

UNIVERZITA PARDUBICE
FAKULTA ELEKTROTECHNIKY A INFORMATIKY

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2011

Luděk Zaplatílek

Univerzita Pardubice
Fakulta elektrotechniky a informatiky

Návrh stabilizačního systému RC modelu letadla

Bc. Luděk Zaplatílek

Diplomová práce
2011

Univerzita Pardubice
Fakulta elektrotechniky a informatiky
Akademický rok: 2011/2012

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení: **Bc. Luděk Zaplatílek**
Osobní číslo: **I09408**
Studijní program: **N2612 Elektrotechnika a informatika**
Studijní obor: **Komunikační a řídicí technologie**
Název tématu: **Návrh stabilizačního systému RC modelu letadla**
Zadávající katedra: **Katedra elektrotechniky**

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

Cílem práce je návrh stabilizačního systému RC modelu letadla vyrobeného z EPP. Stabilizační systém bude vystavěn na inercialních senzorech MEMS.

Výstupem práce se předpokládá hardwarové a softwarové řešení, které bude spojnicí mezi RC přijímačem a servy modelu.

Rozsah grafických prací:

Rozsah pracovní zprávy:

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

Seznam odborné literatury:

www.st.com

www.analog.com

www.graupner.com

Měření a regulace, Jan Čapek, Zdeněk Diviš

Vedoucí diplomové práce:

Ing. Josef Marek, CSc.

Katedra elektrotechniky

Datum zadání diplomové práce:

2. listopadu 2011

Termín odevzdání diplomové práce:

18. května 2012



A handwritten signature in blue ink, appearing to be "Simeon Karamazov".

prof. Ing. Simeon Karamazov, Dr.
děkan

L.S.

A handwritten signature in blue ink, appearing to be "Zdeněk Němec".

Ing. Zdeněk Němec, Ph.D.
vedoucí katedry

V Pardubicích dne 15. listopadu 2011

Prohlašuji:

Tuto práci jsem vypracoval samostatně. Veškeré literární prameny a informace, které jsem v práci použil, jsou uvedeny v seznamu použité literatury.

Byl 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 o uzavření licenční smlouvy o použití 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 11. 5. 2012

Luděk Zaplatílek

PODĚKOVÁNÍ:

Děkuji vedoucímu diplomové práce Ing. Josefu Markovi za cenné rady, připomínky a za vedení práce.

ANOTACE:

Cílem práce je návrh stabilizačního systému RC modelu letadla vyrobeného z EPP. Stabilizační systém bude vystavěn na inerciálních senzorech MEMS. Výstupem práce se předpokládá hardwarové a softwarové řešení, které bude spojnicí mezi RC přijímačem a servy modelu.

KLÍČOVÁ SLOVA

Akcelerometr, Gyroskop, Inerciální navigační jednotka, RC model letadla

TITLE

The electronic stabilization system for RC flight model design.

ABSTRACT

The main of this work was to develop the electronic stabilization system for RC flying model made from EPP. The electronic stabilization system for RC flying model is build on MEMS inertial sensor. The expected hardware and software solution that will link between the RC receiver and servos is output of this work.

KEYWORD

Accelerometer, Gyroscope, Inertial Measure Unit, RC flight model

Obsah

Úvod	12
1 RC Model letadla	13
1.1 Definice modelu	13
1.1.1 Teorie modelářského servomechanizmu.....	13
1.2 Síly působící na model letadla	14
1.2.1 Vztlak.....	15
1.2.2 Tah.....	15
1.2.3 Tíha.....	15
1.2.4 Odpor	15
1.3 Řízení letu	16
1.4 Profil a jeho aerodynamické charakteristiky.....	17
1.4.1 Polára letadla	19
1.5 Pohonná soustava letadla	20
1.5.1 Princip vzniku tahu	20
1.6 Výběr modelu letadla a popsání jeho částí	22
1.7 Stabilizace polohy RC modelu letadla	23
1.8 Matematický model letadla	24
2 Vztažné soustavy.....	24
2.1 Mechanický pohyb	24
2.2 Vztažné soustavy používané v navigaci.....	25
2.3 Matematické postupy	26
2.3.1 Přímočarý pohyb	26
2.3.2 Křivočarý pohyb	27
3 Zjišťování polohy a orientace modelu.....	29

3.1	Definice MEMS Micro-Elektro-Mechanical System.....	29
3.2	Historie inerciální technologie.....	29
3.3	Inerciální jednotky(INS)	30
3.3.1	Stable Platform systém	31
3.3.2	Strapdown systém.....	32
3.4	Kvalita inerciálních senzorů.....	32
3.4.1	Oblast senzorů	33
3.4.2	Kalibrace senzorů	33
3.4.3	Oblast filtrů – Kalmanův filtr	33
3.5	Oblast senzorů – charakteristiky chyb	33
3.5.1	Bias	34
3.5.2	Chyba měřítka	35
3.5.3	Chyba vychýlených os	35
3.5.4	Nelinearita.....	36
3.5.5	Náhodný šum	36
3.6	Oblast kalibrace	37
3.6.1	Kalibrace biasu	37
3.6.2	Kalibrace měřítka	38
3.6.3	Teplotní kalibrace.....	38
3.7	Typický model senzoru	39
3.8	Trh inerciálních senzorů	40
3.8.1	Popis třídy inerciálních senzorů	41
3.8.2	Námořní a navigační stupeň	41
3.8.3	Taktický stupeň	41
3.8.4	Průmyslový stupeň.....	42

3.8.5	Automobilní stupeň	42
3.9	Výběr vývojového hardwaru	42
3.9.1	STEVAL-MKI02V2.....	42
3.9.2	CH Robotics 6dm	44
3.9.3	Porovnání akcelerometru ST LSM303DLH a Analog Devices ADXL335	45
4	Praktický část.....	46
4.1	Teplotní kalibrace na kitu STEVAL_MKI02V2	46
4.2	Allanova variance	47
4.2.1	Allanova variance akcelerometru ADXL335	49
4.3	Kalibrační zařízení.....	50
4.3.1	Konstantní zrychlení.....	53
4.3.2	Měření úhlu na základě dat z akcelerometru	64
4.4	Výběr hardwaru pro měření charakteristik RC modelu letadla	67
4.4.1	Inerciální jednotka.....	68
4.4.2	Záznam dat	68
4.4.3	Záznam dat na microSD kartu	69
4.5	Uživatelský program	69
4.6	Anemometr	73
4.6.1	Magnetický senzor Diodes AH173	73
4.6.2	Zabudování do řešení.....	74
4.6.3	Měření výkonosti zkonstruovaného anemometru	75
4.7	Měření charakteristik RC modelu letadla.....	76
4.7.1	Model umístěný na zemi pro posouzení statických vlastností modelu	78
4.7.2	Posouzení charakteristik letícího modelu	83
4.7.3	Vyjádření konstant modelu letadla.....	86

4.7.4	Návrh regulátoru	90
5	Ověření.....	91
5.1.1	Posouzení charakteristik letícího modelu se stabilizátorem	92
	Zdroje:	96
	Přílohy:	99

Klíčová slova:

2D, 3D:	Dvoudimenzionální, trojdimenzionální prostor
ADC:	Analogově digitální převodník
Acc:	Akcelerace
ANSI C:	Standart programovacího jazyka C
CMOS:	(Complementary Metal–Oxide–Semiconductor) doplňující se kov-oxid-polovodič
COM:	Hardwarové rozhraní
EKF:	Rozšířený Kalmanův filtr
EPP:	Extrudovaný pěnový polypropylen
EXTI:	Externí přerušení mikroprocesoru
GPIO:	Běžné vstupní/výstupní piny
GPS:	Globální poziční systém
I/O:	Vstupy/výstupy
IMU:	Inerciální měřicí systém
INS:	Inerciální navigační systém
LED:	Světlo emitující dioda
LSM:	Nejméně významný byt
MCU:	Mikrokontroler
MEMS:	Micro-electro-mechanický systém
MEMS:	(Micro-Electro-Mechanical Systems) mikro elektro mechanický systém
MicroSD:	Formát výměnné flash paměťové karty
MSB:	Nejvýznamnější byt
PWM:	Pulsně šířková modulace
RC:	Rádiem řízený
RoHS:	Zkratka názvu evropské směrnice 2002/95/ES Omezení užívání některých nebezpečných látek v elektronických a elektrických zařízeních
SPI:	Sériové periferní rozhraní
SWD	(Serial Wire Debug): sériové drátové ladící rozhraní

USART: Asynchronní sériové rozhraní

USB: Univerzální sériová sběrnice

Seznam obrázků:

Obrázek 1.1 Modelářské servo [30]	14
Obrázek 1.2 Natočení hřídele modelářského serva [10]	14
Obrázek 1.3 Síly působící na model letadla 1 vztlak, 2 tah, 3 tíha, 4 odpor [20]	15
Obrázek 1.4 Osy letadla 1 vertikální, 2 podélná, 3 příčná [20]	16
Obrázek 1.5 Ovládání letadla v podélné ose [20]	17
Obrázek 1.6 Obtékání tělesa [21]	17
Obrázek 1.7 Závislost vztláčné síly na úhlu náběhu [21]	18
Obrázek 1.8 Závislost odporové síly na úhlu náběhu [21]	18
Obrázek 1.9 Závislost vztlakového součinitele na úhlu náběhu klapky [21]	19
Obrázek 1.10 Polára letadla [26]	20
Obrázek 1.11 Vrtulový pohon [21]	21
Obrázek 1.12 Potřebný výkon letadla [21]	22
Obrázek 1.13 RC model letadla	23
Obrázek 2.1 Vztažné soustavy [25]	25
Obrázek 2.2 Vztažná soustava tělesa	26
Obrázek 2.3 Rotace kolem osy x(roll), y(pitch), z(yaw) v tělesové souřadnicové soustavě	28
Obrázek 3.1 Inerciální navigační systém[13]	31
Obrázek 3.2 Stable platform[11]	31
Obrázek 3.3 Tři kritické oblasti INS [19]	32
Obrázek 3.4 Typické chyby inerciální navigace (a) bias, (b) chyba měřítka, (c) chyba nonlinearity, (d) chyba asymetrie, (e) chyba mrtvé zóny, (g) kvantizační chyba [31]	34
Obrázek 3.5 Chyba měřítka [28]	35
Obrázek 3.6 Vychýlení os akcelerometru a gyroskopu [28]	36
Obrázek 3.7 Poničení dat hornopropustným filtrem	37
Obrázek 3.8 Vliv chyby na výpočet dráhy	38
Obrázek 3.9 Blokový diagram inerciálního senzoru [25]	39
Obrázek 3.10 Chyba vychýlení os [25]	40

Obrázek 3.11 Vývojový kit STEVAL_MKI02V2 [4].....	43
Obrázek 3.12 Vývojový kit CH Robotics CHR-6dm AHRS [6]	44
Obrázek 4.1 Typický tvar Allanovy charakteristiky [11].....	48
Obrázek 4.2 Allanova variance akcelerace na ose x	49
Obrázek 4.3 Allanova variance akcelerace na ose y	49
Obrázek 4.4 Allanova Variance na ose z	50
Obrázek 4.6 RC model letadla	51
Obrázek 4.6 Princip kalibračního stroje	51
Obrázek 4.7 Spínač jedné fáze motoru	51
Obrázek 4.8 Unipolární řízení s polovičním krokem [9].....	52
Obrázek 4.9 Verifikace komutačních časů	54
Obrázek 4.10 Data pořízená kalibračním strojem	56
Obrázek 4.11 Natočení akcelerometru v ose yaw	58
Obrázek 4.12 Detekce nulové rotační rychlosti	59
Obrázek 4.13 Pět překrývajících se period rotační funkce	60
Obrázek 4.14 Opakovatelnost náběžné a sestupné hrany rotační funkce	61
Obrázek 4.15 Opakovatelnost rotační funkce pro konstantní úhlovou rychlost.....	62
Obrázek 4.16 Rotační funkce v ose roll, pitch a yaw	64
Obrázek 4.17 Vzorkování akcelerace pro výpočet úhlu natočení akceleračního senzoru	65
Obrázek 4.18 Vypočítaný úhel natočení akcelerometru a úhlový krok.....	66
Obrázek 4.19 Histogram dat úhlového kroku	67
Obrázek 4.20 Vývojový kit STM32F4DISCOVERY [3].....	68
Obrázek 4.21 Formát ukládaných dat na paměťovou kartu	69
Obrázek 4.22 Hlavní okno uživatelského programu	70
Obrázek 4.23 Grafické znázornění měřené veličiny.....	70
Obrázek 4.24 Ostatní měřené charakteristiky	71
Obrázek 4.25 Záznam dat.....	72
Obrázek 4.26 Paket pro přenos dat do uživatelského programu	72
Obrázek 4.27 Princip zkonstruovaného anemometru	73

Obrázek 4.28 Blokový diagram senzoru Diodes AH173 [17]	74
Obrázek 4.30 Operační charakteristika.....	74
Obrázek 4.30 Připojení anemometru ke kitu STM32F4Discovery	74
Obrázek 4.31 Charakteristika anemometru.....	75
Obrázek 4.32 Blokový diagram systému pro záznam charakteristik RC modelu letadla	77
Obrázek 4.33 Vliv otřesu motoru na měření akcelerace	78
Obrázek 4.34 Amplitudové spektrum akceleračního signálu	79
Obrázek 4.35 Amplitudové spektrum filtru	80
Obrázek 4.36 Akcelerační data po aplikování filtru	80
Obrázek 4.37 Data z gyroskopického senzoru	81
Obrázek 4.38 Data z magnetického senzoru.....	82
Obrázek 4.39 Data z Kalmanova filtru.....	83
Obrázek 4.40 Úhel natočení v ose roll, řídicí signál křidélek a rychlost letu modelu	84
Obrázek 4.41 Úhel natočení v ose pitch, řídicí signál výškovky a rychlost letu modelu	85
Obrázek 4.42 Rychlost letu modelu, počet otáček hřídele motoru za sekundu.....	86
Obrázek 4.43 Úhlová rychlost roll, centralizovaný řídicí signál serva křidélek	87
Obrázek 4.44 Úhlová rychlost pitch, centralizovaný řídicí signál serva výškovky.....	87
Obrázek 4.45 Korelační funkce úhlové rychlosti a řídicí veličiny	88
Obrázek 4.46 Zarovnání úhlové rychlosti a řídicí veličiny	89
Obrázek 4.47 Kontrola prvního řádku matice M	90
Obrázek 5.1 Systém stabilizace úhlu natočení modelu v osách roll a pitch	91
Obrázek 5.2 Účinnost vyrovnávacího systému, úsek dat 1.....	93
Obrázek 5.3 Účinnost vyrovnávacího systému, úsek dat 2.....	93

Seznam tabulek:

Tabulka 3.1 Úroveň chyby biasu pro stupně IMU [19]	35
Tabulka 3.2 Porovnání akceleračních sensorů	46
Tabulka 4.1 Ustálená teplota sensorů pro okolní tepotu 25°C.....	47
Tabulka 4.2 Nestabilita biasu akcelerometru ADXL335	50
Tabulka 4.3 Aproximační koeficienty náběžných hran	61
Tabulka 4.4 Aproximační koeficienty sestupných hran	62
Tabulka 4.5 Aproximační koeficienty pro konstantní kladnou úhlovou rychlost	63
Tabulka 4.6 Aproximační koeficienty pro konstantní zápornou úhlovou rychlost	63
Tabulka 4.7 Dosažená přesnost měření úhlu	66
Tabulka 4.8 Parametry regulátoru	90

Úvod

Aplikace RC modelářství prošlo v posledních několika letech mnoha technologickými vylepšeními. Jedním z nejdůležitějších byl příchod neodymových magnetů, na kterých byly vystavěny bezkartáčové motory, které dosahují účinnosti až 94%. I díky nim se podařilo délku letu prodloužit až na hranici 40 minut. Což pro rychlost letu 14 m/s dává letovou vzdálenost 33 km, a to při použití běžně dostupných technologií.

Další rozvoj, který již nyní ovlivňuje aplikaci RC modelů je technologický pokrok v oblasti MEMS inerciálních senzorů. Rozvoj je vyvolaný jednak postupným snižováním cen a navyšováním výkonnosti senzorů což je podkladem pro jejich masovou výrobu. Tento trend je výzvou pro výrobce zařízení, aby hledali stále nové oblasti uplatnění inerciální navigace.

Ačkoliv inerciální navigační jednotka je od počátku spojena s vývojem leteckého navigačního systému, MEMS inerciální senzory doposud nedosahují tak vysoké výkonnosti, aby je bylo možné využívat v této aplikaci. V aplikacích RC modelů však není nutné dosahovat tak vysoké míry bezpečnosti jaký je vyžadován pro letecký průmysl, což otvírá dveře pro vývoj leteckých navigačních jednotek založených na MEMS technologií.

Tato práce se zabývá možností využití MEMS inerciální navigace pro aplikaci řízení RC modelů, posouzením chyb a jejich dopadem na aplikaci.

První část vlastní práce je věnovaná testování na trhu běžně dostupné inerciální navigační jednotky. Tyto testy mají za úkol napovědět možnosti využití inerciální navigační jednotky a inerciálních senzorů pro zvolenou aplikaci.

Druhá část práce se zabývá integrací inerciální navigační jednotky do aplikace RC modelu.

1 RC Model letadla

1.1 Definice modelu

Zákonný doplněk o bezpilotních systémech v ČR označený jako „Doplněk X - bezpilotní systémy“ definuje model letadla jako: „Letadlo, které není schopné nést člověka na palubě, je používané pro soutěžní, sportovní nebo rekreační účely, není vybaveno žádným zařízením umožňujícím automatický let na zvolené místo, a které, v případě volného modelu, není dálkově řízeno jinak, než za účelem ukončení letu nebo které, v případě dálkově řízeného modelu, je po celou dobu letu pomocí vysílače přímo řízené pilotem v jeho vizuálním dohledu.“

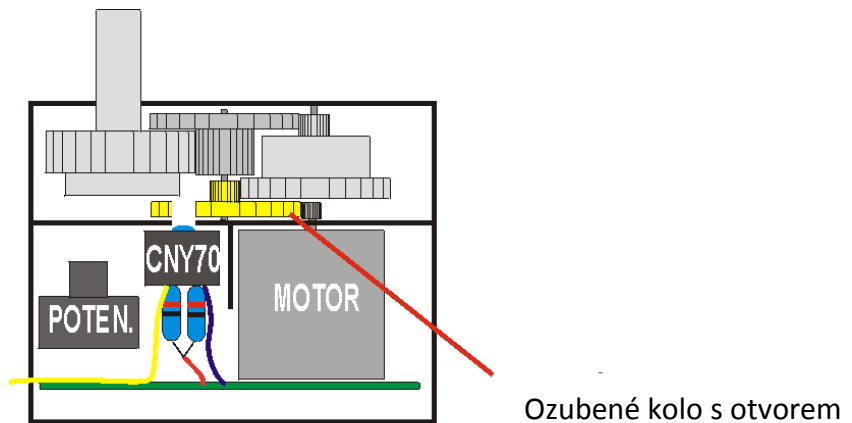
Britský úřad pro civilní letectví přináší definici bezpilotního vzdušného prostředku (UAV): „Letadlo, které je navrženo nebo upraveno tak, že nenesé pilota a je provozováno pod dálkovým řízením, nebo v určitém stupni autonomního provozu“.

Každý elektro model se skládá z těchto částí:

- tělo letadla,
- RC přijímač,
- čtyři serva pro ovládání klapek,
- bezkartáčový motor,
- tři článková Li-on baterie,
- regulátor bezkartáčového motoru.

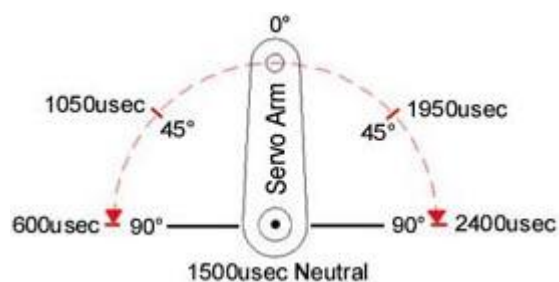
1.1.1 Teorie modelářského servomechanizmu

Modelářské servo je miniaturní elektromotorek s převodovkou. Poloha otočného výstupního hřídele převodovky je snímána zpětnovazebním členem (většinou potenciometrem) a informace o poloze je zavedena zpět do řídicí elektroniky vestavěné v servu. Tato elektronika ovládá rychlost a směr otáčení pohonného motorku.



Obrázek 1.1 Modelářské servo [30]

Požadovaná poloha hřídele je do řídicí elektrotechniky zadávaná jako pulsně-šířkově modulovaný (PWM) signál s opakovací frekvencí přibližně 50 Hz. Pro střední polohu hřídele je třeba vysílat kladný impuls o délce 1,5ms. PWM signál musí být do serva vysílán nepřetržitě. Pokud ustane, uvolní se zpětná vazba serva a není nijak zajištěna správná poloha výstupního hřídele.

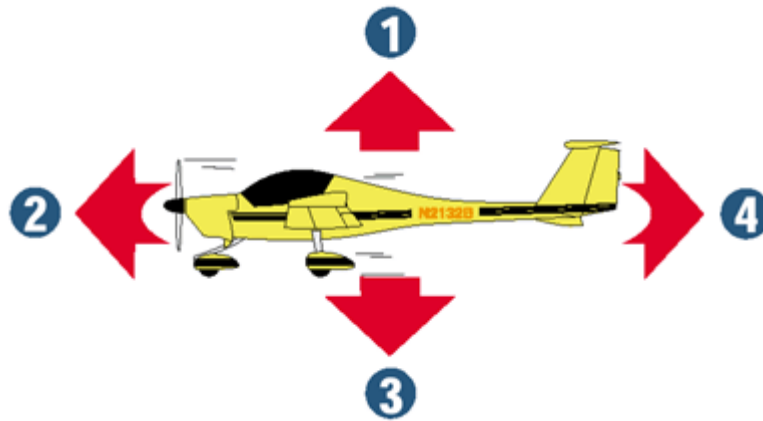


Obrázek 1.2 Natočení hřídele modelářského serva [10]

1.2 Síly působící na model letadla

Při letu na letadlo působí čtyři síly:

- Vztlak,
- Tah,
- Tíha,
- Odpor.



Obrázek 1.3 Síly působící na model letadla 1 vztlak, 2 tah, 3 tíha, 4 odpor [20]

1.2.1 Vztlak

Je síla působící kolmo k horní straně křídla vznikající pohybem (obtékáním) vzduchu kolem křídla tak, že vzduch na horní straně křídla obíhá rychleji než dole. Tento nepatrný rozdíl vytváří vztlak.

1.2.2 Tah

Tah je vpřed směřující síla vytvořená vztlakem roztočené vrtule.

1.2.3 Tíha

Je síla působící směrem ke středu Země. Její velikost je dána rovnicí:

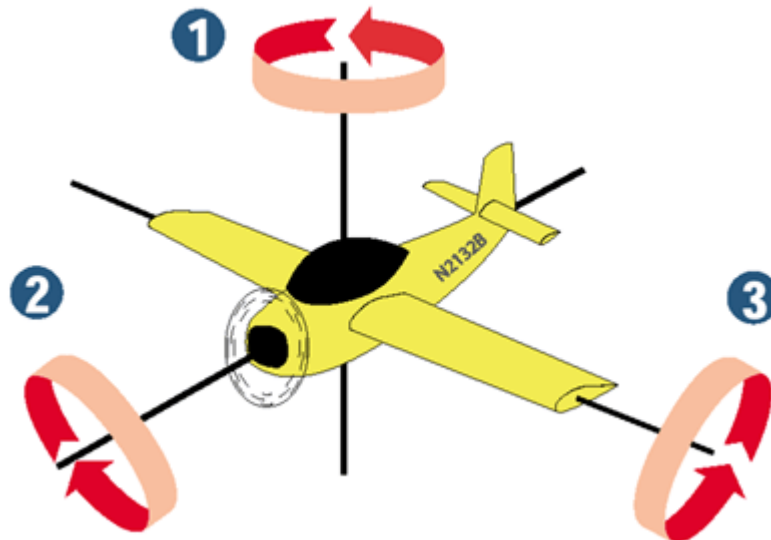
$$F = m * g [N] \quad (1.1)$$

kde m je hmotnost letadla, g je gravitační zrychlení Země.

1.2.4 Odpor

Pohyb vpřed vždy produkuje aerodynamický odpor. Odpor tlačí na letadlo směrem dozadu a je tvořen molekulárním odporem vzduchu proti pohybu skrze něj.

1.3 Řízení letu



Obrázek 1.4 Osy letadla 1 vertikální, 2 podélná, 3 příčná [20]

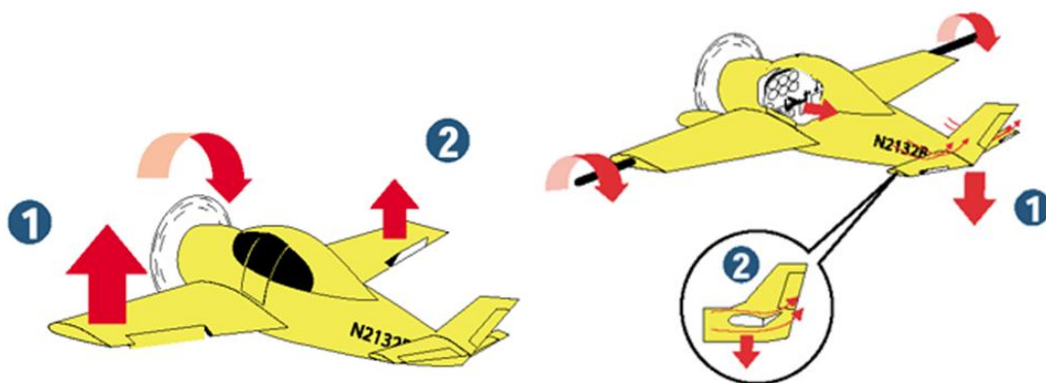
Pomocí prvků pro řízení letu, může letadlo rotovat podle jedné nebo více z těchto os.

Podélná osa vede středem letadla od nosu k ocasu. Letadla zatáčí nebo se naklání podle své podélné osy. Příčná osa vede napříč letadlem od jednoho konce křídla ke druhému na opačné straně letadla. Letadla stoupají nebo klesají podle své příčné osy. Vertikální osa vede shora dolů, od kokpitu k břichu letadla. Letadla zatáčí kolem své vertikální osy.

Model letadla je ovládán pomocí čtyř klapek:

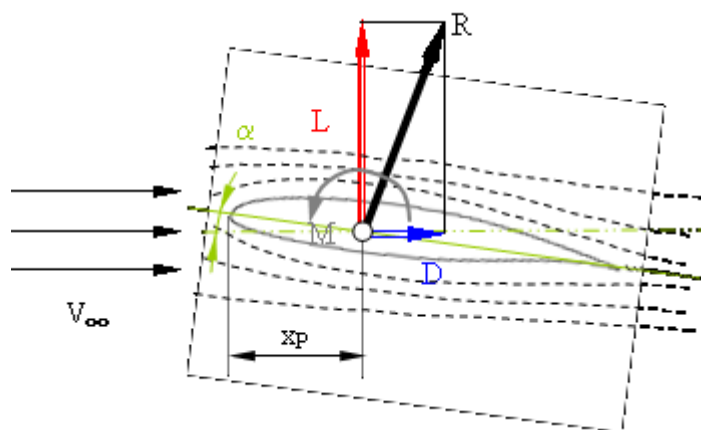
- dvě klapky křidélek na vnějších hranách křídel,
- směrová klapka je umístěná na konci letadla ve svislé pozici,
- výšková klapka je umístěná na konci letadla ve vodorovné pozici.

Klapky jsou pohyblivé plochy (profily) a jejich účelem je naklonit letadlo ve směru, ve kterém chcete zatočit. Klapky tedy kompenzují síly, které působí na letadlo do opačného směru než chce zatočit.



Obrázek 1.5 Ovládání letadla v podélné ose [20]

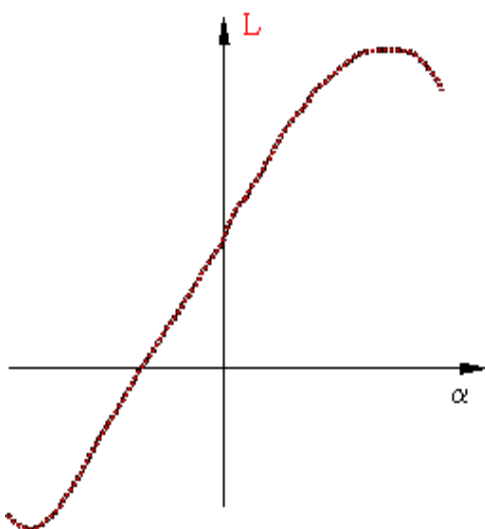
1.4 Profil a jeho aerodynamické charakteristiky



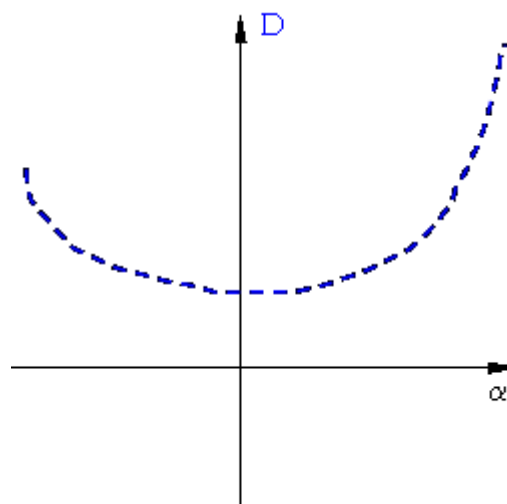
Obrázek 1.6 Obtékání tělesa [21]

Při obtékání tělesa asymetrického vůči nabíhajícímu proudu, nebo symetrického tělesa, které je asymetricky orientováno vůči proudu, je výsledná působící síla obecně orientována (značíme ji R) a lze ji rozložit do dvou složek, a to odporu D , který se promítá do směru rovnoběžného s nabíhajícím proudem a dále vztlaku L , který je složkou kolmou na směr nabíhajícího proudu.

Obrázek 1.7 ukazuje závislost vztlakové síly v závislosti na úhlu náběhu profilu. Kde úhel náběhu je v aerodynamice označení pro úhel, který svírá vektor nabíhajícího proudu vzduchu s referenční přímkou tělesa (nejčastěji tětivou profilu křídla). Tětiva je úsečka spojující náběžný a odtokový bod profilu.



Obrázek 1.7 Závislost vztlakové síly na úhlu náběhu [21]



Obrázek 1.8 Závislost odporové síly na úhlu náběhu [21]

Vztlaková síla působící na profil je možné vypočítat podle rovnice:

$$L = \frac{1}{2} c_L \rho v^2 S [N] \quad (1.2)$$

kde L je vztlaková síla, c_L součinitel vztlaku, ρ hustota prostředí, v rychlost proudu, S je velikost vztažné plochy.

Odporová síla působící na profil je možné vypočítat podle rovnice:

$$D = \frac{1}{2} c_D \rho v^2 S [N] \quad (1.3)$$

kde D je odporová síla, c_D součinitel odporu.

Celková síla působící na profil je:

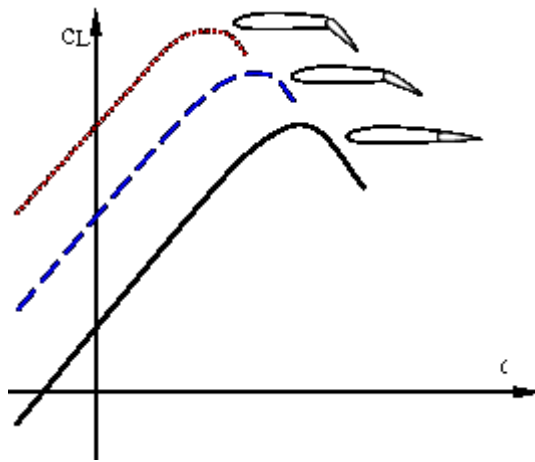
$$R = \frac{1}{2} c_R \rho v^2 S [N] \quad (1.4)$$

kde R je celková síla, c_L součinitel celkové aerodynamické síly.

Vztah mezi součinitelem celkové aerodynamické síly a součiniteli odporu a vztlaku je vyjádřen v rovnici 1.5.

$$c_R^2 = c_L^2 + c_D^2 \quad (1.5)$$

Při vychýlení kormidla se zvětší vztlaková i odporová síla.



Obrázek 1.9 Závislost vztlakového součinitele na úhlu náběhu klapky [21]

Pro každé letadlo platí rovnice 1.6 a 1.7.

Síla působící ve svislé ose je rovná:

$$\sum y = L - G = 0 \quad (1.6)$$

kde L vztlaková síla, G tíha letadla.

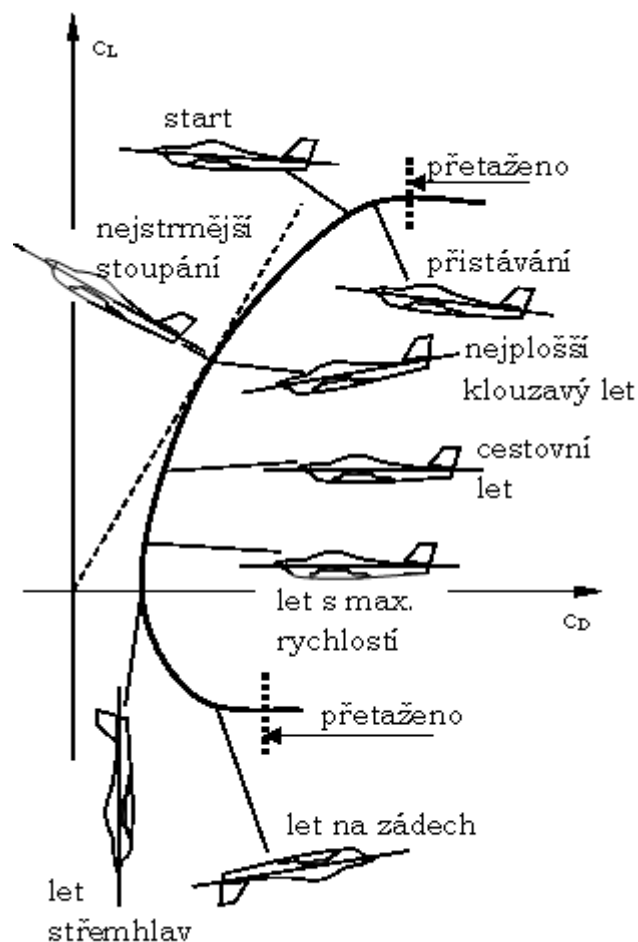
Síla působící ve vodorovné ose je rovná:

$$\sum x = T - D = I \text{ [N]} \quad (1.7)$$

kde T vztlaková síla, G tíha letadla, I setrvačná síla.

1.4.1 Polára letadla

Je charakteristika vztlaku a odporu letadla při různých úhlech náběhu. Tato charakteristika je daná tvarem letadla. Obrázek 1.10 ukazuje její typický tvar.



Obrázek 1.10 Polára letadla [26]

Matematický zápis je:

$$c_D = a \cdot c_L^2 + b \cdot c_L + c \quad (1.8)$$

kde a, b, c jsou koeficienty poláry letadla.

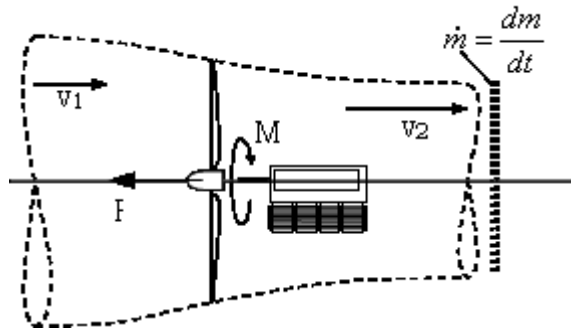
1.5 Pohonná soustava letadla

1.5.1 Princip vzniku tahu

Velikost tahové síly lze vypočítat z druhého Newtonova pohybového zákona: působí-li síla na těleso o hmotnosti m , uděluje mu zrychlení a .

$$F = ma = m \frac{\Delta v}{\Delta t} [N] \quad (1.9)$$

Přirychlíme-li proud o hmotnostním toku \dot{m} , dostaneme sílu působící proti této změně.



Obrázek 1.11 Vrtulový pohon [21]

Potřebný výkon motoru je možné vypočítat podle rovnice pro vodorovný let:

$$T = D \quad (1.10)$$

dosadíme-li za D rovnici 1.3, získáme:

$$T = c_D \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \quad (1.11)$$

Pro vodorovný let platí zároveň rovnice:

$$L = G \quad (1.12)$$

dosadíme-li za L rovnici 1.2, získáme:

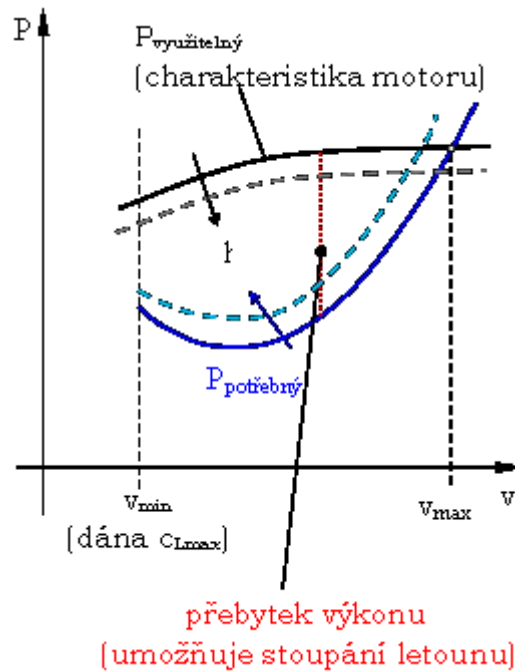
$$c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v^2 \cdot S} \quad (1.13)$$

pak za pomoci poláry letadla můžeme sestavit křivku závislosti potřebného výkonu a srovnat ji s tzv. využitelným výkonem v závislosti na rychlosti letadla.

Potřebný výkon je vypočítán za pomoci součinitele tahu a rychlosti podle rovnice:

$$P_{\text{potřebný}} = T \cdot v \text{ [W]} \quad (1.14)$$

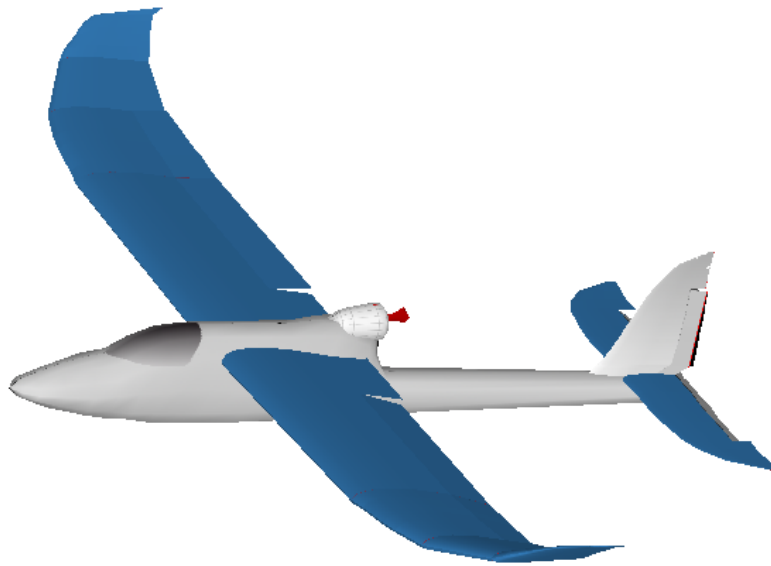
kde $P_{\text{potřebný}}$ je výkon pro udržení letadla ve zvolené výšce, v je rychlost letadla, T je tah.



Obrázek 1.12 Potřebný výkon letadla [21]

1.6 Výběr modelu letadla a popsání jeho částí

Experimentální pokusy byly provedeny na RC modelu letadla Reely Phoenix, který je určen pro začínající letce. Rozpětí křídel modelu dosahuje 1400 mm a váha 650g. Model o těchto rozměrech umožňuje přidání dodatečné zátěže v řádu sta gramů. Což je důležitá vlastnost, abychom mohli připevnit na tělo modelu potřebnou elektroniku. Tělo modelu letadla je vyrobeno z extrudovaného pěnového polypropylenu (EPP), který se vyznačuje nízkou objemovou hmotností. Mají výborné mechanické vlastnosti, minimální nasákavost vlhkosti a jsou stabilní v širokém rozmezí teplot. Dále se vyznačuje zejména jako energii absorbující prvek. Užitečnou vlastností je také možnost rychlé opravy poškozených částí vteřinovým lepidlem.



Obrázek 1.13 RC model letadla

1.7 Stabilizace polohy RC modelu letadla

Stabilizace modelu letadla je vystavěna na regulátorech natočení letadla. Jejich počet je dán počtem regulovaných os. Měřenou veličinou je tedy úhel natočení modelu letadla vzhledem k zemskému povrchu.

Úhel natočení letadla je možné měřit za pomoci:

- akceleračního senzoru,
- GPS přijímačů (využívajícího fázového měření přijatého signálu),
- pomocí sjednocení více senzorů polohy.

Měření úhlu natočení pomocí akceleračního senzoru je založeno na předpokladu, že největší akcelerace je vyvolané gravitační silou Země. Ostatní zesílení vstupují ve tvaru chyby a zhoršují přesnost měření. Chybami můžou být například zrychlení vyvolané tahem motoru a setrvačné síly. Použití GPS přijímačů pro měření úhlu natočení je popsáno v práci [27]. Tato práce dospěla k přesnosti měření kurzu letadla (vertikální osy) se směrodatnou odchylkou 1° a pro příčný náklonu 2° . Třetí metoda je založena na sloučení několika senzorů, které vykazují různý typ chyb. Tato metoda je hojně využívána a věnuje se jí velká pozornost v těchto aplikacích.

1.8 Matematický model letadla

Pro účely vyjádření vztahů mezi náklonem letadla a velikostí řídicích veličin byl sestrojen matematický model, který popisuje vztahy jednotlivých veličin.

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p_S(t) \\ p_V(t) \\ p_K(t) \end{bmatrix} \cdot PAR^2(t) \cdot T_S \quad (1.15)$$

$$L = (M \cdot P) \cdot PAR^2(t) \cdot T_S \quad (1.16)$$

kde

L je vektor úhlové rychlosti v podélné, příčné, vertikální ose,

M je čtvercová matice koeficientů,

P je vektor řídicích signálů z RC přijímače,

PAR je okamžitá rychlost letadla,

T_S je perioda vzorkování.

2 Vztažné soustavy

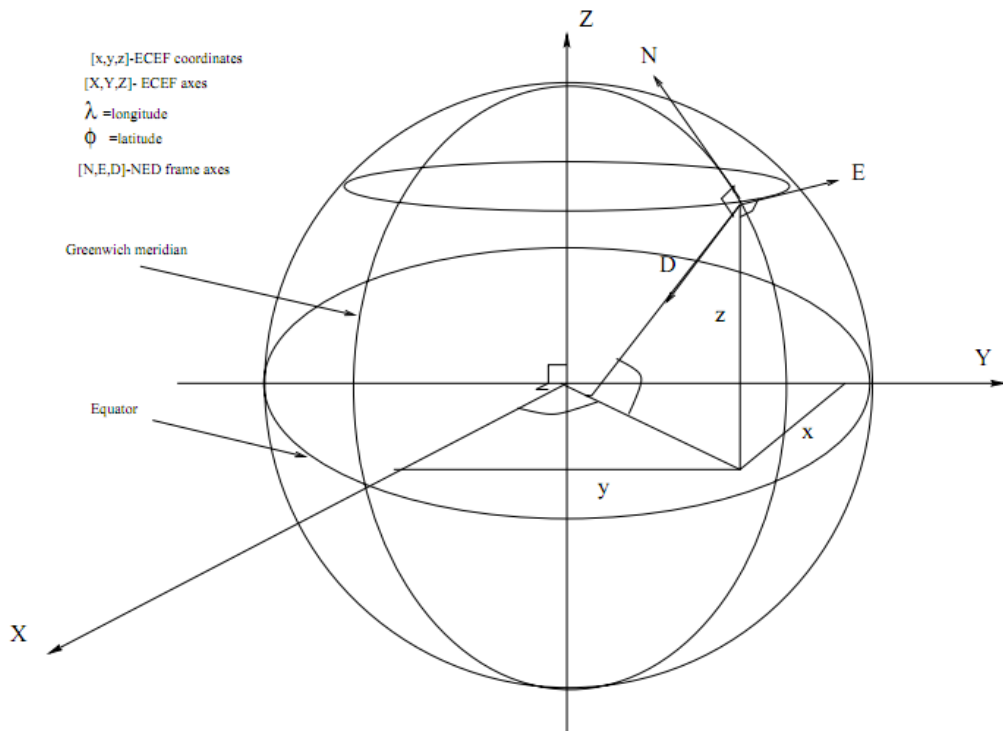
2.1 Mechanický pohyb

Mechanickým pohybem se ve fyzice označuje pohyb, při kterém dochází ke změně polohy tělesa (hmotnému bodu), vzhledem k jinému bodu, za určitý časový interval.

Pokud k mechanickému pohybu nedochází, tzn., nemění se poloha tělesa vzhledem k jinému tělesu, říkáme, že je těleso v klidu. Klid je tedy pouze zvláštním případem pohybu. Vzhledem k tomu, že klid (nebo pohyb) je vždy vztažen k určité vztažné soustavě, je klid vždy relativní. Žádné těleso nemůže být v klidu ve všech vztažných soustavách, tedy v absolutním klidu. Absolutní klid neexistuje. Popis pohybu tělesa je vždy závislý na volbě vztažné soustavy. V různých vztažných soustavách se pohyb bude jevit různě.

2.2 Vztažné soustavy používané v navigaci

Earth NED frame



Obrázek 2.1 Vztažné soustavy [25]

i-

inerciální souřadnicová soustava Země (Earth Centered Inertial frame – ECI)

Střed soustavy je střed Země,

osa Z_i je totožná se zemskou osou,

osy X_i a Y_i jsou rovnoběžné s rovníkem, jsou orientovány podle hvězd, které nemění polohu vůči Zemi.

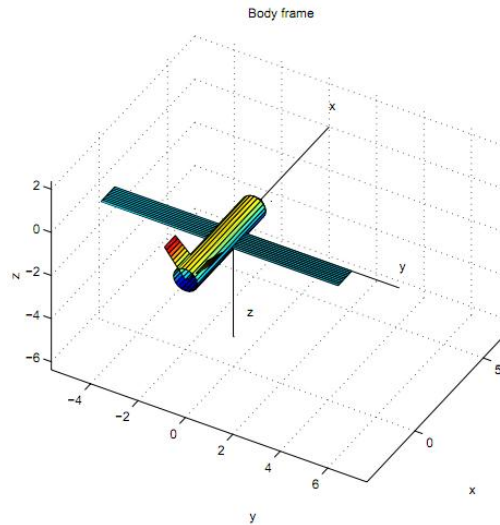
e- centovaná souřadnicová soustava Země (Earth Centered Earth Fixed frame – ECEF)

Střed soustavy je střed Země,

osa Z_i je totožná se zemskou osou,

osy X_i a Y_i dány pevné vzhledem k Zemi, v čase $t=0$ jsou schodné ECI.

b- souřadnicová soustava tělesa (BODY)



Obrázek 2.2 Vztažná soustava tělesa

Tato soustava je základní soustava pro inerciální senzory. Osy této souřadnicové soustavy jsou stejné jako např. automobilu. Osa x směřuje dopředu, osa y směřuje doprava a osa z směřuje k zemi. Osy jsou vzájemně ortogonální. Střed je umístěn v těžišti. Rychlost v tělesové souřadnicové soustavě je vyjádřena $[u, v, w]$.

n-zeměpisná souřadnicová soustava (North East Down frame -NED)

Střed soustavy: stejná jako v souřadnicové soustavě tělesa *b*, nejsou k ní připevněny osy,

osa X_i : lokální Sever

osa Y_i : lokální Východ

osa Z_i : směr ke středu Země

2.3 Matematické postupy

2.3.1 Přímočarý pohyb

Výpočet rychlosti z akcelerace:

$$v(t) = v_0 + \int_{t=t_0}^{t_1} a dt \text{ [m/s]} \quad (2.1)$$

kde a je zrychlení tělesa, v_0 je počáteční rychlost a $v(t)$ okamžitá rychlost.

Výpočet dráhy z akcelerace

$$s(t) = s_0 + \int_{t=t_0}^{t_1} v dt [m] \quad (2.2)$$

kde, $s(t)$ okamžitá dráha a s_0 je počáteční dráha.

Dosadíme-li rovnici 2,1 do rovnice 2,2 získáme:

$$\begin{aligned} s(t) &= s_0 + \int_{t=t_0}^{t_1} \left(v_0 + \int_{t=t_0}^{t_1} a dt \right) dt \\ &= s_0 + v_0(t_1 - t_0) + \int_{t=t_0}^{t_1} \int_{t=t_0}^{t_1} a dt dt \end{aligned} \quad (2.3)$$

V případě že akcelerace je konstantní, rovnice se zjednoduší na následující tvar.

$$s(t) = s_0 + v_0(t_1 - t_0) + \frac{1}{2}a(t_1 - t_0)^2 [m] \quad (2.4)$$

2.3.2 Křivočarý pohyb

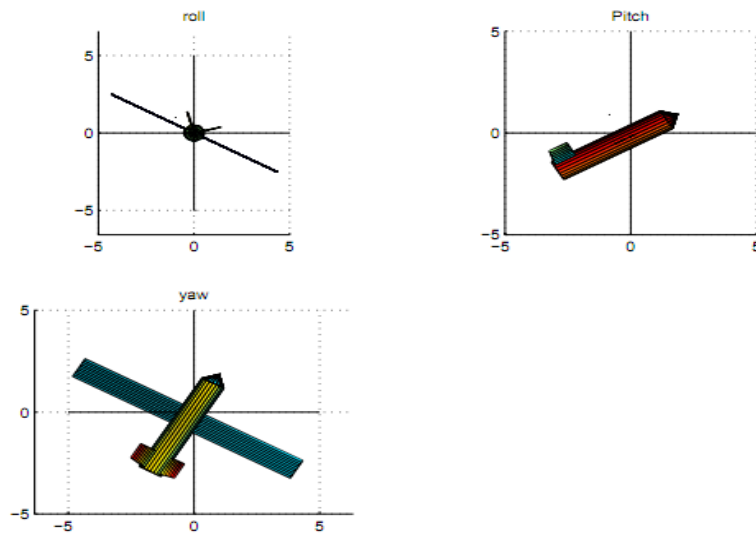
Pro výpočet dráhy strapdown systémů je nutné zabezpečit neměnnost snímacích os. Toho je možné dosáhnout transformací do vhodné souřadné soustavy, například transformací z tělesové soustavy do navigační soustavy (NED). Výpočet dráhy v nové soustavě je možné vypočítat podle rovnice 2.4.

Pro transformaci souřadného systému A do souřadnicového systému B je možné použít Diskrétní kosinovou transformaci podle rovnice:

$$\begin{bmatrix} \hat{b}_1 \\ \hat{b}_2 \\ \hat{b}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \hat{a}_1 \\ \hat{a}_2 \\ \hat{a}_3 \end{bmatrix} = C_a^b \begin{bmatrix} \hat{a}_1 \\ \hat{a}_2 \\ \hat{a}_3 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

kde C_a^b je přímá kosinová matice, \vec{b} je vektor souřadnicového systému B a \vec{a} je vektor souřadnicového systému A.

Roll Pitch and Yaw



Obrázek 2.3 Rotace kolem osy x(roll), y(pitch), z(yaw) v tělesové souřadnicové soustavě

Otočení kolem osy x (roll)

$$R(\varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

Otočení kolem osy y(pitch)

$$R(\theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

Otočení kolem osy z (yaw)

$$R(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

Přímá kosinová matice

$$C_{\beta}^{\alpha} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.9)$$

$$= \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ -\cos \psi \cos \varphi + \cos \varphi \sin \theta \cos \psi & \cos \psi \cos \varphi + \cos \varphi \sin \theta \cos \psi & -\sin \varphi \cos \theta \\ \sin \varphi \sin \psi + \cos \varphi \sin \theta \cos \psi & -\sin \varphi \sin \psi + \cos \varphi \sin \theta \cos \psi & \cos \varphi \cos \theta \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

Rotační matice pro malé úhly

Pokud měříme malé úhly, můžeme použít první člen Taylorova rozvoje trigonometrické funkce matice, $\cos \alpha \approx 1$ a $\sin \alpha \approx \alpha$. Pak dostaneme rovnici:

$$C_{\beta}^{\alpha} = \begin{pmatrix} 1 & -\varphi & \theta \\ \varphi & 1 & -\psi \\ -\theta & \psi & 1 \end{pmatrix} \quad (2.11)$$

3 Zjišťování polohy a orientace modelu

3.1 Definice MEMS Micro-Elektro-Mechanical System

Mikrosystém je obecně definován jako inteligentní miniaturní systém sdružující snímání informací, zpracování signálů a vykonávání akčních funkcí na výstupu. Mikrosystém obvykle kombinuje vlastnosti dvou nebo více z následujících šesti základních energetických domén – elektrické, mechanické, optické (záření), biochemické, magnetické a tepelné. Obvykle je řešen jako integrovaný na jednom čipu, eventuálně v multičipovém hybridním provedení. Mimosystémové součásti mají struktury s rozměry μm a jejich technické funkce jsou podmíněné tvarem mikrostruktury. Mikrosystémy spojují několik mikrokomponentů se dvěma nebo více funkcemi, optimalizovaných ve vnitřním systému – v mnoha případech využívajících mikroelektronických struktur a funkcí.

3.2 Historie inerciální technologie

Studium inerciální navigace sahá daleko před příchodem MEMS technologie. První vytvořili a testovali tvůrci raket jako například Robert Goddard a Werner Braun na počátku třicátých let dvacátého století. Později byla inerciální technologie zdokonalována institucemi jako je Drapers Labs, která vytvořila první inerciální navigační systém. Inerciální navigace umožnila velké vzdušné úspěchy, jakým byl např. program Appollo.

Před příchodem MEMS technologie byly používány přesné mechanické gyroskopy a akcelerometry. Jejich vysoká cena však aplikace, ve kterých byly obsaženy, velmi limitovala, převážně pro high-end leteckého průmyslu. Dozrání MEMS technologie

umožnilo výrobu senzorů, které nedosahují sice výkonosti konvenčních mechanických senzorů, ale dramaticky snížila cenu, velikost a hmotnost.

Běžně se mikro-mechanické IMU začaly objevovat na trhu až v posledních dvou dekádách jako levná, moderní a výkonná alternativa k již existujícím inerciálním senzorům. Mnoha dnešních inerciálních senzorů již můžeme najít ve vojenském, automobilovém, průmyslovém, lékařském a v zákaznických aplikacích.

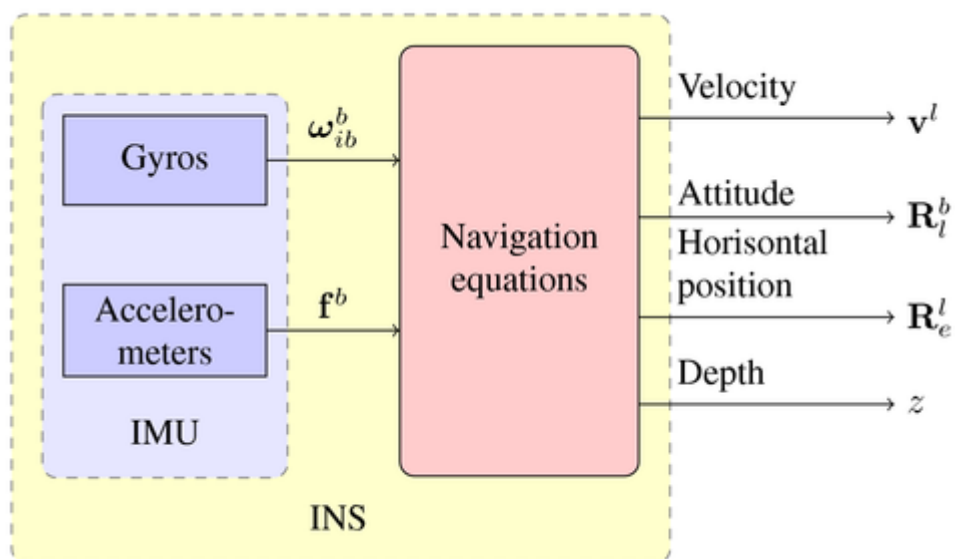
3.3 Inerciální jednotky(INS)

Inerciální navigace je soběstačná navigační technika, ve které je měření provedeno akcelerometry a gyroskopy. Používají se k sledování polohy a k orientaci objektu relativně ke známému startovnímu bodu, orientaci a rychlosti. Inerciální navigační jednotky typicky obsahují tři ortogonálně umístěné gyroskopy a tři ortogonální akcelerometry, které měří úhlovou rychlost a lineární akceleraci. Zpracováním signálu z těchto zařízení je možné získat polohu a orientaci objektu.

Inerciální navigace je založena na aplikaci Newtonových pohybových zákonů. Zejména prvního Newtonova zákona, který říká, že těleso setrvává v klidu nebo rovnoměrném přímočarém pohybu jestliže na těleso nepůsobí žádné vnější síly nebo výslednice sil je nulová. Druhý Newtonův zákon je použit k získání akcelerace podle rovnice:

$$a = \frac{F}{m} \left[\frac{m}{s^2} \right] \quad (3.1)$$

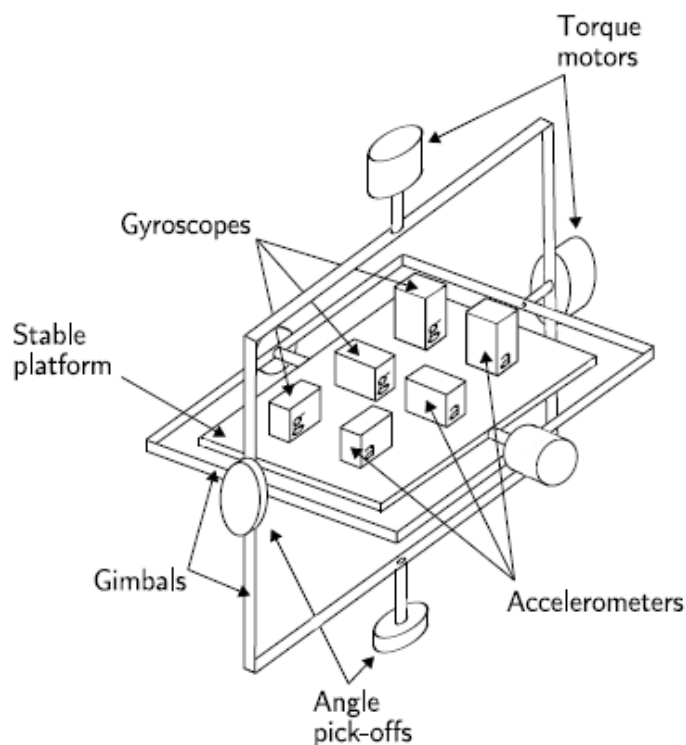
kde **F** je síla působící na těleso a **m** je hmotnost tělesa.



Obrázek 3.1 Inerciální navigační systém[13]

3.3.1 Stable Platform systém

Stable platform systém se skládá z inerciálních senzorů, umístěných na platformě, která je izolována od jakékoliv externí rotace.



Obrázek 3.2 Stable platform[11]

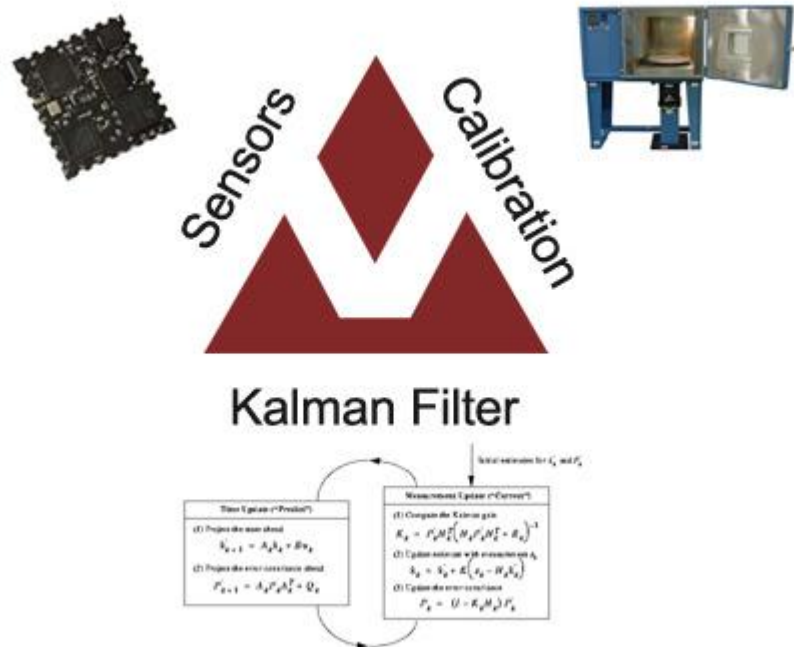
3.3.2 Strapdown systém

V strapdown systémech jsou inerciální senzory, pevně namontované k zařízení a proto výstup je měřen v tělesové souřadnicové soustavě. Chceme-li sledovat orientaci, signály z gyroskopů jsou integrovány. Ke sledování pohybu je trojice signálů z akcelerometru převedena do globálních souřadnic za pomoci integrování výstupů z gyroskopů. Akcelerační signály v globálních souřadnicích jsou pak integrovány stejně jako ve stable platform algoritmu.

Stable platform a strapdown systémy jsou založeny na stejných principech. Strapdown systém má redukovanou mechanickou složitost a jsou fyzicky menší. Tyto výhody byly dosaženy za cenu zvýšení výpočetní složitosti, přičemž náklady na výpočetní jednotky se snižují. Strapdown systémy se staly dominantním typem INS.

3.4 Kvalita inerciálních senzorů

Celková kvalita snímačů orientace může být určena zkoumáním výkonů třech kritických oblastí. Je to kvalita senzorů, kvalita kalibrace senzorů a použitého filtru - převážně Kalmanův.



Obrázek 3.3 Tři kritické oblasti INS [19]

3.4.1 Oblast senzorů

Konstrukce kvalitního orientačního senzoru začíná vhodnou volbou senzorů. Orientační senzor využívá akcelerometr, magnetometr a gyroskop, které poskytují výsledky ve třech osách. To znamená, že každé čidlo se ve skutečnosti skládá ze tří samostatných měřících zařízení. A to v každém směru souřadnic. Spojením těchto měření je senzor schopen měřit velikost a směr zrychlení, magnetické pole a úhlové rychlosti v 3D prostoru. Měřený směr vektoru na senzorech musí být nejen přesný, ale také reprodukovatelný v čase. V tomto okamžiku vstoupí do hry výkonnostní faktory, jako jsou šum, hystereze, změna biasu.

3.4.2 Kalibrace senzorů

Kalibrace čidla je metoda zlepšení výkonnosti senzoru tím, že se odstraní strukturální chyby na výstupu senzorů. Strukturální chyby jsou rozdíly mezi očekávanými výstupy a měřenými výstupy. Některé z těchto chyb, které jsou opakovatelné, mohou být vypočteny při kalibraci, takže při dokončení mohou být kompenzovány. Kalibrace poskytuje prostředek k zajištění vyšší výkonosti tím, že zlepšuje celkovou přesnost a výchozí úroveň senzoru.

3.4.3 Oblast filtrů – Kalmanův filtr

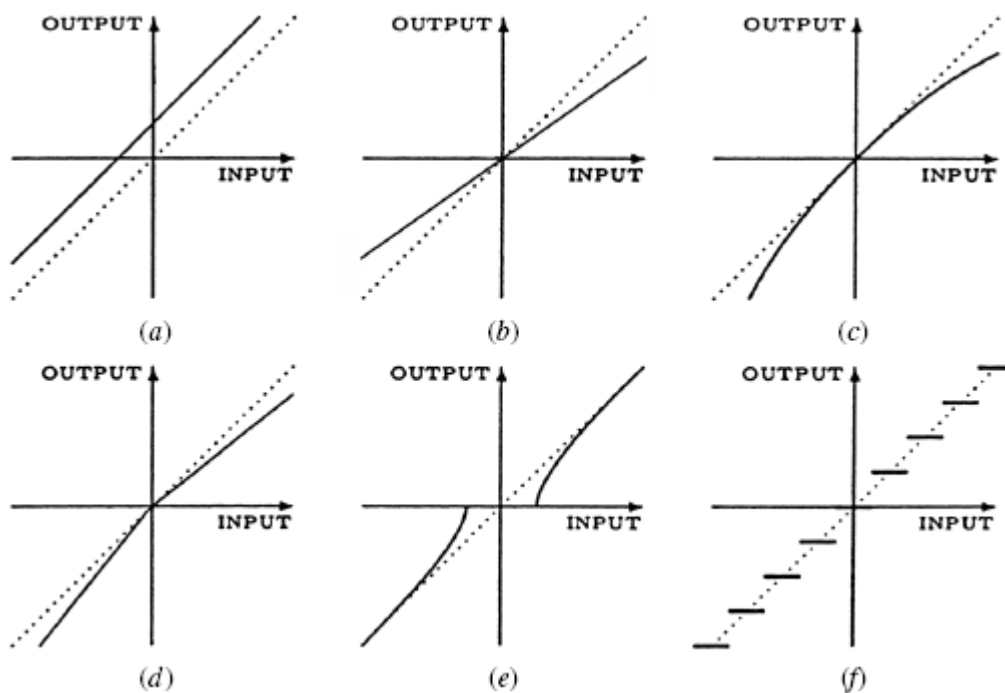
Jedním z neznámějších algoritmů pro filtraci je odhad stavových veličin na základě informace o vstupech, výstupech, neměřitelných poruchách, šumech měření a modelu systému, nazývaný Kalmanův filtr. Jedná se o pozorovatele stavů stochastického systému, kde stochastickou částí rozumíme rozšíření deterministického modelu o šum procesu a šum měření. Základní předpoklad je, že oba šumy budou bílé. Poté se jedná o středně kvadratický odhad stavových veličin. Pro případ odhadu polohy modelu letadla je tento algoritmus velice vhodný.

3.5 Oblast senzorů – charakteristiky chyb

Všechny typy akcelerometrů a gyroskopů vykazují bias, chybu měřítka, chybu vychýlení měřících os, náhodný šum. Velikost těchto chyb závisí na typu senzoru.

Každý zdroj systematické chyby má čtyři komponenty: fixní příspěvek, teplotní odchylka, run-to-run odchylka a in-run odchylka. Fixní příspěvek je trvale přítomný na

senzoru a INS procesorovou jednotkou korigován za pomoci dat naměřených v laboratoři. U Run-to-run se velikost chyby mění s časem na senzoru, ale zůstává konstantní pro jakékoliv spuštění. In-run příspěvek odchylky se pomalu mění během činnosti. Teoreticky je možné tuto chybu korigovat přidáním více senzorů, ale prakticky je obtížné toho dosáhnout.



Obrázek 3.4 Typické chyby inerciální navigace (a) bias, (b) chyba měřítka, (c) chyba nelinearity, (d) chyba asymetrie, (e) chyba mrtvé zóny, (g) kvantizační chyba [31]

3.5.1 Bias

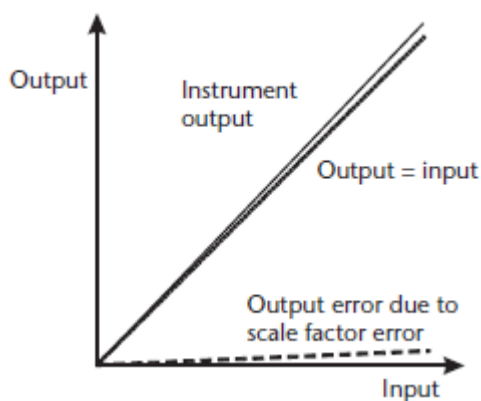
Bias je konstantní chyba vyskytující se na všech akcelerometrech a gyroskopech. V mnoha případech je bias dominantní chybou inerciálních senzorů.

Tabulka 3.1 Úroveň chyby biasu pro stupně IMU [19]

IMU Grade	Accelerometer Bias		Gyro Bias	
	mg	$m\ s^{-2}$	$^{\circ}\ hr^{-1}$	$rad\ s^{-1}$
Marine	0.01	10^{-4}	0.001	5×10^{-9}
Aviation	0.03–0.1	$3 \times 10^{-4} - 10^{-3}$	0.01	5×10^{-8}
Intermediate	0.1–1	$10^{-3} - 10^{-2}$	0.1	5×10^{-7}
Tactical	1–10	$10^{-2} - 10^{-1}$	1–100	$5 \times 10^{-6} - 5 \times 10^{-4}$
Automotive	>10	$>10^{-1}$	>100	$>5 \times 10^{-4}$

3.5.2 Chyba měřítka

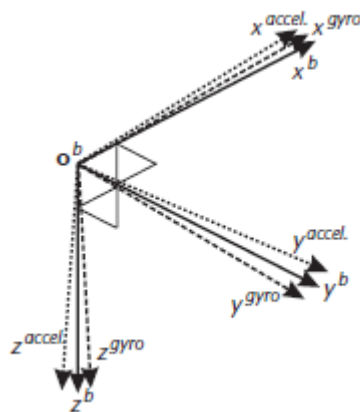
Chyba měřítka je odchylka sklonu vstupu-výstupu. Chyba výstupu akcelerometru je závislá na velikosti akcelerační síly působící v ose. U gyroskopu - na velikosti úhlové rychlosti.



Obrázek 3.5 Chyba měřítka [28]

3.5.3 Chyba vychýlených os

Chyba vychýlených měřících os se vyskytuje u všech typů INS. Tato chyba je důsledkem technologických omezení výroby.



Obrázek 3.6 Vychýlení os akcelerometru a gyroskopu [28]

3.5.4 Nelinearita

Je přesnost reálné kalibrační křivky s ideální statickou přenosovou charakteristikou (přímkou). Je vyjádřena v procentech horní hranice měřicího rozsahu a udává maximální odchylku kteréhokoliv kalibračního bodu od odpovídajícího bodu na ideální charakteristice. Chyba linearity (nelinearita) senzoru je definována vztahem:

$$L_e = \frac{\Delta y_{max}}{\text{Plný rozsah}} \quad (3.2)$$

3.5.5 Náhodný šum

Elektrický šum limituje rozlišení inerciálních senzorů, zvláště u MEMS senzorů, kde signály jsou velmi slabé. Závěsné akcelerometry a spinning-mass gyroskopy vykazují šum vzhledem ke své mechanické nestabilitě.

Spektrum šumu akcelerometru a gyroskopu pod 1 Hz je přibližně bílý, takže standardní odchylka průměrné síly a úhlové rychlosti šumu je inverzně proporcionální s odmocninou času. Obvyklou jednotkou pro šum akcelerace je $\frac{\mu g}{\sqrt{Hz}}$, kde

$$1 \frac{\mu g}{\sqrt{Hz}} = 9,80665 \cdot 10^{-5} \text{ ms}^{-1,5}, \text{ a } \frac{^{\circ}}{\sqrt{Hz}} \text{ pro náhodný šum gyroskopu, kde } \frac{1^{\circ}}{\sqrt{Hz}} = 2,909 \cdot 10^{-4} \text{ rad s}^{-0,5}.$$

3.6 Oblast kalibrace

3.6.1 Kalibrace biasu

Chybu biasu je možné vyčíslit z dlouhodobého měření výstupu senzorů, pokud na senzory nepůsobí žádné zrychlení, rotační rychlost a okolní teplota je 25°C.

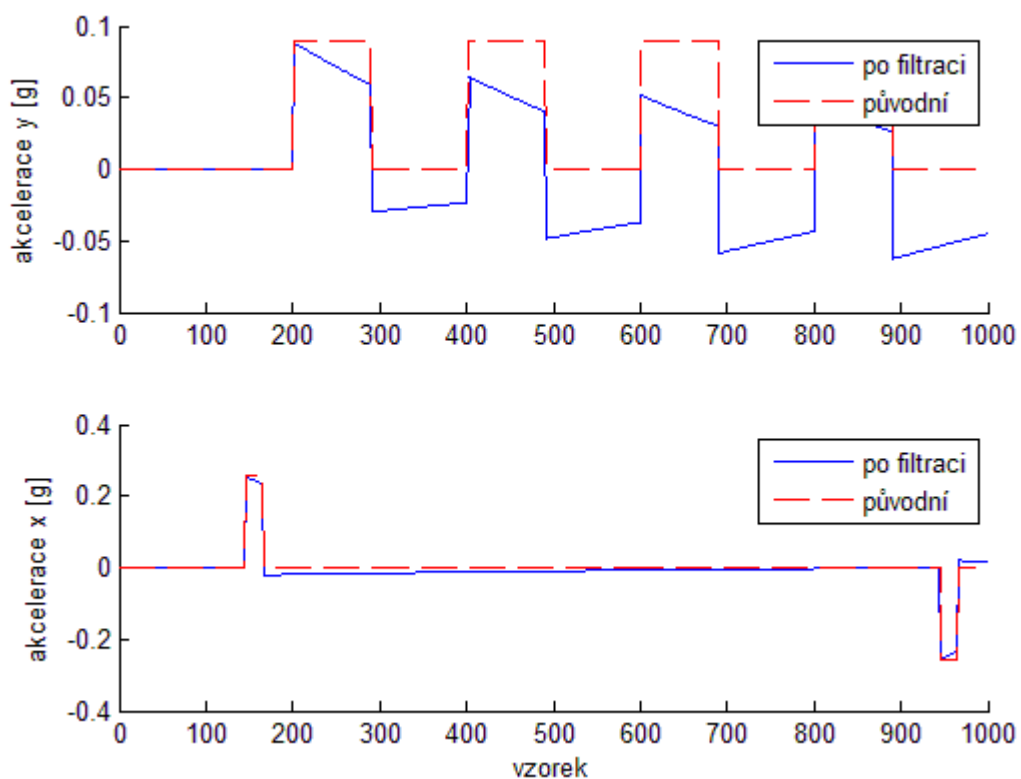
Pak bias se vypočítá jako aritmetický průměr, podle rovnice:

$$b_x = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N a_i \quad (3.3)$$

kde b_x je bias v ose x, N je počet vzorků, a_i je vzorek měřené veličiny.

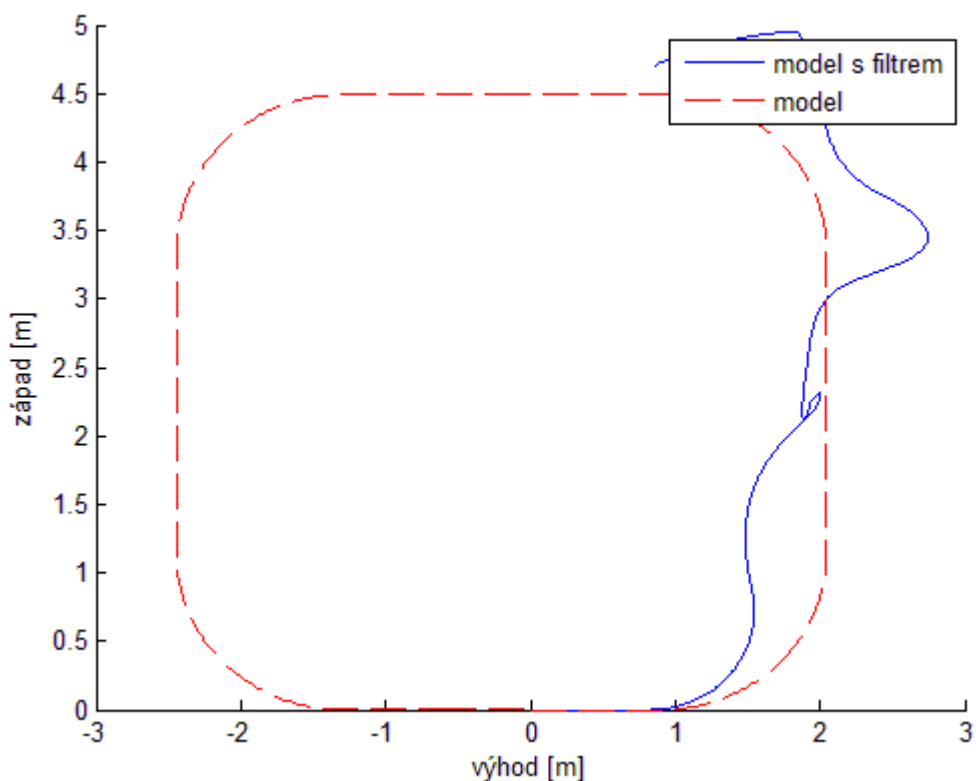
V některých aplikacích je možné k odstranění biasu použít hornopropustný filtr.

Metoda však není příliš vhodná pro data, která se mění příliš pomalu. Na následujícím obrázku je modelová situace, kdy automobil projíždí dráhu po čtvercovém tvaru se zaoblenými hranami.



Obrázek 3.7 Poničení dat hornopropustným filtrem

Takto poničený signál akcelerace se projeví do výpočtu dráhy podle obrázku 3.8.



Obrázek 3.8 Vliv chyby na výpočet dráhy

3.6.2 Kalibrace měřítka

Autokalibrační procedura je založená na skutečnosti, že modul zrychlení ve statickém stavu je roven gravitačnímu zrychlení 1 g, takže platí:

$$\sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} = g \quad (3.4)$$

$$e_k = a_x^2 + a_y^2 + a_z^2 - g^2 \quad (3.5)$$

kde e_k je chyba měřítka senzoru, g je gravitační tíha Země a $a_{x,y,z}$ akcelerace na ose X, Y, Z.

3.6.3 Teplotní kalibrace

Každá z výše uvedených kalibračních parametrů se bude měnit se změnami teploty.

$$C_n = C_{n0} + C_{n1}\Delta T + C_{n2}\Delta T^2 + C_{n3}\Delta T^3 \quad (3.6)$$

kde $\Delta T = [\text{Teplota} - 25] \text{ } ^\circ\text{C}$

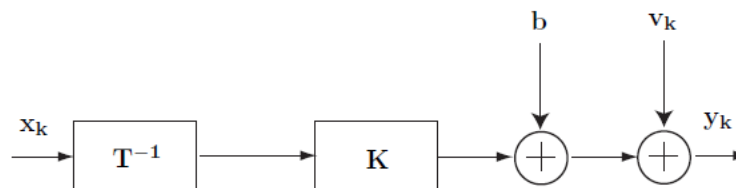
Koeficienty je možné určit na základě změřených dat v laboratoři. Přesnost této metody závisí na kvalitě kalibračních dat a kvalitě kalibračních přístrojů.

Charakteristikou této metody je její finanční náročnost.

Protože se chyba způsobená změnou teploty mění pomalu je možné i tuto chybu odstranit hornopropustným filtrem.

3.7 Typický model senzoru

Každý MEMS senzor je možné popsat lineárním modelem.



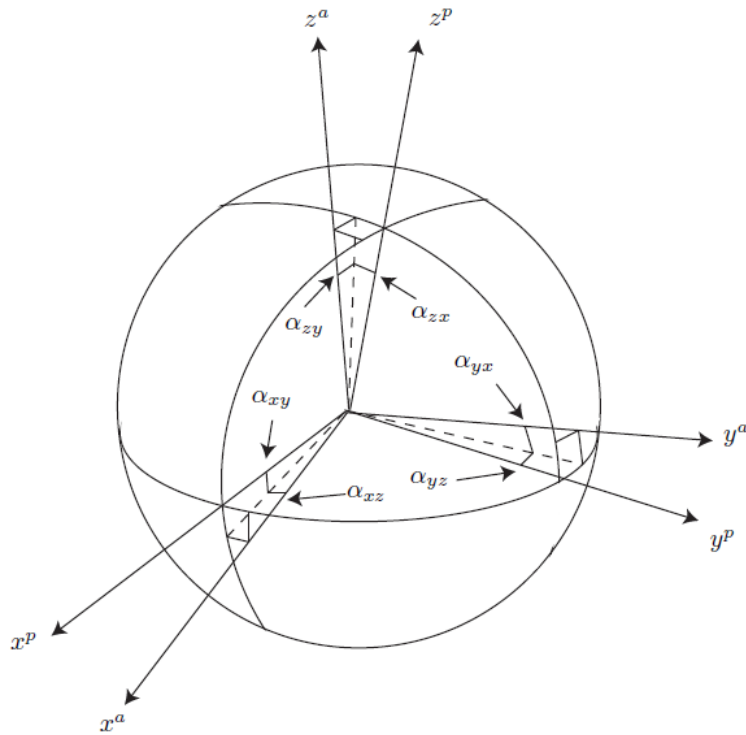
Obrázek 3.9 Blokový diagram inerciálního senzoru [25]

kde x_k je hodnota fyzikální veličiny, T^{-1} je inverzní matice vychýlení os, K měřítko, b je bias, v_k šum měření, y_k výstup inerciálního senzoru.

$$b = [b_x \quad b_y \quad b_z]^T \quad (3.7)$$

$$K = \begin{pmatrix} k_x & 0 & 0 \\ 0 & k_y & 0 \\ 0 & 0 & k_z \end{pmatrix} \quad (3.8)$$

Protože chyba vychýlených os nabývá typicky jen několika desetín stupně lze použít rovnici:



Obrázek 3.10 Chyba vychýlení os [25]

$$T_a^p = \begin{pmatrix} 1 & -a_{yz} & -a_{zy} \\ a_{xz} & 1 & -a_{zx} \\ -a_{xy} & a_{yx} & 1 \end{pmatrix}. \quad (3.9)$$

Měřený výstup pak může být modelován jako:

$$y_k = K(T_a^p)^{-1} x_k + b + v_k \quad (3.10)$$

3.8 Trh inerciálních senzorů

Na trhu inerciálních senzorů můžeme najít velké množství výrobků, které se budou lišit výkonností a cenou. Nejčastěji můžeme najít rozdělení inerciálních senzorů podle jejich typického spotřebitele. Nejčastěji jsou zastoupeny:

- námořní nebo navigační stupeň,
- vojenský taktický stupeň,
- průmyslový stupeň,
- automobilní nebo zákaznický stupeň.

3.8.1 Popis třídy inerciálních senzorů

Běžně, nejvyšší výkon vyžadují vojenské aplikace. Vojenská navigace je hlavní aplikace, která tlačí vývoj nejvýkonnějších inerciálních senzorů a také je jejím hlavním spotřebitelem.

Průmyslové aplikace vyžadují inerciální senzory na testovací a kondiční použití. Příkladem použití jsou akcelerometry, umístěné do přepravních kontejnerů pro sledování velikosti otřesů během přepravy. Tímto způsobem, zákazník nebo přepravní služba je schopna ověřit, zda je kontejner správně uchycen. Další aplikací jsou akcelerometry v pevných discích počítačů pro detekci vnějších otřesů. U těchto aplikací výkon senzorů není tolik požadován jako u vojenských. Také náklady na čidla jsou přiměřeně nízké. Proto jsou mikro-mechanické senzory často používány v těchto aplikacích pro jejich nízkou cenu, spotřebu a vysokou spolehlivost, rovněž i přiměřený výkon.

3.8.2 Námořní a navigační stupeň

Tento stupeň je používán u mezikontinentálních balistických střel. Námořní třída je nejvyšší třída, která je konvenčně dostupná. Poskytuje nejvyšší celkový výkon z hlediska určování polohy a orientace. Tyto systémy se nejčastěji používají na lodích, v ponorkách a v některých kosmických lodích. Tyto systémy mohou stát více než 1 milion USD. Přesnost je lepší než 1,8 km za den. Toto je nejlepší, co je možné s konvenčně dostupnými snímači dosáhnout. Navigační třída má o trochu nižší výkon než námořní. Je používána v komerčních a vojenských letadlech. Tato třída má obvykle menší drift než 1,5 km/hod a stojí 100 000 USD. Navigační třída může být kombinována s GPS, jehož sloučením vznikají systémy s přesností na centimetry v reálném čase.

3.8.3 Taktický stupeň

Taktický stupeň IMU může být použit pro navigaci jen několik minut. Taktické třídy jsou používány převážně v průmyslu pro jejich efektivní výkonnost. Tyto IMU jednotky obvykle stojí mezi 5 – 30 tis. USD. Taktická třída obvykle využívá optické gyroskopy a MEMS akcelerometry.

3.8.4 Průmyslový stupeň

Průmyslový stupeň je podobný spodnímu konci taktického stupně IMU s řádově nižší stabilitou gyroskopu. Hlavní rozdíl je v tom, že obvykle u taktické IMU je použit optický gyroskop, zatímco na průmyslové IMU je použit MEMS gyroskop. Optický gyroskop obvykle stojí 1 – 3 tis. USD na jednu osu. Díky rychlému pokroku u MEMS gyroskopů se rychle přibližuje k výkonnosti spodnímu konci optických gyroskopů. Průmyslový IMU běžně stojí v rozmezí 500 USD – 2 tis. USD. Jsou používány zejména v průmyslových aplikacích, jako je robotika, sledování polohy u nízko-nákladových bezpilotních letounů.

3.8.5 Automobilní stupeň

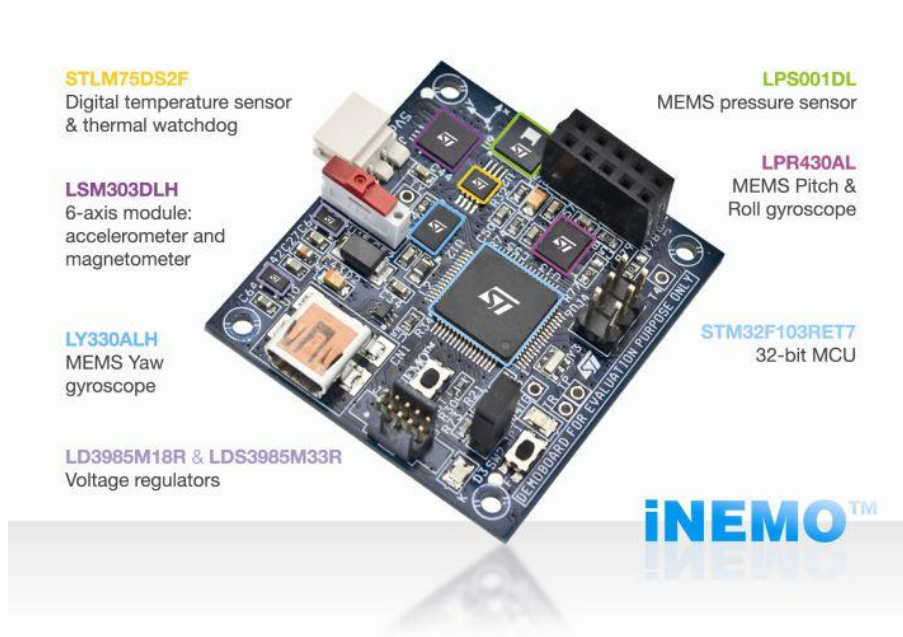
Nejnižší stupeň inerciálních sensorů se často označuje jako automobilní třída. Jsou prodávány jako samostatné akcelerometry a gyroskopy. Mnoho výrobců však začalo kompletovat akcelerometry a gyroskopy od různých výrobců v samostatné jednotky IMU. Tyto jednotky nejsou dostatečně přesné pro použití jako inerciální navigační systémy. Sensory mají obvykle dobrou opakovatelnost a pokud jsou kalibrovány, pak mohou sloužit jako součást průmyslové třídy. Typicky tyto senzory jsou použity v ABS, airbagu, v herních ovladačích. Hlavní rozdíl mezi automobilovou třídou a průmyslovou třídou spočívá v kvalitě kalibrace čidel.

Použití termínu automobilové třídy nemusí nutně znamenat, že senzor splňuje konkrétní specifické normy pro automobilový průmysl. Původní termín automobilové třídy má pravděpodobně co do činění s faktem, že automobilový průmysl byl jedním z prvních spotřebitelů MEMS inerciálních sensorů ve velkém objemu. Tento výkonový stupeň se někdy také nazývá spotřebitelská třída.

3.9 Výběr vývojového hardwaru

3.9.1 STEVAL-MKI02V2

STEVAL-MKI02V2[4] je vývojový kit od společnosti STMicroelectronics. Tato společnost je významným výrobcem akcelerometrů a gyroskopů, v poslední době do svého portfolia zařadila akcelerační senzor se zabudovaným magnetometrem, který je osazen i na kitu STEVAL-MKI02V2.



Obrázek 3.11 Vývojový kit STEVAL_MKI02V2 [4]

Klíčové vlastnosti kitu:

- dva možné způsoby napájení: napájecí konektor, USB konektor,
- STM32F103RE: high-density performance line ARM-based 32-bit MCU s 256 až 512 kB Flash, USB, CAM, 11 časovačů, 3 ADC a 13 komunikační rozhraní,
- LPR430AL: 2 - osí gyroskop (roll, pitch) 300°/s plný rozsah s analogovým výstupem a nastavitelnými přídatnými filtry,
- LSM303DLH[7]: 6-osí geomagnetický modul: ± 2 g/ ± 4 g/ ± 8 g rozsah akcelerace, magnetické pole konfigurovatelné $\pm 1,2$ do 8,1 Gauss (max), I²C sběrnice,
- LPS001DL: tlakový senzor v rozsahu 300-1100 mbar s I²C sběrnici,
- STLM75: teplotní senzor s rozsahem -55 do +125°C a I²C sběrnici,
- rozšiřující konektor pro bezdrátovou komunikaci,
- slot pro MikroSD kartu,
- COM konektor s RTS a CTS signály,
- konektor USB 2.0 full speed,
- tlačítko reset,
- uživatelská LED a tlačítko,
- RoHS kompatibilita.

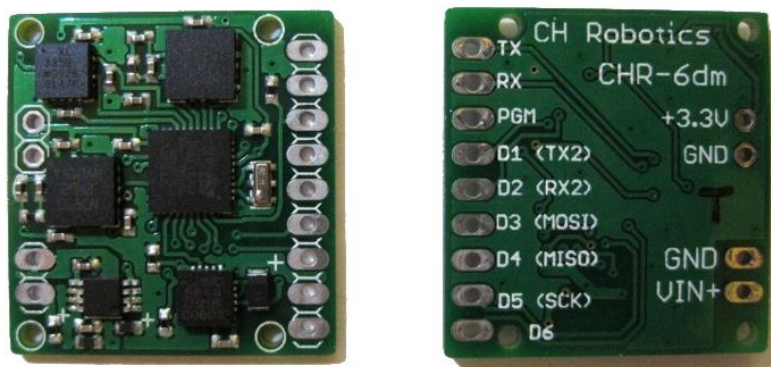
Výhodou tohoto kitu je dostupnost zdrojových kódů firmwaru. Možnost jeho úpravy v jednom z podporovaných vývojových prostředí a jeho snadné přehrání přes SWD konektor, který je dostupný na kitu.

Dodáván je rovněž uživatelský program, který umožňuje přijímat data z kitu přes USB rozhraní. Data graficky prezentuje a je možné je uložit do datového souboru k dalšímu zpracování v jiném prostředí.

STEVAL-MKI02V2 je možné rovněž přímo připojit k vývojovému prostředí Matlab za použití příkládaných knihoven. Tato možnost byla zkoumána, ale po určité době opuštěna z důvodu velkého výkonového vytěžení prostředí[5].

3.9.2 CH Robotics 6dm

CH Robotics CHR-6dm[6]. AHRS obsahuje IMU doplněný o tříosý magnetometr. Data ze všech sensorů sdružuje procesor 64 MHz ARM Cortex M3 s rozšířeným Kalmanovým filtrem (EKF). EKF kombinuje data z akcelerometru, gyroskopu a magnetometru k odhadu úhlu yaw, pitch, roll. Výstup je prezentován v Eulerových úhlech přes UART sběrnici až s rychlostí 300 Hz.



Obrázek 3.12 Vývojový kit CH Robotics CHR-6dm AHRS [6]

Klíčové součástky:

- STMicroelectronics LPR510AL – pitch a roll gyroskop $\pm 100^\circ/\text{C}$ s analogovým výstupem,
- STMicroelectronics LY510LH – yaw gyroskop,

- Analog Device's ADXL335[8] – tříosý akcelerometr,
- Honeywell HMC5843 – tříosý digitální magnetický kompas.

Funkce:

- EKF odhad úhlu yaw, pitch a roll,
- Nastavitelná rychlost výstupu (20 Hz – 300 Hz),
- Deska obsahuje 3,3V regulátor,
- +3,3V výstup se schopností až 400mA pro napájení jiných periférií (např. GPS),
- Dvě USART a jedna SPI sběrnice.

Specifikace:

- Lepší přesnost než 2° u úhlů pitch a roll,
- Vstupní napětí +3,3V až +12V,
- +/- 400 °/s maximální úhlová rychlostní měření,
- +/- 3g maximální akcelerace měření.

Výhodou tohoto kitu je snadné zabudování do vlastní aplikace, rovněž i nízká velikost a hmotnost. Nevýhodou bychom mohli spatřovat v nepřítomnosti programovacího konektoru SWD.

3.9.3 Porovnání akcelerometru ST LSM303DLH a Analog Devices ADXL335

Porovnání akcelerometrů zabudovaných v předcházejících dvou inerciálních jednotkách není snadné, neboť se jedná o produkty dvou různých výrobců, kteří v technických listech popisují jiné vlastnosti. Navíc LSM303DLH[7] je reprezentantem akcelerometru s digitálním rozhraním a ADXL335[8] je s analogovým výstupem. Velikosti akcelerací jsou odečítány v analogové formě AD převodníkem.

Tabulka 3.2 Porovnání akceleračních senzorů

Parametr	LSM303DLH	ADX335	Jednotka
Měřicí rozsah	$\pm 2/ \pm 4/ \pm 8$	$\pm 3,6$	g
Nelinearita		$\pm 0,3$	%
Vychýlení pouzdra		± 1	Stupeň
Vychýlené os		$\pm 0,1$	Stupeň
Mezi osá citlivost		± 1	%
Citlivost	1mg/LSB	300 mV/g	mV/g
Změna citlivosti s teplotou	$\pm 0,001$	$\pm 0,001$	%/°C
Typický offset	$\pm 20\text{mg}$	$1,5\text{V} \pm 0,15\text{V}$	
Závislost změny offsetu na teplotě	± 1	$\pm 0,1$	mg/°C
Šum	218	osa x, y: 150 osa z: 300	$\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$
Teplotní rozsah	<-40;+85>	<-40;+80>	°C

4 Praktický část

4.1 Teplotní kalibrace na kitu STEVAL_MKI02V2

Pro kompenzaci chyb, způsobených změnami teplotních podmínek čipu, je nutné znát její tepelnou velikost. Měření teplot všech senzorů by bylo velmi náročné. Proto byl proveden experiment, který se zabýval možností svázat senzory tepelnou vazbou, tak aby stačilo znát jen jediný kompenzační údaj.

V následujícím experimentu byly sledovány teplotní podmínky inerciálních senzorů. K experimentu byly použity tři kity STEVAL-MKI02V2. Dva z nich byly v běžném prodejním provedení, třetí kit byl upraven. Na pouzdro senzorů byla přilepena hliníková folie. Folie jednotlivých senzorů byly teplotně svázány drátky.

Po zapnutí kitu STEVAL-MKI02V2 vzroste nerovnoměrně teplota na inerciálních senzorech a teplotním senzoru. Změna teploty inerciálních sensorů závisí na velikosti datového toku z IMU. Pro měření s obnovovací frekvencí 50 Hz a po odečtení 30 000 vzorků byly naměřeny na senzorech následující velikosti teplot při okolní teplotě 25°C.

Tabulka 4.1 obsahuje naměřené teploty čipů. Upravený kit dosáhl teplotní variability čipů 0,6 °C, kit v prodejním provedení až 2,4 °C.

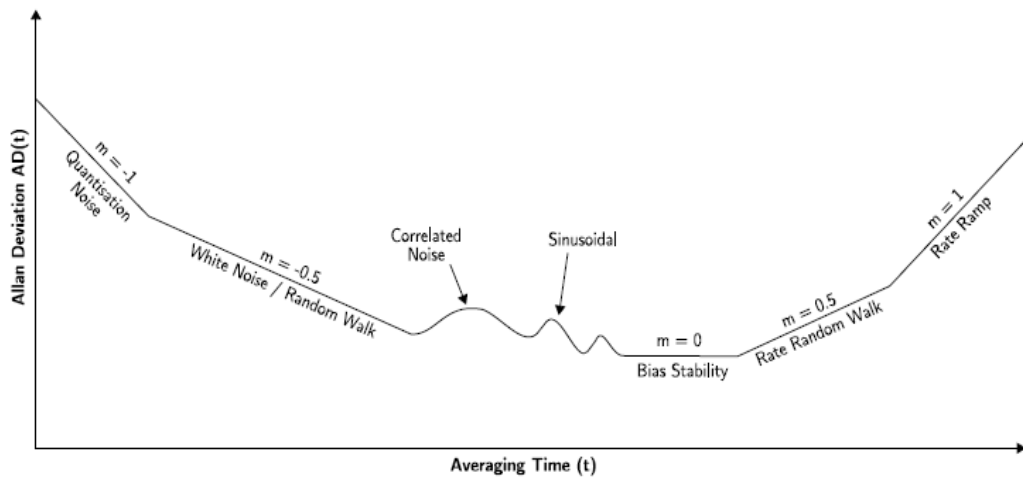
Tabulka 4.1 Ustálená teplota sensorů pro okolní tepotu 25°C

Sensor	iNEMO kit 1 [°C]	iNEMO kit 2 [°C]	iNEMO s teplotní vazbou [°C]
akcelerometr	33,4	33	35,1
yaw gyroskop	35	35	35,5
pitch, roll gyroskop	34,5	34,7	35,1
tlakoměr	32,6	32,7	34,9
teploměr	33,1	33,3	35,3

4.2 Allanova variance

Allanova variance je technika, která může být použita k detekování a měření šumové charakteristiky signálu z akcelerometru a gyroskopu. Je to časová analytická technika, původně navržena pro charakterizování šumu a stability hodinových systémů. Allanova variance signálu je funkcí průměrného času.

$$\theta(t) = \int_0^t \Omega(t') dt' \quad (4.1)$$



Obrázek 4.1 Typický tvar Allanovy charakteristiky [11]

$$\Omega_k(\tau) = \frac{1}{\tau} \int_t^{t_k+\tau} \Omega(t) dt, \tau = n \cdot \tau_{n0} \quad (4.2)$$

Allanova variance je definována následovně:

$$\sigma^2(\tau) = \frac{1}{2} \langle (\Omega_{k+n} - \Omega_k)^2 \rangle = \frac{1}{2\tau^2} \langle (\tau_{k+2n} - 2\tau_{k+n} + \tau_k)^2 \rangle \quad (4.3)$$

kde symbol „ $\langle \dots \rangle$ “ a „ τ “ značí nekonečný časový interval. V praktické aplikaci požadavek na nekonečný časový interval není splnitelný. AV je odhadnut z konečného počtu vzorků

$$\sigma^2(\tau) = \frac{1}{2\tau^2(N-2)} \sum_{k=1}^{N-2n} (\theta_{k+2n} - 2\theta_{k+n} + \theta_k)^2 \quad (4.4)$$

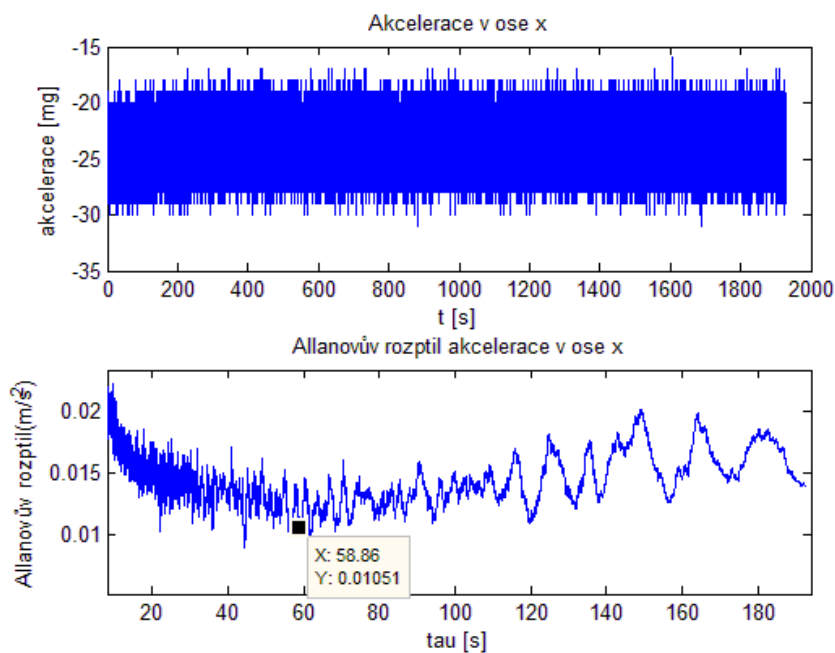
Allanův rozptyl je definovaný

$$AD(\tau) = \sqrt{\sigma^2} \quad (4.5)$$

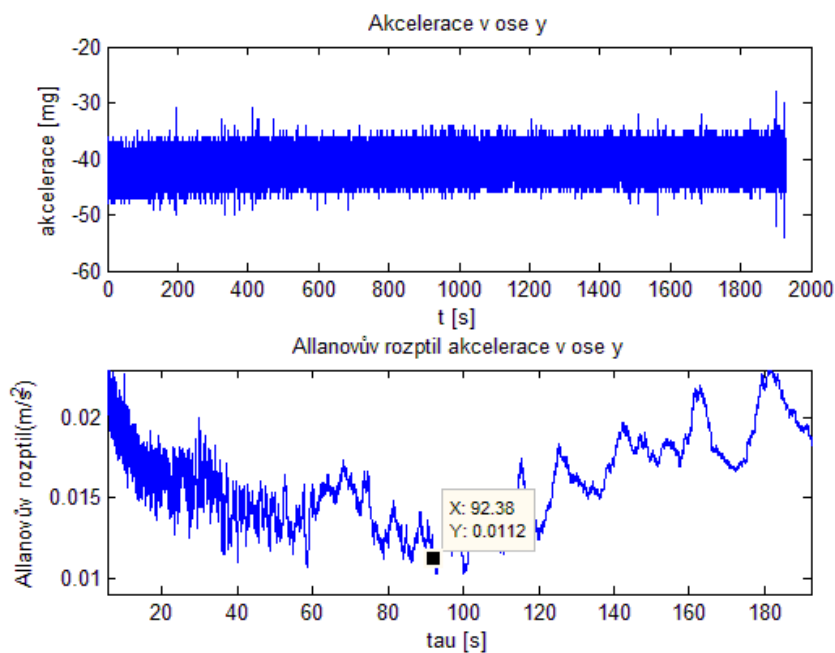
Postup výpočtu Allanovy variability:

- Získáme dlouhou sekvenci dat a dělíme ji časem t . Podíl musí být nejméně roven devíti, jinak výsledky začnou ztrácet svůj význam,
- Vypočteme průměr v časových okamžicích t ($\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n$), kde n je pořadí průměru,
- Allanova variance je pak získána z rovnice 4.4.

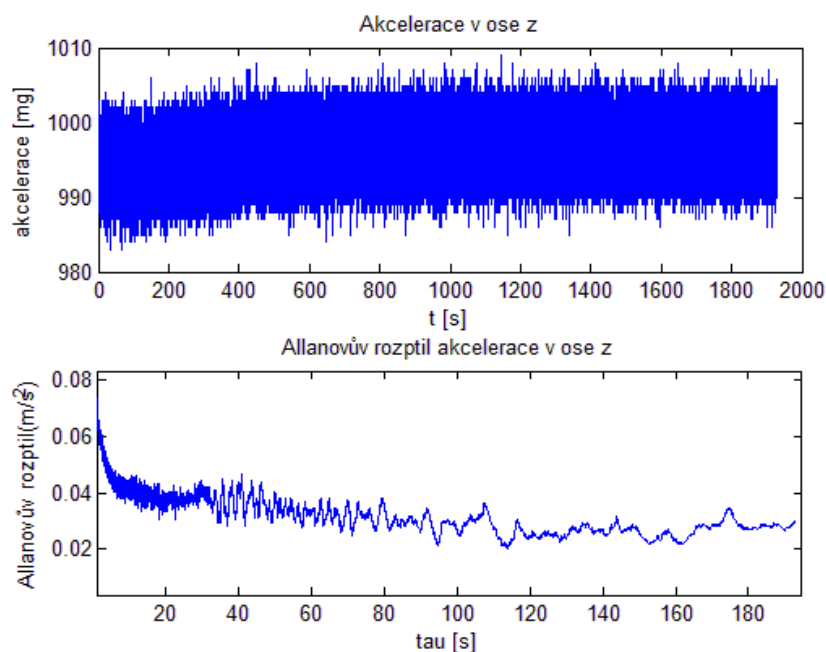
4.2.1 Allanova variance akcelerometru ADXL335



Obrázek 4.2 Allanova variance akcelerace na ose x



Obrázek 4.3 Allanova variance akcelerace na ose y



Obrázek 4.4 Allanova Variance na ose z

Tabulka 4.2 Nestabilita biasu akcelerometru ADXL335

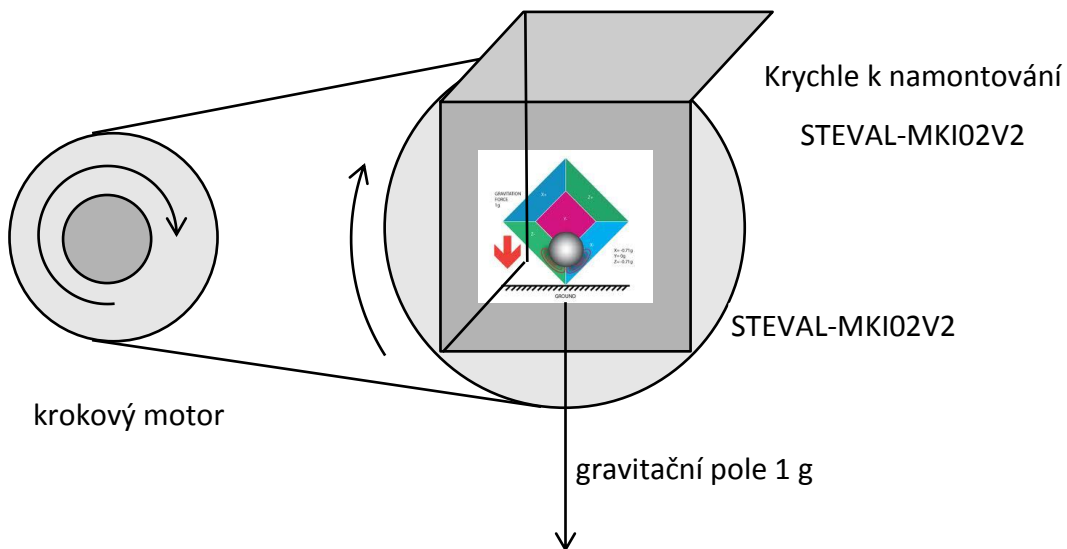
Akcelerace	Nestabilita biasu (m/s^2)
osa x	0,0090
osa y	0,0102
osa z	0,0203

4.3 Kalibrační zařízení

K posouzení výkonnosti inerciální navigace byl sestaven kalibrační stroj. Stroj navozuje předem dané podmínky, které jsou změřeny inerciálními senzory a data zapsána do datového souboru. V našem případě využíváme znalosti gravitace Země a nastavitelné, známé úhlové rychlosti.

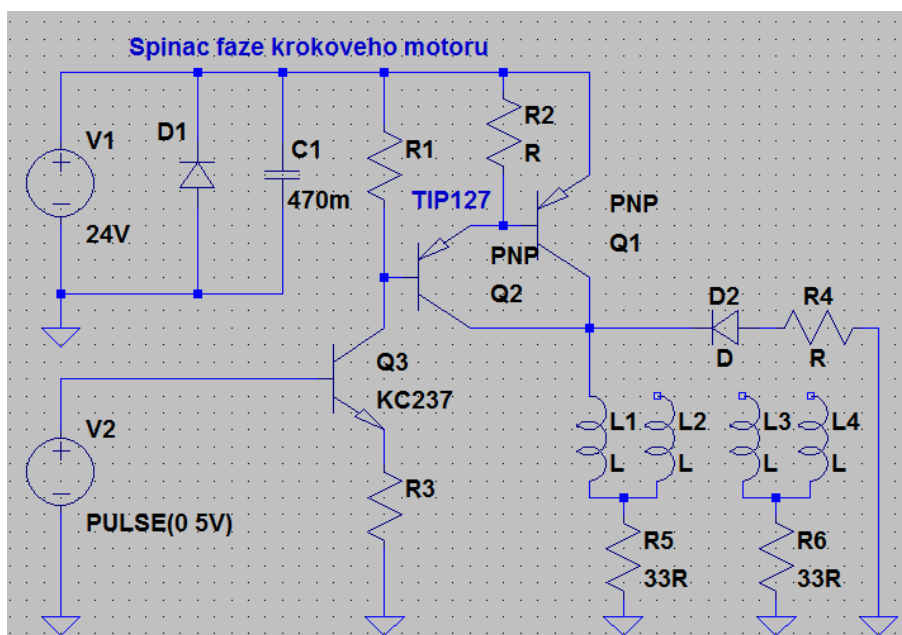
Základem námi navrženého kalibračního zařízení je krokový motor se 40 kroky. Tento typ motoru byl vybrán pro svou schopnost určit polohu s přesností jediného půl kroku a tuto polohu i přes působící síly udržet. Přesnost polohy je proto závislá na počtu kroků motoru.

Schéma kalibračního zařízení je znázorněno na obrázku 4.6.



Obrázek 4.6 Princip kalibračního stroje

Mechanické a elektrické části kalibračního stroje navrhl a sestavil pan Ing. Josef Marek. Elektrické schéma je ukázáno na následujícím obrázku.



Obrázek 4.7 Spínač jedné fáze motoru

Sestrojený kalibrační stroj se skládá, jak již bylo řečeno, z krokového motoru. Na něm je možné nastavit úhlovou rychlost s přesností, která odpovídá maximální chybě půl kroku. Tato přesnost může být zlepšena jednoduchým převodem, kterého je v

sestrojeném kalibračním stroji využito. Pro určení úhlové rychlosti na druhém kole je nutné znát převodní poměr, který bylo potřeba určit.

Inerciální navigace byla pevně uložena do krychlového tělesa, které se přimontováno na druhé kolo kalibračního stroje za jednu ze dvou upevňovacích stran krychle. Tato možnost umožňuje jednoduchou a rychlou změnu měřené osy inerciální navigace.

Motor je nutné komutovat. V našem případě tato funkce byla svěřena kitu mbed [16], který je možné naprogramovat v on-line vývojovém prostředí. Algoritmus nebylo nutné napsat obecně, neboť úkolem bylo navodit jen určité zkoumané podmínky. V našem případě to byla konstantní úhlové zrychlení, k posouzení výkonnosti gyroskopu a pohyb krokového motoru po jednotlivých krocích k posouzení přesnosti akcelerometru a jeho vhodnosti použití jako digitální libely.

Algoritmus byl napsán pro komutaci v půlkrocích. Stínací sekvence pro jednotlivé půl kroky jsou znázorněny na obrázku 4,8.

Cívka 1	-	-	0	0	0	0	0	0	-
Cívka 2	0	-	-	-	0	0	0	0	0
Cívka 3	0	0	0	-	-	-	-	0	0
Cívka 4	0	0	0	0	0	0	-	-	-

Obrázek 4.8 Unipolární řízení s polovičním krokem [9]

Přesnost polohy motoru je tedy lepší než:

$$přesnostMotoru \leq \frac{360}{2 \cdot 40} \leq 4,5^\circ \quad (4.6)$$

Přesnost navrženého zařízení je lepší než:

$$přesnostZařízení \leq \frac{4,5}{K} \quad (4.7)$$

kde **K** je převodový poměr jednoduchého převodu. Převodový poměr nebyl předem znám a bude odvozen. Pro výpočet přesnosti zařízení však převodový parametr prozradíme dopředu.

$$\text{přesnost Zařízení} \leq \frac{4,5}{12,48} \leq 0,361^\circ \quad (4.8)$$

Na zkonstruovaném kalibračním stroji byly modelovány dvě situace:

- konstantní zrychlení → nulové zrychlení → konstantní zpomalení → nulové zrychlení,
- běh po krocích.

4.3.1 Konstantní zrychlení

4.3.1.1 Navržený algoritmus

Algoritmus pro komutování krokového motoru se skládá z posloupnosti osmi půl kroků. Rychlost motoru je možné nastavit rychlostí změny půlkroků, nesmí však být překročena maximální frekvence. Překročení této hodnoty by mohlo mít za následek, že rotor by již nestíhal změnit svoji polohu a docházelo by k jeho nadměrnému zahřívání.

Výpočet úhlové dráhy je dán rovnicí:

$$\theta = s \cdot m \cdot \theta \quad [^\circ] \quad (4.9)$$

kde

θ - úhlová dráha,

s - počet otáček,

m - počet půlkroků na otáčku,

θ – úhel dosažený posunem o jeden půlkrok.

Časová komutační vzdálenost by neměla být nižší než:

$$t_{min} = \frac{1}{f_{max} \cdot m} \quad [s] \quad (4.10)$$

kde

t_{min} – je minimální čas změny jediného půlkroku,

f_{max} – je nejvyšší možná frekvence motoru.

Komutační okamžiky jsou získány z následujících rovnic:

$$\theta_i = i * \theta, i \langle 1, s \cdot m \rangle \quad (4.11)$$

$$t_i = \sqrt{\frac{2 * \theta_i}{a}} \quad (4.12)$$

Dosazeny byly hodnoty:

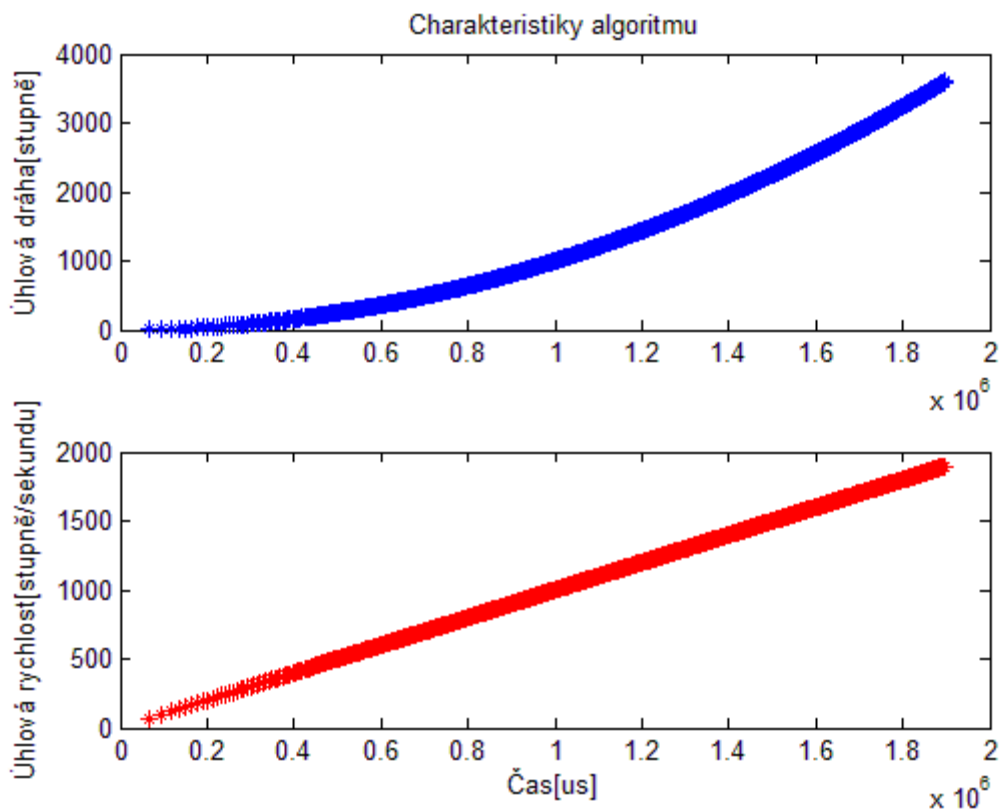
$s = 10$ otáček,

$m = 80$ půlkroků/otáčku,

$\theta = 4,5^\circ$,

$a = 2000^\circ/s$.

Pro získání komutačních okamžiků byly rovnice přepsány do prostředí Matlab, vyzkoušena jejich správnost a posléze algoritmus přepsán do jazyka C. Výsledný algoritmus pak naprogramován do kitu mbed, který již zabezpečoval samotnou komutaci kalibračního stroje.



Obrázek 4.9 Verifikace komutačních časů

Periodu signálu T_c akcelerometru i gyroskopu je možné vypočítat součtem dob zrychlení $T_{konstantniAcc}$, konstantní rychlosti $T_{nulovaAcc}$ a doby zpomalení. Doby zrychlení a zpomalení jsou si rovny. Pak dostáváme rovnici:

$$T_c = 4 \cdot T_{konstantniAcc} + 2 \cdot T_{nulovaAcc} \text{ [s]} \quad (4.13)$$

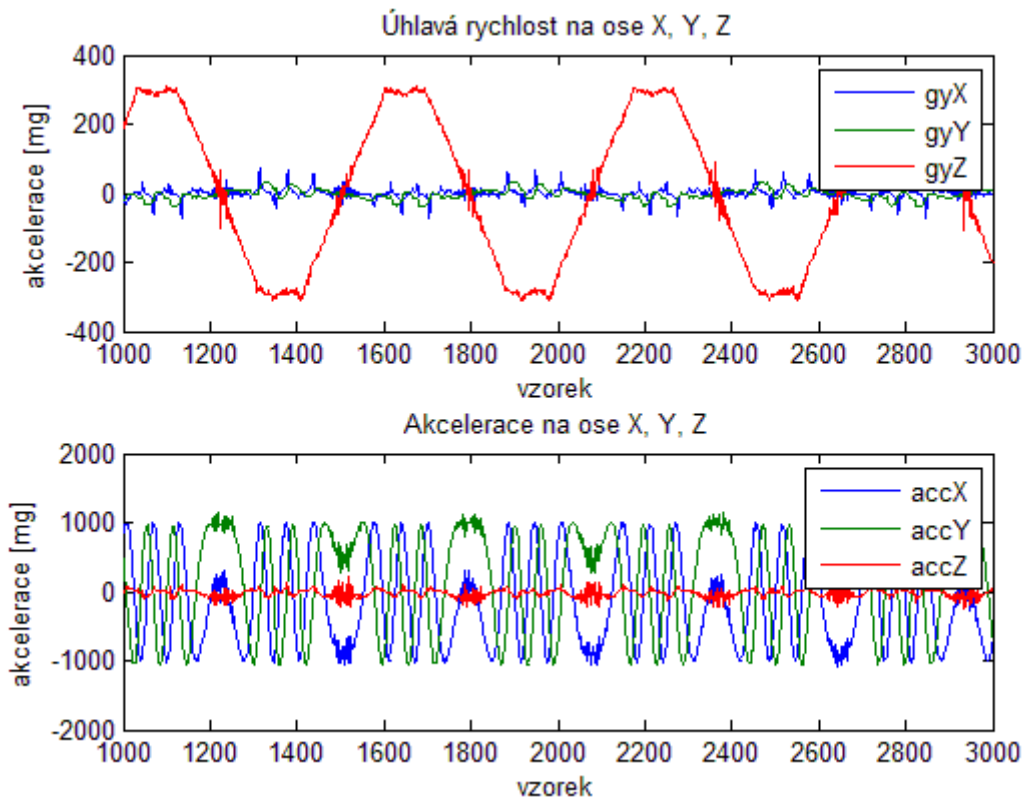
$$T_c = 4 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot s}{a}} + 2 \cdot N \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot s}{a}} - \sqrt{\frac{2 \cdot (s - 1)}{a}} \quad (4.14)$$

kde: s je úhlová dráha, a úhlová akcelerace, N počet kroků krokového motoru k nulové akceleraci. Kalibrační stroj byl nastaven na hodnoty $s = 3600^\circ$, $a = 2000^\circ/s^2$, $N = 1600$

$$T_c = 4 \cdot 1,8974 + 2 \cdot 1,8980 = 11,3854s \quad (4.15)$$

4.3.1.2 Měření pořízená kalibračním strojem

Na větší kolo kalibračního stroje byla připevněna montážní krychle s kitem STEVAL-MKI02V2. Záznam dat probíhal za použití aplikace iNEMO Suite do datového souboru. Aplikace iNEMO Suite je součástí CD přiloženém v balení vývojového kitu nebo je možné jí stáhnout z webových stránek výrobce. Pořízená data byla dále zpracována v prostředí Matlab. Grafické výsledky měření jsou na obrázku 4.10.



Obrázek 4.10 Data pořízená kalibračním strojem

Grafy na předchozím obrázku nám však mnoho informací neřekne, neboť ještě neznáme převodní poměr jednoduchého převodu.

4.3.1.3 Určení převodního parametru

Pro výpočet skutečné maximální úhlové rychlosti budeme potřebovat znát úhlovou dráhu, která je dána rovnicí:

$$s_{\text{senzoru}} = K \cdot s_{\text{motoru}} [^\circ] \quad (4.16)$$

kde K je neznámý převodní parametr a dráha motoru je $s_{\text{motoru}} = 3600^\circ$

Parametr K je možné určit z grafu akcelerace. Pro výpočet úhlu je použita rovnice:

$$\Omega = \text{atand} \frac{a_X}{a_Y} [^\circ] \quad (4.17)$$

kde a_X je velikost akcelerace ve směru x a a_Y je akcelerace v ose y .

Z grafu zobrazeném na obrázku 4.11 byla odečtena úhlová dráha $s_{skut} = 1154^\circ$ mezi okamžiky s nulovými rotační rychlostmi.

Výpočet nejvyšší úhlové rychlosti kalibračního kola je možné podle rovnice:

$$\varphi = \frac{s}{t} = \frac{\frac{1154}{2}}{1,8980} = 304^\circ/s \quad (4.18)$$

kde φ je nejvyšší dosažená úhlová rychlost, s je úhlová dráha a t je čas.

Pro S_{skut} rovnající se 1154° odpovídá 1600 půl kroků o nulovém zrychlení. Parametr K je možné získat z rovnice:

$$K = \frac{S_{senzoru}}{S_{motoru}} = \frac{S_{senzoru}}{N\theta} \quad (4.19)$$

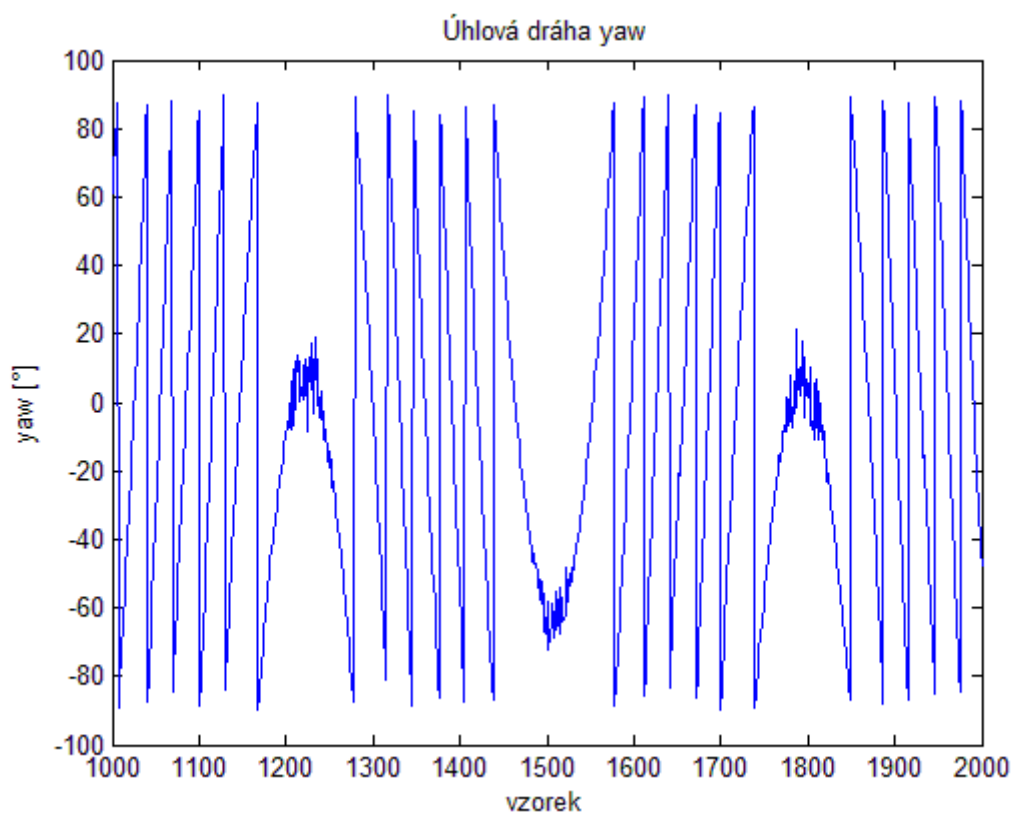
kde

N - počet kroku,

θ - úhel dosažený posunem o jeden půlkrok,

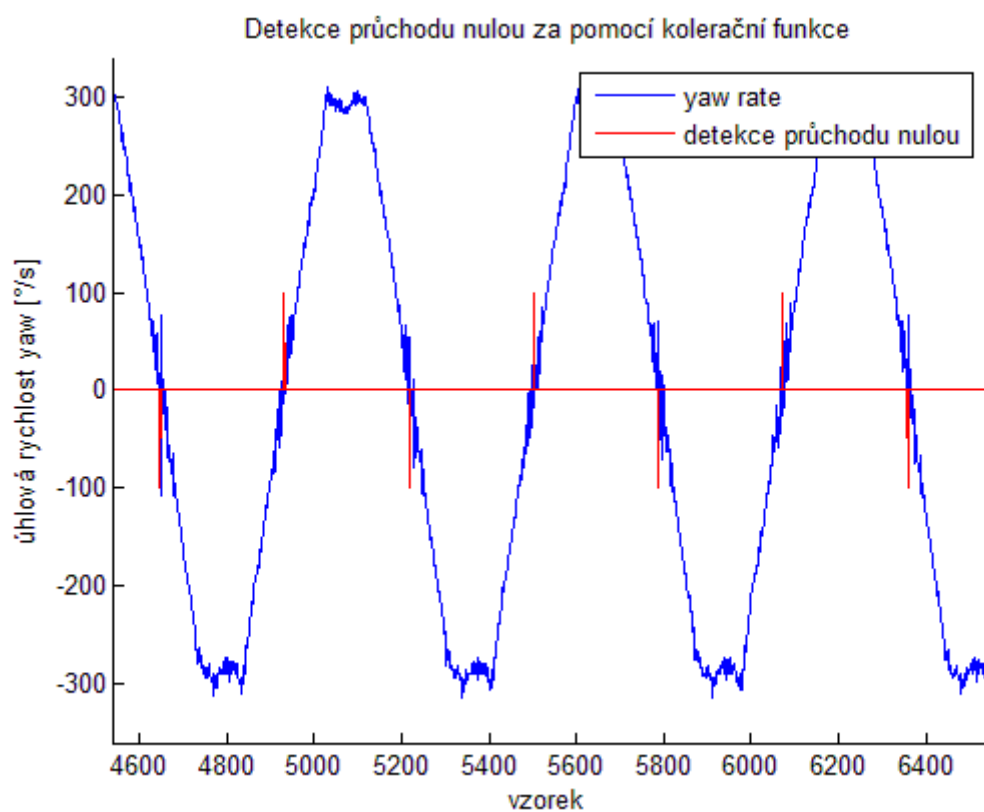
V našem případě $N = 3200$ a $\theta = 4,5^\circ$ dosažením do rovnice.

$$K = \frac{1154}{3200 \cdot 4,5} = \frac{1}{12,48} \quad (4.20)$$



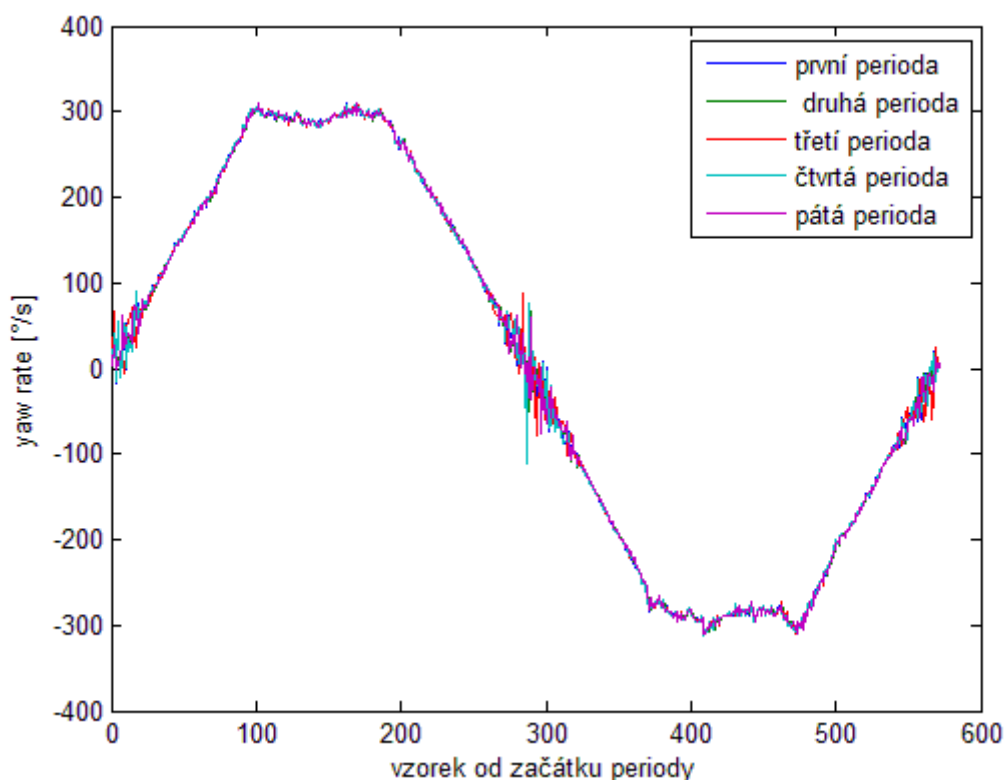
Obrázek 4.11 Natočení akcelerometru v ose yaw

4.3.1.4 Určení nulové rotační rychlosti za pomocí korelační funkce
 Abychom mohli posoudit linearitu úhlové rychlosti a zároveň i opakovatelnost, byla data podrobena korelační funkci s teoreticky vytvořeným signálem. Výsledkem této činnosti jsme získali indexy, při kterých funkce dosahuje nulové rotační rychlosti. Grafický výsledek je zobrazen na obrázku 4.12.



Obrázek 4.12 Detekce nulové rotační rychlosti

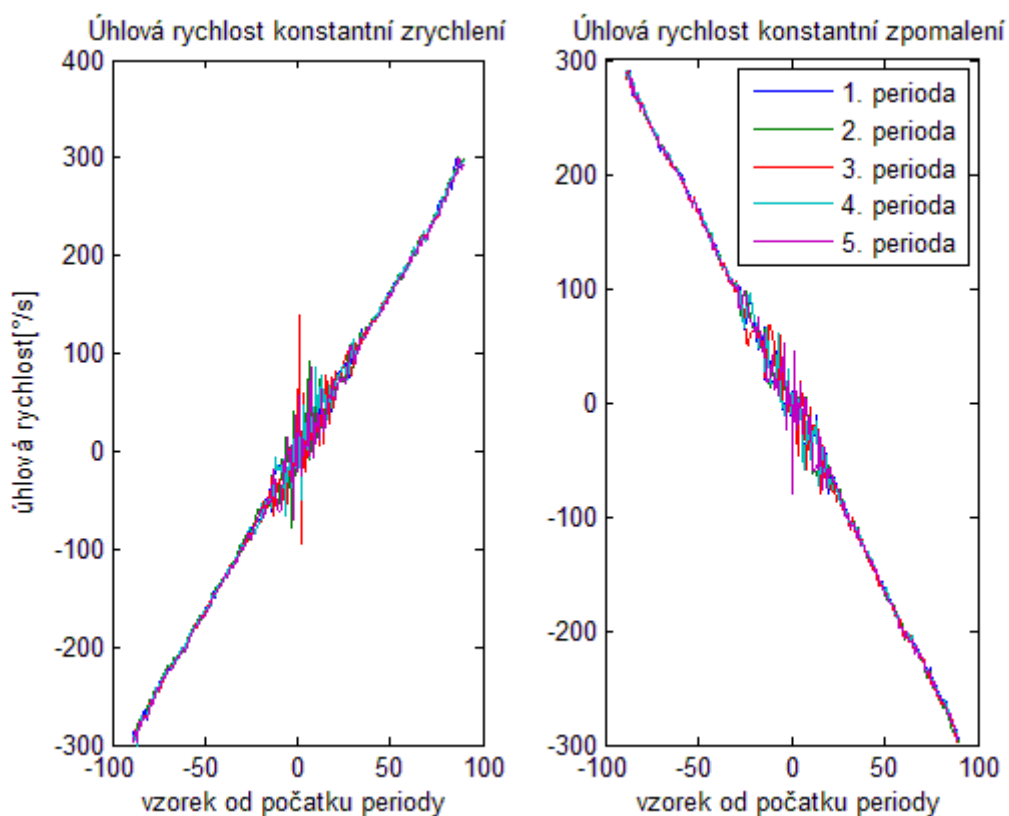
Na následujícím obrázku můžeme vidět pět překrývajících se period rotační funkce.



Obrázek 4.13 Pět překrývajících se period rotační funkce

Na obrázku 4.13 je vidět silné zašumění v okolí nulové rotační rychlosti. Tento jev pravděpodobně souvisí s velmi nízkou rychlostí komutace. Možným vysvětlením by mohlo být, že krokový motor se velmi rychle pootočí do nové polohy a následně novou polohu za pomoci rychlého zastavení rotoru drží. Při vyšších otáčkách tento jev není tolik zřejmý, pravděpodobně díky vyšší setrvačnosti a vyšší komutační rychlosti. Podle tohoto vysvětlení by tento jev mohl být zmírněn použitím jemnější komutace za použití PWM pulsů. Pro naše účely této metody nebylo využito.

Data byla dále rozdělena na čtyři části a to na náběžnou část (konstantní zrychlení), vodorovnou část s kladnou úhlovou rychlostí (nulové zrychlení), sestupnou částí (záporné zrychlení) a poslední vodorovnou částí se zápornou úhlovou rychlostí. Grafické znázornění je na obrázku 4.14. Takto rozdělená data byla aproximována polynomem druhého řádu.



Obrázek 4.14 Opakovatelnost náběžné a sestupné hrany rotační funkce

Aproximační koeficienty náběžné hrany pro pět period jsou vypsány v tabulce 4.3.

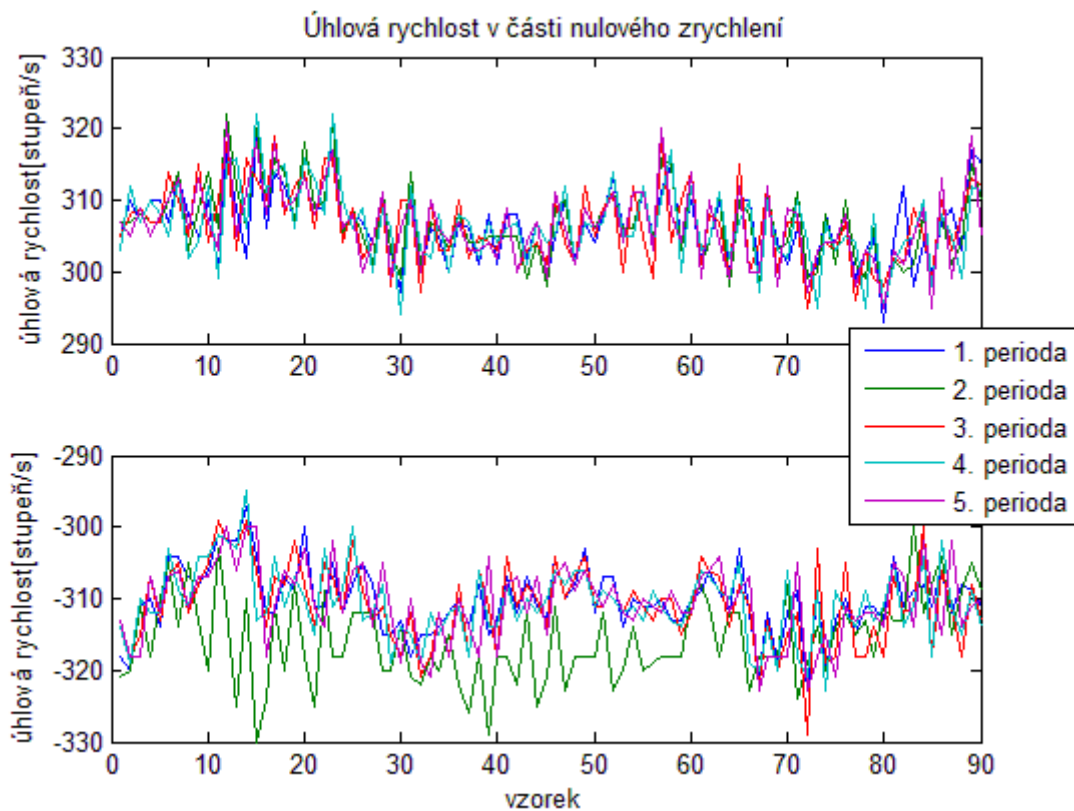
Tabulka 4.3 Aproximační koeficienty náběžných hran

Jméno dat	Kvadratický člen	Lineární člen	Konstantní člen
p1	$1e^{-4}$	3,2705	0,3617
p2	$1e^{-4}$	3,2612	1,1016
p3	$2e^{-4}$	3,2632	-1,4718
p4	$-1e^{-4}$	3,2713	0,9896
p5	$1e^{-4}$	3,2613	-2,2020

Aproximační koeficienty sestupné hrany pro pět period jsou vypsány v tabulce 4.4.

Tabulka 4.4 Aproximační koeficienty sestupných hran

Jméno dat	Kvadratický člen	Lineární člen	Konstantní člen
p1	$-1e^{-4}$	-3,2490	1,8682
p2	$-3e^{-4}$	-3,2636	0,7586
p3	$-5e^{-4}$	-3,2565	1,3454
p4	0	-3,2572	1,1027
p5	$-2e^{-4}$	-3,2550	0,7874



Obrázek 4.15 Opakovatelnost rotační funkce pro konstantní úhlovou rychlost

Aproximační koeficienty vodorovné části kladné úhlové rychlosti pro pět period jsou vypsány v tabulce 4.5.

Tabulka 4.5 Aproximační koeficienty pro konstantní kladnou úhlovou rychlost

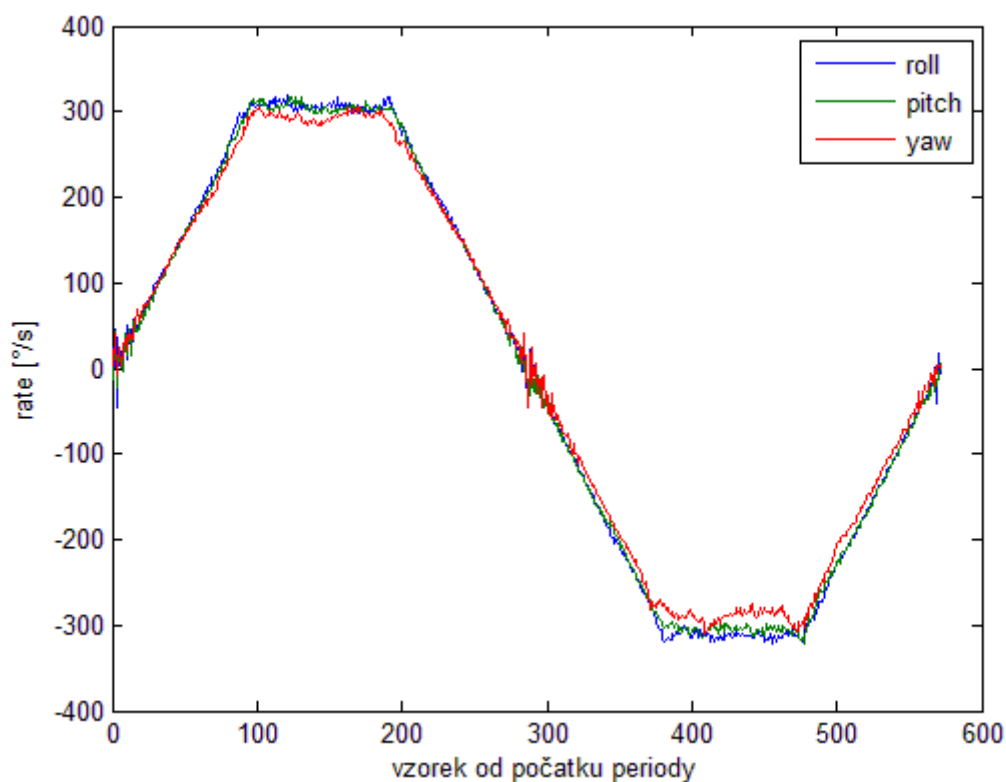
Jméno dat	Kvadratický člen	Lineární člen	Konstantní člen
p1	$1e^{-3}$	-0,1444	301,3298
p2	$-5e^{-4}$	-0,1240	310,9930
p3	$-11e^{-4}$	-0,1645	311,1395
p4	$2e^{-4}$	-0,0888	310,0094
p5	$6e^{-4}$	-0,1227	310,3895

Aproximační koeficienty vodorovné části záporné úhlové rychlosti pro pět period jsou vypsány v tabulce 4.6.

Tabulka 4.6 Aproximační koeficienty pro konstantní zápornou úhlovou rychlost

Jméno dat	Kvadratický člen	Lineární člen	Konstantní člen
p1	$7e^{-4}$	-0,0964	-307,6472
p2	$43e^{-4}$	-0,3447	-311,8098
p3	$-3e^{-4}$	-0,0805	-307,8631
p4	$7e^{-4}$	-0,1053	-307,6799
p5	$6e^{-4}$	-0,0928	-308,1094

Pootočením montážní krychle IMU na větším kole kalibračního stroje bylo možné měřit charakteristiky i ostatních os gyroskopu. Překrývající úhlové charakteristiky úhlových rychlostí byly zobrazeny na následujícím obrázku.



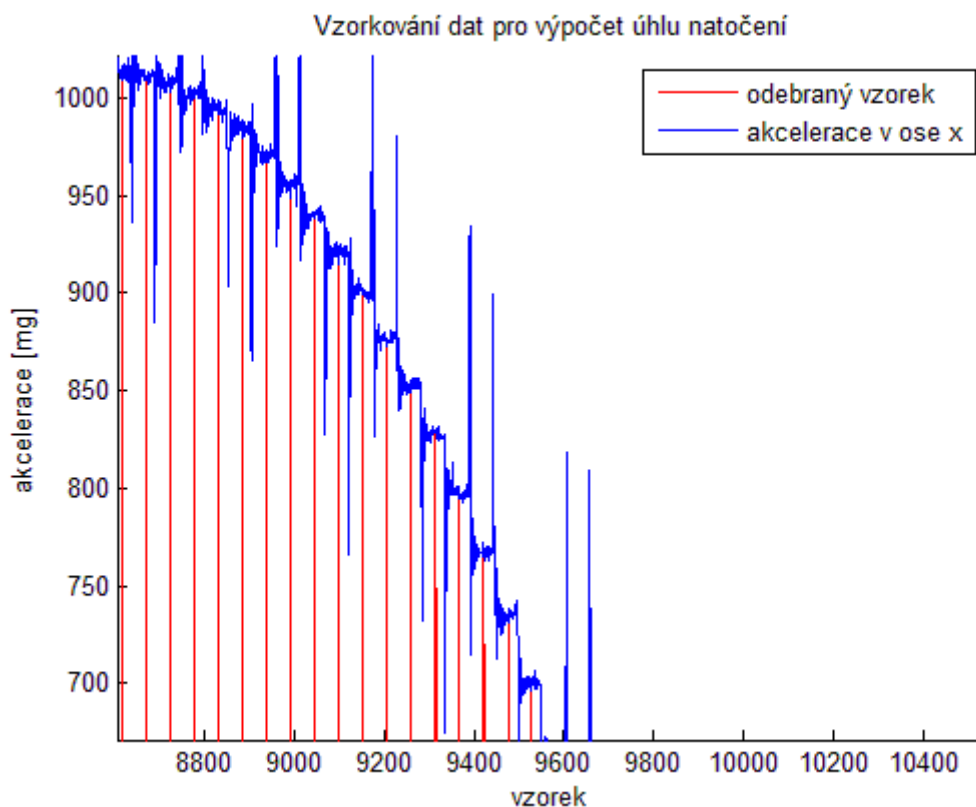
Obrázek 4.16 Rotační funkce v ose roll, pitch a yaw

Na obrázku 4.16 je vidět tentýž jev, který byl pozorován v předcházející části. Je patrně nižší měřítko na ose yaw. Tento jev by mohl být vysvětlen tím, že se nepodařilo přesně pootočit krychli o 90°.

4.3.2 Měření úhlu na základě dat z akcelerometru

Další zkoumanou vlastností byla možnost použít akcelerometr jako digitální libely. Pro tento experiment byl algoritmus přepracován, aby za stanovený čas se rotor krokového motoru pootočil o osm půl kroků.

Dále bylo nutné vybrat vzorek z naměřených dat, který reprezentoval danou pozici motoru. Tento vzorek byl vybrán na základě znalosti komutačních okamžiků. Grafické znázornění vzorkování akcelerace je na následujícím obrázku.



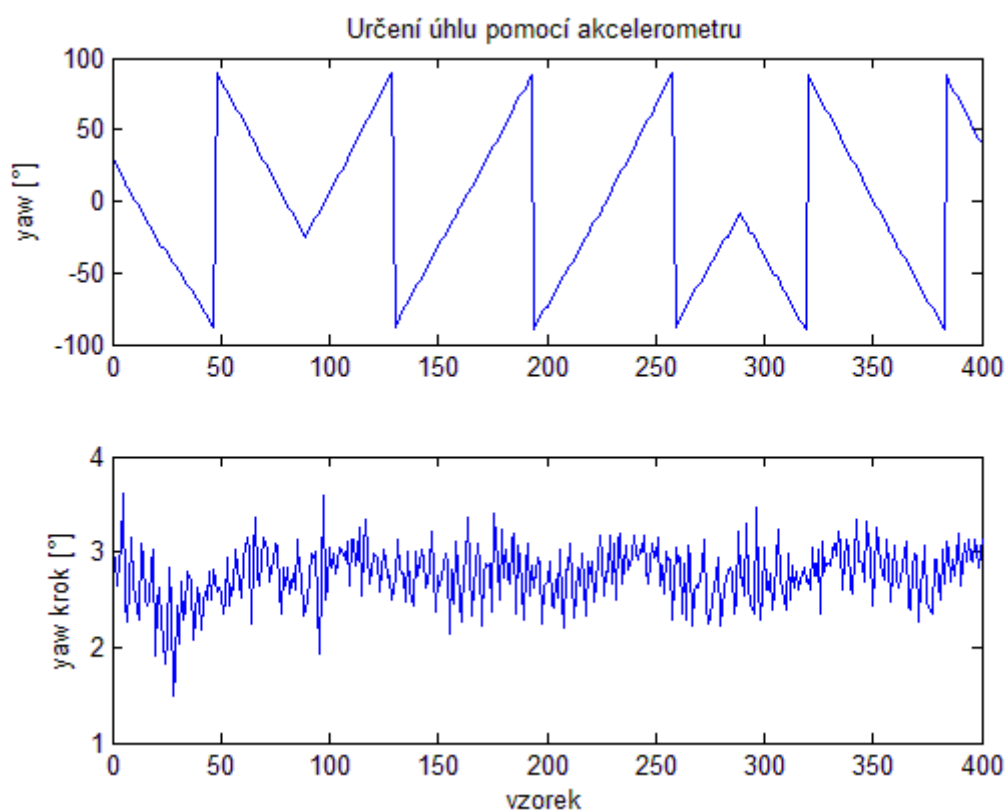
Obrázek 4.17 Vzorkování akcelerace pro výpočet úhlu natočení akceleračního senzoru

Na obrázku 4.17 jsou patrné velké výkyvy akcelerace v přechodových okamžicích. Vzorkovací časy byly zvoleny ve středu.

Následně byl vypočítán úhel podle rovnice:

$$\varphi = \operatorname{atan}d \frac{a_X}{a_Y} [^\circ]. \quad (4.21)$$

Výsledek je graficky prezentován na obrázku 4.18. První graf zobrazuje vypočítaný úhel. Druhý graf zobrazuje vypočítaný krok úhlové dráhy.



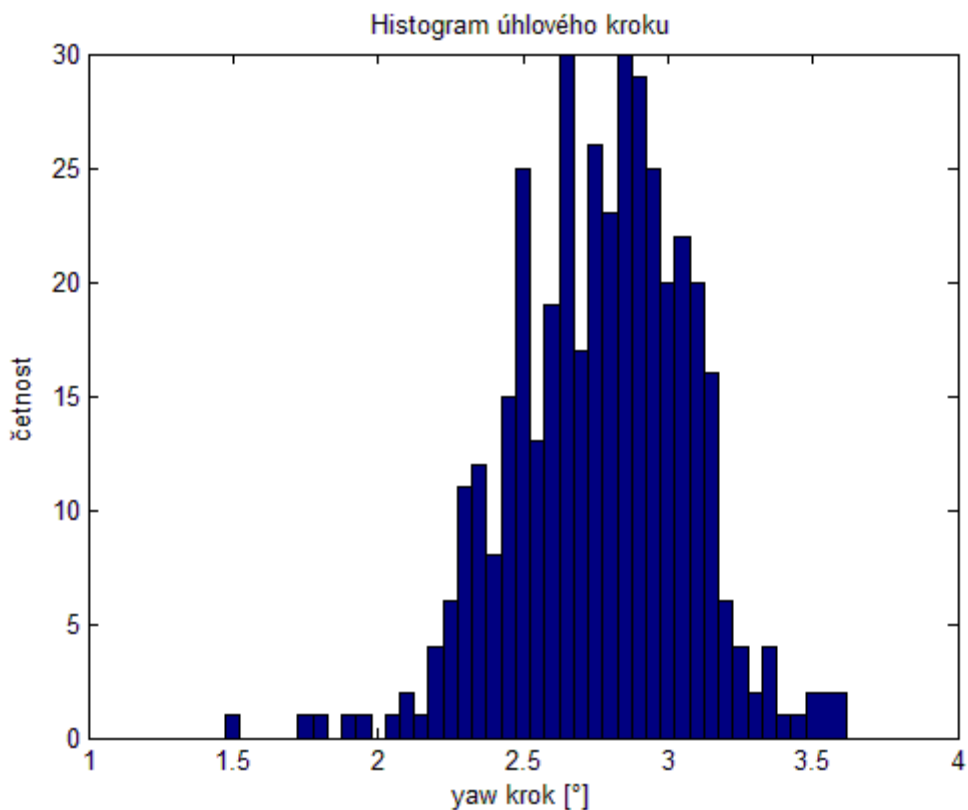
Obrázek 4.18 Vypočítaný úhel natočení akcelerometru a úhlový krok

V tabulce 4,7 jsou zobrazeny charakteristiky vypočítaného úhlového kroku za použití dat z akcelerometru.

Tabulka 4.7 Dosažená přesnost měření úhlu

Průměrný vypočítaný úhlový krok [°]	Rozptyl vypočítaného úhlového kroku	Vzdálenost špička-špička [°]
2,7604	0,0885	2,1261

Na obrázku 4.19 je zobrazen histogram úhlové vzdálenosti vzorků.



Obrázek 4.19 Histogram dat úhlového kroku

Výsledek měření úhlu byl zhoršen zvlněním, vyvolaným přechodem mezi komutačními kroky a nepřesným vzorkováním. Tento jev by se snížil za použití delšího rozestupu mezi přechodovými kroky.

4.4 Výběr hardwaru pro měření charakteristik RC modelu letadla
Pro zpracování dat modelu letadla byl vybrán kit STM32F4DISCOVERY, kterým společnost STMicroelectronics prezentuje schopnosti procesoru řady STM32F4 postavený na jádře Cortex M4.



Obrázek 4.20 Vývojový kit STM32F4DISCOVERY [3]

Klíčové funkce kitu:

- STM32F407CGT6 mikroprocesor s 32bitovým ARM Cortex-M4F jádrem, 1 MB FLASH, 192 KB RAM, LQFP100 pouzdro,
- Kit napájený přes konektor USB nebo přes externí 5 V zdroj,
- ST-LINK/V2 debugger,
- Zdroj napětí pro externí aplikace 3 V a 5 V,
- LIS302DL tří osí akcelerometr,
- 100 I/O pinu mikroprocesoru vyvedeno na konektor.

4.4.1 Inerciální jednotka

Pro měření inerciálních navigačních dat byl zvolen kit CH Robotics. Hlavním důvodem pro jeho volbu byla nižší hmotnost a připravenost komunikačního rozhraní.

4.4.2 Záznam dat

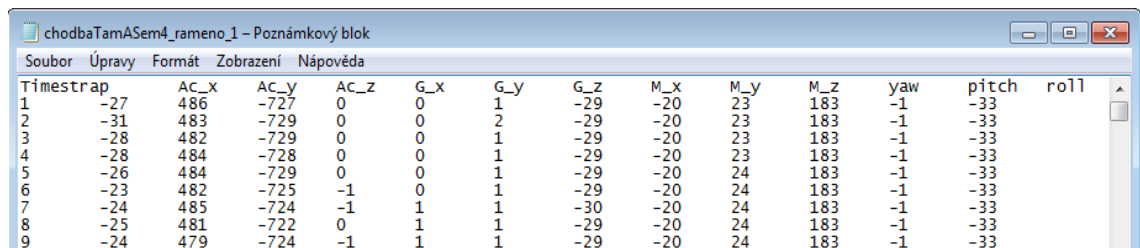
Záznam dat je možný dvěma způsoby. První možností je pomocí uživatelského programu, kterým se zabývá další kapitola. Druhou možností je záznam dat na microSD kartu. Tato možnost byla přidána pro záznam dat, kdy není možné přímé připojení s PC.

4.4.3 Záznam dat na microSD kartu

Pro zápis dat na microSD kartu byla použita knihovna FatFs, kterou bylo nutné začlenit do projektu.

FatFs je generický FAT modul souborového systému pro malé systémy. FatFs je napsán v souladu s ANSI C a zcela oddělen od I/O vrstvy. Proto je nezávislý na architektuře hardwaru. Může být začleněn do méně výkonných mikroprocesorů, jako jsou např. 8051, ARM bez jakékoliv změny.

Na následujícím obrázku je ukázka formátu ukládaných dat. Tento soubor byl uložen na kartu microSDHC s kapacitou 4GB.



The screenshot shows a Notepad window titled "chodbaTamASem4_rameno_1 - Poznámkový blok". The window contains a table with 13 columns: Timestrap, Ac_x, Ac_y, Ac_z, G_x, G_y, G_z, M_x, M_y, M_z, yaw, pitch, and roll. The data is organized into 9 rows, with the first row being the header and the subsequent 8 rows containing numerical values.

Timestrap	Ac_x	Ac_y	Ac_z	G_x	G_y	G_z	M_x	M_y	M_z	yaw	pitch	roll
1	-27	486	-727	0	0	1	-29	-20	23	183	-1	-33
2	-31	483	-729	0	0	2	-29	-20	23	183	-1	-33
3	-28	482	-729	0	0	1	-29	-20	23	183	-1	-33
4	-28	484	-728	0	0	1	-29	-20	23	183	-1	-33
5	-26	484	-729	0	0	1	-29	-20	24	183	-1	-33
6	-23	482	-725	-1	0	1	-29	-20	24	183	-1	-33
7	-24	485	-724	-1	1	1	-30	-20	24	183	-1	-33
8	-25	481	-722	0	1	1	-29	-20	24	183	-1	-33
9	-24	479	-724	-1	1	1	-29	-20	24	183	-1	-33

Obrázek 4.21 Formát ukládaných dat na paměťovou kartu

Při dlouhodobém ukládání dat na zvolenou kartu docházelo k poškození souboru a nemožností jeho čtení. Proto byl zvolen způsob shlukování dat v paměti procesoru do balíčku o velikosti 9 KB. Následně jsou zapsána na samostatný datový soubor. Pokud se při zápisu dat vyskytne chyba, data jsou stále zapsána v paměti mikroprocesoru a je možné se pokusit o opětovný zápis. Maximálně však čtyřikrát. Pokud i tyto pokusy jsou neúspěšné, data jsou ztracena.

Protože tímto způsobem vzniká stovky datových souborů, vytvořil jsem malou konzolovou aplikaci napsanou v jazyce C, která datové soubory sloučí do jediného. Takto vytvořený soubor je lépe přenositelný k dalšímu vyhodnocení.

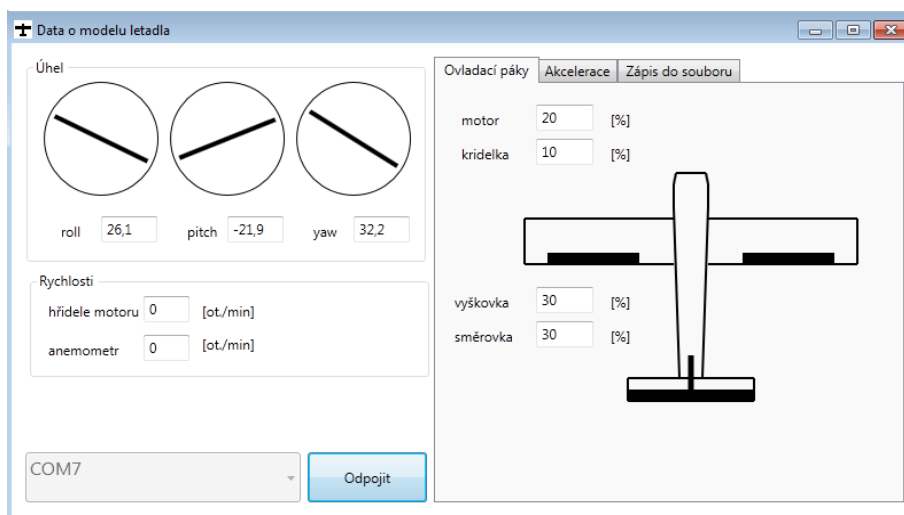
Spustitelný soubor lze najít v příloze pod označením „slouceníSouboru.exe“.

4.5 Uživatelský program

Aby bylo možné on-line sledovat všechny měřené veličiny na RC modelu, byl napsán uživatelský program v jazyce C#. Program komunikuje s měřícím systémem přes

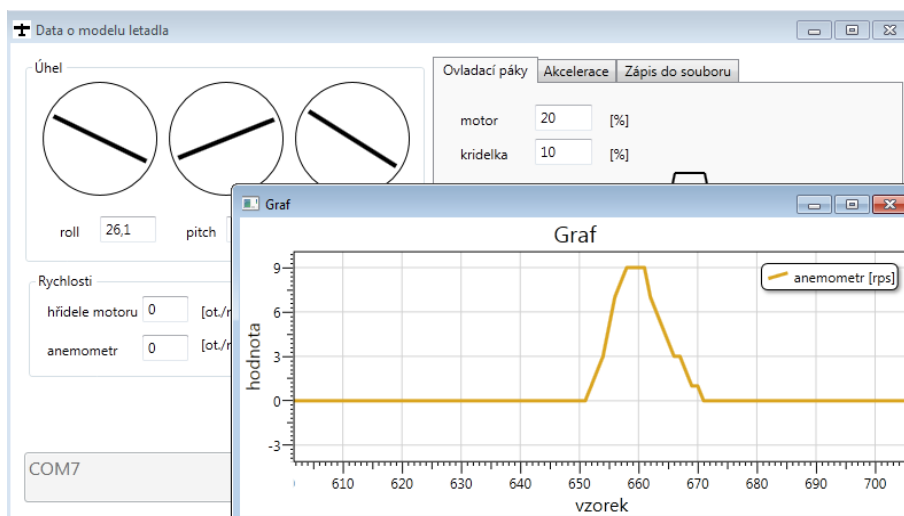
rozhraní UART. Toto rozhraní bylo zvoleno z důvodu přítomnosti na kitu STM32F4DISCOVERY i na STM32DISCOVERY což umožňuje jeho lepší přenositelnost.

Hlavní okno programu je zobrazeno na následujícím obrázku.



Obrázek 4.22 Hlavní okno uživatelského programu

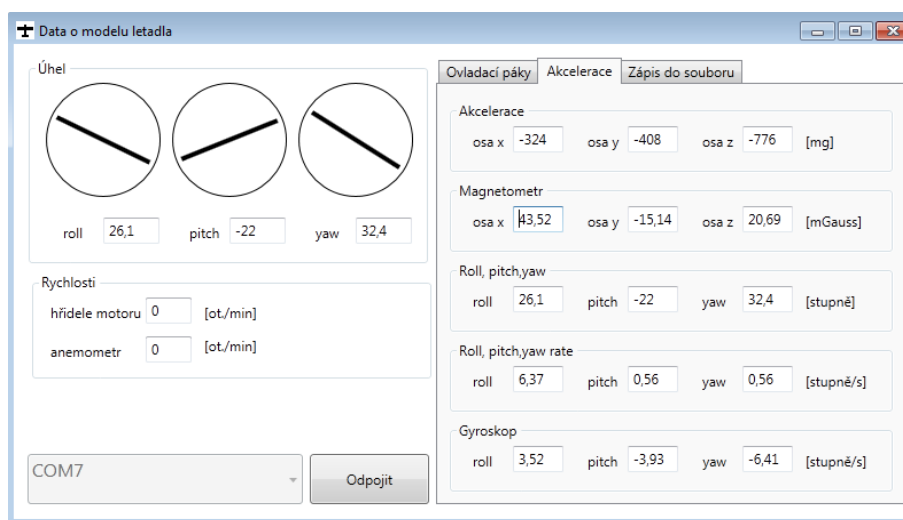
V levé horní části hlavního okna můžeme najít informace o natočení RC modelu letadla v oddíle pojmenovaném „Úhel“. V oddíle „Rychlost“ se nachází dva text boxy, které informují o změřených otáčkách jednak hřídele bezkartáčového motoru a jednak anemometru. Dvojitým kliknutím na jmenovku měřené veličiny se objeví nové okno s grafickým znázorněním historie zvolené veličiny. Jak můžete vidět na obrázku 4.23.



Obrázek 4.23 Grafické znázornění měřené veličiny

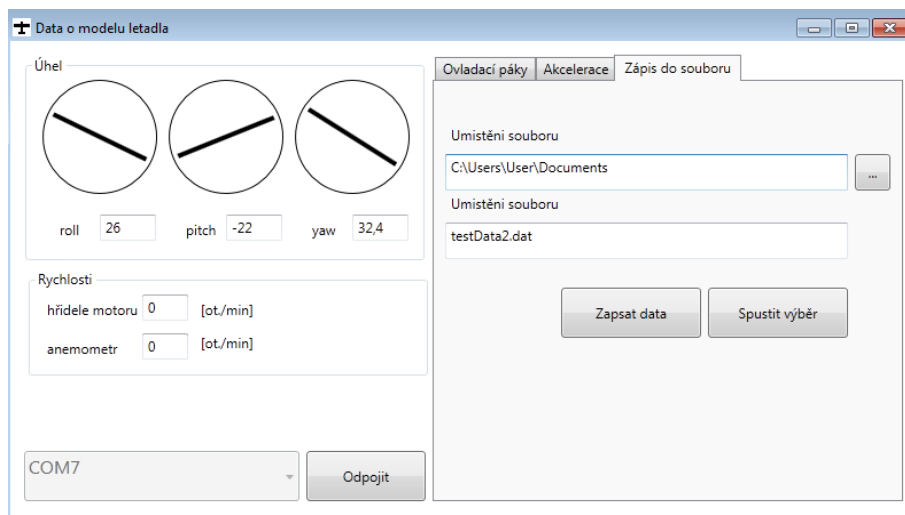
Graf je možné přiblížit a posouvat na zvolené místo, tak aby nabídl co možná největší vypovídající hodnotu o měřené veličině.

První záložka, v levé části okna, pojmenovaná „Ovládací páky“, dává informaci o natočení křidélek modelu letadla. Druhá, označená „Akcelerace“, zobrazuje informace o všech měřených veličinách na kitu CH Robotics. I na této záložce se dvojitým kliknutím na jmenovku veličiny se zobrazí nové okno s grafem veličiny.



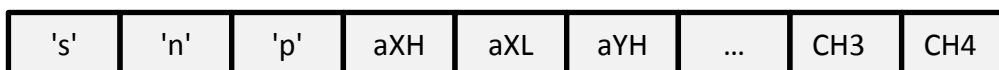
Obrázek 4.24 Ostatní měřené charakteristiky

Program umožňuje také funkci záznamu dat do souboru. Záznam dat je možné dvojitým způsobem. První způsob je záznam všech dat, která byla programem přijata. K zápisu všech dat slouží první tlačítko „Zápis dat“. Druhou možností je vybrat pouze určitý úsek dat. K této funkci slouží druhé tlačítko „Spustit výběr“. Po zmáčknutí tohoto tlačítka se uchová index na poslední přijatá data a při druhém kliknutí na tlačítko je výběr ukončen a data zapsána do souboru.



Obrázek 4.25 Záznam dat

Komunikace mezi měřícím systémem a uživatelským programem probíhá přes rozhraní UART s přenosovou rychlostí 115200, 8 bitů, bez parity, s jedním stop bitem. Pro přenos dat byl vytvořen datový paket. Délka paketu je 41 bytů. Význam jednotlivých bytů bude rozebrán níže.



Obrázek 4.26 Paket pro přenos dat do uživatelského programu

1. až 3. bit 's','n','p' tvoří hlavičku zprávy
4. bit aXH [mg] je horní byt akcelerace na ose X, zapsaném v dvojkovém doplňku.
5. bit aXL [mg] je spodní byt akcelerace na ose X, zapsaném v dvojkovém doplňku
6. -7. bit aYH, aYL [mg] je akcelerace na ose Y, rovněž zapsaném ve dvojkovém doplňku
8. - 9. bit aZH, aZL [mg]
10. – 15. bit gXH, gXL, gYH, gYL, gZH, gZL [°/s] je úhlová rychlost v jednotlivých osách měřená gyroskopickým senzorem.
16. – 21. bit mXH, mXL, mYH, mYL, mZH, mZL [mGauss] je výstup z magnetometru v jednotlivých osách.
22. – 27. bit rollH, rollL, pitchH, pitchL, yawH, yawL [°/s] je úhlem natočení inerciální

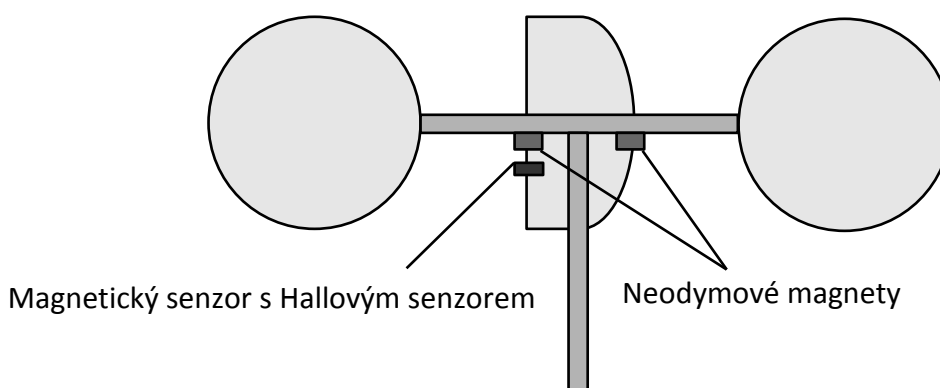
jednotky.

- 28. – 33. bit rollRateH, rollRateL, pitchRateH, pitchRateL, yawRateH a yawRateL je úhlová rychlost, která byla získána sloučením gyroskopického senzoru, akcelerometru a magnetometru.
- 34. - 35. bit rOHH, rOHL rychlost otáčení hřídele
- 36. - 37. bit rAH, rOAL rychlost otáčení anemometru
- 38. - 41. bit ch1 až ch4 je natočení klapky RC modelu v procentech. Jako jediné položky v datovém paketu nejsou přepočítány do dvojkového doplňku.

Zdrojový projekt je dostupný v příloze pod označením „letadlo4“ a je spustitelný Microsoft Visual studiem C# 2010.

4.6 Anemometr

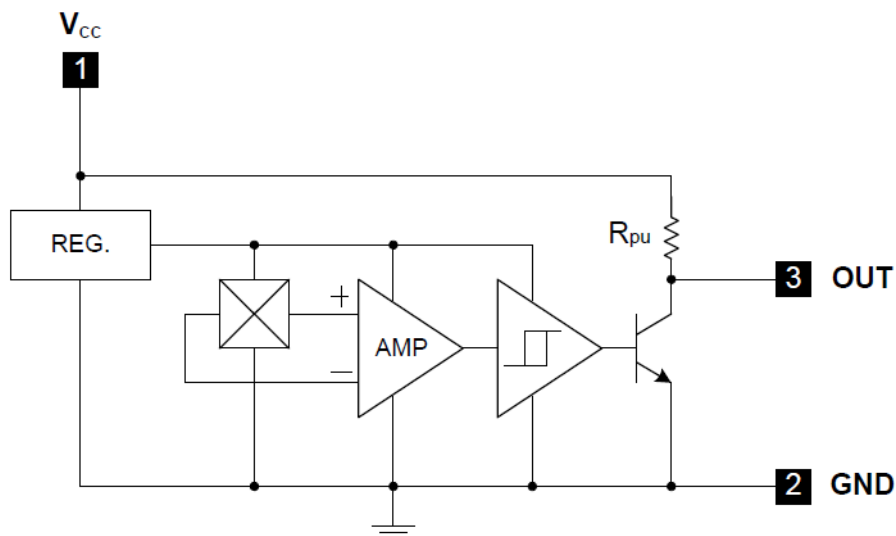
Pro měření otáček hřídele motoru a zároveň otáček anemometru jsem zvolil metodu využívající magnetického senzoru s Hallovým efektem.



Obrázek 4.27 Princip zkonstruovaného anemometru

4.6.1 Magnetický senzor Diodes AH173

AH173 je senzor využívající Hallovův efekt s digitálním výstupem. Senzor obsahuje Hallův napěťový generátor pro snímání magnetického pole, zesilovač Hallova napětí, komparátor s hysterezí a výstupní pull-up rezistor. Funkční blokový diagram senzoru je zobrazený na následujícím obrázku.

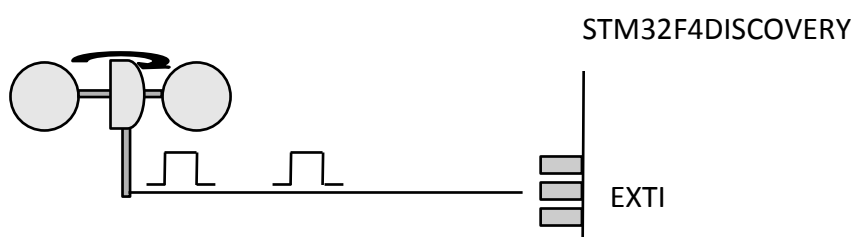


Obrázek 4.28 Blokový diagram senzoru Diodes AH173 [17]

Pokud hustota magnetického toku (B) je vyšší než operační bod (B_{op}), výstup je sepnut. Výstupní stav je držen do doby, kdy magnetický tok opět klesne pod B_{rp} .

4.6.2 Zabudování do řešení

Anemometr byl pevně umístěn na před RC modelu letounu tak, aby při letu se vrtulka anemometru mohla volně pohybovat. Pohybem větru se vrtulka roztočila a začala generovat pulsy, které byly zachycovány na pinu externího přerušení mikroprocesoru. Schéma je znázorněno na následujícím obrázku 4.30.



Obrázek 4.30 Připojení anemometru ke kitu STM32F4Discovery

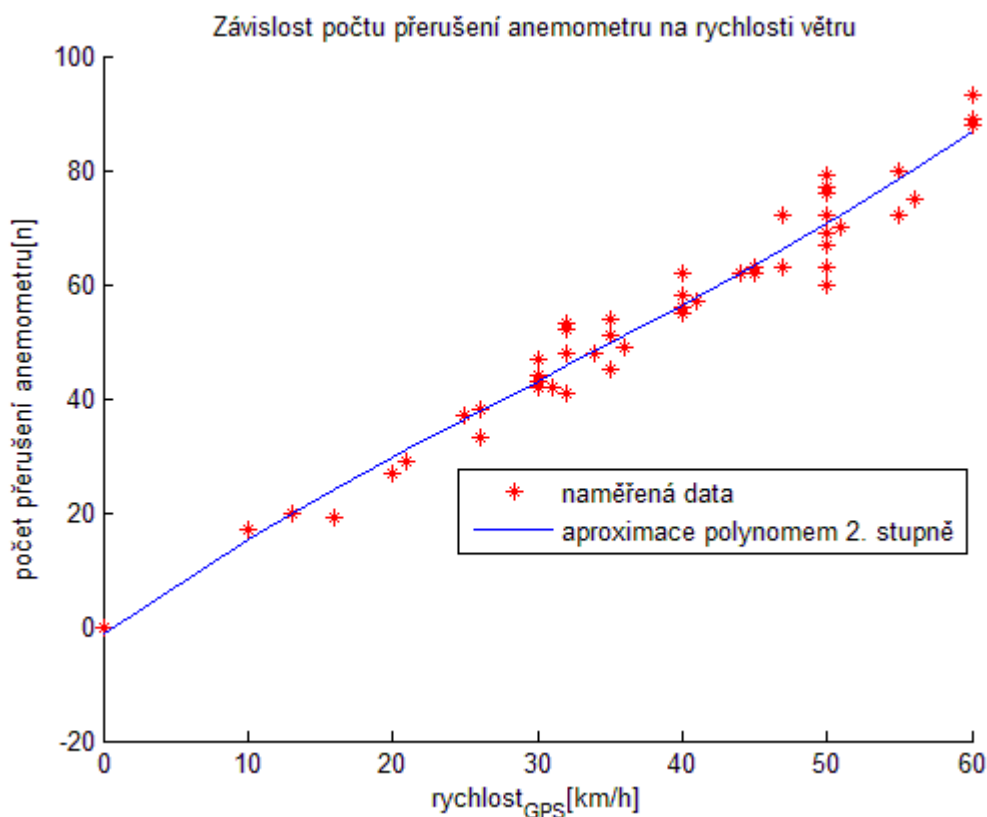
Příchodem impulsu je inkrementována hodnota stavu, která je při příchodu dat z kitu CH Robotics uložena do 200 prvkového kruhového pole. Pro další zpracování je použita suma celého 200 prvkového pole, což odpovídá počtu pulsů přijatých za jednu vteřinu.

4.6.3 Měření výkonnosti zkonstruovaného anemometru

Pro kontrolu výkonnosti zkonstruovaného anemometru byl model letadla přichycen ke střeše osobního automobilu. Rychlost jedoucího automobilu byla odečítána na běžné autonavigaci a pro odečet počtu přerušení anemometru byl použit uživatelský program popsáný výše.

Měření touto metodou jsme zavedli chybu měření jednak nemožností odečítat data přesně v jediný okamžik a zároveň i zpožděním měřené rychlosti zobrazené na autonavigaci. Zcela zanedbán byl i vliv rychlosti větru, který nevznikal pohybem automobilu.

Naměřená data jsou dostupná v příloze ve formě textovém souboru pojmenovaném „naměřenáData.txt“. Grafické znázornění je na obrázku 4.31. Naměřenými daty byl proložen aproximační polynomu 2. stupně. Koeficienty aproximačního polynomu jsou zapsány v rovnici 4.22.



Obrázek 4.31 Charakteristika anemometru

$$y = 0,0007x^2 + 1,3625x + 1,217 \quad (4.22)$$

Kde

y počet impulsů generovaným anemometrem,

x rychlost větru v kilometrech/hodinu.

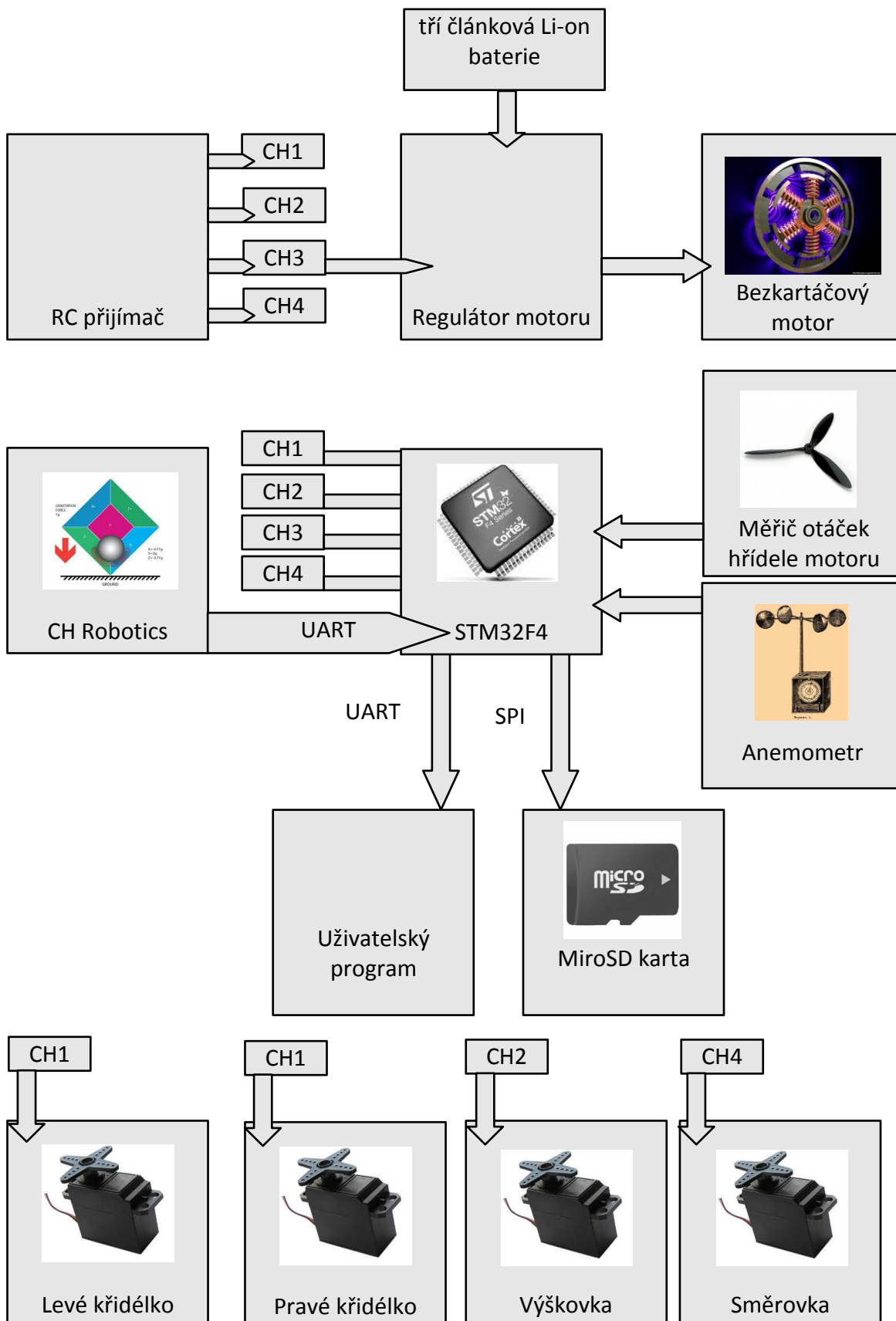
Pro další použití je dostačující kvadratický člen a absolutním člen zanedbat. Rychlost větru bude tedy získaná z následující rovnice.

$$x = \frac{1}{1,3625}y = 0,734y \left[\frac{km}{h} \right] \quad (4.23)$$

4.7 Měření charakteristik RC modelu letadla

Pro posouzení charakteristik modelu letadla byl vytvořen systém, který doplňuje běžně využívanou RC elektroniku elektrického modelu. Přidaná měřicí soustava zaznamenává data buď na microSD kartu nebo pokud je možné připojení přes UART rozhraní, posílá data do uživatelské aplikace.

Měřenými charakteristikami jsou výstupy z kitu CH Robotics (akcelerace, výstup z magnetometru a gyroskopu), dále pak řídicí signály do ovládacích klapek modelu letadla (křídélka, výškovka, směrovka) a ovládací signál pro řízení bezkartáčového motoru. Zaznamenávány jsou rovněž otáčky hřídele motoru a rychlost větru měřená anemometrem. Blokové schéma celého systému je zobrazeno na následujícím obrázku.



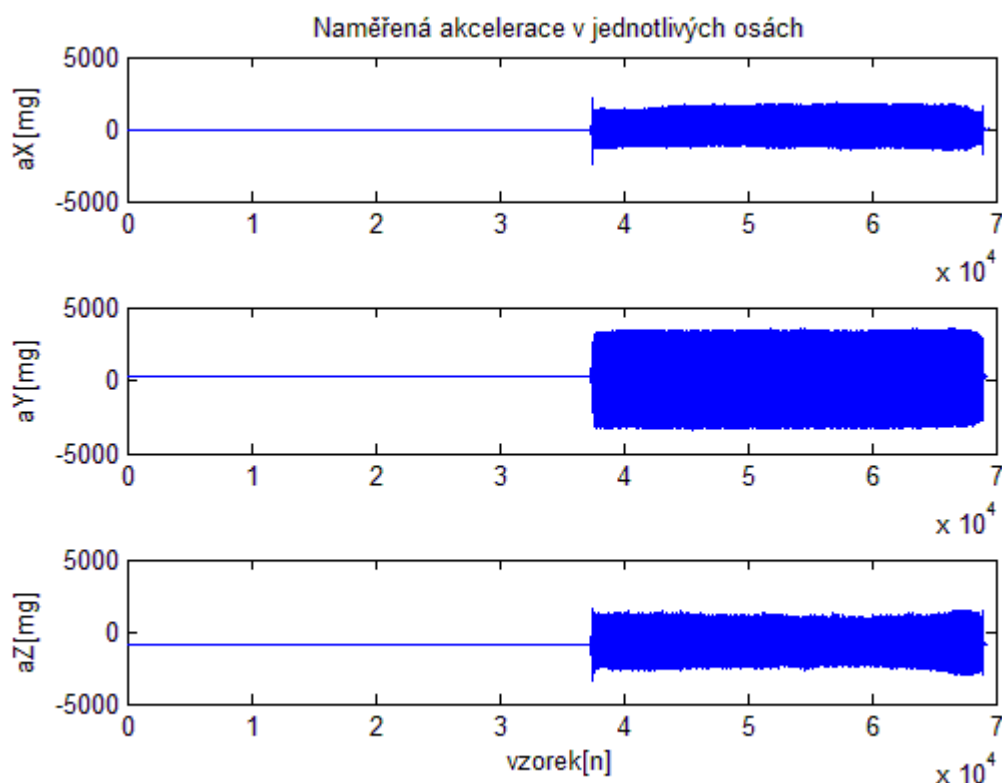
Obrázek 4.32 Blokový diagram systému pro záznam charakteristik RC modelu letadla

System byl přichycen na tělo RC modelu letadla v místě kabiny. Tento systém poskytl dva druhy experimentů. První se zabýval vlivem řídicí elektroniky a chodu motoru na měřicí část systému. Byl prováděn na neletícím modelu. Druhý experiment zkoumal poměry letícího modelu letadla.

4.7.1 Model umístěný na zemi pro posouzení statických vlastností modelu

Pro posouzení vlivu otřesů, vznikajících chodem motoru, byl RC model letadla pevně přichycen k podložce a několik minut ponechán v klidu. Poté byla na vysílači nastavena výchylka páčky motoru přibližně na poloviční polohu a takto ponechána několik dalších minut. Kompletní naměřená data jsou dostupná v příloze pod názvem „dataCHRobotic20120506_0914.dat“ a vybrané parametry graficky zobrazeny na následujících obrázcích.

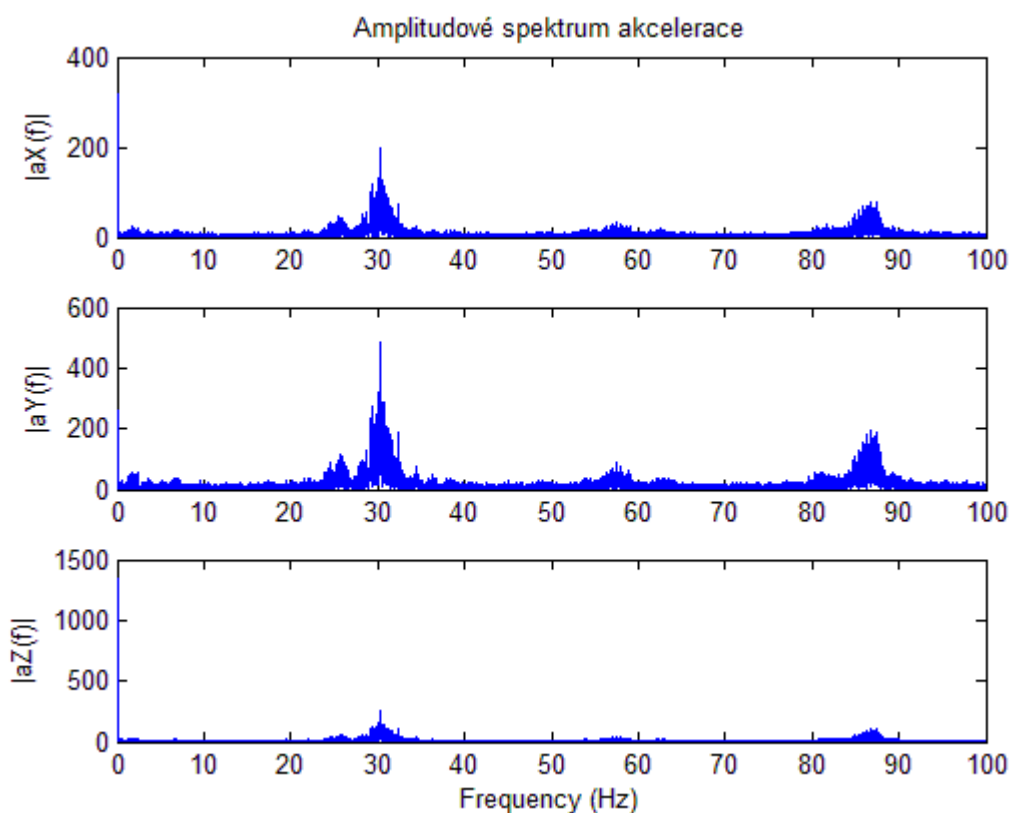
Nejprve grafické posouzení chodu motoru na akceleraci.



Obrázek 4.33 Vliv otřesu motoru na měření akcelerace

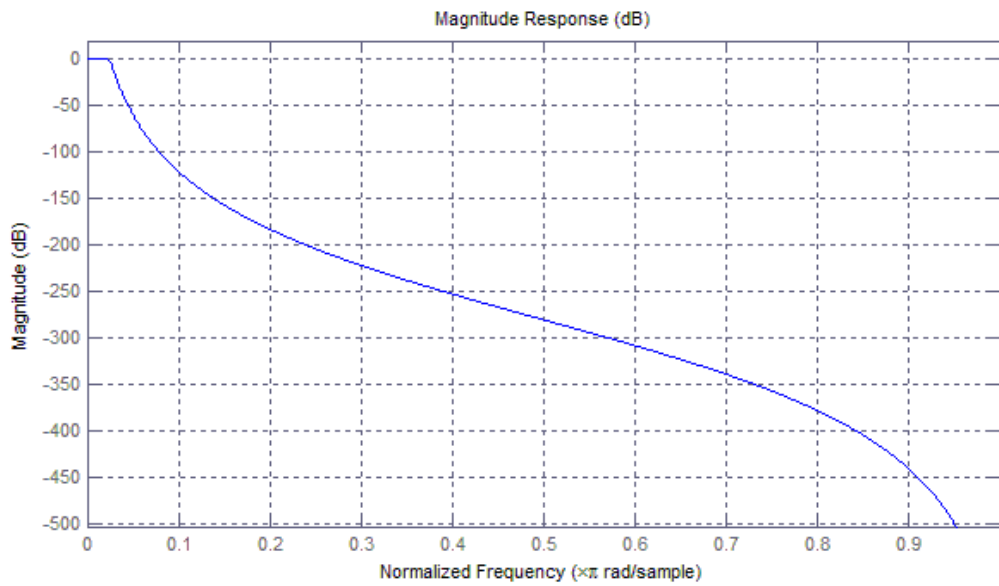
Stejný výsledek, jaký můžeme vidět na obrázku 4.33, poskytl i druhý akcelerometr umístěný na kitu STM32f4DISCOVERY. K zmírnění tohoto nepříznivého jevu byla inerciální navigační jednotka zabalena do pěnového obalu a zvětšena vzdálenost mezi inerciální jednotkou a motorem modelu letadla. Rovněž byla zkoumána možnost vlivu typu hnací vrtule na sílu otřesů. Žádný z navrhovaných opatření neposkytl významné zlepšení. Šum způsobený chodem motoru zůstal na úrovni několika g.

Amplitudová analýza naměřených dat v zašuměném rozsahu.



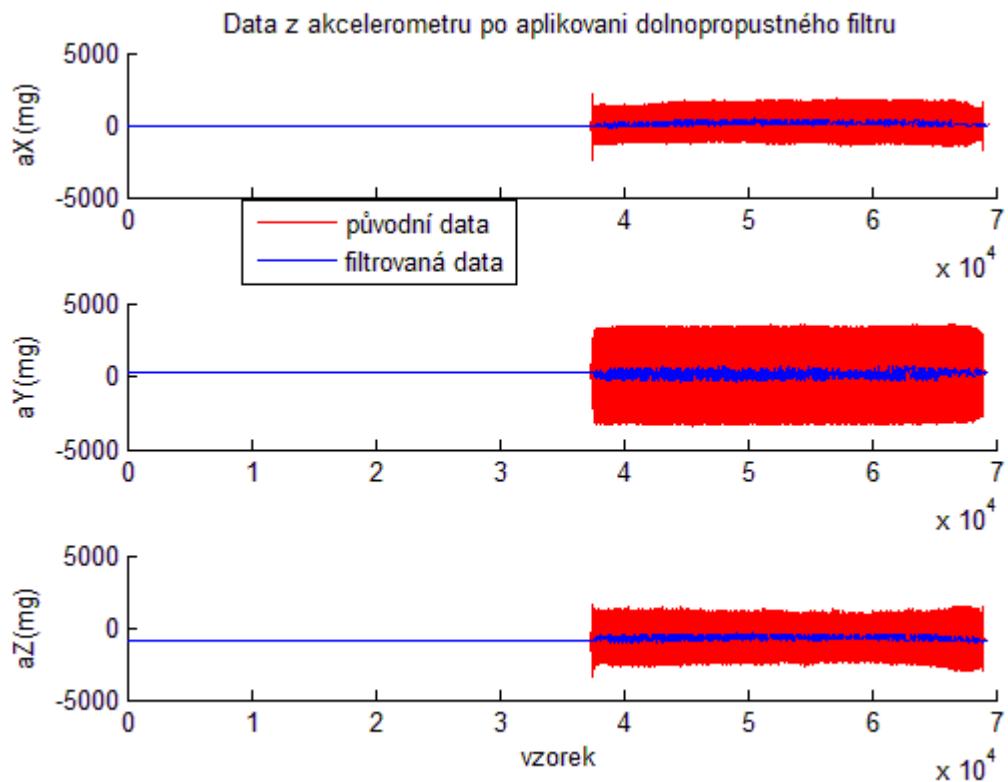
Obrázek 4.34 Amplitudové spektrum akceleračního signálu

Na data pořízená akcelerometrem byl aplikován dolnoproustný Butterworthův IIR filtr o mezní frekvenci 2,5 Hz s 10 koeficienty. Amplitudové spektrum navrženého filtru je zobrazeno na následujícím obrázku.



Obrázek 4.35 Amplitudové spektrum filtru

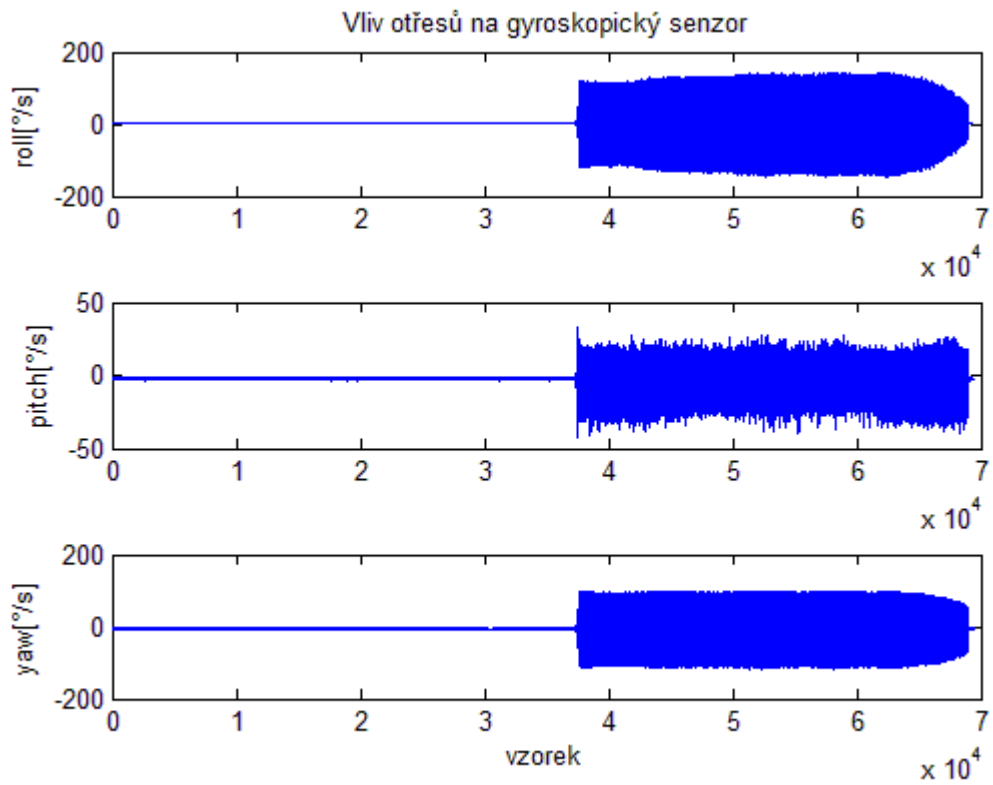
Již filtrovaná data z akceleračního senzoru jsou zobrazená na obrázku 4.36.



Obrázek 4.36 Akcelerační data po aplikování filtru

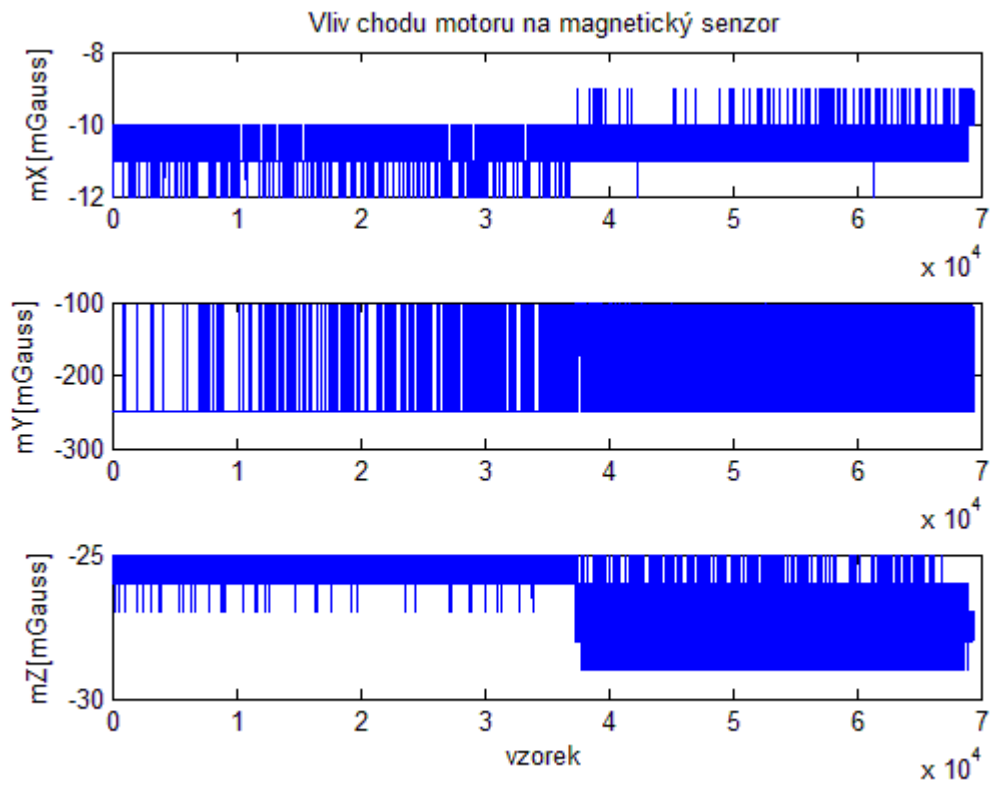
Data po filtraci již nenesou tak významnou šumovou složku. Pro použití akcelerometru, jako podkladu pro výpočet natočení modelu letounu však šumová složka je stále významná.

Dále bude zobrazen vliv otřesů i na ostatní senzory. Nejprve na gyroskopický senzor (obrázek 4.37).



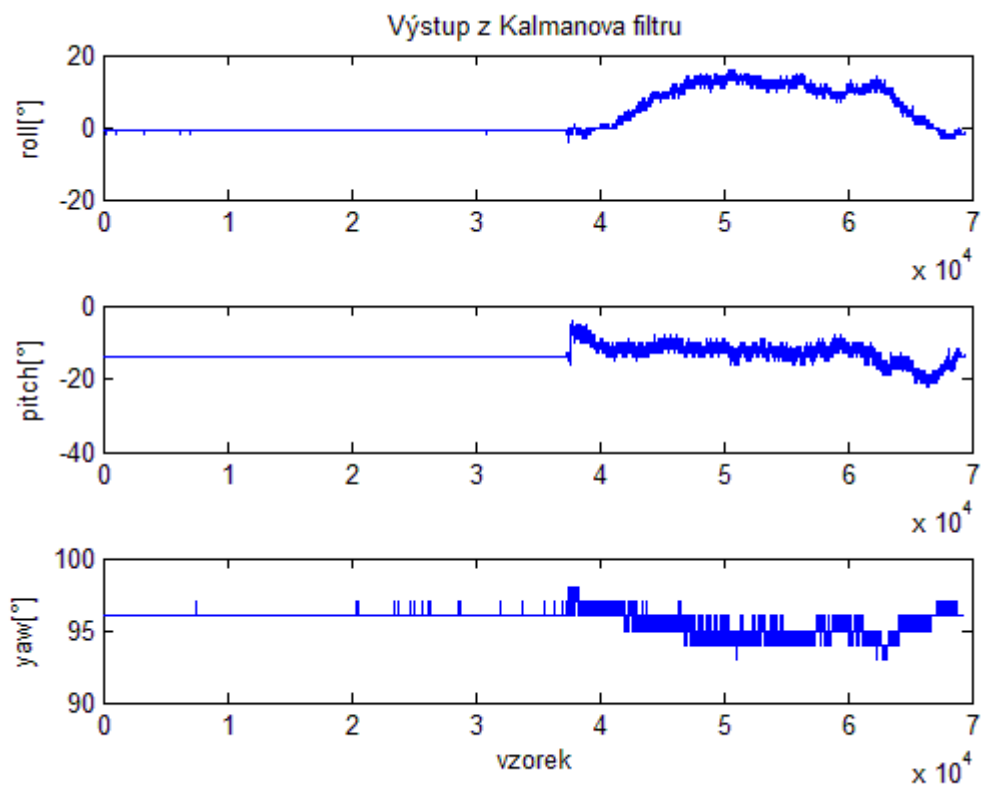
Obrázek 4.37 Data z gyroskopického senzoru

Vliv chodu motoru na magnetický senzor zobrazuje obrázek 4.38.



Obrázek 4.38 Data z magnetického senzoru

Poslední zkoumaná veličina je výstup z Kalmanova filtru, zabudovaného v kitu CH Robotics.

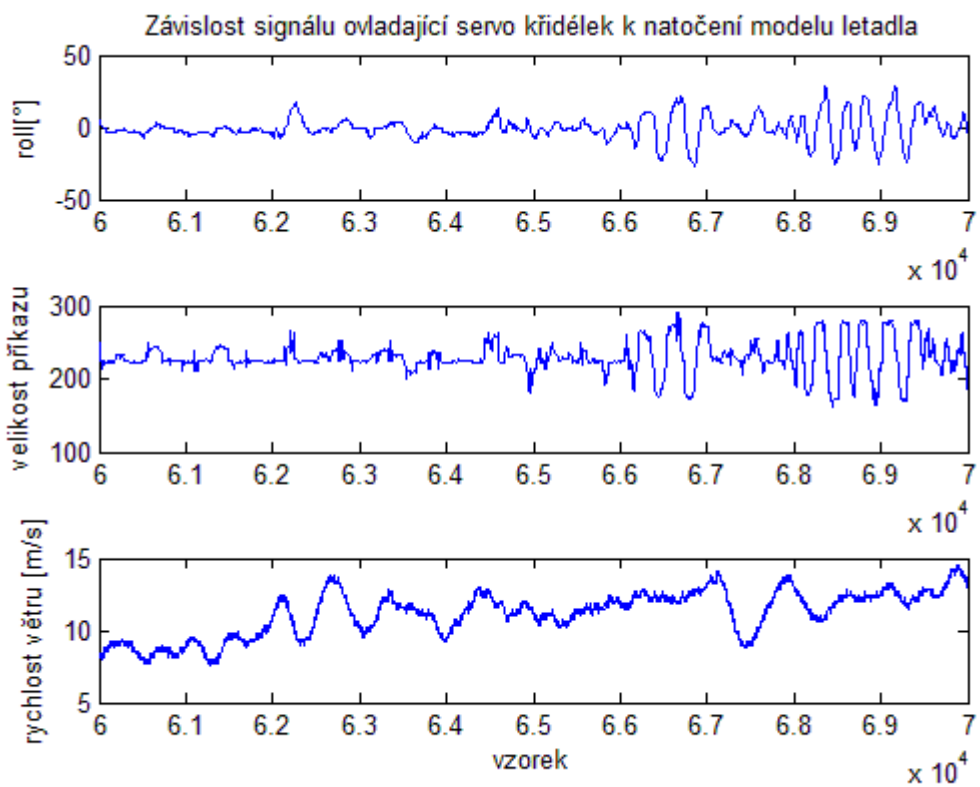


Obrázek 4.39 Data z Kalmanova filtru

4.7.2 Posouzení charakteristik letícího modelu

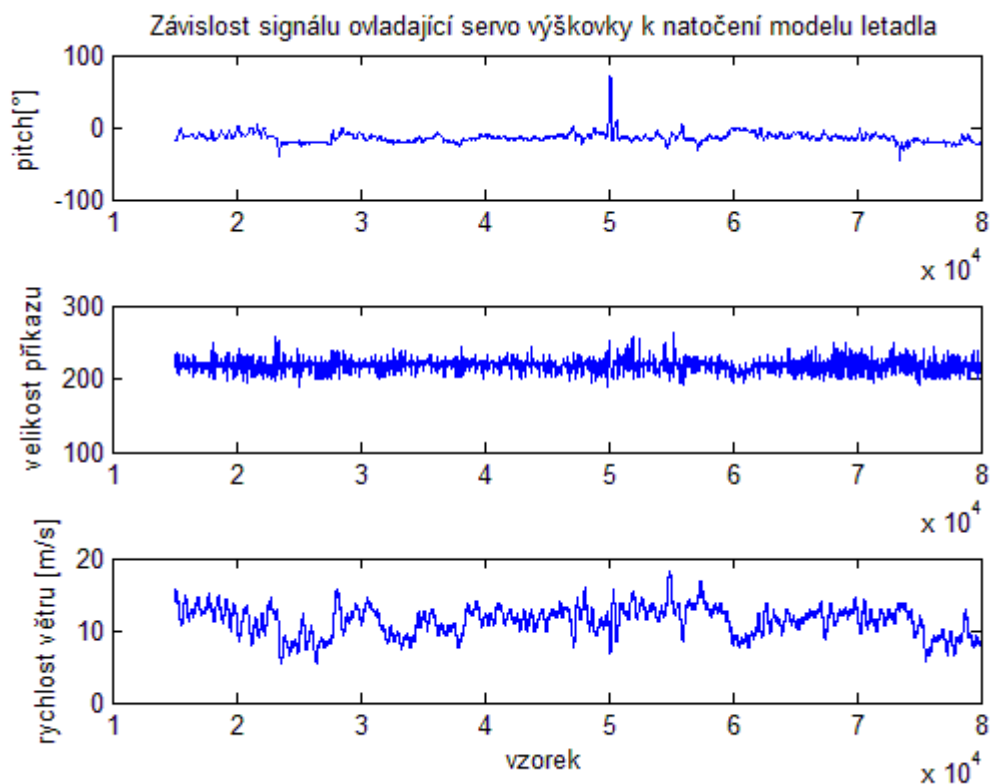
Data byla naměřená v době slabého větru, aby bylo možné vyloučit jeho vliv na naměřené charakteristiky.

Na dalším obrázku můžeme vidět závislost řídicí veličiny serv křidélek a jeho odezvu v natočení letadla v podélné ose. Třetí graf na obrázku ukazuje rychlost letadla.



Obrázek 4.40 Úhel natočení v ose roll, řídicí signál křidélek a rychlost letu modelu

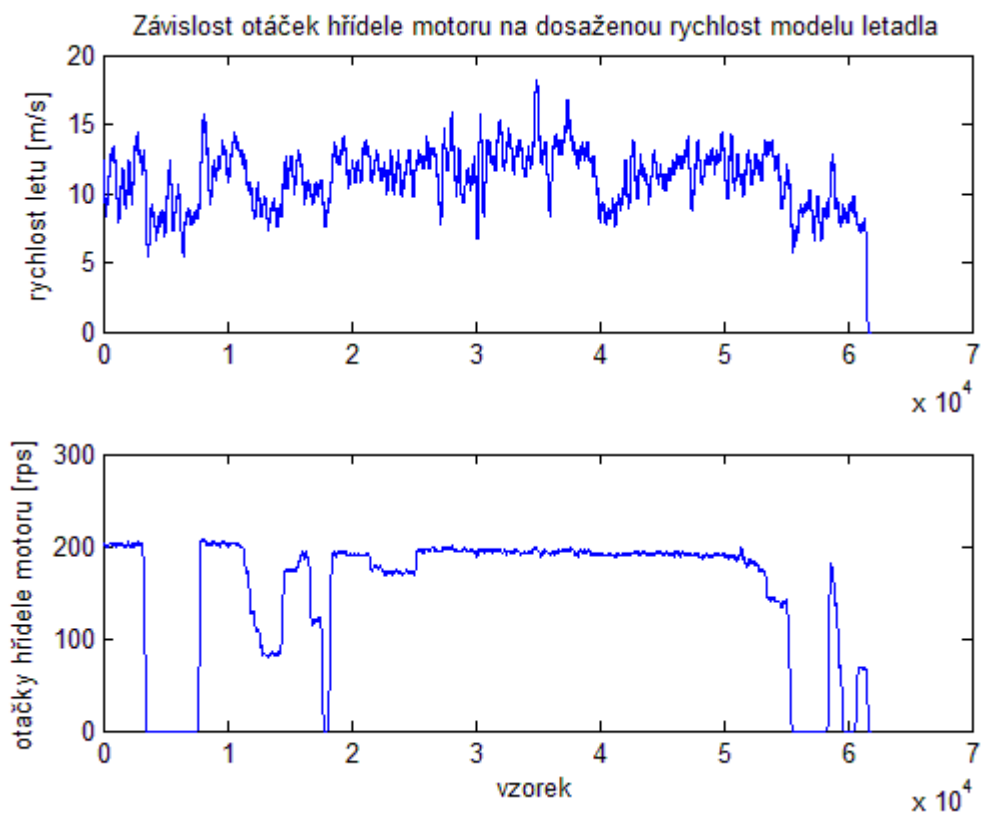
Na obrázku 4.40 je viditelný vztah mezi řídicí veličinou serv křidélek a úhlovou rychlostí v podélné ose.



Obrázek 4.41 Úhel natočení v ose pitch, řídicí signál výškovky a rychlost letu modelu

Na obrázku 4.41 není na první pohled patrný vztah veličin a data nejsou příliš vhodná pro posouzení jejich vzájemného vztahu.

Obrázek 4.42 zobrazuje závislost otáček hřídele bezkartáčového motoru na dosažené rychlosti letadla měřená anemometrem. Z grafu je patrné, že rychlost letadla byla držena v rozmezí asi od 7 m/s do 14 m/s. Přičemž rychlost motoru byla po většinu času na hodnotě přibližně 200 otáček za vteřinu, což odpovídá nejvyšším dosažitelným otáčkám bezkartáčového motoru, umístěném na modelu letadla. Toto bylo dáno jednak tím, že se zvýšila hmotnost a zároveň se zvýšil vzdušný odpor modelu, hlavně způsobeným přidáním anemometru na tělo modelu.



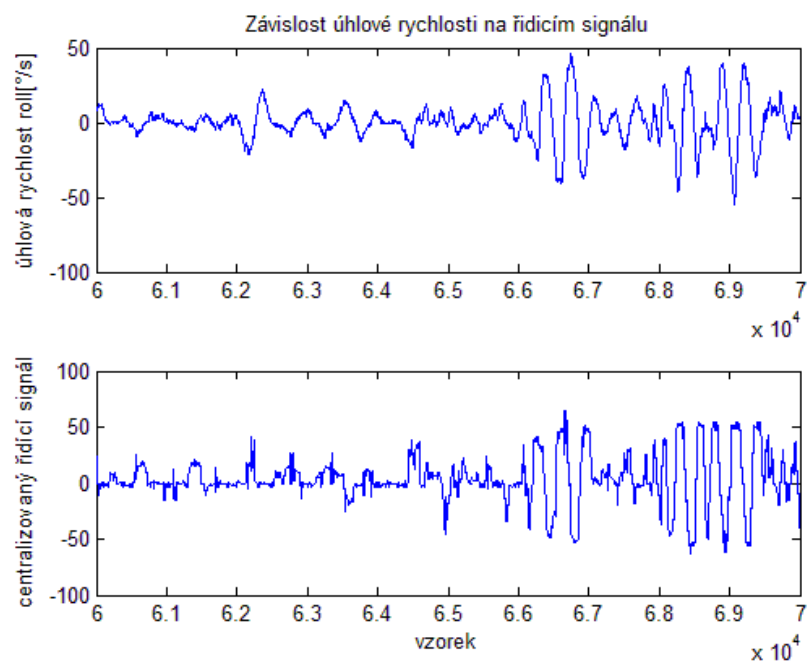
Obrázek 4.42 Rychlost letu modelu, počet otáček hřídele motoru za sekundu

4.7.3 Vyjádření konstant modelu letadla

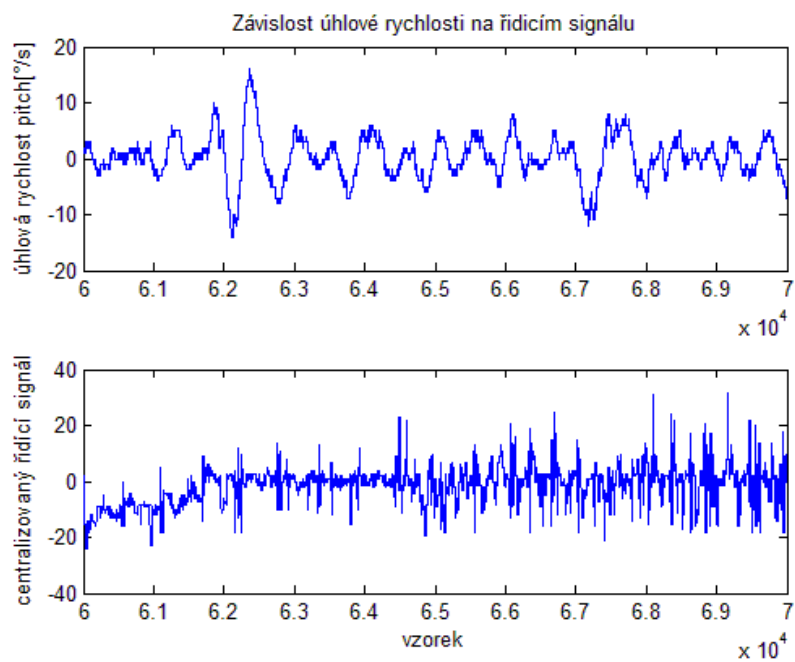
Model popsaný rovnicí 1.15 jsem zjednodušil tím, že jsem zanedbal vliv rychlosti letadla z důvodu jeho stálosti po celou dobu letu a pozornost nebyla věnována kolmé ose (yaw axis). Pak je model zjednodušen do následujícího tvaru

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} \\ m_{21} & m_{22} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p_S \\ p_V \end{bmatrix} \cdot T_S. \quad (4.24)$$

K výpočtu koeficientů byla použita optimalizační metoda. Dříve však bylo nutné přepočítat úhly natočení na úhlovou rychlost a řídicí veličina byla centrována. Takto upravené veličiny jsou zobrazeny na následujících obrázcích.

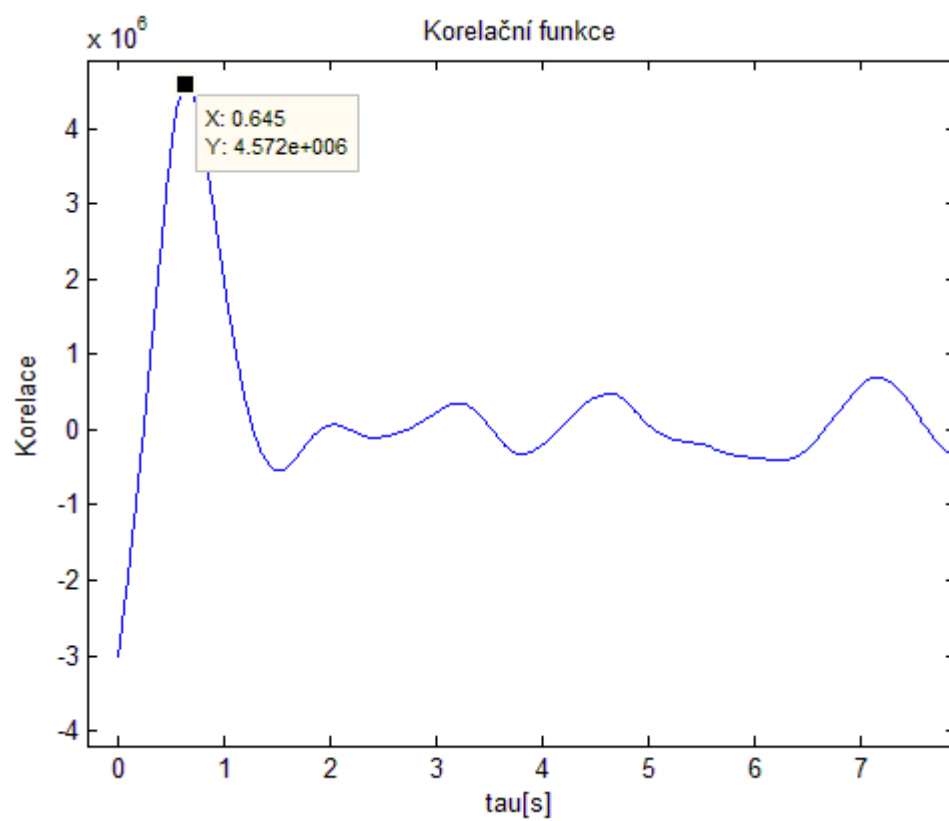


Obrázek 4.43 Úhlová rychlost roll, centralizovaný řídicí signál serva křidélek



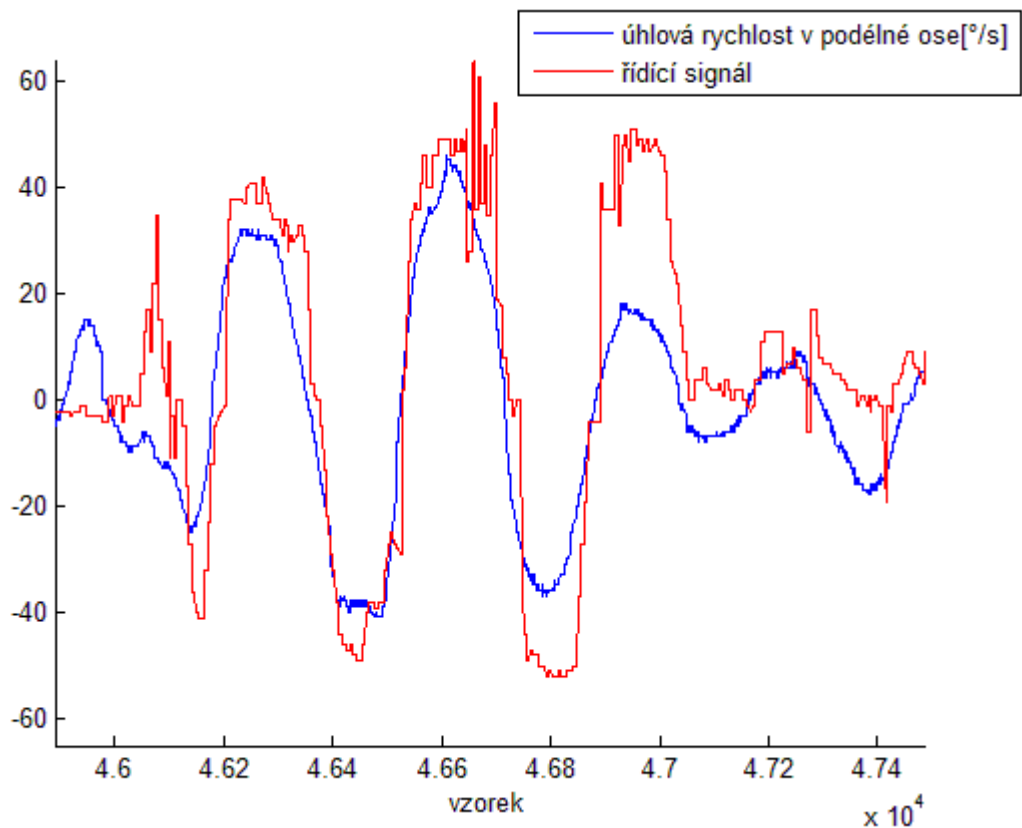
Obrázek 4.44 Úhlová rychlost pitch, centralizovaný řídicí signál serva výškovky

Dále bylo nutné zjistit dobu průtahu. K zjištění této konstanty byla použita korelační funkce. Výsledek funkce můžeme vidět na následujícím obrázku.



Obrázek 4.45 Korelační funkce úhlové rychlosti a řídicí veličiny

Míru srovnání řídicího signálu a úhlové rychlosti po posunutí o dobu průtahu je možné vidět na obrázku 4.46.



Obrázek 4.46 Zarovnání úhlové rychlosti a řídicí veličiny

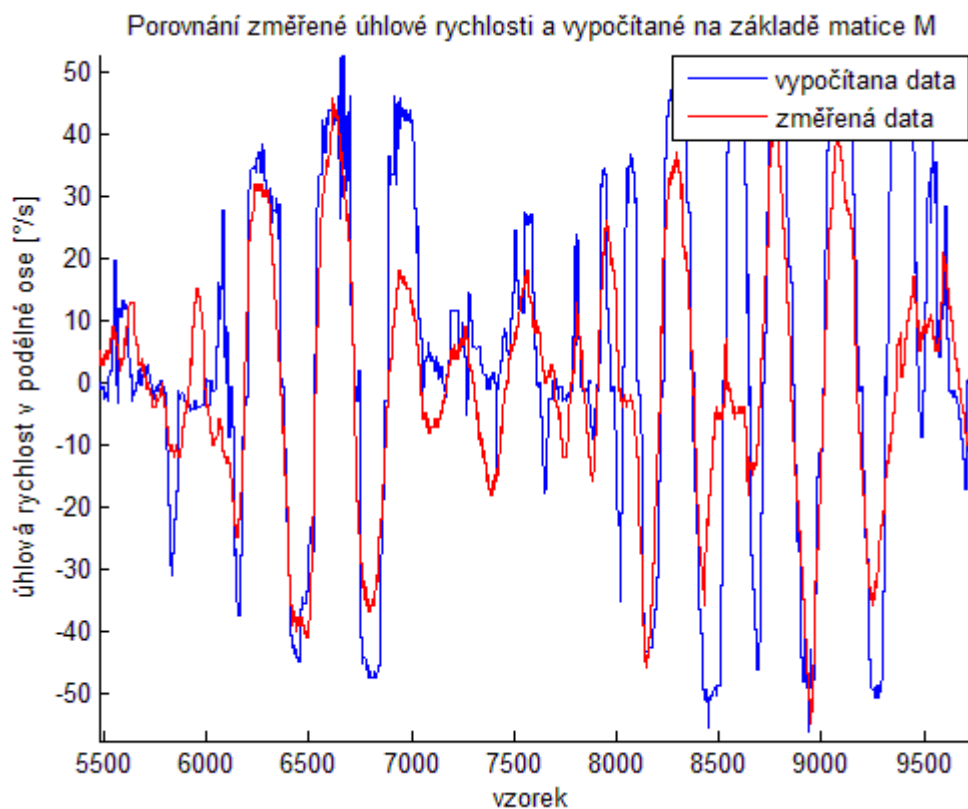
Charakteristiky zobrazené na obrázku 4.46 byly podkladem pro optimalizační metodu, která měla za cíl najít čtvercovou matici koeficientů. K optimalizaci byla využita metoda „fminsearch“ v prostředí Matlabu.

Výsledné koeficienty jsou

$$M = \begin{bmatrix} 0,4559 & -0,0917 \\ 0,0133 & 0,0823 \end{bmatrix} / T_s. \quad (4.25)$$

Vypočítané koeficienty souhlasí s představou, že na hlavní diagonále by měly být hodnoty o řád vyšší než na vedlejší diagonále. Velikosti hodnot na druhém řádku matice jsou nízké z důvodu použití nevhodných dat. Pro kontrolu metody byla použita další optimalizační metoda „lsqnonlin“, dostupná v prostředí Matlab, která dospěla k velmi podobnému výsledku.

Porovnání úhlové rychlosti, získané na základě změřených dat a vypočítané za pomoci koeficientů matice M je graficky ukázán výřez dat na obrázku 4.47.



Obrázek 4.47 Kontrola prvního řádku matice M

4.7.4 Návrh regulátoru

Pro návrh regulátoru byla použita Cohen-Coon metoda. Tato metoda je podobná Ziegler-Nichls, ale poskytuje lepší výsledky pro soustavy s velkými poměry doby průtahu k časové konstantě t .

Změřené konstanty pro podélnou osu:

doba průtahu $T_D = 0,645$ s,

doba náběhu $T_N = 0,25$ s,

zesílení $K = 0,86$.

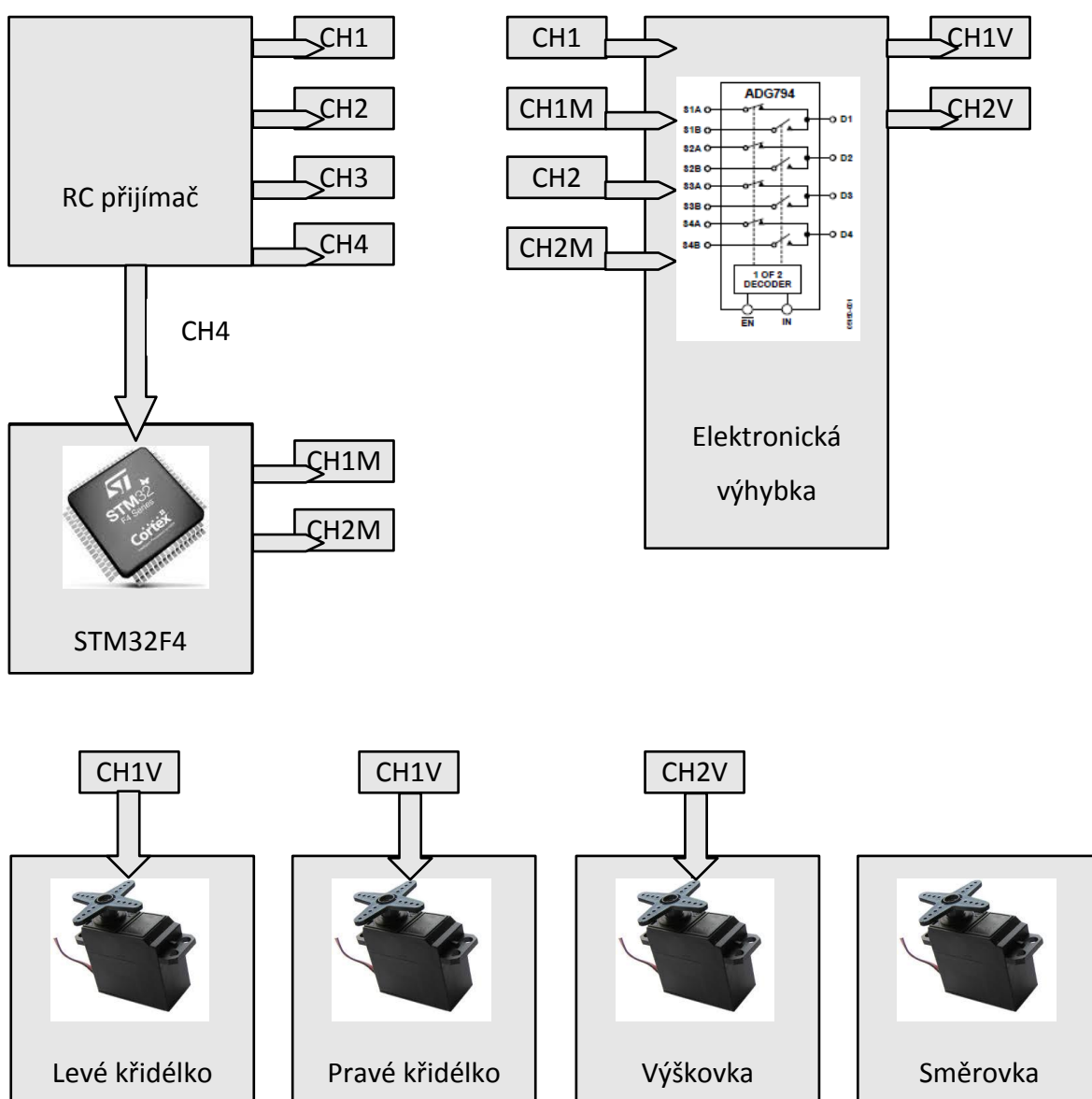
Tabulka 4.8 Parametry regulátoru

Regulátor v ose	K_C	T_i
podélné	0,5	0,4

Z důvodu nevhodnosti dat byl na příčnou osu aplikován regulátor se stejnými parametry.

5 Ověření

Metoda stabilizátoru byla vytvořena tak, aby v případě přesunu páčky směrovky na pravou stranu převzal stabilizační systém kontrolu nad letadlem. Úkolem stabilizačního systému bylo letadlo vyrovnat do rovnoběžné polohy. Pro tento stabilizační systém byla přestavěna elektronika modelu. Grafické znázornění blokového diagramu je dostupné na obrázku 5.1, nezakreslené části blokového schématu zůstaly v nepozměněném stavu.



Obrázek 5.1 Systém stabilizace úhlu natočení modelu v osách roll a pitch

Mikroprocesor naslouchá na kanálu CH4. Pokud vychýlíme páčku směrovky na RC vysílači do pravé strany. Mikroprocesor na tuto změnu zareaguje přepnutím výhybky MC14052BCPG [18] do polohy 1. PWM signál vytvářený PI regulátorem na základě přijatých dat z vývojového kitu CH Robotics, je připojen k ovládání serv. Pokud dojde k návratu páčky do středové polohy, výhybka se navrátí do původní polohy 0 a řídicí signál pro serva je generován RC přijímačem.

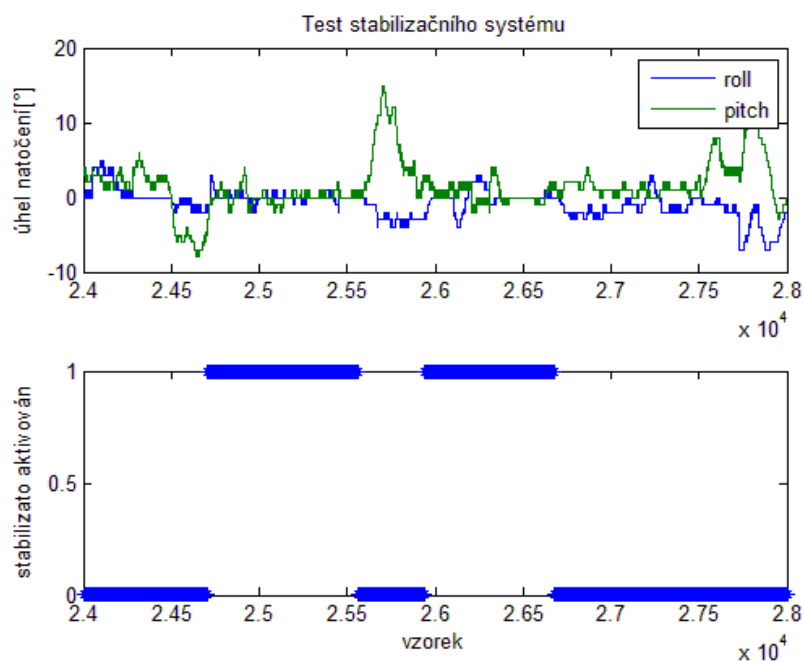
Inerciální navigační jednotka byla pevně uchycena na pravé křídlo. Podélná osa byla vychýlena o jednotky stupňů a příčná osa vyrovnána přibližně do roviny s osou modelu.

Nejprve byl vyrovnávací systém aktivován pouze na ovládání křidélek. Ostatní klapky modelu bylo možné řídit i po aktivování vyrovnávacího systému běžným způsobem. Protože stabilizační systém modelu nevyvolal za letu žádné nepředvídané okolnosti. Byl systém aplikován i na kormidlo výškovky.

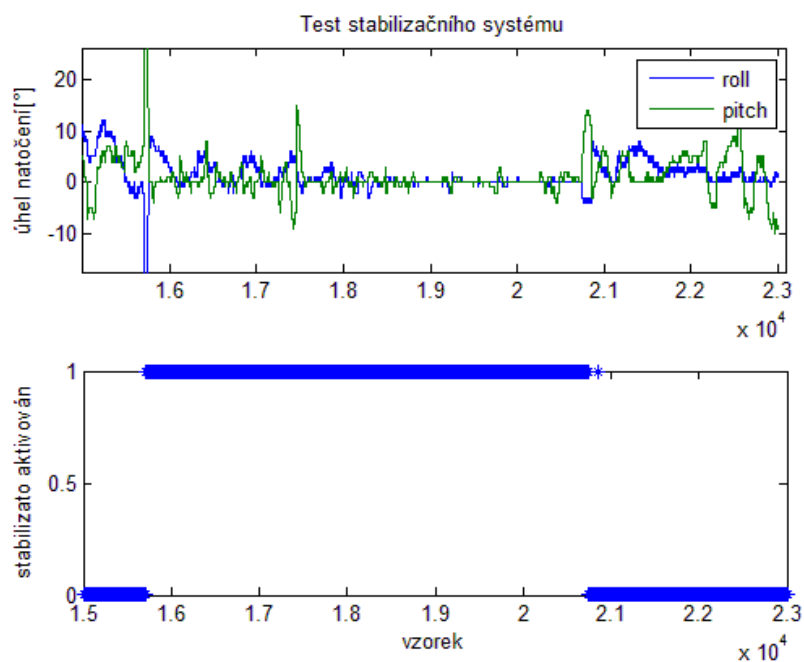
5.1.1 Posouzení charakteristik letícího modelu se stabilizátorem

Model letadla po přepnutí na vyrovnávací systém se mírně naklonil v příčné ose a krouživými pohyby pomalu klesal k zemi. Toto vychýlení bylo způsobené stejným vychýlením INS jednotky.

Naměřená data je možné vidět na obrázcích 5.2 a 5.3.



Obrázek 5.2 Účinnost vyrovnávacího systému, úsek dat 1



Obrázek 5.3 Účinnost vyrovnávacího systému, úsek dat 2

Na obrázku 5.3 v okolí vzorku $1,75 \cdot 10^4$ je vidět rozkolísání náklonu letadla. Rozkolísání bylo způsobeno nízkou rychlostí letu a následnou ztrátou výšky. Proměnlivost rychlosti letu by mohla být snížena zavedením regulátoru otáček hřídele motoru na základě měřených dat anemometru.

Závěr

Cílem této práce byl návrh stabilizačního systému pro zajištění bezpečného letu RC modelu letadla. Úspěšnost dosažení tohoto cíle úzce souvisí s dosaženou kvalitou inerciální navigace. Proto se práce zabývá i testováním inerciální navigace.

Testování inerciální jednotky se pohybovalo na hraně možností, neboť byl použit námi sestrojený kalibrační stroj, u kterého jsme neměli možnost určit jeho kvalitativní parametry. Tyto parametry bylo možné odhadnout jen na základě teoretických znalostí. Pro vynášení kvalitativních výsledků inerciální jednotky, případně o inerciálních senzorech je nesnadné a musí být zahrnuto i riziko podcenění nějakého cizího vlivu.

Testování inerciální navigace pro potřeby integrace do systému RC modelu se potýkala s problémem velkých otřesů, které mnohokrát převýšili úroveň užitečného signálu. Byly zkoumány mechanické i výpočetní metody k potlačení tohoto jevu. Částečně tyto metody byly úspěšné.

Hardwarová část nebyla sjednocena do jediné desky plošného spoje, hlavní části zůstaly modulární a jednoduše zaměnitelné.

Postupem času vyvstala potřeba i on-line získávání dat pro okamžitou kontrolu. Tato potřeba byla iniciátorem k vytvoření uživatelské aplikace, která byla posléze využita pro měření výkonnosti sestrojeného anemometru. Také může sloužit pro potřeby dálkového přenosu dat mezi počítačem a modelem letadla rádiovou cestou.

Jako součást práce byl navržen a sestrojen anemometr. Anemometr byl sestrojen z levných částí a bylo na něj zprvu nahlíženo pouze jako na zdroj orientačních údajů. Při ověřování funkce však byla zjištěna dobrá charakteristika. Instalovaný anemometr však způsobuje vyšší vzdušný odpor. Ten zapříčinil ztrátu rychlosti letadla a potřebu nepřetržitého chodu motoru na plné otáčky. Anemometr ukázal, že rychlost letícího modelu letadla se pohybovala kolem 10 m/s a příliš se od této hodnoty neodchylovala.

Testy prováděné na letícím modelu letadla, byly poměrně těžko proveditelné. Příčin bylo hned několik. Jednak jsem v létání začátečník a proto jsem testovací lety svěřoval do povolanějších rukou, druhý důvod bylo větrné počasí. Data pořízená při letu však považuji za nejvíce vypovídající o možnostech inerciální navigace v této aplikaci.

Jedním z výsledků, které se očekávaly z naměřených dat letícího modelu letadla, měla být identifikace parametrů matematického modelu letadla s tím, že tento model by mohl být použit pro následný návrh regulátoru. Optimalizační metoda však poskytla koeficienty modelu, které neodpovídaly představám. Proto koeficienty regulátoru byly sestaveny na základě Cohen-Coon metody.

Stabilizační systém se podařilo aplikovat na letící model letadla.

Zdroje:

- [1] STMicroelectronics. Datasheet. Version 2. STM32F407VG. [online]. Dostupný z WWW: <http://www.st.com/internet/com/TECHNICAL_RESOURCES/TECHNICAL_LITERATURE/DATASHEET/DM00037051.pdf>
- [2] STMicroelectronics. Reference manual. Version 1. STM32F4. [online]. Dostupný z WWW: <http://www.st.com/internet/com/TECHNICAL_RESOURCES/TECHNICAL_LITERATURE/REFERENCE_MANUAL/DM00031020.pdf>
- [3] STMicroelectronics. User manual. Version 2. STM32F4DISCOVERY. [online]. Dostupný z WWW: <http://www.st.com/internet/com/TECHNICAL_RESOURCES/TECHNICAL_LITERATURE/USER_MANUAL/DM00039084.pdf>
- [4] STMicroelectronics. User manual. Version 1. STEVAL-MKI062V2. [online]. Dostupný z WWW: <http://www.st.com/internet/com/TECHNICAL_RESOURCES/TECHNICAL_LITERATURE/USER_MANUAL/CD00271225.pdf>
- [5] STMicroelectronics. User manual. Version 1. STEVAL- MKI062V2 communication protocol.[online]. Dostupný z WWW: <http://www.st.com/internet/com/TECHNICAL_RESOURCES/TECHNICAL_LITERATURE/USER_MANUAL/CD00288494.pdf>
- [6] CH Robotics. Datasheet. CHR-6dm. [online]. Dostupný z WWW: <http://www.chrobotics.com/docs/chr6dm_datasheet.pdf>
- [7] STMicroelectronics. Datasheet. Version 1. DS7185. [online]. Dostupný z WWW: <http://www.st.com/internet/com/TECHNICAL_RESOURCES/TECHNICAL_LITERATURE/DATASHEET/DM00026454.pdf>
- [8] Analog Devices. Data Sheet Rev B, ADXL335 [online]. Dostupný z WWW: <http://www.analog.com/static/imported-files/data_sheets/ADXL335.pdf>
- [9] ŘEZÁČ, K. Krokové motory. [cit. 18.5.2012]. [online]. Dostupný z WWW: <<http://robotika.cz/articles/steppers/cs>>
- [10] www.serva.cz. Řízení serva – teorie. [cit. 18.5.2012]. [online]. Dostupný z WWW: <<http://www.serva.cz/rizeni-serva-teorie/>>
- [11] WOODMAN, O. J. An introduction to inertial navigation [online]. 2007. Dostupný z WWW: < <http://www.cl.cam.ac.uk/techreports/UCAM-CL-TR-696.pdf>> . ISSN 1476-2986
- [12] HUSÁK, Miroslav. Mikrosenzory a mikroaktuátory, Praha: Academia, 2008, ISBN 978-80-200-1478-8
- [13] FAUSKE, K. M. Inertial navigation systém [online]. 2006. Dostupný z WWW: <<http://www.texample.net/tikz/examples/inertial-navigation-system/>>
- [14] <http://chollet-han.org>. Design of a suspended mass for an accelerometer [online]. [cit. 18.5.2012]. Dostupný z WWW: <<http://chollet-han.org/resonat.html>>

- [15] www.electroiq.com. Introduction to MEMS gyroscopes.[online]. 2010. Dostupný z WWW: <<http://www.electroiq.com/articles/stm/2010/11/introduction-to-mems-gyroscopes.html>>
- [16] <http://mbed.org/> [online]. [cit. 18.5.2012]. Dostupný z WWW: <<http://mbed.org/>>
- [17] Diodes. Dataheet. AH173. 2010. Dostupný z WWW: <<http://www.diodes.com/datasheets/AH173.pdf>>
- [18] ON Semiconductor. Datasheet. Rev. 12. MC14052BCPG.[online]. Dostupný z WWW: <http://www.onsemi.com/pub_link/Collateral/MC14051B-D.PDF>
- [19] VECTORNAV. High Quality Orientation Sensors. [online].[cit. 18.5.2012]. Dostupný z WWW: <http://www.vectornav.com/index.php?option=com_content&view=article&id=12&Itemid=15#KalmanFilter>
- [20] <http://krepelka.com>. 1. Lekce: Přímý a vodorovný let. [online]. [cit. 18.5.2012]. Dostupný z WWW: <<http://krepelka.com/FSX/1student/1.htm>>
- [21] VUT. Aerodynamika [online]. [cit. 18.5.2012]. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Dostupné z WWW: <<http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/aerodynamics.php#4.2>>
- [22] KOZELSKÝ, Martin. Konstrukční návrh letounu Avia BH534 v ultralehkém provedení. Brno, 2010. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Dostupné z WWW: <http://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=27553>
- [23] YLET. (Přednáška). Praha: České vysoké učení technické v Praze.[cit. 18.5.2012]. Dostupné z WWW: <<http://d2051.fsv.cvut.cz/predmety/ylet/2.pdf>>
- [24] LNĚNIČKA, Jaroslav. Polára letounu. e-magazín Akademie letectví [online]. 2009, 4. č. [cit. 18.5.2012]. Dostupné z WWW: <<http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2009/04/polara.php>>
- [25] NARANJO, N. Analysis and Modeling of MEMS based Inertial Sensors. Stockholm, 2008. Kungliga Tekniska högskolan, School of Electrical Engineering. Dostupné online z WWW: https://eeweb01.ee.kth.se/upload/publications/reports/2008/XR-EE-SB_2008_011.pdf
- [26] SLAVĚNSKÝ, Dušan. Profil křídla [online]. 2010. [cit. 18.5.2012] Dostupné z WWW: http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Profil_kridla.aspx
- [27] NOVÁČEK, Petr. Využití GPS systému pro měření náklonu letadla. Praha: 2010. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta elektrotechnická. Dostupné z WWW: <http://measure.feld.cvut.cz/cs/system/files/files/cs/vyuka/zaverecne_prace/DP_2010_Novacek_Petr_locked.pdf>

- [28] GROVES, Paul. Principles of GNSS, Inertial, and Multi-Sensor Integrated Navigation Systems (GNSS Technology and Applications). 2008. BOSTON|LONDON: ARTECH HOUSE. ISBN-13: 978-1-58053-255-6
- [29] HANIŠ, Tomáš. Stabilizovaná platforma pro UAV prostředk: zpracování signálů z inerciálních čidel. Praha: 2008. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta elektrotechnická. Dostupné z WWW: https://support.dce.felk.cvut.cz/mediawiki/images/6/60/Dp_2008_hanis_tomas.pdf
- [30] JIROUTEK, Pavel. RoboKrysa, 2005. [cit. 18.5.2012]. [online]. Dostupný z WWW: <<http://robotika.cz/articles/roborat/>>
- [31] GREWAL, S. WEILL Lawrence R. ANDRES, Angus P. INERTIAL SYSTEMS TECHNOLOGIES: Systematic Errors [cit. 18.5.2012]. [online]. Dostupný z WWW: <<http://beta.globalspec.com/reference/14795/160210/chapter-9-3-2-inertial-systems-technologies-systematic-errors>>

Přílohy:

Příloha 1 –CD

Obsah adresáře:

- ZaplatilekL_NavrhStabilizacnihoSystemuRCModeluLetadla.pdf – textová část práce,
- složka „Uživatelská program“ – projekt Microsoft Visual Studio 2010 C# Uživatelského programu pro příjem dat z modelu letadla,
- složka „Matlab“ – obsahuje zdrojové kódy prostředí Matlab a naměřená data vztahující seříděná podle kapitol,
- složka „Kalibrační stroj“ – obsahuje kódy pro komutaci krokového motoru,
- složka „Sloučení souboru“ – obsahuje spustitelný soubor pro sloučení více souborů,
- složka „Obrázky“ – obsahuje ilustrační fotografie,
- složka „Zdrojový kód STM32F4DISCOVERY“ – obsahuje projekt v prostředí Atollic TrueSTUDIO for ARM Pro 3.0.0 pro stabilizaci modelu letadla.