

ZÁPADOČESKÁ UNIVERZITA V PLZNI
FAKULTA ELEKTROTECHNICKÁ

Katedra aplikované elektroniky a telekomunikací

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Zpracování dat z letu sondážní rakety

ZÁPADOČESKÁ UNIVERZITA V PLZNI
Fakulta elektrotechnická
Akademický rok: 2018/2019

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE
(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení: **Lukáš KRÁL**
Osobní číslo: **E16B0078P**
Studijní program: **B2612 Elektrotechnika a informatika**
Studijní obor: **Elektronika a telekomunikace**
Název tématu: **Zpracování dat z letu sondážní rakety**
Zadávající katedra: **Katedra aplikované elektroniky a telekomunikací**

Z á s a d y p r o v y p r a c o v á n í :

1. Proveďte zpracování fotografií z palubní kamery s cílem odstranění šumu a temného proudu, analyzujte pozici několika hlavních hvězd a zjistěte citlivost kamerového systému pro snímání slabých hvězd.
2. Proveďte analýzu dat z maticového infračerveného snímače a pokuste se v těchto datech v souvislosti s ostatními datovými zdroji (obraz kamery, akcelerometry, gyroskopy) identifikovat charakteristické okamžiky letu rakety (vzestupný let, otevření vědecké sekce pro pozorování, uzavření vědecké sekce, sestupný let rakety).
3. Proveďte zpracování dat z akcelerometrů a gyroskopů a pokuste se rekonstruovat přibližnou trajektorii letu rakety.

Rozsah grafických prací: podle doporučení vedoucího

Rozsah kvalifikační práce: 30 - 40 stran

Forma zpracování bakalářské práce: tištěná/elektronická

Seznam odborné literatury:

Vertat, I.; Fiala, P.; Dudacek, L.; Daniel, V.: "Low Cost Camera System for Short Term Sounding Rocket Experiment". Konference IBWS, Karlovy Vary, 2018.

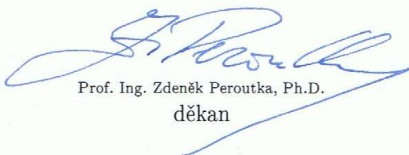
Vedoucí bakalářské práce:

Ing. Ivo Veřtát, Ph.D.


Katedra aplikované elektroniky a telekomunikací

Datum zadání bakalářské práce: 5. října 2018

Termín odevzdání bakalářské práce: 13. června 2019



Prof. Ing. Zdeněk Peroutka, Ph.D.
děkan



Doc. Dr. Ing. Vjačeslav Georgiev
vedoucí katedry

V Plzni dne 5. října 2018

Abstrakt

Předložená bakalářská práce se zabývá zpracováním a analýzou dat z palubní kamery, maticového infračerveného snímače, akcelerometru a gyroskopu, která byla pořízena během suborbitálního letu sondážní rakety Black Brant IX. V práci jsou představeny základní vlastnosti jednotlivých senzorů. Veškeré zpracování dat je provedeno v Matlabu. Z fotografií pořízených palubní kamerou byl odstraněn šum a extrahován výsledný sloučený snímek, díky čemuž je možné analyzovat pozici několika hlavních hvězd a zjistit citlivost kamerového systému. Analýzou dat z maticového infračerveného snímače bylo studováno jeho chování během extrémních podmínek startu sondážní rakety a průběhu celé mise. V poslední řadě zpracováním dat z akcelerometru a gyroskopu jsou identifikovány charakteristické části mise rakety a jsou rekonstruovány některé parametry letu rakety. V práci jsou vyvozeny závěry ohledně využitelnosti testovaných senzorů v misích malých satelitů.

Klíčová slova

Sondážní raketa, odstranění šumu v obraze, identifikace hvězd, infračervená kamera, MEMS gyroskop a akcelerometr, MPU6000, Panasonic AMG88, Ximea MQ013CG

Abstract

This bachelor thesis deals with data processing and their analysis from on-board camera, the matrix infrared sensor, the accelerometer and the gyroscope. This was taken during suborbital flight of sounding rocket Black Brant IX. The basic properties of individual sensors are presented here. All data processing is done in the Matlab. Noise from photos of on-board was removed and the resulting merged image was extracted, allowing the position of several major stars to be analyzed and find out the sensitivity of the camera system. Its behavior was studied by analyzing the data from the infrared matrix sensor during the extreme conditions of the sounding rocket launch and throughout the mission. Finally, the processing of data from the accelerometer and the gyroscope identifies the characteristic parts of missile missions and reconstructs some parameters of the rocket flight. The thesis draws conclusions about the usability of tested sensors in missions of small satellites.

Key words

Sounding rocket, image denoising, star identification, infrared camera, MEMS gyroscope and accelerometer, MPU6000, Panasonic AMG88, Ximea MQ013CG

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně, s použitím odborné literatury a pramenů uvedených v seznamu, který je součástí této bakalářské práce.

Dále prohlašuji, že veškerý software, použitý při řešení této bakalářské práce, je legální.

.....
Podpis

V Plzni dne 12.6.2019

Lukáš Král

Poděkování

Tímto bych rád poděkoval vedoucímu bakalářské práce Ing. Ivo Veřtátovi, Ph.D, za cenné profesionální rady, připomínky a metodické vedení práce.

Dále bych rád poděkoval Dr. Randallu Mcentafferovi z Pensylvánské státní univerzity a zaměstnancům NASA za poskytnutí referenčních dat z telemetrického systému rakety Black Brant IX během mise WRX-R.

Obsah

ÚVOD.....	9
SEZNAM SYMBOLŮ A ZKRATEK.....	10
1 ZÁKLADNÍ INFORMACE O SUBORBITÁLNÍ MISI	11
2 ANALÝZA DAT Z PALUBNÍ KAMERY.....	12
2.1 POŽADAVKY NA VLASTNOSTI KAMERY	12
2.2 ŠUM KAMERY	14
2.2.1 <i>Fixed-pattern noise</i>	14
2.2.2 <i>Tepelný šum (Thermal noise)</i>	15
2.3 POSTUP ZPRACOVÁNÍ VÝSLEDNÉHO SNÍMKU	16
2.3.1 <i>Vytvoření průměrovaného temného snímku</i>	16
2.3.2 <i>Odečtení průměrného temného snímku</i>	16
2.3.3 <i>Složení snímků v rámci jednoho nastavení expozice</i>	18
2.3.4 <i>Složení snímků napříč expozicemi</i>	19
2.4 ZHODNOCENÍ VÝSLEDKŮ	20
3 ZPRACOVÁNÍ DAT Z MATICOVÉHO INFRAČERVENÉHO SNÍMAČE.....	21
3.1 TECHNICKÁ SPECIFIKACE	21
3.2 PRINCIP SNÍMAČE.....	22
3.3 ZPRACOVÁNÍ DAT	22
3.4 ZHODNOCENÍ VÝSLEDKŮ	29
4 ZPRACOVÁNÍ DAT Z MPU6000	29
4.1 MPU6000.....	29
4.2 AKCELEROMETR	30
4.2.1 <i>Akcelerometr MEMS</i>	31
4.3 ZÁKLADNÍ ZPRACOVÁNÍ DAT Z AKCELEROMETRU	32
4.4 REKONSTRUKCE PARAMETRŮ RAKETY Z DAT AKCELEROMETRU.....	34
4.5 GYROSKOP	36
4.6 SROVNÁNÍ VÝSLEDKŮ S HODNOTAMI Z PALUBNÍHO POČÍTAČE	38
4.7 ZHODNOCENÍ VÝSLEDKŮ	40
ZÁVĚR.....	42
SEZNAM LITERATURY A INFORMAČNÍCH ZDROJŮ.....	45
PŘÍLOHY	1

Úvod

Úkolem této práce je zpracovat data získaná ze sondážní rakety. Sondážní raketa s misí WRX-R byla poslána do vesmíru za účelem suborbitálního experimentu pro pozorování gama záření supernovy Vela a okolní mlhoviny. Vedlejším cílem české části mise bylo testování funkčnosti jednotlivých zařízení ve vesmíru. Experimenty tohoto typu trvají řádově jen několik minut. Technická zařízení, která jsou v experimentech použita, se často ztrácejí nebo se poškodí při přistání do moře nebo do pouště. Proto se pro méně důležité části experimentu nebo pro sekundární experimenty preferuje použití cenově levných komponentů. Důvodem řešení této bakalářské práce je zjistit, zda použité senzory jsou schopny vydržet nepříznivé podmínky při startu rakety. Pokud komponenty ve vesmíru obstojí, mohou být použity jako ekonomická alternativa speciálního vesmírného zařízení, které je velmi drahé. V této práci je představen použitý kamerový systém, infračervená kamera, akcelerometry a gyroskopy, podrobné zpracování dat z jednotlivých komponentů a výsledné hodnocení jejich použitelnosti pro vesmírné experimenty. Zpracování dat je kompletně provedeno v Matlabu.

Seznam symbolů a zkratek

CMOS.....	Complementary Metal–Oxide–Semiconductor, Komplementární polovodič Oxid-Kov
dps.....	Degree per second, stupeň za vteřinu
fps	Frames per second, snímky za vteřinu
g	Tíhové zrychlení
GPS.....	Global Positioning System, Globální polohový systém
I ² C.....	Internal-Integrated-Circuit bus, Interní datová sběrnice
IR kamera	Infrared camera, infračervená kamera
LEO	Low Earth Orbit, nízká oběžná dráha Země
LSB.....	Least Significant Bit, nejméně významný bit
MEMS	Mikro elektro mechanické systémy
MATLAB	Matrix laboratory, vývojové prostředí
RAW.....	Formát pro snímky
RGB.....	Red-Green-Blue, barevné složky
TIFF	Formát pro snímky a rastrovou grafiku
WRX-R.....	The Water Recovery X-ray – Rocket, název mise sondážní rakety

1 Základní informace o suborbitální misi

Mise WRX-R, organizovaná Dr. McEntafferem z Pensylvánské státní univerzity, proběhla dne 4. dubna 2018 na Marshallových ostrovech z atolu Kwajalein. Raketa od NASA, určena pro tento suborbitální let, byla typu Black Brant IX. Raketa měla na výšku 12,2 m, v průměru měla 0,46 m a vážila přibližně 2 200 kg. Struktura rakety je zobrazena na obr. 1. [1, 2]



Obr.1: Složení rakety Black Brand IX - převzato ze zdroje [3]

Cílem mise bylo pozorování supernovy Vela a okolní mlhoviny v několika spektrálních oblastech rentgenového záření za účelem studia jejich životního cyklu. V raketě, spolu s ostatním užitečným zatížením americké části mise (rentgenové teleskopy), byla česká část experimentu (pixelový částicový detektor s rentgenovou optikou založenou na principu račího oka). Umístění českého boxu v raketě, připravovaného na ČVUT ve spolupráci s několika dalšími partnery, je zvýrazněno na obr. 2. Pomocné a sekundární systémy českého experimentu (viditelná kamera pro potvrzení prostorové orientace, IR kamera, MEMS akcelerometr a gyroskop) byly připravovány na Fakultě elektrotechnické ZČU v Plzni a během průběhu celé mise pořídily celkem 8 GB dat. Mise byla úspěšná a trvala přibližně 15 minut. Pozvolný dopad do oceánu byl zajištěn pomocí padáku. [1, 2]



Obr. 2: Umístění českého boxu v raketě - převzato ze zdroje [3]

2 Analýza dat z palubní kamery

Součástí české části suborbitálního experimentu byla 1,3 megapixelová barevná CMOS kamera Ximea MQ013CG s maximální snímkovou frekvencí 60 fps (60 snímků za sekundu), s objektivem Thorlab MVL50M23 s ohniskovou vzdáleností 50 mm. Cílem kamerového systému bylo potvrzení správnosti zaměření dvou českých rentgenových teleskopů na mlhovinu Vela a také otestování tohoto hardwaru pro případné mise malých satelitů CubeSat. [1, 4, 5]



Obr. 3: Vlevo vidíme CMOS kameru Ximea, vpravo objektiv Thorlab MVL50M23 – oba obrázky převzaty ze zdroje [1].

Kamera musí během mise vydržet velké přetížení a vibrace při startu rakety a musí se dokázat přizpůsobit velkým změnám teplot, protože během mise nebylo použito aktivní stabilizování teploty.

V kameře je snímač CMOS RGB s Bayer maskou barevných optických filtrů, který je přizpůsoben citlivosti lidského oka na zelenou barvu. Mozaika barev je tedy složena z 50% zelené barvy, z 25% červené a ze zbylých 25% modré barvy. Maticové uspořádání RGGB (Red, Green, Green, Blue) se využívá u většiny jednočipových zobrazovačů. [6]

2.1 Požadavky na vlastnosti kamery

- Nízká spotřeba energie

CMOS kamery jsou pro vesmírné účely využívány díky znatelně menší spotřebě energie. V tomto případě se jedná o spotřebu 0,9 W při plném snímkovém kmitočtu a rozlišení, což je přijatelné pro naše využití. Nízká spotřeba kamery také minimalizuje případné problémy s jejím přehříváním ve vakuu během mise rakety.

- Malé rozměry

CMOS technologie snímače díky své jednoduchosti umožňuje také i celkové malé

rozměry kamery (26 x 26 x 26 mm), které jsou vyhovující pro možnost budoucího použití v satelitu typu CubeSat. Jedná se o velmi malé satelity určené pro orbitální mise na LEO dráhách.

- Kovová konstrukce

Kovová struktura kamery je zvolena za účelem dobrého odvodu tepla na mechanickou konstrukci rakety. Díky tomu je menší pravděpodobnost, že dojde k rychlému přehřátí čipu kamery a neuspokojitelné funkci zařízení. Navíc plastové konstrukce mohou zahřátím produkovat plyny, které se usazují na okolních součástkách a mohou snížit jejich životnost. I proto jsou pro tyto účely preferovány konstrukce kovové.

- Podpora RAW snímků pro pozdější zpracování dat

Možnost RAW snímků byla předem požadovanou vlastností CMOS kamery, protože je třeba odstranit následným zpracováním RAW snímků předem očekávané problémy s tepelným šumem, temnými proudy (viz. kapitola 2.2.1) a malou citlivostí kamery vzhledem k velikosti jejího snímače. Pokud by nebyla možnost snímky dále zpracovávat v jejich původní podobě, na snímcích by byl vidět především tzv. Fixed-Pattern noise a tepelný šum (viz. kapitola 2.3.1, obr. 4).

- Možnost ovládnutí nastavení expozice

Ze stejného důvodu jako u podpory pro zpracování původních dat je potřeba možnost ovládnutí nastavení expozice. Délka expozice je čas, během kterého je obrazový snímač vystaven světlu. Tato délka se volí s ohledem na očekávanou intenzitu světla snímané scény, nastavení zesílení snímaného signálu a očekávanou pracovní teplotu. Pokud je scéna velmi silně osvětlená a nastavíme-li dlouhý čas snímání, může nastat, že výsledná fotografie je přesvětlená (přeexponovaná). Při krátké expozici na čip dopadá menší množství fotonů. Tato varianta je vhodná převážně pro pohyblivé snímky. Oproti tomu při delší expozici na čip dopadá větší množství fotonů, ale zvyšuje se náchylnost k šumu, zejména při vyšší teplotě kamery a vyšším nastaveném zesílení. Pro účely snímání během suborbitální mise se vzhledem k neznámému průběhu oteplování kamery nedalo předem předpovídat, jaké nastavení expozice bude nejvhodnější pro dobré zachycení hvězd bez rizika znehodnocení fotografií generovaným šumem. Proto bylo ve smyčce nastaveno snímání expozice 50 ms, 100 ms, 300 ms, 500 ms a 900 ms pro různá nastavení zisku snímače. Takto se pro každý expoziční čas nasnímal fotografie se ziskem snímače 0 dB, 3 dB, 6 dB, 12 dB a 18 dB. Snímání probíhalo od aktivace napájení na raketové rampě až do zaplnění přiložené paměťové karty po přistání rakety. Kvůli softwarové chybě došlo k tomu, že snímky pro expoziční čas 500 ms a 900 ms byly totožné. Proto v práci snímky pro 900 ms nejsou

zpracovány. [7]

- Velikost čipu

Velikost čipu u použitého typu kamery je 1 / 1,8". Pro citlivost kamery je podstatné, na jak velkou plochu snímače světlo dopadá. Se zvětšující se velikostí čipu snímače se zvýší množství generovaného náboje a tím se zlepší šumové poměry. Celkový rozměr kamerového systému se zvětšuje včetně objektivu. Zvolená kamera, předem testována snímáním hvězd na noční obloze, je kompromisem mezi citlivostí a velikostí. Její citlivost byla vyhodnocena jako dostačující s využitím následného softwarového zpracování původních snímků.

Informace této kapitoly vychází ze zdrojů [1, 4].

2.2 Šum kamery

Šum je nežádoucí, náhodná a předem nepředvídatelná veličina, jež zkresluje výsledný obraz z kamery. Pokud na světlocitlivý prvek dopadá ve dvou různých časech, za shodných podmínek, stejné množství fotonů, na výstupu fotodiody bude rozdílná úroveň signálu. Tento jev je připsán šumu kamery. Snímaný obraz je zrnitý a může být náhodně pokryt barevnými body, které do snímku nepatří (nejsou vyvolány dopadajícími fotony) a ty pak v našem případě můžeme snadno zaměnit se svitem slabých hvězd. Každý šum se projevuje různým způsobem a odlišuje se místem vzniku. Setkáváme se převážně se dvěma druhy šumů, které je třeba odstranit softwarovým zpracováním fotografií. [6, 8]

2.2.1 Fixed-pattern noise

Tzv. Fixed-pattern noise je označován jako šum, byť se jedná spíše o neužitečný signál s pevným vzorem, kterým je postižen každý snímek v časové sérii přibližně stejnou mírou při zachování nastavení expozice kamery. Rozdělujeme ho dle dvou primárních vlastností: dle nesrovnalosti tmavého obrázku (odchylka od skutečné hodnoty pixelu při neosvětlené expozici - temný proud) a nehomogenní reakce na dopad fotonu (tzv. fluktuace - stejná intenzita osvětlení vyvolá na různých pixelech snímače různou reakci). [11]

- **Temný proud**

Temný proud je veličina, která protéká fotocitlivým prvkem, i když na zařízení nedopadají žádné fotony. Zařízením protéká parazitní proud o velikosti zhruba 100 - 2 000 pA/cm². [12] V literatuře [13] je tento jev popsán jako krystalografické vady ve struktuře CMOS. Tam, kde vada nastane, se nachází takzvaná termodynamická nerovnováha. To je stav energeticky velmi náročný, proto je potřeba přejít do rovnovážného stavu a tím dochází v okolí poruchy k deformaci krystalové mřížky. Při delších expozicích je CMOS technologie

na temný proud náchylná.

Temný proud je závislý na teplotě snímače a na nastavení expozice. Při stejném nastavení expozice a stabilní teplotě se temný proud nijak výrazně nemění, jeho charakter je statický. [1, 9]

Odstranění temného proudu je dosaženo vyfocením většího počtu snímků při neosvětlené expozici, ze kterých se udělá průměrná výsledná fotografie, jež obsahuje průměrnou hodnotu temného proudu každého pixelu. U temných snímků je Fixed-pattern noise při stejném nastavení shodný jako u snímků s hvězdami. Následným odečtením hodnot tohoto snímku dojde k odstranění temného proudu z pořízených fotografií hvězd. [10]

U běžných fotoaparátů s větší délkou expozice se automaticky vytváří temný snímek a odečítá se ve výsledné fotografii. Při pořizování temných snímků je třeba dbát na shodnou teplotu přístroje při snímání.

Fixní šum je při stejném nastavení citlivosti kamery a při stejné délce expozice stejný. Čím máme delší expoziční dobu, tím více se zdůrazní rozdíly v odezvě jednotlivých obrazových bodů.

- **Fluktuace citlivostí jednotlivých bodů CMOS snímače**

Nehomogenní reakce na dopad fotonu je dána vlastnostmi fotodiody a převážně její citlivostí na dopadající světlo. Při dopadu stejného množství světla má každá fotodioda různou odezvu. Například pixel, který má být světlý, může mít fotodiodu s menší citlivostí a tmavý pixel, na který dopadá menší množství světla, má fotodiodu s větší citlivostí, a proto se nám se tyto dva obrazové body jeví totožně.

Kompenzace tohoto jevu lze udělat pořízením bílého snímku rovnoměrně osvětlené plochy. Tato úprava v této bakalářské práci není provedena, protože nebylo třeba přesně vyhodnocovat jas jednotlivých hvězd.

2.2.2 Tepelný šum (Thermal noise)

Tepelný šum vzniká v každé součástce o nenulové teplotě a ovlivní výsledný snímáný signál. Je lineárně závislý na teplotě a na délce expozice. Změnou délky expozice se mění i hodnota tohoto jevu. Tepelný šum dvou snímků, které byly pořízeny se stejným nastavením expozice a při stabilní teplotě snímače, se liší, má tedy náhodný charakter. [9]

Odstranění tepelného šumu se dosahuje zprůměrováním většího počtu snímků. Tepelný šum je náhodná veličina, a proto se na každém snímku projevuje různě. Když snímky zprůměrujeme, ve výsledném snímku bude tepelný šum potlačen. Tento způsob

potlačení šumu se praktikuje běžně, nejen u fotografií pořízených ve vesmíru. [1]

2.3 Postup zpracování výsledného snímku

Pro dosažení větší citlivosti kamerového systému a zobrazení i slabších hvězd s magnitudou 7 až 8 (se zvyšující magnitudou se snižuje jas hvězd – kamerový systém má větší citlivost) byla v Matlabu provedena kompenzace tzv. Fixed-pattern noise odečtením průměrovaného temného snímku (získaného z fotografií při uzavřené přístrojové sekci rakety během vzletu a přistávání) a potlačení tepelného šumu sloučením dílčích snímků jednotlivých délek expozic a jednotlivých snímků pro různě nastavené zisky kamery s aplikací průměrovacího filtru na snímky pořízené během otevření přístrojové sekce rakety a pozorování hvězd.

2.3.1 Vytvoření průměrovaného temného snímku

V první části v cyklu "for" je provedeno načtení temných snímků do 4-dimenzionální proměnné *input_dark*, kde první 3 dimenze tvoří řádky, sloupce a 3 RGB složky fotografie. Čtvrtá dimenze obsahuje jednotlivé fotografie exponované se stejným nastavením postupně v čase za sebou. Proměnná *input_dark* byla rozměrově předem založena a zaplněna nulami pro urychlení chodu programu v cyklu. Následně byla každá hodnota snímku při načítání vydělena číslem 255, to kvůli změně rozsahu barevné složky. Barvy na snímcích jsou v rozsahu od 0 do 255, po vydělení snímky získávají rozsah barev od 0 do 1. Pokud se provádí aritmetické operace anebo v našem případě průměrování, počítá se s rozsahem hodnot právě od 0 (pro černou barvu) do 1 (pro bílou barvu). Nakonec do proměnné *m* je pomocí funkce "mean" uložen průměr všech temných snímků pořízených se stejným nastavením expozice.

```
input_dark=double(zeros(1024,1280,3,pocet_dark(1)));
for i=1:pocet_dark(1)
    darkfoto =
        double(imread(strcat('dark/',darkimagefiles(i).name),'tiff'))./255;
    input_dark(:,:,i) = darkfoto;
end

m = mean(darkfoto,4)
```

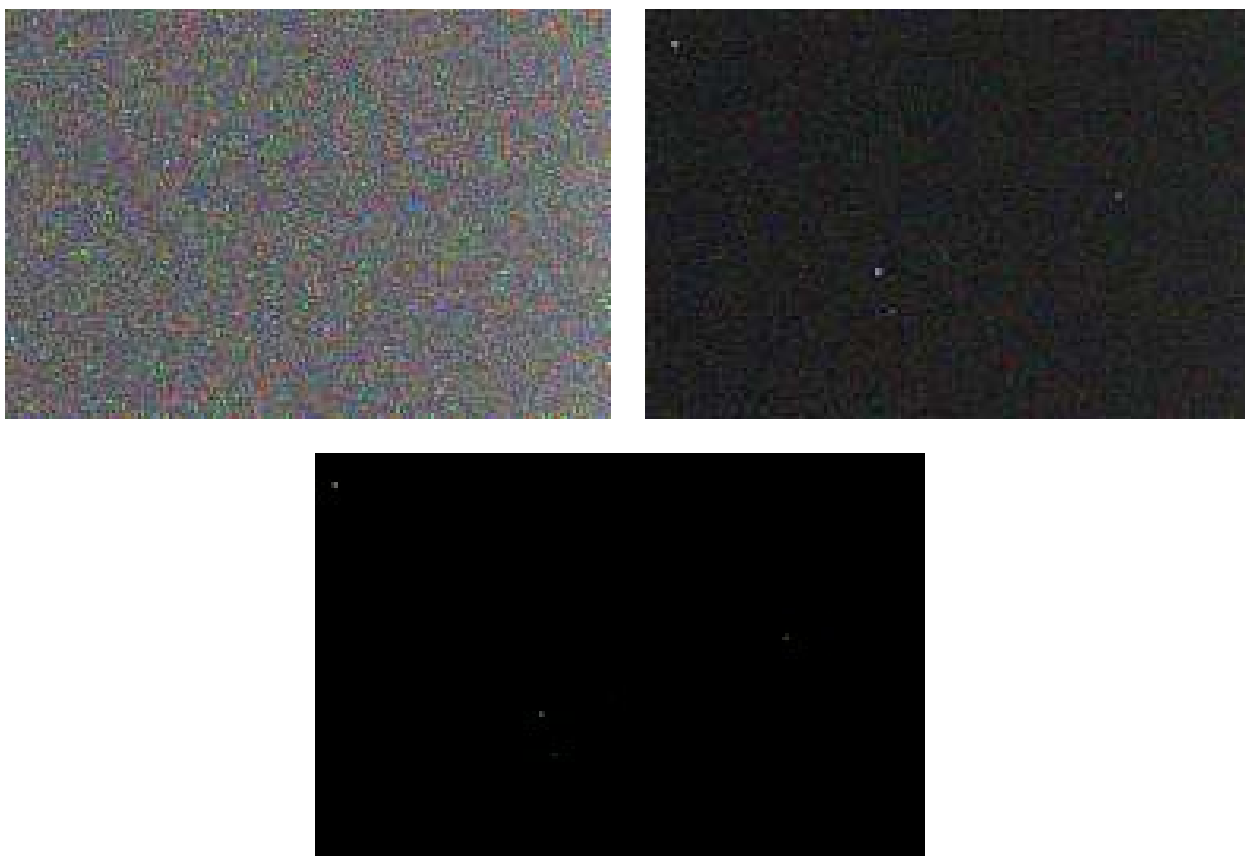
2.3.2 Odečtení průměrného temného snímku

V této části můžeme vidět obdobné zpracování snímků s obrazem hvězd jako u temných snímků. V cyklu "for" jsou opět načteny snímky jeden po druhém za sebou v čase do čtyřrozměrné proměnné a zde navíc s odečteným zprůměrovaným temným snímkem. Díky

tomu jsme schopni se v jednotlivých fotografiích obsahujících obraz hvězd zbavit tzv. Fixed-pattern noise.

```
input_star=double(zeros(1024,1280,3,pocet_star(1)));  
for i=1:pocet_star(1)  
    starfoto =double  
        (imread(strcat('star/',starimagefiles(i).name),'tiff'))./255;  
    input_star(:,:,i) = (starfoto - m);  
    imwrite(input_star(:,:,i)-m,  
        strcat('meanstar/meanstar_',starimagefiles(i).name),'tiff');  
end
```

Na obr. 4 vlevo nahoře je zřejmé, že na výřezu původního snímku, při expozici 500 ms a zisku 18 dB, není téměř nic vidět. Vpravo od něj je pro ilustraci zobrazena úprava snímku pomocí odečtení pouze jednoho temného snímku a pod nimi je přiložen výsledný snímek po odečtení průměru ze všech dostupných temných snímků. Z obrázků je patrné, že s větším počtem temných snímků se kvalita výsledné fotografie enormně zvyšuje.



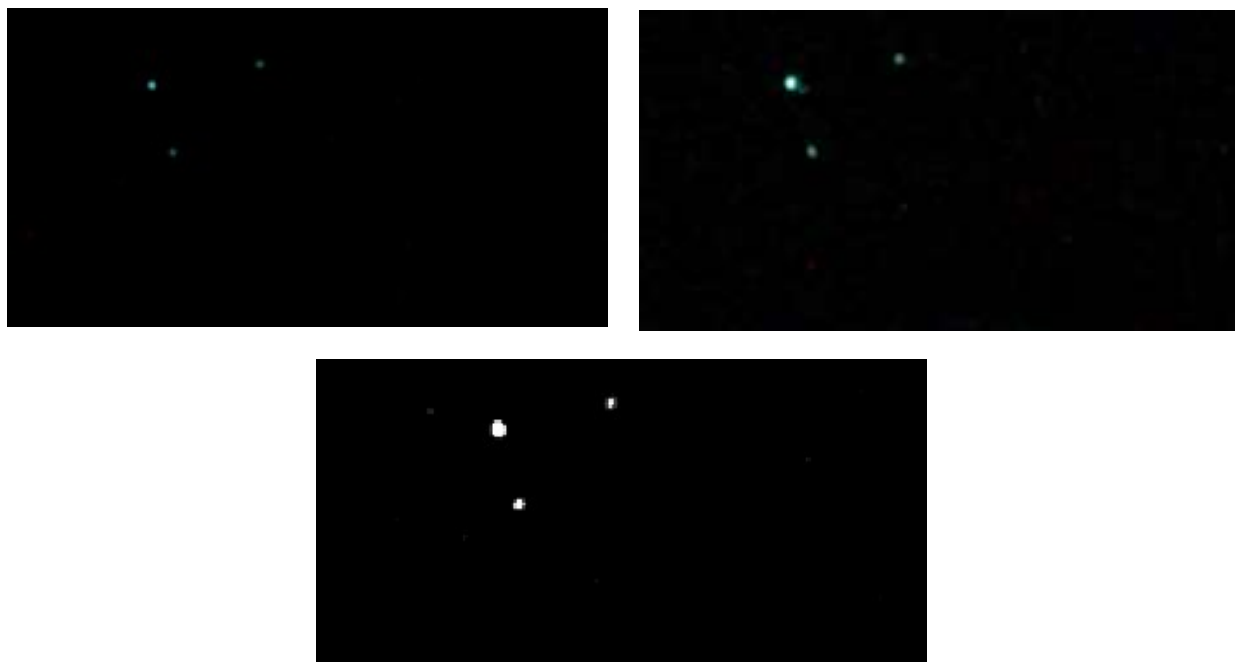
Obr.4: Odečítání temných snímků

2.3.3 Složení snímků v rámci jednoho nastavení expozice

V této části zpracování je cílem z jednotlivých snímků hvězd s odečteným průměrovaným temným snímkem vytvořit jeden výsledný snímek pro danou expoziční dobu a nastavení zesílení. Na začátku můžeme zaregistrovat experimentálně nastavené konstanty, jejichž využití je v cyklu "if". Když je barevná hodnota pixelu větší než *konst*, provede se vynásobení daného pixelu proměnnou *nasobek*. Dělá se to pro zvýraznění bílých bodů (hvězd) ve výsledném snímku. Pomocí dvou cyklů "for" se načítají fotografie z proměnné *input_star* pixel po pixelu a dělá se průměr pixelů z výsledného počtu fotografií uložených v proměnné *input_star* a okolí tohoto právě zpracovaného bodu. Pomocí konstanty *area* lze nastavit, jak velkou oblast z okolí pixelu chceme průměrovat. V níže uvedeném příkladu je *area* nastavena na hodnotu 1, tím pádem průměrujeme hodnotu každého pixelu z okolí o velikosti +/- jeden řádek, +/- jeden sloupec a počtu snímků s daným nastavením expozice. Pomocí příkazu "imwrite" lze ve vybrané složce vytvořit zpracovanou fotografii ve formátu TIFF. Funkce "hist" zobrazuje histogram a slouží k podání informace o dynamického rozsahu barev fotografie. Dále můžeme vidět další přenásobení pixelů konstantami pro vytvoření černobílého snímku ze snímku barevného dle kolorimetrické rovnice pro vytvoření jasového signálu z barevných složek RGB. Následně je opět provedeno zvýraznění pomocí proměnné *nasobek*.

```
konst = 0.01; nasobek = 3; star2 = double(zeros(1024,1280,3)); area=1;
for i=area+1:1024-area
    for j=area+1:1280-area
        pom=input_star(i-area:i+area, j-area:j+area, 1, 1:pocet_star);
        star2(i,j,1)=mean(pom(:));
        if (star2(i,j,1) > konst)
            star2(i,j,1) = star2(i,j,1) * nasobek ;
        end
        pom2=input_star(i-area:i+area, j-area:j+area, 2, 1:pocet_star);
        star2(i,j,2)=mean(pom2(:));
        if (star2(i,j,2) > konst)
            star2(i,j,2) = star2(i,j,1) * nasobek;
        end
        pom3=input_star(i-area:i+area, j-area:j+area, 3, 1:pocet_star);
        star2(i,j,3)=mean(pom3(:));
        if (star2(i,j,3) > konst)
            star2(i,j,3) = star2(i,j,1) * nasobek;
        end
    end
end
imwrite(star2, 'Foto_korekce/meanstar_output.tiff', 'tiff'); hist (star2)
vysledna_star(:, :, 1)=0.299*star2(:, :, 1)+0.587*star2(:, :, 2)+0.114*star2(:, :, 3);
vysledna_star(:, :, 2)=0.299*star2(:, :, 1)+0.587*star2(:, :, 2)+0.114*star2(:, :, 3);
vysledna_star(:, :, 3)=0.299*star2(:, :, 1)+0.587*star2(:, :, 2)+0.114*star2(:, :, 3);
vysledna_star(vysledna_star>konst)=nasobek.*vysledna_star(vysledna_star>konst);
```

Na obr. 5 vlevo nahoře je výřez výsledného snímku bez pomocného zesílení proměnnou *nasobek*. Vpravo nahoře je snímek ukládaný do proměnné *star2*, každý pixel je při splnění "if" podmínky konstantně zesílený o proměnnou *nasobek*. Na snímku jsou sice zvýrazněny vizuálně slabé hvězdy, ale za cenu opětovného zobrazení zbytku šumu. Obrázek dole pod nimi je výřez z černobílého snímku *vysledna_star*. Po přenásobení konstantou *nasobek* již jsou vidět jen zvýrazněné bílé body.



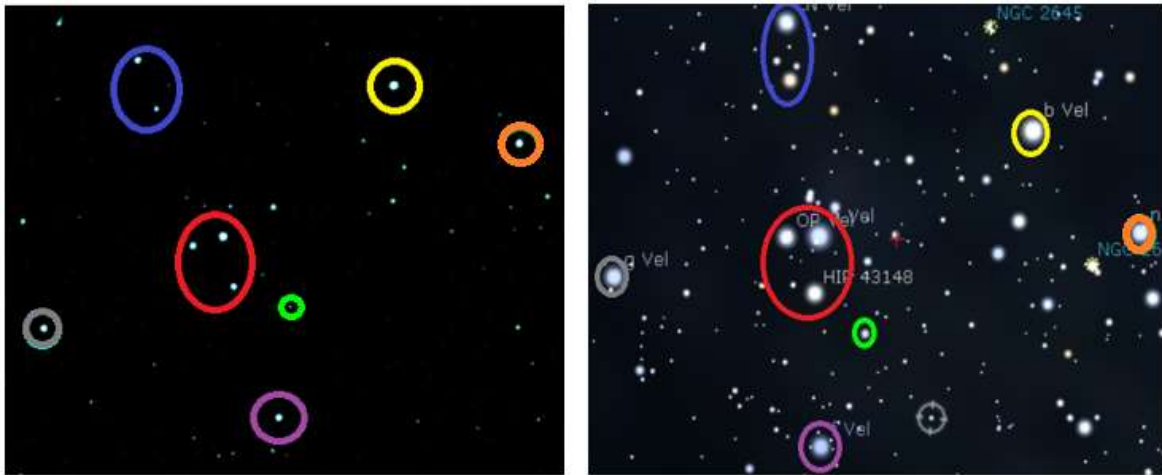
Obr.5: Zobrazení bílých bodů vlivem nelineárního zesílení

2.3.4 Složení snímků napříč expozicemi

Pro finální úpravu snímku zobrazeného na obr. 6 vlevo bylo zapotřebí sloučit výsledné fotografie napříč všemi expozicemi. Sloučení výsledných fotografií vedlo ke konečnému zpracování hvězd a určení citlivosti kamerového systému. Postup tohoto zpracování je téměř identický jako postup uvedený výše, jen s tím rozdílem, že nenačítáme fotografie jedné expozice, ale všech námi vybraných užitečných expozic.

Ukázka výsledného zpracování fotografií s porovnáním se skutečností a identifikováním jednotlivých hvězd je na obrázku 6. Na přiloženém výřezu výsledné fotografie byly identifikovány hvězdy s magnitudou od 3,75. To odpovídá nejjasnější hvězdě v této části fotografie - b Vel (na obrázku vyznačena žlutě). Dále mezi ty nejjasnější hvězdy se řadí "OP Vel", "a Vel" a "HIP 43148" (na obrázku zvýrazněny červeně). Tyto hvězdy, umístěné do pomyslného trojúhelníka, sloužily jako identifikační bod pro rozpoznávání ostatních hvězd. Naopak jedna z nejméně jasných hvězd, které byly identifikovány, je

hvězda s magnitudou 7,80 (na obrázku zvýrazněná světle zelenou barvou).



Obr. 6: Porovnání výsledného zpracování fotografie se skutečností

Další možné vylepšení fotografie a získání vyšší citlivosti snímání hvězd, například až s magnitudou 9 až 10, je dodatečné pořízení většího množství temných fotografií za stejné teploty, jako byly pořízeny během mise. Zde je prostor pro další vylepšení, které se v práci nenachází, protože kamera zatím nebyla ještě poslána z USA zpět do České republiky.

2.4 Zhodnocení výsledků

Po úpravě přijatých fotografií jsme byli schopni dokázat zobrazit až hvězdy s magnitudou 8. Po odečtení více temných snímků bychom pravděpodobně byli schopni dosáhnout ještě vyšší citlivosti. Cílem kamerového systému, v rámci mise WRX-R, bylo potvrzení správného zaměření dvou českých teleskopů na mlhovinu Vela. Z fotografií uvedených výše je patrné, že kamerový systém tento účel splnil a potvrdil správné zaměření českých teleskopů. Kamerový systém může být zvolen i pro další podobné mise jako ekonomická varianta k poměrně drahým zařízením specializovaným přímo na vesmírné prostředí.

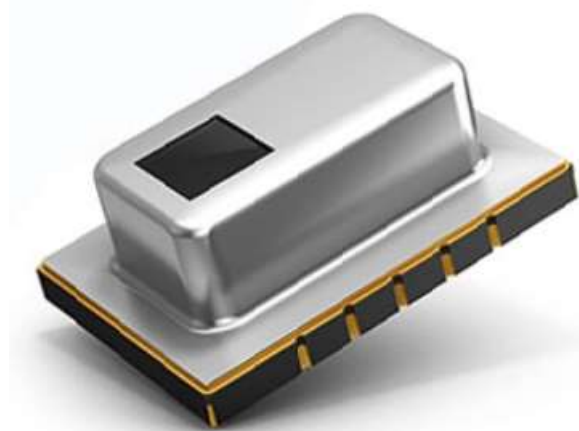
Co se týká nastavení délky expozice, vzhledem k předem neznámému průběhu oteplování kamery byly nastaveny ve smyčce expozice o délce 50 ms, 100 ms, 300 ms a 500 ms. Za použitelné expoziční délky můžeme považovat ty s delší dobou snímání, tj. 300 ms a 500 ms. Při kratší expoziční délce na čip dopadalo méně světla a snímky jsou velmi tmavé a hvězdy na nich nejsou patrné.

V poslední řadě snímky v jednotlivých expozičních časech měly různá nastavení zisků od 0 dB do 18 dB. S rostoucím zesílením rostla také citlivost kamerového systému. Z toho

plyne, že při této misi bylo vhodnější vyšší nastavení zisku kamery, neboť výsledná teplota kamery během fáze pozorování hvězd byla z hlediska tepelného šumu přijatelných 34 °C až 35 °C a v průběhu celé mise se měnila v rozsahu od 33 °C do 38 °C.

3 Zpracování dat z maticového infračerveného snímače

Infračervený snímač Panasonic AMG88 zaznamenává teploty v zorném poli v matici o velikosti 8x8 pixelů. Senzor byl použit za účelem ověření, zda přežije silné přetížení a vibrace při startu rakety a bude-li schopen snímat teploty ve vakuu vesmíru za účelem použití v systémech určení prostorové orientace malých satelitů vůči tělesu Země. Výrobce v technické dokumentaci uvádí, že by uvedený infračervený snímač neměl být zmíněným podmínkám vůbec vystaven. Fakt, že tento princip s podobným senzorem od jiného výrobce již NASA testovala na satelitech CubeSat, ukazuje, že by to mohla být správná cesta pro jednoduché zjištění úhlu natočení vůči planetě Zemi [14]. Cílem použití snímače na misi WRX-R bylo otestování schopnosti přežít podmínky startu rakety, měřit teploty mimo rozsah udávaný výrobcem a v podmínkách vakua.



Obr. 7: Infračervený maticový snímač Panasonic AMG88 – převzato ze zdroje [15]

3.1 Technická specifikace

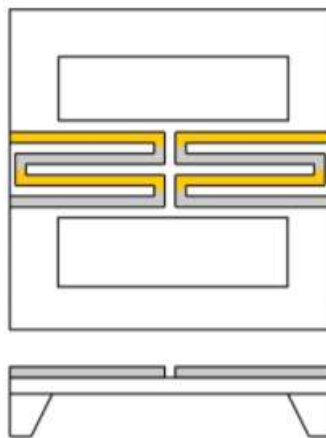
- Počet pixelů: 8x8 (64 pixelů)
- Provozní napětí: 3,3 V
- Teplotní rozsah termistoru: -20 až +80 °C
- Teplotní rozsah měřeného předmětu: -20 až +100 °C
- Rozlišení výstupní teploty na 1 LSB: 0,25 °C
- Číselná reprezentace teploty: 12bitový znaménkový integer

- Přesnost měření teploty: ± 3 °C
- Zorné pole: 60° (Horizontálně, vertikálně)
- Detekční vzdálenost: 7 m

Zmíněné technické údaje vychází z použité literatury [16].

3.2 Princip snímače

Uvedený snímač pracuje na principu termoelektrického jevu (nebo také Peltier-Seebeckova jevu). Podstatou termoelektrického jevu je vznik elektrického napětí přímou přeměnou z rozdílu teplot. Se vzrůstajícím rozdílem teplot vzrůstá také vytvořené elektrické napětí. Snímač Grid-EYE je vyroben pomocí technologie MEMS, která umožňuje výrazně menší rozměry, a proto je snímač schopen měřit teplotu ve všech 64 bodech matice. V reálném provedení je MEMS senzor konstruován podleptanou strukturou. Tzv. horké spoje, na které působí infračervené záření, se nachází uprostřed podleptané části, kde jsou tepelně izolované. Naopak tzv. chladné spoje, které potřebujeme držet na stabilní teplotě okolí, jsou umístěny na povrch substrátu a díky tomu získávají přibližně teplotu okolního prostředí, anebo je můžeme dodatečně chladit. Na následujícím obr. 8 nahoře je ukázán pohled shora na podleptanou část s horkými spoji. Dole je zobrazen řez touto strukturou. [17]



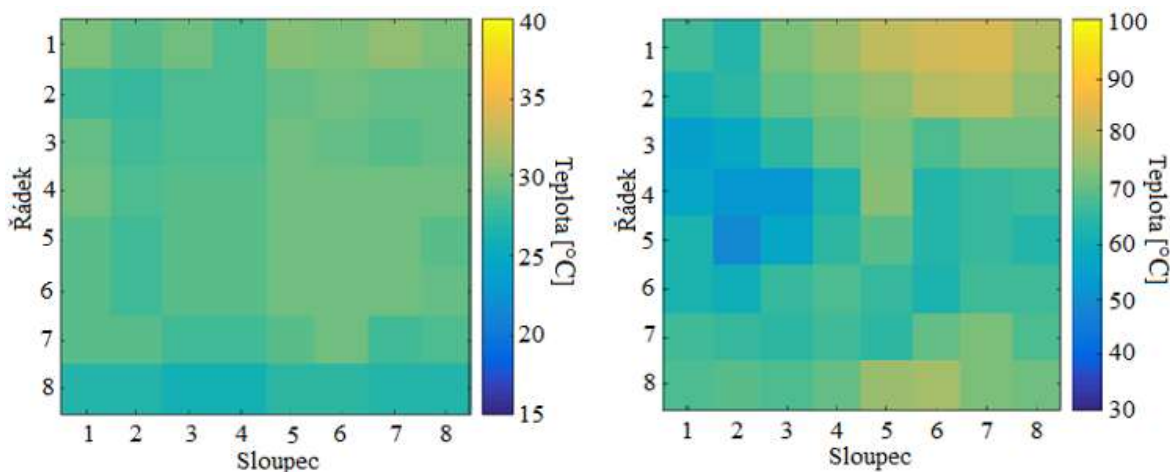
Obr.8: Snímač vytvořený pomocí MEMS technologie – převzato ze zdroje [17]

3.3 Zpracování dat

Získaná data z rakety byla vytvořena v textových souborech pořizovaných každou vteřinu letu rakety. Obsahovala okamžitou hodnotu teploty měřenou na termistoru a hodnoty jednotlivých pixelů matice 8x8. Tato data byla načtena do Matlabu a z výsledných matic byly zobrazeny teploty jednotlivých pixelů. Na další straně, na obr. 9 vlevo, je matice teplot změřená před startem rakety. Teploty v jednotlivých pixelech se pohybují přibližně kolem

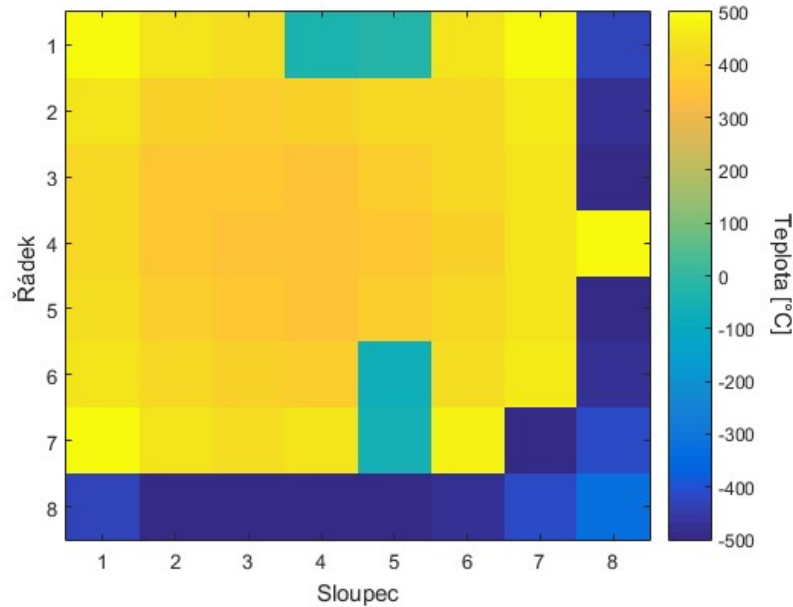
teploty 25 °C – 30 °C.

Na obr. 9 vpravo je teplotní matice, která zachycuje teplotu po 140 sekundách letu rakety. Start rakety a rychlý průlet hustými vrstvami atmosféry způsobuje ohřev překrytu rakety a tím i nárůst teploty v zorném poli infračerveného snímače uvnitř. Můžeme vidět, že při vzletu rakety vnitřní teplota v 1. řádku na 5. až 7. sloupci dosahuje hodnoty až okolo 80 °C. Také je ale vidět, že hodnota pixelu v 5. řádku a 2. sloupci ukazuje hodnotu okolo 40 °C. Rozdíl naměřených hodnot na pixelu 1. řádku, 6. sloupce a na pixelu 5. řádku, 2. sloupce je přibližně 40 °C. Tato diference je pravděpodobně způsobená tím, že česká část experimentu není umístěna uprostřed rakety. Vpravo nahoře je kamera blízko pláště rakety a vidí její ohřátý povrch, kdežto vlevo vidí jen americkou aparaturu uvnitř vědecké sekce rakety, která má teplotu podstatně nižší.



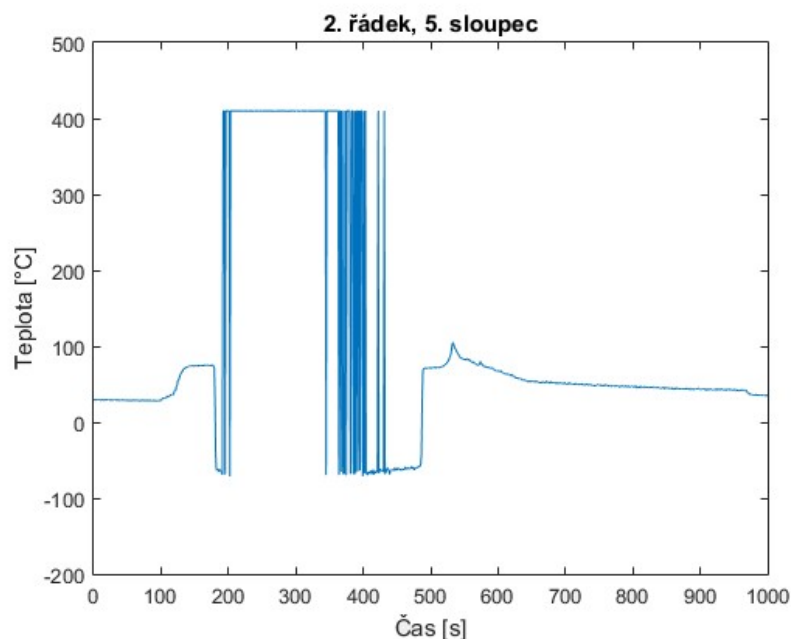
Obr.9: Vlevo je matice teploty před startem rakety, vpravo teplotní matice při vzlétání

Na obr. 10. je vykreslena teplotní matice hodnot získaných z infračerveného snímače při otevření krytu ve vesmíru při fázi pozorování hvězd. Uprostřed vidíme, že snímač ukazuje teploty okolo 500°C. Přitom tato část snímače je namířena na volný vesmír, který je velmi chladný, a proto tyto výsledné hodnoty nejsou reálné. Ke stejnému problému došlo i u krajů teplotní matice, konkrétně na 8. řádku a 8. sloupci. Změřená teplota je fyzikálně nesmyslných - 500 °C, přičemž je pixel snímače namířen na teplý plášť rakety.



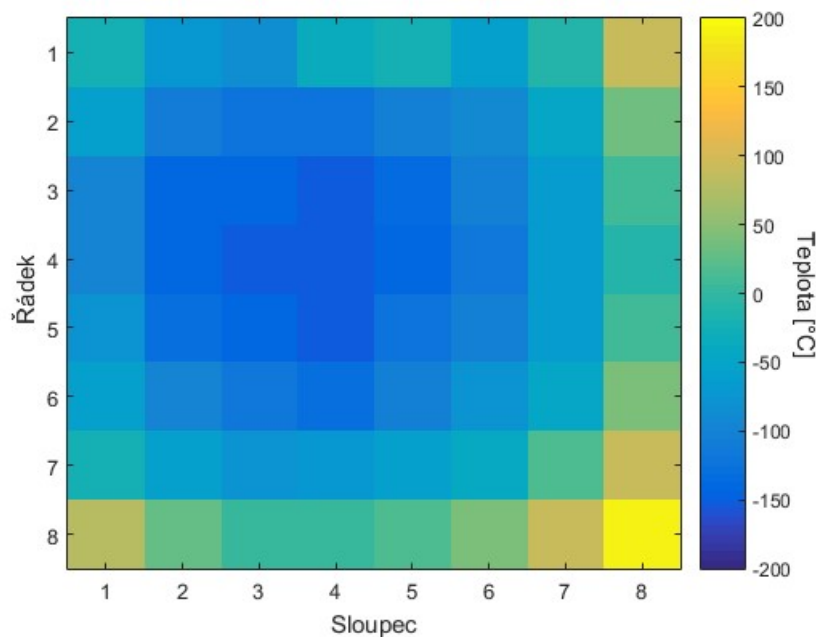
Obr. 10: Skutečná data ze snímače při otevření krytu

K tomuto jevu došlo vlivem velkého rozdílu teplot v zorném poli infračervené kamery, který na Zemi za běžných podmínek nenastane a vnitřní logika řízení senzoru, zpracování signálů, v něm s tímto stavem nepočítá. Kamera v jednu chvíli vidí jak velmi studený vesmír, tak i teplý plášť rakety. Kamera byla vystavena teplotám, na které nebyla přizpůsobena, a proto došlo k přetečení hodnot s dvojkovým doplňkem. Přetečení hodnot můžeme pozorovat na jednom z hraničních pixelů mezi vesmírem a pláštěm rakety. Na obr. 11 je patrné, že teplota na vybraném pixelu skáče mezi 400 °C a -80 °C.



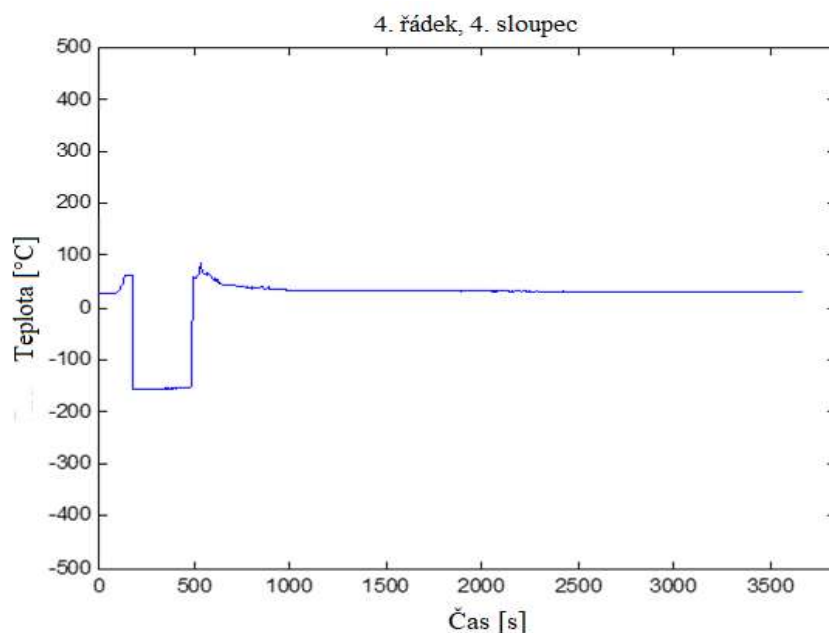
obr.11: Přetečení hodnot na 2.řádku, 5.sloupci teplotní matice

Pro přesné zobrazení teplot volného vesmíru a pláště rakety by bylo třeba zjistit, jak se kamera chová na Zemi při podobně nasimulovaných podmínkách. Například kdyby kamera v zorném poli byla namířena na nádobu s tekutým dusíkem a do ní byla částečně vložena kovová tyč, postupně měnící teplotu. Podobným pokusem by tedy bylo možné předpovídat chování kamery a přepočítat hodnoty získané z vesmírného měření. Bohužel kamera z USA ještě nebyla dopravena do České republiky, a v důsledku toho nebyla tato metoda v práci použita a nebyla tedy analyzována přesná příčina a mechanismus přetečení číselného vyjádření dat ze senzoru. Zpracováním v Matlabu a aplikováním korekce o velikosti $+512\text{ °C}$ na teploty nižší než -75 °C a korekce -512 °C na teploty vyšší než $+150\text{ °C}$ v původních datech s přetečením rozsahu je dosaženo přibližné opravy na předpokládané teploty. Hodnota korekce $+512\text{ °C}$ odpovídá polovině rozsahu 12-bitového vyjádření s dvojkovým doplňkem a váhou $0,25\text{ °C}$ na LSB. Na obr. 12 můžeme vidět upravený teplotní stav rakety při otevření krytu. Uprostřed na 4. řádce, 4. sloupci je nejnižší hodnota okolo -150 °C , to by mohlo odpovídat dolnímu prahu senzorem měřitelné teploty, za dané teploty jeho substrátu, pokud je izolovaná detekční vrstva senzoru vystavena teplotě volného vesmíru a při krajích teplotní matice, na 8. řádce a na 8. sloupci, je zobrazena teplota přibližně 200 °C , což by mohlo odpovídat teplotě postupně chladnoucího pláště rakety po rychlém průletu atmosférou.



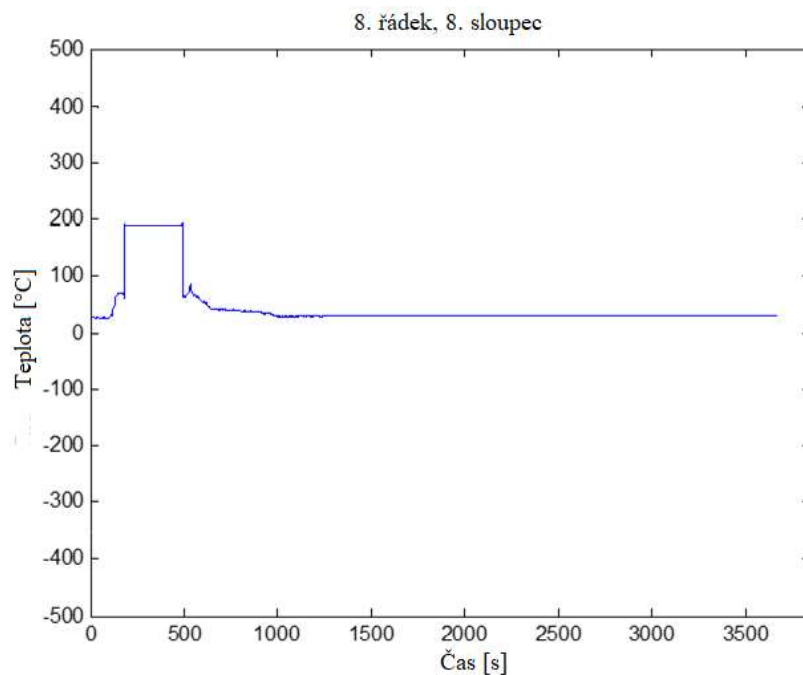
Obr.12: Upravená teplotní matice při otevření krytu

Na obr. 13 je teplota matice ze středu snímače, který po odklopení krytu a otevření vědecké sekce viděl volný vesmír. Změřená hodnota teploty 4. řádku, 4. sloupce je okolo $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$.



Obr.13: Teplota 4. řádku, 4. sloupce v matici

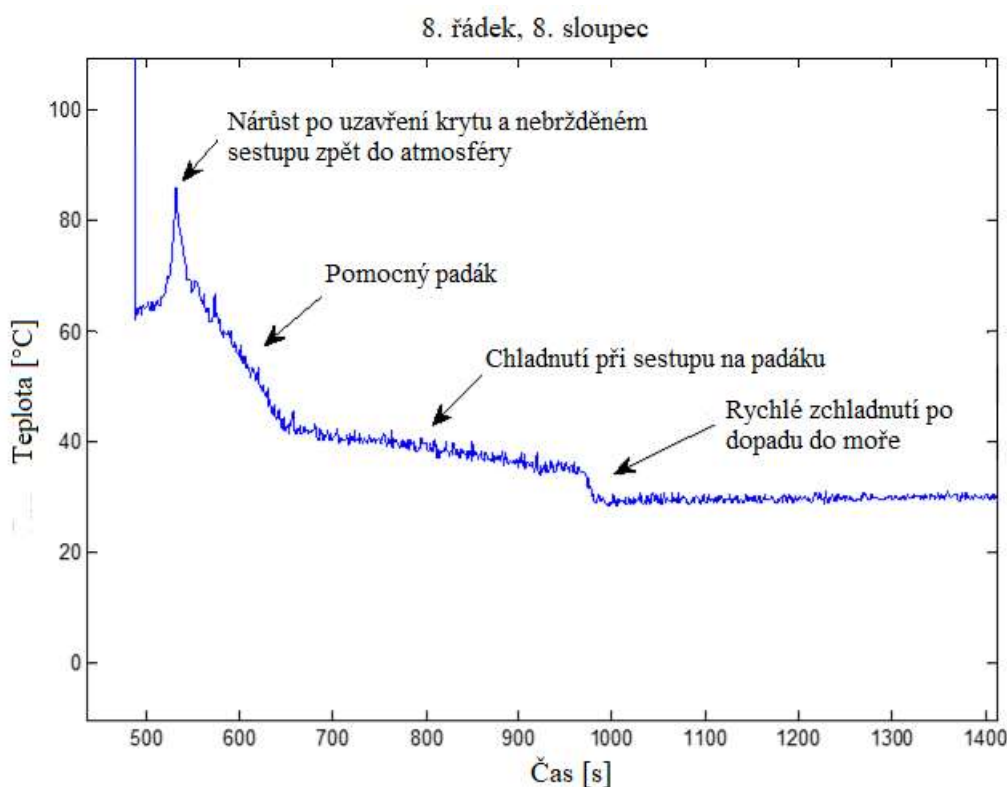
Na obr. 14 je hodnota teploty z krajního bodu snímače, kde byl po odklopení krytu vidět i kus vnějšího pláště rakety. Teplota v této části senzoru, na 8. řádku, 8. sloupci, je necelých $200\text{ }^{\circ}\text{C}$.



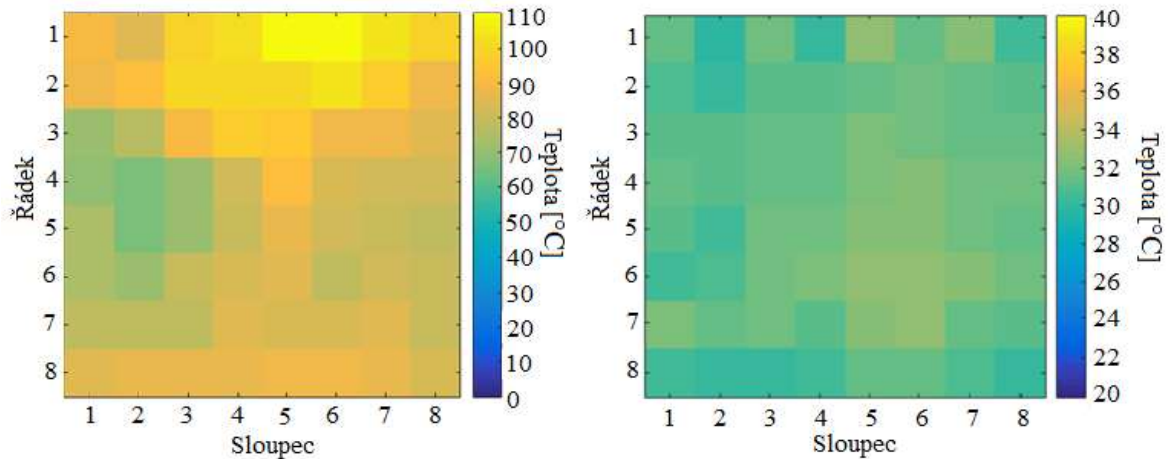
Obr.14: Teplota 8. řádku, 8. sloupce v matici

Na obr. 15 je ukázáno přiblížení teplot na 8. řádku, 8. sloupci. Nejprve je vidět poměrně rychlý nárůst teploty při nebrzděném sestupu zpět do atmosféry. Následně sondážní raketa pomocí systému padáků pozvolně dopadá k zemi a dochází k chladnutí rakety okolním vzduchem. Nakonec raketa dopadla do velmi studeného moře, kde je vidět prudké zchladnutí studenou vodou. Rychlá změna teplot způsobila, že materiál, ze kterého byla raketa vytvořena, nevydržel a po dopadu do moře se v plášti vytvořily velké trhliny. Naštěstí se data ze senzoru podařilo zachránit před utopením a jejich následném poškození.

Na obr. 16 vlevo je teplotní matice při sestupu rakety atmosférou a na obr. 16 vpravo je teplota rakety po chladnutí přibližně po dobu 30 minut v mořské vodě. Raketa má po této době přibližně teplotu okolo 20 °C.

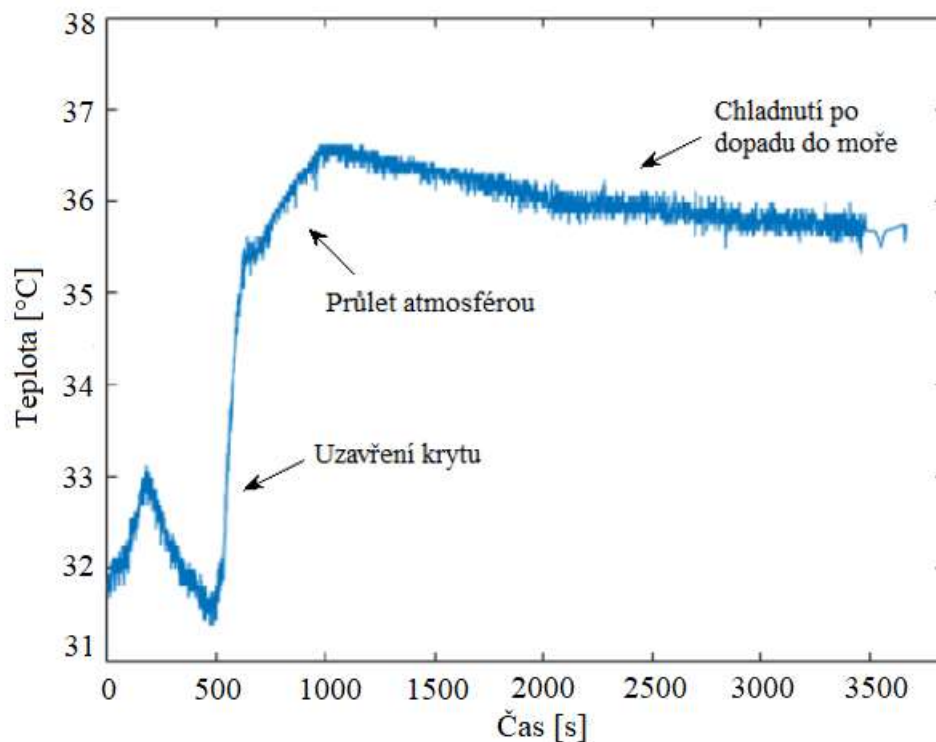


Obr.15: Přiblížení a popis části teplot z 8. řádku, 8. sloupce matice



Obr.16: Vlevo je průlet rakety atmosférou, vpravo ochlazování rakety mořskou vodou

Na obr. 17 je graf teploty na termistoru, který ukazuje vlastní teplotu infračerveného snímače. Tento graf se přibližně shoduje s teplotami změřenými palubní kamerou. V první části vidíme postupné ohřívání termistoru při vzletu rakety až do otevření ochranného krytu pro fázi pozorování hvězd. Zde se termistor ochlazuje a teplota postupně klesá. V další fázi je velmi strmý nárůst teploty po uzavření krytu a při následném průletu atmosférou se sklon nárůstu teploty ještě mírně zvýšil. Nakonec dochází k postupnému ochlazování termistoru po dopadu na mořskou hladinu.



Obr.17: Graf teploty na termistoru

3.4 Zhodnocení výsledků

Infrakamera měřila teploty spolehlivě do otevření krytu rakety a pak opět po jeho uzavření. Během otevření krytu, kdy některé pixely měly vidět chlad vesmíru a některé ohřátý povrch rakety, došlo k přetečení rozsahu teplot. To, co senzor hlásí jako extrémní teploty v kladných hodnotách °C, je ve skutečnosti chladný volný vesmír a extrémní záporné teploty jsou kladné teploty pláště rakety. Protože infrakamera má výrobcem specifikovaný pouze rozsah měřeného objektu od -20 °C do +100 °C, neporadila si s extrémním rozdílem teplot v zorném poli, které na Zemi za běžných podmínek nenastane. Nicméně ze zbylých dat můžeme určit jednotlivé charakteristické fáze letu a teplotu rakety v každé fázi. Senzor přežil podmínky startu rakety, a i přes přetečení rozsahu teplot během pozorování vesmíru je možné po číselné korekci rozpoznávat chladné a teplé objekty v zorném poli, senzor by tedy mohl plnit funkci v systémech pro určení prostorové orientace malých satelitů vůči tělesu Země. Je potřeba ale u něj řádně otestovat v pozemních podmínkách mechanismus přetečení hodnot pro spolehlivou korekci tohoto chování a případně ověřit takové chování i u podobných produktů jiných výrobců.

4 Zpracování dat z MPU6000

Tato část se zabývá zpracováním akcelerometrických a gyroskopických dat z MPU6000 a vysvětlením jednotlivých principů níže uvedených senzorů.

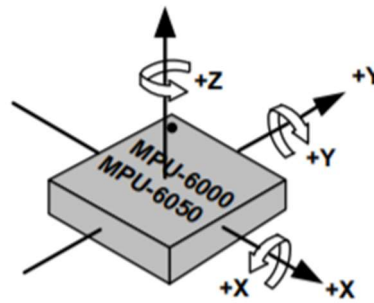
4.1 MPU6000

Jedná se o MEMS integrované šestiosé zařízení, které je kombinací tříosého gyroskopu a tříosého akcelerometru v osách x , y , z . Díky své speciální sběrnici I²C přijímá vstupy z externího tříosého kompasu a poskytuje kompletní 9-osý výstup. Opět i u tohoto zařízení byly kladeny požadavky na velikost a spotřebu. MPU6000 je v balení 4x4x0,9 mm, které vyhovuje pro aplikaci do sondážní rakety a případně i do malých satelitů CubeSat pro měření jejich rotace.

MPU6000 má nízkou spotřebu energie díky vyrovnávací paměti FIFO. Ta umožňuje číst data ze senzorů ve větších blocích a poté vstupovat do režimu nízké spotřeby. Napájecí napětí se pohybuje v rozsahu 2,375 V – 3,46 V. [18]

Převodníky akcelerometru i gyroskopu mají 16bitové rozlišení a jsou schopny číselně vyjádřit rozsah –32 768 až +32 767. Pomocí nastavitelné citlivosti je možné měnit maximální měřitelný rozsah hodnot zrychlení a úhlové rotace. Čím menší je měřitelný rozsah

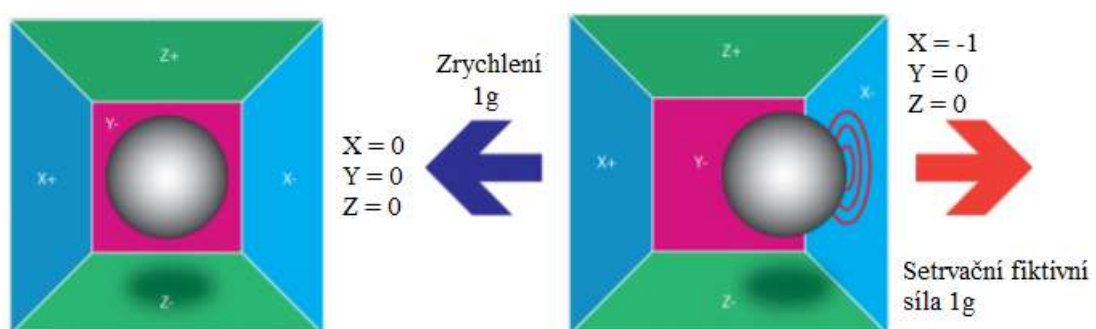
hodnot, tím bude větší přesnost zařízení. Nastavitelnou konstantou je dělena maximální hodnota 32 768, proto když je konstanta malá, je v daném pásmu větší počet bodů a tím je dosaženo větší přesnosti měření. V našem případě se jedná o nastavení konstanty 4 096 u akcelerometru pro rozsah měření zrychlení ± 8 g a u gyroskopu konstanta 32,8 pro rozsah měření rychlosti úhlové rotace $\pm 1\,000$ °/s (dps).



Obr. 18: Orientace os MPU-6000 – převzato ze zdroje [18]

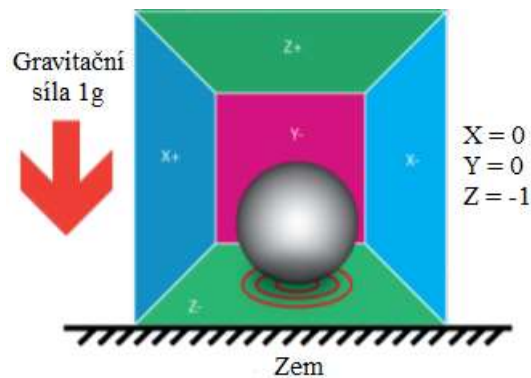
4.2 Akcelerometr

Akcelerometr je elektronické zařízení, které je schopno určit velikost zrychlení v jednotlivých osách. U tříosého akcelerometru můžeme získat informace o náklonu a poloze sledovaného zařízení v prostoru. S akcelerometry se můžeme setkat například v mobilních telefonech pro detekci naklonění zařízení a následnému překlopení obrazovky. Princip akcelerometru je ukázán na obr. 19 a vychází z literatury [19].



Obr. 19: Vlevo je zobrazena koule za předpokladu nulové gravitační síly, vpravo je koule s nulovou gravitační silou a zrychlením v ose X. – převzato ze zdroje [19]

Z obrázku 19 je patrné, že když zařízení posuneme směrem vlevo, kulička narazí na stěnu vpravo a vyvolá na ose x záporné zrychlení. Tento obrázek platí pouze pro případ, že je zařízení mimo gravitační pole Země. Po vložení do gravitačního pole kulička padne na dno a bude působit silou -1 g v ose z (obr. 20).

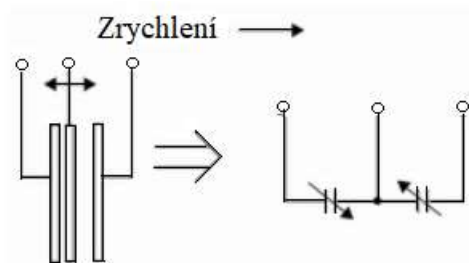


Obr. 20: Chování kuličky po vložení do gravitačního pole Země – převzato ze zdroje [19]

Akcelerometr obsahuje 16bitové A/D převodníky a je dle výrobce schopen zaznamenat data při zrychlení až ± 16 g. Pokud je akcelerometr na vodorovném povrchu ve stabilní poloze, jsou osy x , y rovna přetížení 0 g a na ose z je přetížení -1 g.

4.2.1 Akcelerometr MEMS

Akcelerometr, použitý pro let sondážní rakety, je typu MEMS, stejně jako tomu bylo u infračerveného snímače. Hlavní výhodou tohoto řešení oproti zastaralejším způsobům je zlepšení dynamických parametrů při menších rozměrech. Základní princip použité technologie je zobrazen na obr. 21.



Obr. 21: Princip akcelerometru typu MEMS – převzato ze zdroje [20]

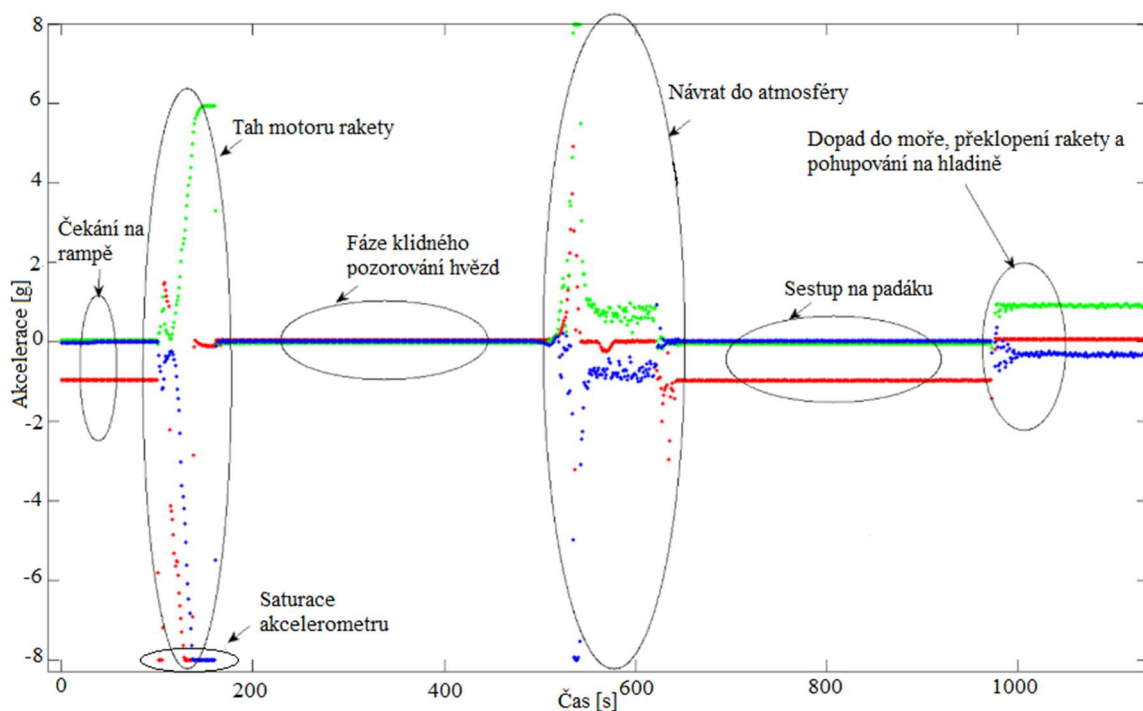
Jedná se o tříelektrový vzduchový kondenzátor, který mění svou kapacitu vlivem posunu prostřední elektrody. Prostřední elektroda je pohyblivá a její výchylka je závislá na měřeném zrychlení. Podstatou funkce je zajištění lineárního a dostatečně citlivého převodu zrychlení na pohyb prostřední elektrody. Tím získáme kapacitní akcelerometr, který vychází ze vztahu (1).

$$C = \epsilon_0 \cdot \epsilon_r \cdot \left(\frac{S}{d}\right) \quad (1)$$

Tento vztah nám říká, že kapacita závisí na permitivitě prostředí, ploše desky elektrody a vzdálenosti desek od sebe (vzdálenost vzduchové mezery). Takže při určitém zrychlení se prostřední deska vychýlí, změní velikost vzduchové mezery a tím změní kapacitu, kterou určujeme výsledné zrychlení akcelerometru. Celá tato kapitola vychází ze zdroje [20].

4.3 Základní zpracování dat z akcelerometru

Data z akcelerometru a gyroskopu byly ukládány do textového souboru každou vteřinu, o velikosti 10 hodnot, v každé ose zařízení. Poté všech 10 hodnot v každé ose je v Matlabu zprůměrováno do jedné hodnoty a vyneseno do grafu, jak je vidět na obr. 22.

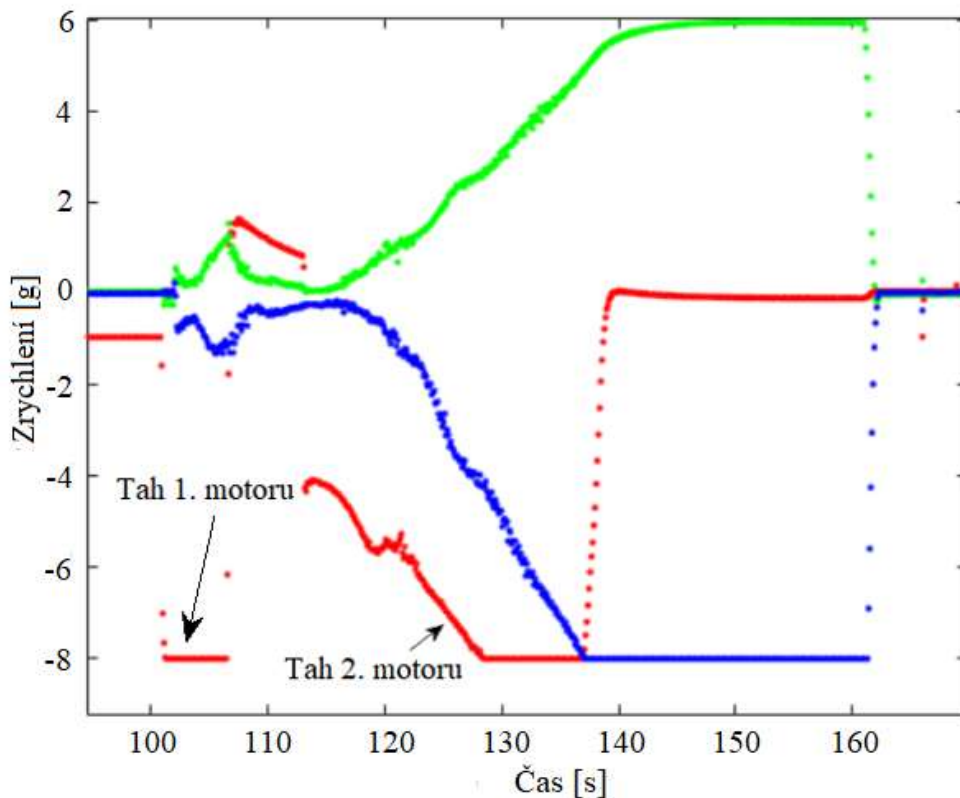


Obr. 22: Popis významu dat z akcelerometru

V první fázi na výše uvedeném obrázku můžeme vidět čekání sondážní rakety na rampě a působení gravitační síly výhradně v ose x , což znamená, že raketa je připravena ke startu v téměř svislé poloze a na osu x působí gravitační zrychlení přibližně 1 g. Přesný náklon rakety bude spočítán později v kapitole 4.4 podle vztahu (4).

V druhé charakteristické fázi vidíme inicializaci motoru a start rakety. Obr. 23 ukazuje data z akcelerometru při vzletu rakety. Z první části grafu je jasné, že tah 1. motoru Terrier Booster Mk70, o síle 89 000 Newtonů, trval pouze 6 s a dle zdroje [21] dostal raketu do výšky 3 km. Dohořívání motoru trvá 6 s a raketa se na konci této fáze nachází v nadmořské

výšce 6 km. Následuje zážeh 2. motoru Black Brant VC, jehož tah o síle 81 000 Newtonů trval po dobu 34 s a raketa se dostala do výšky až 50 km nad zemí. [21] Při startu 2. motoru nastalo také velké zrychlení v osách y (modrá osa) a z (zelená osa). To je způsobeno gyroskopickou stabilizací letu, kdy má raketa velkou rotaci kolem osy x a na MEMS části akcelerometru působí odstředivá síla. Dále je vidět, že akcelerometr se v hodnotě -8 g dostal do saturace a hodnoty dále neměří dle předpokladu. Pokus o odstranění saturačních hodnot a jejich extrapolaci je ukázán v kapitole 4.4 na obr. 24 a 25.



Obr. 23: Data z akcelerometru při vzletu rakety

V další fázi již raketa není urychlována motory, nepůsobí na ní zrychlení v žádné ose a v této fázi beztláčeného stavu probíhá pozorování hvězd rentgenovými teleskopy a kamerovým systémem, kdy je třeba co nejkvalitnějšího průběhu letu rakety a orientace rakety je velmi přesně řízena. Dále vidíme návrat rakety do atmosféry a velké zrychlení v osách y a z . Následuje sestup na padáku a je patrné, že na ose x je opět zrychlení dané gravitačním polem. Jako poslední fáze letu je dopad rakety do moře, vidíme náhlou změnu působení gravitace z osy x na osy y a z , které signalizuje, že při dopadu do moře došlo k přetočení rakety. Následné zvlnění hodnot je dáno pohupováním rakety na vlnách moře. Záznam dat skončil ještě před vylovením rakety z důvodu zaplnění paměťové karty.

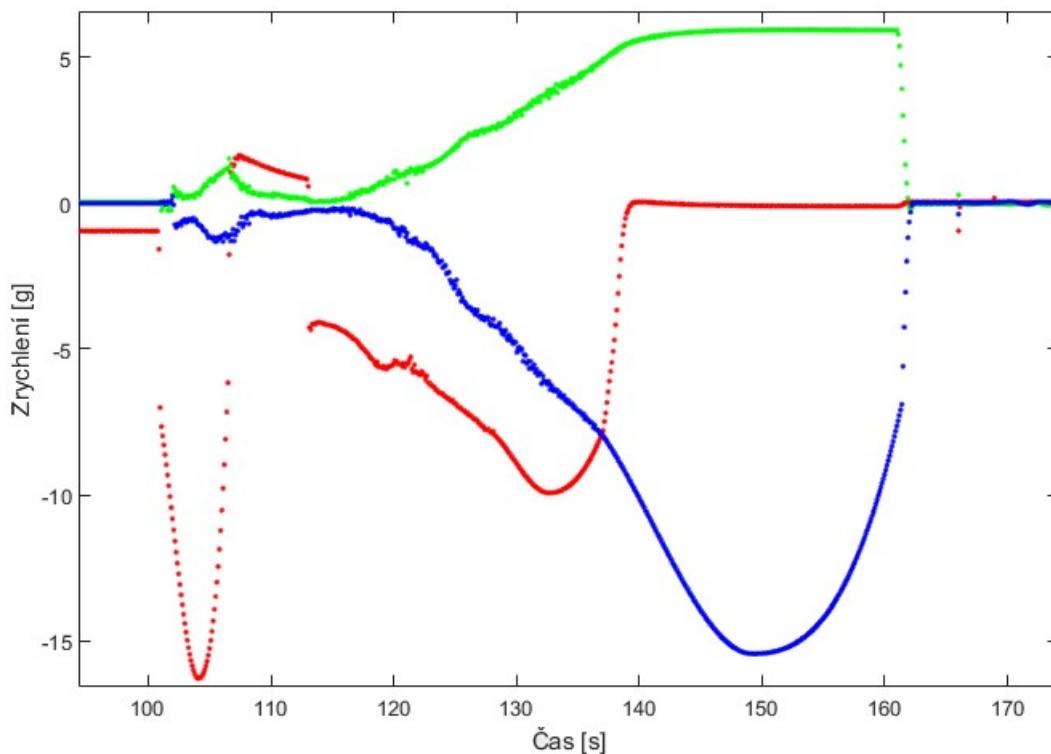
4.4 Rekonstrukce parametrů rakety z dat akcelerometru

Výhody využití akcelerometru pro získání dat o průběhu letu:

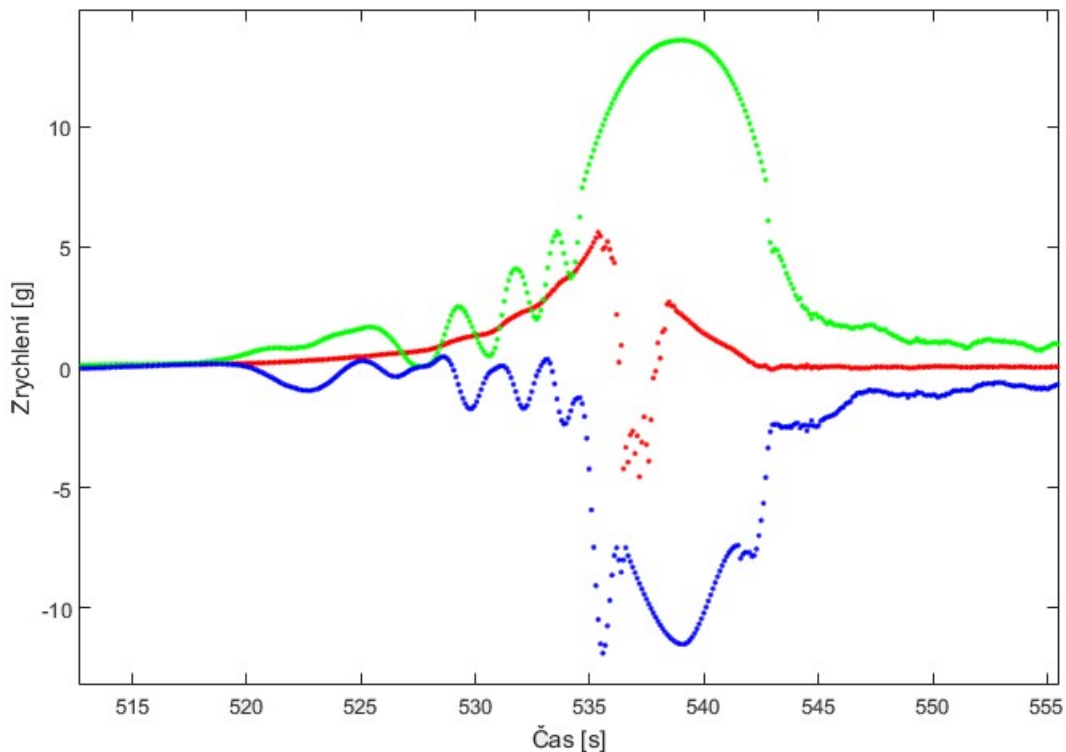
- Získaná data jsou nezávislá na viditelnosti satelitů, jako tomu je u GPS navigace
- Oproti GPS systémům jsou akcelerometry cenově významně dostupnější, menší a s nižší spotřebou
- Vyšší frekvence snímání hodnot o několik řádů

Pro možnost následného odhadu parametrů letu rakety bylo nutno přibližně nahradit data saturující na hodnotě přetížení ± 8 g. Na obr. 24 a 25 je znázorněno proložení hodnot v saturaci z akcelerometru. Data byla proložena dle sklonu křivky zrychlení v Matlabu pomocí extrapolace typu cubic. Zmíněný způsob extrapolace potřebuje alespoň 1 bod, určující maximální hodnotu extrapolace, k výslednému proložení křivky. Tato maximální hodnota byla spočítaná dle strmosti náběhu křivku podle obecné rovnice přímky (2).

$$y = k \cdot x + q \quad (2)$$



Obr. 24: Extrapolace dat akcelerometru v saturaci při vzletu rakety



Obr. 25: Extrapolace dat akcelerometru v saturaci při návratu rakety

Pomocí extrapolace bylo zjištěno, že při tahu 1. motoru došlo ke zrychlení $-16,3$ g v ose x . To je hodnota větší, než byl náš předpoklad. Je to dáno tím, že dopočítávání hodnot touto extrapolací závisí zpočátku na velmi strmém nárůstu zrychlení při spuštění motoru a předpokládá stále stejný trend křivky. Kdežto motor bude postupem času pomalu dohořívát a nárůst zrychlení rakety se bude zmenšovat. Proto ve výsledných hodnotách při tomto způsobu řešení může dojít k různým nepřesnostem.

Díky nahrazení chybějících hodnot extrapolací nyní můžeme spočítat výšku rakety v jednotlivých fázích letu dle vztahu (3) a porovnat s předpokládanými daty uvedenými v kapitole 4.3 a daty z palubního počítače v kapitole 4.6. Data z akcelerometru máme v podobě zrychlení ve třech osách v hodnotách g. Nejprve je nutné převést hodnoty na jednotku m/s^2 . Toho docílíme jednoduše tím, že všechny hodnoty vynásobíme přibližnou hodnotou tíhového zrychlení $9,81 \text{ m/s}^2$, které v sobě obsahuje složky gravitačního a odstředivého zrychlení. Hodnota tíhového zrychlení na různých místech Země se liší důsledkem různého odstředivého zrychlení na pólech a na rovníku naší planety, nehomogenním tvarem Země, různou nadmořskou výškou nebo vlivem různých vesmírných těles (např. Měsíce). Takto převedená data pomocí vztahu (3) přepočteme na rychlost a následně na dráhu ve všech třech osách.

$$v(t) = \int a(t) dt, s(t) = \int v(t) dt \quad (3)$$

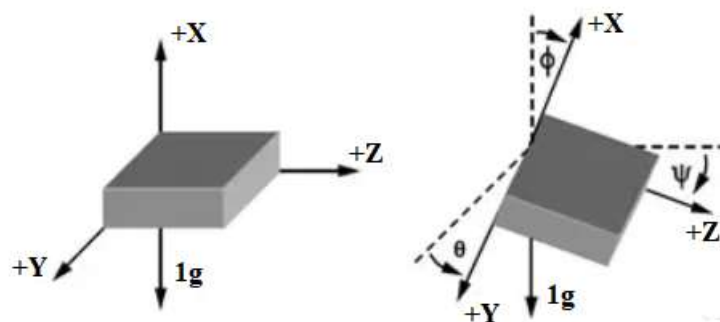
Po dosazení do vzorce vyšlo, že tah 1. motoru, který trval 6 s, dostal raketu do výšky 4 622 m a 6 s po dohoření 1. motoru byla raketa již ve výšce 9 244 m. Tah 2. motoru, který trval podstatně déle, dostal raketu až do výšky 53 581 m. To je o 3 581 m více než je uvedeno ve zdroji [22]. Je to způsobeno chybou extrapolace převážně u motoru 1, kde výsledek je o 1 622 m větší, než je uvedeno. Přesnější hodnoty budou spočteny dále v kapitole 4.6 z dat palubního počítače.

Dále je také možné z prvotních dat akcelerometru vypočítat náklon rakety postavené na rampě. Ze vztahu (4) lze vypočítat hodnotu náklonu v ose x. [23]

$$\phi = \arctan\left(\frac{A_x}{\sqrt{A_y^2 + A_z^2}}\right) \quad (4)$$

ϕ – úhel náklonu osy x, $A_{x,y,z}$ – zrychlení v jednotlivých osách.

Úhly vyjádřené výše uvedeným způsobem jsou vypočteny v radiánech. Pro převod náklonu zařízení z radiánů na stupně je třeba výsledek vydělit hodnotou π a následně vynásobit 180. Po dosazení hodnot z akcelerometru bylo zjištěno, že raketa nebyla připravena ke startu přímo pod úhlem 90° , ale s lehkým náklonem pod úhlem 81° . Na obr. 26 je zobrazena orientace os a úhly natočení.



Obr. 26: Ukázka náklonu zařízení a úhly jednotlivých os – převzato ze zdroje [23]

4.5 Gyroskop

Gyroskop je zařízení, které měří úhlovou rychlost kolem jednotlivých os a dokáže určit svoji polohu v prostoru. Základem je setrvačnick, který se s minimálním třením otáčí v ložiskách. Gyroskopem může být jakékoliv těleso schopné zachovat svoji osu rotace díky

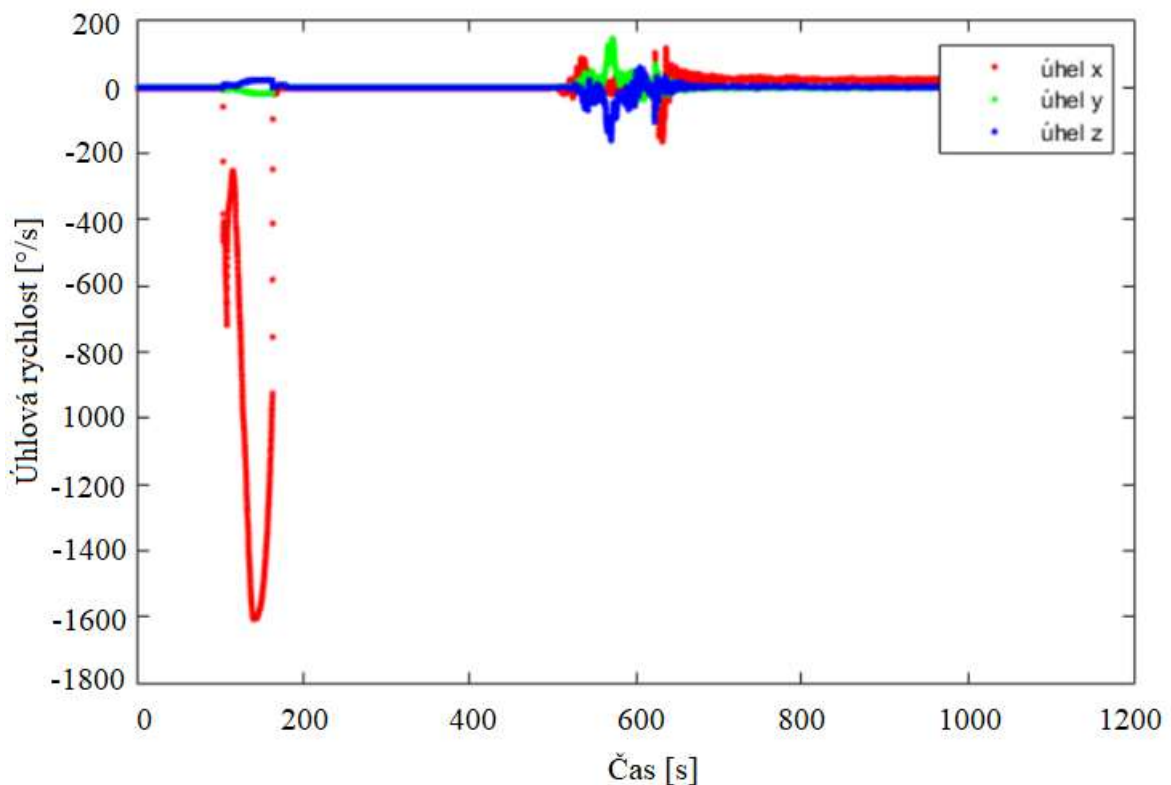
momentu setrvačnosti. Ke gyroskopickému efektu dochází tehdy, když je hmotnost setrvačnicku soustředěná po obvodu. Jako gyroskop můžeme tedy brát i pouhé kolo u bicyklu. Používá se výhradně pro různé navigace, například u letadel a balistických raket. [24]

Gyroskop MPU6000, dle dokumentace výrobce [18], je schopen měřit úhlovou rychlost v rozsahu až $\pm 2\,000$ °/s (dps).

Na obrázku 27 je graf extrapolovaných dat získaných z gyroskopu. Přístroj měl nastaven rozsah měření úhlové rychlosti $\pm 1\,000$ °/s. Měření je v tomto rozsahu hodnot přesnější, ale při vzletu rakety došlo k saturaci hodnot v ose x . Data na obrázku, které překračují hodnotu $\pm 1\,000$ °/s jsou dopočítány pomocí extrapolace v Matlabu se stejnou chybou, která je popsána u extrapolace akcelerometru v kapitole 4.4.1.

Z grafu je zřejmé, že při startu rakety je v ose x velká úhlová rychlost, která dosahuje hodnoty až $-1\,607,436$ °/s. Raketa má v ose x velkou úhlovou rychlost kvůli gyroskopické stabilizaci letu. Díky rotaci je možné stabilizovat let rakety a dosáhnout tak přesnější dráhy. Stejně stabilizace se využívá také u projektilů střelných zbraní, které při výstřelu rotují.

Po dosažení stavu beztlíže je raketa ve fázi pozorování hvězd a nerotuje kolem žádné osy. Při návratu do atmosféry můžeme pozorovat rotaci ve všech třech osách a při následném řízeném dopadu rakety na padáku, již vidíme pouze mírnou rotaci v ose x . V poslední fázi grafu je dopad do moře a pak téměř nulová úhlová rychlost ve všech třech osách.



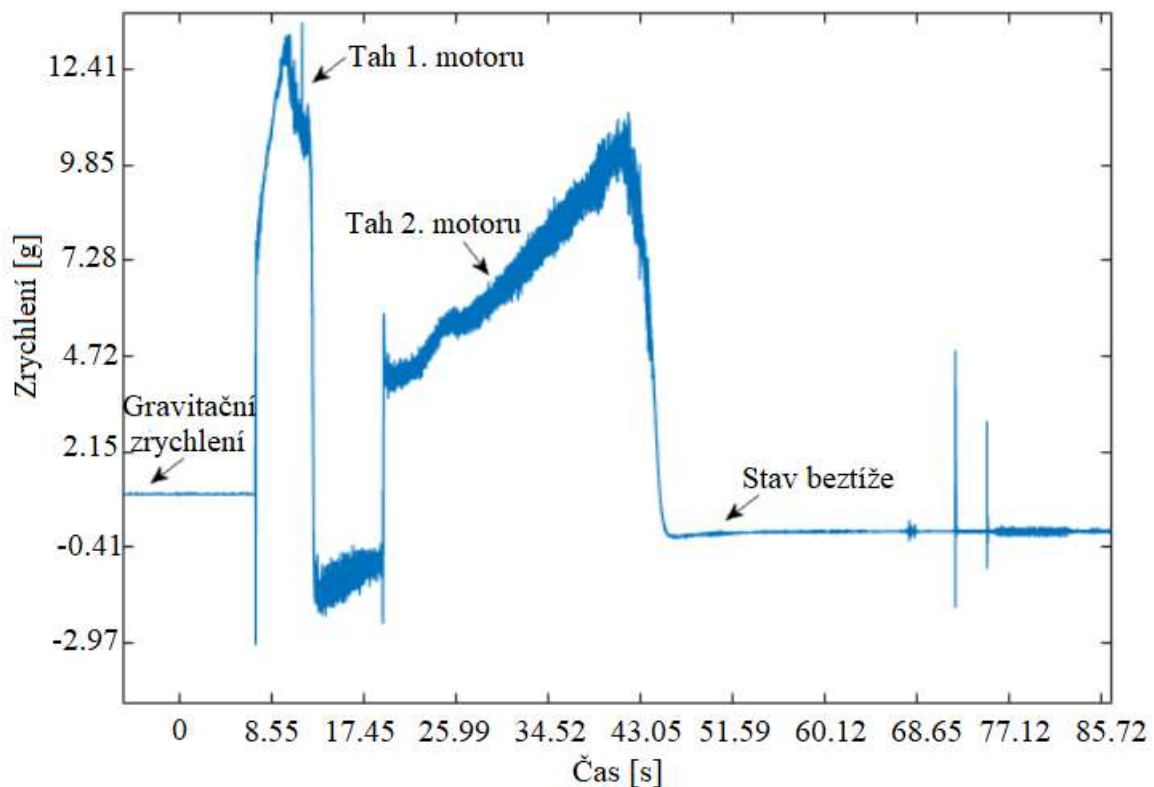
Obr. 27: Úhlová rychlost gyroskopu s extrapolací

4.6 Srovnání výsledků s hodnotami z palubního počítače

V této kapitole jsou popsány hodnoty přímo z palubního počítače rakety, které byly zaslány z USA a umožňují nám přesnější analýzu dat v saturaci.

Na obr. 28 jsou uvedena přesná data zrychlení z jednotlivých fází letu rakety. V první části stojí raketa na rampě a působí na ni v této ose pouze gravitační zrychlení, které má zde hodnotu 255. Ke konci grafu je označen stav beztlíže, kdy na raketu nepůsobí žádné zrychlení a palubní počítač udává hodnotu 216. Nyní můžeme zjistit rozdíl hodnot mezi zrychlením 0 g a 1 g, který je 39 (tato hodnota reprezentuje zrychlení 1 g).

Dále je zobrazen tah 1. motoru, který v nejvyšším bodě dodal raketě zrychlení o hodnotě 750, což odpovídá zrychlení 13,69 g. Tato hodnota vypovídá o tom, že pokud bychom zvolili menší citlivost našeho akcelerometru MPU6000 pro měření rozsahu ± 16 g, nedošlo by k jeho saturaci. Dále z této hodnoty můžeme usoudit, že chyba výpočtů pomocí extrapolace je vcelku významná. Rozdíl maximálních hodnot z palubního počítače a hodnot získaných extrapolací je 2,61 g. Pro tyto přesné hodnoty již souhlasí výpočty s informacemi uvedenými ve zdroji [22].

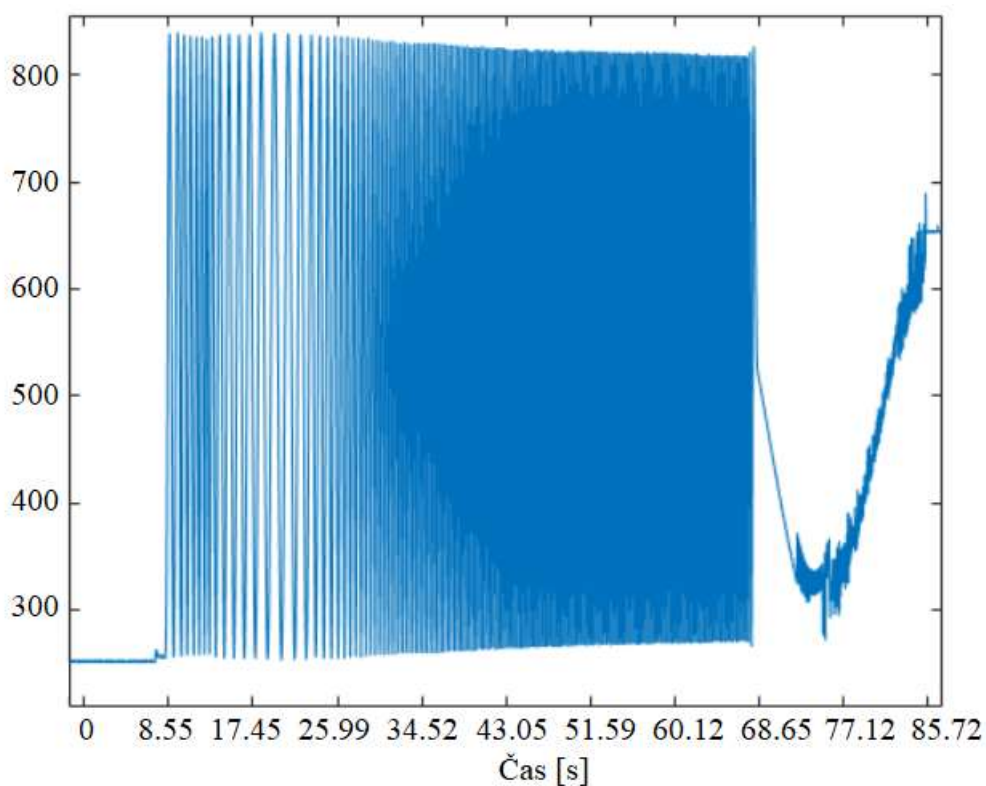


Obr. 28: Akcelerometrická data z palubního počítače

Na obr. 29 je vygenerován graf z hodnot magnetometru pro zjištění přesné informace o rotaci kolem osy x . Zde je zobrazena část, kdy raketa dosahuje nejvyšší rotace při gyroskopickém řízení letu. Při přiblížení jednotlivých pulzů získáme informaci o jejich periodě T (0,1195 s) a z té lze snadno vypočítat frekvence (8,37 Hz). Když známe frekvenci pulzů, můžeme již vypočítat úhlový kmitočet ze vztahu (5).

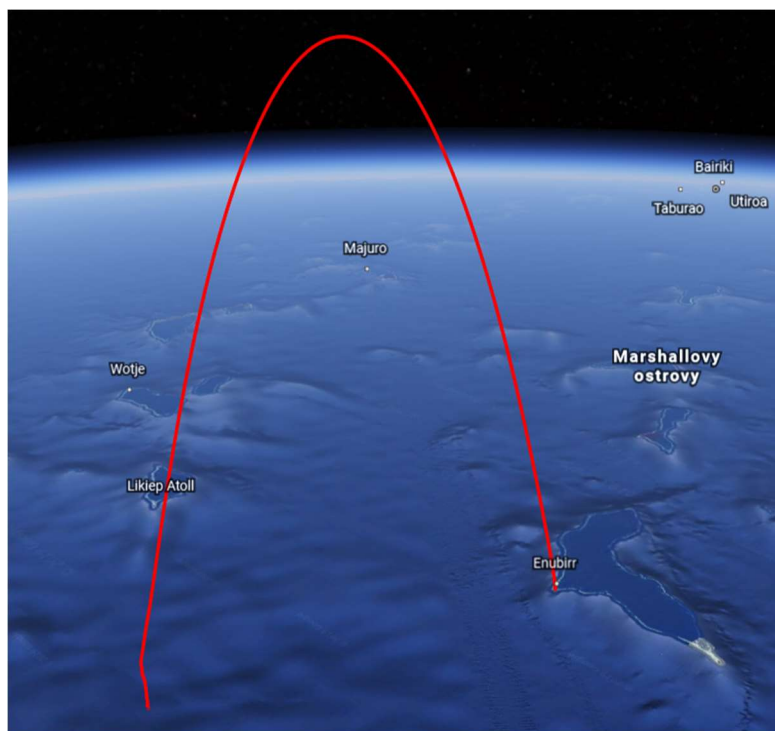
$$\omega = 2 \cdot \pi \cdot f \quad (5)$$

Takto vypočtený úhlový kmitočet v našem případě vychází 52,58 rad/s, tj. po převodu 3 012 °/s. To je hodnota daleko větší, než rotace, která vyšla pomocí metody extrapolace.



Obr. 29: Výřez dat z magnetometru

Z poskytnutých dat z GPS navigace bylo možné pomocí kml souboru v mapě zrekonstruovat trajektorii letu rakety, která je zobrazena na obr. 30. Start rakety byl proveden na Marshallových ostrovech, z atolu Kwajalein. Raketa se dostala parabolickým letem do výšky 205 km a začala padat do moře. Před pádem je hezky vidět změna tvaru paraboly a dopad rakety pomocí padáku téměř kolmo do moře. Místo nálezů se nacházelo 155 km od atolu Kwajalein.



Obr. 30: Vykreslení trajektorie letu rakety z dat GPS

4.7 Zhodnocení výsledků

Z dat získaných z akcelerometru je provedena extrapolace a výpočet přibližné výšky, které raketa dosáhla při jednotlivých fázích letu. Metodou extrapolace bylo vypočteno přibližné maximální zrychlení 16,3 g a výška rakety při dohoření 2. motoru 53 581 m. V porovnání s přesnějšími daty z palubního počítače byly zjištěny tyto přesné hodnoty: maximální zrychlení 13,69 g a výška rakety při dohoření 2. motoru je 50 km. V práci není přesný výpočet trajektorie letu rakety z akcelerometru, protože by byl velmi nepřesný. Potřebovali bychom znát přesné místo odpalu, kalibrační nastavení senzoru a spoustu dalších veličin, které jsou nezbytně nutné k přesnému získání trajektorie letu rakety. K tomuto účelu posloužily data z USA se záznamem z GPS navigace. Trajektorie letu je vykreslena na obr. 30.

Z gyroskopických dat je zřejmé, že byla použita gyroskopická stabilizace letu. Pomocí extrapolace byly opět zjištěny přibližné hodnoty úhlové rychlosti otáčení rakety po celou dobu letu. Při letu rakety byla extrapolací dat z MPU6000 spočtena přibližná maximální dosažená úhlová rychlost, která je rovna $-1\,607,44\text{ }^\circ/\text{s}$. Při analýze dat z magnetometru palubního systému rakety bylo pomocí vztahu (5) spočítáno, že rotace rakety je $-3\,012\text{ }^\circ/\text{s}$. Maximální měřitelná rotace pomocí gyroskopu byla $\pm 2\,000\text{ }^\circ/\text{s}$, to znamená, že ani při snížení citlivosti by nám měřící rozsah tohoto přístroje nestačil.

MPU6000 nebyl navržen pro náročné podmínky při vzletu rakety a výrobce negarantuje schopnost provozu. Z výše uvedených dat je ale zřejmé, že akcelerometr i gyroskop měřily data spolehlivě po celou dobu letu kromě okamžiků v saturaci. Tuto skutečnost dokazuje, že při řízeném sestupu na padáku a následně po dopadu rakety do moře oba senzory dále měřily reálná data a tím potvrdily, že jejich funkce nebyla ovlivněna. To znamená, že výsledek této části mise byl úspěšný a MPU6000 může sloužit jako ekonomická varianta pro použití na satelitu CubeSat pro přibližné počítání rotace a prostorové orientace satelitu.

Závěr

Předmětem uvedené bakalářské práce bylo zpracovat a analyzovat data z letu sondážní rakety. Technologie certifikované pro použití ve vesmíru jsou finančně velice náročné a často velmi málo dostupné pro malé odběratele nebo podléhají vývozním restrikcím. Podstatou řešení této práce bylo ověřit ekonomickou alternativu jednotlivých senzorů pro použití ve vesmíru při nízkonákladových misích malých satelitů a sondážních raket. Ačkoliv všechny použité komponenty nejsou uzpůsobeny pro podmínky startu rakety a pro použití ve vesmíru, tak touto testovací misí úspěšně prošly a jsou nadále funkční i po přistání rakety do moře.

První část práce se zaměřovala na zpracování dat z palubní kamery Ximea MQ013CG s objektivem ThorLabs MVL50M23. Úkolem této části bylo upravit přijaté snímky tak, aby bylo možné rozlišit silné i některé slabší hvězdy od šumu a potvrdit tak zacílení českých teleskopů na mlhovinu Vela. Byla provedena zejména kompenzace temného proudu, redukce šumu v obraze a sloučení dílčích snímků do výsledné fotografie. Tato část úlohy byla splněna a je možné potvrdit, že zacílení českých teleskopů je správné. Zpracováním snímků z kamerového systému bylo dosaženo rozpoznávání hvězd až s magnitudou 8 a je zde prostor ještě pro další zvýšení citlivosti kamerového systému. Zvýšení citlivosti by bylo možné dosáhnout dodatečným pořízením většího množství temných snímků v laboratorních podmínkách při regulované teplotě a jejich následným využitím pro dokonalejší kompenzaci temného proudu obrazového snímáče. To v práci není provedeno, protože palubní kamera se momentálně nachází v USA a nebyla ještě dopravena do České republiky.

V druhé části práce byla provedena analýza dat z maticového IR snímáče Panasonic AMG88, který by mohl být perspektivní pro systém jednoduchého určení prostorové orientace malých satelitů vůči tělesu Země. V těchto datech jsou zachyceny teploty z vnitřní části přístrojové sekce po celou dobu letu a několik minut byl částečně snímán i volný vesmír po otevření krytu přístrojové sekce. V datech lze identifikovat charakteristické části letu rakety: zahřívání při startu, otevření vědecké sekce pro pozorování hvězd, následný návrat atmosférou a chladnutí po dopadu do moře. IR snímáč vydržel náročné podmínky startu rakety, nepoškodil se ani při otevření vědecké sekce při snímání teplot samotného chladného vesmíru a přežil náraz rakety o vodní hladinu při řízeném sestupu na padáku. Během vystavení teplotám volného vesmíru si snímáč bohužel neporadil s extrémním rozdílem teplot mezi teplým pláštěm rakety a studeným vesmírem a došlo k přetečení číselného vyjádření teplot. Přesné příčiny takového chování senzoru neznáme, bylo by jej potřeba

dále analyzovat při laboratorních pokusech. Tato analýza v práci není, protože stejně jako palubní kamera se snímač nachází stále v USA. Byla pouze provedena korekce při přetečení rozsahu o velikosti poloviny číselného rozsahu senzoru a tím získány teploty, které mohly být fyzikálně reálné při pozorování pláště rakety i volného vesmíru v zorném poli senzoru. I přes přetečení rozsahu lze tvrdit, že je snímač možné použít jako ekonomickou verzi pro rozpoznávání prostorové orientace ve vesmíru vůči Zemi, kdy je senzor schopen rozlišit chladné a teplé objekty. Mohl by být použit jako doplňkové zařízení pro rozpoznávání orientace na satelitu CubeSat po dalším důkladném prozkoumání jeho funkce při pozorování velkého rozdílu teplot v zorném poli.

V poslední části práce jsou zpracována data z obvodu InvenSense MPU6000, který obsahuje 3-osý akcelerometr a gyroskop. Z dat akcelerometru byly v práci rozpoznány všechny klíčové fáze letu rakety a byla za pomoci extrapolace vypočítaná přibližná dráha rakety v prvních fázích letu. Po dohoření 2. motoru byla vypočítána výška 53 581 m nad Zemí a nejvyšší dosažené zrychlení 16,3 g. Pomocí dat z palubního počítače jsme byli schopni získat přesná data o zrychlení (13,69 g) a výšce rakety (50 km). Z této hodnoty zrychlení vyplývá, že při použití vyššího rozsahu senzoru MPU6000 a nižší citlivosti by nedošlo k saturaci jeho akcelerometru. Z akcelerometrických dat je dále v práci vypočten náklon rakety ve všech třech osách během stání na startovací rampě. To například hovoří o tom, že raketa na rampě nebyla vystřelena kolmo pod úhlem 90° , ale byla mírně nakloněná a odstartovala pod úhlem 80° . Trajektorie letu rakety není vypočtena, protože z dat, která máme k dispozici, by tato trajektorie byla opravdu velmi nepřesná vzhledem k saturaci senzorů a chybějící kalibraci. Trajektorie byla doplněna za pomoci dat z GPS navigace. Nicméně akcelerometr svůj účel v misi splnil. Máme přibližnou představu o rychlosti a dráze rakety. Gyroskopická data nám ukazují úhlovou rychlost v jednotlivých osách. Ve zpracování je vidět, že při vzletu se raketa velmi rychle otáčí kolem osy x. To je způsobeno gyroskopickou stabilizací letu. Akcelerometr i gyroskop nám tedy přinesly další informace o letu rakety. Dalším úspěchem je také to, že MPU6000 vydržel měřit hodnoty spolehlivě po celou dobu letu, přežil tedy podmínky raketové mise a je možné o něm uvažovat i do mise malého satelitu.

Uvedené úkoly se podařilo splnit a všechny použité senzory naplnily očekávání i přes vystavení podmínkám raketové mise, na které nebyly výrobcem nijak uzpůsobeny. Tudíž jsou vhodné pro použití jako ekonomická alternativa pro podobné krátkodobé suborbitální mise nebo pro vesmírné mise malých satelitů typu CubeSat. Pro dlouhodobou misi v malém

satelitu je také důležitá radiační odolnost senzorů, která se při krátké misi suborbitální rakety nemusí projevit.

Seznam literatury a informačních zdrojů

- [1] VERTAT, Ivo a Pavel FIALA. Compensation of Industrial CMOS Camera and Image Enhancement for Sounding Rocket Astrophysical Experiments. In: *2018 International Conference on Applied Electronics (AE)* [online]. IEEE, 2018, 2018, s. 1-5 [cit. 2019-06-06]. DOI: 10.23919/AE.2018.8501462. ISBN 978-8-0261-0722-4. Dostupné z: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8501462/>
- [2] CHRISTE, Steven, Ben ZEIGER, Rob PFAFF a Michael GARCIA. Introduction to the Special Issue on Sounding Rockets and Instrumentation. *Journal of Astronomical Instrumentation* [online]. 2016, 05(01) [cit. 2019-06-06]. DOI: 10.1142/S22511716020013. ISSN 2251-1717. Dostupné z: <http://www.worldscientific.com/doi/abs/10.1142/S22511716020013>
- [3] The WRX-R Space Geeks Bunch of Space Rocket Launch 2017 [McEntafferGroup]. In: *Twitter* [online]. [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://twitter.com/mcentaffergroup?lang=cs>
- [4] Ximea. *Ximea* [online]. 2019 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://www.ximea.com/en/products/cameras-filtered-by-sensor-types/mq013cg-e2>
- [5] Thorlabs. *Thorlabs* [online]. 2019 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://www.thorlabs.com/thorproduct.cfm?partnumber=MVL50M23>
- [6] Víme, proč máte na fotkách ošklivý šum. Jak pracuje snímací čip v digitálu. *IDNES.cz* [online]. 2007 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: https://www.idnes.cz/technet/audio-foto-video/vime-proc-mate-na-fotkach-osklivy-sum-jak-pracuje-snimaci-cip-v-digitalu.A070625_094646_tec_foto_jlb
- [7] *Současné možnosti v pořizování a zpracování produktových fotografií*. Plzeň, 2014. Bakalářská práce. Západočeská univerzita v Plzni. Vedoucí práce Mgr. Petr Simbartl.
- [8] Šum v digitální fotografii. *FotoAparát.cz* [online]. 2004 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://www.fotoaparar.cz/clanek/323/sum-v-digitalni-fotografii-7193/>
- [9] Noise in Image Sensors. *R.I. Hornsey, University of Waterloo* [online]. 2008, 86 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://ece.uwaterloo.ca/~ece434/Winter2008/Noise.pdf>
- [10] How to measure the Fixed-Pattern Noise in Dark or DSNU (1). *Harvest imaging* [online]. 2011 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <http://harvestimaging.com/blog/?p=814>
- [11] Temný proud. *OptiXs* [online]. 2019 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z:

- <https://www.optixs.cz/slovník-17/temny-proud-84s>
- [12] Fotomobily: snímací čipy CMOS vs. CCD. *Digimanie* [online]. 2009 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://www.digimanie.cz/fotomobily-snimaci-cipy-cmos-vs-ccd/2885>
- [13] Krystalová porucha. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2019 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Krystalov%C3%A1_porucha
- [14] AeroCube - OCSD. *EoPortal Directory* [online]. 2015 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aerocube-ocsd>
- [15] AMG8834. *Farnell* [online]. 2016 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://cz.farnell.com/panasonic-electronic-components/amg8834/temperature-sensor-ir-3deg-c-module/dp/2576420>
- [16] AMG8834 Datasheet. *Farnell* [online]. 2016 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: http://www.farnell.com/datasheets/2058257.pdf?_ga=2.82424022.1775716076.1559853822-116186695.1542641945
- [17] *Studium teplotních parametrů nanostrukturovaného senzoru pro detekci IR* [online]. Brno, 2016 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=127829. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Ing. Vojtěch Svatoš.
- [18] MPU-6000 and MPU-6050, Product Specification. *InvenSense* [online]. 2013 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: https://store.invensense.com/datasheets/invensense/MPU-6050_DataSheet_V3%204.pdf
- [19] *Inerciální měřicí jednotka, zpracování dat ze senzorů* [online]. In: . Brno: Vysoké učení technické v Brně, s. 9 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: http://www.urel.feec.vutbr.cz/~sebestaj/MRAR/MRAR_L_CZ02.pdf
- [20] Jak pracují nové 3D MEMS akcelerometry Freescale ?. *Vývoj.HW.cz* [online]. 2007 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://vyvoj.hw.cz/soucastky/jak-pracuji-nove-3d-mems-akcelerometry-freescale.html>
- [21] Introduction to the Special Issue on Sounding Rockets and Instrumentation. *ArXiv* [online]. 2016 [cit. 2019-06-09]. Dostupné z: <https://arxiv.org/pdf/1602.02333.pdf>

- [22] Určování trajektorie z akcelerometrického měření. *Silnice Železnice* [online]. 2010, 6 [cit. 2019-06-07]. Dostupné z: <http://www.silnicezeleznice.cz/UserFiles/files/SZ/2010/trajektorie15-20.pdf>
- [23] Using An Accelerometer for Inclination Sensing. *Digi-Key electronics* [online]. 2011 [cit. 2019-06-07]. Dostupné z: <https://www.digikey.com/en/articles/techzone/2011/may/using-an-accelerometer-for-inclination-sensing>
- [24] Co je gyroskop. *Gyroskopy* [online]. 2017 [cit. 2019-06-07]. Dostupné z: <http://www.gyroskopy.cz/?co-je-gyroskop,2>

Přílohy

Příloha A – Veškeré programy a výsledná data jsou přiložena na CD.