raketového motoru na tuhá a kapalná paliva je úměrný oxidačnímu proudu a nikoli vnitřnímu povrchu vystavenému plamenu. Neexistuje tedy (resp. je silně potlačeno) nebezpečí výbuchu způsobené prasklinami a ucpáním v náboji, jako u raket na pevné pohonné látky. [1]

Od pozdních 40. let do roku 1956 George Moore a Kurt Berman provedli první analytické a experimentální testování ve firmě General Electrics. Byl použit polyethylen jako pevná složka paliva a peroxid vodíku jako oxidační část paliva. Cílem analýzy bylo zvýšit výkonnost peroxidu vodíku, jako pohonné hmoty. Bylo zjištěno, že přidání malého množství tohoto paliva (15 %) mělo za následek nárůst tahu o 70 %. Výsledkem bylo také potvrzení předešlých domněnek, že praskliny v tuhé složce paliva tolik neovlivňují chod motoru. Síla tahu motoru byla jednoduše upravována pomocí jediného ventilu, což usnadňovalo práci se samotnou pohonnou jednotkou. [2]

### 1.1.2. Éra osvícenství

V šedesátých letech došlo k velkému nárůstu zájmu o hybridní pohony v amerických vojenských silách, jako je americká armáda, námořnictvo, letectvo a ARPA nyní DARPA. Americké soukromé společnosti také velkou měrou pomohly ke zlepšení vývoje v tomto směru. Například skupina UTC byla v té době odpovědná za vývoj rakety Titan. David Altman, zaměstnanec UTC, spojil skupinu vědců, která se začala do hloubky zabývat základními principy hybridního spalování. Toto iniciovalo v šedesátých letech hned několik experimentů. Vývoj hybridního demonstrátoru umožnil levnou a bezpečnou laboratorní pomůcku sloužící k dalšímu zkoumání. Během následujících deseti let byly provedeny tisíce testů se stovkami tuhých a kapalných složek paliv. V roce 1961 vymysleli Marxman a Gilbert první hybridní regresivní rovnice. [2]

$$\dot{r} = \alpha(x)G_{OX}^n = \alpha \left( \frac{\dot{m}_0}{A_{port}} \right)^n$$

Kde  $\dot{m}_0$  je hmotnostní průtok oxidantu,  $A_{port}$  je plocha příčného průřezu tuhého paliva. Parametry  $\alpha$  a  $n$  jsou empirické konstanty pro daný soubor hnacích plynů. Exponent  $n$  bývá typicky mezi 0,5 - 0,8 [5]

Tato teorie je založena na principu hraniční turbulentní vrstvy s procesem spalování s omezenou difúzí. Model Marxmana a Gilberta zpočátku nepředpokládal vliv tlaku (nebo hmoty pocházející z oxidačního činidla) na rychlost regrese tuhého paliva. Ve skutečnosti

se tento proces považuje za lehce ovlivnitelný provozními podmínkami, protože makroskopicky difúzní plamen je řízen spíše tekutinovými dynamickými zákony než chemickou kinetikou. Regrese pevného povrchu je udržována vazbou tepelné energie z plamene, což vede k čistě konvektivnímu modelu proudění. [4]

### 1.1.3. Éra rozměrných raket

Od roku 1960 do osmdesátých let nebyly zveřejňované prakticky žádné informace. V této době probíhala intenzivní studie konstrukce sondážních vozidel s hybridními raketovými systémy a letovými systémy, ale bylo možné najít jen málo informací. V roce 1981 vznikla společnost STARSTRUCK, která vyvíjela 17 m dlouhou sondážní raketu o hmotnosti 8,2 t. The Dolphin (Obrázek 2). Hnacími látkami bylo palivo HTPB a kapalný kyslík, které dosáhly tahu 155,7 kN v motoru o průměru 1 m. Po 6 statických zkouškách v plném rozsahu byla raketa vypuštěna z pobřeží ostrova v Pacifickém oceánu. Naneštěstí kvůli zamrznutému ventilu pracoval motor jen 3 s a sám se zničil. V té době byl největším hybridním raketovým motorem. [2]



Obrázek 2: The Dolphin. Převzato z [6]

V roce 1985 byla společnost přejmenována na AMROC a se soukromým financováním začala projektovat motory od 22,2 kN do 1,1 MN poháněné stejnými látkami jako již zmíněný The Dolphin (HTPB a kapalný kyslík). V roce 1989 byla na pobřeží Pacifiku testována raketa s motorem o výkonu 330 kN, pojmenovaná SET-1, ale zamrznutí

oxidačního ventilu během startu zapříčinilo její pád a spálení hnacího plynu. Přes toto další selhání, společnost pokračovala v myšlence vytvoření raketového motoru o výkonu 1,1 MN. Motor byl testován čtyřikrát v roce 1993. Bohužel AMROC neměl dostatek finančních prostředků na vybudování rakety o nosnosti 644 kg schopné letu do nadmořské výšky 545 km a pro desetiminutovou trajektorii mimo atmosféru. Projekt byl tedy přejmenován na Hybrid Technology Option Project (HyTOP) a to pod záštitou společností AMROC, Martina Marietty a CSD s podporou NASA. Během let 1993 a 1994 byly prováděny testy s motorem, ale po krátké době hoření začal motor trpět nízkofrekvenční nestabilitou. Práce na řešení byla příliš drahá a v roce 1995 AMROC ztratila svého sponzora a ukončila projekt. Motor se posléze pokusily různé společnosti opět oživit, ale ani firmě Thiokol Company se nepodařilo udělat velké pokroky s projektem. [2]

Nutnost vyvinout velký hybridní motor byla umocněna tragédií raketoplánu Challenger s lidskou posádkou. V té době to byla pravděpodobně jedna z nejsložitějších a nejkomplikovanějších sestav na světě, obsahovala přibližně 2 500 000 jednotlivých výrobků a nepočítaně kabelů. Bohužel v roce 1986, necelých 73 s po startu Challengeru, raketoplán explodoval a vzal život 7 nadějným astronautům. Po této obrovské tragédii začala NASA intenzivně sponzorovat vývoj hybridních motorů. [7]

#### 1.1.4. Zkapalnění hybridních pohonných látek

Na počátku 90. let začaly skupiny vědců pracovat na lepším spalování hybridních motorů pomocí použití kryogenních paliv, jako je pevný ethylen a pevný metan. Cílem bylo stabilizování a zvětšení výkonů hybridů. Carrick a Larson (1995) vyvinuli a demonstrovali hořák pro testování pentanu a pevného ethylenu a ukázali, že za stejných podmínek dosáhlo palivo rychlosti 3 až 10krát rychlejší než Polymethylmethakrylát (též známý jako plexisklo nebo akrylátové sklo). Rice a jeho kolektiv (2000) provedl podobné testy u ORBITECu, ale pomocí většího motoru s různými palivy objevil, že tuhá paliva mají větší hustotu než jejich tekutý protějšek. Nižší teplota zrna způsobila snížení regresivní rychlosti, stejně jako vysoké procento hliníku v palivu. [2]

Dlouho nikomu nebylo jasné, proč k takovým jevům dochází až po příchodu Karabeyoglu a jeho týmu (2004), který zformuloval několik nekryogenních parafinových paliv, které byly testovány s různými oxidačními činidly. Dosahovaly tahu 26,7 kN a regresivní rychlost byla 2,5 až 3,5 krát rychlejší, než bylo předpovězeno. Model byl velice dokonalý, zahrnoval i případ superkritických podmínek, za kterých většina palivových systémů na bázi parafinu pracuje. Výsledky výzkumu s teorií tekutinové vrstvy ukázaly, že

parafinové vosky mají nejlepší vlastnosti jako hybridní raketová paliva mezi n-alkány v důsledku jejich vysoké regresivní rychlosti při vysokých teplotách tání. [2]

#### 1.1.5. Turismus do vesmíru

V roce 1996 skupina nadšenců pro vesmír, vedená Peterem Diamandisem, navrhla projekt komerčně sponzorovaného letu pro přepravu tří lidí bezpečně do nadmořské výšky 100 km. Návrh přilákal několik organizací a v roce 2004 díky dárcovství Ansari X byla stanovena vítězná cena na 10 milionů amerických dolarů. Vítězem se stal Burt Rutan, majitel Scaled Composites s lodí Space Ship One. Space Ship One (SS1) je suborbitální raketa, která využívá HTPB jako tuhé palivo společně s oxidem dusným jako oxidačním činidlem. Loď absolvovala celkem 16 letů, z toho tři z nich dosáhly výšky 100 km. [2]

Dne 27. září 2004 založil Richard Branson společnost Virgin Galactic, s jediným cílem: letět do vesmíru. S firmou Scaled Composites uzavřel kontrakt na splnění tohoto cíle. V roce 2009 byl na světě první model Space Ship Two (Obrázek 3) nazvaný Virgin Space Ship Enterprise. Byly zahájeny a stále probíhají letové testovací programy. Proběhlo několik úspěšných pokusů o let do výšky okolo 110 km, ale nedávná tragédie nad Mohavskou pouští trochu zbrzdila program. [2]



Obrázek 3: Space Ship Two, převzato z [8]

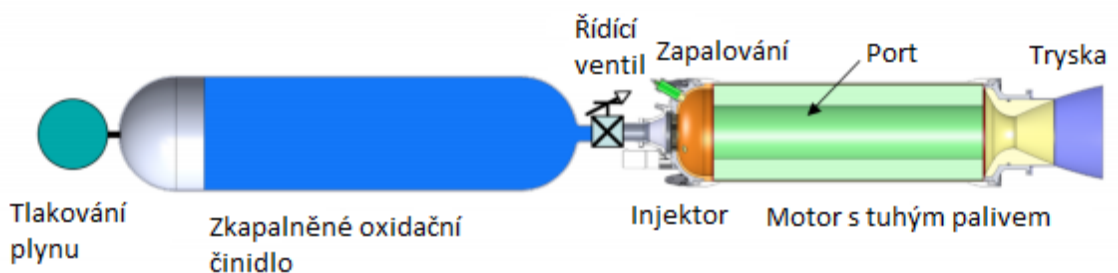
## 1.2. Popis hybridního raketového pohonu

Hybridní raketový pohon je podstatně bezpečnější než ostatní. Myšlenkou je skladovat odděleně tuhé a kapalné palivo, kvůli menší náchylnosti k chemickému výbuchu. Palivo je obsaženo ve spalovací komoře ve tvaru rakety, válce s kruhovým vyfrézovaným kanálem okolo osy nazývaným port. Po zažehnutí se na povrchu paliva po celé délce portu vytváří difúzní plamen. Spalování je udržováno přenosem tepla z plamene na tuhé palivo, které způsobuje kontinuitu odpařování paliva, dokud se tok oxidačního činidla nezastaví. V případě selhání konstrukce nedojde k důkladnému promíchání oxidantu a paliva, což by vedlo ke katastrofické explozi. [9]

Hlavními částmi pohonu jsou plášť, tryska, palivové zrno a zapalovač paliva (Obrázek 4). Celý plášť poté slouží jako spalovací komora a je zcela zaplněn palivem kromě již zmíněného prostoru okolo osy. Zatímco nejjednodušší rakety spalují palivo zesponu, výkonné jednotky hybridních motorů používají sofistikované geometrie paliva a různě tvarované kanály, aby se optimalizovala spálená plocha. Po úplné optimalizaci by mělo dojít ke spálení paliva v celém objemu současně s maximalizací tahu nebo dokonce umožnění určité úrovně kontroly nad spalováním. [10]

Palivová směs je složením oxidačního činidla, paliva a dalších přísad a za běžných podmínek se chová jako pevný element. Po zapálení spalované palivo uniká skrz trysku ven. Tryska je speciálně upravena tak, aby udržovala provozní tlak uvnitř komory. [10]

Jednoduché hybridní raketové motory nemohou být vypnuty nebo znovu nastartovány, ani tlak v nich nemůže být nijak regulován. Jednou zapálené hoří, dokud není spotřebováno veškeré palivo. Pokročilejší návrhy jsou schopny regulovat tlak pomocí otvorů odvádějících plyn z trysky. Používá se také konkrétně navržená geometrie paliva za účelem dosažení různých úrovní tahu během specifických fází letu. Některé moderní motory lze dokonce zastavit, či restartovat. Aby to bylo možné, používají buď hasící systém spalovací komory, nebo jsou sestavené z mnoha následně zapálených segmentů. [11]



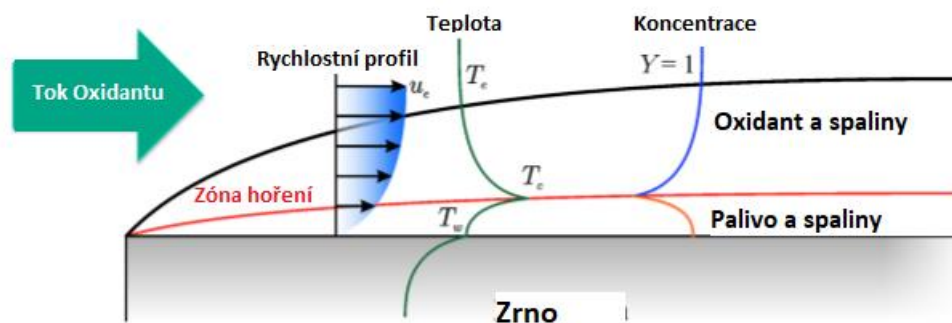
Obrázek 4: Schéma hybridního raketového pohonu, převzato a poté přeloženo z [9]



Spalování předem nesmíchaných složek paliva nám vytváří vizuálně makroskopický difúzní plamen. Zóna hoření (Obrázek 5) je vytvořena uvnitř mezní vrstvy, ve které se musí pevné palivo tavit a vypařovat nebo pyrolyzovat. Zároveň se musí mísit s oxidantem v zóně hoření, jak je znázorněno na obrázku níže. Tímto způsobem se hybridní spalovací jevy liší od toho, co se vyskytuje v kapalných a pevných motorech, kde je plamen předem smíchaný a žádná významná energie není vynaložena na míchání paliva a oxidačního činidla. [1]

### 1.2.1. Tryska

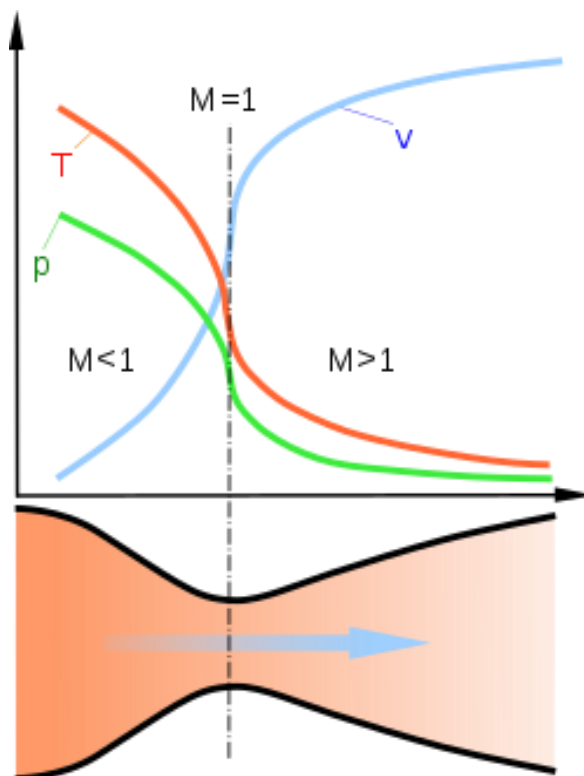
Tryska je jednou z hlavních součástí raketového motoru. Jejím úkolem je expanze a urychlení spalovaných plynů vznikajících hořením tuhé a plynné složky paliva uvnitř těla motoru. Obvykle se jedná o takzvanou Lavalovu tryšku, která byla objevena koncem 19. století. Zjednodušeně řečeno raketa generuje vysoký tlak uvnitř svého pláště (obvykle i několik set barů) a pomocí trysky měníme statický, horký vysokotlaký plyn do rychle se pohybujícího plynu směrem ven z trysky. [12]



Obrázek 5: Mezní vrstva, převzato a přeloženo z [9]

Optimální velikost trysky raketového pohonu používané v atmosféře je taková, že výstupní tlak se rovná okolnímu (atmosférickému) tlaku, který se s nadmořskou výškou snižuje. Pro rakety, které cestují ze Země na oběžnou dráhu je tedy jednoduchá konstrukce trysek optimální pouze v jedné nadmořské výšce. V jiných výškách se ztrácí účinnost a také palivo. Pokud je tlak plynu, který opouští výstupní trysku stále nad hodnotou okolního tlaku, pak se říká, že tryska je podexpandována. Pokud je tomu naopak, tryska je nadměrně roztažená (přeexpandovaná). [12]

U trysky Lavalovy se jedná o konvergentně – divergentní dýzu (Obrázek 6). Běžné rozevření Lavalovy dýzy je  $2\beta = (30\div 40)^\circ$ . Kritický průřez, místo s nejmenší plochou v příčném průřezu je velmi důležité. V tomto místě se uvažuje sonická rychlost  $M = 1$  (ve skutečnosti se rychlost mírně posune vlivem ztrát v proudění). [13]



Obrázek 6: Průběh tlaku, teploty a výtokové rychlosti spalin v trysce. Převzato z [12]

### 1.2.2. Plášť

Plášť spalovací komory je zatížen zejména teplotou a tlakem. Teplota hoření bývá přes  $3000\text{ }^\circ\text{C}$ , což je dvojnásobek teploty tavení oceli. Takto vysoká teplota tedy může velice jednoduše zničit plášť. Míru poškození lze ve vysokém procentu případů omezit, či jí lze dokonce zabránit. Tato opatření jsou například [13]:

- Vrstva tepelně izolačního materiálu s nízkou tepelnou vodivostí na vnitřních stěnách. Může to být i ochranný nátěr nebo vložka.
- Dostatečně silný materiál, který dobře odvádí teplo. Jako příklad bych uvedl hliník, který má vysokou teplotní vodivost a jednoduše zůstane po celou dobu hoření v rámci únosných hodnot teplot.

- Krátká doba hoření. Toto je samozřejmě nejjednodušší způsob, avšak ne vždy realizovatelný.
- **Regenerativní chlazení** v kontextu konstrukce raketového motoru je konfigurace, v níž některé nebo všechny hnací plyny procházejí trubkami, kanály nebo pláštěm kolem spalovací komory nebo trysky pro chlazení motoru. To způsobuje lepší účinnost motoru, protože palivo bývá dobrá chladicí kapalina. Zahřátá hnací látka se potom přivádí do generátoru nebo se vstřikuje přímo do hlavní spalovací komory.

### 1.2.3. Pohonné látky

Celý proces konstrukce a funkčnosti rakety velkou měrou vychází z tuhé složky paliva. Nejvíce nás zajímá materiál a tvar paliva. Dostupných pohonných hmot je velké množství, protože jsou potřeba dvě fáze. Klasický hybrid obsahující inertní tuhé palivo a kapalné oxidační činidlo má největší zásobu hnacích plynů, zatímco reverzní hybrid je více omezený. To je způsobeno tím, že vhodných pevných oxidantů není mnoho, jsou obvykle krystalické a jsou obtížně formovatelné ve středně velkých velikostech kvůli omezeným mechanickým vlastnostem. [1]

Typů a druhů paliva je veliké množství, proto zde nebudu jmenovat všechny, ale zaměřím se na ty nejvíce známé a používané. Kvůli výborným mechanickým vlastnostem jsou nejvíce využívány přírodní kaučuky. Kromě nich jsou využívány syntetické kaučuky na bázi polybutadienu. Dalším velice populárním palivem je HTPB, kvůli jeho ceně a dostupnosti. Jiné uhlovodíky, které se dnes používají zejména v menších motorech, jsou parafinové vosky, polyethylen (parafín s vyšší molekulovou hmotností), nylon a v dřívějších maloplošných zkouškách společné palivo, uhlí a dřevo. [1]

U velkého množství paliv můžeme najít přísady pro zlepšení výkonu motoru. Částečný seznam těchto přísad zahrnuje Al,  $AlH_3$ , Li, LiH,  $LiAlH_4$ ,  $Li_3AlH_6$ , aromatické aminy, antracen atd. Tyto přísady mohou zvýšit výkon motoru díky zvýšené hustotě zrna.

Další skupinou paliv jsou kryogenní pevné látky včetně pentanu, methanu, oxidu uhličitého a vodíku. Původním podnětem pro tento výzkum byla snaha získat kombinace hybridních pohonných látek, které jsou konkurenceschopné s výkonnými tekutými kryogenními pohonnými látkami. Navzdory těmto přednostem, výhody zatím nepřevyšují náklady na izolaci a nepohodlí manipulace s těmito kryogenními látkami v pevném stavu. [1]

Pokud se bavíme o hybridních kapalných oxidačních činidlech, které se používají, můžeme mluvit o skoro shodných s těmi, co jsou v kapalných raketových motorech. Patří sem například  $O_2$ ,  $N_2O$ ,  $N_2O_4$ ,  $HNO_3$ . Z této skupiny jsou nejnávykonnější  $O_2$ . [1]

V tabulce (Tabulka 1) níže vidíme srovnání jednotlivých paliv s různými oxidačními činidly. V historii byly postupně testované v přibližně stejné nadmořské výšce. Můžeme zde i vidět dosažených výtokových rychlostí s použitím jednotlivých složek. [1]

Tuhá složka	Oxidační činidlo	Hmotnostní poměr (O/T)	Výtoková rychlost [m/s]
HTPB	LOX	1,9	1820
PMM ( $C_5H_8O_2$ )	LOX	1,5	1661
HTPB	$N_2O$	7,1	1604
HTPB	$N_2O_4$	3,5	1663
HTPB	RFNA	4,3	1591
HTPB	FLOX( $OF_2$ )	3,3	2042
Li/LiH/HTPB	FLOX( $OF_2$ )	2,8	2118
PE	LOX	2,5	1791
PE	$N_2O$	8,0	1600
Parafin	LOX	2,5	1804
Parafin	$N_2O$	8,0	1606
Parafin	$N_2O_4$	4,0	1667
HTPB/Al(40%)	LOX	1,1	1757
HTPB/Al(40%)	$N_2O$	3,5	1637
HTPB/Al(40%)	$N_2O_4$	1,7	1679
HTPB/Al(60%)	FLOX( $OF_2$ )	2,5	2006
Celulóza ( $C_6H_{10}O_5$ )	$O_2$	1,0	1572
Uhlík	Vzduch	11,3	1224
Uhlík	LOX	1,9	1599
Uhlík	$N_2O$	6,3	1522
Pentan	LOX	2,7	1789
$CH_4$	LOX	3,0	1871
$CH_4/Be(36\%)$	LOX	1,3	1918
$NH_3/Be(26\%)$	LOX	0,47	1967

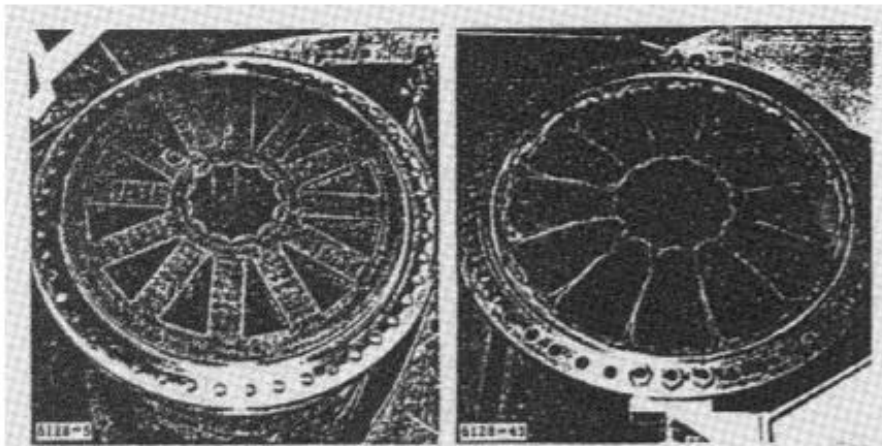
Tabulka 1: srovnání paliv hybridního raketového motoru. Převzato a přeloženo z [1]

Když se podíváme na tabulku výše, můžeme vidět, že oblíbený HTPB si vede velice dobře, stejně jako kryogenní hybridy obecně.

#### 1.2.4. Tvar tuhé pohonné látky

Rakety na tuhé palivo byly navrhovány s nekruhovými průřezy po mnoho let. Obvykle se tyto nekruhové vzory skládaly z hvězdicových tvarů nebo z konstrukcí „loukoťového kola“. Vzory byly vytvořeny tak, aby se dosáhlo námi chtěného tahu během různých fází letu. Vzhledem k výrazně odlišné fyzice spalování u hybridů je nyní účel tvarování zrn odlišný. Původním záměrem složité geometrie bylo zvětšení povrchu paliva, který hoří. Poté bylo však zjištěno, že se s tím upravit i průběh tahu rakety, jako tomu bylo u tuhých paliv. Dá se tedy říci, že chceme, aby se palivo odpařovalo dostatečnou rychlostí pro vysokotlakou raketu s přijatelným poměrem obou složek paliv k udržení účinného spalování. [15]

V 60. letech pod vedením Air Force byly provedeny první rozsáhlé zkoušky s tvarem „loukoťového kola“. Na obrázku níže vidíme zrno před a po odpalu (Obrázek 7). [15]

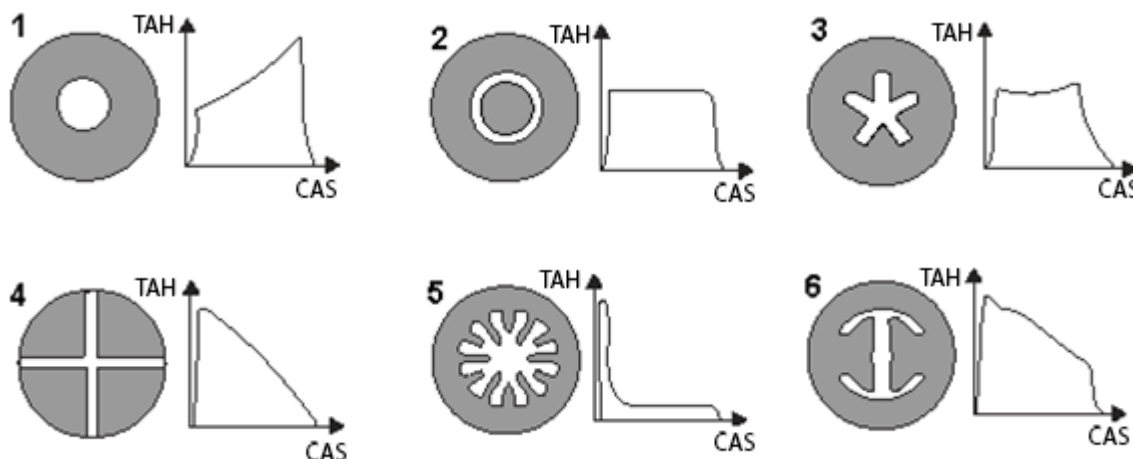


Obrázek 7: První odpaly s jiným tvarem zrna. Převzato z [15]

Obrázek 6 ukazuje motor o průměru 96,5 cm, který dosahoval podobných tahů jako motory na tuhé palivo v té době. Tato hodnota činila přibližně 180 kN. Takto složité geometrie mají však tendenci odchylovat poměr oxidačního činidla a tuhé složky paliva od optimálního a často za sebou zanechávají nespálené palivové části. Tyto části jsou

viditelné na obrázku 6. Společnost Sierra Nevada používá tuto konstrukci zrn pro jejich Dream Chaser a Spaces Ship 2 k dosažení požadovaných úrovní tahu. [15]

Když spojíme tvar trysky s vlastnostmi spalovaných paliv můžeme hovořit o klíčových faktorech, které ovlivňují profil tahu motoru. Několik základních tvarů zrn a jejich průběh tahu můžeme vidět níže (Obrázek 8). [15]



Obrázek 8: Tah v závislosti na tvaru zrna, převzato a přeloženo z [16]

### 1.3. Výhody a nevýhody hybridních motorů

#### Výhody:

- 1) **Bezpečnost** – Zvýšená bezpečnost oproti motorům na tuhé i kapalné palivo většinou představuje jednu z největších a nejvýraznějších výhod. Vzhledem k tomu, že palivo a oxidant jsou odděleny, tak hybridy nemají téměř žádné riziko výbuchu. Můžeme tedy říci, že mají velmi malou šanci na selhání. Navíc paliva pro motory na tuhé palivo jsou nebezpečná pro skladování a přepravu. [1]
- 2) **Nevýbušnost** – Oproti motorům na tuhé palivo, kde palivo a oxidant jsou smíchány dohromady, tak u hybridů nevádí, když mají v sobě různé prasklinky nebo nedokonalosti. U běžných hybridů nehrozí zapálení nebo výbuch působením oxidantního činidla na povrch paliva. Potenciální praskliny nebo nedostatky paliva mohou zvýšit plochu hoření paliva, ale nemají takový vliv na celkový tah motoru. Trhliny v palivu u motoru na tuhé palivo mohou mít na druhé straně katastrofické následky kvůli zvýšení tlaku uvnitř motoru. V neposlední řadě rychlost hoření není u hybridů typicky závislá na okolní teplotě, což zajišťuje spolehlivé a konzistentní ovládání motoru. [1]

- 3) **Spolehlivost** – Vzhledem k tomu, že pouze oxidační činidlo je skladováno v kapalně formě, potřebujeme tedy přibližně polovinu systémů na napájení motoru oxidačním činidlem oproti raketě na kapalné palivo. Toto uspořádání poskytuje výhody, pokud jde o lepší spolehlivost, nižší hmotnost systémů a méně složitou mechanickou konstrukci. [1]
- 4) **Řízení spotřeby energie** – Hybridní rakety mohou být regulovány pro řízení tahu, manévrování, vypnutí anebo dokonce restartování pouhým nastavením rychlosti proudění oxidantu. U raket na kapalné palivo by bylo nutné sobě navzájem přizpůsobit poměr paliva a okysličovadla. Regulace je velice zajímavá pro využití v různých taktických aplikacích. Projekty hybridních raket mohou také zahrnovat jejich nedestruktivní ukončení ve skoro libovolném čase. [1]
- 5) **Univerzálnost paliva** – Palivo v pevné fázi poskytuje vhodnou matici pro zavádění různých přísad. Například se používají kovové částice pro vysoce energeticky náročné mise a simulace výfukových plynů nebo jiných chemicky reagujících částic pro výzkumné účely. [1]
- 6) **Ekologie** – V dnešní době hodně diskutované téma, které je určitě velmi důležité. Hybridní rakety využívají typické hnací látky jako je kapalný kyslík (LOX) a palivo na bázi kaučuku, jako je HTPB. Mají ekologicky čistý výfukový systém bez chlorovodíku nebo oxidu hlinitého. [1]
- 7) **Nízké náklady** - Hybridy, jak již bylo řečeno, představují při výrobě, přepravě a zkoušce na zemi malé ne-li žádné riziko výbuchu. Toto uspořádání také umožňuje bezpečnější čištění v případě úniku oxidačních činidel. [1]

### Nevýhody

- 1) **Pomalá rychlost hoření** – Polymerní hybridní paliva, například HTPB jsou poměrně pomalé. Zpravidla alespoň o řád pomalejší než tuhé pohonné látky. Aby se dosáhlo potřebné rychlosti proudění výfukových par spolu s požadovanou úrovní tahu, musí být často použito regenerativní chlazení. Taková zrna vyžadují poměrně velká tlaková pouzdra a mohou vykazovat špatné objemové zatížení. Nicméně pokročilá tuhá paliva a inovativní metody vstřikování nedávno ukázaly velký příslib pro překonání tohoto problému do budoucna. [1]

- 2) Zbytky paliva** – Konvenční hybridy s vícenásobnými otvory nemohou být zcela vypáleny, protože části paliva mezi otvory by se uvolnily z původní polohy a mohly by potenciálně zablokovat trysku. Proto musí být na konci mise ponecháno několik procent paliva. Tyto palivové přebytky se samozřejmě přičítají k váze, kterou raketa ponese. [1]
- 3) Změna poměru směsí** – Vzhledem k silnému propojení mezi proudem okysličovadla a tuhým složkou paliva se celkový poměr směsí během hoření mění v závislosti na čase v důsledku změny velikosti portu. Zvýšení průřezů portu zvyšuje plochu spalování paliva, ale snižuje rychlost regrese paliva. Použitím sekundárních vstřikovačů oxidantů a inovativní konstrukce zrna může vést k eliminaci tohoto jevu. [1]
- 4) Promíchání pohonných látek** – Hybridy mají podstatně odlišné směšovací a spalovací procesy než kapalinové dvojsložkové motory (bipropelanty) nebo motory na tuhé látky. V kapalných motorech dochází k míchání pohonných látek v měřítku kapiček, zatímco u hybridů se míchání a spalování hnacího plynu vyskytuje v makroskopické zóně hoření. Tento způsob promíchávání může mít za následek mírně nižší celkovou účinnost spalování než u konkurenčních chemických systémů. [1]

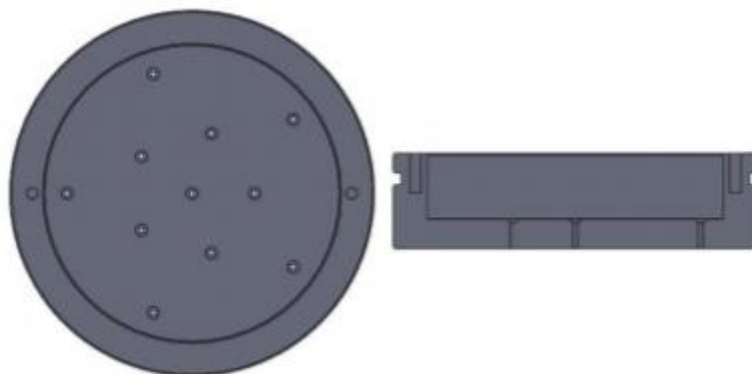
#### 1.4. Systémy vstřikování oxidantu

Ve většině případů hybridních raketových motorů je oxidant vstřikován do společné spalovací komory pomocí tzv. atomizéru (zmlžovače). Charakteristika kapaliny má výrazné účinky na rychlost regrese tuhého paliva, stabilitu při spalování a celkový výkon hnacího systému. V poslední době se provádí více výzkumů na téma hybridního pohonu kvůli jeho výhodám. [17]

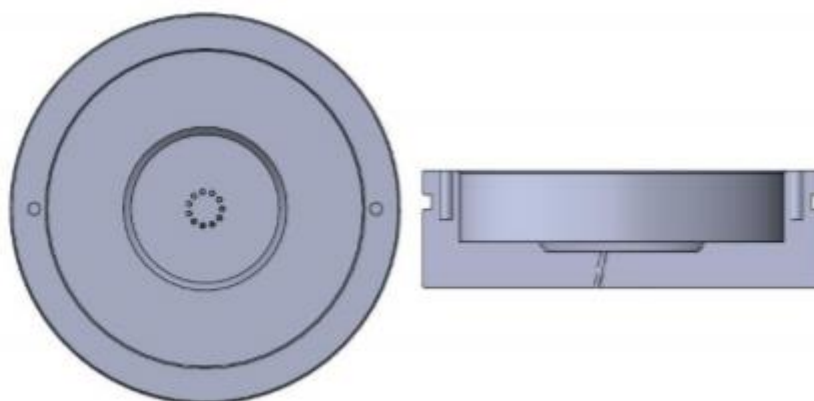
Hlavním nedostatkem hybridního motoru je stále nízká regresivní rychlost hoření tuhého paliva. K tomu, aby tento problém byl překonán bylo navrženo několik technik jako je použití kovových prášků v matrici nebo změna průtoku vstřikovače (injektoru). Vzhledem k významu atomizačního procesu na výkon při spalování se vstřikovací systém začíná pomalu, ale jistě vylepšovat oproti stávajícímu jednomu injektoru. Nižší jsou vidět na



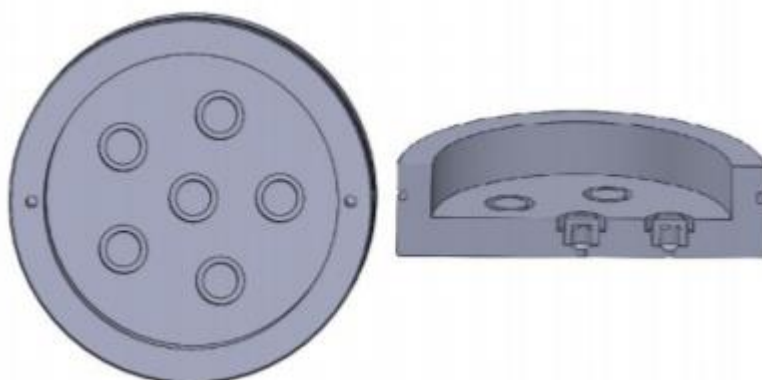
obrázcích různé typy vstřikovacích systémů (Obrázek 9, 10, 11). Jedná se pouze o modely, které byly použity za účelem testování. Princip těchto systémů je zde ale zachycen. [17]



Obrázek 9: SH Vstřikovací systém. Převzato z [17]



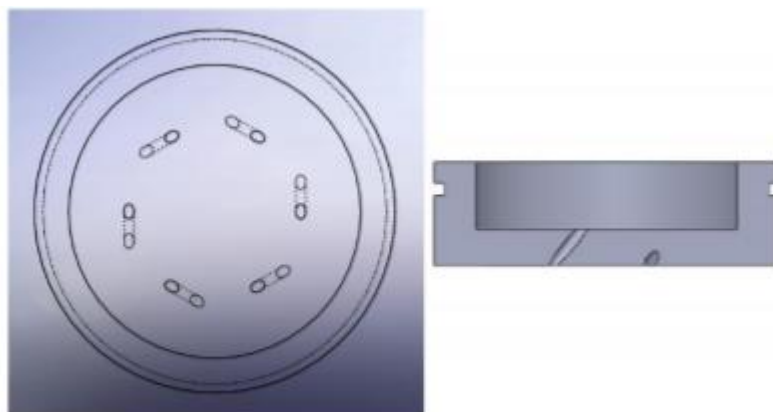
Obrázek 10: HC Vstřikovací systém. Převzato z [17]



Obrázek 11: PSW Vstřikovací systém. Převzato z [17]

### 1.4.1. Vstříkovací systém Vortex

O jednom vstříkovacím systému se chci zmínit podrobněji. Je to pravděpodobně v současnosti jeden z nejzajímavějších (*Obrázek 12*). Tento systém byl vyvinut pod společností NASA v ORBITECU. Cílem studie bylo změnit nízkou regresivní rychlost, nízké objemové zatížení a relativně nízkou účinnost spalování hybridů. Historicky, v návaznosti na to, co bylo provedeno pro kompenzaci nízké průtokové rychlosti paliva, využívá složité křížové geometrie s velkými navlhčenými plochami tuhého paliva v souladu s požadovanou úrovní tahu. ORBITEC vyvinul a vyzkoušel několik konfigurací hybridního raketového pohonu poháněného vírem, kde namísto vstříkování oxidantů paralelně s palivovým zrnem vstříkli oxidant do otvorů ve stěně paliva tangenciálně k vnitřnímu průměru povrchu zrna. [18]



Obrázek 12: Vortex Vstříkovací systém. Převzato z [17]

Během spirálovitého toku vzhůru se oksličovadlo mísí a spaluje s palivem. Kvůli víru s vysokou tangenciální rychlostí na stěně, vznikla teorie, že je zajištěn vysoký konvektivní tok tepla pro tuhé palivo. Tyto vstříkovací systémy poskytují významné zlepšení regresivní rychlosti až o 800 % oproti klasickým hybridům. Tato injekční technika má však i několik negativ. Za prvé, vstříkování skrze zrno představuje složité konstrukční řešení, které nemusí být pro letové systémy praktické. Za druhé, drážky v blízkosti vstříkovacích otvorů v zrnu způsobily při testech lokální změny regresivní rychlosti, což je nežádoucí. [18]

Na obrázku níže můžeme zaznamenat viditelnou změnu plamene rakety při použití právě Vortex vstříkovacího systému (*Obrázek 13*). Vlevo je klasická hybridní raketa a vpravo pak hybridní raketa s Vortex systémem. Bylo také naměřeno zlepšení průběhu tlaku uvnitř motoru.



Obrázek 13: Porovnání klasického hybridu s Hybridem vybaveným Vortex systémem. Převzato z [18]

## 1.5. Dnešní aplikace hybridního pohonu

Vybral jsem dvě zajímavé aplikace hybridu do budoucna. Jedna studie se týká využití motoru k letu na Mars a druhá studuje využití hybridu jako pomocného boosteru pro vzlet do vesmíru.

### 1.5.1. Mars

Studie provedená na Stanfordské univerzitě se zabývala využitím hybridní rakety pro návratové mise malých a středních raket. Okružní lety na jiná planetární tělesa jsou velice náročné, zejména pokud mluvíme o vstupu do atmosféry, sestupu a přistání. Jsou složité zejména kvůli velkému gravitačnímu zatížení ve srovnání s Měsícem a zároveň s atmosférou s nízkou hustotou oproti Zemi. Motivace k nalezení způsobu, jak co nejvíce snížit hmotnost při misi na Mars je tedy velice vysoká. [18]

Elegantním řešením tohoto problému je výroba pohonných hmot „na místě“, tím, že palivo, které potřebujete, produkuje přímo na povrchu Marsu. Bylo by možné dosáhnout kýženého drastického snížení hmotnosti, které by bylo potřeba vypustit ze Země. Mohli bychom samozřejmě i snížit náklady s tím spojené. Ukazuje se, jak kombinace hybridního raketového pohonu a výroba pohonných hmot „na místě“ převyšuje konvenční konstrukce přinesené ze Země. Představuje také výhody oproti konstrukci s pohony na tekuté palivo pro návratové mise s velkou hmotností. Raketa by měla přinést zrno pevného paliva ze Země, zatímco produkce oxidační látky by měla probíhat na Marsu, když  $\text{CO}_2$  považujeme za jediný dostupný zdroj. Ve studii se počítá s přivezeným zrnem parafinového paliva, zatímco oxidant, který by se měl vyrábět je LOX. [18]

Účelem neboli posláním je malá mise s nárokem na užitečné zatížení 5 kg, zatímco mise na střední úrovni má požadavek užitečného zatížení 500 kg. Bude prezentována

pouze malá mise, která by byla podobná střední, avšak v menším měřítku. Pomocí výkonnostních parametrů lze srovnávat jednostupňové a dvoustupňové hybridní rakety, kde jednostupňová ponese 54,8 % hmotnosti paliva ve srovnání s celkovou hmotností oproti dvoustupňové 50,9 %. Protože má být palivo vyrobeno na planetě, musí být počítáno s nějakou vahou pro zařízení na výrobu. [18, 19]

### 1.5.2. Pomocná raketa UAV

Ve studii provedené Universitou v Padově, byla zkoumána možnost použití rakety s tahem 20 kN pro UAV RATO. Jak zde bylo uvedeno dříve, rakety na tuhé palivo mají svou nevýhodu především v bezpečnostních rizicích spojených s převážením, uchováváním, ale i výrobou paliva. Toto všechno způsobuje, že rakety na tuhé palivo jsou drahé. Tato studie měla za cíl vyměnit dosud používanou raketu na tuhé palivo za hybrid. [18]

Struktura pomocné rakety je vidět na obrázku níže (*Obrázek 14*). Podobně jako u dalších studií bylo prokázáno, že výměna rakety na tuhé palivo za hybrid by vedla k celkovému velkému snížení nákladů na provoz i výrobu. [18]



Obrázek 14: Konstrukce hybridu pro pomocnou raketu UAV.  
Převzato z [18]

## 2. Praktická část

### 2.1. Představení námi testovaného malého hybridního raketového motoru

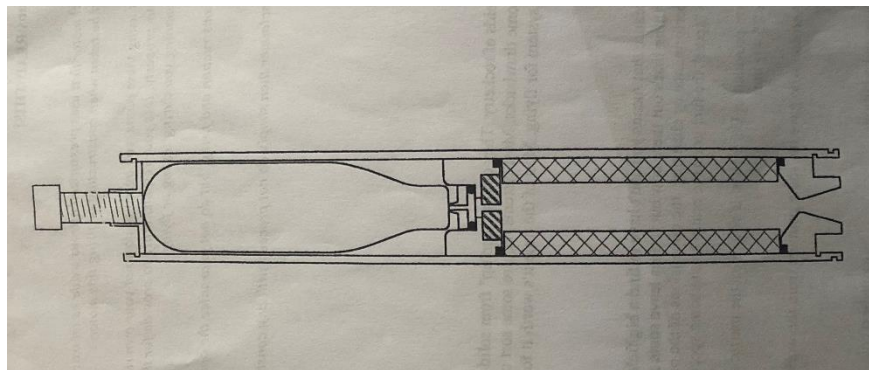
Jeden z hlavních úkolů mé bakalářské práce bylo vytvořit měřicí přípravek na malý hybridní raketový pohon. Nejdříve bych však rád představil motor, který jsme testovali a měřili jeho tah v závislosti na typu a tvaru zrna.

Náš motor je od firmy Eclipse Rocketry a je složen z několika malých a jednoduchých částí. Dá říci, že konstrukce hybridního raketového motoru v tomto měřítku je vždy jednoduchá. Na fotografii níže lze vidět rozložený motor (*Obrázek 15*). ([http://www.eclipserocketry.com/catalog/index.php?cPath=21\\_23](http://www.eclipserocketry.com/catalog/index.php?cPath=21_23))

Jedná se tedy o hlavní tělo motoru z hliníku, poté trysku z grafitu, více o-kroužků na utěsnění vnitřku motoru, dva vnitřní pojistné kroužky (ségrovky), které plní funkci ukotvení součástí ve vnitřku motoru, T-šroub na dotlačení bombičky na propichovák, který je zasazen v injektoru. Palivo, námi používané tuhé palivo bylo z různých materiálů, některé přímo od výrobce a jiné vytištěné na 3D tiskárně. Jako druhou složku paliva jsme používali bombičku s obsahem  $N_2O$ , která se běžně používá na výrobu šlehačky. Níže přikládám i výkresové schéma složeného motoru v řezu (*Obrázek 16*).



Obrázek 15: Rozložený testovaný hybridní raketový motor.



Obrázek 16: Schéma sestaveného motoru v řezu. [20]

Tento motor funguje tak, že se složí podle obrázku 16, do požadovaných pozic umístíte všechny komponenty. Poté utáhneme T-šroub, který dotlačí bombičku na propichovák a  $N_2O$  se zadrží membránou v prostoru bombičky. Následuje propálení membrány, které zároveň zapálí plyn a posléze se motor natlakuje spaliny z obou složek paliv, které vycházejí z trysky motoru.

U propálení membrány nastal první problém. Jelikož se správné zapalovače rakety, které by měly fungovat na tento typ raket, nemohou převážet přes hranice, museli jsme tedy hledat alternativu. Po chvíli přemýšlení a hledání jsme narazili na elektrické palníky. Mají přírodní vodiče s nízkým odporem, na jejich konci je připojen (pájením, svařováním nebo lisováním) kousek odporového drátu. Průtok el. proudu tímto odporovým drátem vyvolá jeho rozžhavení, případně až jeho přepálení, čímž dojde k zážehu tzv. pilule z pyrogenů. Po pár pokusech jsme dospěli k názoru, že tento prvek je nedostatečný pro správné propálení membrány. Aby nedošlo k ucpání trysky zapalovacím zařízením byli jsme nuceni i pro pohodlnost ovládání použít elektrický palník se stočeným kouskem zápalné šňůry uložené v injektoru na místě určeném pro zapalovač. Toto řešení se zdálo být jako nejvíce efektivní.

## 2.2. Návrh měřicího přípravku

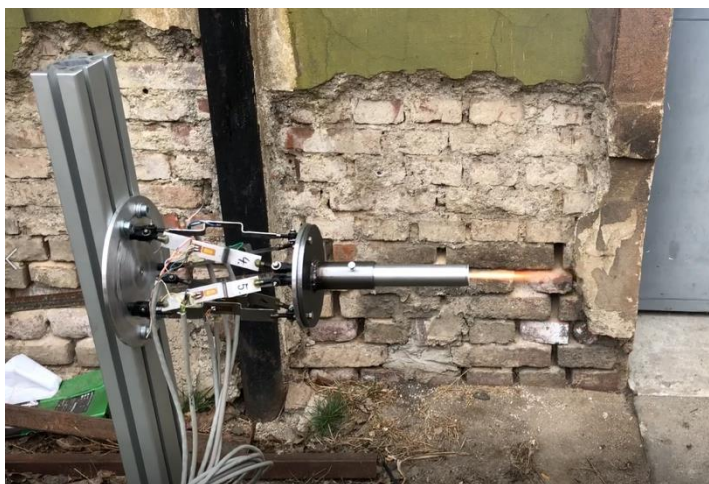
### 2.2.1. Konstrukce

V laboratoři Ústavu letadlové techniky na Karlově náměstí již byl jeden měřicí přípravek na vrtuli (Obrázek 18). Můj první úkol tedy byl změnit tento přípravek na takový, který by mohl posloužit pro použití na náš hybridní raketový motor. Existující přípravek se ukázal jako nevhodný a silně předimenzovaný (Obrázek 17). Jak je vidět níže, celou dobu se předpokládalo použití měření pomocí již nainstalovaných tenzometrů na měření tahu vrtule.

Navrhl jsem přípravek úplně jednoduchý a lehký, který se jenom připojil na stávající stojan s měřicím zařízením (Obrázek 19, 20). Jeho model můžeme vidět níže stejně jako dřívější podobu držáku a měřicího zařízení.



Obrázek 19: Mnou navržený držák



Obrázek 20: Ukázka použití nového držáku



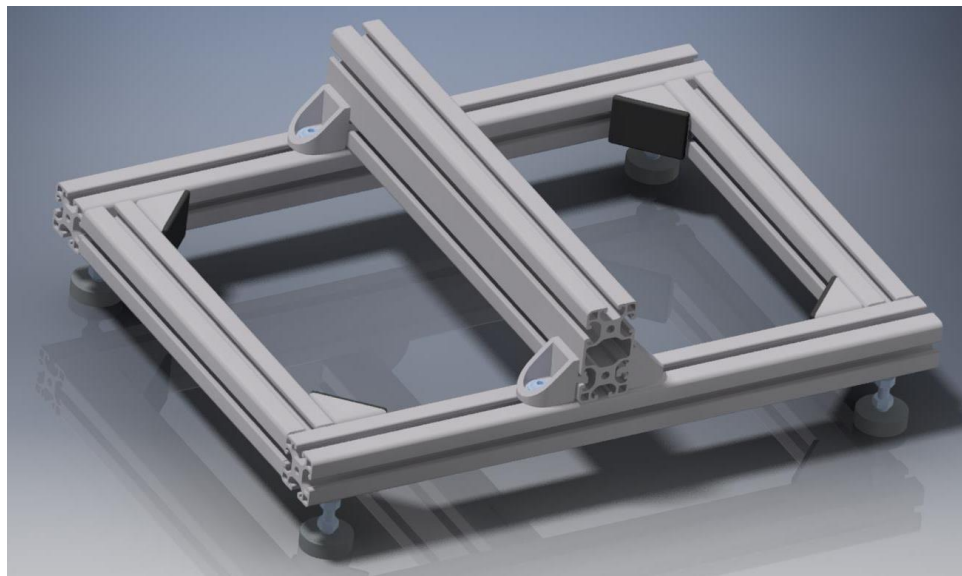
Obrázek 18: Původní měřicí zařízení



Obrázek 17: Převzatý držák motoru

Po vyrobení držáku a konzultaci s panem doktorem Jeřábek jsem zjistil, že měřicí zařízení nesplňuje mnou požadovanou jednoduchost měření a že je tedy nejlepším možným řešením předělat stojan, měřicí zařízení a k tomu odpovídající držák motoru. Původní měřicí zařízení totiž měřilo i natočení motoru vlivem vrtule, což pro nás bylo zbytečně složité a výsledné výstupy by byly nepřehledné a nějaké i naprosto nepotřebné.

Rozhodl jsem se měřicí zařízení zmenšit a zjednodušit na náš konkrétní případ. Výsledná konstrukce zařízení je vidět níže na obrázku (*Obrázek 21*). Snaha v tomto řešení byla především použít co nejvíce prvků od firmy Alutec KK, která se specializuje na „stavebnicové“ systémy. Tato navržená konstrukce se ukázala jako velice stabilní oproti předešlé, která byla vysoká a kvůli třem nohám nestabilní. [21]

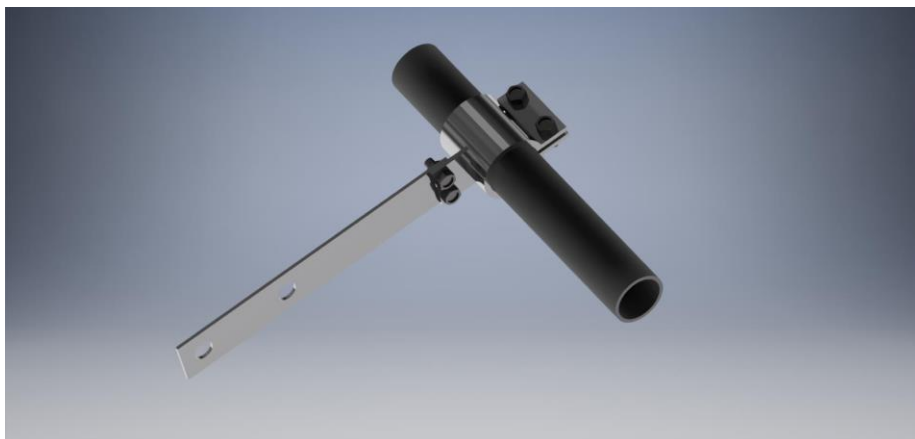


Obrázek 21: Výsledná konstrukce ze stavebnicového systému Alutec KK

K této konstrukci bylo potřeba navrhnout ještě samotný držák motoru (*Obrázek 22*). Navrhl jsem ho také z lehkého hliníku, konkrétně jsem použil 1 mm plech, na který jsem dal dva tenzometry. Na našem testovaném hybridním raketovém motoru je drážka na vnější pojistný kroužek „ségrovku“, která brání “vylétnutí” při testu.

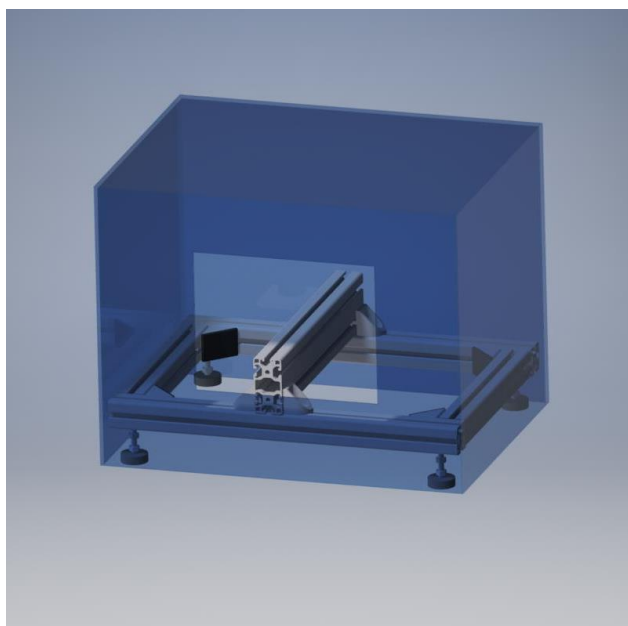
Takto vyrobený držák se poté jen osadí tenzometry a potřebnou elektronikou spojenou s měřením a přišroubuje se pomocí dvou šroubů na konstrukci na obrázku 20. Jako přílohy k této závěrečné bakalářské práci dávám návrhové a výrobní výkresy pro jednotlivé komponenty.





Obrázek 22: Držák motoru, vytvořený pro měření tahu.

Po jednom z přípravných pokusů startu našeho hybridu jsme se museli poučit. Hybrid po celou dobu našich testů těsnil plyn uvnitř komory spíš hůře než lépe. Byl to jeden z pokusů, kdy se nám nepodařilo propálit membránu mezi plynem a tuhým palivem. To vedlo k přetlakování komory u bombičky s  $N_2O$  a jelikož hybrid těsnil výborně, tak se přetlakoval a uvolnil pojistné kroužky. To mě vedlo k tomu, že je potřeba vytvořit ochranný kryt. Níže můžeme vidět jeho model (Obrázek 23).



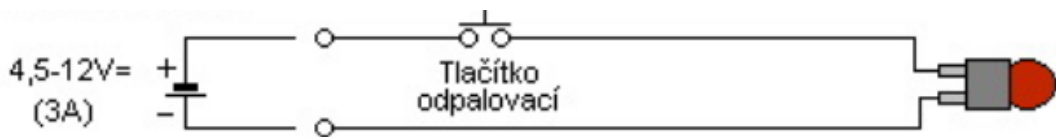
Obrázek 23: Model krytů s konstrukcí uvnitř

### 2.2.2. Elektronika

Pro naše měřicí zařízení a odpal rakety jsme použili dvě odlišné větve elektroniky. První můžeme nazývat jako odpalovací zařízení a druhou jako měřicí zařízení.

### 2.2.2.1. Odpalovací zařízení

Správně zažehnout hybrid nebylo tak snadné, jak se zprvu zdálo. Nakonec jsme vytvořili jednoduchý obvod, který obsahoval tlačítko, abychom mohli raketu odpalovat z bezpečné vzdálenosti. Náš obvod se skládá z baterie, vodičů, palníku, tlačítka a páru Wago spojek. Palník je přiložen ke kusu zápalné šnůry plnící funkci zážehové složky. Níže můžeme vidět schéma našeho zapojení odpalovacího zařízení (*Obrázek 24*).



Obrázek 24: Schéma odpalovacího zařízení. Schéma převzato z [22]

Co se týká konkrétních typů výrobků použitých na toto zařízení, použili jsme klasické tužkové baterie 4ks, vodiče a tlačítko ze zásob a palníky společně se zápalnicemi jsme zakoupili v obchodě MarthyPyro. Bylo velice důležité najít co nejužší palníky, které pohodlně projdou tryskou a po odpálení ji neucpou. Toto splňovali palníky s přívodními kabely o tloušťce 0,5 mm. [23]

### 2.2.2.2. Měřící zařízení

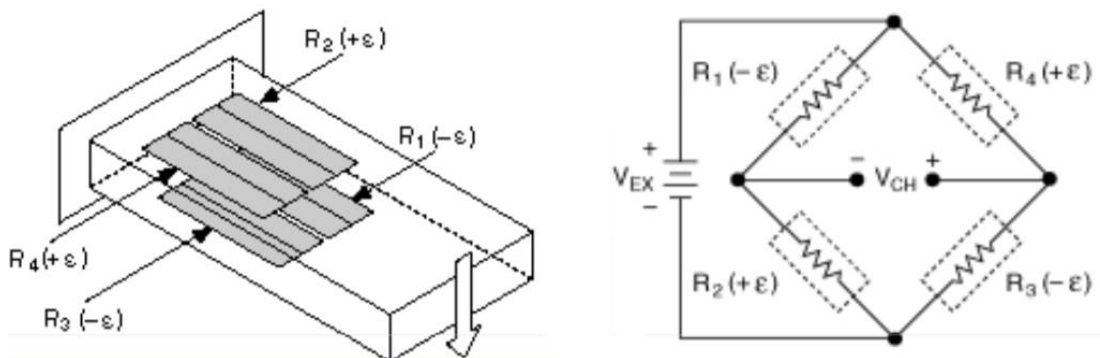
Náš obvod se skládá z dvou tenzometrů umístěných proti sobě na hliníkovém plíšku držáku motoru, datového kabelu, počítače s příslušným softwarem a Spider 8 od společnosti HBM.

Nejprve je nutné zvolit správný druh tenzometru, protože náš hybrid se může jednoduše a rychle zahřát vlivem přenosu tepla od zážehu. Tomu napomáhá výborná tepelná vodivost hliníku, z kterého je nejvíce komponent. Z toho důvodu jsme vybrali tenzometr od společnosti HBM s kompenzací vlivu teploty pro materiál hliník, z kterého máme i plíšek na který budeme tenzometr aplikovat.

Přesnost aplikace tenzometrů je jedna z nejvíce důležitých částí pro přesné měření. Již velmi malé směrové vychýlení od předpokládaného směru deformací vede k chybě měření. Toto vychýlení lze kompenzovat dobrou kalibrací popsanou níže v této práci. Tenzometr se lepí k podkladu speciálním vteřinovým lepidlem od společnosti HBM,

kteří zajišťuje velmi dobré a pevné spojení s materiálem. Toto spojení je také velmi důležité, aby se tenzometr namáhal stejně jako nosný materiál.

Je důležité vybrat typ zapojení tenzometrů. V našem případě byl držák vymyšlen, aby splňoval nejjednodušší možnou funkci na měření tahu. Bylo vybráno měření pomocí takzvaného 1/2 mostu (Obrázek 25). Toto zapojení nám umožňuje měřit ohyb hliníkového plíšku. V našem případě to znamená, že při tahu motoru se ohne plíšek, tenzometry změří hodnotu poměrné deformace a pomocí vhodného softwaru se poměrná síla přepočítá na námi chtěný údaj tahu.



Obrázek 25: Zapojení tenzometrů do 1/2 mostu na měření tahu (ohybu). Převzato z [24]

Velice důležitá část správná aplikace tenzometrů. Postup je popsán níže.:

- 1) Hrubé odstranění povrchových nečistot z nosného materiálu.
- 2) Vybroušení poruch povrchu pomocí jemného brusného papíru.
- 3) Dokonalé odmaštění povrchu přípravkem RMS, nebo acetonem. Tato část je velice důležitá a probíhá v několika po sobě jdoucích krocích odmašťování.
- 4) Vyměření a označení přesné budoucí polohy tenzometrů.
- 5) Zafixování rozložení tenzometru a pájecích kontaktů lepicí páskou, pomocí níž je tenzometr nejdříve přechodně připevněn na námi určené místo a posléze je tenzometr naklopen pro přípravu na nanesení lepidla.
- 6) Aplikace vteřinového lepidla pod tenzometr.
- 7) Pevné stlačení tenzometru na lepené místo po dobu alespoň 5 minut.

- 8) Odstranění lepící pásky, očištění okolí tenzometru od zbytků lepidla.
- 9) Připájení přívodních vodičů ke kontaktům tenzometru.

Výsledné měřicí zařízení je vidět níže (Obrázek 26).



Obrázek 26: Měřicí přípravek s nainstalovanými tenzometry

### 2.3. Kalibrace měřicího přípravku

Po výrobě měřicího přípravku v dílně ČVUT na Karlově náměstí, samotného zapojení elektroniky, nalepení tenzometrů a napájení konektorů bylo potřeba uvést celé zařízení do chodu. K tomu sloužila takzvaná kalibrace, jednoduše řečeno stav, kdy řekneme našemu zařízení, jak velké namáhání právě měří.

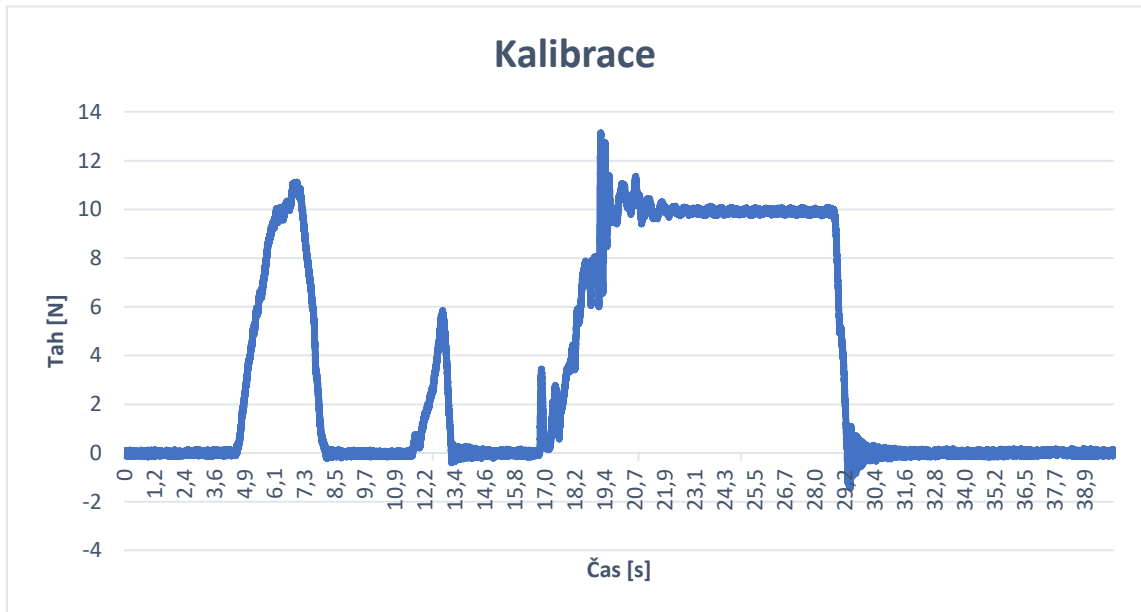
Přesnost tenzometru je závislá hlavně na jeho nalepení. Tenzometry nelze nalepit s absolutní přesností a jejich středový kříž se tedy vymezuje ideální poloze, je potřeba

s těmito vlivy počítat. Dalším důvodem kalibrace může být i odchylka velikosti nominálního odporu tenzometrů.

Tenzometry byly kalibrovány pomocí závaží, které by mělo zatížit tenzometry přesně o 10 N. Vzhledem k tomu, že jde o měření malé síly, je velice těžké hodnotu ustálit, což dokazuje i graf níže z kalibrace. Postup byl následující; nejprve jsme umístili měřicí zařízení do zafixované polohy, připojili jsme měřicí aparaturu se softwarem CatmanEasy. Poté jsme vyzkoušeli samotnou funkčnost zařízení, zda se povedlo zapojení a vše chodí tak jak má. Následně jsme zavěsili břemeno o již zmíněné hmotnosti 10 N a počkali na ustálení (*Obrázek 27*). Tuto hodnotu jsme zadali jako referenční do našeho programu na měření tahu. Graf níže je převzatý z námi provedené kalibrace (*Obrázek 28*). Graf byl upraven v programu DIADEM, abychom odstranili přebytečné množství kmitu. Pokud by se ovšem upravoval dále, nemohli bychom hovořit o skutečném stavu, který při měření nastal.



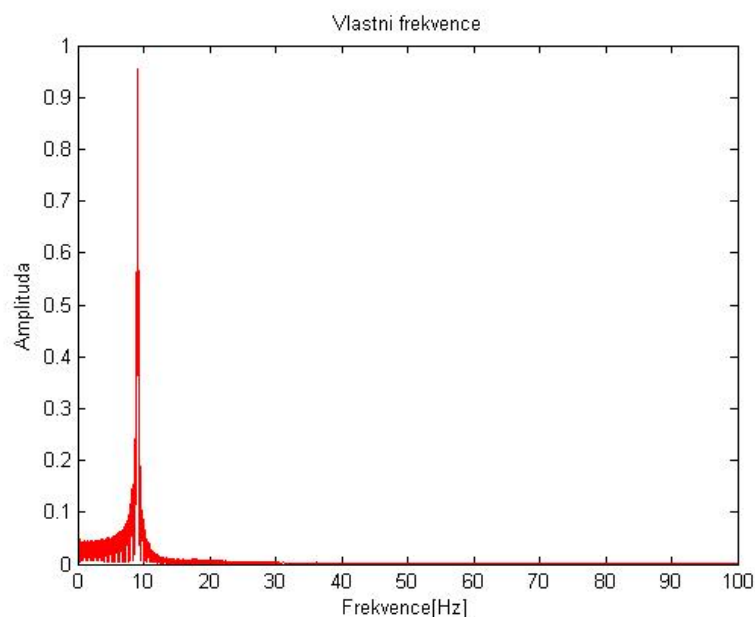
Obrázek 27: Schéma kalibrace



Obrázek 28: Záznam kalibrace

Takto zkalibrovaný přípravek byl použit na měření. Poté byl použit na několik zkoušek zažehnutí hybridního raketového motoru u zrn se známým průběhem tahu.

Později jsem u měřícího přípravku změnil vlastní frekvence. Pro tento úkol bylo použito již zkalibrované měřící zařízení, do kterého se klepalo kladívkem pro vybudení odpovídající síly. Získaná data byla transformována pomocí programu Matlab do křivky vlastních frekvencí. Při opakovaných měřeních nám z těchto vyhodnocených grafů vyšla vlastní frekvence přípravku 9 Hz. Tato vlastní frekvence koresponduje i frekvencemi při vlastním měření tahu. Níže (*obrázek 29*) můžeme vidět získaný graf.



Obrázek 29: Graf pro získání vlastní frekvence přípravku

## 2.4. Rušivé vlivy měření

Žádné měření nelze považovat za bezchybné, důvodem je mnoho faktorů měření. Mezi hlavní vlivy můžeme řadit zejména vlhkost, teplotu, hysterezi, příčnou citlivost, tečení, elektromagnetické pole, dynamiku měření, anebo únavovou citlivost tenzometru.

### **Vlhkost**

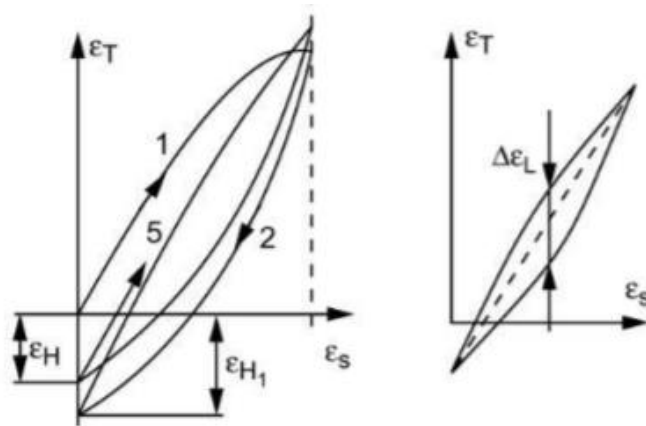
Jestliže by při našem měření došlo ke změně vlhkosti, mohlo by tím i dojít ke změně deformační citlivosti tenzometru. Mohlo dojít k takovému zásahu, že by nám to znehodnotilo celé měření. Když se podíváme na čas, po který měříme tah našeho motoru, lze předpokládat, že náhlá změna vlhkosti je velice nepravděpodobná. Nelze jí ovšem vyloučit. Kdyby pronikla vlhkost přes izolaci, došlo by ke snížení izolačního odporu mezi tenzometrem a měřeným místem. [25, 26]

### **Teplota**

Jedním z hlavních rušivých elementů je teplota. Námi používaný hybridní raketový motor dosahuje velice rychle vyšších teplot vlivem hoření. Zároveň se velice rychle ochlazuje vlivem okolního prostředí a použití hliníku jako těla motoru. Proto jsme kompenzovali teplotu použitím vhodných tenzometrů do můstku. To nám velice zpřesňuje výslednou naměřenou hodnotu, ovšem nelze vyloučit, že tento efekt nebyl zcela odstraněn. Teplota ovlivňuje nejen vodivost materiálu tenzometru, ale její změna způsobuje i teplotní roztažnost tenzometru. [25, 26]

### **Hystereze**

Samotný tenzometr vykazuje obvykle malou až zanedbatelnou hysterezi. Ovšem námi použitý materiál, na který byl tenzometr nalepen, může vykazovat větší hysterezi. Hystereze znamená, že před zatížením a následným odlehčením by měla být naměřená hodnota deformace shodná. K tomuto jevu ovšem nikdy nedejde vlivem použitého materiálu. Můžeme říci, že hodnota hystereze se se zvyšujícím se počtem zatěžovacích cyklů zmenšuje, až se ustálí na konstantní hodnotě. Tento děj je vidět na obrázku níže (*Obrázek 30*). [25]



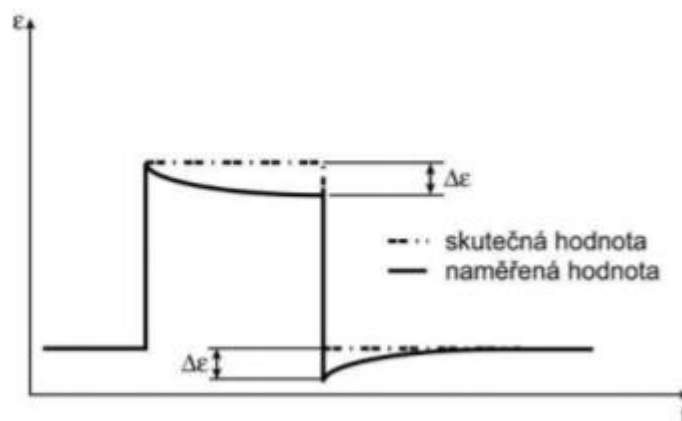
Obrázek 30: Hysterezní smyčka. Převzato z [25]

### Příčná citlivost

V ideálním případě by mělo docházet pouze ke změně odporu v závislosti na aktivní délce neboli v podélném směru. Při jednoosé napjatosti, jako je i ta naše ale vzniká i příčná deformace. Vliv této deformace se dá korigovat, konkrétně zvětšením průřezu měřící mřížky v příčném směru. Tedy zesílení na koncích jednotlivých smyček. Součinitel příčné deformace u námi zvoleného foliového tenzometru dosahuje hodnot 0,008. [25]

### Tečení

Tečení neboli creep jak je tento jev velice často nazývá. Občasné označení také relaxace ve starší literatuře. Při dlouhodobém konstantním statickém zatěžování dochází k poklesu měřené veličiny. Tento fakt je znázorněn na obrázku níže (Obrázek 31). Je to způsobeno změnami vlastností lepidla a podložky vlivem tohoto dlouhodobého zatížení. Pružné deformace se mění na viskoelastické a lze si tento jev přeložit jako „klouzání“ tenzometru po povrchu měřeného tělesa. Velikost tohoto jevu samozřejmě závisí na použitém lepidle. [25, 26]



Obrázek 31: Tečení neboli creep. Převzato z [25]



## **Elektromagnetické pole**

Elektromagnetické pole nám může ovlivnit měření. Vlivem použití delších přívodních kabelů, v kterých se vytváří elektromagnetické pole můžeme dostat chybu v měření. Elektrickou složku lze ovšem jednoduše odstínit, a to za použití řádně izolovaných a kratších přívodních kabelů. V našem řešení jsme použili přibližně jeden metr dlouhé přívodní kabely, což by nemělo mít na měření znatelný vliv. [26]

## **Dynamika měření**

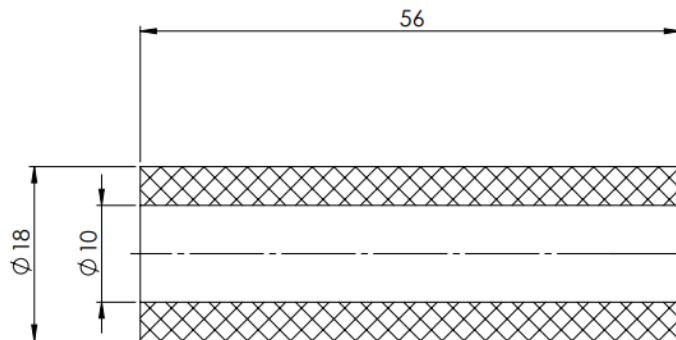
Proměnné mechanické namáhání neboli naše dynamické namáhání plíšku startem hybridního raketového pohonu se v materiálu pod tenzometrem šíří ve formě mechanického vlnění. Pokud by nastal jev, že by byla vlnová délka tohoto vlnění právě rovna délce tenzometru, výstupní signál tenzometru by byl nulový. Polovina tenzometru by byla natažena a druhá stejně stlačena. [26]

Tenzometr ve snímači je nalepen na deformační element, jehož vlastní mechanická frekvence musí být dostatečně vysoká, aby element stačil změny měřené veličiny sledovat. Posledním vlivem omezujícím dynamiku měření je již zmíněná velikost nosné frekvence napájecího proudu. [26]

Během měření tahu hybridního raketového pohonu docházelo k rušivému kmitání celé soustavy, nebo přinejmenším kmitání plíšku, který byl zvolen jako základna pro tenzometry. Toto kmitání zapříčinil rychlý startovní impuls motoru, který rozklepal plíšek a okolí. Zároveň také musíme zvážit přesnost měření v prašném prostředí venku před laboratoří. Nemůžeme také zapomenout na vítr, který ovlivnil zcela jistě měření vzhledem k velikosti měřených sil.

## 2.5. Měření průběhu tahu v závislosti na zvoleném materiálu

Měření bylo provedeno ve venkovních prostorách fakulty strojní ČVUT na Karlově náměstí. Bylo měřeno několik vzorků materiálů zrn. Vždy byl použit jednoduchý tvar zrna „trubky“. Níže přikládám obrázek řezu zrna pro lepší představu s přesnými rozměry (Obrázek 32).



Obrázek 32: Velikost měřených zrn

Měření probíhalo většinou v teplotách okolo 20 °C. Byly ovšem i dny kdy bylo méně nebo naopak více teplo. Tuto skutečnost musíme brát v potaz s ohledem na chybovost měření při různých podmínkách měření, jak bylo řečeno dříve. Můžeme konstatovat, že tato chyba nebude pro náš pokus zcela zásadní, protože rozdíly různých materiálů jsou vidět v tahových křivkách na první pohled.

V následující části bych rád představil naměřené hodnoty tahu pro jednotlivá zrna. Jedná se o materiály zrn: HDPE, Nylon, PLA, PP, PVC a papír. Jako hlavní porovnávací kritérium jsem bral plochu pod grafem, což vyjadřuje hodnotu energie využitou k pohonu a ne k přenosu tepla do okolí. Samozřejmě jako hlavní porovnávací kritérium jsem bral v potaz i největší dosaženou hodnotu tahu a vypočtený specifický impulz.

Pro výpočet plochy pod grafem jsem použil výpočetní program MATLAB, ve kterém je funkce právě na mnou požadovaný výpočet. Ukázka funkce je vidět níže. Nejprve jsem vytvořil excel s naměřenými daty, ale vzhledem k tomu, že se jedná o stovky tisíc hodnot, tak práce v excelu by byla moc pomalá. Tento excel jsem tedy vyvolal funkcí v MATLABU a nechal vytvořit již oříznutý graf o nulové hodnotě. Dále jsem použil funkci trapz, která má za úkol vypočítat obsah pod grafem ohraničený nulovou hodnotou. Tento program poté vypíše hodnoty obsahu pro jednotlivé listy v excelu (jednotlivé materiály představují jednotlivé listy excelu). Dále je možnost si nechat vykreslit oříznutý graf, aby byla kontrola vypočítané oblasti.

```

clear all; clc;

[~,sheet_name]=xlsinfo('Tah_ruznych_zrn.xlsx');
for k=1:numel(sheet_name)
data{k}=xlsread('Tah_ruznych_zrn.xlsx',sheet_name{k});
end

G=cell(1,length(data));
for j = 1:length(data)
    n=1;
    for i = 1:length(data{1,j})
        if data{1,j}(i,3) > 1 % tato hodnota "1" je y-ova
hranice, kde se urizne graf
            G{j}.x(n,1)=data{1,j}(i,1);
            G{j}.y(n,1)=data{1,j}(i,3);
            n=n+1;
        end
    end
end
G=[G{:}];

s=cell(1,length(G));
for j = 1:length(G)
    if G(j).x > 0
        s{j}=trapz(G(j).x,G(j).y);
    end
end

%v cell "s" najdete vsechny obsahy z grafu, které prošly
podmínkou "1"
%plot(data{1,j}(:,1),data{1,j}(:,3)) cely graf z listu
%plot(G(j).x,G(j).y) ořezaný graf z listu
%když dosadíte za j=<1,9>, dostanete graf pro celou funkci z
daného sheetu
%nebo jen graf zkrácené funkce

```

Vypočítaná doba tahu se nebere od nuly, protože by kvůli chvění a někdy i ohybu plíšku nebylo přesné určit, kde se nulová hodnota nachází. Vytvořil jsem si tedy novou „nulovou čáru“ podle které jsem určoval hodnoty tahu a doby tahu. Má nově vytvořená „nulová čára“ je ohraničena hodnotou do tahu do které jsme se vrátili po odhoření paliva a ustálení. Dalo by se říci, že počítáme s hysterezí ohybu plíšku. Tato čára je vidět vždy na grafech níže u jednotlivých materiálů zrn. Plocha pod grafem byla vypočítána od této „nulové čáry“ nahoru zakončená tahovou křivkou. Pro hodnotu doby tahu jsem počítal s dosažením 10% maximálního tahu od „nulové čáry“ po konečné poklesnutí zpět k této hodnotě. U všech materiálů jsem použil stejnou metodu, aby byly negativní vlivy co nejvíce eliminovány.

Pro výpočet specifického impulzu jsem počítal s hodnotami úbytku hmotnosti jak zrna, tak i N<sub>2</sub>O. Zároveň jsem použil hodnotu plochy pod grafem. Vzorec pro výpočet je vidět níže.

$$I_{SP} = \frac{S_{graf} [N \cdot s]}{m_{\dot{u}bytek} [kg]}$$

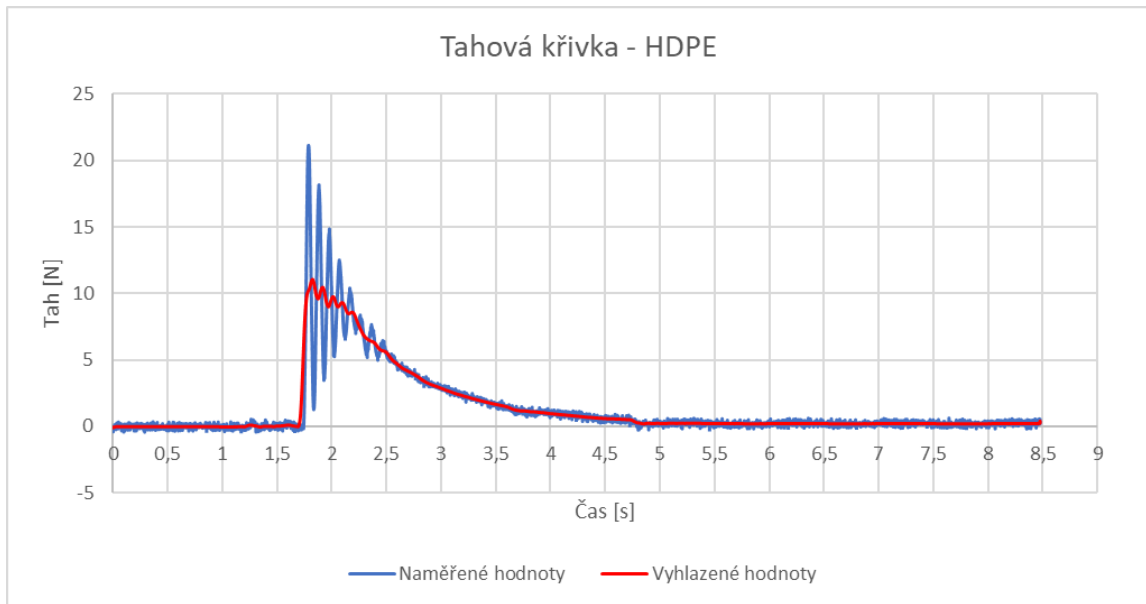
### 2.5.1. HDPE

Jedná se o materiál, který je nazýván jako Polyethylen s vysokou hustotou. Je to termoplast odolný v teplotách okolo -50 °C ÷ 110 °C, chemicky odolný, vhodný pro přímý styk s potravinami, netoxický a recyklovatelný. Velice hojně používaný materiál, který není problém sehnat v mnoha podobách, najdeme ho například i na víčkách pet láhve. [27]

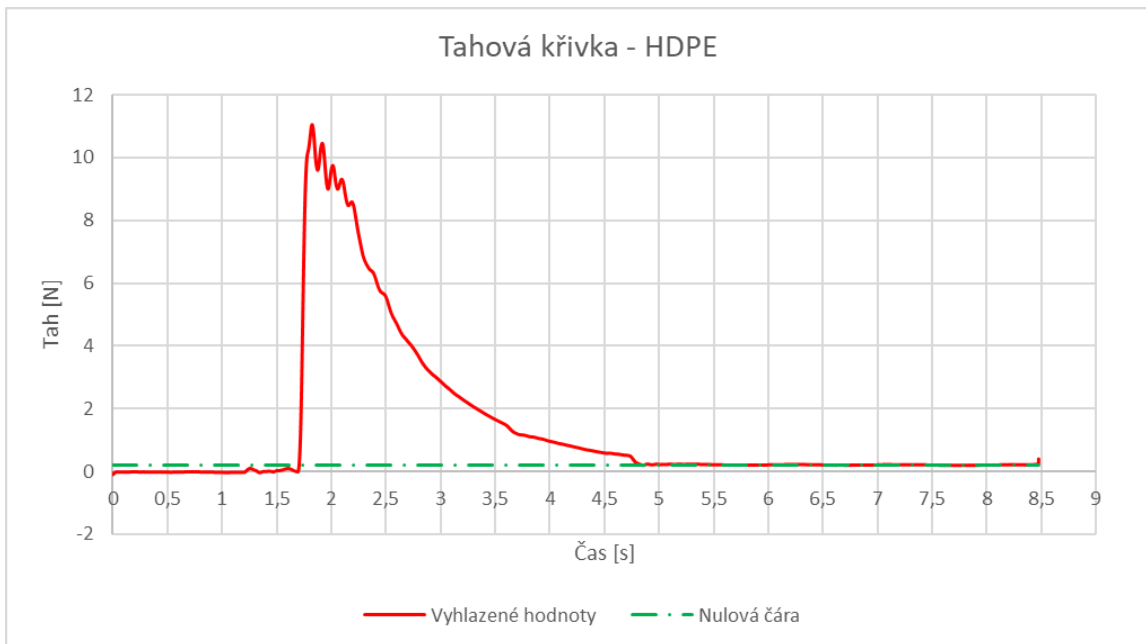
Níže vidíme dva grafy, jeden graf je společný pro naměřené hodnoty a zároveň pro vyhlazené hodnoty pomocí programu Diadem (Obrázek 33, 34). V tabulce 2 můžeme vidět naměřené a vypočítané hodnoty.

Nejvyšší dosažený tah [N]	Doba tahu [s]	Plocha pod grafem [N.s]	Hmotnostní úbytek zrna [g]	Hmotnostní úbytek N <sub>2</sub> O [g]	Specifický impulz [N.s/kg]
11	2	11,9	1,4	7,6	1322

Tabulka 2: Naměřené a vypočítané hodnoty u HDPE



Obrázek 34: Tahový graf pro HDPE



Obrázek 33: Tahový graf pro HDPE s vyhlazenými hodnotami

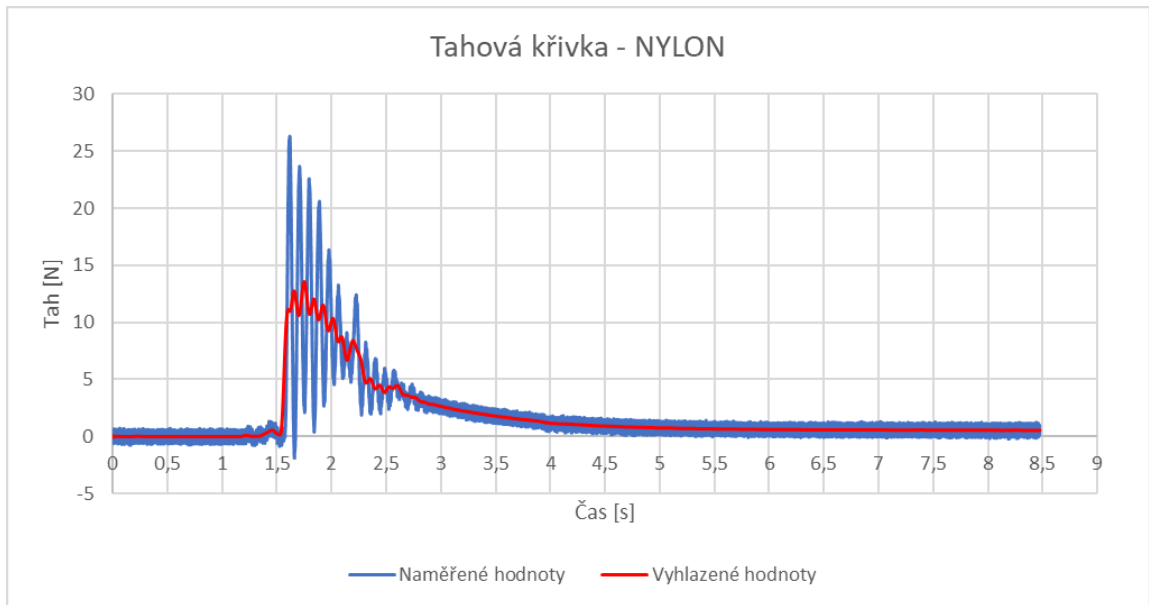
### 2.5.2. NYLON

Nylon je označení pro skupinu syntetických polymerů a termoplastů. Nylon je první syntetický polymer a první syntetické vlákno, které bylo vyrobeno přímo z uhlí, vody a vzduchu a mělo komerční úspěch. Teplota tání u tohoto plastu dosahuje hodnoty okolo 250 °C. Je využíván ve velké míře například na podlahové krytiny nebo rybářské šnůry. [28]

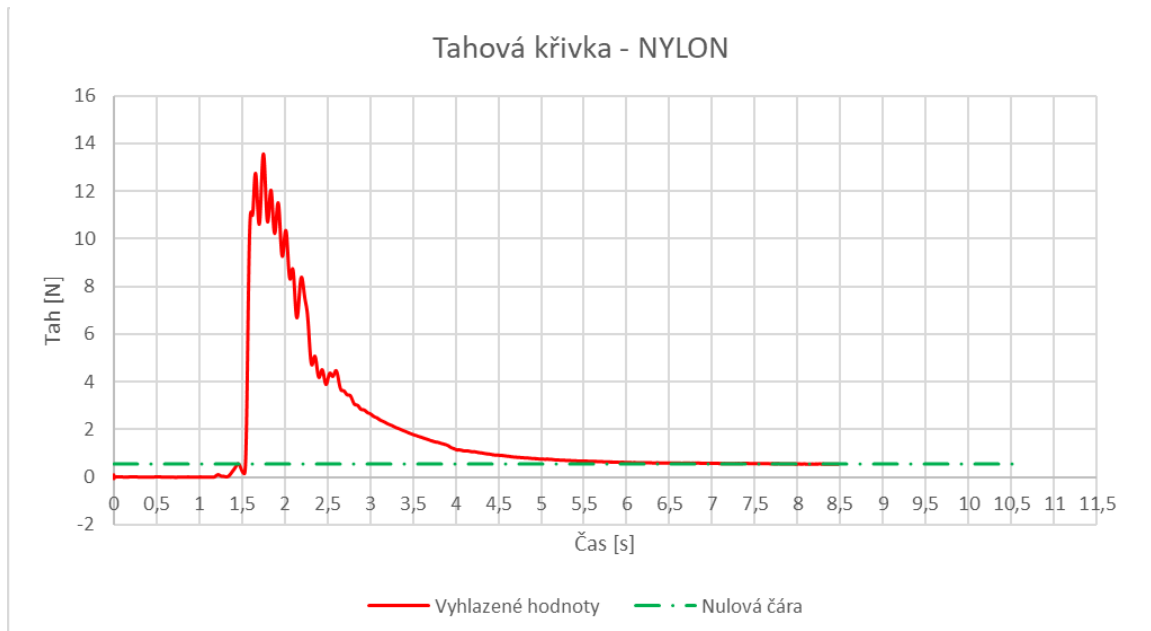
Níže vidíme opět dva grafy (Obrázek 35, 36). V tabulce 3 můžeme vidět naměřené a vypočítané hodnoty.

Nejvyšší dosažený tah [N]	Doba tahu [s]	Plocha pod grafem [N.s]	Hmotnostní úbytek zrna [g]	Hmotnostní úbytek N <sub>2</sub> O [g]	Specifický impulz [N.s/kg]
13,5	3	13,1	2,7	7,6	1272

Tabulka 3: Naměřené a vypočítané hodnoty u NYLONU



Obrázek 36: Tahový graf pro NYLON



Obrázek 35: Tahový graf pro NYLON s vyhlazenými hodnotami

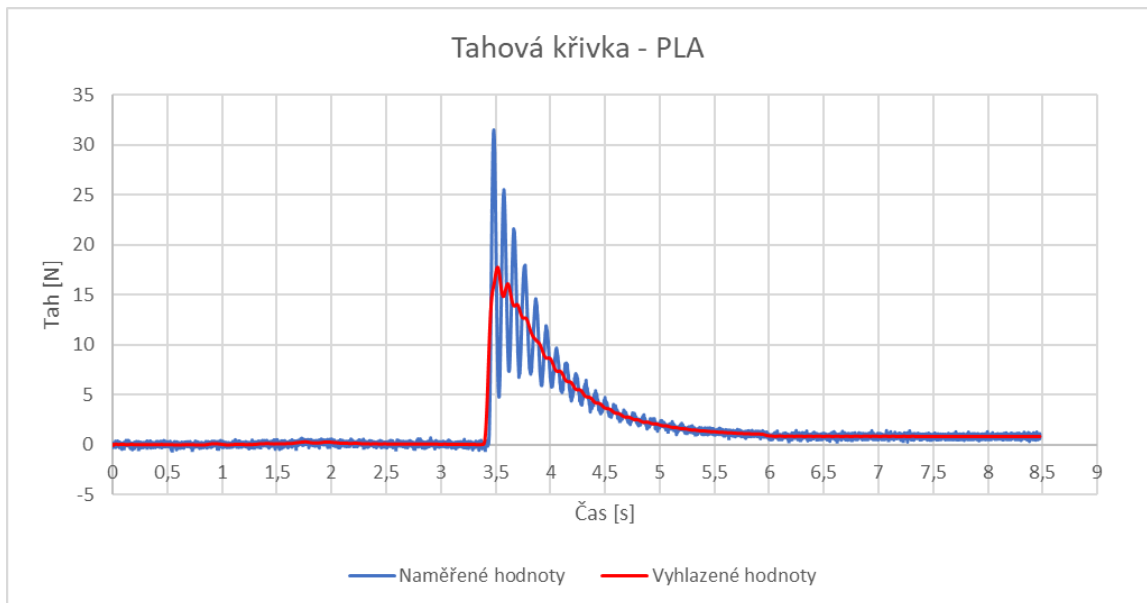
## 2.5.3. PLA

PLA je syntetické vlákno používané převážně k výrobě chirurgických nití a implantátů. Zároveň je to také pravděpodobně nejpoužívanější materiál na 3D tisk. Což byl i náš případ, kdy jsme navrhnutý model vytiskly na tiskárně ČVUT. Bod tavení můžeme nalézt u hodnot  $120\text{ °C} \div 175\text{ °C}$ . Můžeme konstatovat, že PLA spíše teče než by hořelo. Při našem měření s tímto materiálem jsme tento efekt poznali i prakticky, kdy byl veliký problém rozteklý materiál dostat z těla rakety. [29]

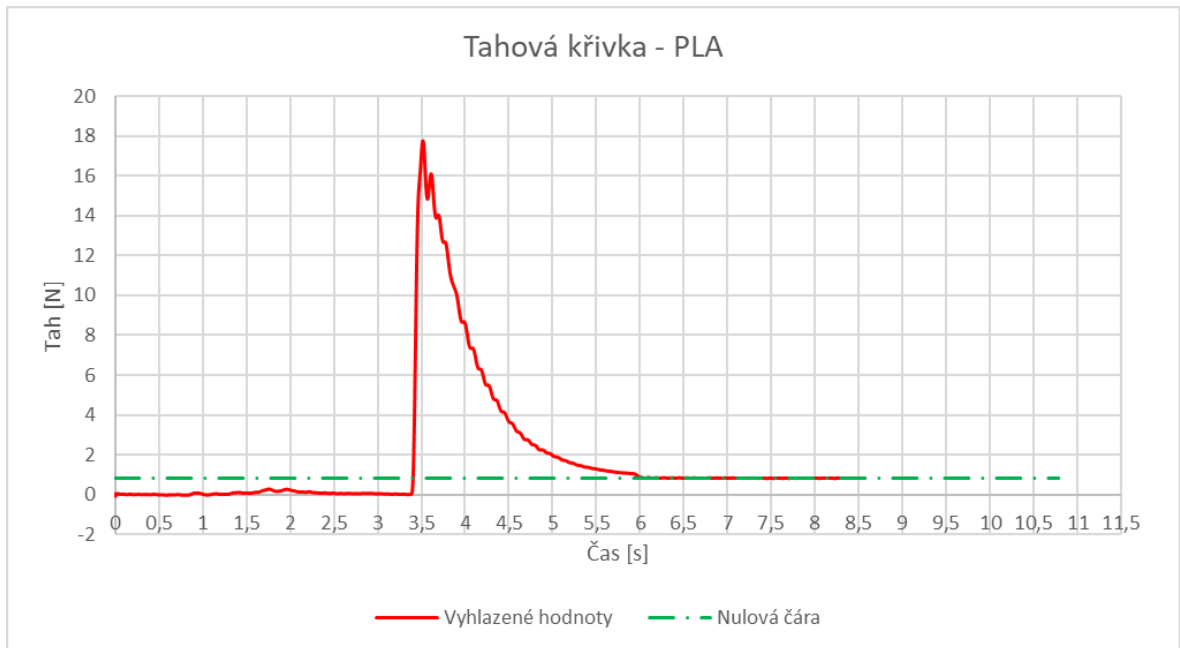
Níže vidíme opět dva grafy dva grafy (Obrázek 37, 38). V tabulce 4 můžeme vidět naměřené a vypočítané hodnoty.

Nejvyšší dosažený tah [N]	Doba tahu [s]	Plocha pod grafem [N.s]	Hmotnostní úbytek zrna [g]	Hmotnostní úbytek N <sub>2</sub> O [g]	Specifický impulz [N.s/kg]
18	2,5	13,4	2,4	7,6	1350

Tabulka 4: Naměřené a vypočítané hodnoty u PLA



Obrázek 37: Tahový graf pro PLA



Obrázek 38: Tahový graf pro PLA s vyhlazenými hodnotami

#### 2.5.4. PP

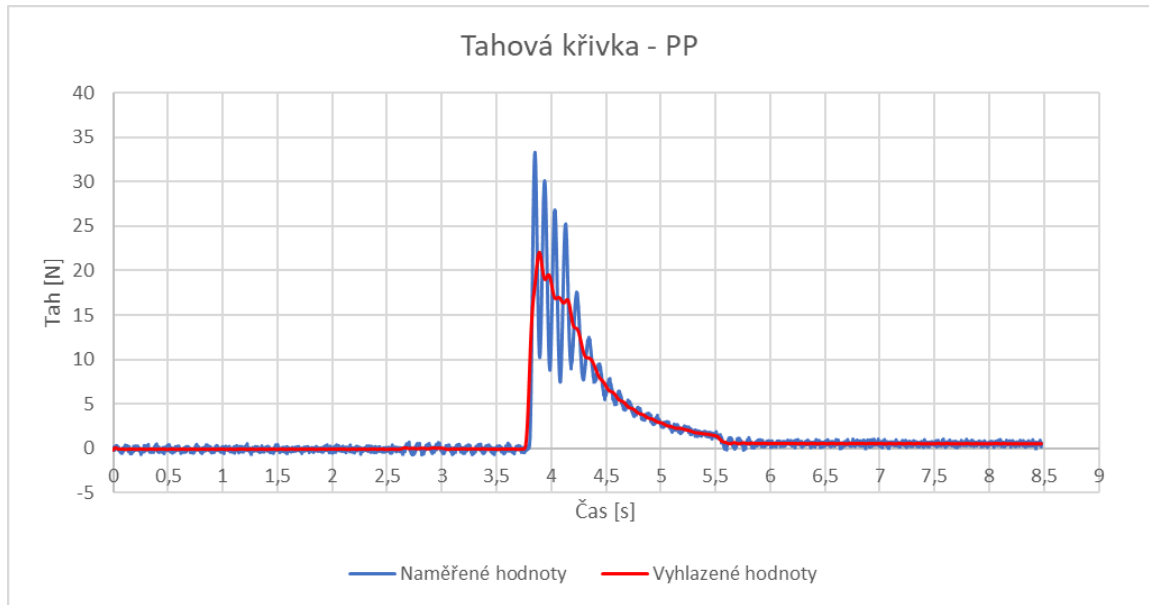
Polypropylen je termoplastický polymer, který patří mezi nejběžnější plasty. Používá se v mnoha odvětvích potravinářského a textilního průmyslu a v laboratorních vybaveních. Tento materiál křehne při nízkých teplotách. Taví se v teplotách  $160\text{ °C} \div 170\text{ °C}$ . Polypropylen se používá také například pro izolaci elektrických kabelů v málo větraných prostorech, neboť při hoření neprodukuje tolik kouře a žádné toxické uhlovodíky, které by byly nebezpečné. [30]

Níže vidíme opět dva grafy (Obrázek 39, 40). V tabulce 5 můžeme vidět naměřené a vypočítané hodnoty.

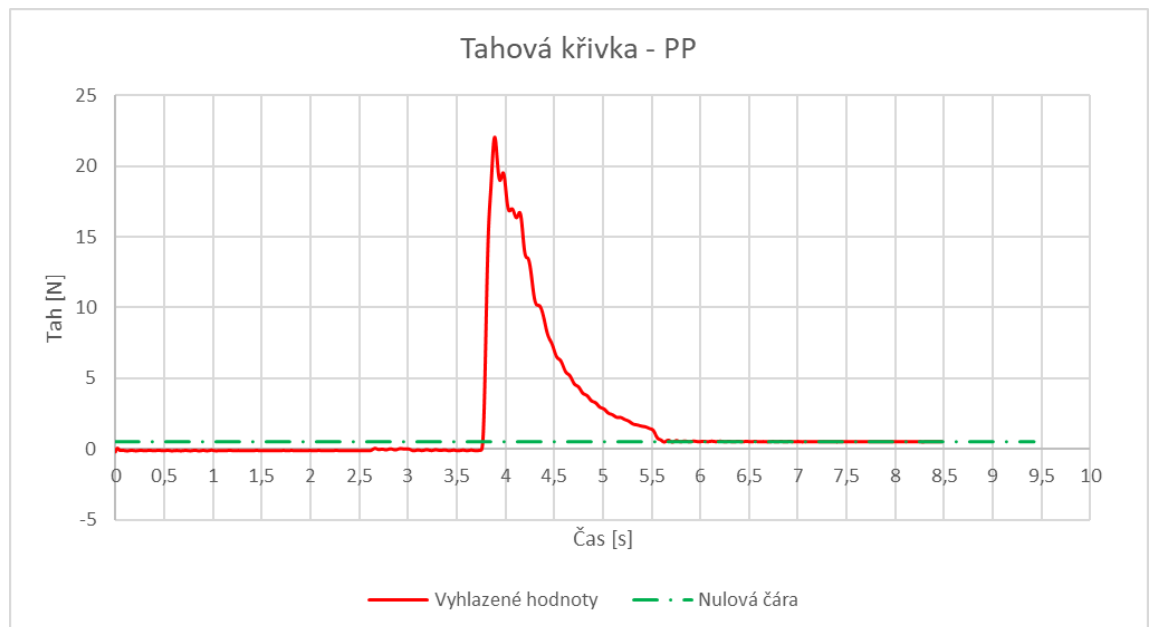
Nejvyšší dosažený tah [N]	Doba tahu [s]	Plocha pod grafem [N.s]	Hmotnostní úbytek zrna [g]	Hmotnostní úbytek N <sub>2</sub> O [g]	Specifický impulz [N.s/kg]
22	2	14,2	1,3	7,6	1596

Tabulka 5: Naměřené a vypočítané hodnoty u PP





Obrázek 40: Tahový graf pro PP



Obrázek 39: Tahový graf pro PP s vyhlazenými hodnotami

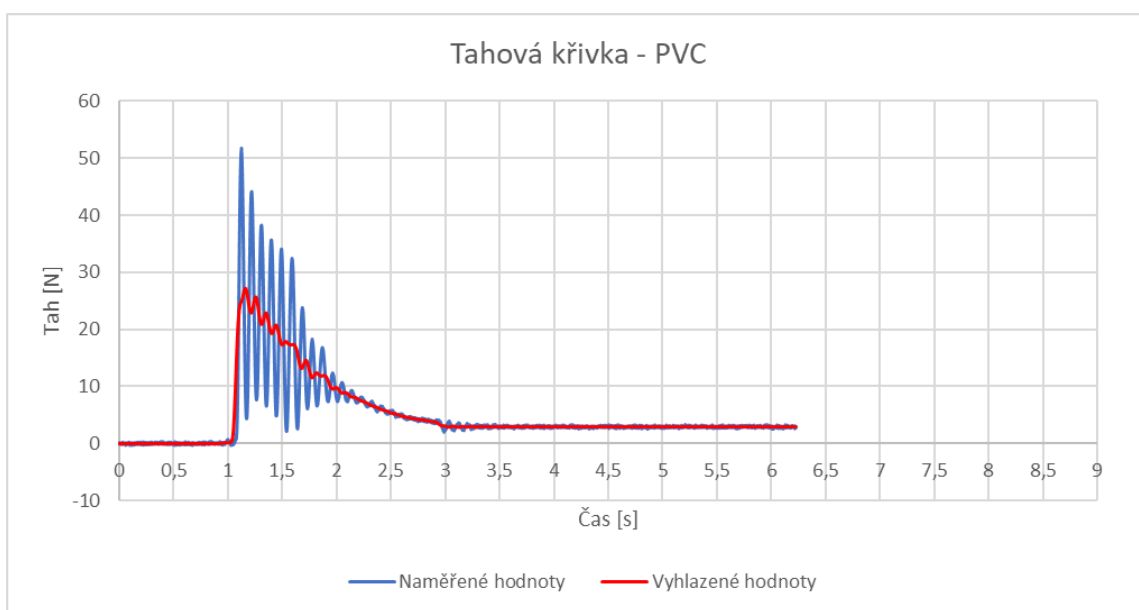
### 2.5.5. PVC

Polyvinylchlorid nebo PVC je třetím nejpoužívanějším plastem na Zemi hned po polyethylenu a polypropylenem. Není rozpustný, v olejích ani v kyselinách a zásadách a je snadno opracovatelný. Při spalování vznikají toxické, karcinogenní nebo jinak škodlivé látky jako například chlorovodík, hexachlorbenzen, atd. PVC není nehořlavý, naopak hoří velice ochotně, ale má jednu vlastnost a tou je samohasivost. Pokud není vystaven ohni, velice rychle přestává hořet. [31]

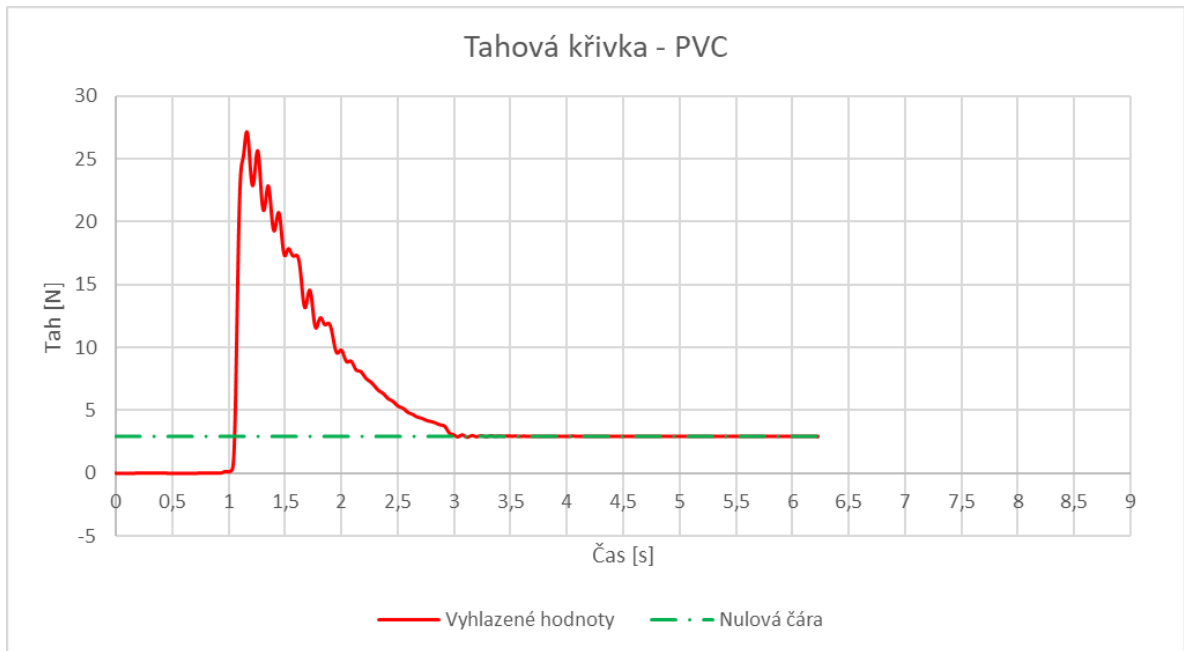
Níže vidíme opět dva grafy (Obrázek 41, 42). V tabulce 6 můžeme vidět naměřené a vypočítané hodnoty. Můžeme si povšimnout, že naše měření se nedostalo zpátky přesně na nulovou hodnotu, což je pravděpodobně dáno velkými zákmity s o dost větším tahem než bylo obvyklé pro naše měření.

Nejvyšší dosažený tah [N]	Doba tahu [s]	Plocha pod grafem [N.s]	Hmotnostní úbytek zrna [g]	Hmotnostní úbytek N <sub>2</sub> O [g]	Specifický impulz [N.s/kg]
27	2	23,4	3,5	7,6	2108

Tabulka 6: Naměřené a vypočítané hodnoty u PVC



Obrázek 41: Tahový graf pro PVC



Obrázek 42: Tahový graf pro PVC s vyhlazenými hodnotami

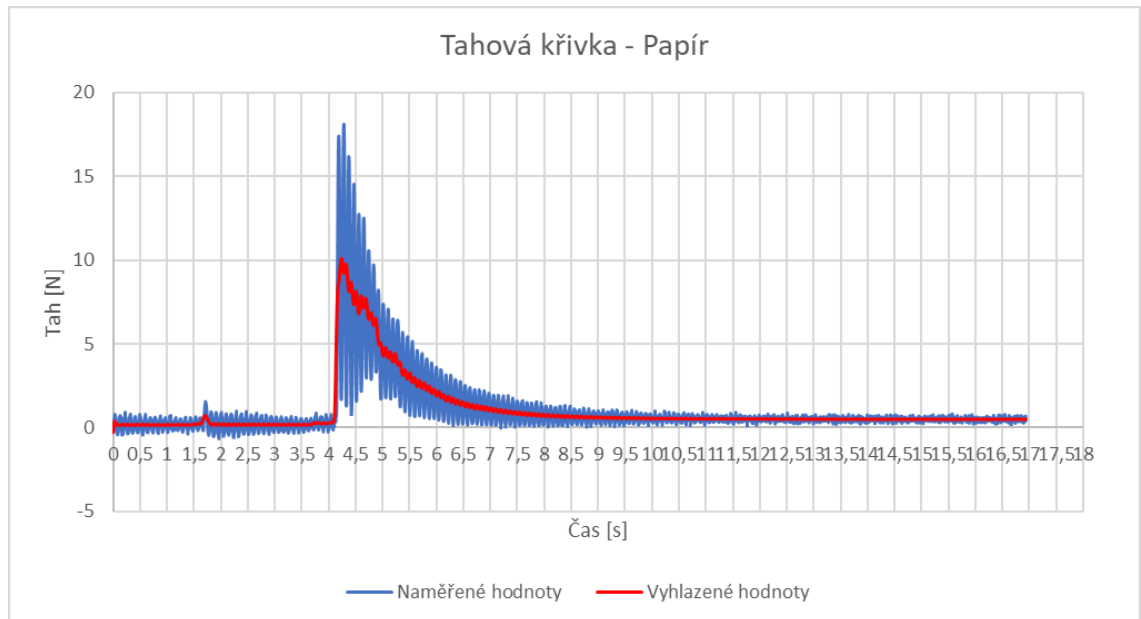
### 2.5.6. Papír

Jedná se o materiál převážně přírodní, založený na celulóze. Nejoblíbenější je výroba ze dřeva, či ze sběrového papíru. Teplota vznícení je nad 185 °C. Nami použité papírové zrno je tvořeno z mnoho vrstev tvrdšího papíru. Bohužel se při testech stalo, že papír navlhnuv do takové míry, že se nevešel do těla motoru. Tento problém byl vyřešen následovným obroušením materiálu.

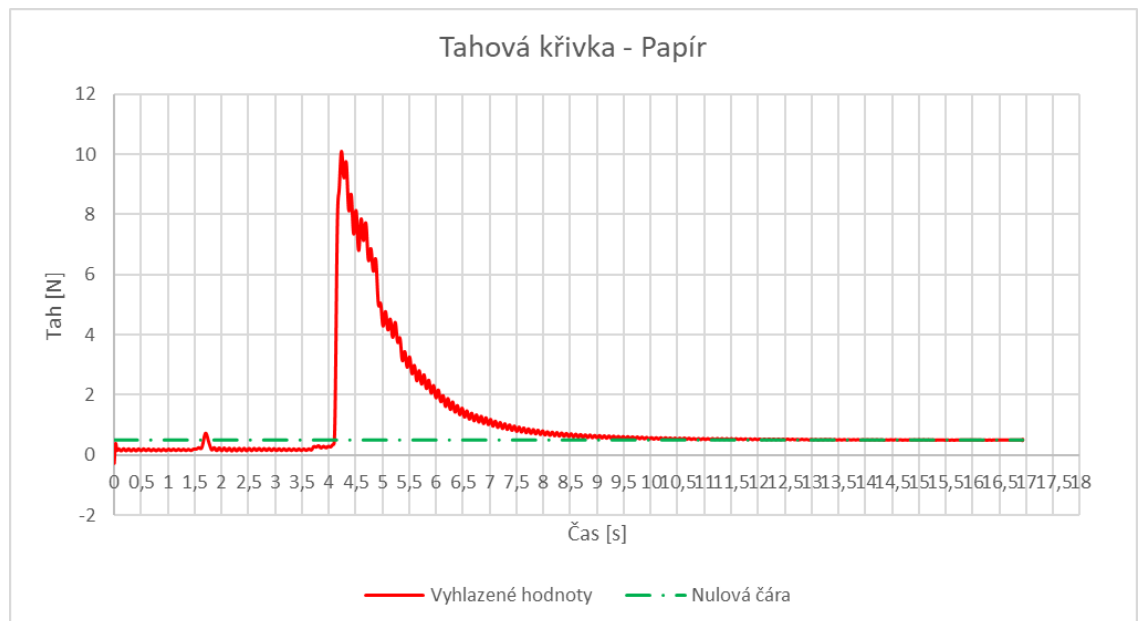
Níže vidíme opět dva grafy (Obrázek 43, 44). V tabulce 7 můžeme vidět naměřené a vypočítané hodnoty.

Nejvyšší dosažený tah [N]	Doba tahu [s]	Plocha pod grafem [N.s]	Hmotnostní úbytek zrna [g]	Hmotnostní úbytek N <sub>2</sub> O [g]	Specifický impulz [N.s/kg]
10	4,5	12,3	3	7,6	1160

Tabulka 7: Naměřené a vypočítané hodnoty u Papíru



Obrázek 44: Tahový graf pro Papír



Obrázek 43: Tahový graf pro Papír s vyhlazenými hodnotami

Níže přikládám fotografii pořízenou při jednom z testů. Jedná se o ukázkou zažehnutí našeho malého hybridního raketového motoru (Obrázek 45).



Obrázek 45: Ukázka raketového motoru při zážehu zrna z materiálu PVC

### 2.5.7. Souhrn výsledků

Zde uvádím souhrn výsledků pro lepší přehlednost (Tabulka 8). Zároveň bych chtěl poukázat na fakt, že u materiálu PVC se povedlo dosáhnout nejvyšší hodnoty tahu, avšak po malý čas.

Materiál	Nejvyšší dosažený tah [N]	Doba tahu [s]	Specifický impulz [N.s/kg]
HDPE	11	2	1322
Nylon	13,5	3	1272
PLA	18	2	1350
PP	22	1,5	1596
PVC	<b>27</b>	2	<b>2108</b>
Papír	10	4	1160

Tabulka 8: Souhrn výsledků tahu

Dalším kritériem by mohla být délka hoření neboli čas, po který má motor měřitelný tah a v tomto by nejlépe vycházel papír. Pokud bychom brali v potaz specifický impulz můžeme vyzdvihnout PVC s hodnotou 2108 [N.s/kg]. V této kategorii by vyhrál zase materiál PVC. Při měřeních s PVC ovšem docházelo k největšímu množství problémů. Od již zmíněného přetlakování, až po špatné zapálení tuhé složky paliva nebo například pro jeho toxicitu, kdy se většinou z motoru linul velký černý dým až do vzdálenosti několika metrů od testovaného hybridního raketového motoru. Nelze tedy říci, který materiál je

nejlepší nebo nejhorší. Vždy to ve velké míře závisí na námi požadovaných vlastnostech motoru.

Pro ukázkou a názornost dávám obrázek všech zrn po zážehu (Obrázek 46), u PLA je krásně vidět jeho vlastnost tečení. Dále je zde vidět, že žádné ze zrn neshořelo celé. Pravděpodobně jako důvod můžeme určit nedostatečné množství druhé složky paliva, která dojde dříve než celé tuhé palivo.



Obrázek 46: Ukázka vyhořelých zrn. Vpravo se nachází zrno z papíru.

### 3. Závěr

Cílem této bakalářské práce bylo vytvořit měřící zařízení pro již pořízený malý hybridní raketový motor, realizovat ho a zkalibrovat. Dále bylo úkolem zvážit možné rušivé elementy, které provázeli celé měření. V neposlední řadě jsme provedli měření tahu různých zrn z odlišných materiálů. Dosahovali jsme hodnoty tahu v řádech jednotek až desítek newtonů. Pověštinou jsme naměřili tah okolo  $2 \div 3$  s. Největší dosažený tah motoru byl u materiálu PVC a to  $27\text{ N}$ . Jak již bylo dříve řečeno, nelze konstatovat jaký materiál je nejlepší, záleží na způsobu využití. Důležité je, co zrovna od tohoto motoru očekáváme. Určitě bude odlišné palivo na let do vesmíru a na start malé modelářské rakety.

Pro další použití a další měření bych doporučil vylepšit tělo motoru. Pravděpodobně by bylo vhodnější použít místo pojistných kroužků závitů a matice. Zlepšilo by to manipulaci a problémy s těsností, které se občas objevily.

Použité nástroje u řešení našeho úkolu zahrnovali výpočetní program MATLAB, který posloužil na výpočty ploch pod grafy tahu. Zároveň nám práci velice usnadnil program DIADEM, který vyhladil hodnoty získané měřením. U tohoto můžeme najít jistou nevýhodu při použití moc tenkého plíšku nebo při zvolení způsobu měření. Vzhledem k velikosti motoru a jeho dosahovaných tahů by však bylo velice složité vymyslet zařízení, které by se zbavilo

kmitání. Pravděpodobně by takové zařízení bylo neúměrně drahé a nezískali bychom o mnoho přesnější data.

Tato práce rovněž pro mě otevírá cestu hlubšímu poznání raketových motorů jako takových. Zajímavé by určitě bylo srovnání raketových motorů na kapalné palivo nebo tuhé palivo. Samozřejmě, že manipulace s takto nebezpečnými motory by potřebovala zvýšenou opatrnost a získání paliva by pravděpodobně bylo složitější, než je tomu u běžně dostupných plastů, organických látek.

## Seznam použité literatury

- [1] CHIAVERINI, Martin J. a Kenneth K. KUO. *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion: PROGRESS IN ASTRONAUTICS AND AERONAUTICS*. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. ISBN ISBN-13: 978-1-56347-703-4.
- [2] RIBEIRO, Marcos Vinícius Fernandes a Paulo Celso GRECO JUNIOR. *Hybrid Rocket Motors Propellants: A Historical Approach*. Paulo, Brazil, 2011. 21st International Congress of Mechanical Engineering. São Carlos School of Engineering University of São Paulo.
- [3] DUNBAR, Brian, GARNER, Rob, ed. Goddard Space Flight Center. Nasa.gov [online]. USA: National Aeronautics and Space Administration, 2017 [cit. 2018-02-24]. Dostupné z: [https://www.nasa.gov/centers/goddard/about/history/dr\\_goddard.html](https://www.nasa.gov/centers/goddard/about/history/dr_goddard.html)
- [4] Journal of Propulsion and Power: Solid-Fuel Regression Rate Modeling for Hybrid Rockets. 2013, 2013(Vol. 29, No. 1, Leden - Únor). Dostupné z: <http://gram.eng.uci.edu/~sirignan/theme/pdfs/4.pdf>
- [5] International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion: RECENT ADVANCES IN HYBRID PROPULSION. 2010, 9 (4)(strana 305-326). Dostupné z: [https://web.stanford.edu/~cantwell/Recent\\_publications/Cantwell\\_IJEMCP\\_9\\_\(4\)\\_305-326\\_2010.pdf](https://web.stanford.edu/~cantwell/Recent_publications/Cantwell_IJEMCP_9_(4)_305-326_2010.pdf)
- [6] Astronautics - The Dolphin. Astronautics [online]. USA [cit. 2018-03-11]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/d/dolphin.html>
- [7] DR. SCOTT, L Post. Space Shuttle Case Studies: Challenger and Columbia. American Society for Engineering Education, 2014. Conference: 360° of Engineering Education. Bradley University.
- [8] Space Ship Two: Virgin Galactic. In: Kosmonautix [online]. 2016 [cit. 2018-03-27]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2016/09/spaceshiptwo-unity-poprve-ve-vzduchu/>
- [9] CANTWELL, Brian J. Aircraft and Rocket Propulsion. Stanford California 94305, 2007. Book. Stanford.
- [10] Solid-propellant rocket. Wikipedia [online]. 2017 [cit. 2018-03-27]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Solid-propellant\\_rocket](https://en.wikipedia.org/wiki/Solid-propellant_rocket)
- [11] CÁP, Bc. Tomáš. Hybrid rocket propulsion. Praha, 2017. Diplomová. ČVUT - fakulta dopravní. Vedoucí práce Ing. Bc. Jakub Hospodka, Ph.D., doc. Ing. Martin Bugaj, Ph.D.
- [12] Rocket engine nozzle. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket\\_engine\\_nozzle](https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket_engine_nozzle)
- [13] Cejpek Jakub, Návrh raketového motoru, Brno 2009. Bakalářská. VUT – fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce doc. Ing. Karel Třetina, CSc.



- [14] 21. Století: Co žene rakety vzhůru [online]. Praha: RF Hobby, 2006 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: <https://21stoleti.cz/2006/05/04/co-zene-rakety-vzhuru/>
- [15] BATH, Adnrew. Performance Characterization of Compley Fuel Port: Geometries for Hybrid Rocket Fuel Grains. Utah, 2012. Diplomová. Utah State University. Vedoucí práce Stephen A. Whitmore.
- [16] C., James. StackExchange: Space Exploration beta. StackExchange [online]. 15.3.2016 [cit. 2018-04-23]. Dostupné z: <https://space.stackexchange.com/questions/14107/ways-to-obtain-thrust-curves-of-different-grain-geometries>
- [17] BOUZIANE, Mohammed, Artur ELIAS DE MORAIS BERTOLDI, Dahae LEE, Praskovia MILOVA, Pattrick HENDRICK a Michel LEFEBVRE. Design and Experimental Evaluation of Liquid Oxidizer Injection System for Hybrid Rocket Motors. Royal Military Academy, Brusel, Belgium, 2017. European Conference for Aeronautics and Space Sciences. Université Libre de Bruxelles.
- [18] DIGRE, Daniel. AE524 Rocket Engine Propulsion: Hybrid Rocket Propulsion A Literature review. USA, 2014. Akademická publikace.
- [19] BOIRON, Adrien J. a Brian J. CANTWELL. Hybrid Rocket Propulsion and In-Situ Propellant Production for Future Mars Missions. San Jose, CA, 2013. Akademická práce. Stanford University, Stanford, CA.
- [20] Eclipse Rocketry: Micro Hybrid. Eclipse Rocketry [online]. USA, 2016, 2016 [cit. 2018-04-28]. Dostupné z: <http://www.eclipserocketry.co.uk/gallery.html>
- [21] Alutec KK: Hliníkový konstrukční systém [online]. Záluží, Česká republika, 2018 [cit. 2018-04-29]. Dostupné z: <https://www.aluteckk.cz/>
- [22] Ohnostroje-Zvonek: Palniky. Ohnostroje-Zvonek: Palniky [online]. Česká republika, 2018, 2018 [cit. 2018-04-29]. Dostupné z: <http://www.ohnostroje-zvonek.cz/index.php/palniky>
- [23] MarthyPyro: Palník pilulový. MarthyPyro: Palník pilulový [online]. Praha - Modřany, 2018 [cit. 2018-04-29]. Dostupné z: <https://www.marthypyro.cz/ostatni-a-pomocny-material/palnik-pilulovy-no-0-3m-emp-a-epx2/>
- [24] Snímače pro měření deformace: Experimentální metody - přednáška 8. Liberec. Přednáška. Technická univerzita Liberec. Dostupné z: [http://www.kst.tul.cz/podklady/experimentalnimetody/prednasky/p8\\_snimace\\_deformace.pdf](http://www.kst.tul.cz/podklady/experimentalnimetody/prednasky/p8_snimace_deformace.pdf)
- [25] CEDIVODOVÁ, Marie. Vlastnosti odporového tenzometru - experimentální měření. Praha, 2015. Bakalářská práce. ČVUT - fakulta strojní. Vedoucí práce Doc. Ing. Jan Řezníček, CSc.

- [26] FSI forum: Neoficiální fórum pro studenty Fakulty strojního inženýrství [online]. Praha: Přednáška [cit. 2018-05-12]. Dostupné z: <http://www.fsiforum.cz/upload/soubory/databaze-predmetu/6SM/TENZOMETRY.pdf>
- [27] Polyethylen s vysokou hustotou: HDPE. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 24.4.2017 [cit. 2018-05-14]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Polyethylen\\_s\\_vysokou\\_hustotou](https://cs.wikipedia.org/wiki/Polyethylen_s_vysokou_hustotou)
- [28] Nylon. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 17.3.2018 [cit. 2018-05-14]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Nylon>
- [29] Vlákno PLA. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 27.7.2016 [cit. 2018-05-14]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/VI%C3%A1kno\\_PLA](https://cs.wikipedia.org/wiki/VI%C3%A1kno_PLA)
- [30] Polypropylen. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 14.3.2018 [cit. 2018-05-14]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Polypropylen>
- [30] Polypropylen. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 14.3.2018 [cit. 2018-05-14]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Polypropylen>
- [31] Polyvinylchlorid. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 16.4.2018 [cit. 2018-05-14]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Polyvinylchlorid>

## Seznam obrázků

Obrázek 1: Jedna z prvních raket profesora Goddarda. Převezato z [3] .....	3
Obrázek 2: The Dolphin. Převezato z [6] .....	5
Obrázek 3: Space Ship Two, převezato z [8] .....	7
Obrázek 4: Schéma hybridního raketového pohonu, převezato a poté přeloženo z [9] ...	8
Obrázek 5: Mezní vrstva, převezato a přeloženo z [9] .....	9
Obrázek 6: Průběh tlaku, teploty a výtokové rychlosti spalín v trysce. Převezato z [12]	10
Obrázek 7: První odpaly s jiným tvarem zrna. Převezato z [15] .....	13
Obrázek 8: Tah v závislosti na tvaru zrna, převezato a přeloženo z [16].....	14
Obrázek 9: SH Vstříkovací systém. Převezato z [17] .....	17
Obrázek 10: HC Vstříkovací systém. Převezato z [17] .....	17
Obrázek 11: PSW Vstříkovací systém. Převezato z [17] .....	17
Obrázek 12: Vortex Vstříkovací systém. Převezato z [17].....	18
Obrázek 13: Porovnání klasického hybridu s Hybridem vybaveným Vortex systémem. Převezato z [18].....	19
Obrázek 14: Konstrukce hybridu pro pomocnou raketu UAV. Převezato z [18].....	20
Obrázek 15: Rozložený testovaný hybridní raketový motor.....	21
Obrázek 16: Schéma sestaveného motoru v řezu. [20].....	22
Obrázek 17: Převezatý držák motoru.....	23
Obrázek 18: Původní měřicí zařízení.....	23
Obrázek 19: Mnou navržený držák .....	23
Obrázek 20: Ukázka použití nového držáku.....	23
Obrázek 21: Výsledná konstrukce ze stavebnicového systému Alutec KK.....	24
Obrázek 22: Držák motoru, vytvořený pro měření tahu.....	25
Obrázek 23: Model krytu s konstrukcí uvnitř .....	25
Obrázek 24: Schéma odpalovacího zařízení. Schéma převezato z [22].....	26
Obrázek 25: Zapojení tenzometrů do ½ mostu na měření tahu (ohybu). Převezato z [24] .....	27
Obrázek 26: Měřicí přípravek s nainstalovanými tenzometry .....	28
Obrázek 27: Schéma kalibrace .....	29
Obrázek 28: Záznam kalibrace .....	30
Obrázek 29: Graf pro získání vlastní frekvence přípravku.....	30
Obrázek 30: Hysterezní smyčka. Převezato z [25].....	32
Obrázek 31: Tečení neboli creep. Převezato z [25].....	32
Obrázek 32: Velikost měřených zrn .....	34
Obrázek 33: Tahový graf pro HDPE s vyhlazenými hodnotami.....	37
Obrázek 34: Tahový graf pro HDPE.....	37
Obrázek 35: Tahový graf pro NYLON s vyhlazenými hodnotami.....	38
Obrázek 36: Tahový graf pro NYLON .....	38
Obrázek 37: Tahový graf pro PLA.....	39
Obrázek 38: Tahový graf pro PLA s vyhlazenými hodnotami .....	40
Obrázek 39: Tahový graf pro PP s vyhlazenými hodnotami .....	41
Obrázek 40: Tahový graf pro PP.....	41
Obrázek 41: Tahový graf pro PVC .....	42
Obrázek 42: Tahový graf pro PVC s vyhlazenými hodnotami .....	43

Obrázek 43: Tahový graf pro Papír s vyhlazenými hodnotami .....	44
Obrázek 44: Tahový graf pro Papír .....	44
Obrázek 45: Ukázka raketového motoru při zážehu.....	45
Obrázek 46: Ukázka vyhořelých zrn. Vpravo se nachází zrno z papíru.....	46

## Seznam tabulek

Tabulka 1: srovnání paliv hybridního raketového motoru. Převzato a přeloženo z [1] .	12
Tabulka 2: Naměřené a vypočítané hodnoty u HDPE .....	36
Tabulka 3: Naměřené a vypočítané hodnoty u NYLONU .....	38
Tabulka 4: Naměřené a vypočítané hodnoty u PLA .....	39
Tabulka 5: Naměřené a vypočítané hodnoty u PP .....	40
Tabulka 6: Naměřené a vypočítané hodnoty u PVC.....	42
Tabulka 7: Naměřené a vypočítané hodnoty u Papíru .....	43
Tabulka 8: Souhrn výsledků tahu.....	45

## Seznam příloh

### 7 výkresů:

- Sestava – přípravek 1
- Dolní část - přípravek 1
- Horní část - přípravek 1
- Stand
- Sestava – přípravek 2
- Trubková část – přípravek 2
- Tenzometrický plíšek – přípravek 2