



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

Stabilizace rotace modelových raket za letu

Stabilization of roll motion of model rockets in flight

Bakalářská práce

2021/22

Matěj Láznička

Studijní program: TZSI
Studijní obor: bez oboru
Vedoucí práce: Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Láznicka** Jméno: **Matěj** Osobní číslo: **491248**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Stabilizace rotace modelových raket za letu

Název bakalářské práce anglicky:

Stabilization of roll motion of model rockets in flight

Pokyny pro vypracování:

- Proveďte rešerši konstrukčních principů stabilizace a/nebo řízení rotace raket do hmotnosti 100 kg
- Vyberte konstrukční princip pro stabilizačního systém vhodný pro konkrétní kategorii studentských modelových raket
- Vytvořte koncepční návrh systému, určete jeho základní rozměrové, hmotnostní a výkonové parametry
- Vytvořte koncepční návrh přípravku/zařízení pro testování systému

Seznam doporučené literatury:

Eugene L. Fleeman: Tactical Missile Design, AIAA, 2nd ed. 2006
Lorenzo Vallini: Static and Dynamic Analysis of the Aerodynamic Stability and Trajectory Simulation of a Student Sounding Rocket, diplomová práce, Università di Pisa, 2014

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: **29.04.2022**

Termín odevzdání bakalářské práce: **08.06.2022**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

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

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

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
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.

_____ Datum převzetí zadání

_____ Podpis studenta

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou/diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne:

.....

Matěj Láznička

PODĚKOVÁNÍ

Rád bych poděkoval vedoucímu bakalářské práce Mgr. Jaroslavu Kousalovi Ph.D. za cenné rady, odborný dohled, vstřícnost a čas, který mi věnoval. Mé díky také patří studentskému raketovému spolku Czech Rocket Society, který mi umožnil tuto práci provádět na jeho nosičích. V neposlední řadě bych chtěl poděkovat i studentským CanSat týmům Úvaláci a Project SkyFall za poskytnutí dat.

Název práce:

Stabilizace rotace modelových raket za letu

Autor: Matěj Láznička

Studijní program: Teoretický základ strojního inženýrství

Druh práce: Bakalářská práce

Vedoucí práce: Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.
Ústav letadlové techniky, Fakulta strojní, České vysoké učení technické v Praze

Konzultant: -

Bibliografické údaje: počet stran: 68
počet kapitol: 12
počet obrázků: 21
počet tabulek: 16

Abstrakt: Tato práce se zabývá rešerší a výběrem systému stabilizace rotace pro modelové rakety za letu. V rámci této práce byl také proveden koncepční návrh tohoto systému pro rakety Stopař a Sherpa. V závěru byl vypracován koncepční návrh testovacího přípravku.

Klíčová slova: Rotace, reakční kolo, moment setrvačnosti, úhlová rychlost

Title:

Stabilization of roll motion of model rockets in flight

Author: Matěj Láznička

Abstract: This thesis deals with search and selection of system for stabilization of roll motion of model rockets in flight. Within the thesis conceptual design of this system was made for rockets Stopař and Sherpa. Conceptual design of the test stand was made and is shown in the final chapter.

Key words: Rotation, reaction wheel, moment of inertia, angular speed

Obsah

1	ÚVOD	1
2	RAKETY CRS	2
2.1	Stopař	2
2.2	Sherpa	3
3	KRITÉRIA BODOVÁNÍ	5
3.1	Náročnost výroby	5
3.2	Náročnost testování	5
3.3	Řízení rotace	6
3.4	Rozměry, hmotnost a odpor	7
3.5	Budoucí potenciál	7
4	METODY STABILIZACE	9
4.1	Rollerony	9
4.1.1	Princip	9
4.1.2	Příklad	10
4.1.3	Hodnocení	11
4.2	Active fin control	12
4.2.1	Princip	12
4.2.2	Příklad	12
4.2.3	Hodnocení	13
4.3	Reaction wheel	14
4.3.1	Princip	14
4.3.2	Příklad	14
4.3.3	Hodnocení	15
4.4	Thrust vector control (TVC)	16
4.4.1	Princip	16

4.4.2	Příklad.....	17
4.4.3	Hodnocení.....	17
4.5	Reaction control system (RCS)	18
4.5.1	Princip.....	18
4.5.2	Příklad.....	18
4.5.3	Hodnocení.....	19
4.6	Vyhodnocení bodování.....	20
5	DEFINICE POŽADAVKŮ NA SYSTÉM	21
5.1	Raketa Stopař	21
5.1.1	Měřící přístroje	21
5.1.2	Způsob sběru a zpracování dat.....	21
5.1.3	Zakšín 4.9.2021	22
5.1.4	Medlánky 25.9.2021.....	23
5.1.5	Požadavky na řízení.....	25
5.1.6	Celkové požadavky.....	25
5.2	Raketa Sherpa	26
5.2.1	Úvaláci	26
5.2.2	Project SkyFall.....	28
5.2.3	Požadavky na řízení.....	30
5.2.4	Celkové požadavky.....	30
6	PRINCIP ZAŘÍZENÍ	31
7	URČENÍ MOMENTU SETRVAČNOSTI	32
7.1	Raketa Stopař	32
7.1.1	Teorie.....	32
7.1.2	Přípravek.....	33
7.1.3	Postup měření.....	35
7.2	Raketa Sherpa	39

8	VOLBA POHONU A REAKČNÍHO KOLA	40
8.1	Raketa Stopař	40
8.1.1	Návrh reakčního kola	40
8.1.2	Výpočet parametrů	41
8.1.3	Výběr motoru.....	42
8.1.4	Výběr reakčního kola	43
8.2	Raketa Sherpa	44
8.2.1	Návrh reakčního kola	44
8.2.2	Výpočet parametrů	45
8.2.3	Výběr motoru.....	46
8.2.4	Výběr reakčního kola	47
9	KONCEPCE KONSTRUKCE SYSTÉMU	48
9.1	Raketa Stopař	48
9.2	Raketa Sherpa	51
10	KONCEPČNÍ NÁVRH TESTOVACÍHO PŘÍPRAVKU	53
11	ZÁVĚR.....	55
12	BIBLIOGRAFIE	56

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

6DOF	Six degrees of freedom
CRS	Czech Rocket Society
PCB	Printed Circuit Board
AFC	Active fin control
TVC	Thrust vector control
RCS	Reaction control system

SEZNAM POUŽITÉHO ZNAČENÍ

H	[N·m]	gyroscopický moment síly
L	[N·m]	moment hybnosti
J	[kg·m ²]	moment setrvačnosti
φ	[rad]	úhel natočení
ω	[rad·s ⁻¹]	úhlová rychlost
ε	[rad·s ⁻²]	úhlové zrychlení
t	[s]	čas
k	[-]	koeficient bezpečnosti
f	[Hz]	frekvence
T	[s]	perioda
h	[m]	délka zavěšení
g	[m·s ⁻²]	gravitační zrychlení
D	[m]	rozteč zavěšení
R	[m]	poloměr
m	[kg]	hmotnost
a	[m]	délka nosníku
b	[m]	šířka nosníku
M	[N·m]	moment
n	[ot·min ⁻¹]	otáčky
P	[W]	výkon
i	[-]	převodový poměr

SEZNAM POUŽITÝCH OBRÁZKŮ

Obrázek 1: Řez raketou stopař [2]	2
Obrázek 2: Řez návrhem rakety Sherpa [2].....	3
Obrázek 3: Schéma fungování rolleronu [5]	9
Obrázek 4: Pohled na rollerony AIM-9 Sidewinder [35].....	10
Obrázek 5: Active fin control týmu DARE [10]	12
Obrázek 6: Reaction wheel rakety Scout E [13]	14
Obrázek 7: Princip fungování thrust vector control [15].....	16
Obrázek 8: RCS lunárního modulu Apolla [18]	18
Obrázek 9: CanSat týmu Úvaláci [2].....	28
Obrázek 10: Schéma zavěšení [23].....	33
Obrázek 11: Přípravek pro zavěšení rakety Stopař	33
Obrázek 12: Zavěšení rakety Stopař	36
Obrázek 13: 3D CAD model rakety Sherpa [2]	39
Obrázek 14: Rozměry reakčního kola varianty 1	40
Obrázek 15: Rozměry reakčního kola varianty 2	41
Obrázek 16: Rozměry 3D tištěného kola	44
Obrázek 17: Koncepce systému pro raketu Stopař	50
Obrázek 18: Řez koncepčním návrhem konstrukce systému pro raketu Stopař.....	50
Obrázek 19: Koncepce systému pro raketu Sherpa	52
Obrázek 20: Zavěšení rakety Stopař	53
Obrázek 21: Zavěšení rakety Sherpa	54

SEZNAM POUŽITÝCH TABULEK

Tabulka 1: Parametry rakety Stopař [2]	3
Tabulka 2: Parametry rakety Sherpa [2]	4
Tabulka 3: Parametry rakety Sidewinder [6]	10
Tabulka 4: Souhrn bodování	20
Tabulka 5: Parametry MPU-9250 [19].....	21
Tabulka 6: Parametry přípravku	34
Tabulka 7: Parametry zavěšení	35
Tabulka 8: Vypočítané gravitační zrychlení	37
Tabulka 9: Vypočítaný moment setrvačnosti	38
Tabulka 10: Vstupní parametry reakčního kola rakety Stopař.....	42
Tabulka 11: Výsledné parametry reakčního kola rakety Stopař	42
Tabulka 12: Parametry motoru Kavan Brushless motor C2822-1200 [27]	43
Tabulka 13: Vstupní parametry reakčního kola rakety Sherpa	45
Tabulka 14: Výstupní parametry reakčního kola rakety Sherpa	45
Tabulka 15: Parametry motoru EZRUN SL 4274 2200 Kv	46
Tabulka 16: Parametry ozubeného převodu [29], [30], [31].....	49

SEZNAM POUŽITÝCH PROGRAMŮ

Microsoft 365 Word

Microsoft 365 Excel

Autodesk Inventor Professional 2022

1 Úvod

Jedním z velkých skoků v pokročilosti modelových raket je jejich přechod od čistě pasivní stabilizace k aktivním prvkům jejich kontroly. Cílem této bakalářské práce je zaměřit se na stabilizaci jednoho z mnoha parametrů – rotace okolo podélné osy. Ta je důležitá hlavně v případě pořizování kamerových záznamů, kdy stabilizace rotace je žádaná. Rotace rakety navíc při vychýlení rakety způsobuje větší odpor a snižuje tlumící charakteristiku systému. Raketa je tak náchylnější na oscilace. [1] Jako sekundární požadavek u aktivních systémů přibývá řízení této rotace za účelem pořizování panoramatických záběrů. Rozhodl jsem se konkrétně zaměřit na nosiče raketového spolku Czech Rocket Society.

Nejprve představím rakety, z jejichž hlediska budu jednotlivé systémy posuzovat. Poté zavedu kritéria a způsob bodování. Pomocí něj poté všechny zahrnuté metody stabilizace ohodnotím a vyberu nejvhodnější. S použitím naměřených dat a dalších požadavků proveden jeho koncepční návrh. V neposlední řadě bude proveden koncepční návrh testovacího přípravku.

Tato práce tedy bude sloužit jako základ pro přechod od pasivní stabilizace k aktivním prvkům ve spolku Czech Rocket Society a bude výchozím bodem pro snahy skupiny zaměřené na aktivní řízení.

2 Rakety CRS

V této kapitole představím základní konstrukční prvky a údaje o dvou raketách spolku Czech Rocket Society. V kapitole 7 poté bude určen moment setrvačnosti těchto raket.

2.1 Stopař

Tato raketa je prvním navrhnutým a postaveným nosičem Czech Rocket Society. Hlavním cílem bylo získání zkušeností, ověření práce celého týmu a propagace. Odpovídá tomu i náklad. Jedná se o malé červené auto, inspirované první misí Falcon Heavy Elona Muska. To je umístěno na selfie tyči, která je padákem po apogeu vytažena z těla rakety. Kamera poté snímá pohled na zmíněné auto s pozadím české krajiny. Parametry spadá s hmotností 1700 g a délkou 1217 mm v kontextu studentských raketových spolků mezi malé rakety.

Základním stavebním prvkem je navíjená uhlíková trubka o tloušťce 0,5 mm a délce 965 mm. Na ní jsou napojeny 3D tištěné stabilizátory a špička. Vnitřní konstrukce je řešena dvojicí závitových tyčí a 3D tištěnými přepážkami. O vypuštění padáku se stará pyropatrona, řízená mikrokontrolerem Pi Pico na vlastním PCB. Motor je na tuhé palivo, konkrétně směs sorbitolu a dusičnanu draselného. Pracuje 2,25 sekund s maximálním tahem 100 N. [2]



Obrázek 1: Řez raketou stopař [2]

Stopař má za sebou již úspěšný start 4.9.2021 v Zakšíně a na akci Czech rocket challenge 25.9.2021 na letišti Brno-Medlánky.

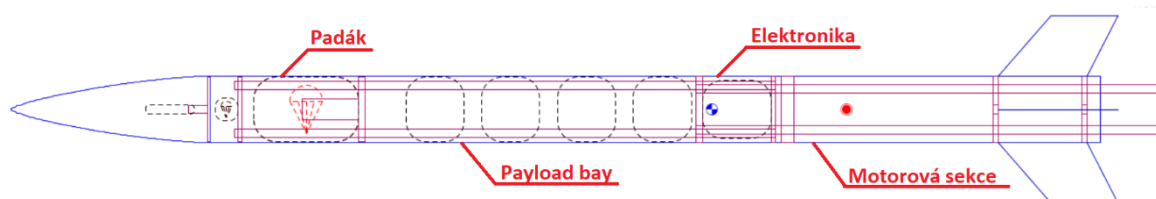
Délka	1217 mm
Vnější průměr	61 mm
Vnitřní průměr	60 mm
Hmotnost	1700 g
Dostup	500 m
Max. rychlost	46,8 m/s
Celkový impuls motoru	112 N.s

Tabulka 1: Parametry rakety Stopař [2]

2.2 Sherpa

Sherpa je nosič určený pro české finále soutěže CanSat. V ní středoškolsí studenti staví satelity o velikosti plechovky (230 mm výška, 66 mm průměr) [3]. V minulosti byly vynášeny za pomoci dronu či letadla. Od ročníku 2022 však jsou vynášeny pomocí Sherpy a přiblíží se tak reálným satelitům. Parametry s hmotností 14 kg, délkou 2600 mm a dostupem 1 km je mezikrokem na cestě ke studentským raketám účastnícím se soutěže EUROC, kde dostup je 3, nebo 9 km. [4]

Základním stavebním prvkem je čtveřice hliníkových U profilů. Potahem je trubka z ohýbaného hliníkového plechu. Špička je opět řešena za pomoci 3D tisku, stejně jako vnitřní přepážky. Stabilizátory jsou vyřezány ze sklolaminátové desky. 4 CanSat satelity jsou uloženy v horní části, společně s jejich vypouštěcím zařízením. O vyhození padáky se stará ejection charge na střelný prach a elektronika založená na mikrokontroleru Teensy 4.1. Motor je na tuhé palivo, konkrétně směs sorbitolu a dusičnanu draselného. Poskytuje maximální tah 2 kN a vynese Sherpu do soutěží požadované výšky jednoho kilometru. [2]



Obrázek 2: Řez návrhem rakety Sherpa [2]

Délka	2600 mm
Vnitřní průměr	150 mm
Hmotnost	14 kg
Dostup	1000 m
Max. rychlost	145 m/s
Maximální tah	2 kN

Tabulka 2: Parametry rakety Sherpa [2]

3 Kritéria bodování

Pro výběr nejvhodnější metody stabilizace potřebuji nejprve zavést systém bodování. Rozhodl jsem se hodnotit v pěti kategoriích – Náročnost výroby; Náročnost testování; Řízení rotace a provozní spolehlivost; Rozměry, hmotnost a odpor; Budoucí potenciál. Ty si jsou bodově rovnocenné – v každé z nich udělím jeden až tři body. Systém s maximálním počtem bodů bude vítězný.

3.1 Náročnost výroby

V této kategorii hodnotím jednoduchost, rychlost a cenu jednotlivých systémů. Toto kritérium je důležité nejen kvůli prvotní stavbě, ale i pro případ ztracení/poškození při letu.

3 body

Systém je ze snadno dostupných a nahraditelných komponentů. Výroba vyžaduje pouze základní nástroje a 3D tisk.

2 body

Některé z komponentů mohou být nákladnější. Pro výrobu některých komponentů je již potřeba soustruhu či frézky. Vyšší složitost systému prodlužuje délku stavby.

1 bod

Výroba vyžaduje nákladné komponenty. Je požadavek na vysoké přesnosti dílů. Vysoká složitost znamená dlouhou a náročnou výrobu.

3.2 Náročnost testování

V této kategorii hodnotím náročnost na čas i vybavení. Dále je důležitým parametrem opakovatelnost. Toto je důležité obzvláště u aktivních systémů, jejichž parametry se musí ladit pro každý nový model rakety, na níž jsou umístěny.

3 body

Testování je proveditelné s minimálním vybavením a nemá žádné speciální požadavky na prostory. Je snadno opakovatelné.

2 body

Pro některé části testování je vyžadováno specializované vybavení nebo prostory, jako je větrný tunel. Opakovatelnost je stále dobrá a opakování testování nenese vysoké cenové požadavky.

1 bod

Je vyžadováno specializované vybavení nebo prostory. Velkým faktorem je nízká opakovatelnost a vysoká cenová nákladnost.

3.3 Řízení rotace

V této kategorii hodnotím schopnost systému kontrolovat rotaci okolo podélné osy a náročnost tohoto řízení. Klíčovým parametrem je tedy, zda je systém aktivní, či pasivní.

3 body

Systém je pasivní, nevyžaduje žádné řízení po vypuštění.

2 body

Systém je aktivní. Řízeno je však málo parametrů a neovlivňuje zbytek stupňů volnosti.

1 bod

Systém je aktivní a při nevhodném řízení je schopen ovlivňovat i zbylé stupně volnosti a tím ohrozit stabilitu rakety.

3.4 Rozměry, hmotnost a odpor

V této kategorii hodnotím celkový dopad systému na výkony rakety. Cílem je dosažení co nejsnazšího zabudování s co nejmenšími rozměry, hmotností a pokud možno nulovým přidaným aerodynamickým odporem.

3 body

Systém nevyžaduje žádné významné modifikace nosiče. U rakety Stopař jsou rozměry do velikosti selfie tyče a umožňují jednoduchou záměnu. U Sherpy je možnost tento systém namontovat do prostoru odpovídajícímu jednomu CanSatu a jeho vypouštěcího zařízení. Přidaný odpor je zanedbatelný.

2 body

U Stopaře jsou požadavky na prostor a hmotnost shodné s třemi body. U Sherpy může systém zabírat až prostor dvou CanSatů. Systém zvyšuje celkový odpor rakety a má potenciál negativně ovlivnit další aerodynamické prvky.

1 bod

Systém by u obou nosičů vyžadoval výrazné změny v konstrukci. Hmotnostní a prostorové požadavky znamenají u Sherpy výrazné omezení nákladu CanSatů. Systém zvyšuje celkový odpor rakety a má potenciál negativně ovlivnit další aerodynamické prvky.

3.5 Budoucí potenciál

V této kategorii hodnotím možnost budoucího rozvinutí systému a získaných znalostí nejen na uvedených raketách, ale i na budoucích nosičích spolku.

3 body

Systém je snadno možné předělat na ovládání v 6DOF pouze za pomoci změny softwaru. Přenos do větších raket vyžaduje jen jednoduché konstrukční změny pro přizpůsobení se větším rozměrům.

2 body

Předělání do kontroly 6DOF by vyžadovalo významné konstrukční změny, nebo není možné. Přenos do větších raket stále vyžaduje jen jednoduché konstrukční změny pro přizpůsobení se větším rozměrům.

1 bod

System není možné předělat na ovládání v 6DOF. Každá změna nosiče znamená významné konstrukční zásahy.

4 Metody stabilizace

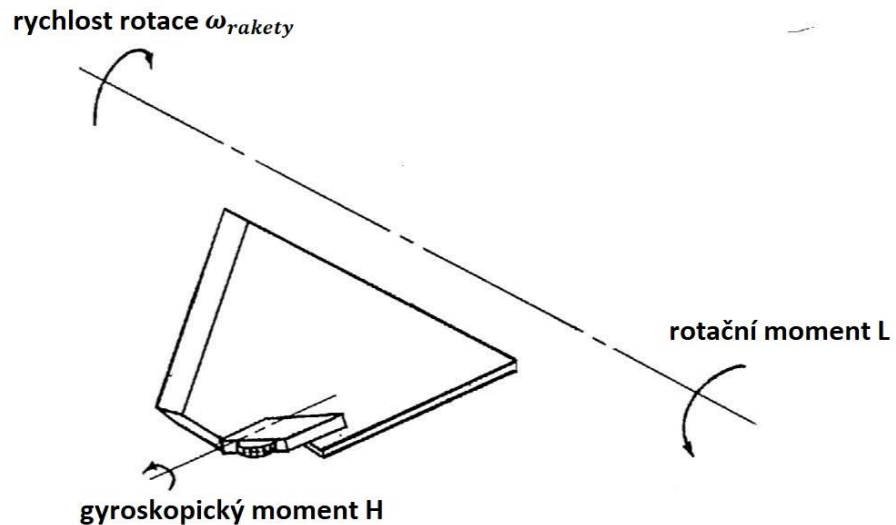
4.1 Rollerony

4.1.1 Princip

Diagram fungování tohoto systému je uveden na *Obrázek 3*. Skládá se z křídélka umístěného na vnějším okraji stabilizátoru. V tomto křídélku se nalézá gyroskopické kolo s osou rotace kolmou na plochu stabilizátoru v pozici, kdy křídélko je nevychýlené.

Za letu dojde k roztočení gyroskopu proudem vzduchu. Pokud raketa rotuje podle podélné osy s úhlovou rychlostí ω_{rakety} naznačenou šipkou, křídélko bude vystaveno gyroskopickému momentu **H**. Tento moment způsobí vychýlení křídélka, které má za následek rotační moment **L** ve směru opačném původní úhlové rychlosti ω_{rakety} .

Výsledkem je přirozené tlumení rotace podle podélné osy, a to na čistě pasivním principu, bez nutnosti pro elektronické řízení. [5]



Obrázek 3: Schéma fungování rolleronu [5]

4.1.2 Příklad

Tento systém byl úspěšně využit na řízené raketě AIM-9 Sidewinder. Jedná se o tepelně naváděnou raketu, zavedenou v roce 1956 do výzbroje U.S. Air Force. Objevila se výzbroji více než 30 států a díky své spolehlivosti, ceně a výkonům se stala nejpoužívanější raketou U.S. Armed Forces. [6]



Obrázek 4: Pohled na rollerony AIM-9 Sidewinder [35]

Hlavními komponenty jsou infračervená naváděcí sekce, aktivní optický vyhledávač cílů, výbušná nálož a raketový motor s rollerony na zadních stabilizátorech. Základní specifikace jsou uvedeny v *Tabulka 3*. [6]

Délka	2,87 m
Průměr	130 mm
Rozpětí	630 mm
Hmotnost	85,5 kg
Dostřel	16–29 km
Max. rychlost	2,5 Mach

Tabulka 3: Parametry rakety Sidewinder [6]

4.1.3 Hodnocení

Náročnost výroby

1 bod – v praxi rychlost gyroskopu může dosáhnout až 40 000 otáček za minutu. [5] To vyžaduje přesnou výrobu a vyvážení celé soustavy. Navíc je kvůli zamezení rozkmitání celého křídélka potřeba pant s nastavitelným tlumením. Výroba by tedy byla dlouhá a náročná.

Náročnost testování

2 body – v rámci testování je potřeba ověřit vyvážení gyroskopického kola a tlumení pantu. Dále už následuje test ve větrném tunelu, případně rovnou test přímo na raketě.

Řízení rotace

3 body – Pasivní funkce tohoto systému je jeho největší výhodou. Umožňuje spolehlivou stabilizaci rotace bez jakékoliv elektroniky. Odpadá tak mnoho potenciálních bodů selhání.

Rozměry, odpor, hmotnost

1 bod – Základním problémem tohoto systému je jeho umístění – na vnějším okraji stabilizátorů. To kompletně vylučuje použití na raketě Stopař, a i u Sherpy by byla potřeba změny konstrukce celých stabilizátorů. Navíc svým umístěním rollerony posouvají těžiště směrem dozadu, a tím dále snižují pasivní stabilitu rakety.

Budoucí potenciál

1 bod – Tuto kategorii ovlivňuje především fakt, že rollerony nejsou schopny ovládání v 6DOF. V budoucnosti však mohou najít uplatnění u rychlejších raket spolu díky velkému rozsahu operačních rychlostí. Stejně tak ale mohou být nahrazeny jinými aktivními systémy, jako se tomu stalo i u nejnovější verze Sidewinderu AIM-9X. [7]

Celkové hodnocení – 8 bodů

4.2 Active fin control

4.2.1 Princip

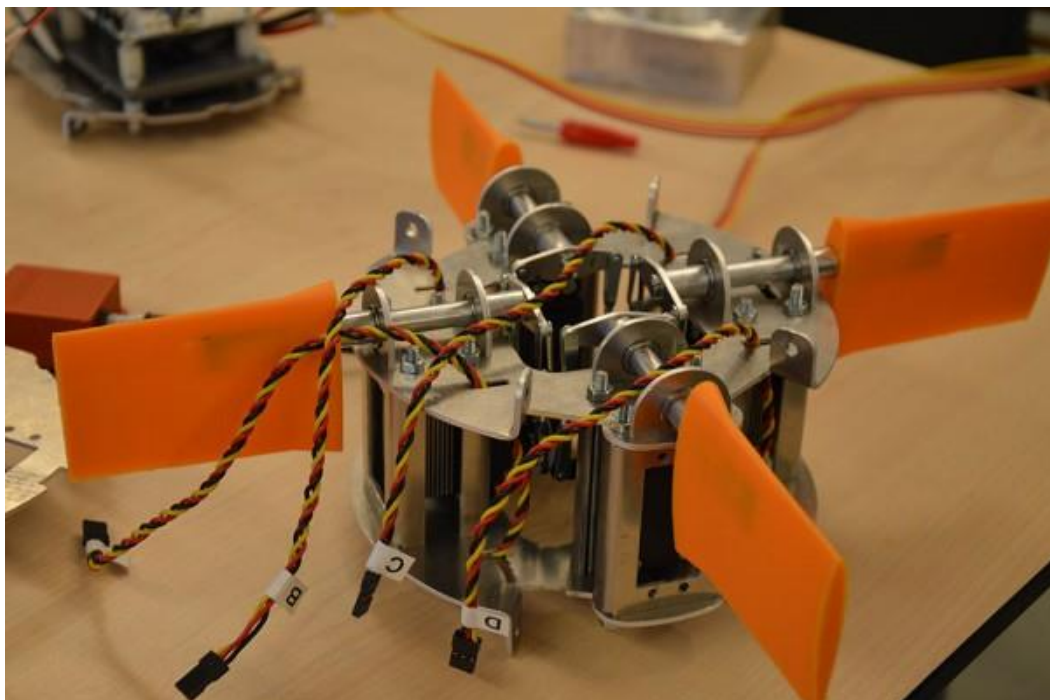
Tento systém funguje na podobném principu, jako Rollerony. Rozdílem je, že místo využívání principu gyroskopického efektu jsou křídélka vychylována servomotory a řízena elektronicky. To umožňuje nejen stabilizaci rotace, ale i její řízení. Křídélka mohou být umístěna buď před těžištěm (canards), nebo plnit zároveň funkci zadních stabilizátorů. U druhého způsobu montáže je problémem nedostatek prostoru pro zástavbu, neboť v zadní části rakety se nalézá i motor. Z toho důvodu byla v bodování uvažována varianta s křídélky před těžištěm.

4.2.2 Příklad

Active fin control je využíváno ve velkém rozsahu raket, od malých modelářských [8] až po ty největší, jako je tomu u Falconu 9 [9]. U menších raket se může jednat o hlavní způsob stabilizace. Je tomu tak kvůli několika faktorům:

- Tyto rakety bývají poháněny motory na tuhé palivo s krátkou dobou tahu, takže TVC by nebyl funkční většinu letu. To je případ Stopaře i Sherpy
- Celý letový profil se nalézá ve spodních částech atmosféry, kde křídélka neztrácejí svoji účinnost

U velkých raket se tento systém stabilizace začal znovu objevovat až s úsvitem znovupoužitelných raket, kdy řídí volný pád směrem k zemi.



Obrázek 5: Active fin control týmu DARE [10]

4.2.3 Hodnocení

Náročnost výroby

3 body – pro menší rakety, jako je tomu například u rakety Fineas od BPS.Space, je dostačující jednoduchá 3D tištěná konstrukce. U výkonnějších raket vzniká nutnost některé plastové části nahradit kovovými, jako tomu bylo u nizozemských studentů z týmu DARE [10]

Náročnost testování

2 body – Pro ověření nastavení parametrů automatického řízení před prvním letem je nutné využití větrného tunelu.

Řízení rotace

1 bod – Největší výhodou active fin control – řízení v 6DOF je i velkým nebezpečím. Při špatném řízení nebo poruše jediného křídélka může dojít k destabilizaci celé rakety. Během návrhu je tedy nutné mít toto riziko na paměti a přizpůsobit tomu maximální kontrolní autoritu systému.

Rozměry, odpor, hmotnost

2 body – Jak můžeme vidět u systémů od BPS.Space a DARE [8] [10], rozměrově by splňovaly požadavky na 3 body. Vzhledem ke své poloze před těžištěm rakety raketa vyžaduje větší ocasní stabilizátory. Víry vytvářené na těchto křídélkách mohou navíc negativně ovlivňovat funkčnost ocasních stabilizátorů. [11] Proto udělují 2 body.

Budoucí potenciál

3 body – Při použití samostatných servomotorů pro každé z křidélek stačí pro ovládání v 6DOF pouze změna softwaru. Při dostatečně silných servomotech navíc stačí vyměnit 3D tisklá křídélka a systém je možno použít i ve větších raketách.

Celkové hodnocení – 11 bodů

4.3 Reaction wheel

4.3.1 Princip

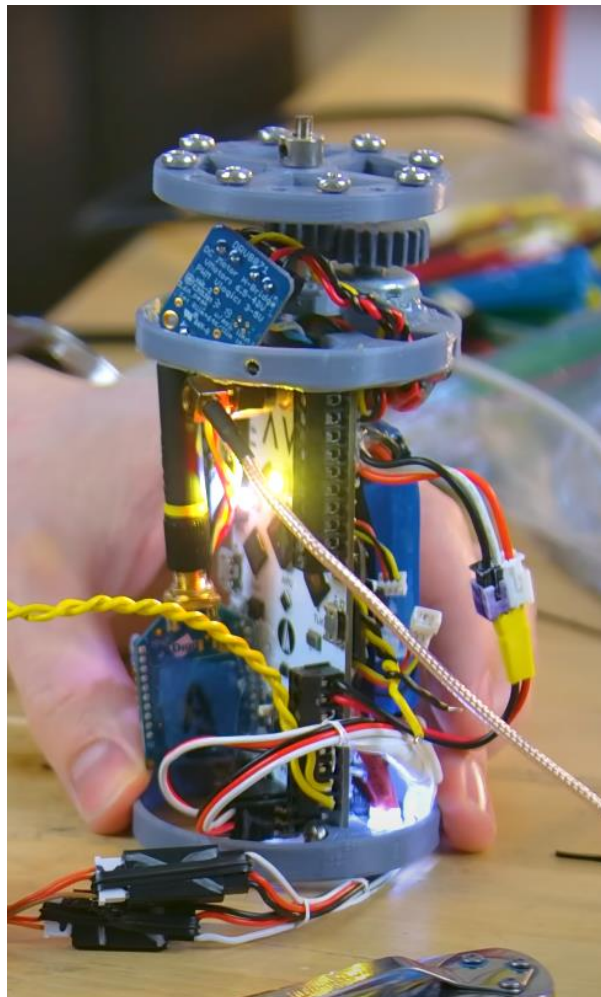
Tento systém funguje na principu zachování momentu hybnosti. K rotačnímu kolu je připojen elektromotor. Při změně rychlosti jeho rotace dojde k rotaci těla rakety na opačnou stranu dle zákona zachování úhlového momentu:

$$J_{kola} \cdot \omega_{kola} + J_{rakety} \cdot \omega_{rakety} = konst. \quad (4.1)$$

Za pomoci reaction wheel tak lze přesně stabilizovat i řídit rotaci rakety okolo osy otáčení rotačního kola. [12]

4.3.2 Příklad

V kategorii modelových raket můžeme opět vidět využití od BPS.Space, tentokrát na raketě Scout E. [13] Široké využití má tento systém u satelitů. Zde je hlavní výhodou přesnost řízení, kdy se dají provádět i velice malé korekce. Příkladem mohu uvést James Webb Telescope. V něm je soustava reakčních kol využíváná pro přesné orientování celého teleskopu. [14]



Obrázek 6: Reaction wheel rakety Scout E [13]

4.3.3 Hodnocení

Náročnost výroby

3 body – pro menší rakety, jako je tomu například u rakety Scout E od BPS.Space, je dostačující jednoduchá 3D tištěná konstrukce. U větších raket bude potřeba rotačních kol s větším momentem setrvačnosti a tím pádem vyrobených ne z plastu, ale kovu.

Náročnost testování

3 body – Jednou z největších výhod tohoto systému je jeho testování. Jeho schopnost stabilizace i řízení lze testovat bez specializovaného vybavení, jako je větrný tunel. Parametry řídicího systému lze za pomoci dat z předchozích letů ladit i v domácích podmínkách.

Řízení rotace

2 body – Při řízení tohoto reaction wheel je nutno ovládat pouze jeden parametr, a to rychlost otáček motoru rotačního kola. Problematika gyroskopické precese lze v tomto specifickém případě zanedbat. Je tomu tak z důvodu řádově vyššího vlivu aerodynamických sil na podélnou stabilitu. Tento efekt lze dále snížit montáží poblíž těžiště rakety. Při poruše je navíc největším rizikem roztočení rakety. To však neznamená celkovou ztrátu stability, a tedy ohrožení nosiče.

Rozměry, odpor, hmotnost

3 body – Jak můžeme vidět u řešení od BPS.Space [13], tento systém může být velice kompaktní. Navíc se dá velice dobře balancovat průměr reakčního kola a výkon elektromotoru. Tím lze dosáhnout optimálních rozměrů. Reakční kolo se nalézá uvnitř těla rakety, tudíž nezvyšuje aerodynamický odpor.

Budoucí potenciál

2 body – Tato metoda stabilizace je určena primárně ke kontrole rotace okolo jediné osy. Pokud bychom požadovali řízení i v dalších osách, byla by potřeba soustava více rotačních kol. To by mělo velké prostorové požadavky a není tak u raket Czech rocket society výhodné. Pro řízení rotace okolo podélné osy u jiných raket stačí

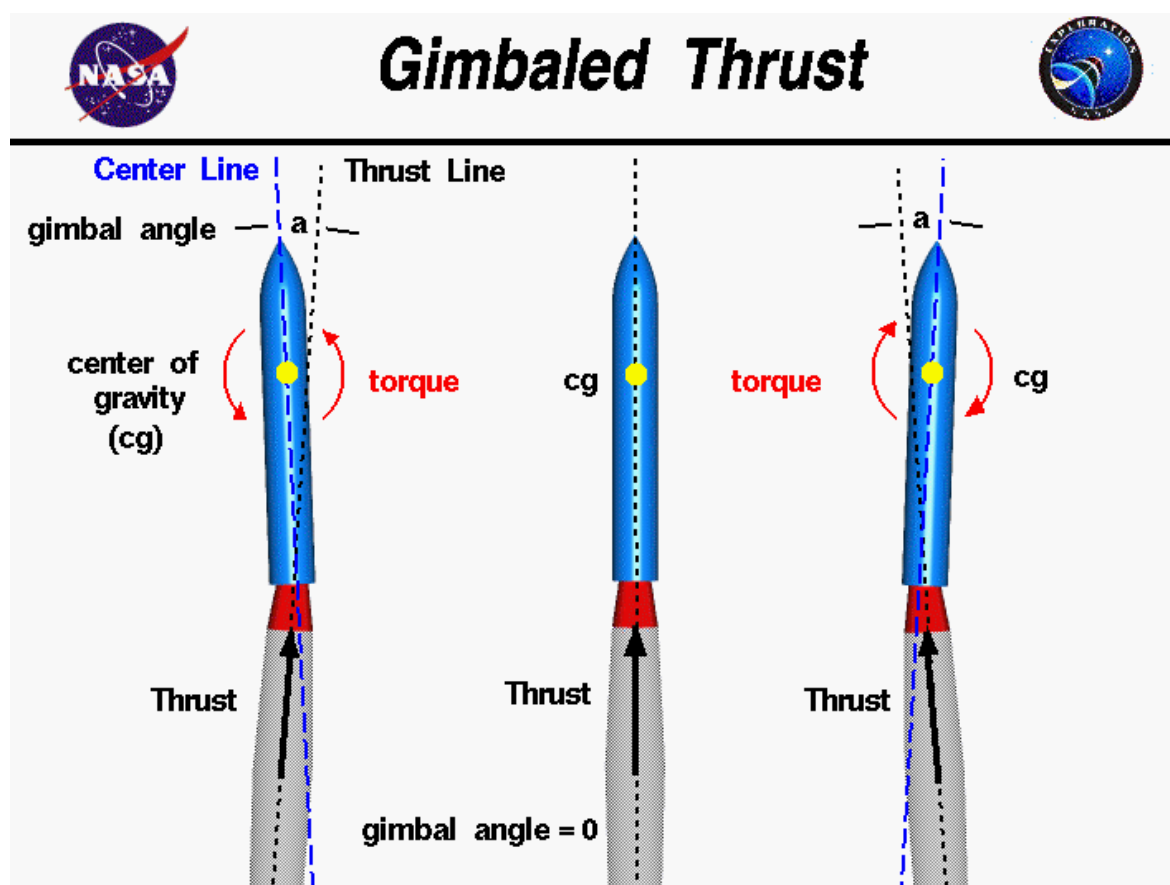
menší úpravy systému a jedná se o vhodné místo pro sbírání zkušeností s automatickým řízením na raketách.

Celkové hodnocení – 13 bodů

4.4 Thrust vector control (TVC)

4.4.1 Princip

Jak název napovídá, thrust vector control využívá pro své fungování vektorování tahu hlavního motoru. Princip je zobrazen na Obrázek 7: Princip fungování thrust vector control. Ve chvíli, kdy vektor tahu neprochází skrze těžiště, vzniká moment. Ten raketu otáčí okolo osy procházející těžištěm a kolmé na rovinu, určenou vektorem tahu a těžištěm. To však znamená, že ovládání rotace podle podélné osy vyžaduje motory, které v této ose neleží. Raketa by tak vyžadovala minimálně dva hlavní motory. [15]



Obrázek 7: Princip fungování thrust vector control [15]

4.4.2 Příklad

Z důvodu potřeby více motorů pro roll control není TVC k tomuto účelu v modelářských raketách běžně využíváno. Je však ale použit u větších raket. Jako příklad mohu uvést opět Falcon 9 [16], ale těžko bychom hledali moderní nosič, který tento systém nevyužívá.

4.4.3 Hodnocení

Náročnost výroby

1 bod – Vzhledem k nutnosti použití 2 a více motorů a jejich délce (u Sherpy 780 mm) nelze naklápět celé motory. To znamená použití naklopitelných trysek. Ty by ale vyžadovaly přesnou výrobu z důvodu udržení těsnosti spalovací komory a tím výkonnosti a bezpečnosti

Náročnost testování

2 body – Hlavní překážkou při testování jsou samotné motory. Po každém testu je potřeba doplnit palivo, nebo je celé vyměnit. Pokud ale mají při opakovaných zážezích stejnou tahovou křivku, tak opakovatelnost je ucházející.

Řízení rotace

1 bod – Při řízení rotace tímto systémem je nutno ovládat pozici minimálně dvou motorů. Celý systém musí být schopný reagovat na situaci, kdy tahová křivka neodpovídá předem naměřeným hodnotám, nebo není stejná u všech motorů. V neposlední řadě je tento systém funkční pouze za běhu motoru, což ale není celou dobu letu.

Rozměry, odpor, hmotnost

1 bod – Stopař i Sherpa využívají pouze jeden hlavní motor. Zástavba více motorů by vyžadovala výrazné konstrukční zásahy, včetně rozšíření trupu.

Budoucí potenciál

3 body – Hlavní výhodou tohoto systému je jeho budoucí potenciál. Předělání na ovládání v 6DOF by vyžadovalo pouze softwarovou změnu. Hybridní či kapalinové motory poté díky delší době tahu umožňují tento systém efektivně využít po větší část letu.

Celkové hodnocení – 8 bodů

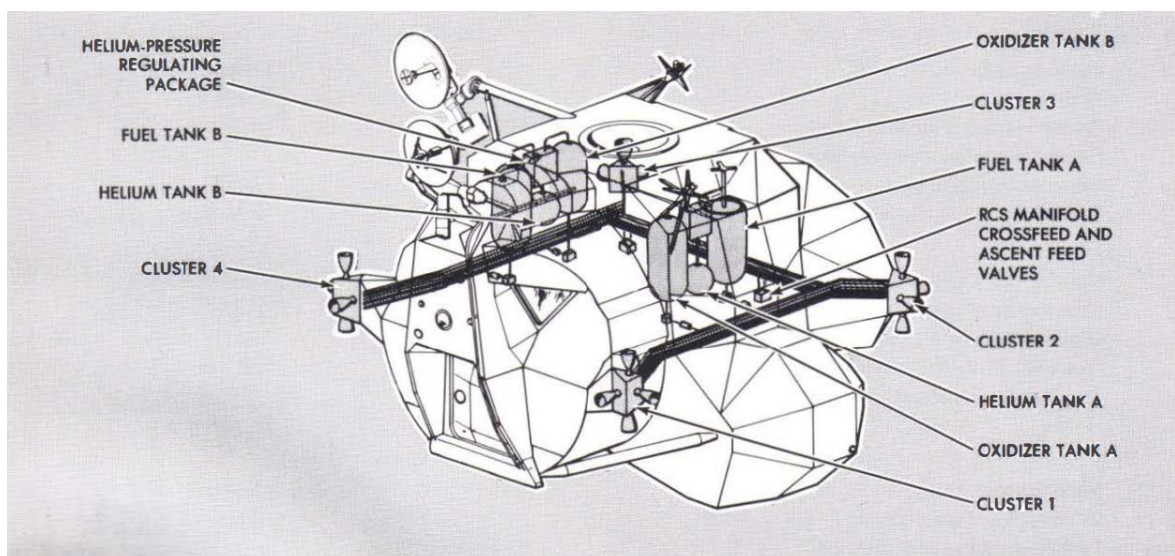
4.5 Reaction control system (RCS)

4.5.1 Princip

RCS je v principu fungování velice podobný TVC. Hlavním rozdílem je, že využívá malé dedikované motory, rozmístěné po raketě. Při správném rozmístění je RCS schopno ovládat raketu v 6DOF.

4.5.2 Příklad

V kategorii modelářských raket není tento systém hojně využíván. Objevil se ale u BPS.Space [17]. Jakmile ale přejdeme k nosičům, které opouštějí naši atmosféru, stává se tento systém velice častým. Jako příklad lze uvést systém využívající stlačeného dusíku na Falconu 9 [16], nebo hypergolické trysky u lunárního modulu Apolla [18].



Obrázek 8: RCS lunárního modulu Apolla [18]

4.5.3 Hodnocení

Náročnost výroby

3 body – Z hlediska složitosti je nejjednodušším systémem na principu stlačeného vzduchu. Výroba je ulehčena možností použití kupovaných součástek, využívaných například pro paintball.

Náročnost testování

3 body – Schopnost stabilizace i řízení lze testovat bez specializovaného vybavení jen za pomoci testovacího stojanu, který umožní raketě rotovat. Můžeme poté sledovat reakce systému na vnější vlivy.

Řízení rotace

2 body – Systém je aktivní. Je u něj však řízeno jen několik ventilů, které ovládají jednotlivé trysky. Pokud dojde k selhání softwaru nebo hardwaru a trysky jsou umístěny poblíž těžiště, je ovlivněna pouze rotace rakety. To však neznamena celkovou ztrátu stability, a tedy ohrožení nosiče.

Rozměry, odpor, hmotnost

2 body – Systém, který BPS.Space aplikoval na raketu přibližně o velikosti Stopaře, nám dává ideu o rozměrech v našem použití. Klíčovou je hlavně délka, která je okolo 350 mm. RCS tak přibližně odpovídá volnému místu pro dva CanSat satelity v raketě Sherpa. [17]

Budoucí potenciál

2 body – Předělání do ovládání v 6DOF je možné, ale vyžadovalo by přidání trysek v dalších směrech. Navíc čím více ovládání budeme vyžadovat, tím větší bude spotřeba stlačeného vzduchu. To by si poté mohlo vynutit zvětšení tlakové nádoby.

Celkové hodnocení – 12 bodů

4.6 Vyhodnocení bodování

V teoretické části této práce bylo mým cílem provést rešerši řídicích systémů pro rakety Stopař a Sherpa. Ze zavedeného bodování mi jako vítěz vyšlo Reaction wheel. Jedná se o řešení snadno vyrobitelné a testovatelné, se slušným budoucím potenciálem a malými rozměry.

V praktické části s použitím naměřených dat a dalších požadavků provedu jeho konstrukční návrh. Na závěr bude proveden koncepční návrh testovacího přípravku.

	<i>Náročnost výroby</i>	<i>Náročnost testování</i>	<i>Řízení rotace</i>	<i>Rozměry, odpor, hmotnost</i>	<i>Budoucí potenciál</i>	<i>Součet</i>
<i>Rollerony</i>	1	2	3	1	1	8
<i>Active fin control</i>	3	2	1	2	3	11
<i>Reaction wheel</i>	3	3	2	3	2	13
<i>Thrust vector control</i>	1	2	1	1	3	8
<i>Reaction control system</i>	3	3	2	2	2	12

Tabulka 4: Souhrn bodování

5 Definice požadavků na systém

Vzhledem k aktivnímu způsobu řízení reakčního kola lze k primárnímu cíli, stabilizaci rotace, přidat i sekundární požadavek – řízení rotace. Vstupní požadavky jsou tak kombinací naměřených dat a námi zvolených parametrů.

5.1 Raketa Stopař

5.1.1 Měřicí přístroje

Pro určování orientace byla použita inerciální jednotka MPU-9250, která spojuje 3-osý gyroskop, 3-osý akcelerometr a 3-osý magnetometr. IMU (Inercial measurement unit, inerciální měřicí jednotka) má v sobě zabudovaný 16-bitový AD převodník a stabilizátor (možno napájet 3,3V nebo 5V). Mimo to jednotka obsahuje vlastní teploměr, který byl také použit, ale není pro tuto práci podstatný. Jako komunikační rozhraní bylo zvoleno I2C. Základní parametry můžete vidět v Tabulka 5. [2]

Tato jednotka byla během letu ztrojena. Všechny tři jednotky si byly rovnocenné a v každém kroku se kontroloval a zaznamenával jejich stav za pomoci mikrokontroleru Raspberry Pi Pico. Výsledné údaje byly brány jako průměr z těchto tří jednotek. [2]

Veličina	Hodnota	Jednotky
Napájení	3-5	V
Rozsah gyroskopu	+ 250 500 1 000 2 000	°/s
Rozsah zrychlení	± 2g ± 4g ± 8g ± 16g	m/s ²
Rozsah magnetometru	± 4 800	μT
Rozměry	25 x 15 x 1,2	mm
Váha	2	g

Tabulka 5: Parametry MPU-9250 [19]

5.1.2 Způsob sběru a zpracování dat

Letový počítač po zapnutí ukládá data do logovacího souboru na SD kartu. Při každém cyklu přečte z gyroskopů úhlovou rychlost podle podélné osy. Poté zkontroluje, že žádný z nich neukazuje hodnoty s odchylkou 25 % od druhých dvou IMU a poté hodnoty zprůměruje. Během toho otočí znaménko u druhé jednotky, která je namontována s opačnou orientací vůči jednotkám 1 a 3. [2]

$$\omega = \frac{\omega_1 - \omega_2 + \omega_3}{3} \quad (5.1)$$

Data jsou poté pro výpočty převedena z °/s na rad/s dle vzorce:

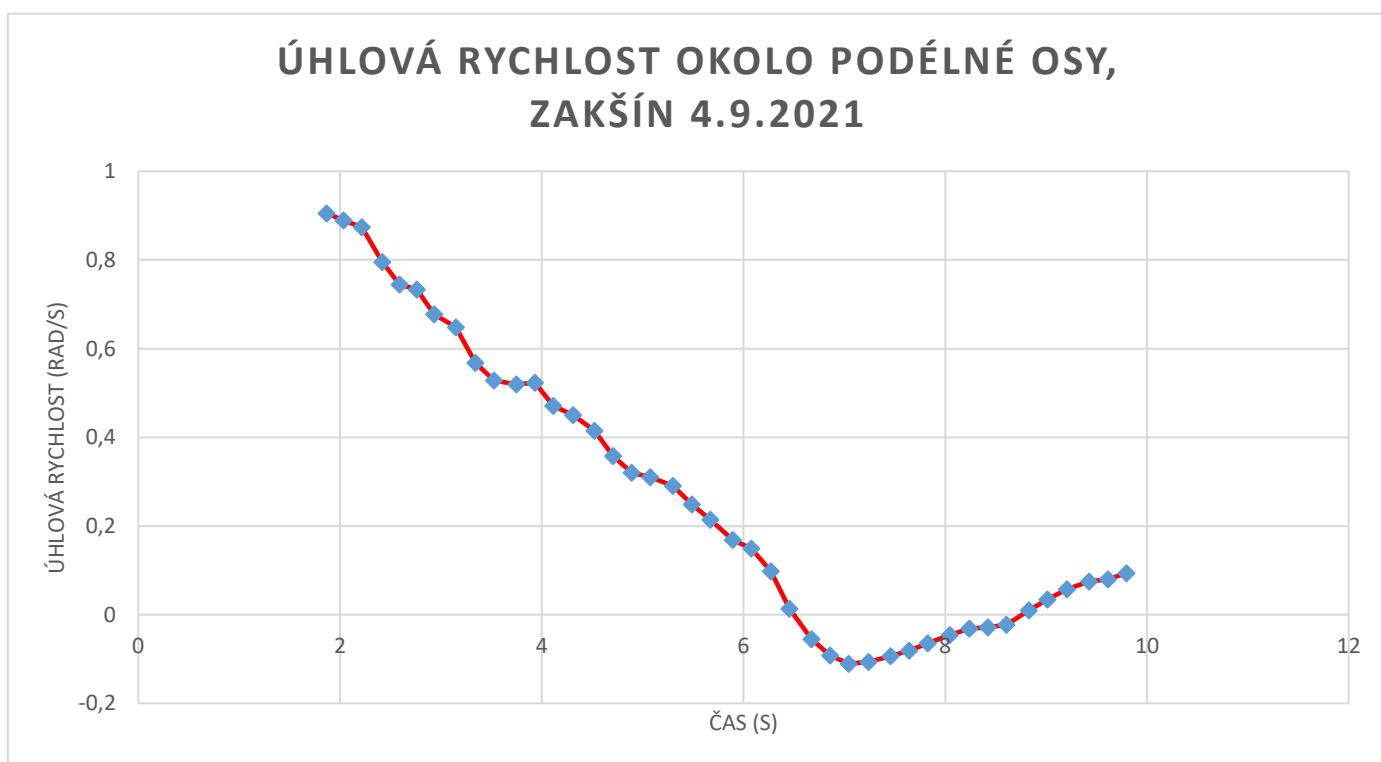
$$[rad/s] = \frac{\pi}{180} \cdot [°/s] \quad (5.2)$$

Úhlové zrychlení je dopočítáno ze změny úhlové rychlosti mezi jednotlivými časovými body [20]

$$\epsilon = \frac{\Delta\omega}{\Delta t} = \frac{\omega_{t_1} - \omega_{t_0}}{t_1 - t_0} [rad/s^2] \quad (5.3)$$

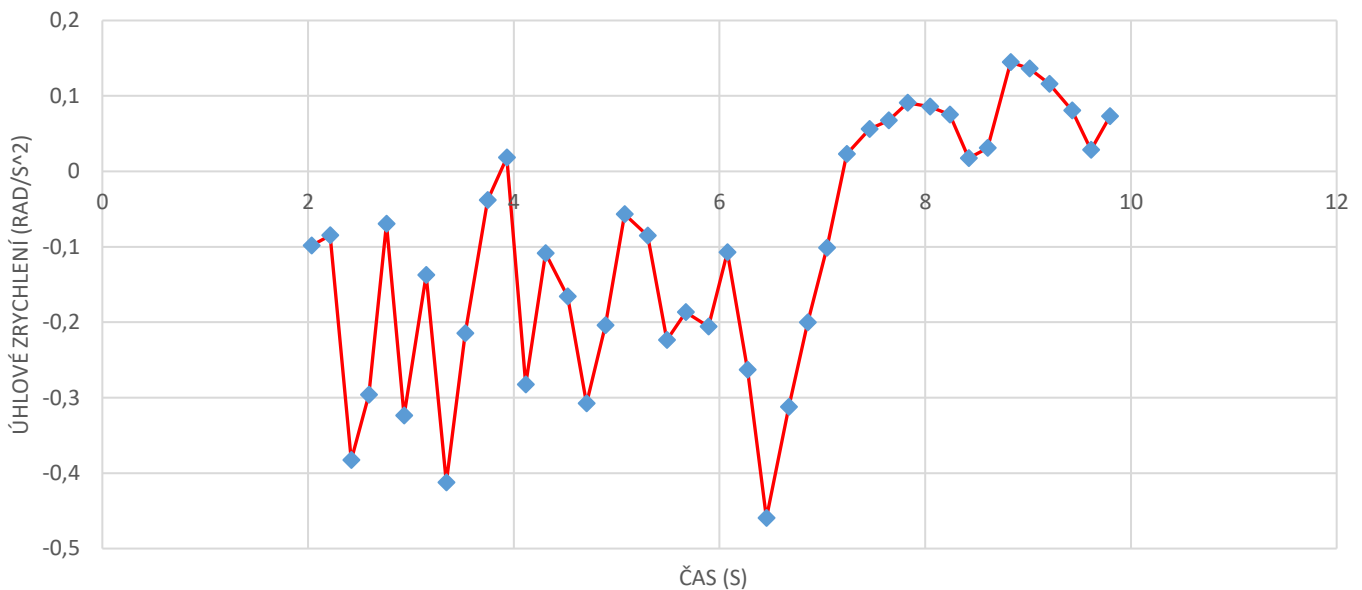
5.1.3 Zakšín 4.9.2021

První let, z něhož byly čerpány data, proběhl dne 4.9.2021 v okolí obce Zakšín. Maximální dosažená výška byla 466 metrů nad povrchem v čase 9,796 s po detekci odpalu. [2]



Graf 1: Úhlová rychlost Zakšín 4.9.2021 [2]

ÚHLOVÉ ZRYCHLENÍ OKOLO PODÉLNÉ OSY, ZAKŠÍN 4.9.2021



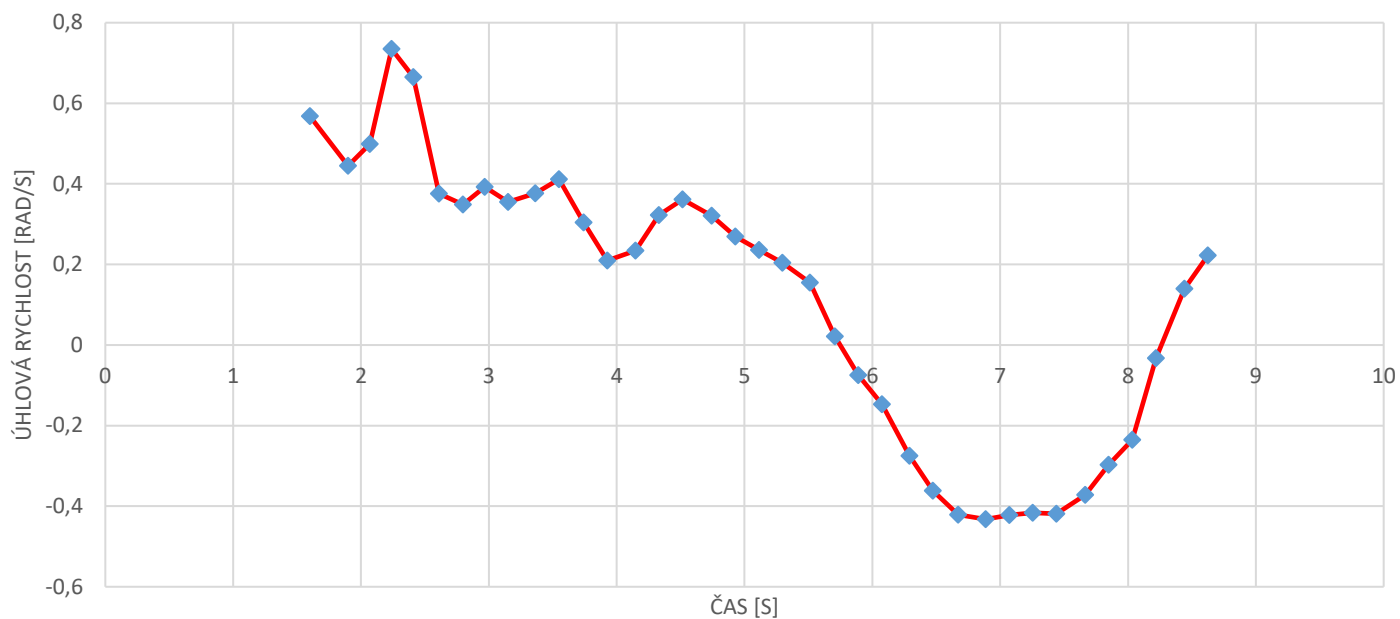
Graf 2: Úhlové zrychlení Zakšín 4.9.2021 [2]

Jak můžeme vidět v *Graf 1*, nejvyšší hodnota úhlové rychlosti je v prvním zaznamenaném bodě – 0,905 rad/s v čase 1,868 s. Se zvyšující se rychlostí rakety se rychlost rotace snižuje. Nejvyšší hodnota úhlového zrychlení je v čase 6,456 s, kdy dosáhne hodnoty -0,459 rad/s².

5.1.4 Medlánky 25.9.2021

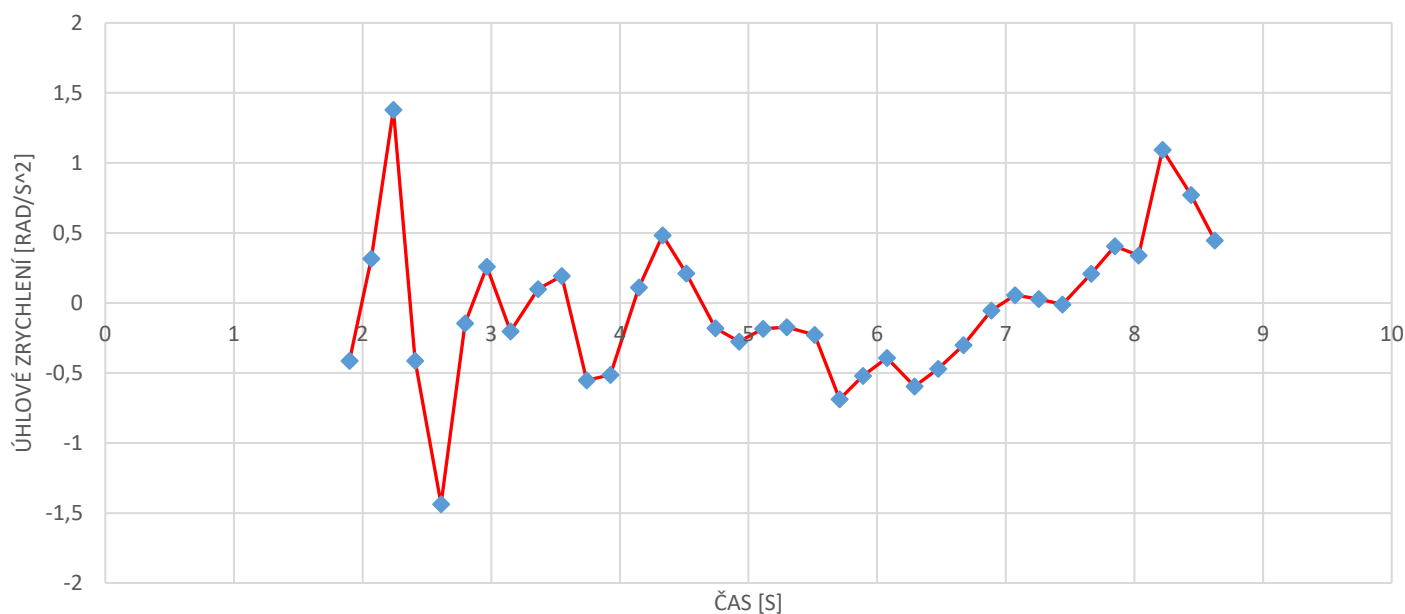
Druhý let proběhl 25.9.2021 na Letišti Medlánky (LKCM) v rámci demonstrace na nultém ročníku Czech Rocket Challenge. Maximální dosažená výška byla 409 metrů nad povrchem v čase 8,625 s po detekci odpalu. [2]

ÚHLOVÁ RYCHLOST OKOLO PODÉLNÉ OSY, MEDLÁNKY 25.9.2021



Graf 4: Úhlová rychlost Medlanky 25.9.2021 [2]

ÚHLOVÉ ZRYCHLENÍ OKOLO PODÉLNÉ OSY, MEDLÁNKY 25.9.2021



Graf 3 Úhlové zrychlení Medlanky 25.9.2021 [2]

Z grafů tohoto letu můžeme vidět, že v porovnání s letem v Zakšíně nedosáhl takové maximální úhlové rychlosti (0,735 rad/s ku 0,905 rad/s). Nejspíše však kvůli poryvu větru v čase 2,2 s po startu dosáhl vyšších hodnot úhlového zrychlení. Maximální byla -1,437 rad/s² v čase 2,61 s po odpalu.

5.1.5 Požadavky na řízení

Primární funkcí tohoto systému nemá být stabilizace – zkušební odpaly již prokázaly schopnost rakety Stopař držet stabilní let. Hlavní funkcí tedy zůstává pouze pozicování rakety pro palubní kamery. Vzhledem k době letu mezi 8,6 a 9,8 vteřinami bylo stanoveno, že systém má být schopný otočit raketou o 360 stupňů za 4 sekundy. Bude tak možné provést dva kompletní panoramatické záběry. Požadavek na úhlovou rychlost je tedy $\omega_{\text{řízení}} = 0,5\pi$ rad/s.

Úhlové zrychlení bylo stanoveno na $\varepsilon_{\text{řízení}} = 2\pi$ rad/s². Změnu smyslu rotace při pořizování panoramatického záběru tedy raketa zvládne za 0,5 vteřiny.

5.1.6 Celkové požadavky

Nejhorším možným případem pro tento systém je situace, kdy přirozená rotace rakety a požadovaná rotace je opačného směru. Celkové požadavky tedy byly získány součtem požadavků na zastavení rotace a její následné řízení. Z letových dat byla vybrána nejvyšší hodnota. Pro úhlovou rychlost tedy platí:

$$\omega_{\text{celková}} = \omega_{\text{řízení}} + \omega_{\text{stabilizace}} \quad (5.4)$$

$$\omega_{\text{celková}} = 0,5 \pi + 0,905 = 2,476 \text{ rad/s} \quad (5.5)$$

Pro úhlové zrychlení platí:

$$\varepsilon_{\text{celková}} = \varepsilon_{\text{řízení}} + \varepsilon_{\text{stabilizace}} \quad (5.6)$$

$$\varepsilon_{\text{celková}} = 2 \pi + 1,379 = 7,662 \text{ rad/s}^2 \quad (5.7)$$

Tyto parametry je nadále potřeba upravit koeficientem bezpečnosti. Zvolil jsem hodnotu $k = 2$. Je tomu tak z více důvodů

- Hmotnost celého výsledného systému je velice důležitá. Celá raketa váží pouhých 1 700 gramů. Větší požadavky na bezpečnost by znamenaly silnější, a tím pádem i těžší servomotory a jejich baterie.
- V případě nedostatečného dimenzování bude omezena, či případně ztracena, schopnost pořizovat panoramatické záběry a později i schopnost zastavit rotaci rakety. To ale nijak neohrozí stabilitu nosiče, a tím pádem i bezpečnost letu.

-

Po započtení bezpečnosti jsou tedy výsledné požadavky:

$$\omega_{rakety} = k \cdot \omega_{celková} = 4,952 \text{ rad/s} \quad (5.8)$$

$$\varepsilon_{rakety} = k \cdot \varepsilon_{celková} = 15,325 \text{ rad/s}^2 \quad (5.9)$$

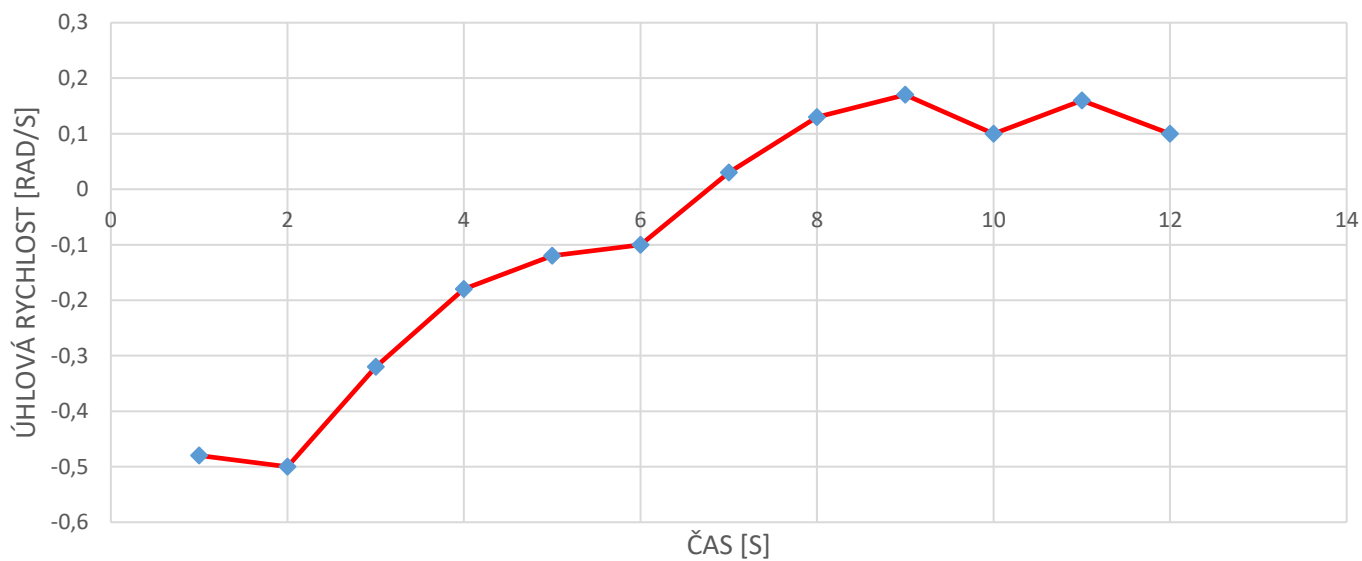
5.2 Raketa Sherpa

U této rakety byl získán dat dlouhodobý problém, neboť použité gyroskopy nebyly kompatibilní s letovým mikrokontrolerem Teensy. Data z letu této rakety tak byla naměřena až 1.6.2022 při dvou letech na národním finále soutěže CanSat, a to za pomoci CanSatu týmů Úvaláci a Project SkyFall. Jejich satelity byly raketou Sherpa vynášeny a vzhledem k pevnému uložení v útrokách rakety lze předpokládat, že až do momentu vyhození se rotace CanSatů shoduje s rotací rakety.

5.2.1 Úvaláci

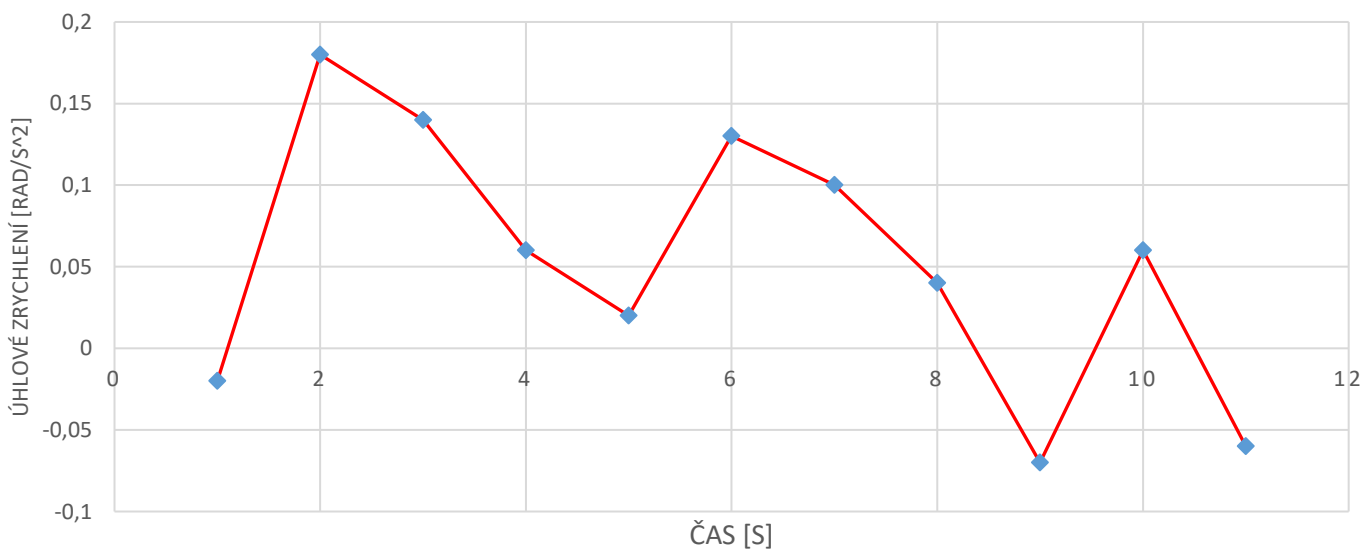
Tento CanSat byl vyneseno během prvního letu dne 1.6.2022. K jeho vypuštění z rakety kvůli mechanické závadě na dveřích nedošlo. Sbíral údaje o úhlové rychlosti v radiánech s frekvencí 1 Hz. Úhlové zrychlení je dopočítáno ze změny úhlové rychlosti mezi jednotlivými časovými body (5.3). Doba do částečného otevření dveří byla 13,01 s [2]

ÚHLOVÁ RYCHLOST OKOLO PODÉLNÉ OSY, MEDLÁNKY 1.6.2022



Graf 5: Úhlová rychlost, Medlanky 1.6.2022, Úvaláci [21]

ÚHLOVÉ ZRYCHLENÍ OKOLO PODÉLNÉ OSY, MEDLÁNKY 1.6.2022



Graf 6: Úhlové zrychlení, Medlanky 1.6.2022, Úvaláci [21]



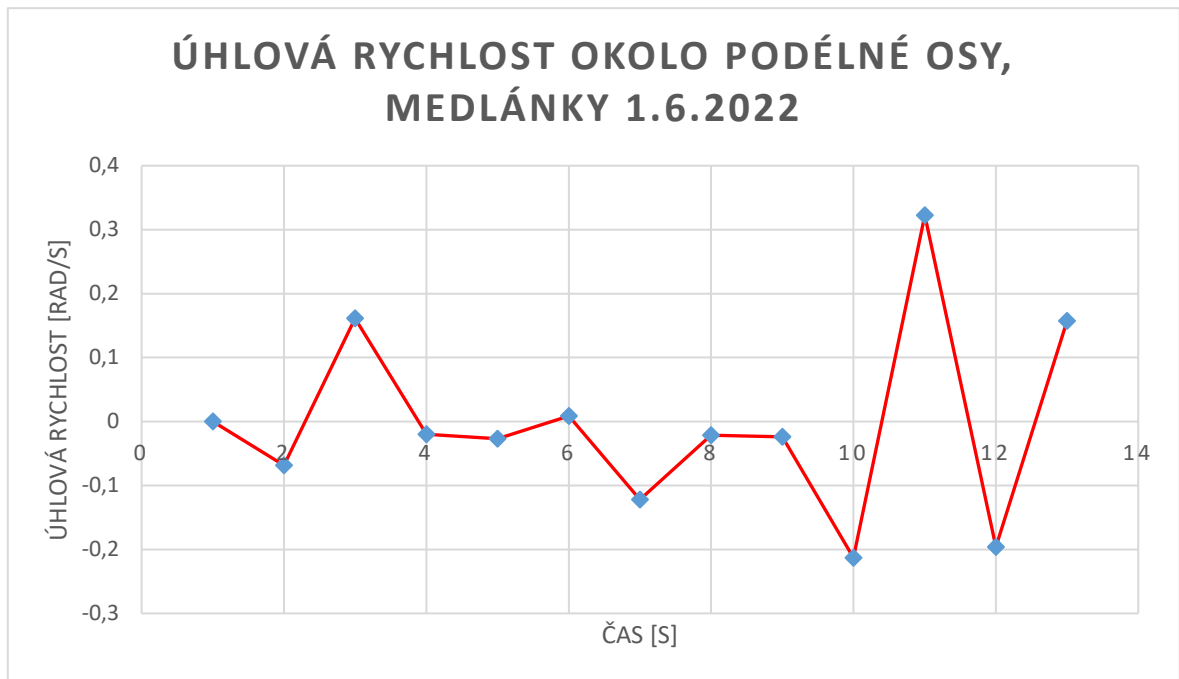
Obrázek 9: CanSat týmu Úvaláci [2]

Z naměřených hodnot byla určena maximální úhlová rychlost $-0,5 \text{ rad/s}$ a maximální zrychlení $0,18 \text{ rad/s}^2$.

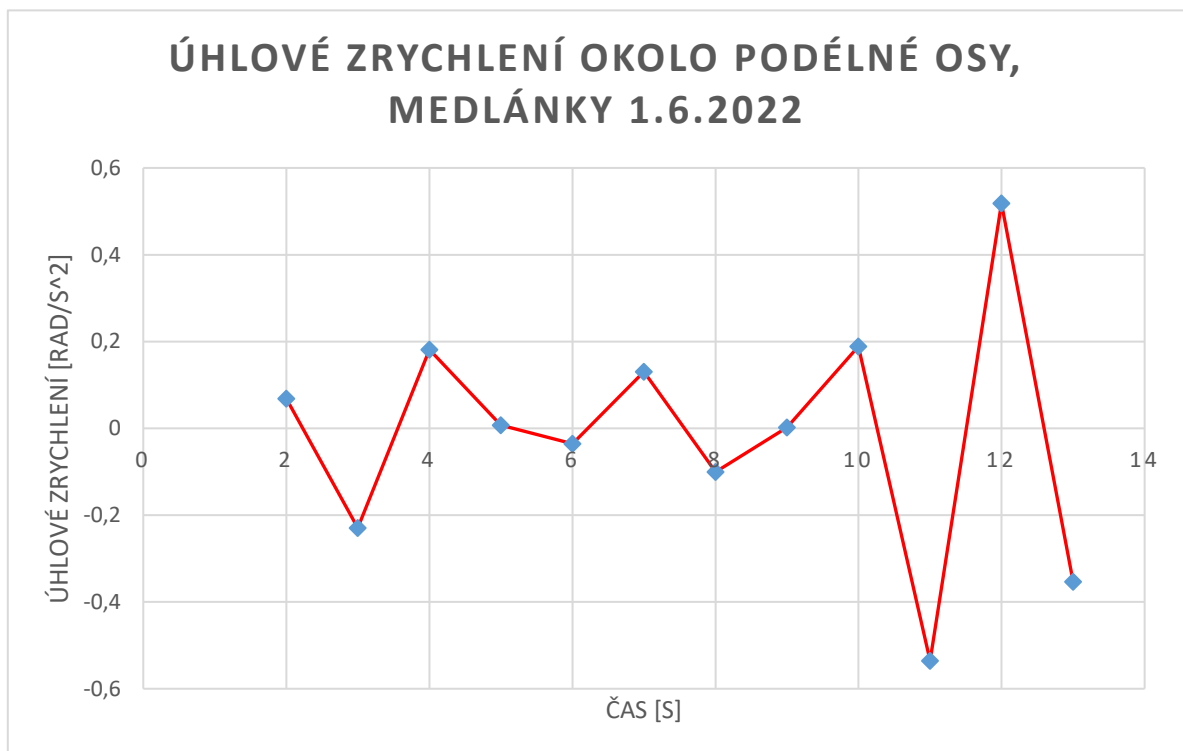
5.2.2 Project SkyFall

Tento CanSat byl vystřelen během druhého letu dne 1.6.2022. Sbíral údaje o úhlu natočení s frekvencí 1 Hz . Úhlová rychlost je dopočítána ze změny úhlu za čas (5.10) [20], úhlové zrychlení z úhlové rychlosti (5.3). Doba letu do vypuštění byla $13,94 \text{ s}$. [2]

$$\omega = \frac{\Delta\varphi}{\Delta t} = \frac{\varphi_{t_1} - \varphi_{t_0}}{t_1 - t_0} [\text{rad/s}] \quad (5.10)$$



Graf 7: Úhlová rychlost rotace, Medlánky 1.6.2022, Project SkyFall [22]



Graf 8: Úhlové zrychlení, Medlánky 1.6.2022, Project SkyFall [22]

Z naměřených hodnot byla určena maximální úhlová rychlost $0,322 \text{ rad/s}$ a maximální zrychlení $-0,535 \text{ rad/s}^2$.

5.2.3 Požadavky na řízení

Primární funkcí tohoto systému nemá být stabilizace – odpaly bez tohoto systému již prokázaly schopnost rakety Sherpa držet stabilní let a bezpečně vypustit CanSat satelity. Hlavní funkcí tedy zůstává pouze pozicování rakety pro palubní kamery. Vzhledem k době letu do otevření dveří mezi 13,01 a 13,94 s bylo stanoveno, že systém má být schopný otočit raketou o 360 stupňů za 6 sekund. Bude tak možné provést dva kompletní panoramatické záběry. Požadavek na úhlovou rychlost je tedy $\omega_{\text{řízení}} = 0,33\pi \text{ rad/s}$.

Úhlové zrychlení bylo stanoveno na $\varepsilon_{\text{řízení}} = 1,33\pi \text{ rad/s}^2$. Změnu smyslu rotace při pořizování panoramatického záběru tedy raketa zvládne za 0,5 s.

5.2.4 Celkové požadavky

Nejhorším možným případem pro tento systém je situace, kdy přirozená rotace rakety a požadovaná rotace je opačného směru. Celkové požadavky tedy byly získány součtem požadavků na zastavení rotace a její následné řízení. Z letových dat byla vybrána nejvyšší hodnota. Pro úhlovou rychlost tedy platí rovnice (5.4)

$$\omega_{\text{celková}} = 0,33\pi + 0,5 = 1,547 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \quad (5.11)$$

Pro úhlové zrychlení platí rovnice (5.6)

$$\varepsilon_{\text{celková}} = 1,33\pi + 0,535 = 4,724 \text{ rad/s}^2 \quad (5.12)$$

Tyto parametry je nadále potřeba upravit koeficientem bezpečnosti. Byla zvolena hodnota $k = 3$. Je tomu tak z více důvodů

- Hmotnost celého výsledného systému není příliš podstatná. Sherpa má cílovou výšku 1 000 metrů, ale při posledních letech pokaždé překonal hranici 1 100 metrů.
- Data CanSat týmů byla zaznamenávána s frekvencí pouze 1 Hz. Získaná data sice odpovídají videozáznamům z letu, ale stále toto může být zdrojem nepřesností.

Po započtení bezpečnosti jsou tedy výsledné požadavky vypočteny z rovnic (5.8) a (5.9)

$$\omega_{\text{rakety}} = 4,642 \text{ rad/s} \quad (5.13)$$

$$\varepsilon_{\text{rakety}} = 14,172 \text{ rad/s}^2 \quad (5.14)$$

6 Princip zařízení

Základní způsob fungování byl již popsán v kapitole 4.3 Reaction wheel, ale ještě bude dále rozveden. Základním principem je zákon zachování momentu hybnosti, kde v každém okamžiku je celkový moment hybnosti v systému je rovný konstantě [12]

$$L_{kola} + L_{rakety} = konst. \quad (6.1)$$

Kde moment hybnosti se vypočítá jako [20]

$$L = \sum_i L_i = \omega \cdot \sum_i m_i r_i^2 = J \cdot \omega \quad (6.2)$$

Zákon zachování hybnosti lze tedy zapsat jako

$$J_{kola} \cdot \omega_{kola} + J_{rakety} \cdot \omega_{rakety} = konst. \quad (6.3)$$

Během letu se tato konstanta mění vlivem vnějších aerodynamických sil, její hodnota však není podstatná. Jsou-li známy momenty setrvačností rakety J_{rakety} , reakčního kola J_{kola} a naměřeny hodnoty úhlových rychlostí rakety ω_{rakety} a ω_{kola} , je možné dopočítat potřebnou změnu úhlové rychlosti kola, abychom dosáhli požadované úhlové rychlosti rakety dle vztahu

$$\Delta\omega_{kola} = \Delta\omega_{rakety} \frac{J_{rakety}}{J_{kola}} \quad (6.4)$$

Na základě těchto údajů řídicí jednotka změni otáčky reakčního kola a dojde tak k úpravě rychlosti rotace rakety.

7 Určení momentu setrvačnosti

7.1 Raketa Stopař

Vzhledem k relativně malým rozměrům tohoto nosiče byl moment setrvačnosti určen experimentálně.

7.1.1 Teorie

U těles, u kterých je určení momentu setrvačnosti čistě matematickou metodou obtížné, lze využít vztahu mezi periodou kmitání kyvadla a momentem setrvačnosti zavěšeného objektu. [23]

Kyvadlo se zavěsí dle Obrázek 10. Pro ověření přesnosti měření je nejprve spočítáno gravitační zrychlení. Zavěšený objekt je rozkíván jako obyčejné kyvadlo a je měřena perioda kmitu. Za použití následujících rovnic je poté dopočítáno gravitační zrychlení [23]

$$\omega = 2\pi f = \frac{2\pi}{T} \quad (7.1)$$

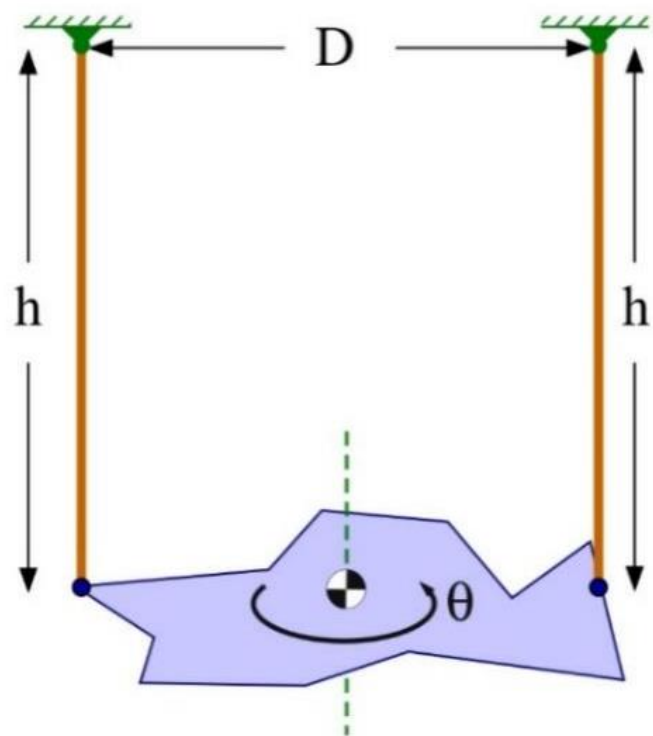
$$\omega = \sqrt{\frac{g}{h}} \rightarrow g = \omega^2 h = \frac{4\pi^2 h}{T^2} \quad (7.2)$$

V případě výpočtu gravitačního zrychlení i momentu setrvačnosti bylo vycházeno z předpokladu, že zavěšená raketa se chová jako ideální kyvadlo na dvou závěsech. [24] Bylo-li tedy gravitační zrychlení určeno s dostatečnou přesností, je s pomocí tohoto zjednodušení možné vypočítat i moment setrvačnosti.

Kyvadlo se rozkývá okolo své vertikální osy. Moment setrvačnosti se poté vypočítá dle vztahu (7.3) [23]

$$J = \frac{m \cdot g \cdot D^2 \cdot T^2}{16 \cdot \pi^2 \cdot h} \quad (7.3)$$

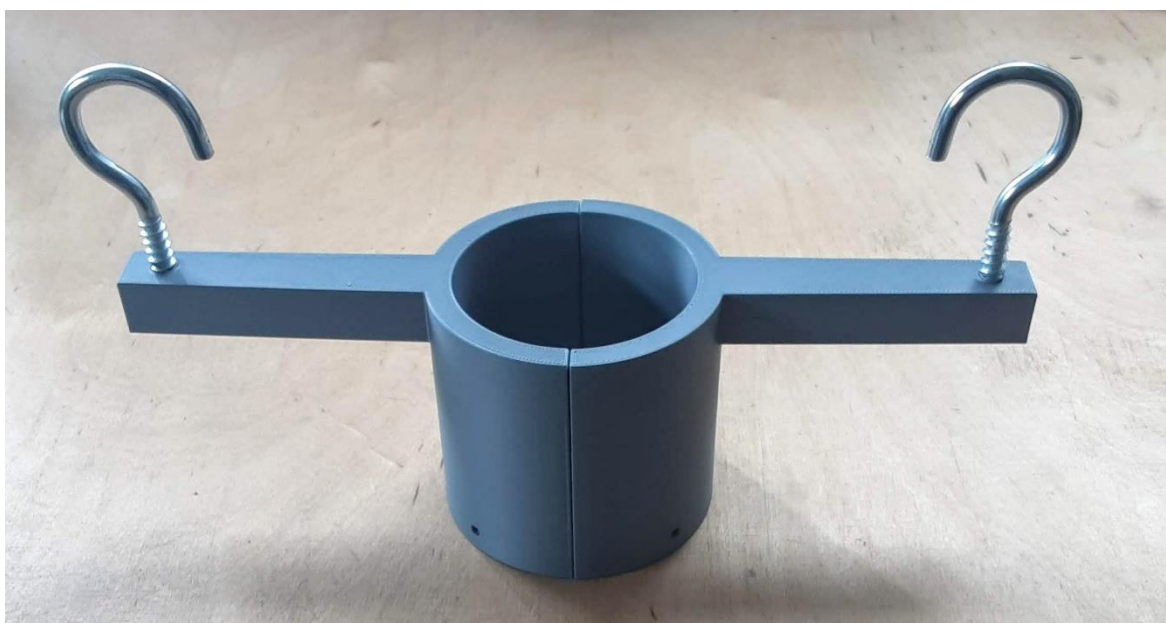
Kde m je hmotnost zavěšeného tělesa, g gravitační zrychlení, D vzdálenost mezi zavěšením, T perioda kmitů a h délka zavěšení.



Obrázek 10: Schéma zavěšení [23]

7.1.2 Přípravek

Pro měření je potřebné raketu zavěsit v místě těžiště. Za tímto účelem byl vyvinut jednoduchý 3D tištěný přípravek, viz Obrázek 11. Ten byl vytištěn z PLA se 100% fillem a byl dopočítán jeho moment setrvačnosti. Ten byl posléze odečten od výsledku měření, neboť moment setrvačnosti okolo společné osy je aditivní.



Obrázek 11: Přípravek pro zavěšení rakety Stopař

Výpočet

Přípravek se geometricky skládá z jednoho válce, dvou nosníků a dvou háků, které byly nahrazeny hmotnými body. Základní parametry pro výpočet jsou uvedeny v Tabulka 6

Veličina	Hodnota
Vnitřní poloměr válce	$R_{1\text{válec}} = 0,0306 \text{ m}$
Vnější poloměr válce	$R_{2\text{válec}} = 0,0376 \text{ m}$
Hmotnost válce	$m_{\text{válec}} = 0,1293 \text{ kg}$
Poloměr zavěšení háků	$R_{\text{hák}} = 0,028 \text{ m}$
Hmotnost háku	$m_{\text{hák}} = 0,05 \text{ kg}$
Délka vnějšího nosníku	$a_1 = 0,224 \text{ m}$
Délka vnitřního nosníku	$a_2 = 0,0752 \text{ m}$
Šířka nosníku	$b = 0,015 \text{ m}$
Hmotnost celého nosníku	$m_{1\text{nosník}} = 0,0625 \text{ kg}$
Hmotnost vnitřního nosníku	$m_{2\text{nosník}} = 0,0210 \text{ kg}$

Tabulka 6: Parametry přípravku

Válec

Moment setrvačnosti se vypočítá jako moment setrvačnosti kruhové desky [25]

$$J_{\text{válec}} = \frac{1}{2} \cdot m_{\text{válec}} \cdot (R_{1\text{válec}}^2 + R_{2\text{válec}}^2) \quad (7.4)$$

$$J_{\text{válec}} = 0,5 \cdot 0,1293 \cdot (0,0306^2 + 0,0376^2) = 0,000152 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (7.5)$$

Háky

Moment setrvačnosti háků byl vypočítán jako moment setrvačnosti dvou hmotných bodů [25]

$$J_{\text{hák}} = 2 \cdot m_{\text{hák}} \cdot R_{\text{hák}}^2 \quad (7.6)$$

$$J_{\text{hák}} = 2 \cdot 0,05 \cdot 0,028^2 = 0,0000392 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (7.7)$$

Nosník

U nosníku bylo využito aditivnosti momentu setrvačnosti. Byl vypočítán moment setrvačnosti celé délky nosníku a vnitřní části, která z něj na přípravku chybí. Poté byl vypočítán rozdíl. [25]

$$J_{1nosník} = \frac{1}{12} \cdot m_{1nosník} \cdot (a_1^2 + b^2) \quad (7.8)$$

$$J_{1nosník} = \frac{1}{12} \cdot 0,0625 \cdot (0,224^2 + 0,015^2) = 0,000262 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (7.9)$$

$$J_{2nosník} = \frac{1}{12} \cdot m_{2nosník} \cdot (a_2^2 + b^2) \quad (7.10)$$

$$J_{2nosník} = \frac{1}{12} \cdot 0,021 \cdot (0,0752^2 + 0,015^2) = 0,0000103 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (7.11)$$

$$J_{nosník} = J_{1nosník} - J_{2nosník} = 0,000252 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (7.12)$$

Výsledek

Celkový moment setrvačnosti je součtem jednotlivých částí

$$J_{přípravek} = J_{válec} + J_{hák} + J_{nosník} \quad (7.13)$$

$$J_{přípravek} = 0,000443 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (7.14)$$

7.1.3 Postup měření

1. Raketa byla za pomoci přípravků zavěšena, viz. Obrázek 12. Parametry zavěšení jsou uvedeny v Tabulka 7. Gravitační zrychlení bylo zjišťováno za účelem ověření přesnosti experimentu.

Rozteč zavěšení D	0,2 m
Délka zavěšení h	1,22 m
Hmotnost m	1,354 g

Tabulka 7: Parametry zavěšení



Obrázek 12: Zavěšení rakety Stopař

2. Raketa byla rozkývána jako kyvadlo a desetkrát byla změřena perioda kmitů. Pro zvětšení přesnosti bylo měřeno přes 10 kmitů.

číslo měření	Perioda 10 kmitů [s]	Perioda 1 kmitu [s]	Gravitační zrychlení [m/s ²]
1	22,25	2,225	9,728
2	22,03	2,203	9,924
3	22,25	2,225	9,728
4	22,14	2,214	9,825
5	22,46	2,246	9,547
6	22,30	2,230	9,685
7	22,21	2,221	9,763
8	22,20	2,220	9,772
9	22,13	2,213	9,834
10	22,19	2,219	9,781

Tabulka 8: Vypočítané gravitační zrychlení

Vypočítané gravitační zrychlení: $g = 9,759 \text{ m/s}^2$. Odchylka měření byla určena jako 0,517 %, což je pro naše měření vyhovující.

3. Raketa byla rozkývána okolo vertikální osy a byla měřena perioda kmitů. Pro zvětšení přesnosti byly časy odečítány z videozáznamu pro 4 periody kmitů a bylo provedeno 15 měření. Mezi jednotlivými měřeními byla vždy raketa zastavena a znova rozkývána.

číslo měření	Perioda 4 kmitů [s]	Perioda 1 kmitu [s]	moment setrvačnosti [kg·m ²]
1	3,01	0,752	0,00156
2	2,95	0,737	0,00150
3	2,94	0,735	0,00149
4	3,26	0,815	0,00183
5	2,94	0,735	0,00149
6	3,21	0,802	0,00178
7	3,10	0,775	0,00166
8	3,20	0,800	0,00177
9	3,00	0,750	0,00155
10	2,92	0,730	0,00147
11	2,98	0,745	0,00153
12	3,20	0,800	0,00177
13	3,19	0,797	0,00175
14	3,21	0,802	0,00178
15	2,79	0,697	0,00134

Tabulka 9: Vypočítaný moment setrvačnosti

Výsledný moment setrvačnosti: $J_{\text{měření}} = 0,00162 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$

4. Moment setrvačnosti rakety byl poté určen jako rozdíl experimentálně určeného momentu setrvačnosti a vypočítaného momentu setrvačnosti přípravku.

$$J_{\text{stopař}} = J_{\text{měření}} - J_{\text{přípravek}} \quad (7.15)$$

$$J_{\text{stopař}} = 0,00162 - 0,000443 = 0,00117 \text{ kg}\cdot\text{m}^2 \quad (7.16)$$

7.2 Raketa Sherpa

Vzhledem k větším rozměrům tohoto nosiče a 3D CAD modelu, který byl během vývoje a stavby rakety průběžně aktualizován, byla hodnota odečtena z parametrů modelu.

$$J_{Sherpa} = 56971 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 = 0,05697 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (7.17)$$



Obrázek 13: 3D CAD model rakety Sherpa [2]

8 Volba pohonu a reakčního kola

8.1 Raketa Stopař

8.1.1 Návrh reakčního kola

Pro návrh motoru byla potřeba nejdříve předběžně stanovit parametry reakčního kola, a to konkrétně jeho moment setrvačnosti. Byly navrženy dvě varianty. První využívá 3D tisku a je tak jednoduchá a levná na výrobu. Druhá byla zvolena varianta z nerezové oceli.

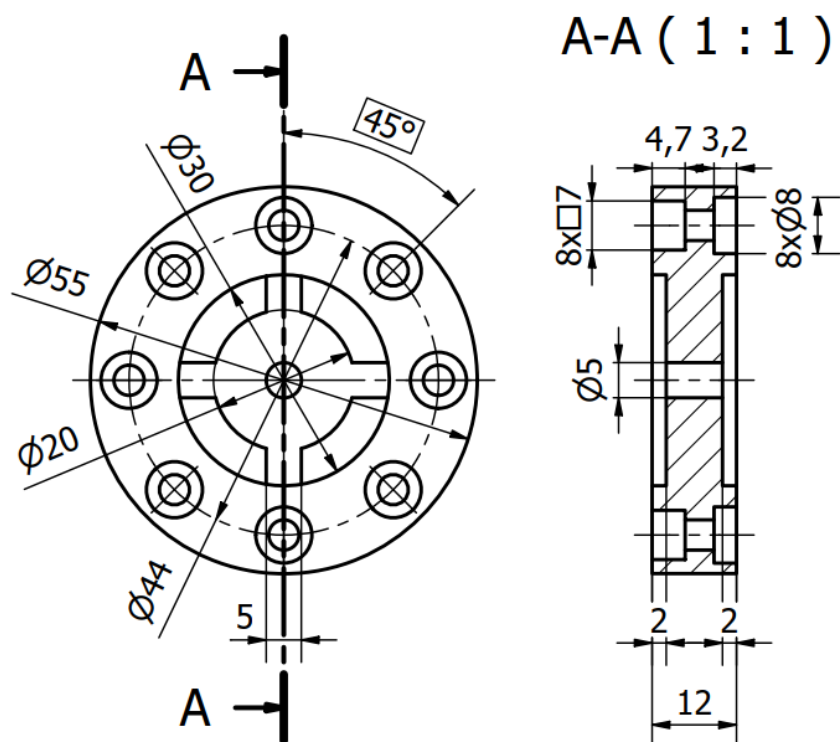
Varianta 1

Tato varianta byla navržena s ohledem na co nejjednodušší a nejlevnější výrobu. Materiálem 3D tisku je tedy PLA, které je použito i v konstrukci dalších částí rakety.

Pro zvýšení momentu setrvačnosti byly po obvodu připraveny otvory pro montáž až osmi M4x10 šroubů. Každý z nich může být uchycen za pomoci jedné, nebo dvou čtvercových matic. V této práci tedy byly uvažovány dva krajní případy – nejvyšší a nejnižší možný moment setrvačnosti

$$J_{1min} = 10,347 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 \quad (8.1)$$

$$J_{1max} = 23,799 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 \quad (8.2)$$

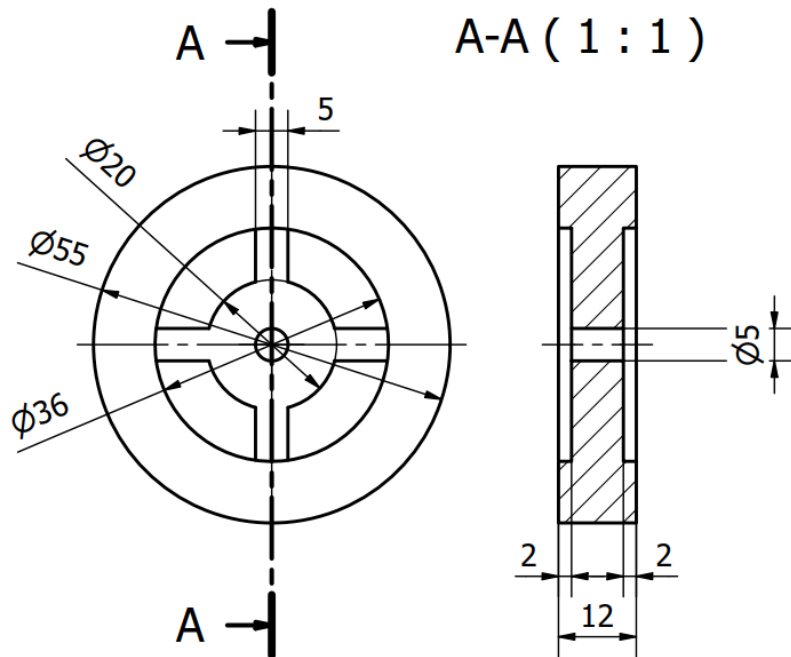


Obrázek 14: Rozměry reakčního kola varianty 1

Varianta 2

Tato varianta představuje nákladnější řešení, kdy reakční kolo je vyrobeno z nerezové oceli.

$$J_2 = 73,486 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 \quad (8.3)$$



Obrázek 15: Rozměry reakčního kola varianty 2

8.1.2 Výpočet parametrů

Na pohon reakčního kola byly stanoveny dva požadavky – minimální otáčky a minimální moment motoru. Maximální otáčky byly zjištěny ze vzorce pro úhlovou rychlost kola. Minimální moment byl určen z úhlového zrychlení. Vstupní parametry jsou shrnuty v Tabulka 10. [20]

$$\omega_{\min-kola} = \omega_{\max-rakety} \frac{J_{rakety}}{J_{kola}} \quad (8.4)$$

$$n_{\min-kola} = \frac{30 \cdot \omega_{\min-kola}}{\pi} \quad (8.5)$$

$$M_{\min-kola} = \varepsilon_{\min-kola} \cdot J_{kola} \quad (8.6)$$

Kde

$$\varepsilon_{\min-kola} = \varepsilon_{\max-rakety} \frac{J_{rakety}}{J_{kola}} \quad (8.7)$$

A tedy

$$M_{\min-kola} = \varepsilon_{\max-rakety} \cdot J_{rakety} \quad (8.8)$$

Moment setrvačnosti rakety	$J_{\text{Stopař}} = 0,00117 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
Moment setrvačnosti 3D tištěného kola bez závaží	$J_{1\text{min}} = 0,0000103 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
Moment setrvačnosti 3D tištěného kola se závažím	$J_{1\text{max}} = 0,0000238 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
Moment setrvačnosti kola z oceli	$J_2 = 0,0000739 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
Úhlová rychlost rakety	$\omega_{\text{Stopař}} = 4,952 \text{ rad/s}$
Úhlové zrychlení rakety	$\varepsilon_{\text{Stopař}} = 15,324 \text{ rad/s}^2$

Tabulka 10: Vstupní parametry reakčního kola rakety Stopař

Výsledky jsou uvedeny v Tabulka 11. Ze vzorce (8.8) vyplývá, že požadavek na moment je pro všechna řešení společný.

Minimální moment	$M_{\text{min-kola}} = 0,018 \text{ Nm}$
Otáčky 3D tištěného kola bez závaží	$n_{1\text{min}} = 5\,365,4 \text{ ot/min}$
Otáčky 3D tištěného kola se závažím	$n_{1\text{max}} = 2\,332,7 \text{ ot/min}$
Otáčky ocelového kola	$n_2 = 750,8 \text{ ot/min}$

Tabulka 11: Výsledné parametry reakčního kola rakety Stopař

8.1.3 Výběr motoru

Během výběru motoru bylo zjištěno, že hlavním omezujícím faktorem jsou požadované otáčky. Ty vyřadily použití servomotorů. Jejich rychlosti otáčení se běžně pohybují v rozmezí od 83 do 125 ot/min [26], což by ale i pro variantu z oceli vyžadovalo velké zpřevodování. Tato varianta tedy byla zavrhnuta.

Volba padla na brushless střídavé elektromotory, používané pro pohon modelů letadel. Ty naopak nabízí vysoké otáčky. Volba padla na Kavan Brushless motor C2822-1200. Jeho základní parametry jsou uvedeny v Tabulka 12.

Otáčky na volt	1 200 ot/min·V
Max. výkon	75 W
Průměr	27,8 mm
Délka	23 mm
Průměr hřídele	3,175 mm
Hmotnost	34 g

Tabulka 12: Parametry motoru Kavan Brushless motor C2822-1200 [27]

Klíčovým parametrem byl údaj 1 200 ot/min·V. Při napájení baterií s maximálním napětím 11,1 V jsou tedy maximální otáčky 13 320 ot/min. Proto byl do konstrukce zakomponován ozubený převod s poměrem $i = 0,447$, který maximální otáčky sníží na 5 959 ot/min.

Moment na výstupu převodu byl vypočítán z maximálního výkonu a maximálních otáček dle vzorce (8.9) [28]

$$M = \frac{P}{\omega \cdot i} = \frac{P}{\frac{\pi \cdot n}{30} \cdot i} \quad (8.9)$$

$$M = \frac{75}{\frac{\pi \cdot 13320}{30} \cdot 0,447} = 0,12 \text{ Nm} \quad (8.10)$$

Je tedy vidět, že požadavek na moment tento motor splňuje.

8.1.4 Výběr reakčního kola

Pro konstrukci byla vybrána 3D tištěná varianta. Je méně náročná na výrobu a její parametry se více přibližují zvolenému motoru. Při použití varianty s minimálním momentem setrvačnosti je umožněno nejpřesnější řízení, neboť je využit skoro celý rozsah napájení motoru.

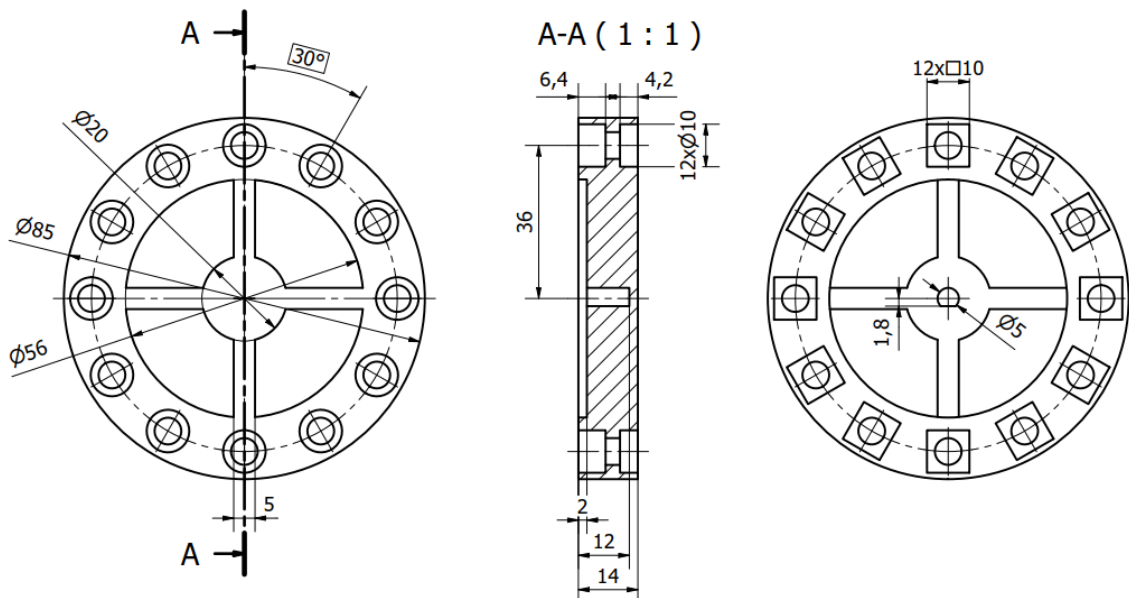
Varianta s maximálním momentem poté umožňuje zvýšení kontrolní autority systému, pokud budou v budoucnu větší požadavky na řízení, případně při montáži do rakety s vyšším momentem setrvačnosti.

8.2 Raketa Sherpa

8.2.1 Návrh reakčního kola

Pro návrh motoru byla potřeba nejdříve předběžně stanovit parametry reakčního kola, a to konkrétně jeho moment setrvačnosti. Vzhledem k volbě 3D tištěného kola u rakety Stopař byla provedená volba i u této rakety, a to s ohledem na zjednodušení výroby.

Hlavním limitujícím rozměrem byla vzdálenost mezi U profily, které tvoří základ konstrukce Sherpy. Maximální průměr reakčního kola tak byl stanoven na 85 mm. Pro zvýšení momentu hybnosti je možné namontovat po obvodu reakčního kola 12 šroubů M6, každý s jednou, nebo dvěma čtvercovými podložkami.



Obrázek 16: Rozměry 3D tištěného kola

Moment setrvačnosti bez závaží:

$$J_{1Sherpa} = 53,789 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 \quad (8.11)$$

Moment setrvačnosti s plným závažím:

$$J_{2Sherpa} = 199,09 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2 \quad (8.12)$$

8.2.2 Výpočet parametrů

Parametry reakčního kola pro raketu Sherpa byly vypočítány stejnou metodou, jako pro raketu Stopař, uvedené v kapitole 8.1.2 *Výpočet parametrů*. Vstupní parametry jsou uvedeny v *Tabulka 13*.

Moment setrvačnosti rakety	$J_{\text{Sherpa}} = 0,0570 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
Moment setrvačnosti 3D kola bez závaží	$J_{1\text{Sherpa}} = 0,0000538 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
Moment setrvačnosti 3D kola se závažím	$J_{2\text{Sherpa}} = 0,000199 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$
Úhlová rychlost rakety	$\omega_{\text{Sherpa}} = 4,642 \text{ rad/s}$
Úhlové zrychlení rakety	$\varepsilon_{\text{Sherpa}} = 14,172 \text{ rad/s}^2$

Tabulka 13: Vstupní parametry reakčního kola rakety Sherpa

Výsledky jsou uvedeny v *Tabulka 14*. Ze vzorce (8.8) vyplývá, že požadavek na moment je pro všechna řešení společný.

Minimální moment	$M_{\text{min_kola}} = 0,807 \text{ Nm}$
Otáčky 3D kola bez závaží	$n_{1\text{Sherpa}} = 46\,950,2 \text{ ot/min}$
Otáčky 3D kola se závažím	$n_{2\text{Sherpa}} = 12\,684,7 \text{ ot/min}$

Tabulka 14: Výstupní parametry reakčního kola rakety Sherpa

Při takto vysokých hodnotách otáček již vyvstává problematika odstředivých sil. Na každý šroub, s hmotností 5 gramů, působí při 12 684,7 ot/min odstředivá síla

$$F = m \cdot \left(\frac{\pi \cdot n}{30}\right)^2 \cdot r = 0,005 \cdot \left(\frac{\pi \cdot 12684,7}{30}\right)^2 \cdot 0,036 = 317,6 \text{ N} \quad (8.13)$$

Při konstrukčním návrhu bude tedy provedena pevnostní kontrola tohoto řešení.

8.2.3 Výběr motoru

Během výběru motoru bylo zjištěno, že hlavním omezujícím faktorem je kroutící moment. Elektromotory pro modelové letadla, použité u rakety Stopař, poskytují při maximálních otáčkách moment okolo 0,2 Nm. [27] To není dostatek pro raketu Sherpa. Byl tedy vybrán motor, určený pro modelová auta. Těžší konstrukce vzhledem k dostatečnému dostupu rakety Sherpa není problém.

Volba padla na motor EZRUN SL 4274 2200 Kv. Jeho základní parametry jsou uvedeny v Tabulka 15.

Otáčky na volt	2 200 ot/min·V
Max. výkon	3 kW
Průměr	42 mm
Délka	74 mm
Průměr hřídele	5 mm
Hmotnost	418 g

Tabulka 15: Parametry motoru EZRUN SL 4274 2200 Kv

Při napájení článkem s maximálním napětím 7,4 V jsou tedy maximální otáčky 16 280 ot/min. Tyto otáčky sice přesahují požadavky naplno zatíženého reakčního kola, umožní však jeho částečné odlehčení. To vše bez požadavku na ozubený převod, a tedy s podstatně jednodušší konstrukcí.

Moment na výstupu převodu byl vypočítán z maximálního výkonu a maximálních otáček dle vzorce (8.13) [28]

$$M = \frac{P}{\omega} = \frac{P}{\frac{\pi \cdot n}{30}} \quad (8.14)$$

$$M = \frac{3000}{\frac{\pi \cdot 16280}{30}} = 1,76 \text{ Nm} \quad (8.15)$$

Je tedy vidět, že požadavek na moment tento motor splňuje.

8.2.4 Výběr reakčního kola

Vzhledem k jednoduché přizpůsobitelnosti závaží u reakčního kola existuje mnoho možných variant. Jako nejvíce perspektivní byly vybrány dvě.

První má závaží skládající se z 10 šroubů a 14 podložek. Moment setrvačnosti je $158,911 \text{ kg}\cdot\text{mm}^2$ a maximální otáčky tedy 15 891,9 ot/min. Z možných variant, které zachovávají symetrické uložení závaží je tedy nejbližší parametrům použitého motoru, a tedy umožňuje nejpřesnější kontrolu.

Druhá obsahuje plné závaží, skládající se z 12 šroubů a 24 podložek. Díky většímu momentu setrvačnosti umožňuje při stejných otáčkách vyšší kontrolu nad rotací rakety.

9 Koncepce konstrukce systému

V této kapitole je uvedena koncepce konstrukce kompletního systému pro rakety Stopař a Sherpa. Je nutno podotknout, že neobsahuje komponenty nutné pro napájení a řízení použitých motorů. Je tomu tak z důvodu, že v obou raketách se již nalézají palubní počítače schopné této kontroly a plná integrace tedy bude nejlépe dosažena avionickou skupinou, která tyto počítače navrhla, postavila a naprogramovala.

Veškerý využitý plastový 3D tisk bude pro zjednodušení výroby proveden stejným způsobem, jako tištěné přepážky, a to z materiálu PLA na tiskárně Original Prusa i3 MK3S+

9.1 Raketa Stopař

Vzhledem k výběru reakčního kola s důrazem na levnou a jednoduchou výrobu bylo rozhodnuto, že konstrukce bude provedena za pomoci 3D tisku a koupitelných položek.

Přepážka

Základním stavebním prvkem je 3D tištěná přepážka. Ta svým designem kopíruje ostatní použité přepážky. K trupu rakety je přidělena za pomoci čtyř šroubů a matic o velikosti M3. Obsahuje montážní otvory pro motor C2822-1200 a ložisko SKF D/W R144.

Motor

Zvolený motor Kavan Brushless motor C2822-1200 je namontován čelním způsobem za pomoci čtyř šroubů ČSN 02 1151 - M3x10. Na jeho hřídeli je za pomoci spojovacího adaptéru upevněno Ozubené kolo 1

Ozubený převod

Ozubený převod se skládá ze dvou polyamidových ozubených kol od společnosti Krick. Jsou připevněny pomocí unašeče od stejné společnosti. Ten je na hřídel připevněn pomocí červíku. Základní parametry jsou uvedeny v Tabulka 16. Návrh byl uveden v kapitole 8.1.3 Výběr motoru.

Parametr	Ozubené kolo 1	Ozubené kolo 2
Počet zubů	17	38
Modul	0,5	0,5
Roztečný průměr	8,5 mm	19 mm
Hlavový průměr	9,5 mm	20 mm
Montážní průměr	4,1 mm	4,1 mm
Šířka	3,5 mm	3,5 mm

Tabulka 16: Parametry ozubeného převodu [29], [30], [31]

Ložisko

Ložisko bylo zvoleno SKF D/W R144 [32]. Uložené je v přepážce a na místě zajištěné víčkem, které je na své místo přilepeno. Montáž je tedy trvalá. Pro zjednodušení výroby je nalisováno na hřídel.

Hřídel

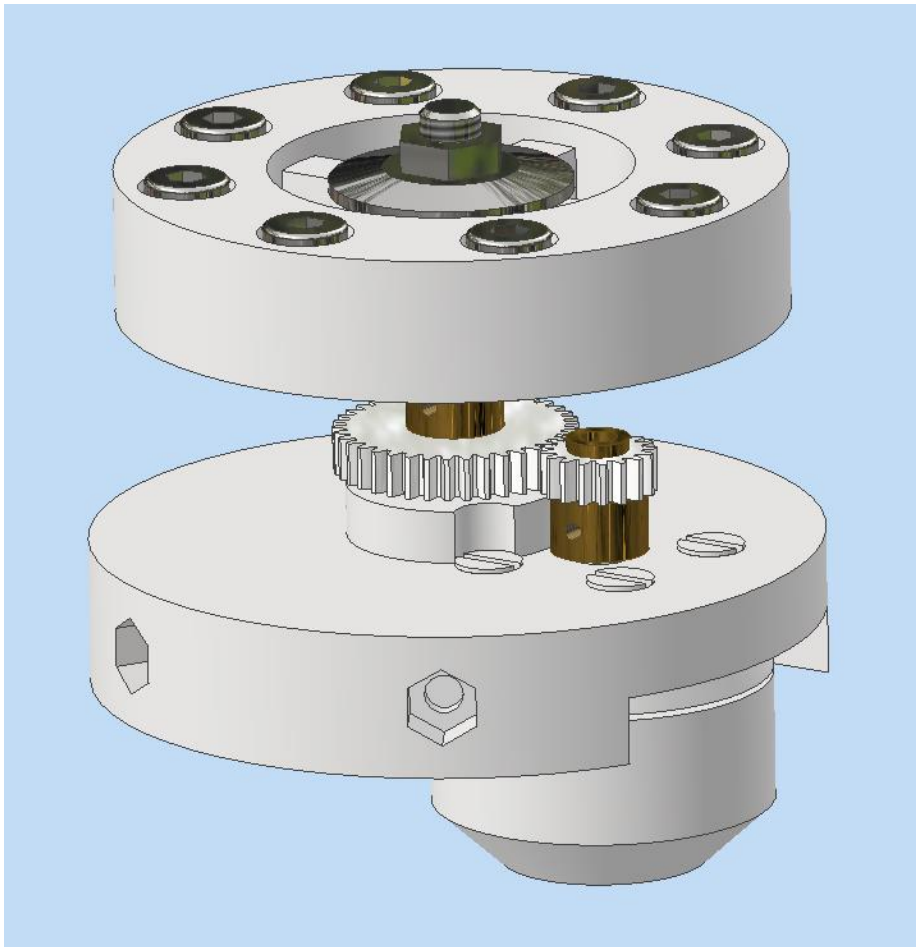
Hřídel o průměru 3,175 mm a délce 20 mm je krácená z náhradní hřídele pro motor Surpass Hobby C2826. Materiálem je ocel. [33]

Unašeč rotačního kola

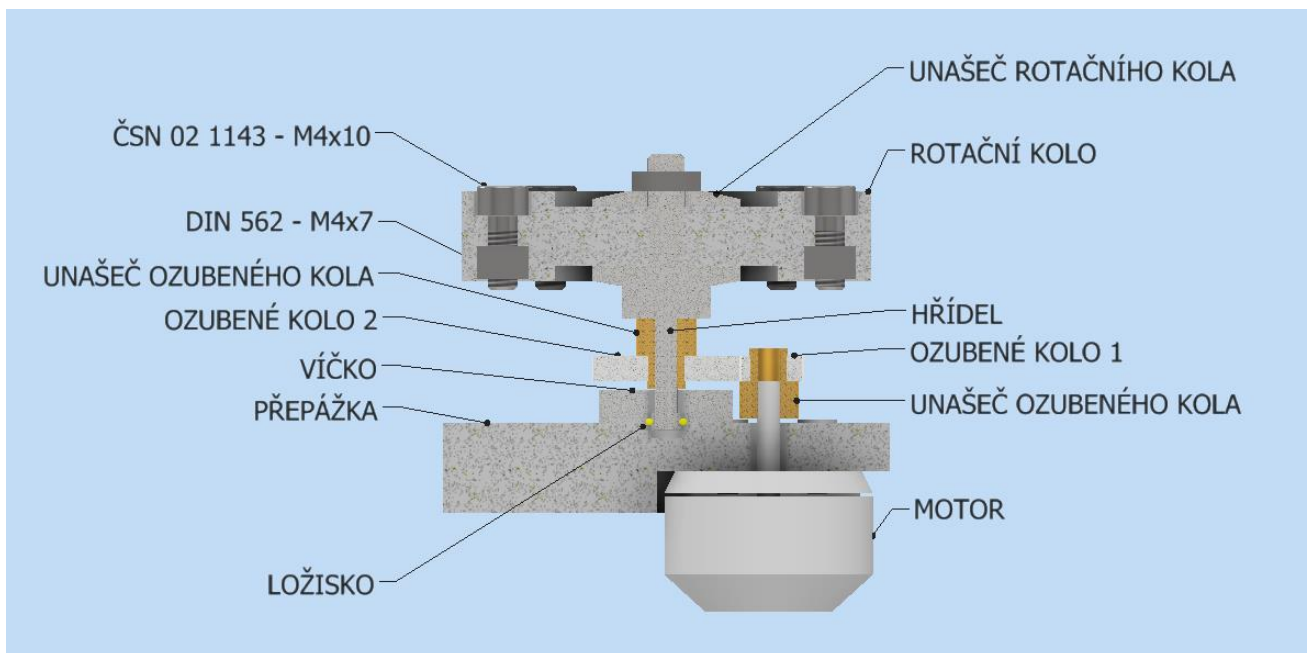
Jako způsob uložení rotačního kola byl zvolen unašeč vrtulí pro průměr 3,175 mm. Na hřídeli je upevněn pomocí kleštiny. [34].

Rotační kolo

Bylo zvoleno 3D tisklé rotační kolo. Materiálem je PLA. Otvory po obvodu umožňují montáž až osmi ČSN 02 1143 - M4x10 šroubů. Každý z nich může být uchycen za pomoci jedné, nebo dvou čtvercových matic DIN 562 - M4.



Obrázek 17: Koncepce systému pro raketu Stopař



Obrázek 18: Řez koncepčním návrhem konstrukce systému pro raketu Stopař

9.2 Raketa Sherpa

Konstrukce tohoto systému byla výrazně usnadněna přímou montáží reakčního kola na motor. Celá sestava se tedy skládá z Reakčního kola, motoru a přepážky připevněné v konstrukci rakety.

Přepážka

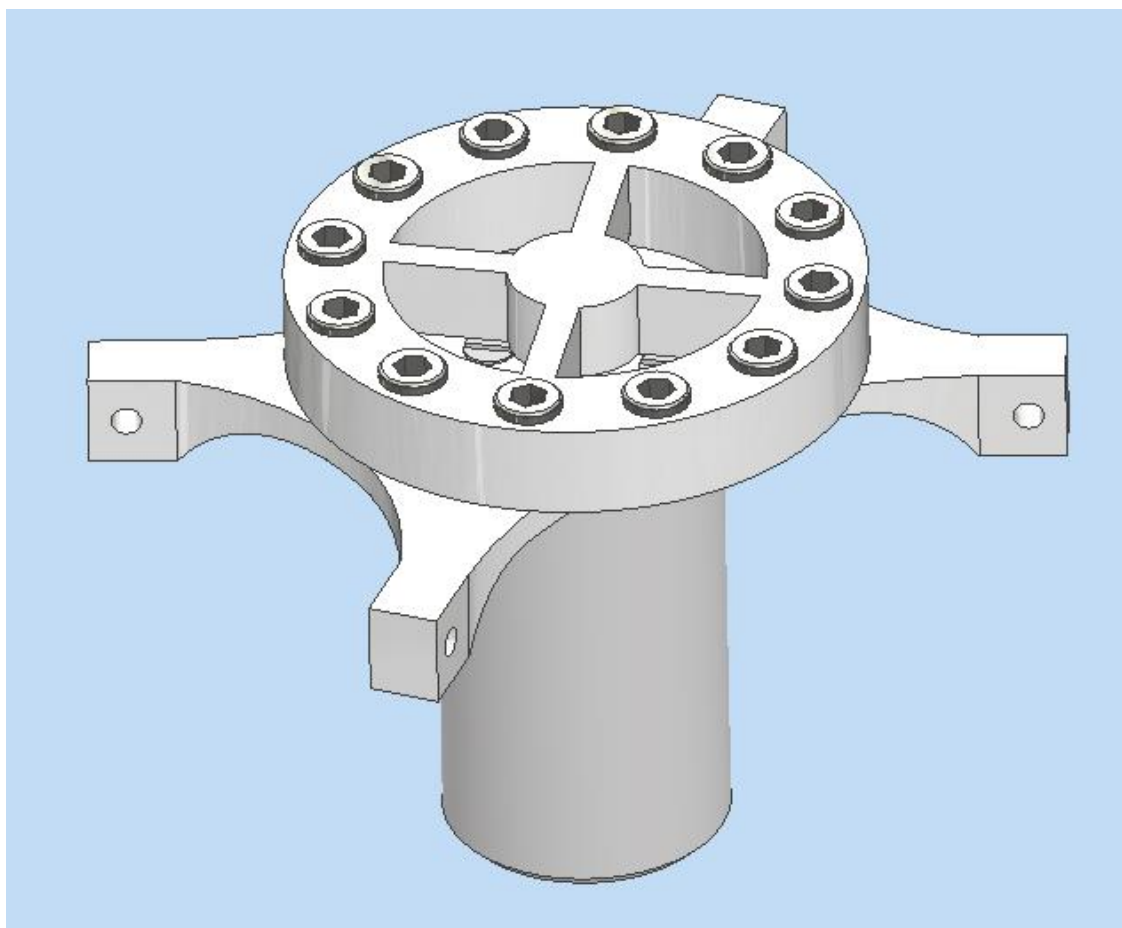
Základním stavebním prvkem je 3D tištěná přepážka z PLA. Ta svým designem připomíná ostatní použité přepážky v payload části rakety. Její větší šířka (5 mm) umožňuje montáž motoru, a to za pomoci čtyř ČSN 02 1143 - M4x14 a čtyř ČSN 02 1143 - M3x14 šroubů. K U profilům, které tvoří nosnou konstrukci rakety, je připevněna pomocí čtyř ČSN 02 1143 - M4x20 šroubů a matic.

Motor

Zvolený motor EZRUN SL 4274 2200 Kv je namontován čelním způsobem za pomoci čtyř ČSN 02 1143 - M4x14 a čtyř ČSN 02 1143 M3x14 šroubů. Na jeho hřídeli je nalisované rotační kolo.

Rotační kolo

Bylo zvoleno 3D tisklé rotační kolo. Materiálem je PLA. Otvory po obvodu umožňují montáž až dvanácti ČSN 02 1143 - M6x10 šroubů. Každý z nich může být uchycen za pomoci jedné, nebo dvou čtvercových matic DIN 562 - M6.



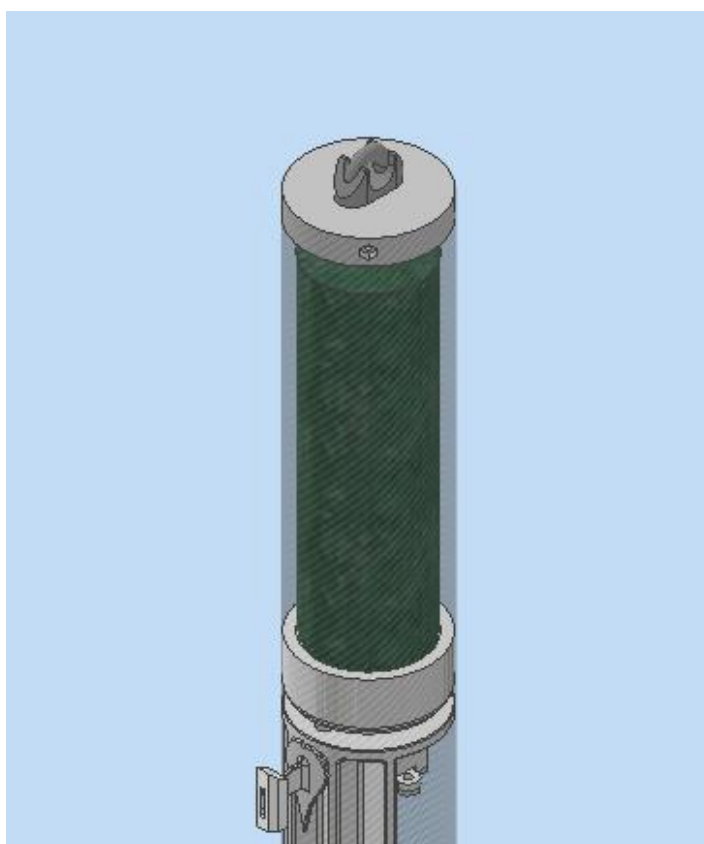
Obrázek 19: Koncepce systému pro raketu Sherpa

10 Koncepční návrh testovacího přípravku

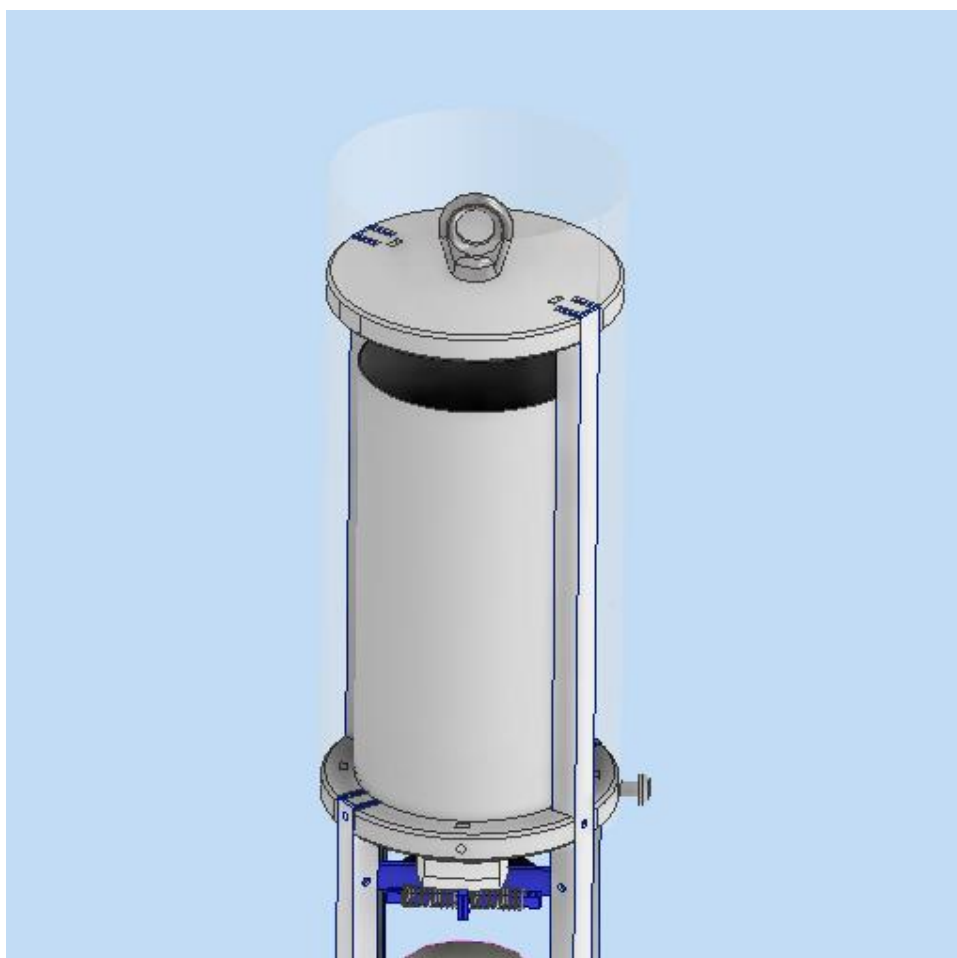
Jednou z výhod Reaction wheel je jeho možnost řídit pouze rotací okolo jedné osy. To znamená, že nejhorším scénářem v případě špatného řízení dojde k roztočení rakety okolo podélné osy. To je ovšem jev, který neohrožuje stabilitu, a tím pádem ani bezpečnost letu. I tak je ale žádoucí mít možnost provádět alespoň základní pozemní testování, které ověří funkčnost systému.

Jako požadavek bylo stanoveno umožnění volné rotace okolo podélné osy celé rakety. Bylo rozhodnuto zvolit řešení, které je nejméně nákladné a již v konstrukci těchto raket vyzkoušené.

Byla provedena modifikace padákových přepážek a její montáž na místo špičky. Obě obsahují závěsná oka, která bezpečně unesou celou váhu rakety. Raketu je poté možno zavěsit za otočný hák s ložiskem. To umožňuje otestování základních mechanických vlastností a ověření schopnosti systému s raketou otáčet dle naprogramovaných parametrů.



Obrázek 20: Zavěšení rakety Stopař



Obrázek 21: Zavěšení rakety Sherpa

11 Závěr

V rámci této práce bylo mým cílem provést koncepční návrh systému pro stabilizaci rotace a jeho testovacího přípravku. Pro výběr a návrh byly zvoleny rakety Stopař a Sherpa studentského spolku Czech Rocket Society. Nejprve byla zavedena kritéria bodování. Na jejich základě byla provedena rešerše, z níž byl jako nejvhodnější zvolen Reaction control.

V praktické části byla nejprve zpracována data z letů zvolených raket, která sloužila jako základ pro definici požadavků na systém. Dále byly zjištěny velikosti momentů setrvačnosti obou raket. Na základě těchto údajů byl proveden výběr rotačních kol, motorů a koncepční návrh celého systému. U rakety Stopař byl využit motor pro modelová letadla s ozubeným převodem. U Sherpy byl systém poháněn motorem pro modelová auta. Oba systémy využívají pro výrobu reakčního kola metody 3D tisku z PLA.

V závěru byl proveden koncepční návrh zavěšení raket za účelem testování funkce navržených systémů.

Na výsledcích této práce je možné dále stavět v rámci činnosti Czech Rocket Society. Dalším krokem je navrhnutí propojení s letovou elektronikou, konstrukce systémů a poté naprogramování a testování. Konečným cílem je tyto systémy otestovat za letu.

12 Bibliografie

- [1] VALLINI, Lorenzo. *Static and Dynamic Analysis of the Aerodynamic Stability and Trajectory Simulation of a Student Sounding Rocket*. Pisa, 2014. Diplomová práce. Università di Pisa. Vedoucí práce Prof. Luca D'Agostino.
- [2] *Z archivu Czech Rocket Society z.s.* Praha, 2022.
- [3] *About CanSat competitions* [online]. [cit. 2022-01-16]. Dostupné z: https://www.esa.int/SPECIALS/CanSat/SEM6JVCKP6G_0.html
- [4] *EUROC* [online]. [cit. 2022-06-04]. Dostupné z: <https://euroc.pt/>
- [5] NASON, Martin, Jr., BROWN a Rupert ROCK. *An evaluation of a rolleron-roll-rate stabilization system for a canard missile configuration at mach numbers from 0,9 to 2,3*. Washington, 1955.
- [6] AIM-9X Sidewinder. In: *Navair* [online]. [cit. 2021-11-26]. Dostupné z: <https://www.navair.navy.mil/product/AIM-9X-Sidewinder>
- [7] Sidewinder Guided Missile. In: *TPUB* [online]. [cit. 2021-11-3]. Dostupné z: <https://navyaviation.tpub.com/14023/css/Sidewinder-Guided-Missile-105.htm>
- [8] *Fineas - Active Fin-Controlled Model Rocket* [online]. BPS.space [cit. 2021-11-7]. Dostupné z: <https://youtu.be/iuuH9-pyKHI>
- [9] Falcon 9 gridfins. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2021-11-7]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Falcon_9_grid_fins_\(29255027214\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Falcon_9_grid_fins_(29255027214).jpg)
- [10] DARE's first actively stabilized launch. In: *DARE* [online]. [cit. 2021-11-7]. Dostupné z: <https://dare.tudelft.nl/2016/03/dares-first-actively-stabilized-launch-2/>
- [11] FLEEMAN, Eugene L. *Tactical missile design*. 1. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2001. ISBN 1-56347-494-8.
- [12] Reaction Wheel Attitude Control. In: *Charles' labs* [online]. 2019 [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://charleslabs.fr/en/project-Reaction+Wheel+Attitude+Control>
- [13] *Scout E - Flight 1 Launch + Landing* [online]. BPS.space, 2020 [cit. 2021-11-14]. Dostupné z: <https://youtu.be/YixmPK26upk>
- [14] MEZA, Luis, Frank TUNG, Satya ANANDAKRISHNAN, Victor SPECTOR a Tupper HYDE. *Line of Sight Stabilization of James Webb Space Telescope*. Breckenridge, Colorado, 2005. Dostupné také z: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20050139747/downloads/20050139747.pdf>
- [15] *Gimbaled Thrust* [online]. [cit. 2021-11-18]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/gimbaled.html>

- [16] *Falcon Payload User's Guide*. Kalifornie, 2021. Dostupné také z: <https://www.spacex.com/media/falcon-users-guide-2021-09.pdf>
- [17] *Model Rocket RCS Thruster Update* [online]. BPS.space, 2019 [cit. 2021-11-20]. Dostupné z: <https://youtu.be/10PdI0Omet8>
- [18] *Apollo reaction control* [online]. [cit. 2021-11-20]. Dostupné z: https://www.hq.nasa.gov/alsj/LM10_Reaction_Control_ppRC1-12.pdf
- [19] *MPU-9250 Specification Datasheet* [online]. [cit. 2022-06-03]. Dostupné z: <https://www.digikey.jp/htmldatasheets/production/1431889/0/0/1/mpu-9250.html>
- [20] VYBÍRAL, Bohumil. *KINEMATIKA A DYNAMIKA TUHÉHO TĚLESA*. Dostupné také z: <http://fyzikalniolympiada.cz/texty/dynamika.pdf>
- [21] *Poskytnuto CanSat týmem Úvaláci*. Brno, 2022.
- [22] *Poskytnuto CanSat týmem Project SkyFall*. Brno, 2022.
- [23] KOKEN, Michael. *The Experimental Determination of the Moment of Inertia of a Model Airplane*. Ohio, USA, 2017. Honors Project. THE UNIVERSITY OF AKRON.
- [24] KOTIKALPUDI, Aditya, Brian TAYLOR, Claudia MORENO, Harald PFIFER a Gary J. BALAS. *Swing Tests for Estimation of Moments of Inertia*. University of Minnesota, 2013. Dostupné také z: <https://conservancy.umn.edu/bitstream/handle/11299/167676/BFF%20Moment%20of%20Inertia%20Testing.pdf?isAllowed=y&sequence=1>
- [25] *Momenty setrvačnosti geometricky pravidelných homogenních těles*. Pardubice, 2010. Dostupné také z: http://mech.fd.cvut.cz/education/bachelor/18sat/download/zajic_momenty_setrvačnosti.pdf
- [26] *Spektrum servo A5030* [online]. [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/spmsa5030-spektrum-servo-a5030-air-mini-digital>
- [27] *Kavan Brushless motor C2822-1200* [online]. [cit. 2022-06-07]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/kav30-0200-kavan-brushless-motor-c2822-1200>
- [28] UHLÍŘ, Ivan. *Elektrické stroje a pohony*. Vyd. 2., přeprac. Praha: Nakladatelství ČVUT, 2007. ISBN 978-80-01-03730-0.
- [29] *Připojovací hrdlo pro hřídel Ø 3,17 mm* [online]. [cit. 2022-06-05]. Dostupné z: <https://www.krickshop.de/Elektronik-Motoren/Motoren/Getriebezahnraeder/Anschlussbuchse-fuer-Wellen-3-17-mm.htm?a=article&ProdNr=64008&p=359>
- [30] *Ozubené kolo 17 zubů, modul 0,5 polyamid (VE2)* [online]. [cit. 2022-06-05]. Dostupné z: <https://www.krickshop.de/Elektronik-Motoren/Motoren/Getriebezahnraeder/Zahnrad-17-Z-Modul-0-5-Polyamid-VE2.htm?a=article&ProdNr=64017&p=359>

- [31] *Ozubené kolo 38 zubů, modul 0,5 polyamid (VE2)* [online]. [cit. 2022-06-05]. Dostupné z: <https://www.krickshop.de/Zahnrad-38-Z-Modul-0-5-Polyamid-VE2-.htm?a=article&ProdNr=64038>
- [32] *D/W R144 Deep groove ball bearing* [online]. [cit. 2022-06-05]. Dostupné z: <https://www.skf.com/group/products/rolling-bearings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/productid-D%2FW%20R144>
- [33] *Hřídle 3,17x37mm pro 2208* [online]. [cit. 2022-06-05]. Dostupné z: https://www.bighobby.cz/hridel-3-17x37mm--pro-2208--28-22-/?gclid=CjwKCAjwy_aUBhACEiwA2IHHQJW0AkC2gz24R8jfftGfwRvuR3T4EB4CRV9DDg_IAs6m16t7bF8BoCQo0QAvD_BwE
- [34] *Unašec vrtule* [online]. [cit. 2022-06-05]. Dostupné z: <https://mpjet.com/shop/cs/unasece-kompl/518-unasec-vrtule-pr12-pro-hridel-pr32-m5-22-standard.html>
- [35] *Unusual mechanism: The rolleron* [online]. [cit. 2021-11-03]. Dostupné z: <https://makezine.com/2010/02/14/unusual-mechanism-the-rolleron/>