

UNIVERZITA PARDUBICE
Fakulta elektrotechniky a informatiky

Analyzátor letu modelu rakety
Miroslav Kocanda

Bakalářská práce
2013

Univerzita Pardubice
Fakulta elektrotechniky a informatiky
Akademický rok: 2012/2013

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení: **Miroslav Kocanda**
Osobní číslo: **I09028**
Studijní program: **B2612 Elektrotechnika a informatika**
Studijní obor: **Komunikační a mikroprocesorová technika**
Název tématu: **Analyzátor letu modelu rakety**
Zadávající katedra: **Katedra elektrotechniky**

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

Raketové modelářství se těší stále větší oblibě jak mezi amatérskou tak sportovní veřejností, nejen u nás, ale hlavně ve světě. Při honbě za lepšími výsledky je dobré znát možnosti svého modelu jak po konstrukční tak po motorové stránce, aby bylo možné co nejlepší nastavení parametrů ovlivňující výsledek. Let modelu je ovlivněn velkým množstvím různých vlivů a některé z nich je těžko možné předem odhadnout, ale mohou negativně ovlivnit dosažené výsledky. Průběh letu je většinou nastavován předem pomocí elektronických nebo pyrotechnických časovačů, pro dosažení optimálního výsledku ale nemusí být tato metoda příliš spolehlivá, lepší jsou metody založené na kontrole letu na základě vyhodnocení jednotlivých fází letu, což je obzvláště důležité u obřích modelů. Úkolem bakalářské práce je návrh zařízení schopného zaznamenávat a vyhodnocovat průběh letu a na základě zjištěných informací adekvátně reagovat, například vypustit návratové zařízení. Teoretická část práce se bude popisovat základní problematiku letu modelu rakety, dále pak přehled měřitelných veličin se základním popisem principu jejich měření a vyhodnocení.

Praktická část bude obsahovat praktickou realizaci modulu schopného měřit vybrané veličiny (výšku, rychlost, zrychlení, náklon) Zařízení bude měřené veličiny ukládat pro pozdější zpracování a bude mít minimálně 2 logické výstupy pro připojení vypouštění padáku.

Rozsah grafických prací:

Rozsah pracovní zprávy:

Forma zpracování bakalářské práce: **tištěná/elektronická**

Seznam odborné literatury:

<http://www.freescale.com/webapp/sps/site/overview.jsp-nodeId=0112691118>

<http://en.wikipedia.org/wiki/Accelerometer>

www.analog.com

www.atmel.com

Vedoucí bakalářské práce:

Ing. Pavel Rozsival

Katedra elektrotechniky

Datum zadání bakalářské práce:

21. prosince 2012

Termín odevzdání bakalářské práce:

10. května 2013



prof. Ing. Simeon Karamazov, Dr.
děkan



L.S.



Ing. Zdeněk Němec, Ph.
vedoucí katedry

V Pardubicích dne 29. března 2013

Prohlášení autora

Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracoval samostatně. Veškeré literární prameny a informace, které jsem v práci využil, jsou uvedeny v seznamu použité literatury.

Byl jsem seznámen s tím, že se na moji práci vztahují práva a povinnosti vyplývající ze zákona č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména se skutečností, že Univerzita Pardubice má právo na uzavření licenční smlouvy o užití této práce jako školního díla podle § 60 odst. 1 autorského zákona, a s tím, že pokud dojde k užití této práce mnou nebo bude poskytnuta licence o užití jinému subjektu, je Univerzita Pardubice oprávněna ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které na vytvoření díla vynaložila, a to podle okolností až do jejich skutečné výše.

Souhlasím s prezenčním zpřístupněním své práce v Univerzitní knihovně.

V Pardubicích dne 23. 5. 2013

Miroslav Kocanda

Poděkování

Chtěl bych poděkovat Ing. Pavlu Rozsivalovi za vedení mé práce, řadu užitečných připomínek při konzultacích. Dále bych rád poděkoval všem, kteří mě podporovali nejen ve studiu, ale i v osobním životě.

Anotace

Teoretická část obsahuje popis modelu rakety a dále základní problematiku letu rakety, např. fáze letu rakety, stabilizace letu a možnosti vypuštění návratového zařízení. Také obsahuje popis měřitelných veličin, např. výšky, zrychlení, rychlosti, náklonu a způsoby jejich měření. Praktická část práce se zabývá návrhem zařízení pro modelářské rakety schopného měřit vybrané veličiny. Na základě údajů z čidel má zařízení reagovat a vypustit padák. Celý proces řídí mikroprocesor a data jsou ukládána do paměti.

Klíčová slova

Analyzátor letu, akcelerometr, gyroskop, barometr, mems, fram, mikrokontrolér

Title

Flight analyzer for a model rocket

Annotation

The theoretical part includes a model rocket description and the basic issues of the rocket flight, such as the rocket flight phases, the flight stabilization and the possibilities of launching the return device. It also contains a description of measurable quantities, such as the altitude, the acceleration, the speed, the angle and their measurement methods. The practical part of this thesis deals with the device proposal for model rockets capable of measuring the selected quantities. On the basis of the data from the sensors the device is supposed to react and to release the parachute. The whole process is controlled by a microprocessor and the data are saved into the memory.

Keywords

Flight analyzer, accelerometer, gyroscope, barometer, mems, fram, microcontroller

Obsah

Seznam zkratk	8
Seznam obrázků	9
Úvod	10
1 Základní problematika letu	11
1.1 Popis modelu	11
1.2 Fáze letu rakety.....	11
1.3 Stabilizace letu.....	14
1.4 Vypuštění návratového zařízení	15
2 Měřitelné veličiny - Zrychlení	17
2.1 Akcelerometr	18
2.1.1 Druhy akcelerometrů	18
2.1.2 Měření zrychlení, struktura MEMS akcelerometru.....	18
3 Měřitelné veličiny - Rychlost	21
3.1 Měření rychlosti.....	21
3.1.1 Pitotova trubice.....	21
3.1.2 Inerciální způsob - Akcelerometr	22
4 Měřitelné veličiny - Výška	24
4.1 Teoretický výpočet výšky letu rakety.....	24
4.2 Měření výšky	25
4.2.1 Metoda se zaměřovacím přístrojem.....	26
4.2.2 Elektronické barometrické výškoměry	27
4.2.3 Inerciální způsob – akcelerometrem.....	29
5 Měřitelné veličiny - Náklon	30
5.1 Gyroskop	30
5.1.1 Druhy gyroskopů	30
5.1.2 Měření náklonu.....	30
6 Volba součástek pro analyzátor letu	33
6.1 ATMEGA8L-8AU	33
6.1.1 SPI sběrnice	34
6.1.2 ISP programování	35
6.2 Barometr MPL115A1	35

6.2.1	Aplikace.....	36
6.3	Akcelerometr LIS331HH	36
6.3.1	Aplikace.....	37
6.4	Gyroskop	37
6.4.1	Aplikace.....	38
6.5	Paměť FRAM FM25V05-G	38
6.5.1	Základní parametry.....	39
6.5.2	Výhody FRAM oproti FLASH/EEPROM	39
7	Praktická realizace	41
7.1	Schéma zapojení a návrh desky.....	41
7.2	Software.....	43
7.2.1	Popis softwaru	43
7.2.2	Vývojový diagram	44
8	Naměřené výsledky.....	45
8.1	Předpokládané průběhy	45
8.2	Naměřená data	45
	Závěr	48
	Literatura	50
	Příloha A – Fotografie výsledného zařízení	52
	Příloha B – Obsah CD	53

Seznam zkratek

ASIC	Application-Specific Integrated Circuit
AVR	Advanced Virtual RISC
CG	Center of Gravity
CP	Center of Pressure
CS	Chip Select
DPS	Deska Plošného Spoje
EAGLE	Easily Applicable Graphical Layout Editor
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory
FRAM	Ferroelectric Random Acces Memory
GND	Ground
IO	Integrovaný Obvod
ISP	In System Programming
LED	Light Emitting Diode
LSB	Least Significant Bit
MEMS	Micro Electro Mechanical System
MISO	Master Input Slave Output
MOSI	Master Output Slave Input
MSB	Most Significant Bit
PWM	Pulse Width Modulation
RISC	Reduced Instruction Set Computer
SCK	Serial Clock
SMD	Surface Mount Device
SPI	Serial Peripheral Interface

Seznam obrázků

Obrázek 1 - Popis raketového modelu [1]	11
Obrázek 2 - Fáze letu rakety[1]	13
Obrázek 3 - Síly působící za letu na model [4]	14
Obrázek 4 - Metody zjištění váhového těžiště [4].....	15
Obrázek 5 - Návrat pomocí brzdící stuhy (vlevo) a návrat padákem (vpravo) [4]	15
Obrázek 6 - Základní princip MEMS akcelerometru [5]	18
Obrázek 7 - Schematicky znázorněná mechanická MEMS struktura akcelerometru [5]...	19
Obrázek 8 - 3D struktura akcelerometru (měření zrychlení v osách X, Y, Z) [5].....	19
Obrázek 9 - Elektrická struktura MEMS akcelerometru [5]	20
Obrázek 10 - Princip Pitotovy trubice [10]	22
Obrázek 11 - Numerická integrace [9]	23
Obrázek 12 - Vztah mezi atmosférickým tlakem a výškou.....	25
Obrázek 13 - Přístroj pro měření výšek [3]	26
Obrázek 14 - Měření výšky zaměřováním [2].....	26
Obrázek 15 - Závislost tlaku na nadmořské výšce	28
Obrázek 16 - Konstrukce MEMS barometrů [5]	28
Obrázek 17 - Možnosti snímání náklonu [7].....	31
Obrázek 18 - Zjednodušená struktura MEMS gyroskopu [7]	31
Obrázek 19 - Příklad funkce struktury gyroskopu při rotaci [7]	32
Obrázek 20 - ATMEGA8L [14]	33
Obrázek 21 – Ukázka propojení více zařízení SPI sběrnici [13].....	34
Obrázek 22 - Princip komunikace SPI sběrnice [13]	35
Obrázek 23 - ISP konektor [14].....	35
Obrázek 24 - Barometr MPL115A1 [8]	36
Obrázek 25 - Blokové schéma MPL115A1 [8].....	36
Obrázek 26 - Akcelerometr LIS331HH [8].....	37
Obrázek 27 - Blokové schéma LIS331HH [8]	37
Obrázek 28 - Gyroskop L3G4200D [8].....	38
Obrázek 29 - Blokové schéma gyroskopu L3G4200D [8].....	38
Obrázek 30 - Fram FM25V05-G [8]	39
Obrázek 31 - Blokové schéma FRAM [8].....	39
Obrázek 32 - Schéma zapojení - analyzátor letu modelářské rakety.....	42
Obrázek 33 - Vrstva TOP	43
Obrázek 34 - Vrstva BOTTOM.....	43
Obrázek 35 - Vývojový diagram programu.....	44
Obrázek 36 - Předpokládané průběhy (výška-y, rychlost-v, zrychlení-a) [1]	45
Obrázek 37 - Vyhodnocená data z akcelerometru.....	46
Obrázek 38 - Vyhodnocená data z gyroskopu.....	46
Obrázek 39 - Vyhodnocená data z barometru	47

Úvod

Raketové modelářství u nás není zrovna běžným koníčkem, ale i přesto se najde několik nadšenců věnujících se této činnosti, ať již rekreačně či sportovně. V dnešní době je trendem všechno vylepšovat za účelem dosažení dokonalejších výsledků, to platí i v raketovém modelářství. Proto je dobré znát parametry svého modelu jak po stránce konstrukční, tak po stránce motorové. Let modelu není ve vzduchu nijak ovládán a proto je důležité model správně připravit na let, např. vyvážením. V průběhu letu může být model řízen pyrotechnickými nebo elektronickými časovači, tento způsob ale nemusí být vždy spolehlivý a proto je výhodnější použít metody založené na sledování a vyhodnocení fázi letu rakety.

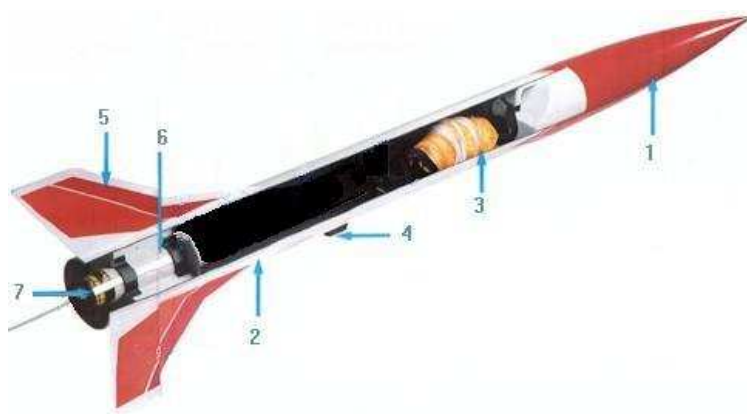
Úkolem bakalářské práce bylo navrhnout zařízení, tzv. analyzátor letu, který je schopný měřit výšku, zrychlení, rychlost a náklon rakety a následně data vyhodnocovat a ukládat do paměti. Zařízení musí umět rozpoznat, kdy má vypustit návratové zařízení. Analyzátor je umístěn uvnitř trupu rakety. O celý proces se stará mikroprocesor. První kapitola se zabývá problematikou raketového modelářství. Obsahuje základní informace, jako je popis raketového modelu, dále pak pojednává o základní problematice letu, jako jsou fáze letu rakety, stabilizace modelu a vypuštění návratového zařízení. Další tři kapitoly jsou zaměřeny na měřitelné veličiny. Druhá kapitola se zabývá zrychlením. Nejdříve jeho fyzikální podstatou a poté způsobem, jak zrychlení měřit. Jsou zde základní informace o akcelerometru, druhy akcelerometrů, dále princip zjištění zrychlení na základě kapacitního akcelerometru a popis struktury MEMS akcelerometru. Ve třetí kapitole se práce zabývá rychlostí. Opět je zde nastíněna fyzikální podstata a dále způsoby měření. Nejprve je popsána Pitotova trubice a poté výpočet rychlosti z naměřených hodnot zrychlení. Čtvrtá kapitola pojednává o výšce, její součástí je také ukázka teoretického výpočtu výšky rakety. Tato část dále zahrnuje měření dostupy na soutěžích, ale i určení výšky na základě barometrického čidla a akcelerometru. Pátá kapitola se zabývá náklonem. Popisuje gyroskop, zabývá se fyzikální podstatou úhlové rychlosti, měřením náklonu a strukturou MEMS gyroskopů. V šesté kapitole je popsán výběr vhodných součástí pro analyzátor letu a jsou zde popsány základní vlastnosti těchto součástí. Sedmá kapitola pojednává o realizaci výsledného zařízení. Je zde rozebrán návrh schématu zapojení, návrh desky a software. V osmé kapitole jsou vloženy naměřené výsledky.

1 Základní problematika letu

1.1 Popis modelu

„Raketový model“ je létající model, který vzlétá bez využití aerodynamického vztlaku k překonání zemské přitažlivosti. Je poháněn raketovým motorem, obsahuje zařízení pro bezpečný návrat všech jeho částí na zem. Je zhotoven převážně z nekovových dílů a musí být schopen více jak jednoho letu. [1]

Typický model se skládá z několika základních částí (obrázek 1), které svými parametry mohou ovlivnit let. Hlavice je volně vyjímatelná a navržena tak, aby zlepšovala aerodynamické vlastnosti rakety, tzn. minimální čelní odpor při letu. Hlavice bývá nejlépe dřevěná a není nutné za každou cenu u ní snižovat hmotnost. Těžší hlavice totiž zajišťuje větší stabilitu letu a díky tomu lze použít menší stabilizátory. Uvnitř hlavice se může nacházet užitečná vyvažovací zátěž. Nejvýhodnější tvar hlavice je parabolický typ, který má nejmenší koeficient odporu. Trup je tenkostěnná trubka, má být co nejlehčí a přitom pevný a teplotně odolný. Některé součásti modelu mohou být uloženy uvnitř trupu, např. návratové zařízení a motor. Návratové zařízení slouží k bezpečnému sestupu, aby nedošlo ke zničení modelu při srážce s terénem. Návratovým zařízením může být padák nebo nejjednodušeji dlouhá stuha (streamer), která dostatečně zpomalí pád. Vodítko, jehož tvar je trubičkový, slouží při startu k vedení rakety po rampě. Stabilizátory slouží ke stabilizaci letu po odpoutání od rampy, nachází se na zadním konci trupu. Motorové lože přidrží motor a jeho funkcí je přenos tahu motoru na model, tudíž musí být odolné vůči síle motoru. Pro pohon modelu se využívá vysokotlaký motor, který má tah mnohonásobně vyšší než je hmotnost rakety. Raketový motor fungující na principu akce a reakce je „srdcem“ rakety. Jeho výkon určuje dostup rakety.[3][4]



- 1 - Hlavice
- 2- Trup
- 3 - Návratové zařízení
- 4 - Vodítko
- 5 - Stabilizátory
- 6 - Raketový motor

Obrázek 1 - Popis raketového modelu [1]

1.2 Fáze letu rakety

Létání s modelem rakety je odlišné oproti létání s modelem letadla. Raketa totiž nepřekonává vztlak nosnými plochami, ale pomocí tahu raketového motoru. Tudíž nelétá vodorovně, nýbrž pod určitým úhlem. Kvůli bezpečnosti a dosažení maximální výšky

model startuje pod úhlem 90° vzhledem k základně. Pod tímto úhlem také model dopadá nedaleko od své startovací základny. Maximální povolená odchylka startovací rampy od svislé osy je 30° , raketa tedy může startovat nejméně pod úhlem 60° . Let se rozděluje do několika fází (Obrázek 2).

Zážeh je první fáze letu, při které dojde k zapálení palníku raketového motoru. Zážeh může být proveden pomocí zápalnice nebo z hlediska bezpečnosti a kontroly nad startem modernějším způsobem elektricky.

Ve druhé fázi model opouští startovací rampu. V prvních okamžicích letu je rychlost poměrně malá a stabilizátory se prozatím téměř neuplatňují. Motor však pracuje naplno, takže je velice důležité, aby byl model veden po rampě až do té doby, než dosáhne dostatečné rychlosti. Stabilizátory potom mají lepší účinnost. Délka rampy je různá pro jednotlivé modely, bývá dlouhá zhruba 1 metr.

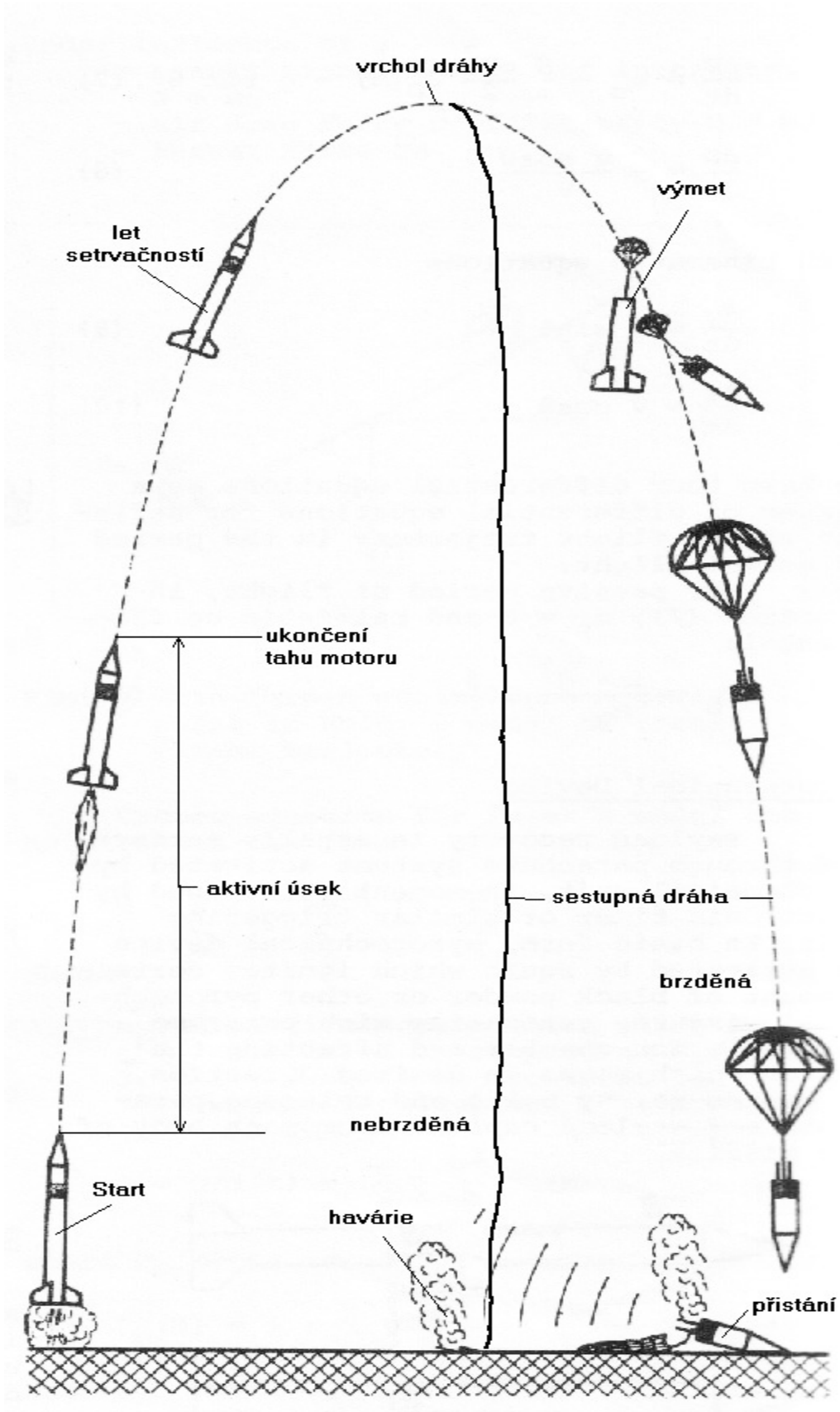
Další fází je okamžik, kdy dojde k vyhoření pohonné hmoty a ukončí se tah motoru. Zde má model největší rychlost. Tato rychlost ovlivňuje maximální výšku letu. Do tohoto okamžiku se jedná o aktivní úsek letu.

Následující fází je okamžik od vyhoření paliva až po vypuštění návratového zařízení. Model zde pokračuje ve své dráze pouze setrvačnou silou a jeho rychlost postupně klesá.

Nejvyšší dosažený bod během letu je nazýván vrcholem nebo také „maximálním dostupem“. Ve vrcholu je ukončeno stoupání. Kdyby model stoupal kolmo, tak by se v tomto maximálním bodě na okamžik zastavil a jeho vzestupná i dopředná rychlost by se rovnala nule. Téměř vždy ale stoupá mírně šikmým směrem. To znamená, že má i určitou dopřednou rychlost, což má za následek změnu směru letu obloukem na sestup. Poté, nastává již sestupná část letu.

Sestupná část nastává po dosažení maximálního dostupu, následného klesání až po přistání. V této předposlední části letu se pomocí nálože oddělí hlavice od trupu a tím je vymeteno návratové zařízení, které zajistí brzděný pád. Bez tohoto zařízení by se model vážně poškodil a byl by při svém pádu okolí nebezpečný.

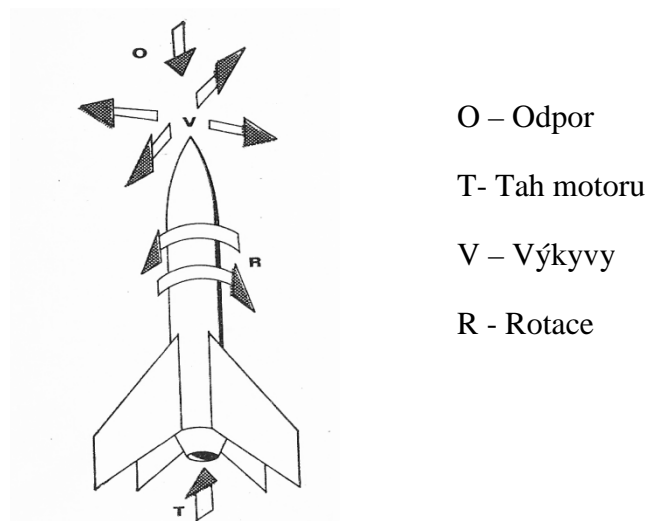
Let končí okamžikem, kdy se model dotkne země.[4]



Obrázek 2 - Fáze letu rakety[1]

1.3 Stabilizace letu

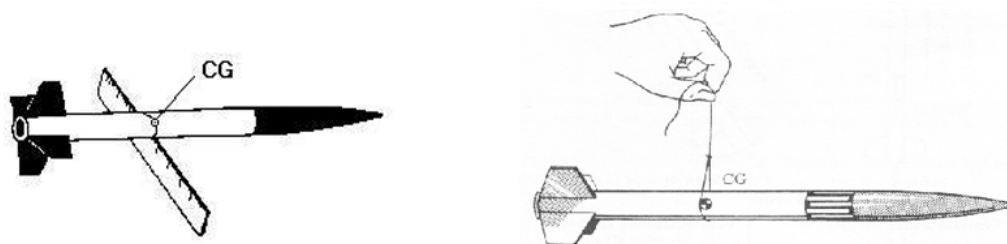
Na model rakety po odpoutání z rampy působí síly mající snahu odklonit model ze směru letu. Zdrojem těchto sil je prostředí, kterým raketa prolétá. Je třeba si uvědomit, že model během několika sekund proletí dráhu dlouhou stovky metrů ve směru téměř vertikálním, přičemž se s překonanou výškou mění síla i směr větru a proudění atmosféry je většinou turbulentní. Dalším zdrojem odchylovajících sil je asymetrie modelu, ať už prostorová nebo hmotnostní. Motor také nemusí být naprosto symetrický, nepatrná nepřesnost tvaru trysky vyvíjí boční složku vektoru tahu. V podélné ose působí na model tah motoru a opačným směrem odpor a gravitace. Kolem této osy může model rotovat buď vpravo, nebo vlevo. Znakem nestabilního letu jsou výkyvy. Stabilní model i při vychýlení vnějšími silami (např. boční vítr) musí pokračovat v přímém směru. Model rakety není nijak aktivně řízen, takže musí být nějakým vhodným způsobem stabilizován.



Obrázek 3 - Síly působící za letu na model [4]

Při startování modelu rakety je důležité, aby raketa startovala z rampy. Ta má za úkol usměrnit model tak, aby si zachoval kolmý směr až do doby získání patřičné rychlosti ke stabilnímu letu. Aby mohl po opuštění rampy pokračovat ve stabilním letu, je nutné stanovit váhové těžiště modelu a také těžiště aerodynamických sil, které se stanovuje již při návrhu a konstrukci. Váhové těžiště (označováno jako CG) je myšlený bod, ve kterém se soustřeďuje hmotnost celého modelu. Aerodynamické těžiště (CP) je bod, v němž působí síly za letu vzduchem. Pro dodržení stabilního letu je důležité, aby se váhové těžiště nacházelo nad aerodynamickým těžištěm (díky tomu bude mít raketa za letu stabilizační účinek). Vzdálenost těchto dvou těžišť je zhruba stejná jako průměr trupu. Podle sportovního řádu je modelář povinen zajistit bezpečný provoz modelu, tzn. udržet ho v přímé a předvídatelné dráze letu. To lze zajistit správným vyvážením a použitím stabilizátorů. Stabilizátory umístíme co nejvíce vzadu. Počet stabilizátorů se pohybuje v rozmezí 3-4, větší počet stabilitu nezlepší, spíše naopak. Zjištění váhového těžiště se

provádí na břítu pravítka nebo zavěšením na provázek následným posouváním, dokud není model v rovnováze (obrázek 4).

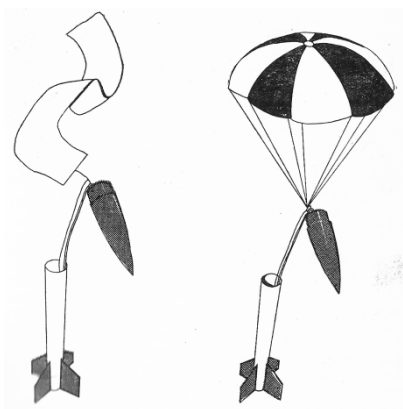


Obrázek 4 - Metody zjištění váhového těžiště [4]

Těžiště aerodynamických sil (CP) se dá zjistit také velmi snadno. Vychází se z předpokladu, že toto těžiště je shodné s plošným těžištěm. Tím pádem je CP modelu rakety totožné s geometrickým středem bokorysu nebo podélného řezu. V měřítku 1:1 se narýsuje na list tvrdého papíru řez modelem, který se poté vyřízne. Vznikne tak stínový obrys modelu. Ten se dále vyváží na břítu pravítka a tím je zjištěna pozice těžiště aerodynamických sil. [3][4]

1.4 Vypuštění návratového zařízení

Aby se předešlo vzniku nebezpečných situací, musí být dodržována určitá pravidla i v raketovém modelářství. Je tedy nutné zajistit, aby model nepadal k zemi volným pádem, ale aby byl zabezpečen jeho bezpečný sestup na zem a zároveň nedošlo ani k poškození modelu. Nejčastěji se využívá těchto dvou principů: návrat pomocí brzdící stuhy a návrat padákem (obrázek 5). Případně lze obě možnosti zkombinovat.



Obrázek 5 - Návrat pomocí brzdící stuhy (vlevo) a návrat padákem (vpravo) [4]

Návratové zařízení je třeba „vymrštít“ ve správný okamžik, tzn. po dosažení maximální výšky, ale zároveň ne příliš vysoko (v případě brzkého vypuštění padáku by mohl model být zanesen větrem daleko od místa startu). K vypuštění návratového zařízení může dojít např. pomocí pyrotechnického či elektronického časovače, radiového systému nebo také na základě analyzátoru letu.

Pyrotechnický způsob spočívá v tom, že motor obsahuje zpoždovací směs, která hoří několik sekund po dohoření motoru. Po vyhoření této zpoždovací směsi je zapálena výmetná slož zajišťující výmet návratového zařízení. Mezi návratové zařízení a výmetnou slož se vkládá nehořlavá tkanina, aby výbuchem nedošlo k poškození padáku. Tato možnost vypuštění je dnes již poměrně zastaralá.

Modernější způsob je pomocí elektronického časovače. Časovač se spustí po odpoutání rakety z rampy, např. odtržením počítačového jumperu od časovače. Jumper je přivázán nití, která je ukotvená v zemi, po odstartování rakety rozpojí kontakt a časovač začne odpočítávat. Po určité nastavené době dojde k zapálení výmetné slož pomocí elektrického proudu. Výbuch slož rozdělí hlavici od trupu a tím dojde k uvolnění návratového zařízení. Tento způsob je velice oblíbený a levný. Nevýhodou je, že časovač musí být správně nastaven a k zapálení výmetné slož musí dojít ve správný okamžik. Raketa v sobě ale musí nést ještě palník a zdroj energie (nejčastěji baterie), který palník zapálí. Další nevýhodou je, že když se časovač spustí, tak jej nelze zastavit, takže i při nestabilním letu se spustí padák.

Jako třetí možnost se nabízí radiový systém. Do rakety se zabuduje přijímač, který na základě povelu ze země aktivuje spínač a zapálí výmetnou slož. Výhodou tohoto systému je, že člověk má do určité míry kontrolu během letu, nastanou-li nečekané komplikace. Nevýhodou tohoto řešení je cena, a také rozměry a váha přijímače. Dalším problémem se může stát interference od jiných vysílačů, nacházejících se v blízkém okolí.

Čtvrtou možností může být analyzátor letu, který sleduje jednotlivé fáze letu a dokáže včas reagovat na základě údajů ze zabudovaných čidel. Základem těchto analyzátorů je mikroprocesor, jejich dalšími součástmi jsou akcelerometry a barometrická čidla. Letové analyzátoři jsou výhodné hlavně u větších modelů. Výhodou je, že dokážou zpracovávat několik informací najednou a vhodně reagovat. Zařízení může třeba vyházovat více padáků v různých výškách nebo u vícestupňových motorů zapalovat další stupně motoru. Na trhu se těchto analyzátorů vyskytuje celá řada. Jejich nevýhodou může být cena, ale u velkých modelů jsou tyto „palubní počítače“ nejen z bezpečnostního hlediska tou správnou volbou. [4] [12]

2 Měřitelné veličiny - Zrychlení

Zrychlení je charakteristika pohybu, která popisuje, jakým způsobem se mění rychlost tělesa (hmotného bodu) v čase. Zrychlení je vektorová fyzikální veličina, neboť udává jak velikost změny, tak i její směr. Lze určit okamžité zrychlení a průměrné zrychlení. Zrychlení lze určit jako derivaci rychlosti podle času. Pokud není uvedeno jinak, označuje zrychlení časovou změnu rychlosti mechanického pohybu. Jestliže zrychlení směřuje proti směru pohybu, pak bývá označováno jako zpomalení.

Okamžité zrychlení je zrychlení v daném časovém okamžiku. Jelikož je časový okamžik nekonečně krátký, vypočte se okamžité zrychlení jako první derivace rychlosti podle času, tzn.

$$\vec{a} = \frac{d\vec{v}}{dt} [m/s^2] \quad (3.1)$$

Průměrné zrychlení je zrychlení, které se určí jako podíl změny rychlosti za daný časový interval, tzn.

$$\vec{a} = \frac{\Delta\vec{v}}{\Delta t} [m/s^2] \quad (3.2)$$

Při křivočarém pohybu je výhodné rozložit zrychlení do směru pohybu, tzn. do směru tečny k trajektorii, a do směru kolmého k pohybu, tzn. do směru normály k trajektorii. Jedná se pak o tečné zrychlení a normálovém (dostředivém) zrychlení.

Tečné zrychlení a_t a normálové zrychlení a_n představují rozklad vektoru zrychlení a . Platí tedy vztah (3.3)

$$\vec{a} = \vec{a}_t + \vec{a}_n \quad (3.3)$$

Pro velikost zrychlení pak platí:

$$a = \sqrt{a_t^2 + a_n^2} \quad (3.4)$$

V případě $a_t = 0$ probíhá pohyb po křivce rovnoměrným pohybem. Příkladem takového pohybu může být rovnoměrný pohyb po kružnici nebo rovnoměrný přímočarý pohyb.

V případě $a_n = 0$ probíhá pohyb po křivce se zrychlením $a = a_t$. Pohyb v takovém případě není vychylován z tečného směru, tedy ze směru příímky, a jedná se tedy o

přímočarý (i když obecně nerovnoměrný) pohyb. Jedná se také o jediný případ, kdy má zrychlení stejný směr jako rychlost. [14]

2.1 Akcelerometr

Akcelerometry neboli senzory zrychlení mají v dnešním robotizovaném světě obrovské využití. Firmy tak nabízí stále nové a vylepšené dynamické vlastnosti v menších pouzdrech. Důkazem jsou akcelerometry vyrobené MEMS technologií. Akcelerometr může snímat statické nebo dynamické zrychlení. Existuje mnoho způsobů jak převést zrychlení na elektrickou veličinu (viz 3.1.1). Nejčastějším způsobem bývají kapacitní akcelerometry vyrobené technologií MEMS.

2.1.1 Druhy akcelerometrů

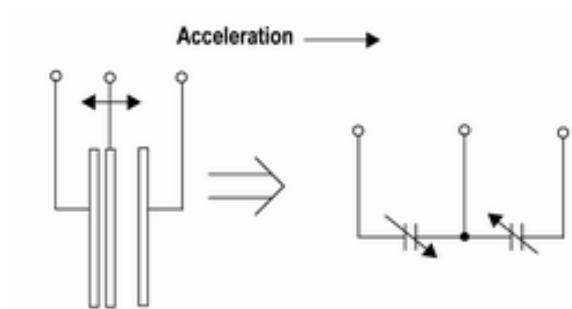
- Kapacitní
- Piezoeletrické
- Piezoodporové
- Tepelné
- S využitím principu tunelování

2.1.2 Měření zrychlení, struktura MEMS akcelerometru

Akcelerometr má v současné době obrovské využití, např. při měření zrychlení, vibrací apod. Struktura a funkce MEMS akcelerometru je založena na proměnné kapacitě tříelektrového vzduchového kondenzátoru. Využívá se zde známé nelineární závislosti kapacity C na vzdálenosti elektrod kondenzátoru d (velikosti vzduchové mezery) dle vzorce:

$$C = \varepsilon \cdot \frac{S}{d} [F] \quad (3.5)$$

Jedna elektroda je pohyblivá a její pohyb závisí na působícím zrychlení. To je základním principem kapacitního akcelerometru (obrázek 6). Samotná výroba MEMS akcelerometru je v současnosti snažší, jelikož struktura pohyblivých elektrod (nosníčků) je realizována MEMS technologií.

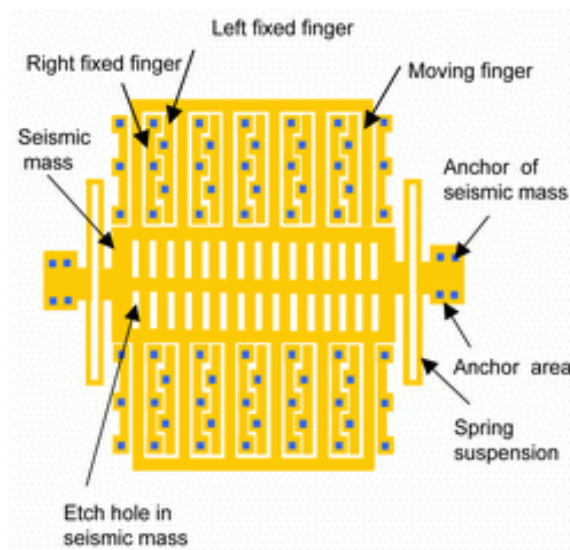


Obrázek 6 - Základní princip MEMS akcelerometru [5]

Vychází ze základního vztahu pro působení síly při zrychlení:

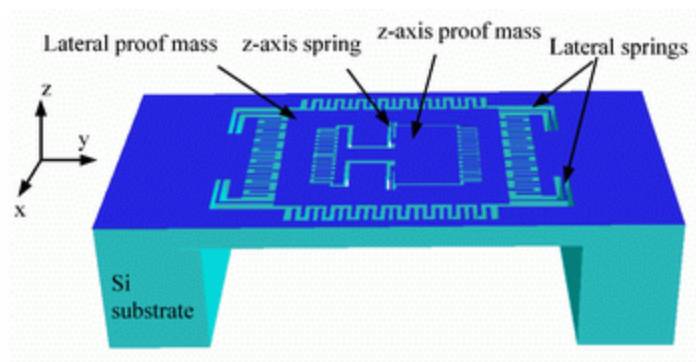
$$\vec{F} = m \cdot \vec{a} [N] \quad (3.6)$$

kde F je síla vzniklá působením zrychlení a na hmotu m (Seismic mass). Síla se pak přes pružiny (Spring suspension) převádí na posuv nosníčku (Seismic mass), jehož některé části tvoří pohyblivé elektrody vzduchového kondenzátoru (Moving finger). Jejich pozice vůči levým pevným elektrodám (Left fixed fingers) a pravým pevným elektrodám (Right fixed fingers) určuje elektronicky měřenou hodnotu kapacity takto vzniklého kondenzátoru (obrázek 7).



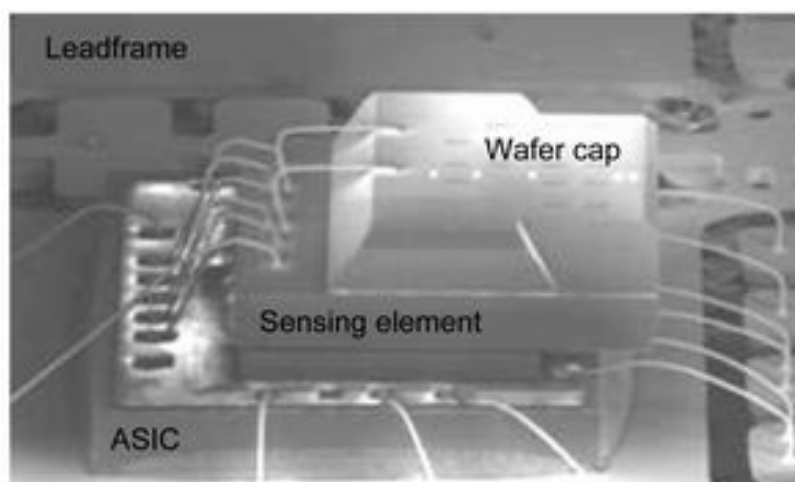
Obrázek 7 - Schematicky znázorněná mechanická MEMS struktura akcelerometru [5]

Výše uvedená a popsaná struktura umožňuje měření zrychlení jen v jednom směru kolmém na pohyblivé elektrody = 1D akcelerometry. Z technologického hlediska se přidání další stejné struktury na chip (proti té předchozí pootočené o 90°) nejeví jako zásadní problém. Vznikne tak 2D akcelerometr, který například měří v osách XY nebo XZ, dle natočení senzoru. Složitější je již vytvořit jednochipový 3D akcelerometr, protože se musí přidat výškově pohyblivá struktura v ose Z (obrázek 8).



Obrázek 8 - 3D struktura akcelerometru (měření zrychlení v osách X, Y, Z) [5]

Celá ASIC elektronika, která měří změnu kapacity, převádí ji na změnu napětí a zpracovává takto získaný signál na standardní lineární napět'ový výstup, je implantována pod snímacím elementem (Sensing element) překrytého krycí "kopulí" (Wafer cap). K měření kapacity se využívá metody spínaných kondenzátorů řízených číslicovou logikou a generátorem spínacího hodinového signálu (obrázek 9). Dochází tak k převodu změny kapacity na změnu napětí. To je následně linearizováno a filtrováno obvody se spínanými kondenzátory. Nakonec se provádí kompenzace vlivu teploty. Výsledkem je lineární, zesílený a kompenzovaný napět'ový signál s definovanou převodní konstantou – citlivostí. Ta podává informaci, o kolik se musí změnit hodnota měřeného zrychlení, aby došlo ke změně výstupního napětí o 1 V (hodnota g/V). Vše se provádí zvlášť pro každou osu snímání (kanál). [5]



Obrázek 9 - Elektrická struktura MEMS akcelerometru [5]

3 Měřitelné veličiny - Rychlost

Rychlost je charakteristika pohybu, která nám sděluje, jakým způsobem se mění poloha tělesa (hmotného bodu) v čase. Rychlost je vektorová fyzikální veličina, neboť udává jak velikost změny, tak i její směr. Rozlišuje se rychlost okamžitá a průměrná.

Průměrná rychlost neobsahuje žádnou informaci o tom, jak rychle se těleso pohybuje v daném okamžiku. Říká pouze, jak velkou dráhu urazí za jednotku času.

$$\vec{v} = \frac{\vec{s}}{t} [m/s] \quad (3.7)$$

nebo přesněji:

$$\vec{v}_p = \frac{\vec{s}(t_1) - \vec{s}(t_2)}{t_1 - t_2} [m/s] \quad (3.8)$$

Okamžitá rychlost je rychlost v daném časovém okamžiku. Jelikož je časový okamžik nekonečně krátký, vypočte se okamžitá rychlost jako první derivace dráhy podle času. [7]

$$\vec{v} = \frac{d\vec{s}}{dt} [m/s] \quad (3.9)$$

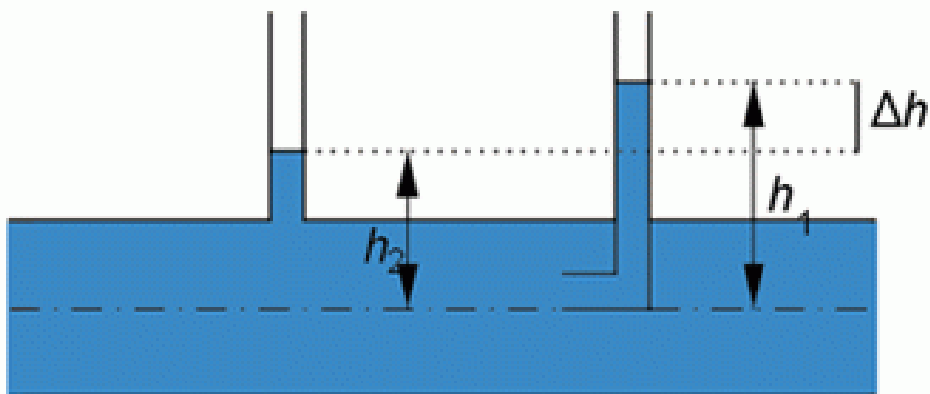
3.1 Měření rychlosti

3.1.1 Pitotova trubice

Raketový model se pohybuje ve vzduchu, a tím pádem se nijak nedotýká země, neotáčí se u něj např. kola, přes která by šlo určit rychlost. Vezme-li se okolní vzduch jako vztahná soustava, lze vytvořit rychloměr na principu Pitotovy trubice.

Francouzský fyzik Henry Pitot (1695 – 1771) byl členem Francouzské akademie věd. Pracoval v oboru proudění kapalin a vynalezl zařízení k měření rychlosti proudění kapalin nazvané po něm jako Pitotova trubice. Po úpravě se tento princip dá využít k měření rychlosti.

Jedná se o spojení dvou trubic, každá trubice má vodorovné a svislé rameno. Vodorovné rameno první trubice má otvory do stran, takže hladina ve svislém rameni ukazuje výšku volné hladiny. Vodorovné rameno druhé trubice má otvor proti proudu, takže hladina ve svislém rameni ukazuje hydrodynamickou výšku.



Obrázek 10 - Princip Pitotovy trubice [10]

Rychlost proudícího plynu (kapaliny) se určuje na základě rozdílu tlaků. Plyn má v místě ohnuté trubice nulovou rychlost (statickou), zatímco u rovné trubice má plyn rychlost proudění vzduchu (dynamickou). Svou energii si plyn zachovává. Dynamický tlak je roven rozdílu celkového tlaku a tlaku statického:

$$P_D = P_C - P_S \quad (4.1)$$

Z Bernoulliho rovnice se pomocí rozdílu jednotlivých tlaků určí rychlost proudění:

$$P_D = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (4.2)$$

Výsledná rychlost je přímo úměrná dynamickému tlaku:

$$v = \sqrt{\frac{2P_D}{\rho}} \quad (4.3)$$

Největší význam má používání rychloměru hlavně u letadel, ale i u měření rychlosti průtoku v průmyslových aplikacích. [9]

3.1.2 Inerciální způsob - Akcelerometr

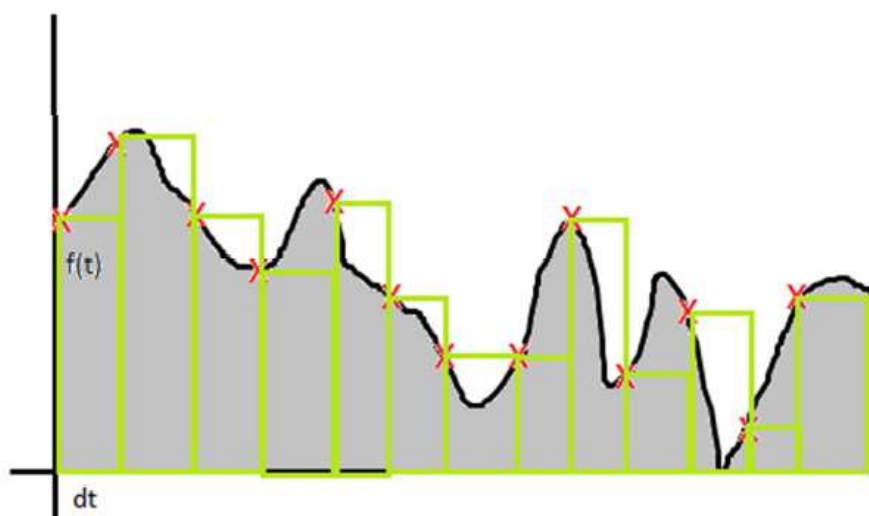
K určení rychlosti jde využít naměřených hodnot zrychlení z akcelerometru. Podélná rychlost se potom získá integrací podélné akcelerace. V případě neznalosti funkce zrychlení, ale pouze diskrétního záznamu hodnot z akcelerometru nelze využít analytické metody výpočtu integrálu:

$$v(t) = \int_{t_0}^t a(t) dt \quad (4.4)$$

V tomto případě je však možné použít metodu numerické integrace, která vychází z významu integrálu jako plochy pod křivkou. Celý průběh funkce není ve skutečnosti znám. Jsou známy pouze určité hodnoty po nějakém časovém intervalu (dt). Plocha pod křivkou se může s dostatečnou přesností aproximovat jako plocha tvořená součtem obdélníků vymezených součinem zrychlení a dobou trvání jednoho vzorku. Z hlediska přesnosti je výhodné, aby dt bylo co nejmenší. Problémem této integrace je, že se integruje i chyba vzniklá měřením zrychlení. [9]

Každý obdélník má tedy obsah:

$$v(t) = a(t) \cdot dt \quad (4.5)$$



Obrázek 11 - Numerická integrace [9]

4 Měřitelné veličiny - Výška

Výškou se obvykle rozumí svislá vzdálenost (směrem vzhůru) dvou bodů. Směrem dolů se jedná o hloubku. Fyzikální veličinou, která udává výšku, je délka. Nadmořská výška je výškový rozdíl vertikální vzdálenosti určitého bodu od hladiny moře (v ČR vztaženo k Baltskému moři). Udává se v metrech nad mořem (m.n.m). Rozdíl dvou nadmořských výšek se nazývá převýšení. [14]

4.1 Teoretický výpočet výšky letu rakety

Přibližný dostup rakety lze i snadno spočítat. Pro výpočet maximální výšky je nutné znát některé hodnoty daných parametrů modelu. Například hmotnost rakety připravené k letu (G), hmotnost modelu po vyhoření pohonných hmot (G'), tah motoru udávaný výrobcem (F), doba chodu motoru (t) a také tíhové zrychlení (g).

Startovní zrychlení:

$$a = \left(\frac{F}{G} - 1\right) \cdot g \quad [m \cdot s^{-2}] \quad (5.1)$$

Zrychlení po vyhoření pohonných látek:

$$a_1 = \left(\frac{F}{G'} - 1\right) \cdot g \quad [m \cdot s^{-2}] \quad (5.2)$$

Střední zrychlení:

$$a_s = a + a_1 \quad [m \cdot s^{-2}] \quad (5.3)$$

Výška dosažená v době ukončení tahu motoru:

$$H_M = \frac{a_s \cdot t^2}{2} \quad [m] \quad (5.4)$$

Rychlost dosažená po ukončení chodu motoru:

$$v_{max} = a_s \cdot t \quad [m \cdot s^{-1}] \quad (5.5)$$

Výška dosažená setrvačností:

$$H_S = \frac{v_{max}^2}{2g} \quad [m] \quad (5.6)$$

Celková dosažená výška:

$$H = H_S + H_M [m] \quad (5.7)$$

Tento výpočet je pouze přibližný, protože nezahrnuje odpor vzduchu. [2]

4.2 Měření výšky

Jedna z disciplín pro hodnocení výkonů modelů raket je právě měření výšky. Hodnotí se maximální dolet. K určení výšky lze využít zaměřovací přístroje a poté výšku trigonometricky dopočítat. Dalším způsobem je zabudovaný elektronický barometr v raketě měřící atmosférický tlak, který je možné přepočítat na výšku.

Z naměřeného atmosférického tlaku lze vypočítat aktuální výšku dle níže uvedeného vztahu (5.8). Tento vztah platí při tzv. standardních atmosférických podmínkách. Tyto podmínky obvykle nenastávají a z toho důvodu měřená výška kolísá s časem, jak se mění podmínky v atmosféře. Atmosférické podmínky se mění neustále a někdy i velmi rychle, což má za následek, že např. jeden den bude změřená absolutní výška startu 220m a druhý den třeba 240m. Nicméně relativní měření v daném časovém rozmezí (doba letu) je přesné. Pro výpočet výšky h z atmosférického tlaku p tedy platí vztah [15]:

$$h = \frac{T_0}{T_{GRAD}} \cdot \left(1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{T_{GRAD} \cdot \frac{R}{g}} \right) [m] \quad (5.8)$$

Kde:

p_0 - standardní tlak v nulové výšce 101325 Pa

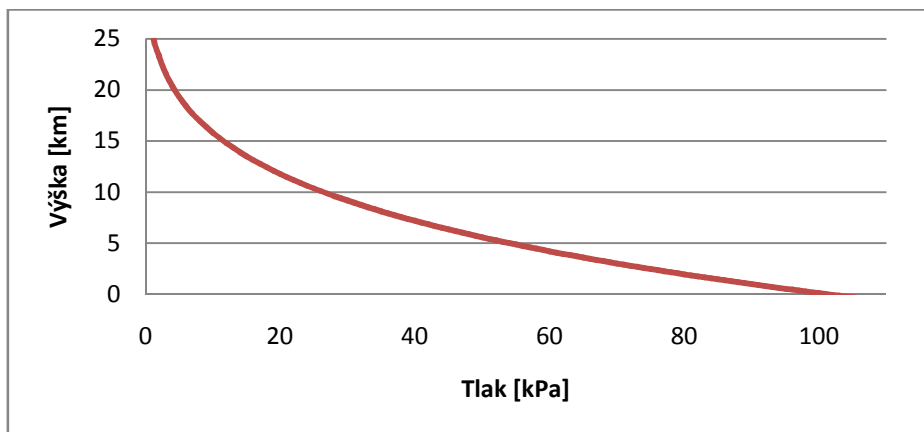
T_0 - standardní teplota v nulové výšce 288,15 K

T_{GRAD} - teplotní gradient 6,5 K/km v troposféře

R - specifická plynová konstanta 287,052 J/(K.kg)

g - tíhové zrychlení 9,81 m.s⁻²

Grafická závislost vypadá následovně:



Obrázek 12 - Vztah mezi atmosférickým tlakem a výškou

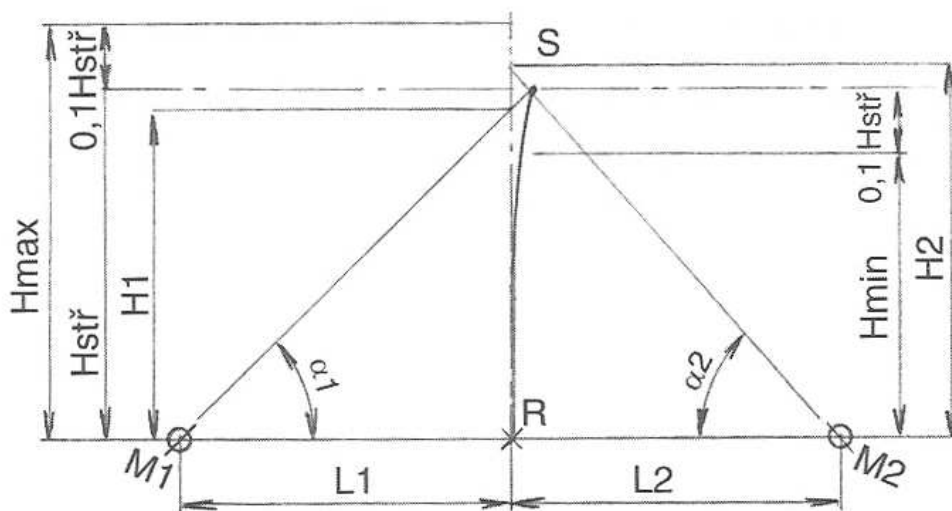
4.2.1 Metoda se zaměřovacím přístrojem

Tato v praxi používaná metoda je založena na viditelnosti letícího modelu. Máme dvě měřicí stanoviště M1, M2. Tyto stanoviště musí být v dostatečné vzdálenosti od startovací rampy, aby zaměřovaný úhel nebyl příliš veliký. Na každém stanovišti máme přesný měřicí přístroj (obrázek 13). Přístroj se skládá ze stojanu a měřicí lafety.



Obrázek 13 - Přístroj pro měření výšek [3]

Princip určení výšky je velice jednoduchý (obrázek 14). Model odstartuje z rampy a obsluha má za úkol zaměřovat ho. V okamžiku, kdy se raketa nachází v nejvyšším bodě dráhy S, zaznamenají se hodnoty úhlů α_1 , α_2 . Z těchto úhlů je trigonometricky vypočtena výška.



Obrázek 14 - Měření výšky zaměřováním [2]

Výška H_1 je vypočtena následovně:

$$H_1 = L_1 \cdot \tan \alpha_1 \quad (5.9)$$

a obdobně H_2 :

$$H_2 = L_2 \cdot \tan \alpha_2 \quad (5.10)$$

a poté střední dosažená výška, která je průměrem obou hodnot:

$$H_{stř} = \frac{H_1 + H_2}{2} \quad (5.11)$$

Vysvětlivky:

R - startovací rampa

M1, M2 - měřicí stanoviště

L_1, L_2 - vzdálenosti měřících stanovišť od startovací rampy

S - skutečná poloha modelu v okamžiku měření

α_1, α_2 - naměřený výškový úhel

H_1, H_2 - vypočtené výšky z hodnot α_1, α_2

$H_{stř}$ - oficiální naměřená výška

H_{max}, H_{min} - mezní výšky pro 10% toleranci

0,1 $H_{stř}$ - toleranční pole

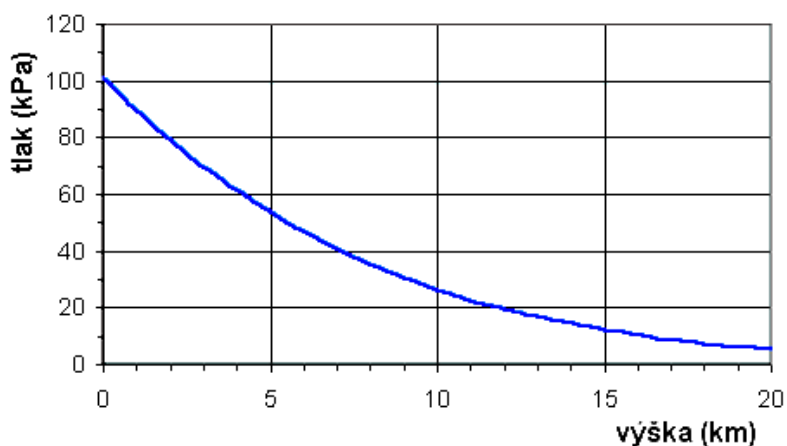
Podle pravidel se hodnoty z obou stanovišť nesmí lišit o více jak 10 %. V případě měření pouze z jednoho stanoviště by mohlo nastat, že by se model vznesl nad toto stanoviště, tudíž by výška nemohla být určena. Proto je přesnější i výhodnější měřit ze dvou stanovišť z dostatečné vzdálenosti.[2]

4.2.2 Elektronické barometrické výškoměry

Elektronické výškoměry (altimetry), se používají v mnoha aplikacích. Pracují na různých principech. Většinou se jedná o zabudované barometrické čidlo, které naměří údaje o atmosférickém tlaku, ze kterých je vypočítána výška.

Princip měření výšky spočívá v tom, že s rostoucí výškou klesá hmotnost vzduchu a tím se snižuje atmosférický tlak. Tento jev využívají barometrické výškoměry, které tlak změní a následně podle převodního algoritmu přepočítají na nadmořskou výšku. Tento systém nemusí být absolutně přesný, neboť atmosférický tlak s časem mírně kolísá, ale i tak je považovaný za přesnější oproti GPS, kde chyba může být až stovky metrů.

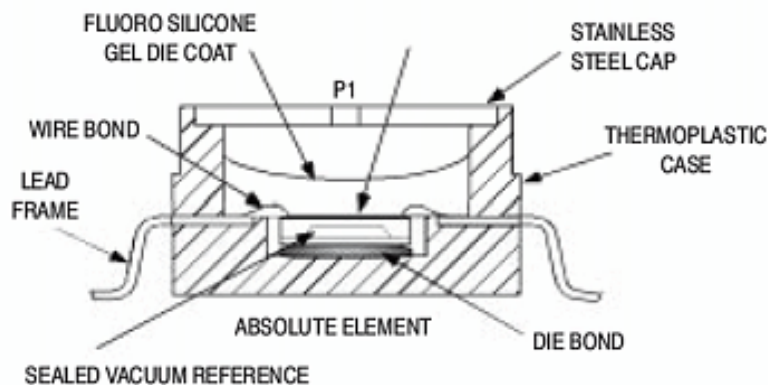
Průměrná hodnota tlaku vzduchu u mořské hladiny činí 1013,3 hPa a je brána za referenční úroveň. Tlak ovšem neklesá lineárně, ale s každými 5,5 km klesne na polovinu. V nížinách klesá každých 8 metrů o 1 hPa, kdežto ve výšce 1800 m je pokles o 1 hPa až po 10 metrech a ve výšce 7300 metrů až po 20 metrech. Dá se říci, že stoupáme-li do výšky o stejné úseky (aritmetickou řadou), klesá tlak geometrickou řadou (Obrázek 15).



Obrázek 15 - Závislost tlaku na nadmořské výšce

U integrovaných barometrů se obecně využívá piezorezistivního jevu, kdy určité materiály mohou za určitých okolností měnit svůj odpor na základě mechanického namáhání a tedy i tlakem. Tento jev je výrazný právě u polovodičů, což se výborně hodí pro realizaci integrovaných polovodičových senzorů. Pro vyšší přesnost a citlivost se pak používá zapojení více senzorů do můstku, jehož výstup je dále převáděn A/D převodníkem na číslicový signál a následně upravován a vyhodnocován algoritmy v procesorech.

V praxi se měřicí části integrovaných senzorů tlaku obvykle realizují jako miniaturní vzduchová dutina na jedné straně uzavřená pružnou minimembránou, na níž je přímo implementován zmíněný odporový můstek s piezoelementy (obrázek 16). Ty pak ve výsledku převádí tlakem způsobené prohnutí membrány na požadovaný elektrický signál, který se dále zpracovává a u výškoměrů přepočítává na metry.



Obrázek 16 - Konstrukce MEMS barometrů [5]

Pro plošnou orientaci se v současnosti využívá systém GPS. Ten ale není vhodný pro měření výšek z důvodu velké odchylky. Tudíž se musí i v navigačních systémech použít tlakový výškoměr. [6]

4.2.3 Inerciální způsob – akcelerometrem

Výška není nic jiného než dráha. Dráhu lze získat integrací rychlosti. Rychlost se získá integrací zrychlení. Pro hodnoty spojitě v čase, za nulových počátečních podmínek platí vztahy:

$$\vec{s}(t) = \int \vec{v}(t) \cdot dt \quad (5.12)$$

za $\vec{v}(t)$ dosadíme vztah (4.4) a získáme:

$$\vec{s}(t) = \int \left(\int \vec{a}(t) \cdot dt \right) dt \quad (5.13)$$

Hodnoty zrychlení se získají akcelerometrem. Opět neznáme funkci zrychlení, ale pouze naměřené hodnoty, tudíž využijeme numerickou integraci popsanou v kapitole 4.1.2. Pro každý obdélník tedy platí vztah (5.14) kde dt je interval vzorkování:

$$s(t) = v(t) \cdot dt \quad (5.14)$$

5 Měřitelné veličiny - Náklon

Náklonem se rozumí úhel otočení mezi počáteční a koncovou polohou. Úhel se dá snímat dvěma způsoby - akcelerometrem a gyroskopem. Akcelerometr by se dal využít v případě, že by raketa neletěla a pouze se natáčela. Působilo by na ní pouze gravitační (statické) zrychlení. Za letu na ní ale působí hned několik sil, např. přetížení při stoupání. Signál z akcelerometru by nešel použít. U pohybujícího objektu se náklon určí pomocí gyroskopu, který měří rychlost otáčení ve stupních za sekundu.

5.1 Gyroskop

Gyroskop je zařízení určené k navigaci a určování směru. Mechanický gyroskop je vlastně setrvačnické těžké kolo otáčející se v ložiscích s nepatrným třením. Otáčející se setrvačnické kolo má moment hybnosti, takže jeho osa bez působení vnějších sil udržuje stále stejný směr. Jedná se o zařízení, které dokáže určit svoji orientaci v prostoru (setrvačnické kolo nemění při rotaci svou polohu a tím dává informaci o orientaci objektu v prostoru). [7]

5.1.1 Druhy gyroskopů

- Rotační
- Vibrační
- Optický

5.1.2 Měření náklonu

Gyroskopy jsou obecně určené pro měření úhlové rychlosti, tzn. poskytují údaje o tom, jak se měřený objekt rychle otáčí v jednotkách stupňů/sekundu ($^{\circ}/s$) [14]. Chceme-li získat úhel, stačí úhlovou rychlost integrovat.

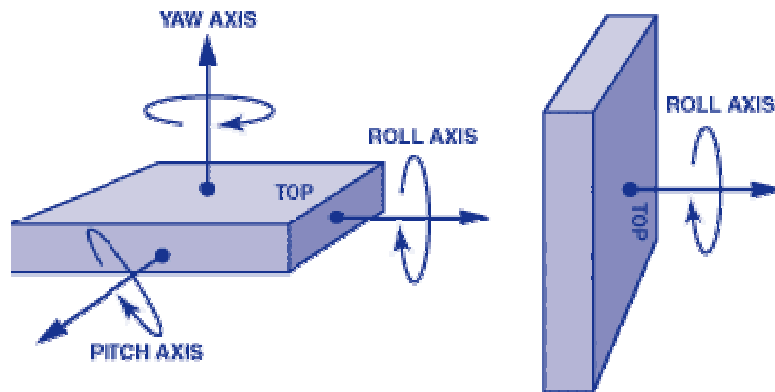
Okamžitá úhlová rychlost:

$$\omega = \frac{d\varphi}{dt} [^{\circ}/s] \quad (6.1)$$

Průměrná úhlová rychlost:

$$\omega = \frac{\varphi}{t} [^{\circ}/s] \quad (6.2)$$

Rotaci je možné typicky měřit vzhledem k jedné ze tří os (x, y, z), někdy označované jako svislá osa (yaw axis), příčná osa (pitch axis) a podélná osa (roll axis). Integrované gyroskopy vyráběné různými výrobci jako integrované MEMS obvody pracují na principu Coriolisovy síly.

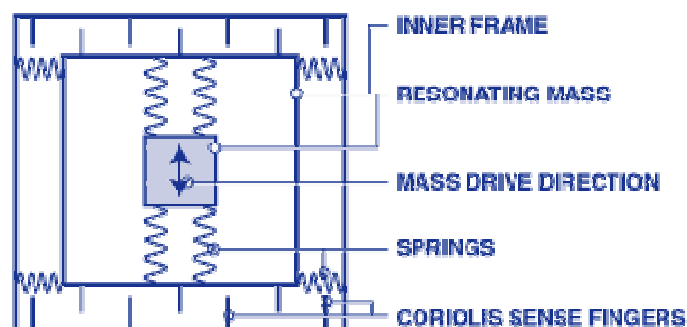


Obrázek 17 - Možnosti snímání náklonu [7]

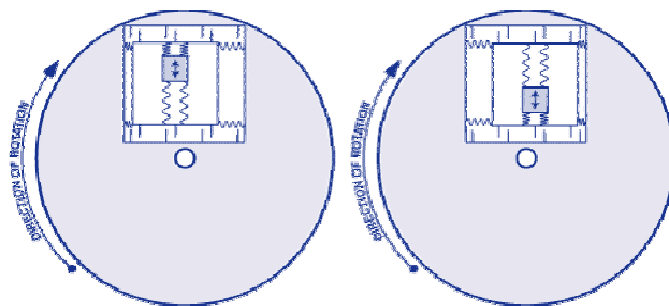
Coriolisova síla je tzv. virtuální síla působící na libovolný hmotný předmět či objekt, který se pohybuje rychlostí v v soustavě rotující kolem osy rotace úhlovou rychlostí ω .

$$F_C = 2 \cdot m \cdot v \times \omega \quad (6.3)$$

Technologie MEMS umožňuje prakticky využít Coriolisovu sílu v integrovaných gyroskopech, kde se vytváří na čipu elektrické obvody společně s mechanickými mikrosoučástmi, které tvoří samotný snímač. Různí výrobci sice používají trochu odlišné struktury, ale základní princip je téměř podobný. Základem je periodicky se pohybující (mechanicky rezonující) struktura dané hmotnosti upevněná pomocí pružin v rámu. Směr pohybu (Mass drive direction) musí být však vždy kolmý ke směru otáčení. Za těchto podmínek vzniká a na hmotnou pohybující část snímače působí Coriolisova síla, jejíž velikost je úměrná úhlové rychlosti otáčení. Ta způsobuje stlačení vnějších pružin rámu a to má za následek vzájemný posuv měřících plošek (Coriolis sense fingers) fungujících jako elektrody vzduchových kondenzátorů. Výstupem je tedy změna kapacity úměrná úhlové rychlosti otáčení $^{\circ}/s$. [6]



Obrázek 18 - Zjednodušená struktura MEMS gyroskopu [7]



Obrázek 19 - Příklad funkce struktury gyroskopu při rotaci [7]

6 Volba součástek pro analyzátor letu

Srdcem tohoto zařízení je mikroprocesor firmy Atmel Atmega8L. Hodinový signál je řízen 8 MHz externím krystalovým oscilátorem. Pro snímání zrychlení a tedy i rychlosti je vybrán MEMS akcelerometr s digitálním výstupem. Pro snímání náklonu u pohybujících se objektů je zvolen MEMS gyroskop. Nabízí se možnost vybrat kombinovaný snímač, který v sobě obsahuje akcelerometr i gyroskop, ale tyto snímače se vyrábějí pouze pro malé hodnoty tíhového zrychlení (např. pro 8 g) a to je nevhodné pro větší přetížení modelářských raket. Tudíž jsou tyto součástky použity samostatně v dostatečném rozsahu. Pro snímání výšky je vybrán digitální MEMS barometr. Paměť byla zvolena typu FRAM s celkovou kapacitou 512 kb. Tento typ paměti má řadu výhod.

Napájecí napětí u všech součástek v obvodu je sjednoceno na 3 V. Snímače jsou vybrány s možností komunikace po SPI sběrnici. Důležitým parametrem pro výběr součástek je i rozměr a cena.

6.1 ATMEGA8L-8AU

Tento nízkopříkonový 8bitový mikrokontrolér má 32 vývodů. Součástka je typu SMD. Jedná se o Harvardskou architekturu, tzn. paměť pro program je oddělená od paměti pro data. Napájecí napětí je možné vybrat v rozmezí 2,7 V – 5,5 V. Teplotní rozsah se pohybuje od -40° do +85°C. Atmel AVR patří mezi RISC architekturu, která se vyznačuje mikroprocesory s redukovanou instrukční sadou. Obsahuje 32x8 GPR.



Obrázek 20 - ATMEGA8L [14]

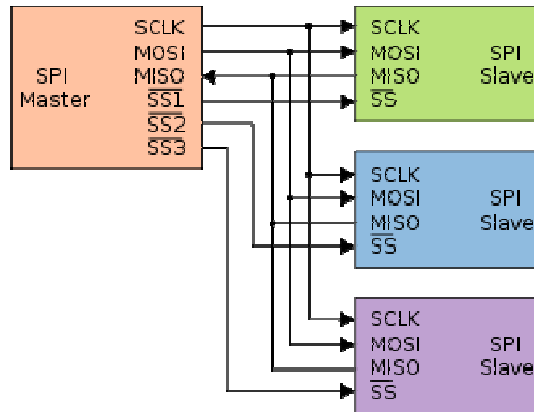
Základní parametry:

- 8kB FLASH paměť na program
- Velikost paměti EEPROM 512 B
- Velikost paměti RAM 1 kB
- Rychlost CPU 0 až 8 MHz
- Oscilátor interní, externí
- 2x8bit + 1x16bit čítač/časovač
- 3x PWM kanálů
- 6x10bit A/D, 2x8bit A/D,
- Master/slave SPI sběrnice
- I2C sběrnice
- USART

- ISP, JTAG programování

6.1.1 SPI sběrnice

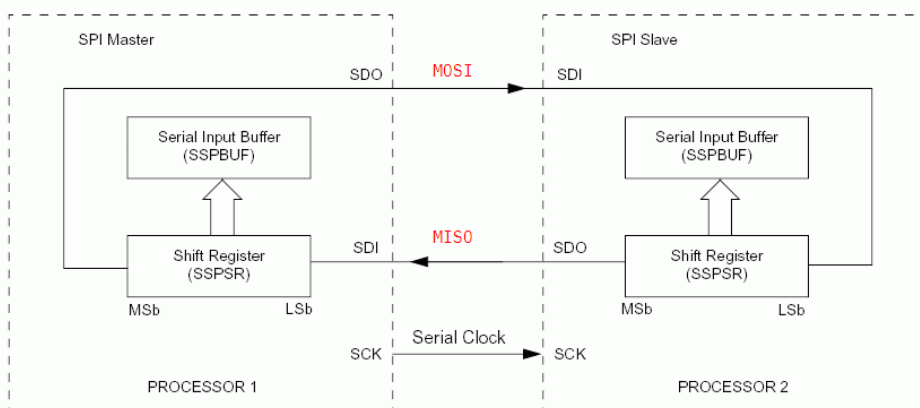
SPI sběrnice (Serial Peripheral Interface) je v dnešní době nedílnou součástí mnoha digitálních zařízení. Používá se pro komunikaci mezi procesorem a dalšími integrovanými obvody. Slouží pro připojení dvou a více zařízení, přičemž jedno zařízení vystupuje jako řadič sběrnice (master) a ostatní jako „otrok“ (slave).



Obrázek 21 – Ukázka propojení více zařízení SPI sběrnici [13]

Master obsahuje generátor hodinového signálu, který je dále rozveden do všech ostatních zařízení. Tím je zajištěn synchronní duplexní (obousměrný) přenos dat. Hodinový signál bývá rozveden vodičem označovaný jako SCK (Serial Clock). Další dva vodiče označované MOSI (Master Out Slave In) a MISO (Master In Slave Out) slouží k obousměrnému přenosu dat. Poslední vodič nazývaný CS (Chip Select) slouží k výběru zařízení pracujícího jako slave.

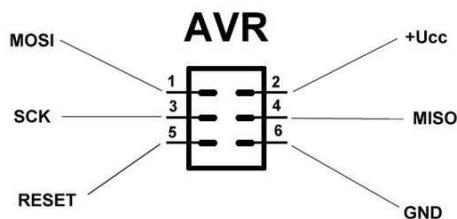
SPI sběrnice je oblíbená především díky své jednoduché implementaci. Nevýhodou této sběrnice by mohla být existence pouze jednoho zařízení v režimu master. [13]



Obrázek 22 - Princip komunikace SPI sběrnice [13]

6.1.2 ISP programování

In system programming je funkce, pomocí níž je možné naprogramovat procesory bez vyjmutí z obvodu a následovného vložení do zařízení určeného k naprogramování. Díky této vlastnosti je šetřen čas při návrhu.



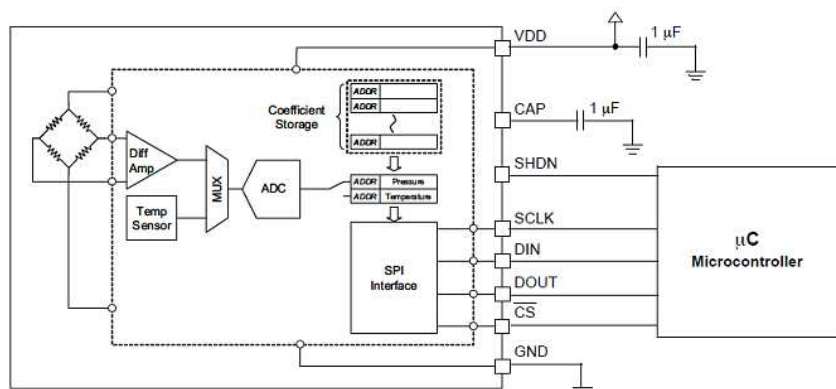
Obrázek 23 - ISP konektor [14]

6.2 Barometr MPL115A1

Barometr MPL115A1 vyrobený technologií MEMS je senzor absolutního tlaku. Je uložený v pouzdře LGA o miniaturních rozměrech 5x3x1,2 mm, tudíž se velice hodí do přenosných elektronických zařízení. Jeho rozsah snímání se pohybuje v rozmezí 50 kPa – 115 kPa, a to s přesností ± 1 kPa. Napájecí napětí lze zvolit v rozsahu 2,375 V – 5,5 V. Disponuje digitálním výstupem s 10bitovým rozlišením. Teplotní omezení od -40°C až do $+105^{\circ}\text{C}$. Tento barometr se může nacházet ve dvou módech. Ve „spacím“ módu, ve kterém je odběr proudu pouhý 1 μA a „aktivním“ režimu, kdy je odběr 5 μA . Snímač je k dostání s I2C nebo SPI sběrnici. U SPI sběrnice je maximální rychlost přenosu 8 Mb/s. Spolu s údaji o tlaku senzor vysílá i údaje o teplotě. Snímač obsahuje kalibrační data od výrobce ve vnitřní ROM paměti, tyto data obsahují i teplotní kompenzaci a jsou načtena při každém zapnutí snímače. Tento senzor bude sloužit k měření atmosférického tlaku a poté z těchto dat bude vyhodnocena výška.



Obrázek 24 - Barometr MPL115A1 [8]



Obrázek 25 - Blokové schéma MPL115A1 [8]

6.2.1 Aplikace

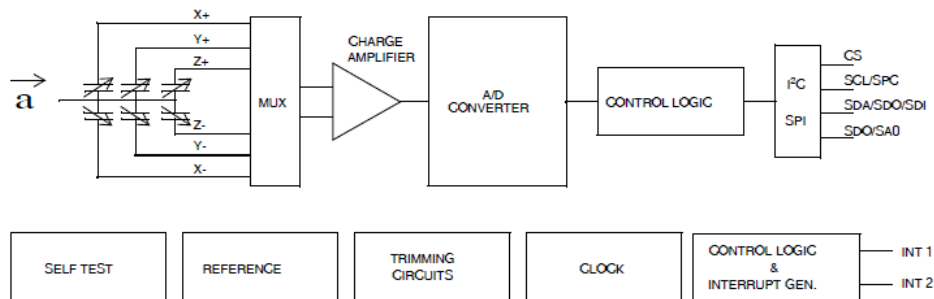
- Tlakoměry
- Výškoměry
- Meteostanice

6.3 Akcelerometr LIS331HH

Tento tříosý „nano“ senzor zrychlení je uložen v ekologickém pouzdře LGA16 (3x3x1 mm). Snímač je vyroben technologií MEMS. Napájecí napětí lze zvolit 2,16 V až 3,6 V. Rozsah zrychlení je ± 6 g, ± 12 g, ± 24 g. Vhodnější by bylo použít rozsah až 50 g, ale bohužel nebyl zrovna k dostání s vhodnými dalšími parametry. Akcelerometr má 16bitový digitální výstup. Může setrvávat ve dvou režimech, v běžném a spacím. Ve spacím režimu klesne spotřeba až na 10 μ A, čehož lze někdy využít při bateriově napájených aplikacích. Tento akcelerometr obsahuje SPI/I2C sběrnici. Zařízení lze provozovat při teplotách -40°C až $+85^{\circ}\text{C}$. Akcelerometr měří zrychlení a ze zrychlení se dá poté určit i rychlost. Při volném pádu akcelerometr nedetekuje žádné přetížení. Tento senzor je cenově velice dostupný.



Obrázek 26 - Akcelerometr LIS331HH [8]



Obrázek 27 - Blokové schéma LIS331HH [8]

6.3.1 Aplikace

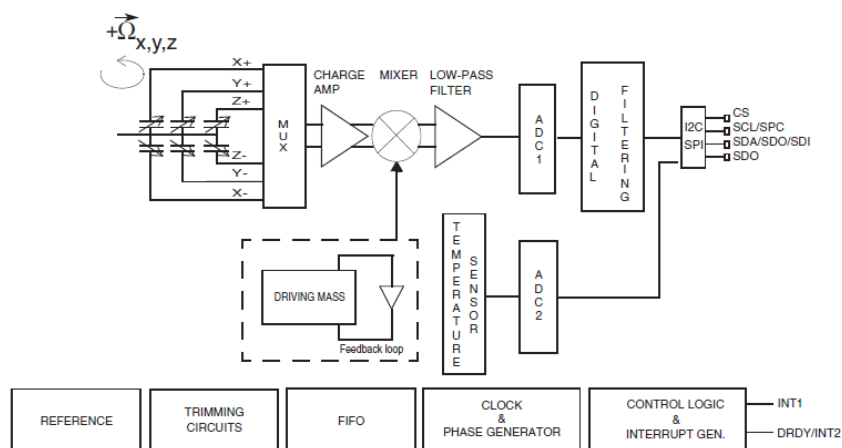
- Krokoměry
- Herní konzole
- Monitorování vibrací
- Měření náklonu předmětů
- Monitorování pohybu
- Měření zrychlení

6.4 Gyroskop

Tento tříosý digitální senzor úhlové rychlosti pracující v rozsahu 250, 500, 2000°/s je uložen v ekologickém LGA-16 pouzdře (4 mm x 4 mm x 1,1 mm). Obsahuje 16bitový AD převodník a také vysílá 8bitové údaje o teplotě. Napájecí napětí je dostupné v rozsahu od 2,4 V do 3,6 V. Lze zvolit SPI nebo I2C sběrnici. Snímač lze provozovat při teplotách 40°C až +85°C. Gyroskop je zde vybrán z důvodu určení náklonu rakety, aby následně detekoval změnu vzestupu na sestup. Bez gyroskopů se dnes neobejde řada zařízení, např. fotoaparáty, kamery, automobily, navigace, herní konzole atd.



Obrázek 28 - Gyroskop L3G4200D [8]



Obrázek 29 - Blokové schéma gyroskopu L3G4200D [8]

6.4.1 Aplikace

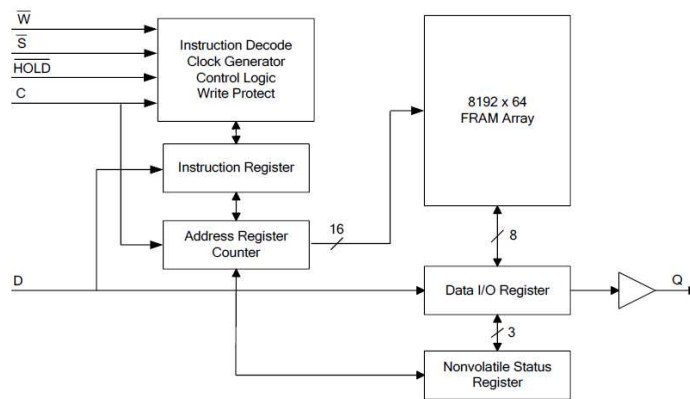
- Detekce a měření rotačního pohybu
- Stabilizační jízdní systémy automobilů
- Upřesňování pozice u systémů GPS
- Stabilizace obrazu a předmětů
- Navádění a řízení raket, letadel a robotů
- Detekce převrácení
- Zjišťování pohybu, detekce polohy
- Měření setrvačnosti

6.5 Paměť FRAM FM25V05-G

Tato výjimečná paměť fungující na principu ferroelektrického jevu, je novinkou od firmy RAMTRON. FRAM někdy také bývá označovaná jako Feram, Fe-RAM. Jedná se o nonvolatilní paměť s náhodným přístupem. Paměť je organizována 65 536 x 8 bitů. Mezi její přednosti patří například vysoká odolnost čtení a zápisu (až 10^{14}). Napájecí napětí je v rozsahu 2 - 3,6V. Komunikace probíhá po SPI sběrnici.



Obrázek 30 - Fram FM25V05-G [8]



Obrázek 31 - Blokové schéma FRAM [8]

6.5.1 Základní parametry

- Napájení: 2,7 - 3,6 V nebo 5 V (podle typu paměti)
- Výdrž: min 10 Miliard cyklů zápis/čtení (u třívoltových typů neomezeně)
- Doba zachování informace: min. 10 let
- HW a SW ochrana proti zápisu
- Max. frekvence sběrnice: až 25 MHz
- Odběr proudu: 200 μ A při 100 kHz
- Klidový odběr proudu: 100 μ A u 5V verzí, méně než 1 μ A u 3V verzí)
- Provozní teplota: -40°C to +85°C
- Lze použít jako přímou náhradu EEPROM
- Vyrobeno vysoce přesným a spolehlivým feroelektrickým procesem

6.5.2 Výhody FRAM oproti FLASH/EEPROM

Paměť FRAM má rychlou dobu zápisu. Tato vlastnost je její první výhodou. Oproti všem ostatním operacím je skutečná doba zápisu do paměťové buňky paměti FRAM menší než 50 ns. To je zhruba 1000krát rychlejší než u paměti EEPROM. Navíc, na rozdíl od paměti EEPROM, kde pro zápis dat musí být použity dva kroky (příkaz zápisu následovaný příkazem čtení nebo ověření), funkce zápisu do paměti FRAM probíhá ve stejném procesu jako čtení paměti. Existuje pouze jeden příkaz pro přístup do paměti, jeden krok pro čtení nebo zápis. Ve skutečnosti je všechno čas spojený s transakcí zápisu do paměti EEPROM eliminován v inteligentním integrovaném obvodu založeném na paměti FRAM.

Jako druhá výhoda je nízká spotřeba. Zápisy do buňky paměti FRAM probíhají při nízkém napětí a ke změně dat je zapotřebí velmi malý proud. U paměti EEPROM jsou zapotřebí velká napětí. Paměť FRAM používá velmi nízké napájení (od 1,5 do 3,6 V), oproti vyššímu napětí využívanému u paměti EEPROM (od 10 do 14 V). Nízké napětí paměti FRAM znamená nízkou spotřebu a umožňuje větší funkčnost při větších rychlostech transakcí.

Jako třetí výhoda je spolehlivost. Protože je vyžadováno pouze malé množství energie, je všude nezbytný proud pro paměť FRAM načten dopředu na začátku zápisu dat. Tím se předchází „roztržení dat“ (částečnému zápisu dat), ke kterému dochází u inteligentních IO založených na pamětech EEPROM při jejich vyjmutí ze zdroje energie vysokofrekvenčního pole během cyklu zápisu. Navíc paměť FRAM umožňuje 100 bilionů nebo více cyklů u procesů čtení a zápisu, což mnohonásobně překračuje cykly zápisu do paměti EEPROM. [11]

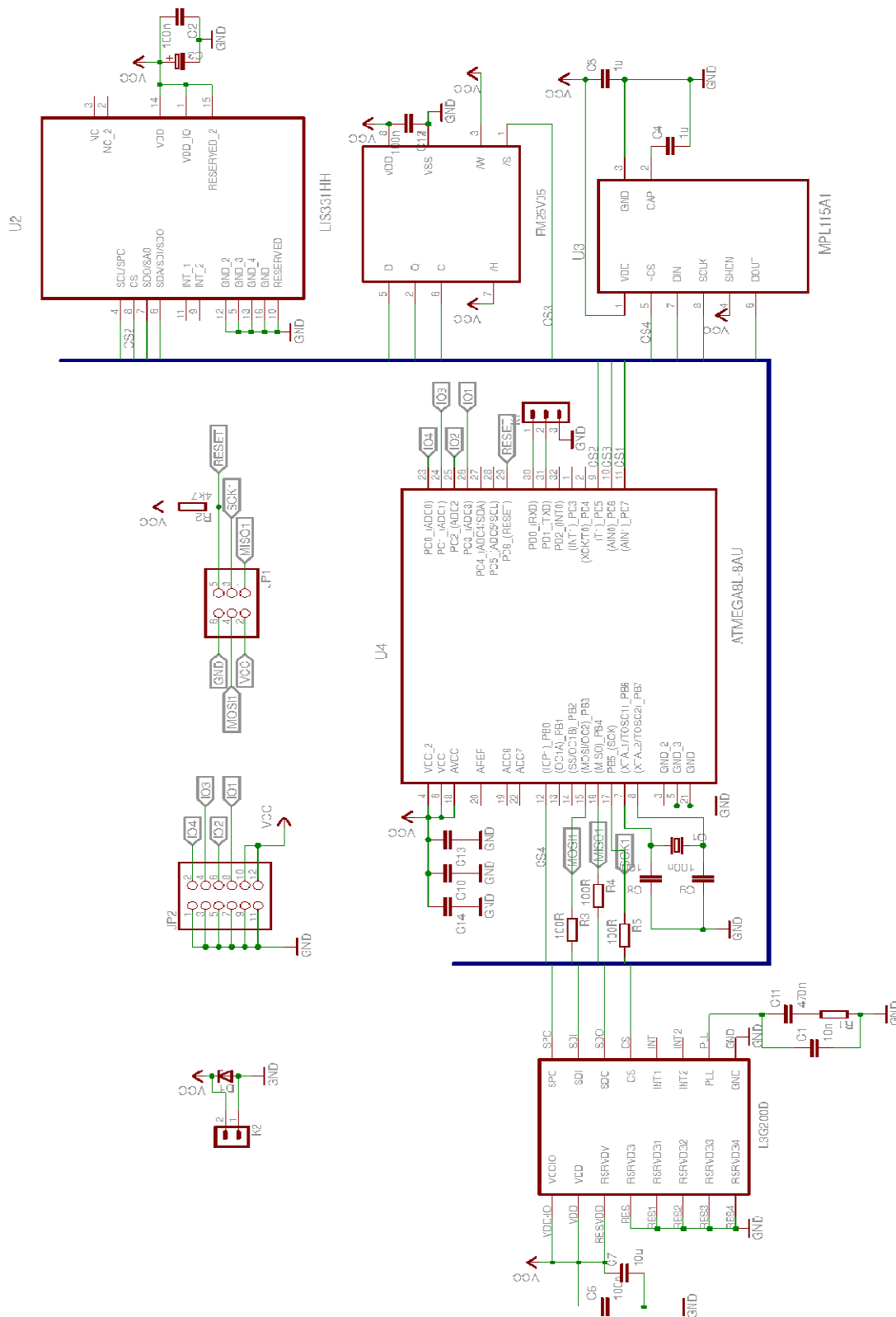
7 Praktická realizace

7.1 Schéma zapojení a návrh desky

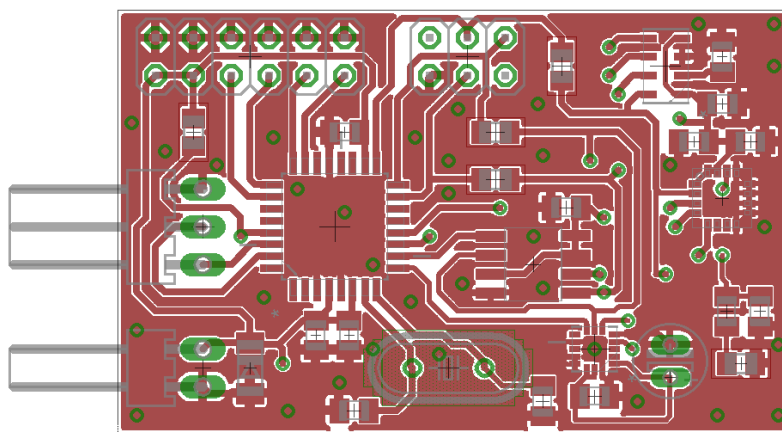
Schéma zapojení (obrázek 32) a deska plošného spoje (obrázek 33, obrázek 34) byla navržena softwarem EAGLE od firmy CADSOFT. Tento software disponuje vlastní knihovnou součástek, ale není problémem si svojí součástku navrhnout. Program obsahuje i autorouter, který v této práci nebyl využit.

Schéma vznikalo na základě doporučených zapojení součástek. Návrh desky spočíval v pečlivém rozpoložení všech součástek. Jeden rozměr desky plošného spoje byl omezen na 28 mm z toho důvodu, že šířka uvnitř rakety je omezená. Proto jsou všechny vybrané součástky kromě konektorů ve formě SMD, aby se ušetřilo co nejvíc místa. Součástky i konektory se nacházejí ve vrstvě top. DPS obsahuje několik prokovek a díky tomu jsou cesty vedeny po obou stranách. Vodivé cesty nesmí být příliš dlouhé, aby netvořily proudové smyčky. Akcelerometr i gyroskop jsou snímače se třemi osami, tudíž tolik nezáleží na jejich natočení, stačí pouze, aby bylo jejich umístění rovnoběžné s hranami desky. Umístění barometru a paměti FRAM je libovolné. Na desce se nenachází A/D převodník, protože všechny snímače mají digitální výstup. Nenalezneme zde ani stabilizátor, k napájení slouží 3V knoflíková baterie o kapacitě 200 mAh. Důležitou roli hraje i umístění blokovacích kondenzátorů, které musí být co nejbližší k integrovanému obvodu. Také krystalový oscilátor se nachází co nejbližší k mikroprocesoru, aby nedocházelo k rušení ostatních součástek. Jako jednoduchá ochrana proti přepětí se na desce nachází Zenerova dioda zapojena v závěrném směru. Na desce je umístěna lišta s 12 piny. Čtyři z nich jsou logickými I/O (2 z nich budou použity jako výstupy na vypuštění návratového zařízení, zbylé dva jsou volné), 6 pinů slouží jako GND a další dva jsou volná místa s napájecím napětím, aby v případě potřeby do budoucna šlo připojit některé další zařízení. Nevyužité prostory desky jsou tzv. „vylité“ mědí, aby se zlepšily kapacitní vlastnosti desky.

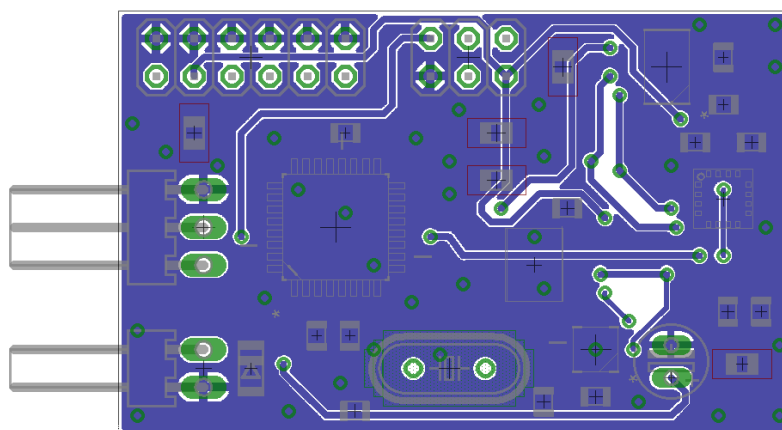
Vzhledem k miniaturním rozměrům je deska strojově vyrobena čínskou firmou ITEAD STUDIO.



Obrázek 32 - Schéma zapojení - analyzátor letu modelářské rakety



Obrázek 33 - Vrstva TOP



Obrázek 34 - Vrstva BOTTOM

7.2 Software

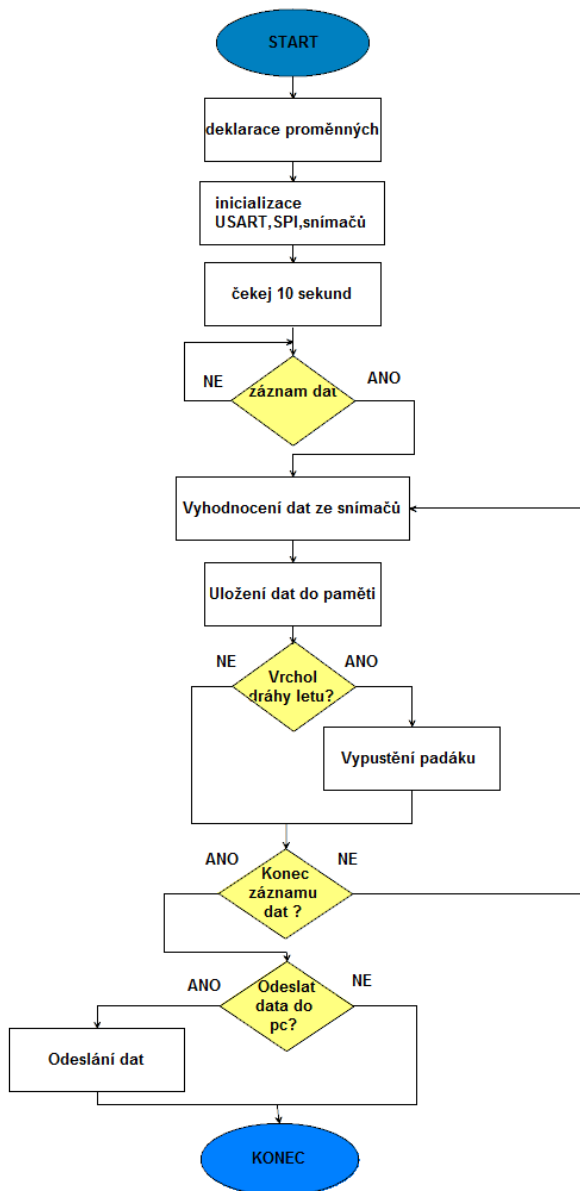
Software byl navržen v programu Atmel studio 6.1. Jedná se o vývojové prostředí pro procesory Atmel, které umožňuje vytváření programů pro AVR, ladění programů a spoustu dalších užitečných funkcí. K nahrání programu do mikrokontroléru proběhlo pomocí programátoru AVR ISP mkII, ten dokáže naprogramovat všechny AVR 8bitové RISC mikroprocesory s ISP připojením. Samotný software byl napsaný pomocí jazyka C.

7.2.1 Popis softwaru

Po připojení napájení proběhne deklarace proměnných, nastavení portů, inicializace UART, SPI sběrnice a snímačů. Následuje 10 sekund, během kterých se neděje nic. V této době je možné odeslat uložená data z předchozího záznamu do PC, jinak poté dojde k přepsání dat. Poté program signalizuje pomocí blikání LED diody, že je připraven na záznam dat. Záznam se spustí při změně zrychlení o +20 %. Spuštění záznamu dat je signalizováno svítící diodou. Doba záznamu je přednastavena pomocí časovače na 30 sekund. Vzorkuje se každých 62,5 ms, tudíž do paměti se uloží 480 záznamů. Během záznamu program také vyhodnocuje pomocí snímačů, zda bylo dosaženo vrcholu dráhy

letu. Pokud ano, mikroprocesor pošle na pin logickou „1“. Po skončení ukládání dat je možné data odeslat do terminálu.

7.2.2 Vývojový diagram

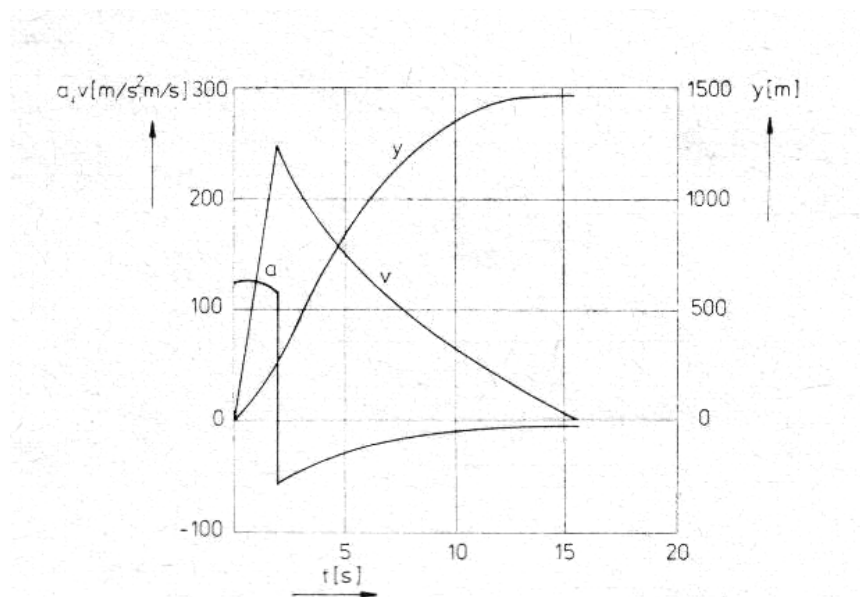


Obrázek 35 - Vývojový diagram programu

8 Naměřené výsledky

8.1 Předpokládané průběhy

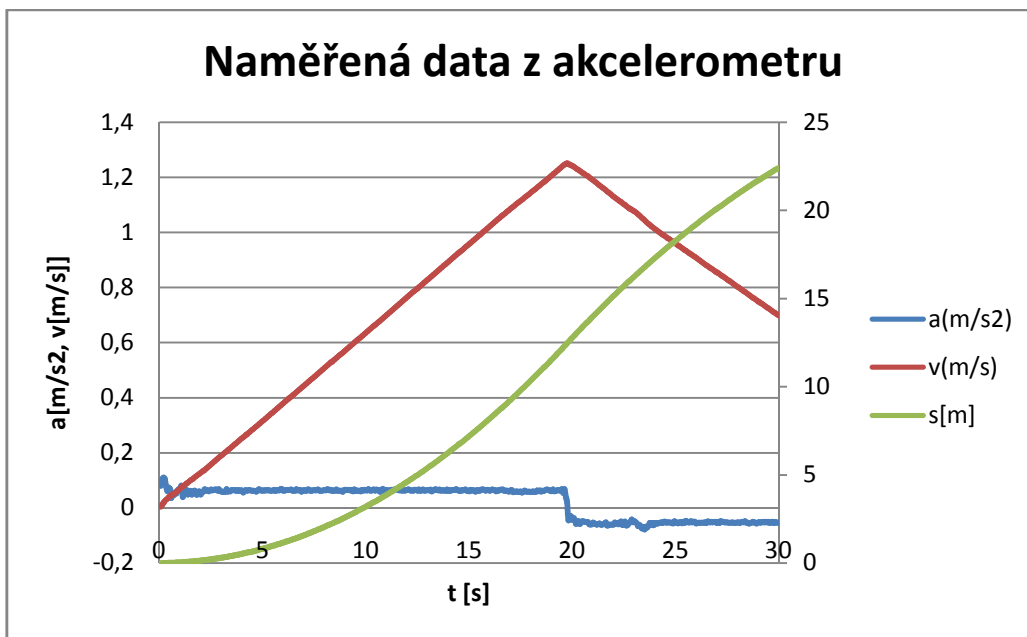
Na obrázku 34. jsou vidět ideální průběhy veličin během letu rakety. Grafy začínají startem a končí ve vrcholu dráhy letu. Z grafu rychlosti je vidět jak z počátku velmi prudce roste, ale po ukončení tahu motoru postupně klesá, protože raketa letí již jen setrvačností. Obdobně u zrychlení, to dosahuje někde i záporných hodnot, jelikož se již jedná o zpomalení.



Obrázek 36 - Předpokládané průběhy (výška-y, rychlost-v, zrychlení-a) [1]

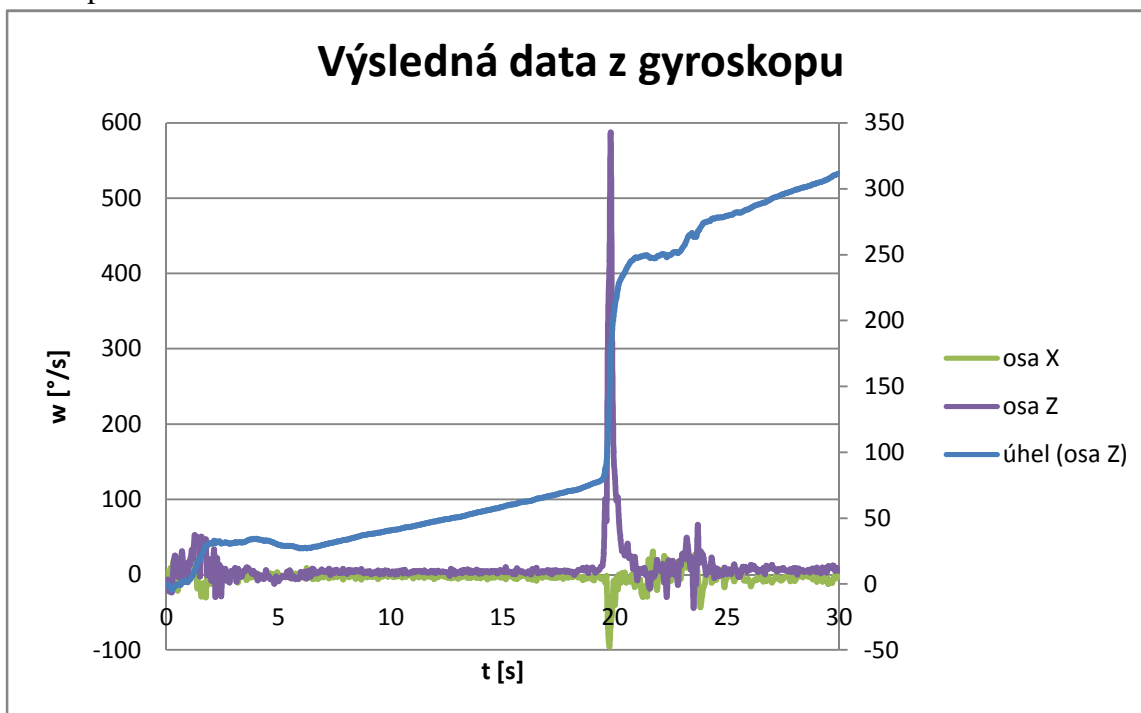
8.2 Naměřená data

Zde jsou vyhodnocena data ze snímačů. Bohužel zatím nebyla možnost otestovat analyzátor letu v reálné raketě. Data jsou tedy naměřena za podobných situací, které se snaží napodobit chování rakety za letu. První graf se týká zrychlení. Je proveden jednoduchý test, kdy je napodoben start, následné zrychlení, zpomalení, dosažení vrcholu a pokles dolů. To vše je provedeno ve výtahu z prvního do šestého patra. Dráha vychází 22,5 metru, což je pouze přibližná hodnota, protože kvůli numerické integraci se integruje i chyba vzniklá měřením. Zrychlení se zde příliš nemění, pouze lehce na začátku měření, tudíž výsledná rychlost roste i klesá téměř lineárně. U reálného letu by tomu tak nebylo. Výsledné průběhy napodobených situací nejsou úplně ideální, ale z principu jsou podobné předpokládaným průběhům.



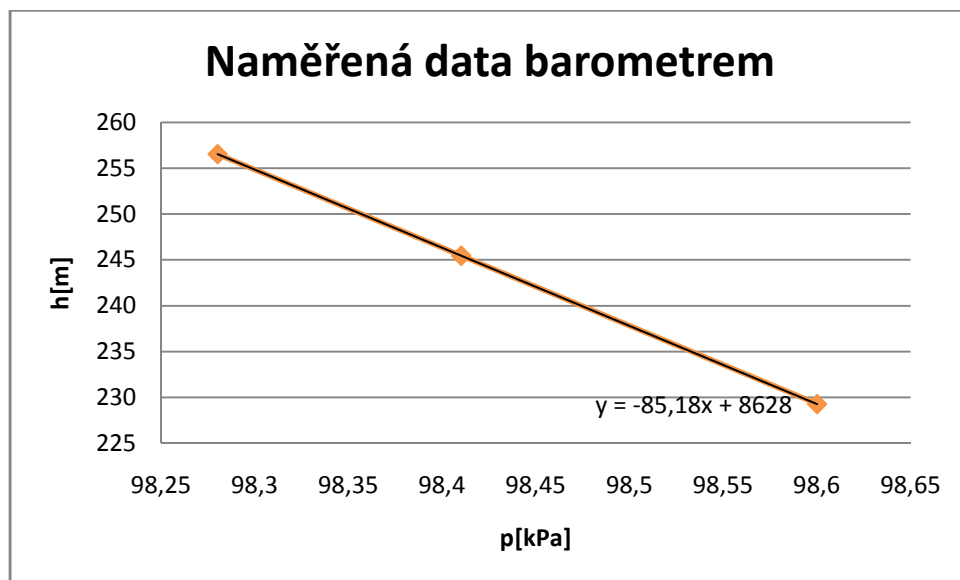
Obrázek 37 - Vyhodnocená data z akcelerometru

Na dalším obrázku jsou vidět data z gyroskopu, úhlová rychlost se zde zvětší v momentě překlopení v ose Z o hodnotu $600^\circ/\text{s}$. Podobné výsledky by byly zjištěny, i pro osu X, kdyby došlo k přetočení v této ose. Pro názornost byl analyzátor otočen pouze v ose Z. Integrací úhlové rychlosti je získán přibližný úhel natočení. Gyroskop byl otočen o 180° , ve výsledných datech je změna v čase 20 sekund změněna přibližně z 90° na 240° , což odpovídá úhlu 150° .



Obrázek 38 - Vyhodnocená data z gyroskopu

Jelikož se hodnota tlaku ve výtahu nijak výrazně neměnila, byl test proveden zvlášť. Byly naměřeny tři hodnoty atmosférického tlaku. Nejprve v šestém podlaží panelového bytu, poté ve třetím podlaží a nakonec na zemi. Z těchto naměřených hodnot jsem vypočetl nadmořskou výšku a poté určil převýšení 27,25 metrů. Tato hodnota se přibližně shoduje s hodnotou dráhy z akcelerometru, ale měla by být přesnější.



Obrázek 39 - Vyhodnocená data z barometru

Závěr

V této práci jsou rozebrány teoretické předpoklady problematiky raketového modelářství, s ním spojený přehled veličin a principy jejich měření. Práce se také zabývá volbou součástek, následně popisem praktické realizace analyzátoru letu a nakonec jsou vyhodnocena naměřená data.

Úkolem praktické části bylo vytvořit zařízení schopné měřit vybrané veličiny, naměřená data ukládat do paměti a vypustit návratové zařízení. Podařilo se sestrojít funkční analyzátor letu řízený mikroprocesorem Atmega8L napájený 3V baterií. Výsledné rozměry desky byly navrženy tak, aby svými rozměry a hmotností příliš neovlivňovaly parametry rakety. Analyzátor bohužel prozatím nebyl vyzkoušen v reálné raketě, ale pouze otestován na podobných situacích, které by mohly nastat během letu. Analyzátor je schopen měřit atmosférický tlak v rozsahu 50 – 115 kPa s přesností ± 1 kPa, což odpovídá přibližně nadmořské výšce -1000 až 5000 m.n.m. Dále měří zrychlení s volitelným rozsahem ± 6 g, ± 12 g, ± 24 g s možností měření ve třech osách a v poslední řadě měření úhlové rychlosti také ve třech osách (v rozsahu $\pm 250^\circ/\text{s}$, $\pm 500^\circ/\text{s}$, $\pm 2000^\circ/\text{s}$). Ve výsledném řešení je zrychlení určováno pouze pomocí jedné osy a úhlová rychlost je vyhodnocována ve dvou osách. Barometr s touto přesností je vhodný spíše do jiných zařízení, ve kterých se tlak nemění tak rychle. Výsledný tlak byl při výpočtu v procesoru vynásobený 100krát, tudíž se zvýšila jeho přesnost i pro menší výšky. Dále se podařilo data ukládat do paměti. Každých 62,5 milisekund je ukládáno 7 Bytů tzn. 16krát za vteřinu. Z toho plyne, že paměť by byla schopná zaznamenávat data okolo 9 minut. Při vyšší frekvenci ukládání dat docházelo k většímu šumu, hlavně u dat z gyroskopu, proto byla doba ukládání dat snížena. U reálného letu by frekvence ukládání dat měla být alespoň 40 vzorků za sekundu (25 ms). Šum by se dal dodatečně odstranit např. Kalmanovým filtrem, tím se ale tato práce nezabývá. Data z paměti lze odeslat pomocí UART do PC.

K vyhodnocení maximální výšky letu lze využít všechny 3 snímače, pokud se vhodně zvolí podmínky pro vypuštění. Data z gyroskopu by při reálném letu nemusela být příliš spolehlivá, z toho důvodu, že raketa se mírně natáčí vlivem větru i za letu, a pokud by tato změna byla rychlá, úhlová rychlost by byla vyhodnocena jako velká hodnota připomínající přetočení rakety. Toto lze však vyřešit vhodným nastavením podmínky pro vypuštění. Dále by se na vyhodnocení okamžiku vypuštění padáku mohla hodit i data z barometru, protože po dosažení minima tlaku ve vrcholu, by tlak opět začal stoupat a v tento moment by mohl být vypuštěn padák. U reálného letu bych zvolil gyroskop pro vypuštění brzdící stuhy (na logickém výstupu 1) a poté barometr k vypuštění padáku (logický výstup 2). Pokud by selhalo vyhodnocení vrcholu vlivem nějaké nepředpokládané situace, pojistil bych vypuštění padáku i brzdící stuhy ještě akcelerometrem, aby byl zajištěn bezpečný sestup rakety.

Výsledné zařízení má svými parametry poměrně univerzální možnosti použití a díky programu ho lze kdykoliv upravit dle aktuálních potřeb. Je na něm vyvedena lišta s napájecím napětím v případě potřeby připojení dalšího obvodu. V případě potřeby jsou

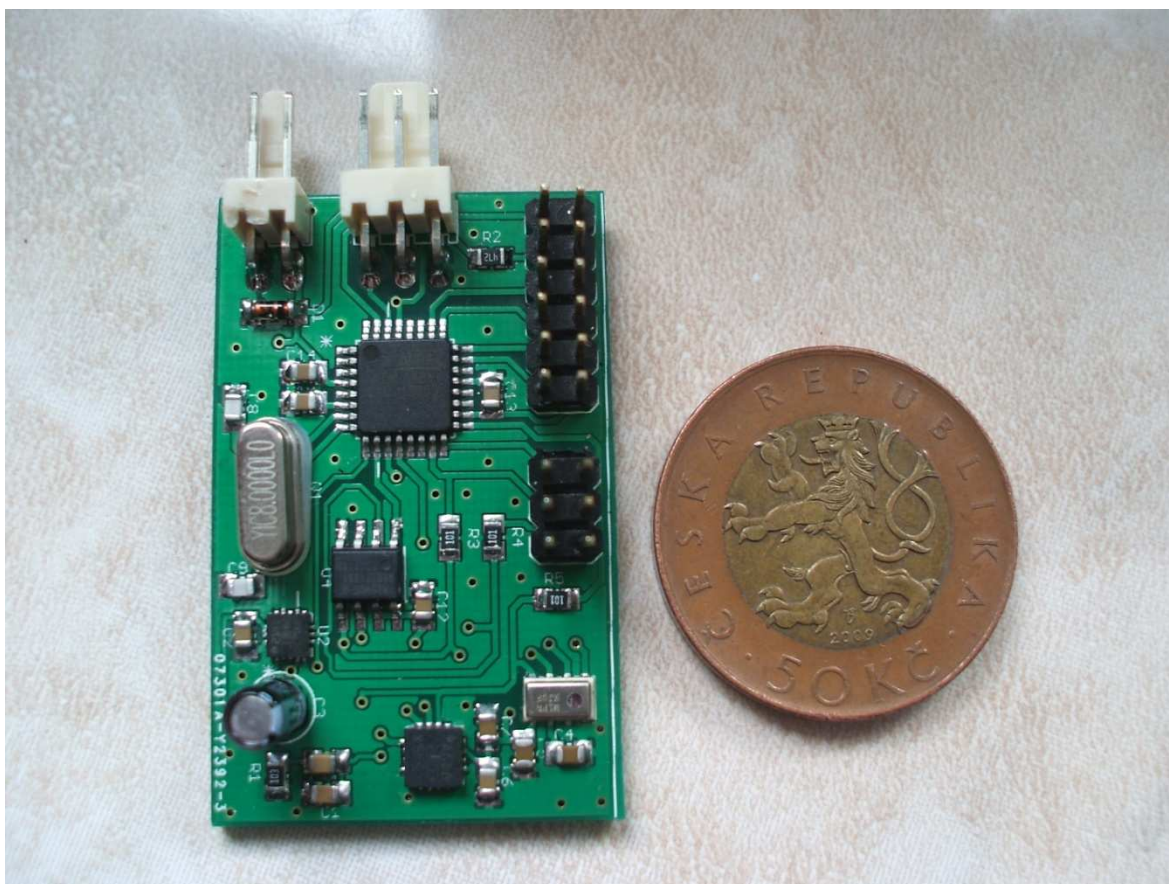
k dispozici i data o teplotě z barometru. Do budoucna by nebylo špatné zkonstruovat zařízení pracující na principu rádiového systému. Cena celého zařízení se vyšplhala přibližně na 1500Kč.

Literatura

- [1] **Raketové modely** [online]. [cit. 2012-07-15]. Dostupné z: <http://raketove.modely.sweb.cz/>
- [2] **ROSENBERG, Alois**. *Raketové modelářství: Stavba raket, modelů a raketoplánů*. Brno: Computer Press, 2006. Hobby. ISBN 80-251-0684-5.
- [3] *Malé raketové motory na TPH* [online]. [cit. 2012-06-20]. Dostupné z: <http://raketky.via.cz/fs.php>
- [4] **ŠAFFEK, Otakar**. *Raketové modelářství*. 2. přeprac. vyd. Praha : Naše vojsko, 1975. 257 s., 168 obr.
- [5] **VOJÁČEK, Antonín**. *Jak pracují nové 3D MEMS akcelerometry Freescale ?* [online]. 2007 [cit. 2012-07-04]. Dostupné z: <http://www.hw.cz/soucastky/jak-pracuji-nove-3d-mems-akcelerometry-freescale.html>
- [6] **VOJÁČEK, Antonín**. *Elektronické výškoměry = MEMS barometry* [online]. 2011 [cit. 2012-07-10]. Dostupné z: <http://automatizace.hw.cz/elektronicke-vyskomery-mems-barometry>
- [7] **VOJÁČEK, Antonín**. *Integrované MEMS GYROSKOPY* [online]. 2009 [cit. 2012-07-07]. Dostupné z: <http://automatizace.hw.cz/integrované-mems-gyroskopy>
- [8] *All datasheet* [online]. 2003 - 2012 [cit. 2012-08-06]. Dostupné z: <http://www.alldatasheet.com/>
- [9] **ROZSÍVAL, Pavel**. *Akcelerometry: Numerická integrace* [online]. [cit. 2012-07-11]. Dostupné z: <http://vyuka.pavelrozsival.cz/isame/Akcelerometry.pdf>
- [10] *Pitotova trubice* [online]. 2009 [cit. 2012-06-13]. Dostupné z: <http://fyzmatik.pise.cz/114610-pitotova-trubice.html>
- [11] **TEXAS INSTRUMENT**. *FRAM – Vestavěná paměť s velmi nízkou spotřebou* [online]. [cit. 2012-07-29]. Dostupné z: http://www.ti.com/ww/cz/mcu/fram_ultra_low_power_embedded_memory/fram_mcu_faqs.htm#2
- [12] **Tim Van Milligan**. *Jak funguje model vícestupňové rakety*. [online]. 2003 [cit. 2012-07-14]. Dostupné z: www.raketovemodely-jp.wz.cz/multistage_part3.pdf
- [13] **TIŠNOVSKÝ, Pavel**. *Externí sériové sběrnice SPI a I²C*. [online]. 30. 12. 2008 [cit. 2012-08-04]. Dostupné z: <http://www.root.cz/clanky/externi-seriove-sberrnice-spi-a-i2c/>
- [14] *Wikipedie otevřená encyklopedie* [online]. [cit. 2012-07-1]. Dostupné z: cs.wikipedia.org/

[15] **HALBICH, Zdeněk**. Výpočet výšky z atmosférického tlaku. [online]. [cit. 2013-05-14]. Dostupné z: <http://www.halba.cz/produkty/atmosfera.html>

Příloha A – Fotografie výsledného zařízení



Příloha B – Obsah CD

Bakalářská práce – Adresář obsahující elektronickou verzi dokumentu v pdf

Eagle – Adresář obsahující schéma zapojení a návrh desky plošného spoje

Code – Adresář obsahující zdrojové kódy