

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA ELEKTROTECHNICKÁ

DIPLOMOVÁ PRÁCE

**Stabilizovaná platforma pro UAV
prostředky: zpracování signálů z inerciálních
čidel**

Praha, 2008

Autor: Tomáš Haniš

Prohlášení

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

V Praze dne

podpis

Poděkování

Děkuji vedoucímu mé diplomové práce Ing. Martinu Hromčíkovi, Ph.D. za vedení, připomínky a poznámky k práci. Dále bych chtěl poděkovat všem, kteří mě při práci podporovali.

Abstrakt

Stabilizovaná platforma pro UAV prostředky: zpracování signálů z inerciálních čidel

Cílem projektu je vývoj inerciálně i opticky stabilizované polohovací platformy pro kamерový systém na palubě bezpilotního letounu Sojka a vyvíjeného prostředku MAMOK. Zadavatelem práce je Vojenský technický ústav letectva a protivzdušné obrany (VTÚL PVO). Zadaná práce je dílčím úkolem v rámci oficiální spolupráce mezi VTÚL PVO a Centrem aplikované kybernetiky ČVUT FEL. Polohovací platforma v konečné podobě musí být schopna přjmout požadavek od obrazového podsystému a zajistit fyzické sledování objektu na zemi, tj. natáčení kamery. Přitom musí utlumit vliv nežádoucích pohybů letadla, např. při průletu turbulentní atmosférou. Eliminaci těchto vlivů bude zajišťovat hierarchický řídicí algoritmus ovládající jednotlivé osy platformy. Řízení pro stabilizaci bude založeno na měření polohy letounu pomocí inerciální jednotky. Dílčím cílem této práce je prozkoumat možnosti současné technologie v oblasti inerciálního měření. Hlavním cílem této práce je implementovat algoritmus pro odhad stavů letounu založený na kalmanovské filtrace.

Abstract

Stabilized platform for UAV

The goal of this project is to develop an inertially and optically stabilized platform for a camera system on board of the UAV aircraft Sojka and its successor MAMOK (under development). The contractor is the Military Technical Institute of Air Force and Air Defense (VTÚL PVO). The project is a part of a program between VTÚL PVO and the Center for Applied Cybernetics CTU FEL. Stabilized platform in its final version should be able to process requirements from a video subsystem and track still or moving objects on the ground. The control system should reduce effects of undesirable motion of aircraft, for example induced by turbulent atmosphere. Elimination of these effects will be ensured by hierarchical control structure which will control respective axes of the platform. Stabilization will be based on measurement of the aircraft position by an inertial unit. Minor aim of this project is to make research of common technology possibilities in the area of inertial measurement. Major goal of this project is to implement algorithm based on Kalman filter to estimate aircraft states.

České vysoké učení technické v Praze - Fakulta elektrotechnická

Katedra řídicí techniky

Školní rok: 2006/2007

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

Student: Tomáš Haníš

Obor: Technická kybernetika

Název tématu: Stabilizovaná platforma pro UAV: senzory a měření, řídicí systém základny

Zásady pro vypracování:

1. Vyberte vhodné dostupné senzory pro problém stabilizované základny pro bezpilotní letoun a navrhněte jejich konfiguraci.
2. Vyberte vhodný hardware (mikroprocesor) pro centrální řídicí jednotku základny. Zohledněte volbu a uspořádání senzorů vybraných dle bodu 1) a dalších uvažovaných periferií.
3. Navrhněte HW řešení prototypu systému řízení a měření dle bodu 1)a 2) např. s využitím vývojových kitů poskytovaných výrobci jednotlivých čipů a senzorů.
4. Vyberte SW pro implementaci algoritmů řízení a měření v prototypu dle bodu 3).
5. Naprogramujte vybrané základní funkce (např. komunikace řídicí jednotky s periferiemi, filtrace měřených signálů apod.).

Práce budou probíhat v rámci společného projektu K13135 K13135 a VTUL zaměřeného na vývoj stabilizované základny pro bezpilotní prostředky.

Seznam odborné literatury:

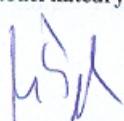
- [1] Anderson, B. D.O. and Moore, J.B.: *Optimal Filtering*. 2005.
[2] Lin, Ch.F.: *Modern Navigation, Guidance and Control Processing*. 1991.

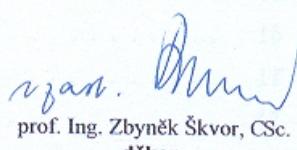
Vedoucí diplomové práce: Ing. Martin Hromčík, Ph.D.

Termín zadání diplomové práce: zimní semestr 2006/2007

Termín odevzdání diplomové práce: leden 2008

prof. Ing. Michael Šebek, DrSc.
vedoucí katedry




prof. Ing. Zbyněk Škvor, CSc.
děkan

V Praze dne 21.02.2007

Obsah

Seznam obrázků	ix
1 Úvod	1
2 Senzory	3
2.1 Fyzikální principy	3
2.2 Volba čidel	4
2.2.1 Akcelerometr	4
2.2.2 Gyroskop	5
2.2.3 Magnetometr	6
2.2.4 GPS	7
3 Mikroprocesor	9
3.1 Nároky, požadavky	9
3.2 Zvolený mikroprocesor	10
3.3 Další eventuality	10
4 Volba konfigurace	13
4.1 Měření fyzikálních veličin	13
4.1.1 Měření vektoru úhlové rychlosti	13
4.1.2 Měření vektoru lineárního zrychlení	14
4.1.3 Měření azimutálního úhlu	15
4.1.4 Měření absolutní polohy	16
4.2 Z hlediska přenosu dat	16
4.3 Volba implementačního prostředí	17
4.3.1 Programování mikroprocesoru	17
4.3.2 Programování algoritmů filtrace	19

5 Implementace filtrace měřených signálů	21
5.1 Modelování v letectví	21
5.1.1 Souřadné systémy	21
5.2 Modelování letounu jako dynamického systému	24
5.2.1 Modelování dynamiky letounu	24
5.2.2 Modelování poruch	26
5.2.2.1 Model atmosféry	26
5.2.2.2 Modelování poruch čidel	29
5.3 Kalmanův filtr	30
5.4 Návrh Kalmanova filtru	31
5.4.1 Kalmanův filtr pro nelineární model	31
5.4.1.1 Rozšíření Kalmanova filtru o model poruch atmosféry . .	31
5.4.1.2 Rozšíření Kalmanova filtru o model poruch čidel	33
5.4.1.3 Rozšíření Kalmanova filtru o měření GPS a magnetometru	37
5.5 Aproximace modelu letounu	41
5.6 Aproximace modelu letounu stranovým a podélným pohybem	42
5.7 Kalmanův filtr pro zjednodušený model	44
5.7.1 Rozšíření zjednodušeného Kalmanova filtru o model poruch atmosféry	44
5.7.2 Rozšíření zjednodušeného Kalmanova filtru o model poruch čidel .	48
6 Závěr	53
Literatura	55
A Použité funkce	I
B Obsah přiloženého CD	VII

Seznam obrázků

2.1	Blokové schéma akcelerometru	5
2.2	Blokové schéma gyroskopu	6
2.3	Blokový diagram GPS modulu LR9552	8
3.1	Blokové schéma AT91SAM7X512	11
3.2	Vývojová deska AT91SAM7XEB s příslušenstvím	12
3.3	Blokové schéma LPC2119	12
4.1	Orientace os měření gyroskopu	14
4.2	Orientace os měření akcelerometru	15
4.3	Orientace os měření magnetometru	16
4.4	Vývojová deska pro mikroprocesor AT91SAM7XEB	17
4.5	J-Link rozhraní	18
4.6	Grafické rozhraní Embedded Workbench	19
5.1	Převod mezi tělesovou a aerodynamickou souřadnou soustavou pro obě normy, převzato z [6]	22
5.2	Převod mezi tělesovou a inerciální souřadnou soustavou pro obě normy, převzato z [6]	23
5.3	Simulinkové schema modelu letounu	25
5.4	Simulace letu	26
5.5	Simulace letu s vlivem atmosféry	28
5.6	Simulinkové schema modelu poruch atmosféry	28
5.7	Model senzorů technologie MEMS	29
5.8	Redukovaný model senzorů technologie MEMS	30
5.9	Odhad stavů EKF, atmosféra	32
5.10	Odhad poruch EKF, atmosféra	32
5.11	Autokorelační funkce, atmosféra	33

5.12 Odhad stavů EKF, atmosféra, drift	34
5.13 Odhad poruch EKF, atmosféra,drift	34
5.14 Autokorelační funkce, atmosféra,drift	35
5.15 Odhad stavů EKF, atmosféra, drift, manévr	36
5.16 Odhad poruch EKF, atmosféra, drift, manévr	36
5.17 Autokorelační funkce, atmosféra, drift, manévr	37
5.18 Odhad stavů EKF, atmosféra, drift, GPS, magnetometr	38
5.19 Odhad poruch EKF, atmosféra, drift, GPS, magnetometr	38
5.20 Autokorelační funkce, atmosféra, drift, GPS, magnetometr	39
5.21 Odhad stavů EKF, atmosféra, drift, GPS, magnetometr, manévr	40
5.22 Odhad poruch EKF, atmosféra, drift, GPS, magnetometr, manévr	40
5.23 Autokorelační funkce, atmosféra, drift, GPS, magnetometr, manévr	41
5.24 Porovnání nelineární a rozdělené dynamiky - podélné	43
5.25 Porovnání nelineární a rozdělené dynamiky - stranové	43
5.26 Odhad stavů EKF - podélný, atmosféra, magnetometr, manévr	45
5.27 Autokorelační funkce - podélný, atmosféra, magnetometr, manévr	46
5.28 Odhad stavů EKF - stranový, atmosféra, magnetometr, manévr	47
5.29 Autokorelační funkce - stanový, atmosféra, magnetometr, manévr	47
5.30 EKF - podélný, atmosféra, drift, magnetometr, manévr	48
5.31 EKF - stanový, atmosféra,drift, magnetometr, manévr	49
5.32 KF - podélný, atmosféra, drift, magnetometr, manévr	50
5.33 KF - stranový, atmosféra, drift, magnetometr, manévr	50
5.34 Odhad tvarovacího filtru KF - podélný a stranový, atmosféra, drift, magnetometr, manévr	51

Kapitola 1

Úvod

Vyvíjený systém stabilizace kamer a dalších optických uživatelských zařízení (laserové dálkoměry, infrakamery, UV kamery apod.) významně zvýší užitnou hodnotu a uživatelský komfort bezpilotních systémů vyvíjených a vyráběných ve srovnání VTÚL PVO (<http://www.vtul.cz>) se současným stavem, kdy je kamerový systém pevně přichycen k trupu letounu, bez možnosti změny orientace, bez schopnosti kompenzace kolébání letounu ve větrných poryvech a turbulencích. Řídící algoritmus zajišťující polohování a stabilizaci plošiny bude tvořen dvěma hierarchicky uspořádanými stupni. Vyšší smyčka řízení bude zajišťovat polohování plošiny na základě externích příkazů (operátor, obrázkový procesor). Nižší smyčka řízení bude realizovat stabilizaci platformy vůči nežádoucím vlivům okolí. Stabilizace platformy bude založena především na měření inerciálních senzorů a následném zpracování těchto signálů. Jelikož se jedná o velice rozsáhlý projekt byl, rozdělen na jednotlivé dílčí úkoly. Hlavním cílem této práce je implementovat algoritmus pro zpracování měření z jednotlivých inerciálních senzorů pro další použití v řídících algoritmech. Filtrace signálů je nutná nejen z důvodu zašumění samotného měření, ale hlavně z důvodu potlačení chyb inerciálních senzorů daných fyzikálním principem a technologií výroby.

Pro potřeby návrhu algoritmu bylo nutné prozkoumat současné technologické možnosti v oblasti inerciální navigace (fyzikální principy, dostupnost senzoru z hlediska ceny, hmotnosti a rozměru) a mikroprocesorové techniky (z hlediska obsluhy periférii, výpočetního výkonu a samozřejmě ceny). Z tohoto důvodu se první tři kapitoly zabývají volbou hardwarových prostředků, především z hlediska stanovení možností měření pro algoritmus odhadování. Samotná implementace algoritmu je řešena v páté kapitole, která je pro tuto práci klíčová.

Kapitola 2

Senzory

Obecně problém inerciální navigace spočívá v určení polohy a orientace tělesa v trojrozměrném prostoru. Tomu odpovídá i volba fyzikálních veličin, které je nutné měřit, a tím také volba jednotlivých senzorů.

2.1 Fyzikální principy

Pro potřeby vyjádření polohy a orientace je vhodné zavést několik souřadných systémů, každý spojený s významným bodem našeho problému (inerciální, letadlová souřadná soustava). Vyjádření polohy, či orientace tělesa v prostoru je následně vyjádřeno jako transformace souřadného systému spojeného s tělesem do inerciálního souřadného systému. Každou transformaci v prostoru lze obecně popsat translací, rotací a změnou měřítka. Jelikož se jedná o dynamický systém, který se v čase vyvíjí je i transformace souřadnic, určující polohu a orientaci tělesa v prostoru, časově proměnná. Tím přechází určení polohy na určení změny polohy v čase a určení orientace na určení změny orientace v čase. Fyzikální veličiny parametrizující dané transformace jsou vektor polohy a rotace určující orientaci tělesa v prostoru. Jelikož určení absolutní polohy a orientace není vždy možné, navíc jak již bylo řečeno, transformace jsou časově proměnné, je výhodnější používat relativní určení těchto veličin. Přesněji řečeno měřit vektor lineární rychlosti a vektor úhlové rychlosti. Jelikož je obecně měření lineární rychlosti obtížné, použijeme měření lineárního zrychlení a následnou integrací podle času získáme lineární rychlost případně polohu. Obdobně z úhlové rychlosti získáme integrací podle času úhly natočení.

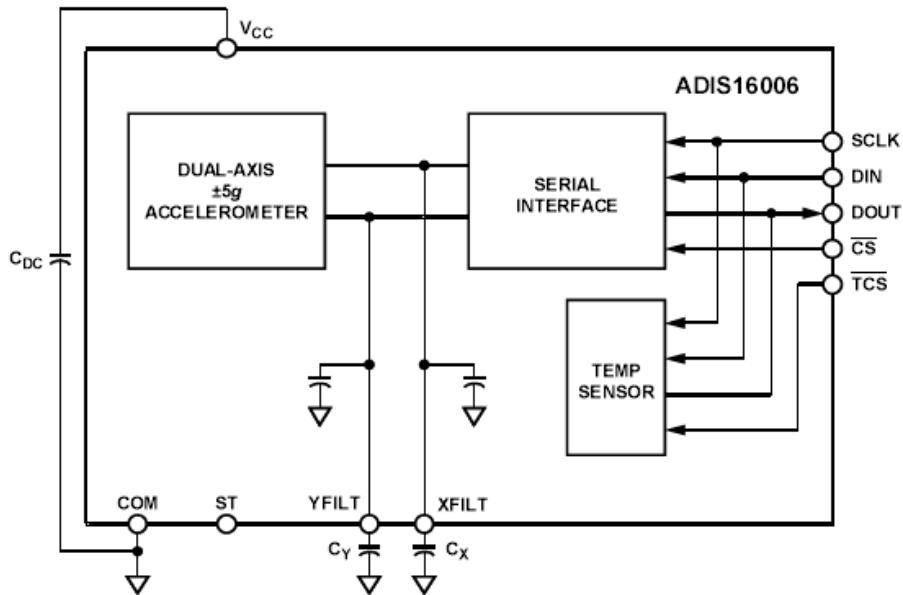
2.2 Volba čidel

Při výběru čidel můžeme porovnávat principiálně dvě kategorie vlastností. Mechanické vlastnosti a provedení senzorů jako jsou rozměry a hmotnost, stupeň začlenění pomocné elektroniky, případně nároky na připojení. Dále je nutné zohlednit náročnost softwarové obsluhy čidla z hlediska samotné inicializace a obsluhy čidla při provozu. Samozřejmostí je požadavek na dostatečný rozsah a přesnost měření. Na základě těchto požadavků byla zvolena čidla založená na polovodičové technologii, především pro malé rozměry, nízkou cenu a pro vysoký stupeň integrace. V jiném úhlu pohledu můžeme dělit čidla z hlediska účelu měřené veličiny. Tento aspekt pohledu dělí senzory na skupinu, jejíž měření je pro inerciální určení polohy základní a na senzory, které se používají pro dlouhodobé kompenzace chyb měření předešlé skupiny. Za hlavní čidla lze považovat akcelerometr a gyroskop, jako kompenzační senzory jsou v našem případě voleny magnetometr a GPS.

2.2.1 Akcelerometr

Jedním ze základních senzorů pro inerciální měření je právě akcelerometr. Princip činnosti spočívá v měření účinku síly na seismickou (inerciální) hmotu. Z prvního Newtonova zákona vyplývá, že při známé hmotnosti je síla a zrychlení ekvivalentní. Jelikož se principiálně jedná o měření vektoru síly vyvolané měřeným zrychlením je toto zrychlení určeno relativně a pro absolutní hodnoty je nutné další matematické zpracování. Polovodičové akcelerometry jsou založeny na technologii MEMS, která splňuje naše požadavky z hlediska rozměrů i vysokého stupně integrace obvodů zajišťující obsluhu měření, A/D převodu a komunikace.

Na základě výše zmíněných kritérií bylo zvoleno čidlo ADIS16006 od společnosti Analog Devices. Jedná se o plnohodnotný dvousý akcelerometr s rozsahem $\pm 5 \text{ g}$ a nízkou spotřebou. Na čipu je integrováno sériové komunikační rozhraní formátu SPI a teplotní senzor, který je možné použít pro teplotní kompenzaci měření. Tento typ akcelerometru je možné používat jak pro statické (gravitační zrychlení) tak pro dynamické měření zrychlení (vibrace, změna rychlosti) s přesností 1.9 mg při šířce pásma 60 Hz . Blokové schéma vnitřního zapojení je uvedeno na obr. 2.1. Veškeré údaje jsou získány ze stránek výrobce [2].



Obrázek 2.1: Blokové schéma akcelerometru

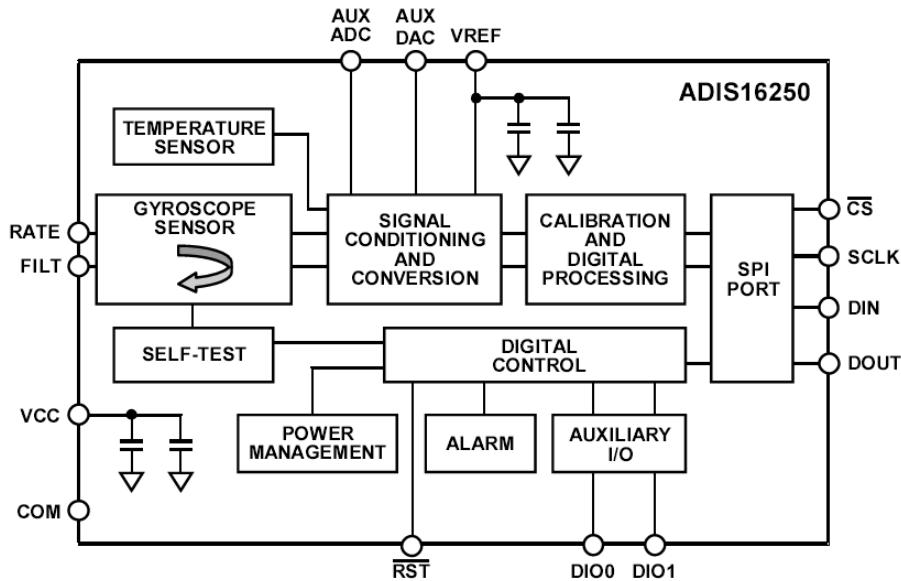
Jelikož se jedná o trojrozměrný problém (vektor zrychlení má obecně v prostoru tři souřadnice), je potřeba měřit zrychlení ve všech osách. Proto budeme uvažovat dva akcelerometry a jedna osa bude měřena více násobně, čímž se zvýší přesnost. Otázku jak zvolit orientaci jednotlivých čidel řeší kapitola 4.1.

2.2.2 Gyroskop

Druhým základním senzorem pro inerciální měření je gyroskop. Obdobně jako u akcelerometru se jedná o měření silových účinků úhlové rychlosti na seismickou (inerciální) hmotu. K určení úhlové rychlosti se opět používá měření vektoru síly vyvolané působením měřené úhlové rychlosti. Ideologie měření je shodná s akcelerometrem jen fyzikální princip je odlišný. Úhlová rychlosť získaná tímto měřením je opět relativní a pro stanovení absolutní úhlové rychlosti, případně natočení v prostoru je nutné další matematické zpracování.

Při volbě vhodného čidla úhlové rychlosti jsme se opět orientovali na polovodičovou technologii MEMS. Bylo zvoleno čidlo od společnosti Analog Devices s firemním označením ADIS16250. Jedná se o jednoosý digitální gyroskop s možností volby rozsahu měření v úrovních $\pm 80^\circ/\text{sec}$, $\pm 160^\circ/\text{sec}$ a $\pm 320^\circ/\text{sec}$. Senzor má integrovaný 14-ti bitový A/D převodník pro převod úhlové rychlosti a sériové rozhraní formátu SPI. Čip je dále

vybaven teplotním senzorem s 12-ti bitovým A/D převodníkem pro teplotní kompenzaci měření, automatickým nulováním chyby nuly měření a dalšími užitečnými funkcemi. Blokové schéma funkce gyroskopu je zobrazeno na obr. 2.2. Veškeré údaje jsou získány ze stránek výrobce [2].



Obrázek 2.2: Blokové schéma gyroskopu

Zvolené čidlo měří úhlovou rychlosť pouze v jedné ose. Proto je nutné použít více senzorů vhodně uspořádaných pro zajištění měření všech složek vektoru úhlové rychlosti. Otázku jak zvolutit orientaci jednotlivých čidel řeší kapitola 4.1.

2.2.3 Magnetometr

Jak již bylo řečeno, v případě magnetometru se jedná o dlouhodobější kompenzaci měření a to především pro vektor úhlové rychlosti, respektive pro veličiny získané z vektoru úhlové rychlosti. Princip magnetometru je založen na měření zemského magnetického pole. Následně se vyhodnotí odchylka mezi směrem letu a poledníkem, tento úhel se nazývá azimutální. Z tohoto vyplývá, že magnetometr je schopen měřit úhel pouze v rovině tečné k magnetickým siločárám. Jelikož se jedná o absolutní senzor, je pro kompenzaci měření velice vhodný.

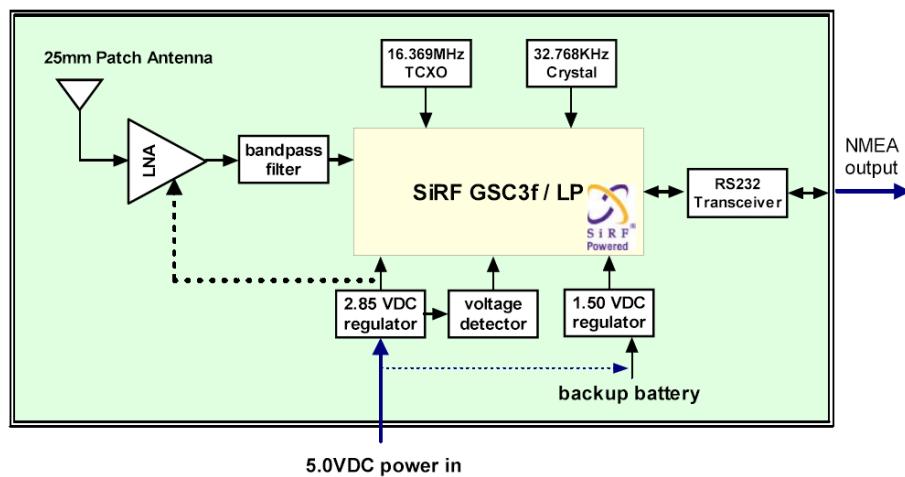
Zvolený magnetometr s označením HMC6352 od společnosti Honeywell je plně integrovaný dvousosý modul kompasu založený na technologii magnetorezistorů. V čipu

je integrována veškerá podpůrná elektronika včetně algoritmů pro vyhodnocení měření. Senzor je vybaven sériovým rozhraním typu I^2C a teplotní kompenzací měření. Vyrábí se v pouzdru LCC učenému k povrchové montáži. Veškeré údaje jsou získány ze stránek výrobce [3].

2.2.4 GPS

Jedním z nejmodernějších absolutních senzorů pro určení polohy je GPS, který vypočítává polohu tělesa ve čtyřrozměrném prostoru. Souřadnice jsou stanoveny na základě vyhodnocení signálu ze sítě družic obíhajících okolo země, tímto se určí poloha v časoprostoru. Pro určení polohy je nutné zachytit a vyhodnotit signál minimálně od čtyř družic, přičemž přesnost závisí na vzájemné konstelaci jednotlivých družic a pozorovatele. V ideálním případě (ve smyslu příznivého uspořádání družic a dobrého signálu) je přesnost určení souřadnic zeměpisné délky a šířky přibližně $\pm 10m$ a přesnost určení výšky dokonce ještě horší. Další obtíže nastávají při výpadku signálu, obnovení komunikace může trvat až několik minut a po tuto dobu je senzor mimo provoz. Z těchto důvodů je možné použít GPS senzor pouze jako kompenzační měření pro dlouhodobou korekci měření, a to především akcelerometrů.

Vybraný modul od společnosti Leadtek s označením GPS 9952 modul (LR9552) je inteligentní anténní modul s vysokou citlivostí a kompaktností. Jedná se o 20-ti kanálový GPS přijímač založený na architektuře SiRFStarIIITM, zaručující rychlé vyhledávání satelitního signálu. Tento modul byl navržen pro rychlou a snadnou integraci díky provedení SiRF GSC3f/LP (single chip), které má veškeré potřebné součásti již integrované na čipu. Komunikace je realizována pomocí sériového rozhraní RS232 s protokolem NMEA-0183/SiRF Binary (default NMEA), což je v souladu s naší ideologií, aby veškeré komunikace probíhaly digitálně. Blokové schéma modulu LR9552 je zobrazeno na obr. 2.3. Veškeré údaje jsou získány ze stránek výrobce [4].



Obrázek 2.3: Blokový diagram GPS modulu LR9552

Kapitola 3

Mikroprocesor

Pro zajištění autonomnosti, ve smyslu obsluhy čidel, sběr a vyhodnocení naměřených dat je nutné senzorickou část rozšířit o řídící člen. Řídícím členem inerciální jednotky je integrovaný jednočipový procesor, který mimo obsluhy měření bude obstarávat i komunikaci s dalšími částmi stabilizované platformy, případně s pozemní stanicí. Požadovaný rozsah činností přímo definuje požadavky na konkrétní mikroprocesor. Současná produkce nabízí široké množství mikroprocesorové techniky od komplexních řešení využívající operační systémy s vysokým výpočetním výkonem a širokou škálou periferii, až po kompaktní hardwarově i softwarově nenáročná řešení s relativně malým výpočetním výkonem a možností obsluhy periferií.

3.1 Nároky, požadavky

Při výběru mikroprocesoru je nutné vyřešit kompromis mezi dostatečným výpočetním výkonem, výpočtem v reálném čase a co možná největší jednoduchostí softwarové obsluhy. Po dohodě se zadavatelem byl výběr zúžen na mikroprocesory, které nevyužívají operační systém, právě z důvodu operací v reálném čase, jednoduššího programování i následného debugování. Další požadavky byly kladené na míru integrace pomocných a rozšiřujících obvodů, především dostatečnou velikost paměti přímo integrované v čipu, pro eliminaci nutnosti rozšíření pomocí dalších paměťových obvodů a podpora všech potřebných komunikačních rozhraní.

3.2 Zvolený mikroprocesor

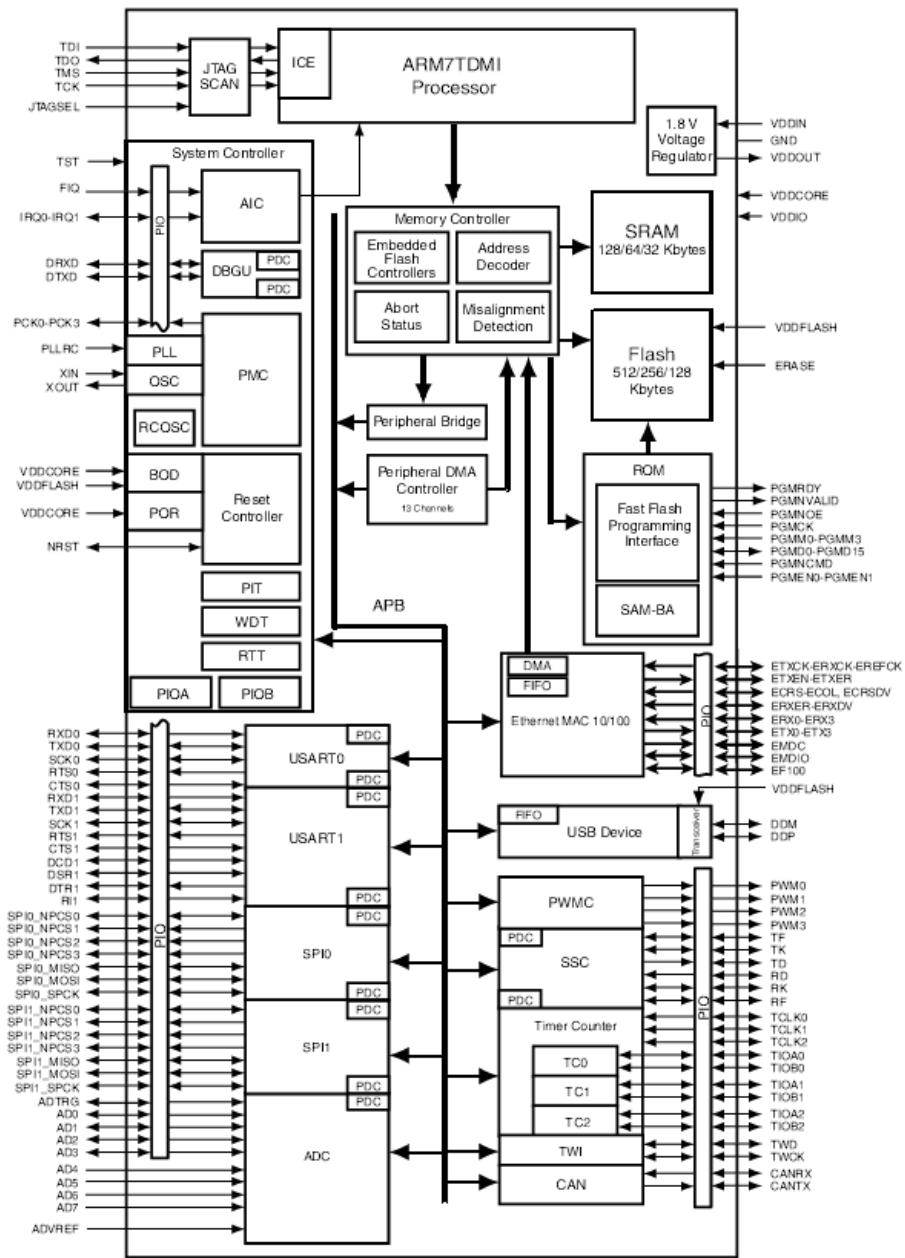
Na základě těchto požadavků byl zvolen mikroprocesor od společnosti ATMEL s označením AT91SAM7X512. Jedná se o Flash mikrokontrolér s integrovaným Ethernet, USB a CAN rozhraním, založený na 32-ti bitovém ARM7TDMI RISC jádru. Je vybaven 512k bytovou vysokorychlostní Flash pamětí a 128k bytovou SRAM pamětí. Integrovanou Flash paměť je možno díky SAM-BA (Boot Assistant) programovat přímo v cílovém zařízení. Mikroprocesor je kompatibilní s USB 2.0, Ethernet MAC 10/100, pro nás důležitá rozhraní CAN 2.0A a 2.0B, sériové rozhraní SPI a USART a mnoha dalšími. Příznivou vlastností je i přímý přístup na paměťové médium SD, které může být použito pro záznam provozních dat k další analýze. Blokové schéma architektury mikrokontroléru, z kterého jsou patrná veškerá rozhraní a vnitřní uspořádání je zobrazeno na obr. 3.1. Veškeré údaje jsou získány ze stránek výrobce [1]. Pro vývoj výrobce dodává Evaluation kit zobrazený na obr. 3.2, obsahující vývojové nástroje jako je J-link, jež je debugovací a programovací rozhraní s přímým přístupem do registrů mikrokontroléru, vývojovou desku již s osazeným mikroprocesorem a softwarem pro implementaci, překlad a ladění programu.

3.3 Další eventuality

Jelikož je mnoho výrobců, kteří se zabývají produkcí mikrokontrolérů, existuje značné množství obdobných řešení založených na jádru ARM7TDMI s jen drobnými odlišnostmi v množství a typu nabízených periférií. Další eventualitou pro řídící člen inerciální jednotky je mikrokontrolér s označením LPC2119 od společnosti Philips. Tento mikroprocesor je založen na 16/32 bit ARM7TDMI-STM CPU s taktovací frekvencí 60 MHz, 16 kB SRAM a integrovanou 128/256 kB Flash pamětí. Kontrolér je vybaven širokým rozsahem sériových rozhraní, UART, I^2C a SPI, dále rozhraním CAN. Samozřejmostí jsou nástroje, jako je konfigurovatelný vektor přerušení, 32-bit čítač/časovač, případně funkce ISP (In-System Programming) nebo IAP (In-Application Programming) pomocí integrovaného boot-loader softwaru. Blokové schéma shrnující veškeré periférie a vnitřní uspořádání je zobrazeno na obr. 3.3

3.3. DALŠÍ EVENTUALITY

11

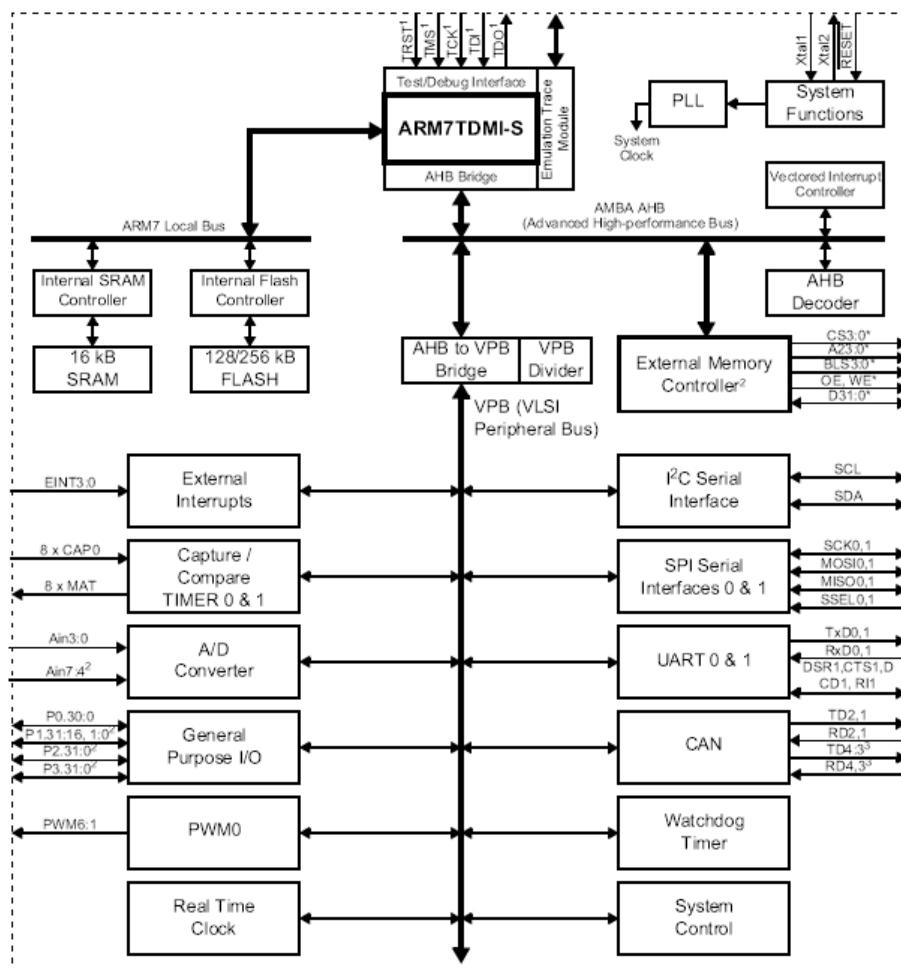


Obrázek 3.1: Blokové schéma AT91SAM7X512

Samozřejmostí je implementace systémových přerušení, čítačů, časovačů, řízení hodin a provozního režimu, které vede k významné redukci spotřeby energie. Garantovaná takto-vací frekvence procesoru je 55 MHz při nejhorších podmínkách provozu. Typické napájení činí 1,8 V nebo 3,3 V, ale je tolerováno i napájení 5 V. Mikrokontrolér je vyráběn ve variantě pouzder LQFP 100, nebo TFBGA 100 obě varianty s nízkým obsahem olova. AT91SAM7X512 je mikroprocesor se širokým uplatněním, především pro embedded aplikace v reálném čase s využitím připojení na jednotlivé sběrnice CAN, USB, nebo SPI.



Obrázek 3.2: Vývojová deska AT91SAM7XEB s příslušenstvím



Obrázek 3.3: Blokové schéma LPC2119

Kapitola 4

Volba konfigurace

Inerciální jednotka je tvořena skupinou čidel pro měření jednotlivých fyzikálních veličin a centrálním řídícím členem, který zajišťuje sběr dat a jejich následné vyhodnocení. V této kapitole se budeme zabývat připojením jednotlivých čidel k mikroprocesoru z hlediska sběru dat (volba komunikačních rozhraní) a vhodnou konfigurací čidel pro měření jednotlivých fyzikálních veličin z hlediska mechanického uspořádání. Pro optimální funkci jednotky jsou oba tyto body důležité.

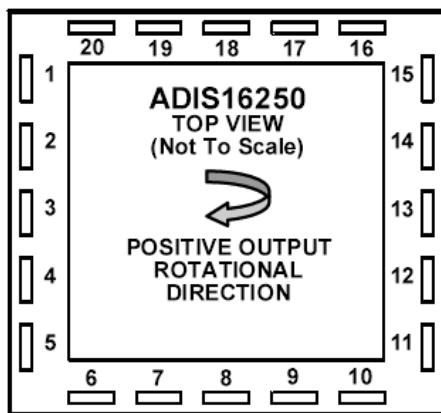
4.1 Měření fyzikálních veličin

Pro správnou funkci jednotky inercie je nutné měřit veškeré fyzikální veličiny potřebné pro následné matematické vyhodnocení. Princip funkce jednotlivých čidel a fyzikální vlastnosti problematiky nám přímo udávají vzájemnou polohu a orientaci jednotlivých čidel.

4.1.1 Měření vektoru úhlové rychlosti

Zvolený senzor ADIS16250 měří úhlovou rychlosť v jedné ose, jejíž orientace je patrná z obr. 4.1. Jelikož se nacházíme v trojrozměrném prostoru je nutné měřit tři souřadnice vektoru úhlové rychlosti a následně výsledný vektor rekonstruovat. Vzájemná poloha a orientace jednotlivých čidel závisí na vlastnostech souřadného systému spjatého s inerciální soustavou. V našem případě se jedná o Eukleidovský prostor s ortogonálními bázovými vektory. Výsledný vektor úhlové rychlosti lze v tomto prostoru vyjádřit jako lineární

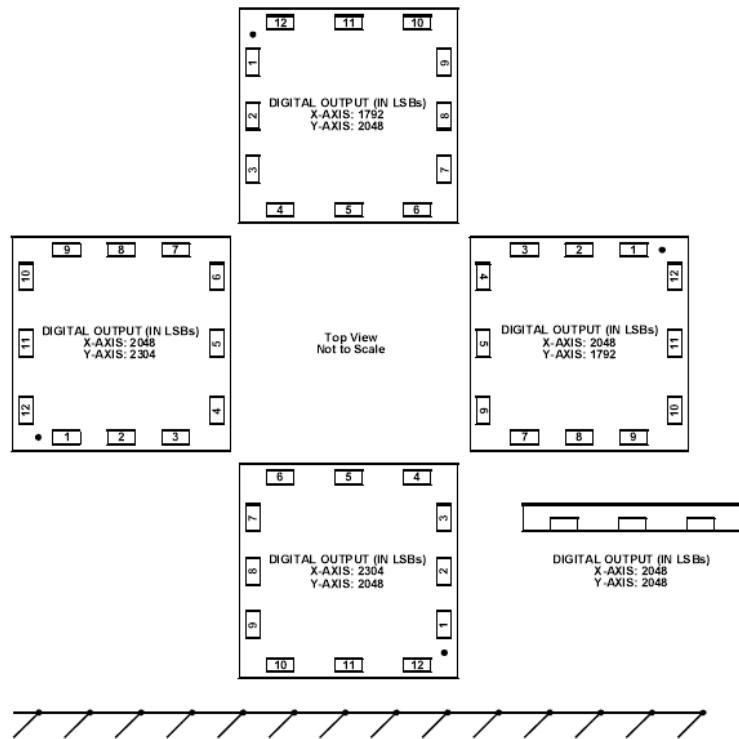
kombinaci právě bázových vektorů a proto je výhodné umístit gyroskop, respektive osu okolo které měří úhlovou rychlosť kolineárně s každým jedním bázovým vektorem. Je-likož se jedná o volný vektor, není volba absolutní polohy jednotlivých senzorů důležitá, podstatná je pouze orientace citlivé osy každého gyroskopu.



Obrázek 4.1: Orientace os měření gyroskopu

4.1.2 Měření vektoru lineárního zrychlení

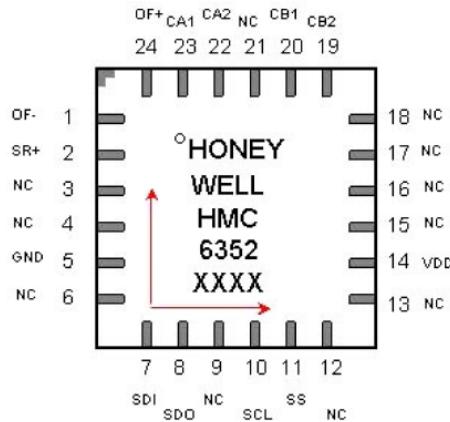
V úloze měření lineárního zrychlení opět použijeme Eukleidovský inerciální souřadný systém v němž budeme tento vektor vyjadřovat. Shodně s úlohou měření vektoru úhlové rychlosti je výhodné umístit citlivé osy akcelerometru do jednotlivých os inerciální souřadné soustavy, nebo každou jednu osu kolineárně s jednotlivými bázovými vektorami tohoto Eukleidovského prostoru. V případě volby standardní báze jsou obě vyjádření shodná, avšak může být výhodné použít jinou volbu bázových vektorů. Zvolený senzor ADIS16006 je dvousý akcelerometr, přičemž orientace citlivých os senzoru jsou patrné z obr. 4.2. Pro úplné měření je nutno použít dva tyto senzory pootočené o 90° , tak aby byly měřeny všechny osy. Tímto vznikne redundance v měření, kterou využijeme pro zvýšení přesnosti měření v této ose.



Obrázek 4.2: Orientace os měření akcelerometru

4.1.3 Měření azimutálního úhlu

Absolutní měření azimutálního úhlu lze realizovat měřením vektoru intenzity magnetického pole. Obecně v prostoru se jedná o určení dvou úhlů natočení (úhlu klonění a azimu) při měření s jedním stupněm volnosti. Určení azimu a úhlu klonění nezávisí na úhu natočení okolo měřeného vektoru magnetické intenzity. Jelikož je orientace letounu v prostoru obecně libovolná, je nutné měřit projekci vektoru magnetické indukce do všech tří os souřadné soustavy spojené s letounem. Zvolený senzor HMC6352 je dvousý magnetometr, jehož osy jsou orientovány pro měření horizontální složky zemského magnetického pole. Orientace citlivých os senzoru je zobrazena z obr. 4.3. Proto je zapotřebí dvou těchto senzorů pro pokrytí všech tří os s tím, že měření jedné osy bude zdvojeno.



Obrázek 4.3: Orientace os měření magnetometru

4.1.4 Měření absolutní polohy

Pomocí GPS modulu LR9552 je možné určit absolutní polohu v trojrozměrném prostoru. K určení polohy je nutné zachytit signál z minimálně čtyř družic pro výpočet tří souřadnic v prostoru a jedné souřadnici v čase. Jelikož je GPS modul pouze přijímač družicového signálu, nejsou kladený žádné požadavky na jeho polohu případné orientaci. Jediný požadavek je kladen na kvalitu přijímaného signálu a tím na polohu antény modulu.

4.2 Z hlediska přenosu dat

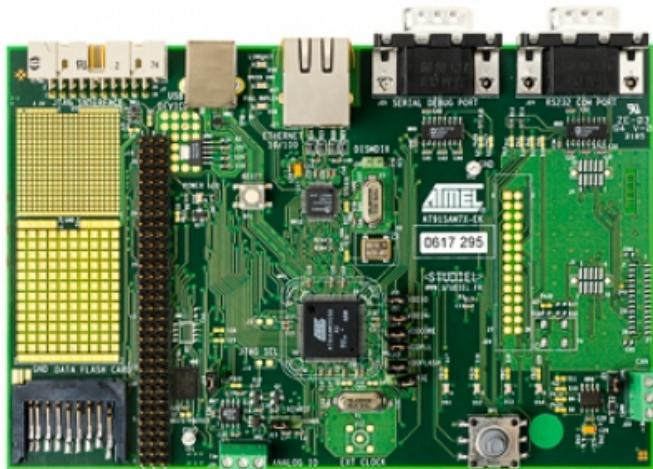
Jedním z hlavních požadavků při volbě senzorů, byla možnost digitálního přenosu měřených dat. Pokud budou A/D převodníky a komunikační rozhraní již integrovány v jednotlivých senzorech redukuje se počet obslužných obvodů čidel, případně procesoru. Dále digitální přenos snižuje vliv aditivního šumu na přesnost měření. Samotné zapojení a konfigurace systému sběru dat závisí na konkrétních senzorech. Akcelerometry i gyroskopy jsou vybaveny sériovým rozhraním formátu SPI, magnetometr využívá sběrnici I^2C a GPS přijímač komunikuje po sběrnici RS232. Zvolený mikroprocesor plně podporuje veškerá tato rozhraní jak z hlediska hardwarového připojení, tak po stránce softwarové obsluhy.

4.3 Volba implementačního prostředí

Větší část celého projektu tvoří vývoj a implementace softwarového vybavení inerciální jednotky. Proto je volba vývojového prostředí velice důležitá a to jak pro část samotného návrhu a ladění algoritmu odhadování, tak samotné implementační a debugovací rozhraní pro mikroprocesor.

4.3.1 Programování mikroprocesoru

Společnost Atmel, která vyrábí námi zvolený procesor, přímo spolupracuje se společností IAR Systems, vyrábějící vývojové kity pro širokou řadu mikroprocesorů. Pro nás projekt jsme se na základě doporučení výrobce rozhodli využít vývojovou soupravu s označením IAR KickStart Kit for Atmel AT91SAM7X obsahující veškeré nezbytné softwarové i hardwarové nástroje pro návrh, vývoj, integraci a testování projektů. Pro usnadnění práce s procesorem, kit obsahuje vývojovou desku s označením AT91SAM7X-EK Board. Vývojová deska obsahuje již osazený mikroprocesor AT91SAM7X256, konektory pro množství mikrokontrolérem podporovaná rozhraní (USB port, DBGU port, RS232 port s RTS/CTS, JTAG/ICE debug rozhraní, sériové CAN komunikační porty a RMII Ethernet 100-base TX s auto MDIX). Dále je osazeno rozhraní pro paměťové médium Atmel 32 Mb serial DataFlash® (AT45DB321C-CNC) s DataFlash® slotem a další užitečné funkce pro usnadnění ladění programů. Vývojová deska je zobrazena na obr. 4.4.



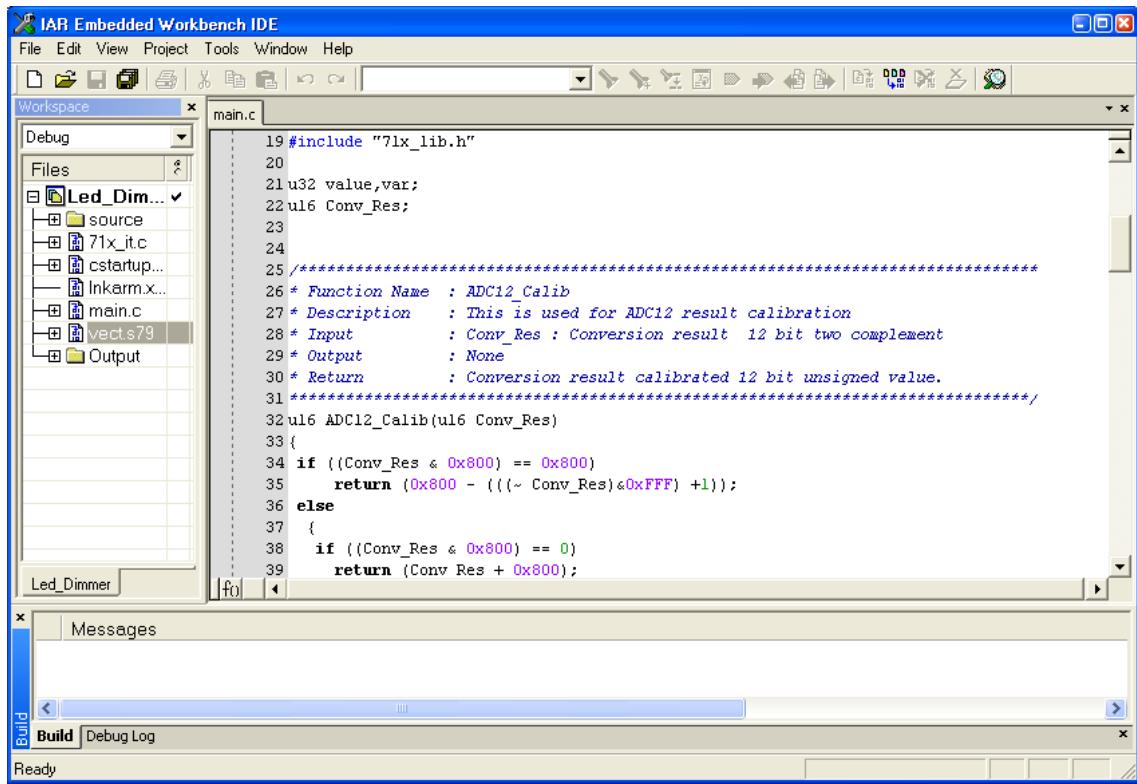
Obrázek 4.4: Vývojová deska pro mikroprocesor AT91SAM7XEB

Pro potřeby komunikace s mikroprocesorem z hlediska nahrávání programu, nebo monitoringu prováděného procesu se využívá IAR J-Link USB JTAG rozhraní pro ARM. Jedná se o ARM JTAG hardwarovou debugovací sondu propojenou s PC pomocí sériového USB rozhraní. IAR J-Link rozhraní je kompatibilní s jakýmkoliv ARM7/ARM9 jádrem mikroprocesoru s automatickým rozpoznáváním jádra i komunikační rychlosti. Hardwarové rozhraní IAR J-Link je zobrazeno na obr. 4.5. Jedná se o zařízení typu plug and play určené pro operační systém Windows kompatibilní se softwarovým prostředím IAR Embedded Workbench, dodávaným spolu s vývojovým kitem.



Obrázek 4.5: J-Link rozhraní

IAR Embedded Workbench® je integrované softwarové rozhraní určené pro edici, překlad a následné ladění vyvíjeného projektu. Kompatibilita s hardwarovým rozhraním J-link velice usnadňuje práci při nahrávání přeloženého kódu do mikrokontroléru a zejména při jeho následném ladění, díky přímému přístupu do registrů procesoru. Grafické rozhraní Embedded Workbench je zobrazeno na obr. 4.6.



Obrázek 4.6: Grafické rozhraní Embedded Workbench

Součástí tohoto prostředí je bohatá knihovna mikroprocesorů, která nabízí předpřipravené konfigurace pro jednotlivé typy procesorů a následnou optimalizaci při překladu kódu. Vývoj usnadňuje softwarový emulátor, díky kterému lze aplikaci ladit bez nutnosti nahrávání programu přímo do procesoru, čímž se šetří flash paměť mikrokontroléru. Pro překlad lze využít C/C++, případně assembler překladač. S využitím tohoto prostření lze pohodlně implementovat podpůrné funkce pro základní inicializaci mikroprocesoru a obsluhu jednotlivých periférií, které lze otestovat pomocí vývojové desky.

4.3.2 Programování algoritmů filtrace

Při návrhu a ladění algoritmů odhadování stavových veličin modelu, jsou nutné rozsáhlé matematické operace převážně s diferenciálními, nebo diferenčními rovnicemi v maticové formě. Dále je nutné simulovat průběh letu a odhadovat parametry popisující stav letounu na základě matematického modelu s následnou validací výsledků. Pro tyto účely byl vybrán program Matlab s nadstavbou Simulink. Matlab jako integrované prostředí pro technické výpočty, modelování a simulace, měření a testování a vizualizaci získaných

dat a Simulink pro simulaci a modelování dynamických systémů, který využívá algoritmy Matlabu pro numerické řešení nelineárních diferenciálních rovnic. Program poskytuje uživateli možnost rychle a snadno vytvářet modely dynamických soustav ve formě blokových schémat a rovnic. Výhodou je také blízká syntaxe pro programování algoritmů v prostření Matlab a C, jež usnadní reimplementaci na platformě Atmel.

Kapitola 5

Implementace filtrace měřených signálů

V provozních podmírkách bude inerciální jednotka vystavena nejrůznějším rušivým vlivům, které mohou mít zásadní vliv na přesnost měření a tím i jeho informační hodnoty pro použití v následných algoritmech. Pro zkvalitnění měření je nezbytné účinky těchto disturbancí co možná nejvíce potlačit. V následující kapitole se budeme zabývat návrhem filtrů (různými variantami Kalmanova filtru) odhadující skutečný stav systému z hodnot měření jednotlivých senzorů s potlačením vlivu disturbancí systému a chyb senzorů. Pro tento filtraci je klíčový matematický model systému.

5.1 Modelování v letectví

Při modelování dynamických vlastností letounu se obecně jedná o vyjádření pohybu tělesa v trojrozměrném prostoru. Pro zjednodušení si zavedeme několik souřadných systémů. Následující kapitola je sepsána na základě literatury [6].

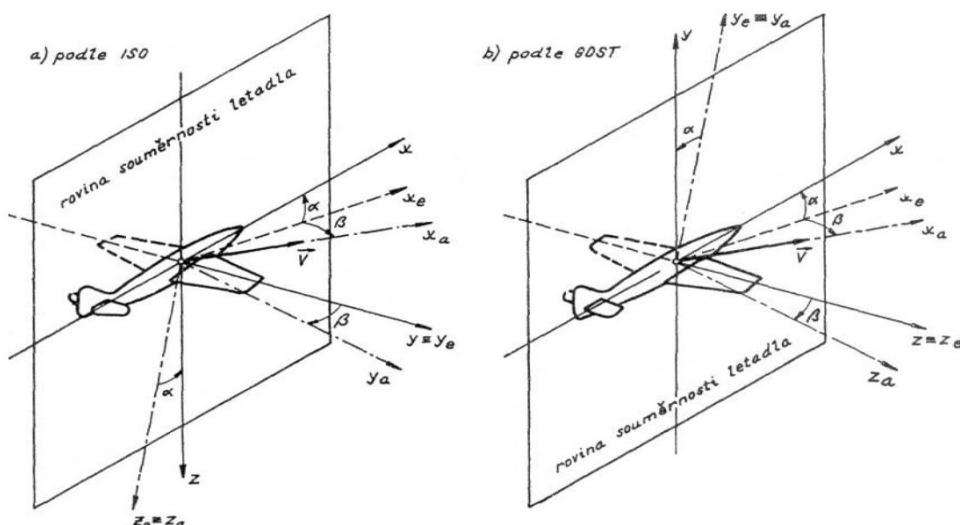
5.1.1 Souřadné systémy

Pohyb letadla, tj. pohyb kolem jeho těžiště, vztahujeme k pravoúhlému souřadnému systému, který tvoří počátek a osy podélná, příčná a kolmá. Existují dvě normy definující orientaci těchto os. Pravoúhlý souřadný systém v němž kladný směr kolmé osy směruje nahoru mají letadlové souřadné soustavy podle normy GOST. V současné době u nás

převažuje používání letadlového souřadného systému podle normy ISO, u něhož kladný směr kolmé osy směruje dolů. Z pravoúhlých souřadných systémů užívaných při vyjádření dynamiky i kinematiky letu uvedeme tři základní systémy, které následně použijeme.

- Letadlová souřadná soustava O, x, y, z , též tělesová soustava, je pevně svázaná s letadlem, její počátek O se volí v těžišti letadla T (CG – Centre of Gravity), podélná osa x leží v podélné ose letadla a směruje dopředu, kladná příčná osa leží v pravém křídle letadla, kolmá osa je kolmá na obě předcházející osy. Osa podélná a kolmá tvoří rovinu symetrie letadla.
- Aerodynamická souřadná soustava O_a, x_a, y_a, z_a , podélná osa x_a má směr a smysl vektoru vzdušné rychlosti V , kolmá osa leží v rovině symetrie letadla a počátek O_a leží v těžišti letadla.
- Zemská (Inerciální) souřadná soustava O_g, x_g, y_g, z_g je pevně spojena se zemským povrchem, je orientována podle světových stran, nebo její podélná osa je orientována vzhledem k dráze letu. Pak její počátek bývá na začátku trati, na jejím konci, nebo na jiném významném bodu trati. Muže být též nesena letadlem s počátkem O_g v těžišti letadla.

Transformace mezi tělesovou a aerodynamickou souřadnou soustavou je parametrizována dle obr. 5.1



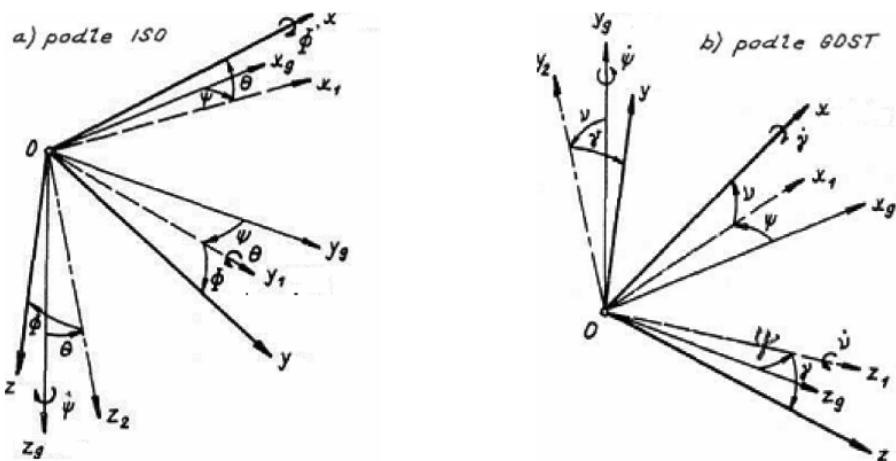
Obrázek 5.1: Převod mezi tělesovou a aerodynamickou souřadnou soustavou pro obě normy, převzato z [6]

Kde:

$\alpha \dots$ je úhel náběhu

$\beta \dots$ je úhel vybočení.

Transformace mezi tělesovou a inerciální souřadnou soustavou je parametrizována dle obr. 5.2



Obrázek 5.2: Převod mezi tělesovou a inerciální souřadnou soustavou pro obě normy, převzato z [6]

Při modelování letounu předpokládáme následující vlastnosti, které zjednoduší matematický model přičemž chyba které se dopustíme tímto zjednodušením je nevýznamná.

- Letadlo je tuhé těleso. Pak má šest stupňů volnosti a lze ho popsat diferenciálními rovnicemi. Dále je geometricky a hmotově souměrné
- Hmotnost letadla a vnějšího prostředí je konstantní, neuvažujeme např. úbytek paliva za letu.
- Hlavní osy setrvačnosti jsou totožné s letadlovou souřadnou soustavou.
- Vektor tahu motoru leží v podélné ose letadla.
- Zemská souřadná soustava je inerciální soustavou, neuvažuje se Coriolisovo zrychlení.

5.2 Modelování letounu jako dynamického systému

Pro potřeby filtrace případně regulace je nutné modelovat odezvy letounu na změny v řízení (řídící plochy, přípust motoru) s použitím konvencí z předešlé části.

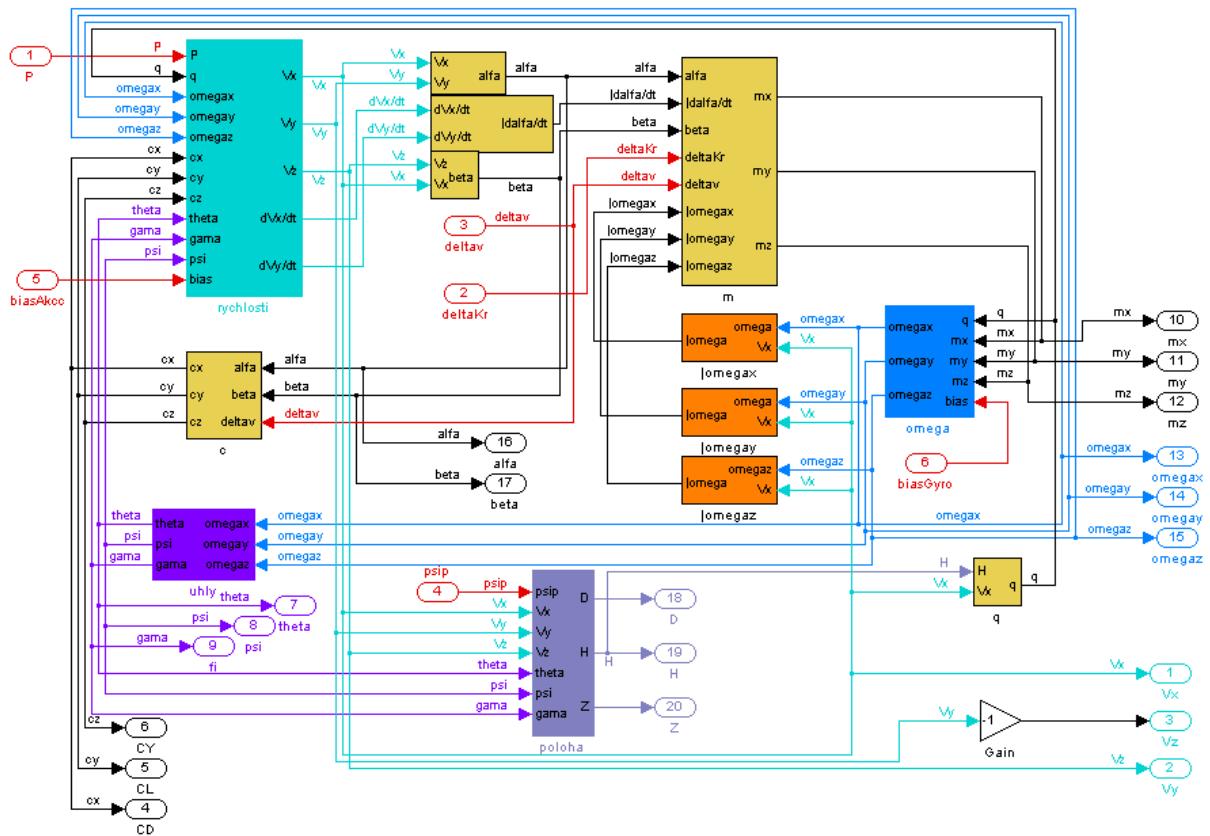
5.2.1 Modelování dynamiky letounu

Na základě fyzikálních vlastností pohybu tuhého tělesa v prostoru a transformací mezi jednotlivými souřadnými systémy lze odvodit následující nelineární diferenciální rovnice (5.2.1) popisující dynamiku letounu za použití normy GOST (jelikož byl matematický model zadán v této normě, veškeré následující úvahy budou v souladu s normou GOST).

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_x &= -\omega_y \cdot V_z + \omega_z \cdot V_y - c_x \cdot \frac{q \cdot S}{m} + \frac{P}{m} - g \cdot \sin \theta \\
 \dot{V}_y &= -\omega_z \cdot V_x + \omega_x \cdot V_z + c_y \cdot \frac{q \cdot S}{m} - g \cdot \cos \theta \cdot \cos \gamma \\
 \dot{V}_z &= -\omega_x \cdot V_y + \omega_y \cdot V_x + c_z \cdot \frac{q \cdot S}{m} + g \cdot \cos \theta \cdot \sin \gamma \\
 \dot{\omega}_x &= \frac{I_y - I_z}{I_x} \cdot \omega_y \cdot \omega_z + m_x \cdot \frac{q \cdot S \cdot l}{I_x} \\
 \dot{\omega}_y &= \frac{I_z - I_x}{I_y} \cdot \omega_x \cdot \omega_z + m_y \cdot \frac{q \cdot S \cdot l}{I_y} \\
 \dot{\omega}_z &= \frac{I_x - I_y}{I_z} \cdot \omega_x \cdot \omega_y + m_z \cdot \frac{q \cdot S \cdot b_A}{I_z} \\
 \dot{\theta} &= \omega_y \cdot \sin \gamma + \omega_z \cdot \cos \gamma \\
 \dot{\psi} &= \frac{\omega_y \cdot \cos \gamma - \omega_z \cdot \sin \gamma}{\cos \theta} \\
 \dot{\gamma} &= \omega_x - (\omega_y \cdot \cos \gamma - \omega_z \cdot \sin \gamma) \cdot \tan \theta \\
 \dot{D} &= \cos \Delta\psi \cos \theta V_x + (\sin \gamma \sin \Delta\psi - \cos \gamma \cos \Delta\psi \sin \theta) V_y \\
 &\quad + (\cos \gamma \sin \Delta\psi + \sin \gamma \cos \Delta\psi \sin \theta) V_z \\
 \dot{H} &= \sin \theta V_x + \cos \theta V_y - \sin \gamma \theta V_z \\
 \dot{Z} &= -\sin \Delta\psi \cos \theta V_x + (\sin \gamma \cos \Delta\psi + \cos \gamma \sin \Delta\psi \sin \theta) V_y \\
 &\quad + (\cos \gamma \cos \Delta\psi + \sin \gamma \sin \Delta\psi \sin \theta) V_z
 \end{aligned} \tag{5.1}$$

Tyto rovnice jsou platné pro obecný letoun. Konkretizace vztahů se provádí pomocí aerodynamických koeficientů (c silové a m momentové), vektoru moment setrvačnosti I ,

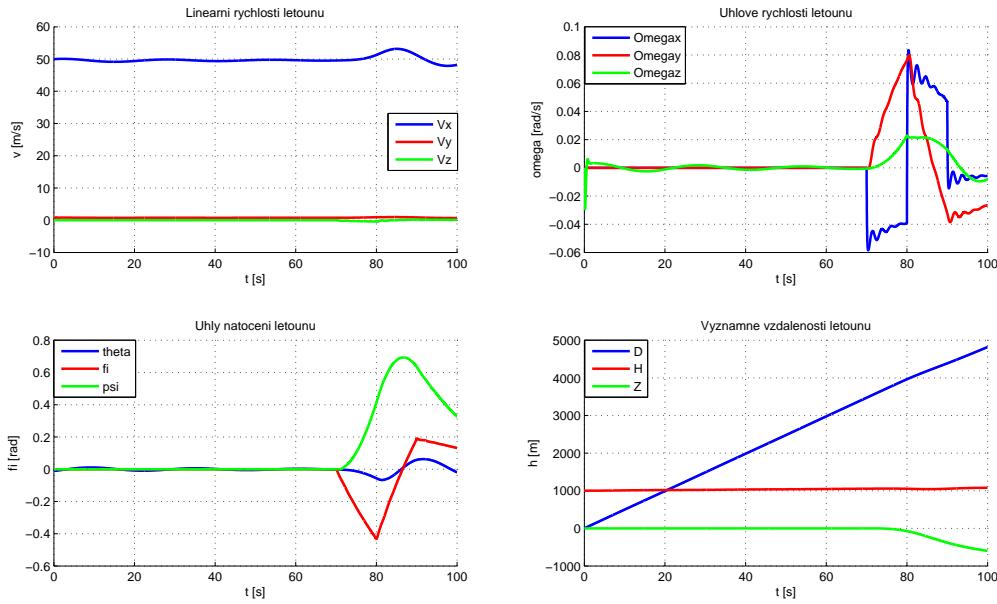
rozpětí křídla l , plochy S a střední aerodynamické tětivy b_A . Veškeré koeficienty je nutné experimentálně zjistit případně ověřit, pro naše potřeby návrhu Kalmanova filtru byly poskytnuty zadavatelem. Zadaný matematický model byl implementován pomocí programu Simulink jako nelineární časově spojitý dynamický systém pro snadné generování zkušebních signálů a validaci použitých algoritmů. Implementovaný Simulinkový model je zobrazen na obr. 5.3.



Obrázek 5.3: Simulinkové schema modelu letounu

Jelikož tento model není příliš vhodný pro implementaci algoritmů filtrace a konečná verze filtru bude implementována na platformě Atmel v jazyce C, byl tento matematický model implementován také jako m-file v programu Matlab. V tomto prostředí byl model diskretizován z důvodu sekvenčního vykonávání m-filu a posléze i C kódu. Průběhy simulací pro stavové veličiny jsou zobrazeny na obr. 5.4. V první části je odezva systému na změnu počátečních podmínek (na průběhu ω_z je v počátku patrný rychlý mód a následně pomalý fygoidální mód) a v druhé části byl proveden manévr pomocí

křídélek pro vybuzení módů letounu (na průběhu ω_x je patrný náběh úhlové rychlosti dle klonivého módu, zajímavé jsou rychlé kmity úhlové rychlosti ω_x superponované na klonivou složku pravděpodobně způsobené vlivem podélné dynamiky při dosti velkém úhlu příčného náklonu).



Obrázek 5.4: Simulace letu

5.2.2 Modelování poruch

Filtrace vlivu disturbancí z měřeného signálu je založena především na znalosti matematického modelu dynamiky procesu, předpokladu bílého šumu procesu a bílého šumu měření. Pokud tento požadavek nebude splněn není možné zaručit optimální odhad stavových veličin a tím optimální filtraci. Znalost modelu dynamiky disturbancí umožní odhad těchto veličin a tím i přiblžení se k požadavku bílého šumu měření a procesu.

5.2.2.1 Model atmosféry

Odvozený matematický model letounu platí pro let v homogenním klidném médiu. V případě zvíření atmosféry jsou tyto rovnice nepřesné. Proto je nutné modelovat vliv atmosférických podmínek na dynamiku letounu. Pro účely inerciální jednotky postačí

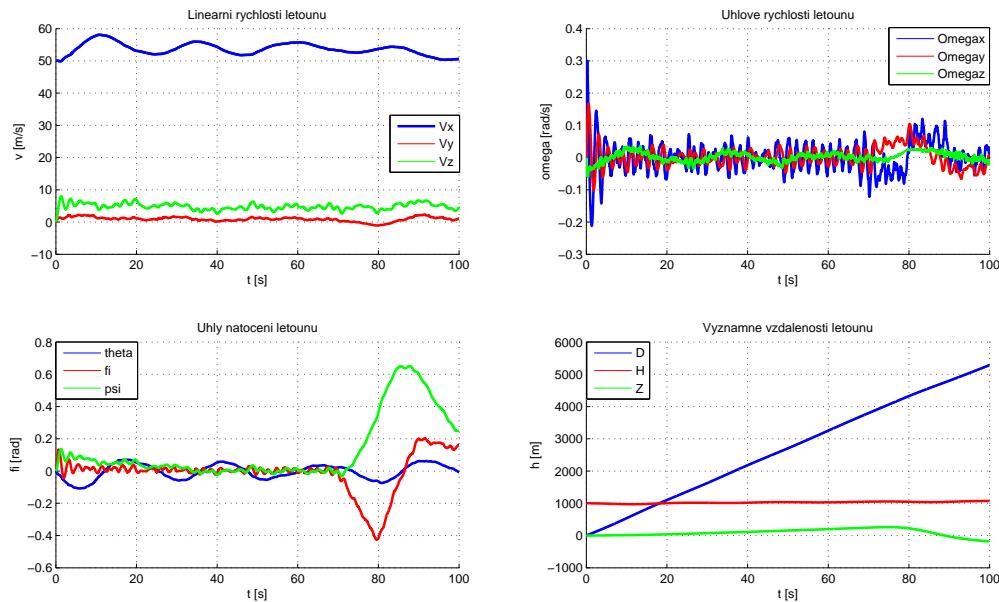
modelovat rychlosť větru jako stochastický signál ξ_u generovaný rovnoměrným rozdělením s nulovou střední hodnotou a rozsahem $\pm 8 \text{ m/s}$ s tvarovacím filtrem dle (5.2.2.1) a projekcí do inerciálního souřadného systému.

$$\begin{aligned}
 \dot{u}u &= \frac{-180 \cdot uu}{3,6 \cdot L_u} + \sigma_u \cdot \sqrt{\left| \frac{2 \cdot 180}{3,6 \cdot L_u} \right|} \cdot \xi_u \\
 U &= uu + 3 \cdot \sigma_u \\
 U_{xg} &= U \cdot \cos \psi_u \\
 U_{yg} &= \frac{uu}{3} \\
 U_{zg} &= -U \cdot \sin \psi_u
 \end{aligned} \tag{5.2}$$

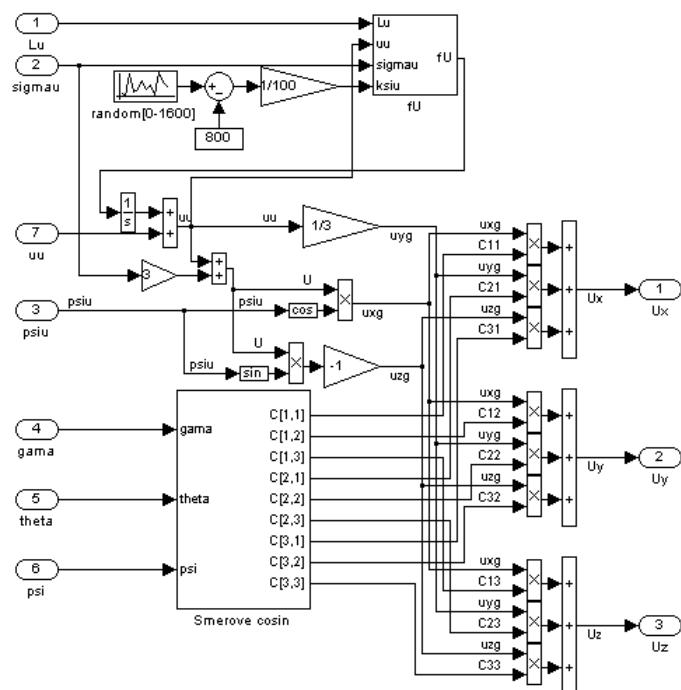
Pomocí transformační matice dle (5.2.2.1) získáme složky rychlosti větru promítnuté do tělesového souřadného systému letounu, které následně přičteme k jednotlivým rychlosťem letounu.

$$\begin{bmatrix} U_x \\ U_y \\ U_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \sin\gamma\sin\psi - \cos\gamma\cos\psi\sin\theta & \cos\gamma\sin\psi + \sin\gamma\cos\psi\sin\theta \\ \sin\theta & \cos\gamma\cos\theta & -\sin\gamma\cos\theta \\ -\sin\psi\cos\theta & \sin\gamma\cos\psi + \cos\gamma\sin\psi\sin\theta & \cos\gamma\cos\psi - \sin\gamma\sin\psi\sin\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_{xg} \\ U_{yg} \\ U_{zg} \end{bmatrix} \tag{5.3}$$

Po rozšíření původního modelu o vliv atmosférických disturbancí byly opět simulovány průběhy stavových veličin s výsledky, které jsou zobrazeny na obr. 5.5. Opět s manévrem pomocí křidélek, pro vybuzení dynamiky systému. Tento model byl pro potřeby testování a validace implementován jako časově spojitý nelineární systém v podobě schéma v programu Matlab Simulink zobrazeném na obr. 5.6. Pro samotný návrh filtru byl matematický model atmosféry implementován jako časově diskrétní nelineární systém pomocí m-file v programu Matlab.



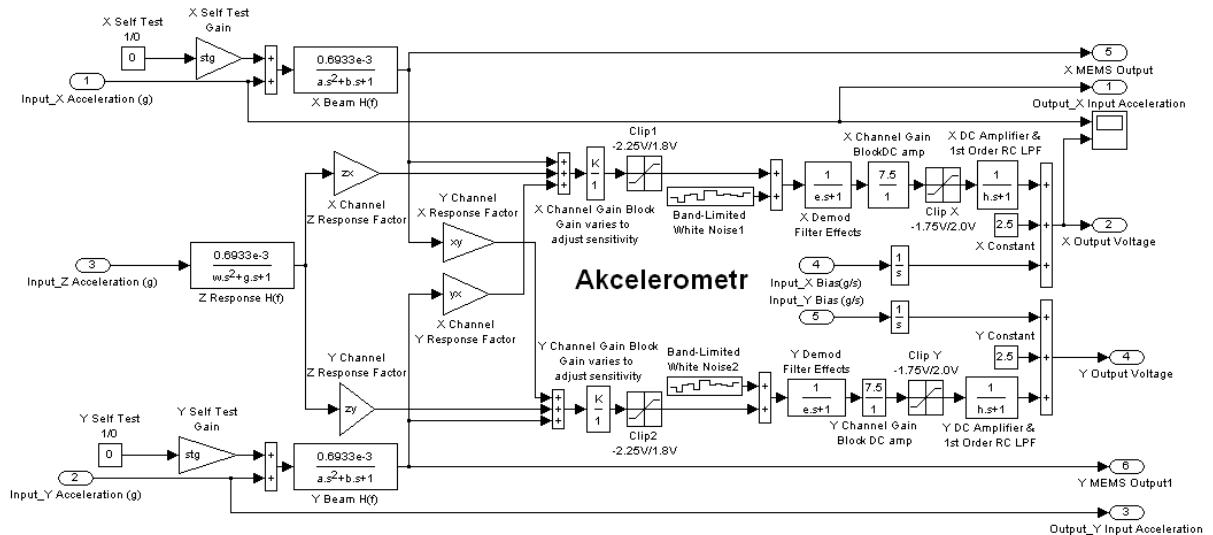
Obrázek 5.5: Simulace letu s vlivem atmosféry



Obrázek 5.6: Simulinkové schema modelu poruch atmosféry

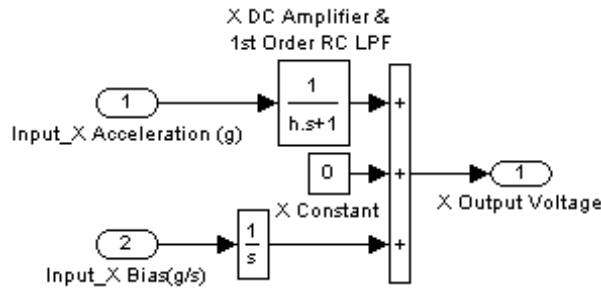
5.2.2.2 Modelování poruch čidel

V reálných podmírkách jsou měření fyzikálních veličin zatížena chybami, které nelze považovat za bílý šum. Pro optimální odhad stavových veličin je nutné tyto poruchy modelovat a algoritmus filtrace rozšířit o odhadování stavů těchto poruch. Většina použitých senzorů je založena na technologii MEMS a proto se v této kapitole budeme zabývat převážně chybou těchto senzorů. Přímo na stránkách výrobce lze získat model v programu Simulink zobrazený na obr. 5.7, který modeluje chování senzoru založených na technologii MEMS.



Obrázek 5.7: Model senzorů technologie MEMS

Na základě koeficientů přímo od výrobce byl model zjednodušen o nulové vazby, dále byla provedena redukce modelu o části s minimálním vlivem na chování systému ověřena simulacemi. Po zjednodušení lze získat model dle obr. 5.8, který obsahuje pouze významné části původního modelu.



Obrázek 5.8: Redukovaný model senzorů technologie MEMS

Člen s přenosem prvního řádu se projeví jen v případě časově spojité implementace algoritmu. Vzhledem k sekvenčnímu způsobu vykonávání algoritmu a k volbě periody výpočtu se tento člen neprojeví. Poté se model poruchy čidel dále redukuje pouze na modelování chyby nuly.

5.3 Kalmanův filtr

Jedním z nejznámějších algoritmů pro filtrace 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 letounu na základě měření inerciální jednotky je tento algoritmus velice vhodný, jelikož máme model letounu, model neměřitelných poruch (atmosféra) i model významných chyb senzorů.

5.4 Návrh Kalmanova filtru

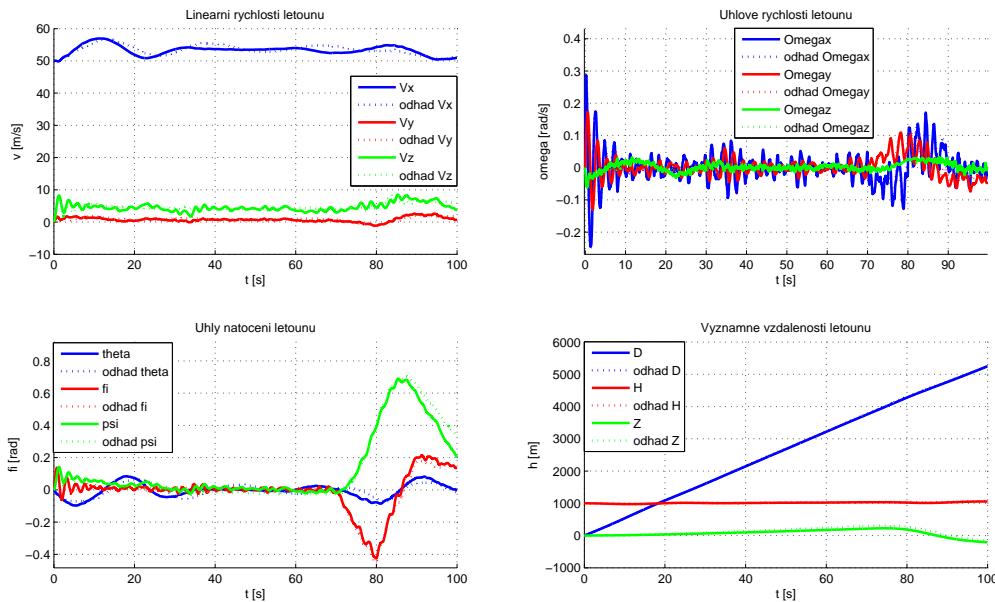
Základní algoritmus kalmanovské filtrace předpokládá LTI, časově diskrétní model systému. Jelikož v případě inerciální jednotky je k dispozici časově spojitý model s lineárním měřením, ale nelineárním vývojem stavů je potřeba použít dvě známé úpravy algoritmu filtrace. Z důvodu nelineárního modelu se použije rozšířený Kalmanův filtr (EKF), který se následně upraví pro spojitý vývoj stavové veličiny s měřením v diskrétních okamžicích. Jelikož model má lineární měření v diskrétních okamžicích, veškeré úpravy algoritmu se projeví pouze v časovém kroku filtrace.

5.4.1 Kalmanův filtr pro nelineární model

V této části bude formulován algoritmus filtrace pro nelineární popis letoun s minimálním počtem měření, který bude postupně rozšířen o model vlivu atmosféry a model chyb čidel založených na technologii MEMS. Pro zpřesnění výsledků odhadování bude následně rozšířen i vektor měření ze tří lineárních rychlostí a tří úhlových rychlostí o měření z magnetometru a GPS přijímače.

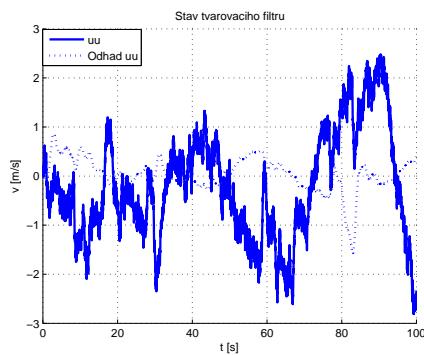
5.4.1.1 Rozšíření Kalmanova filtru o model poruch atmosféry

V první fázi byl navržen Kalmanův filtr s proměnnou stavovou injekcí pro kompletní nelineární model v modifikaci pro nelineární a spojitý časový krok s lineárním měřením v diskrétních okamžicích. V této části se zatím neuvažují chyby čidel, ale uvažuje se disturbance procesu pomocí modelu atmosférických poruch, které nelze považovat za bílý šum procesu. Proto byl model dynamiky letounu rozšířen o tvarovací filtr šumu procesu a stochastická část modelu atmosféry, původně generována dle rovnoměrného rozdělení, approximována pomocí normálního rozdělení. Tímto jsme zajistili požadavek na bílý šum procesu. Odhadování na základě celého modelu je s cílem dosáhnout větší přesnosti a ucelenosť odhadovaných parametrů. Nevýhodou je větší matematická náročnost běhu algoritmu filtrace a tím i větší nároky na cílový hardware a strojový čas. Dále byl zvažován co možná nejmenší počet inerciálních senzorů pro zajištění co možná nejlepší přesnosti odhadu stavových veličin, tedy pouze jednotlivé lineární a úhlové rychlosti. Výsledky simulací jsou zobrazeny na obr. 5.9 a obr. 5.10.



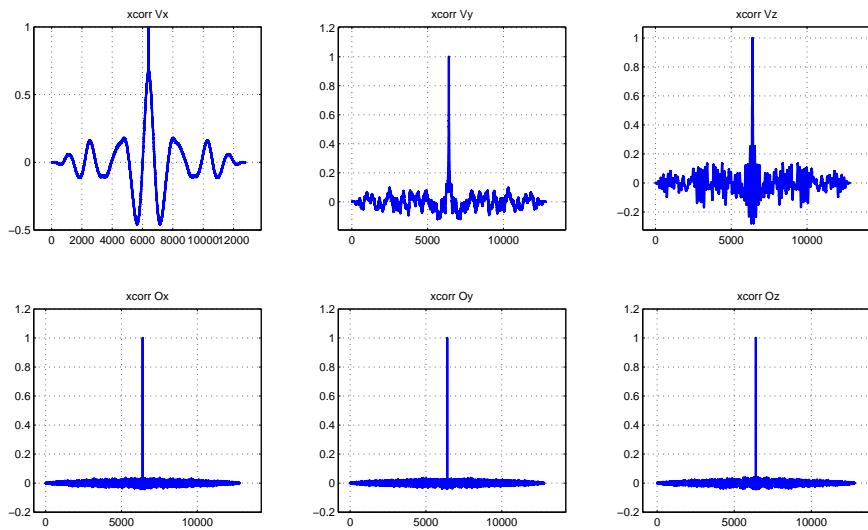
Obrázek 5.9: Odhad stavů EKF, atmosféra

Jak je patrno ze simulací, pokud bude uvažován plný nelineární model s šumem procesu daným vlivem atmosférických poruch a s aditivním bílým šumem měření jsou stavové veličiny odhadnutý s přijatelnou chybou. Přičemž vektor měření se omezil pouze na základní inerciální senzory a to tři akcelerometry a tři gyroskopy. Měření nebyla zatížena chybou nuly ani žádným typem driftu typickým pro senzory založené na technologii MEMS.



Obrázek 5.10: Odhad poruch EKF, atmosféra

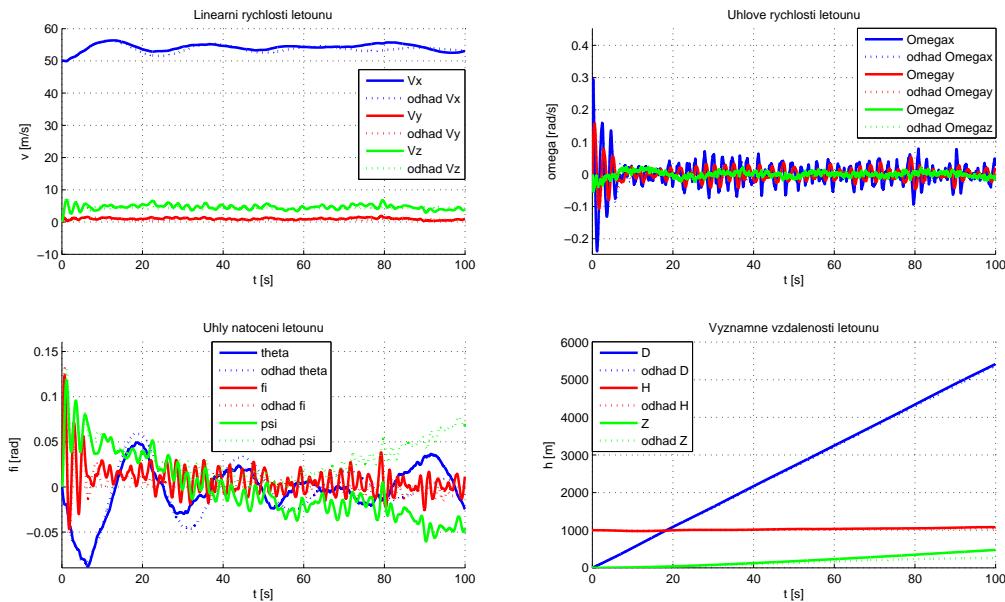
Kvalitu odhadu lze posoudit z autokorelace jednotlivých chyb měření. Výsledek je zobrazen na obr. 5.11. Pro ideální odhad by chyba měření měla spektrum bílého šumu, což znamená že signál by měl být korelován jen sám se sebou. Z charakteristik vyplývá, že malá chyba nastává pouze pro odhad rychlosti V_x , ostatní veličiny jsou odhadnuty téměř ideálně.



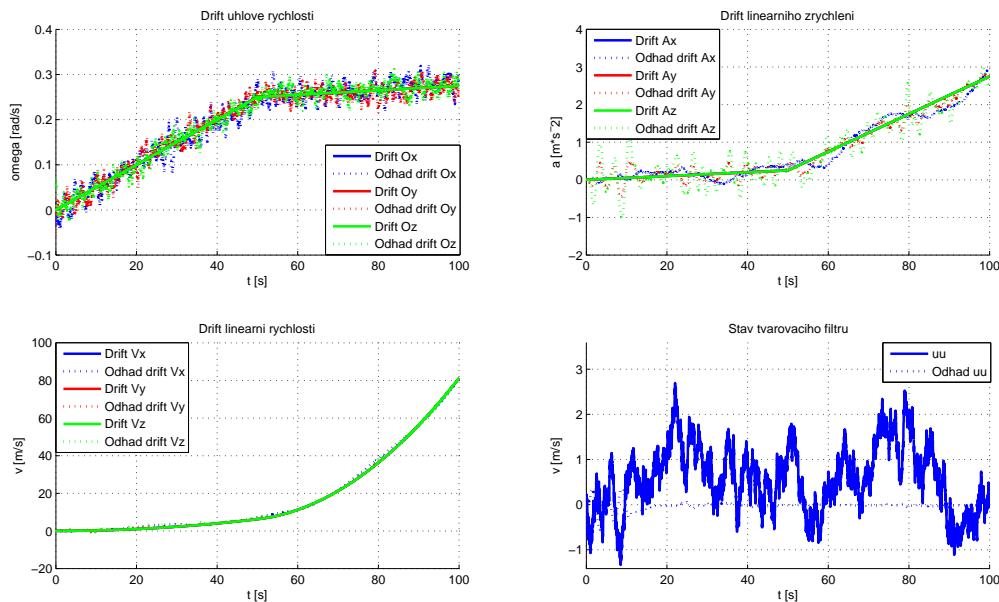
Obrázek 5.11: Autokorelační funkce, atmosféra

5.4.1.2 Rozšíření Kalmanova filtru o model poruch čidel

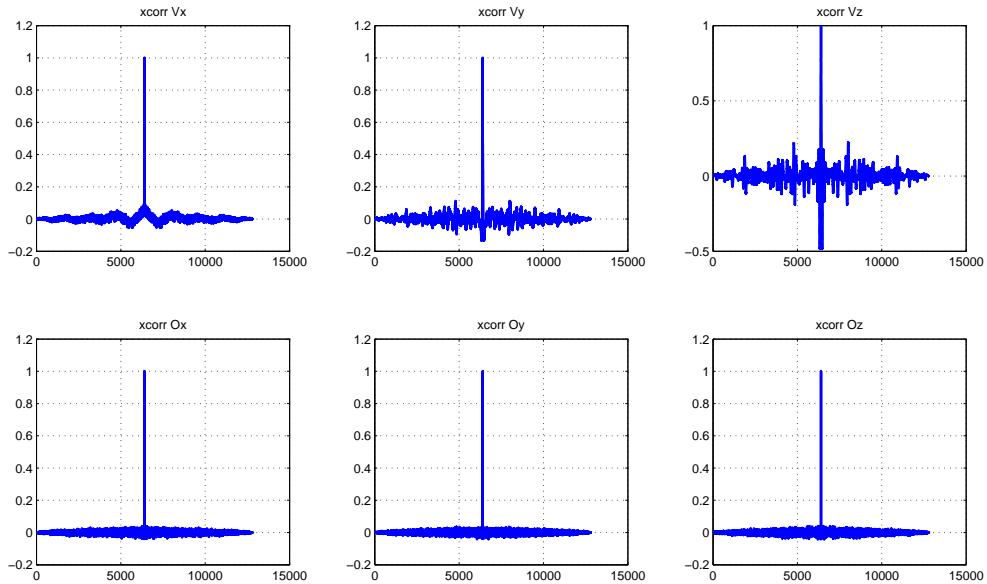
V provozních podmínkách nelze považovat měření senzorů za ideální, proto je potřeba modelovat a následně odhadovat chybu jednotlivých čidel a jejich vliv na měření eliminovat. Z tohoto důvodu byl algoritmus filtrace rozšířen o model chyb jednotlivých čidel, které byly odvozeny v kapitole 5.2.2.2. Jedná se především o odhadování proměnného driftu čidel, který se může v čase měnit. Nejdříve byl testován algoritmus na nelineárním matematickém modelu letounu s modelem driftu akcelerometrů a gyroskopů s původním vektorem měření, tedy pouze měření složek lineární a úhlové rychlosti. Po odeznění přechodových dějů způsobených změnou počátečních podmínek se jedná o rovnoměrný přímočarý let. Akční plochy letounu jsou nastaveny na nulové výchylky a přípust motoru je ponechána v původním pracovním bodě. Nedochází tedy k buzení jednotlivých módů letounu, krom vlivu atmosféry. Výsledky simulací jsou zobrazeny na obr. 5.12 a obr. 5.13.



Obrázek 5.12: Odhad stavů EKF, atmosféra, drift

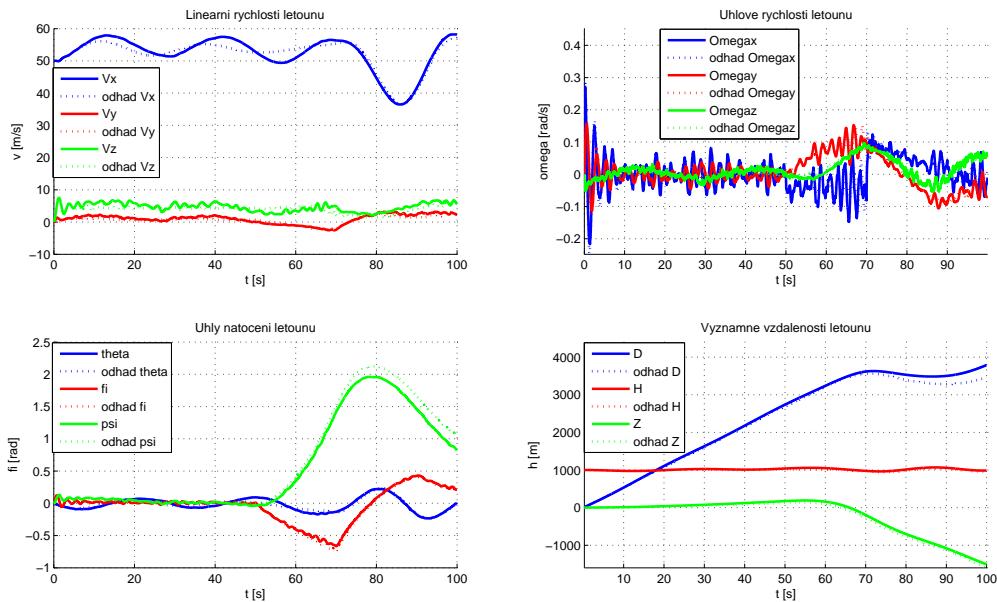


Obrázek 5.13: Odhad poruch EKF, atmosféra, drift

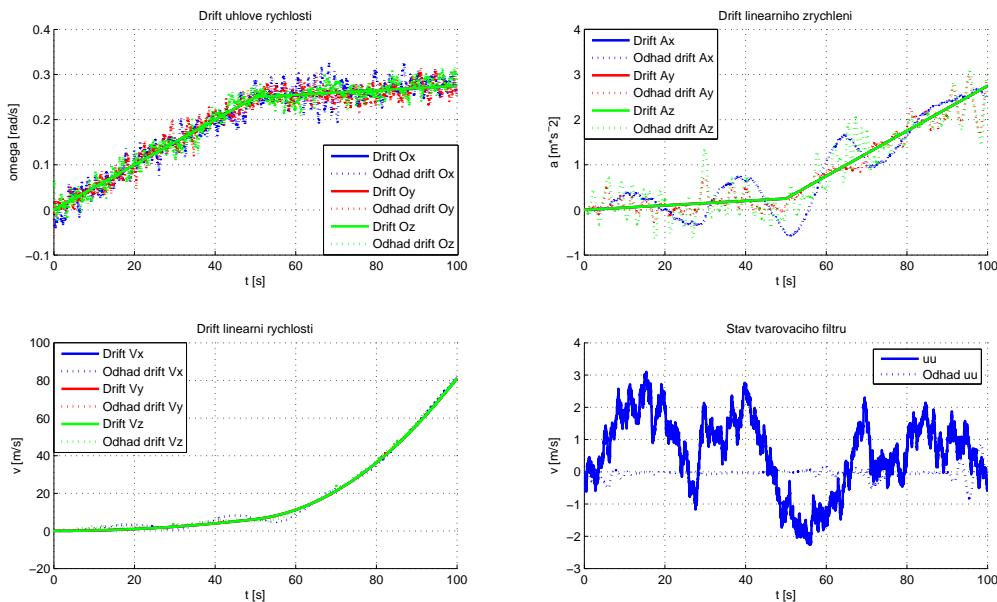


Obrázek 5.14: Autokorelační funkce, atmosféra,drift

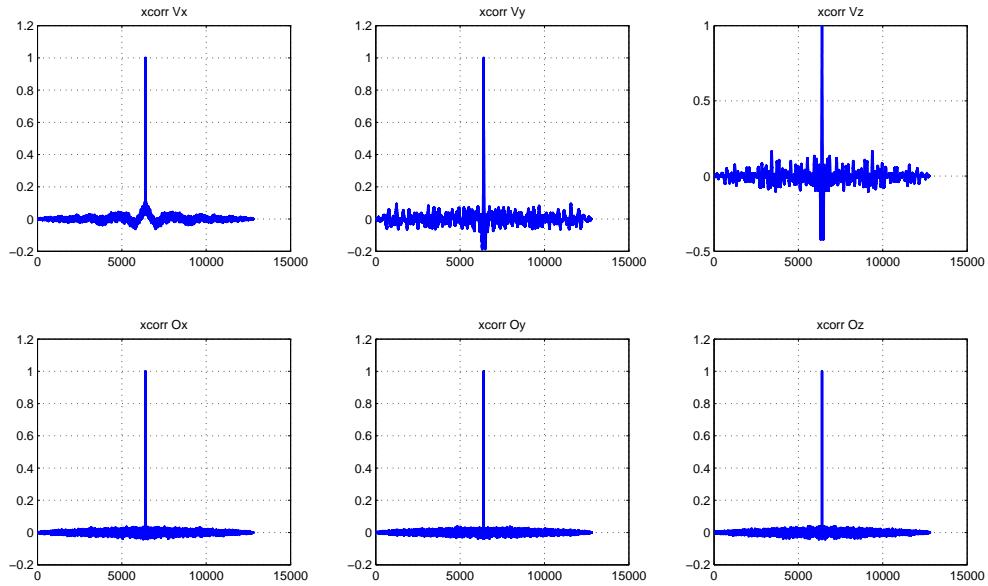
Pokud k původnímu modelu letounu postupně přidáme model atmosférických poruch a model poruch jednotlivých čidel, množina odhadovaných parametrů se značně zvětší, ale množina měřených veličin a tím i množství informace v ní obsažené je stále shodné (tedy tři akcelerometry a tři gyroskopy). Z tohoto důvodu se sníží přesnost odhadu jednotlivých stavových veličin, jak je vidět na odhadu azimutálního úhlu obr. 5.12. Po odeznění módů letounu, vybuzených změnou počátečních podmínek, se začíná rozcházet skutečný a odhadnutý kurz letounu. Přičemž odhad ostatních stavových veličin je s přijatelnou přesností, jak ukazují autokorelační funkce chyb měření na obr. 5.14. Pro eliminaci chyb odhadu vlivem nedostatečného vybuzení systému, byl proveden experiment s manévrem pomocí řídícího signálu typu dublet (jedná se o dva po sobě jdoucí impulsové signály s nulovou střední hodnotou), přivedeného na křídélka letounu. Výsledky simulací jsou zobrazeny na obr. 5.15 a obr. 5.16. Jak je vidět odhad se mírně zpřesnil, ale k razantnímu zlepšení nedochází, navíc přesné pracovní podmínky pro provoz stabilizované platformy nejsou zadány, proto je nutné aby pracovala i v klidném přímočarém letu.



Obrázek 5.15: Odhad stavů EKF, atmosféra, drift, manévr



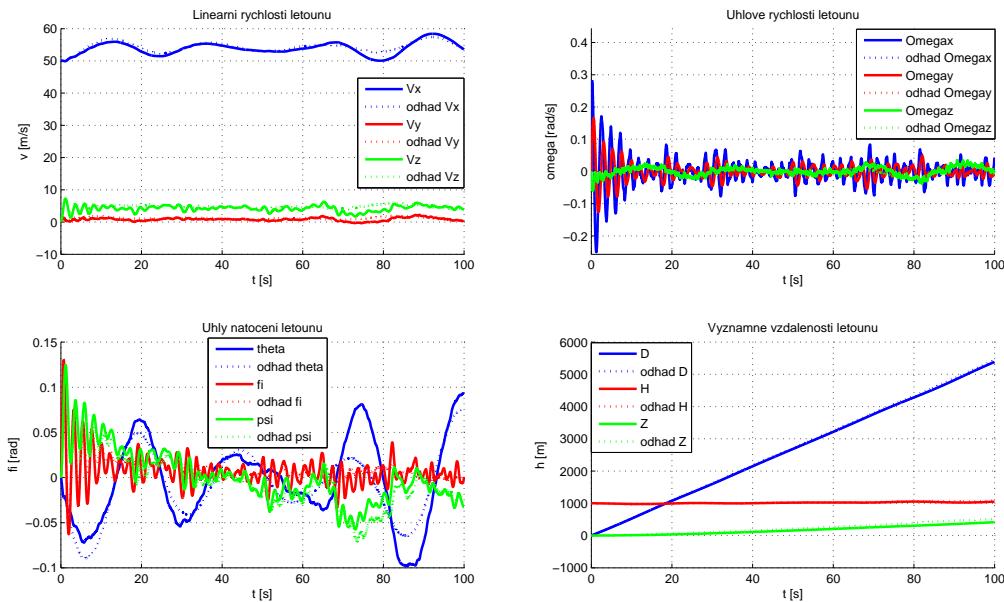
Obrázek 5.16: Odhad poruch EKF, atmosféra, drift, manévr



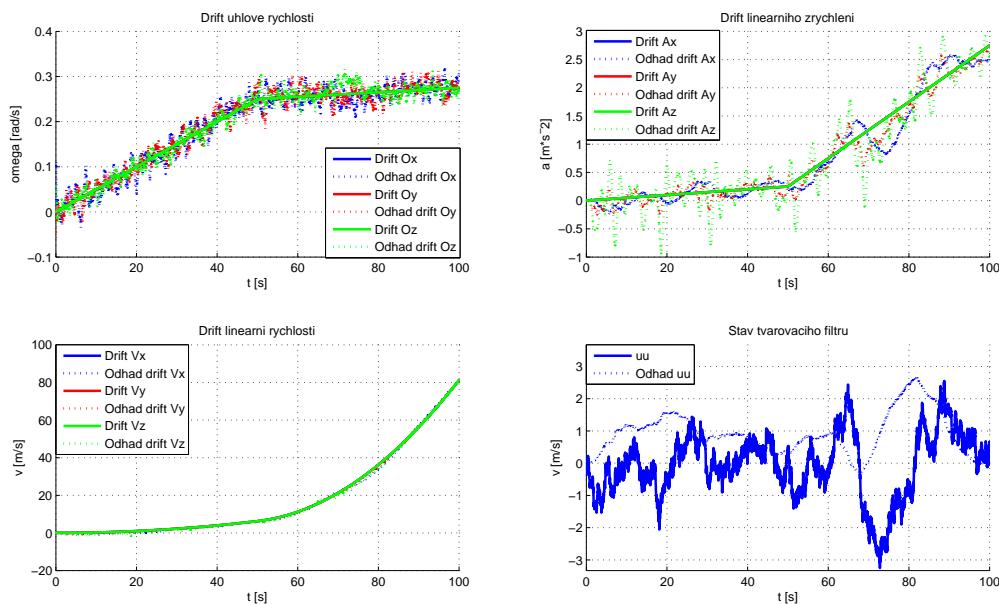
Obrázek 5.17: Autokorelační funkce, atmosféra, drift, manévr

5.4.1.3 Rozšíření Kalmanova filtru o měření GPS a magnetometru

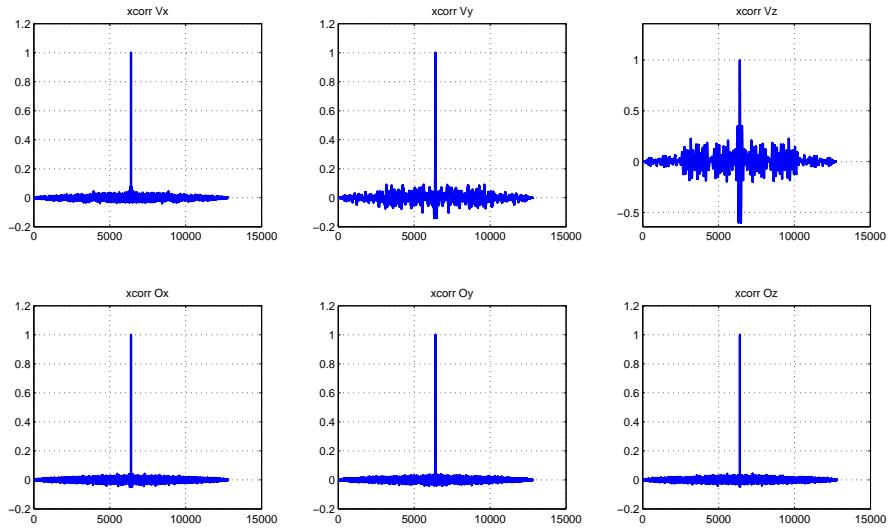
Pro zajištění přijatelné přesnosti odhadu parametrů i při dlouhém přímočarém letu (bez vybuzení módů letounu akčními plochami) je nutné rozšířit vektor měření především o absolutní senzory. Tomuto požadavku odpovídá přidání magnetometru a GPS přijímače. Přičemž měření magnetometru je využíváno ke korekci azimutálního úhlu v každém běhu algoritmu. Signál z GPS přijímače se využívá ke korekci vektoru lineární rychlosti. Vzhledem k delší době vyhodnocení přijatých signálů z GPS se aktualizace tímto signálem používá pouze v každém sedmém běhu algoritmu. Výsledky simulací pro ustálený let jsou zobrazeny na obr. 5.18 a obr. 5.19. Jak je vidět odhad azimutálního úhlu se rapidně zlepšil i při rovném letu bez významného vybuzení dynamiky. Tento závěr potvrzuje i průběh autokorelační funkce zobrazené na obr. 5.12.



Obrázek 5.18: Odhad stavů EKF, atmosféra, drift, GPS, magnetometr

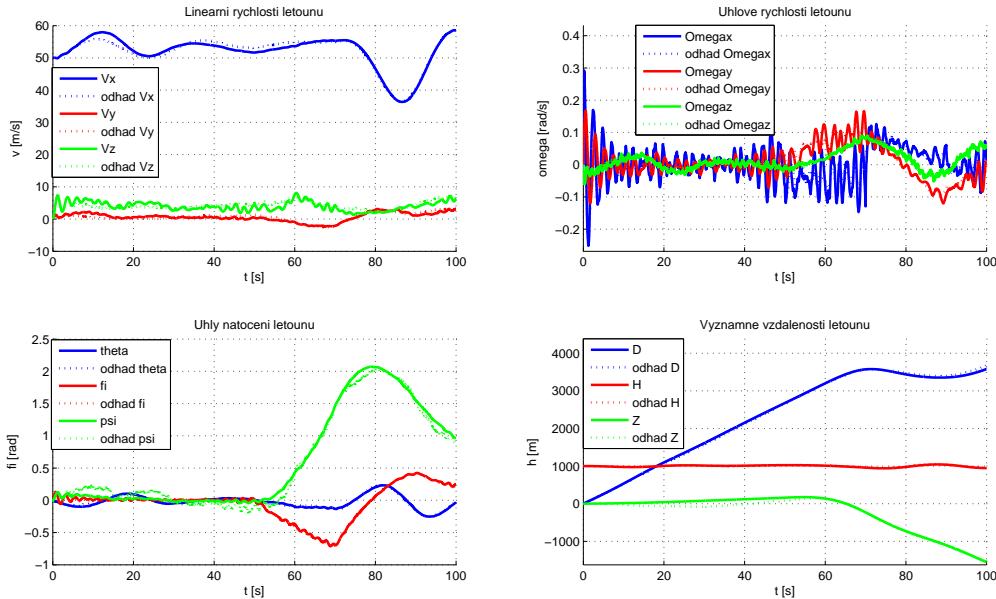


Obrázek 5.19: Odhad poruch EKF, atmosféra, drift, GPS, magnetometr

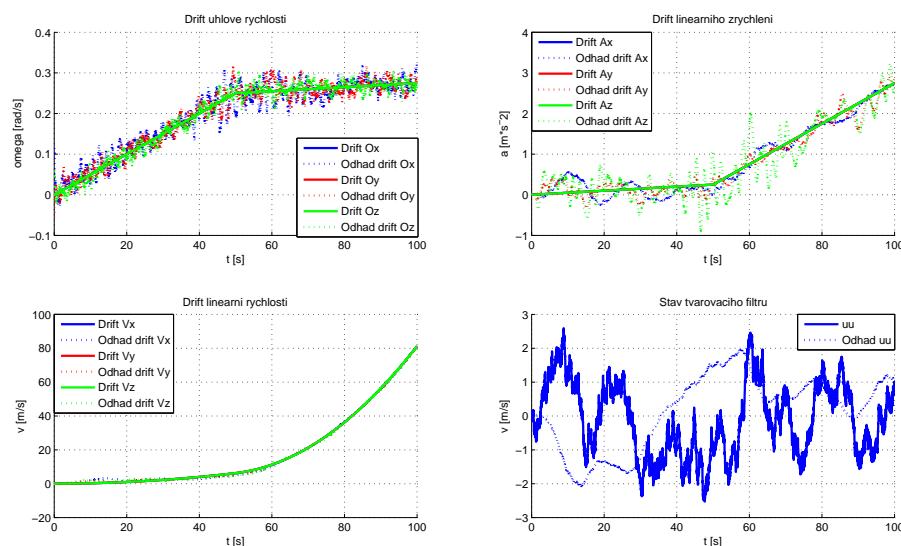


Obrázek 5.20: Autokorelační funkce, atmosféra, drift, GPS, magnetometr

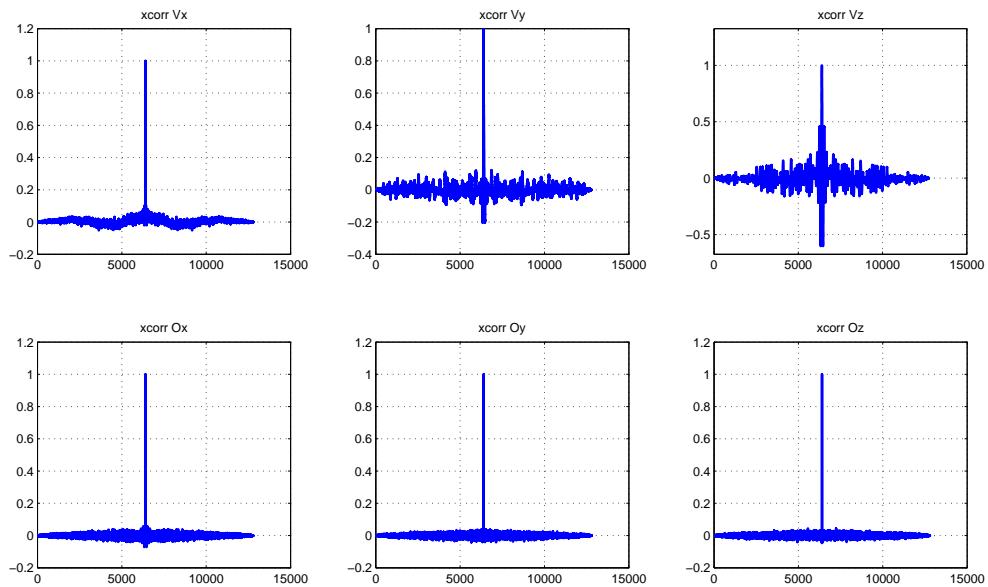
Následně byl proveden experiment pro ověření odhadu stavových veličin letounu s vybuzeným módem. Výsledky simulací jsou zobrazeny na obr. 5.21 a na obr. 5.22. Jak je vidět na těchto průbězích, algoritmus pracuje správně i v tomto případě. Shodně s předchozími případy se odhad mírně zlepšil. V těchto experimentech byl využit signál z GPS přijímače jen částečně, přesněji jen informace o rychlostech, pro další zpřesnění je možno aktualizovat i polohová měření. Obdobně v případě magnetometru je využíváno měření pouze jednoho úhlu, kdežto magnetometr měřící ve třech osách dokáže detektovat úhly natočení okolo dvou os, tedy kurz (Yaw angle) a úhel podélného sklonu (Pitch angle). Odhad parametrů s takto rozšířeným matematickým modelem i algoritmem filtrace je dostatečně přesný i komplexní jak z hlediska množiny odhadovaných parametru tak z hlediska uvažovaných disturbancí a poruch čidel pro následné použití. Před zahájením implementace tohoto algoritmu na platformě Atmel, byl testován výpočetní výkon zvoleného mikroprocesoru, který se ukázal jako nedostatečný pro obsluhu čidel (sběr a vyhodnocení dat) a komunikaci s ostatními částmi stabilizované platformy. Možným východiskem je rozšíření výpočetního výkonu procesoru, nebo redukce složitosti modelu a tím i algoritmu. Jelikož případné rozšíření výpočetního výkonu je možné uskutečnit v každém bodě řešení, rozhodli jsme se pro redukci složitosti modelu a reimplementace algoritmu kalmanovské filtrace.



Obrázek 5.21: Odhad stavů EKF, atmosféra, drift, GPS, magnetometr, manévr



Obrázek 5.22: Odhad poruch EKF, atmosféra, drift, GPS, magnetometr, manévr



Obrázek 5.23: Autokorelační funkce, atmosféra, drift, GPS, magnetometr, manévr

5.5 Aproximace modelu letounu

Nelineární matematický model popsáný v kapitole 5.2.1 modeluje odezvy všech stavových veličin na veškeré vstupní veličiny ve všech pracovních bodech letounu. Odchylky mezi tímto modelem a realitou jsou dány zanedbáním vlastností na základě předpokladů stanovených pro odvození nelineárního modelu. Cena kterou platíme za tuto komplexnost a přesnost je nelinearity a složitost modelu, které limitují oblasti použitelnosti modelu. Pro zjednodušení výpočetních procesů s modelem je vhodné odvodit linearizovaný model pro každý pracovní bod. Tímto získáme soustavu lineárních diferenciálních rovnic stavových proměnných. Linearizované stavové rovnice letounu lze ještě následně rozdělit na podélný a stranový pohyb, pokud platí podmínka (5.6), přičemž vztah (5.4) definuje na jakých veličinách je příslušná složka síly závislá a vztah (5.5) definuje na jakých veličinách je příslušná složka momentu závislá.

$$\begin{aligned}
 & \Delta X (\Delta v_x, \Delta v_z, \Delta \delta_T, \Delta \delta_V) \\
 & \Delta Y (\Delta v_x, \Delta v_z, \Delta \dot{v}_z, \Delta \omega_y, \Delta \delta_T, \Delta \delta_V) \\
 & \Delta Z (\Delta v_y, \Delta \omega_x, \Delta \omega_z, \Delta \delta_S)
 \end{aligned} \tag{5.4}$$

$$\begin{aligned}
 & \Delta M_x (\Delta v_y, \Delta \omega_x, \Delta \omega_z, \Delta \delta_K, \Delta \delta_S) \\
 & \Delta M_y (\Delta v_y, \Delta \omega_x, \Delta \omega_z, \Delta \delta_K, \Delta \delta_S) \\
 & \Delta M_z (\Delta v_x, \Delta v_z, \Delta \dot{v}_z, \Delta \omega_y, \Delta \delta_T, \Delta \delta_V)
 \end{aligned} \tag{5.5}$$

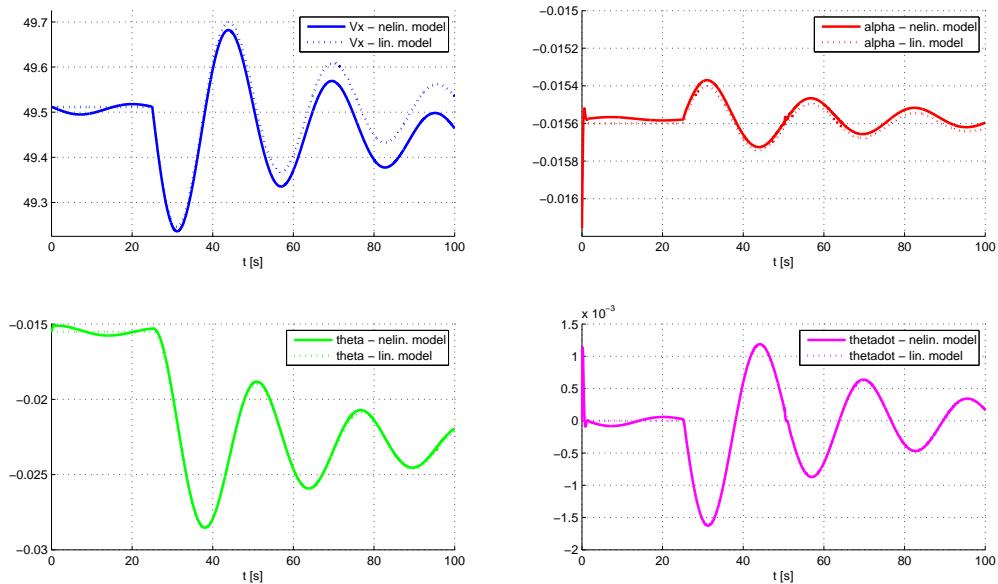
$$\frac{\partial \Delta M_x}{\partial v_x} = \frac{\partial \Delta M_z}{\partial v_x} = \frac{\partial \Delta Y}{\partial v_x} = 0 \tag{5.6}$$

5.6 Aproximace modelu letounu stranovým a podélným pohybem

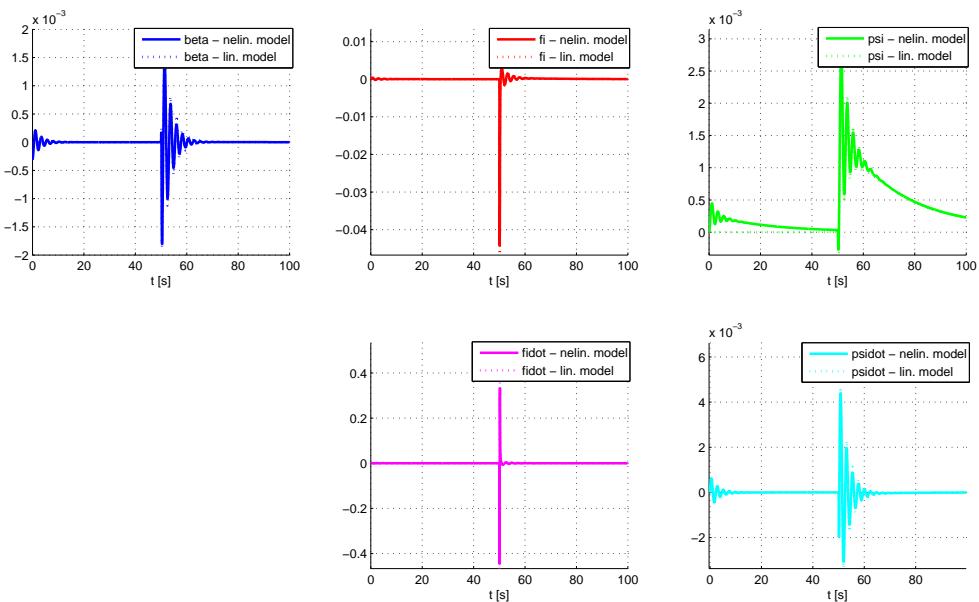
Výsledek této aproximace by měl být lineární popis podélného a stranového pohybu letounu v jednotlivých pracovních bodech. Pro odvození těchto modelů je možné vyjádřit příslušné aerodynamické derivace a dosadit do příslušných vztahů, dle literatury [6]. Další možností je odvodit linearizovaný model a na základě platnosti podmínek, dle (5.6) (díky této podmínce bude matice dynamiky blokově diagonální) oddělit bloky popisující podélný a stranový pohyb.

Jelikož pro potřeby rozšířeného Kalmanova filtru byla Jacobiho matice již vyjádřena, byl použit druhý způsob vyjádření aproximace dynamiky letounu. Po odvození podélného a stranového stavových popisů letounu byla provedena zpětná kontrola s původním ne-lineárním modelem. Výsledky jsou zobrazeny pro podélný pohyb na obr. 5.24 a pro stranový pohyb na obr. 5.25.

5.6. APROXIMACE MODELU LETOUNU STRANOVÝM A PODÉLNÝM POHYBEM 43



Obrázek 5.24: Porovnání nelineární a rozdělené dynamiky - podélné



Obrázek 5.25: Porovnání nelineární a rozdělené dynamiky - stranové

5.7 Kalmanův filtr pro zjednodušený model

Odbození zjednodušeného popisu letounu pomocí podélné a stranové dynamiky je běžně používaná metoda pro získání lineárního modelu s nižším řádem (viz. [7]). Použitím approximovaného modelu pro algoritmus filtrace dosáhneme značného zjednodušení modelu a tím i značného zrychlení výpočtu. Doba výpočtu sto vteřinové simulace Kalmanova filtru založeného na původním nelineárním modelu trvala cca 17s oproti linearizované verzi, jejíž výpočet zabral cca 11s. Simulace byly prováděny v prostředí Matlab, které je optimalizováno pro maticové operace. Předpokládáme, že na mikroprocesoru bude rozdíl mnohem markantnější.

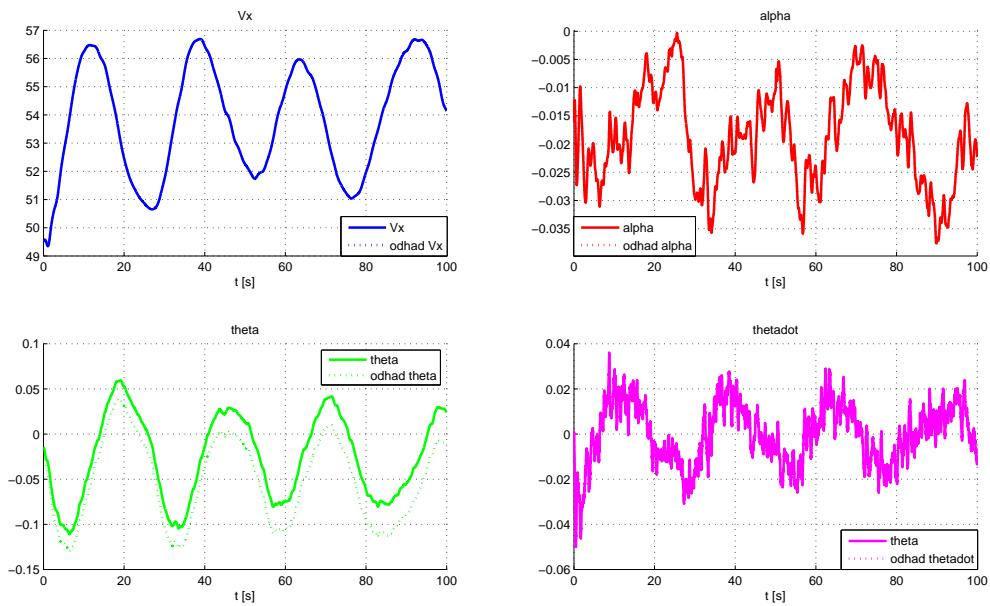
Pro nový model je nutné znovu implementovat algoritmus kalmanovské filtrace. V tomto případě se jedná o odhad stavů dvou dynamických systémů, které jsou v daném pracovním bodě lineární a časově spojité. Proto je nutné použít dva Kalmanovi filtrov s modifikací časového kroku pro spojité systémy s měřením v diskrétních okamžicích. Měření pro datový krok je generováno pomocí nelineárního matematického modelu.

5.7.1 Rozšíření zjednodušeného Kalmanova filtru o model poruch atmosféry

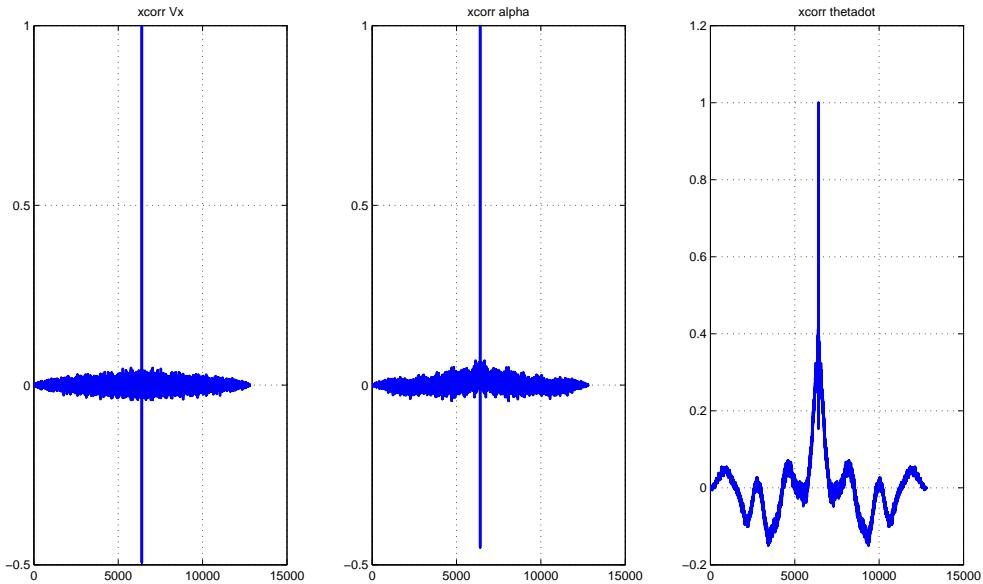
V první fázi byl matematický model podélného i stranového pohybu rozšířen o model poruch atmosféry a tím i algoritmus kalmanovské filtrace o tvarovací filtr šumu procesu. V průběhu experimentu byly vybuzeny módy letounu pomocí skokové změny hodnoty přípusti motoru a manévrem vyvolaným signálem typu dublet přivedeným na křidélka letounu. Při porovnání původního nelineárního modelu s approximací pomocí linearizované dynamiky je patrno, že stavové prostory nejsou shodné. V případě nelineárního modelu se jedná o úhel náběhu a vybočení. U approximovaného modelu se jedná o lineární rychlosti V_y a V_z . V průběhu algoritmu je nutné jednotlivé chybějící veličiny dopočítávat, pro vyjádření měření v datovém kroku. Vektor měření v této fázi není zatížen chybou (uvažuje se nulový drift).

Pro podélný pohyb

Výsledky simulací běhu algoritmu pro podélný pohyb jsou zobrazeny na obr. 5.26. Jak je vidět algoritmus založený na approximovaném lineárním modelu dobře odhaduje stavu původního nelineárního modelu s šumem procesu modelovaným pomocí tvarovacího filtru atmosféry. Kvalitu odhadu lze zkoumat z průběhu autokorelačních funkcí chyb měření, zobrazených na obr. 5.27. Pro aktualizaci stavů se využívá měření lineární rychlosti V_x , úhlové rychlosti $\dot{\theta}$ a úhlu náběhu α , který vyjádříme pomocí lineárních rychlostí V_x a V_y . Pro vyjádření úhlu náběhu neuvažujeme drift modelovaný pro MEMS senzory. Předpokládáme, že úhel náběhu je možné přímo měřit s malou náhodnou chybou. Tento předpoklad je založen například na literatuře [7], kde se toto měření pro řízení letu využívá.



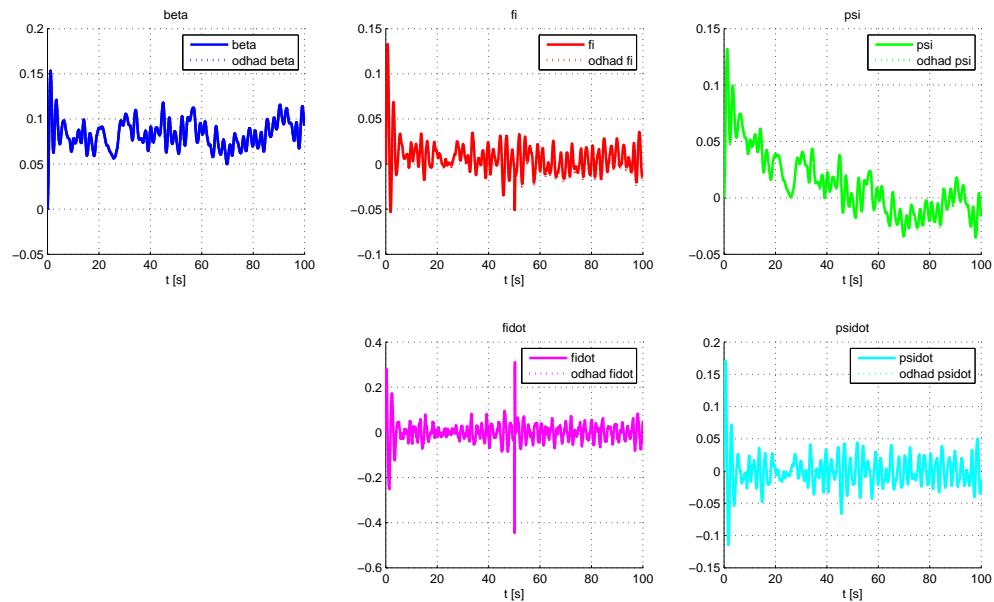
Obrázek 5.26: Odhad stavů EKF - podélný, atmosféra, magnetometr, manévr



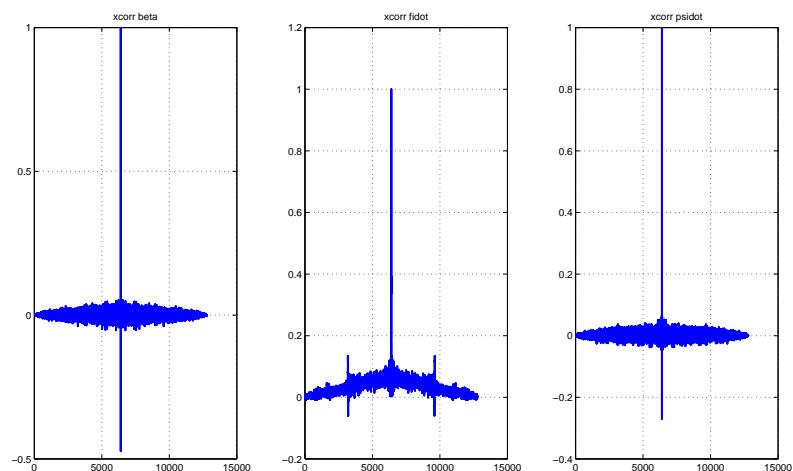
Obrázek 5.27: Autokorelační funkce - podélný, atmosféra, magnetometr, manévr

Pro stranový pohyb

Výsledky běhu algoritmu pro stranový pohyb jsou zobrazeny na obr. 5.28. Obdobně jako v případě podélného pohybu je i zde patrno, že algoritmus založený na popisu rozdělené dynamiky pracuje dobře. Výsledky autokorelačních funkcí pro chyby měření jsou zobrazeny na obr. 5.29. Pro aktualizaci stavů se využívá měření úhlové rychlosti $\dot{\phi}$, úhlové rychlosti $\dot{\psi}$, měření magnetometru ψ a úhlu vybočení β , který vyjádříme pomocí lineárních rychlostí V_x a V_y . Pro vyjádření úhlu vybočení neuvažujeme drift modelovaný pro MEMS senzory. Předpokládáme, že úhel vybočení je možné přímo měřit s malou náhodnou chybou. Tento předpoklad je založen na literatuře [7], kde se tento způsob běžně používá.



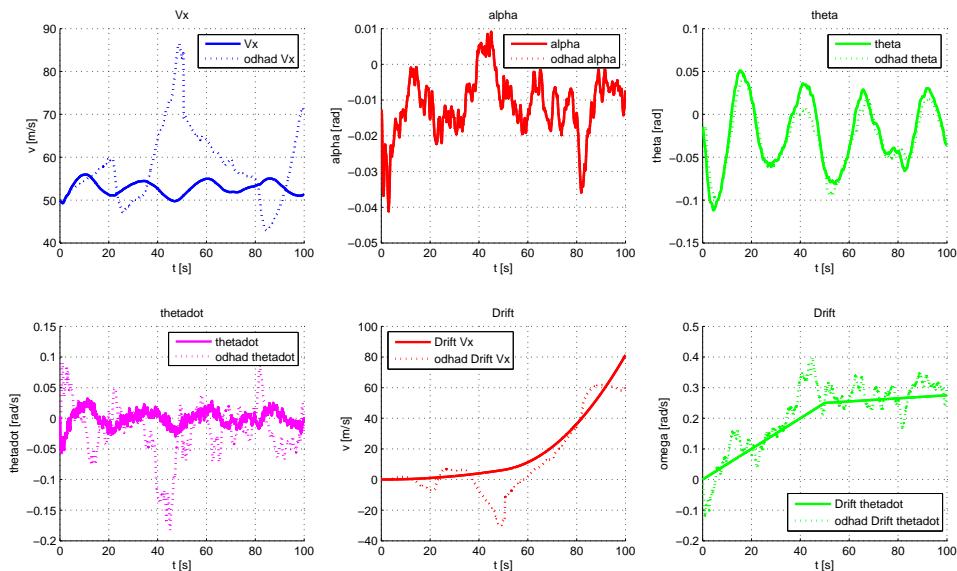
Obrázek 5.28: Odhad stavů EKF - stranový, atmosféra, magnetometr, manévr



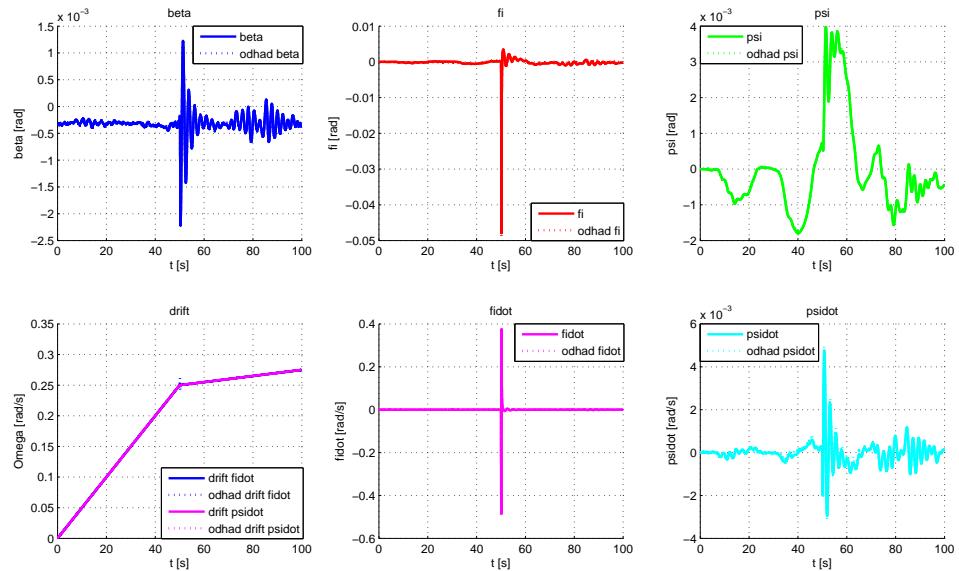
Obrázek 5.29: Autokorelační funkce - stanový, atmosféra, magnetometr, manévr

5.7.2 Rozšíření zjednodušeného Kalmanova filtru o model poruch čidel

Následně byl model rozšířen o model poruch jednotlivých čidel v podobě driftů polovodičových senzorů. Jak je patrno z následujících simulací algoritmus nedokáže vždy optimálně odhadnout stavy odpovídající poruchám čidel. Právě v okamžicích kdy je odhad poruch senzorů špatný je i odhad stavových veličin letounu zatížen chybou odpovídají chybě odhadu příslušného driftu. Chyba odhadu je pravděpodobně způsobena vazbami mezi stranovým a podélným pohybem, které jsme pro potřeby rozdělení dynamiky na podélnou a stranovou zanedbali. Metoda rozdělení dynamiky, pro potřeby simulací a návrh řídících algoritmů se běžně v praxi používá (viz. [7] a [6]), ale pro potřeby odhadu stavových veličin letounu rozšířených o stavy tvarovacího filtru atmosférických poruch a poruch čidel je tento model nedostatečný. Výsledky simulací běhu algoritmu pro podélný i stranový pohyb jsou zobrazeny na obr. 5.30 a na obr. 5.33



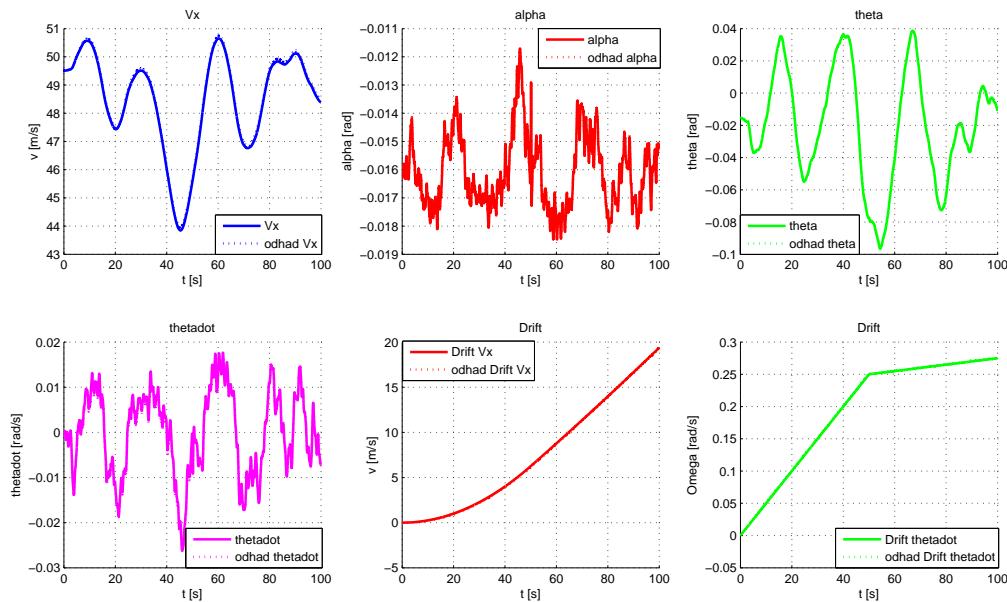
Obrázek 5.30: EKF - podélný, atmosféra, drift, magnetometr, manévr



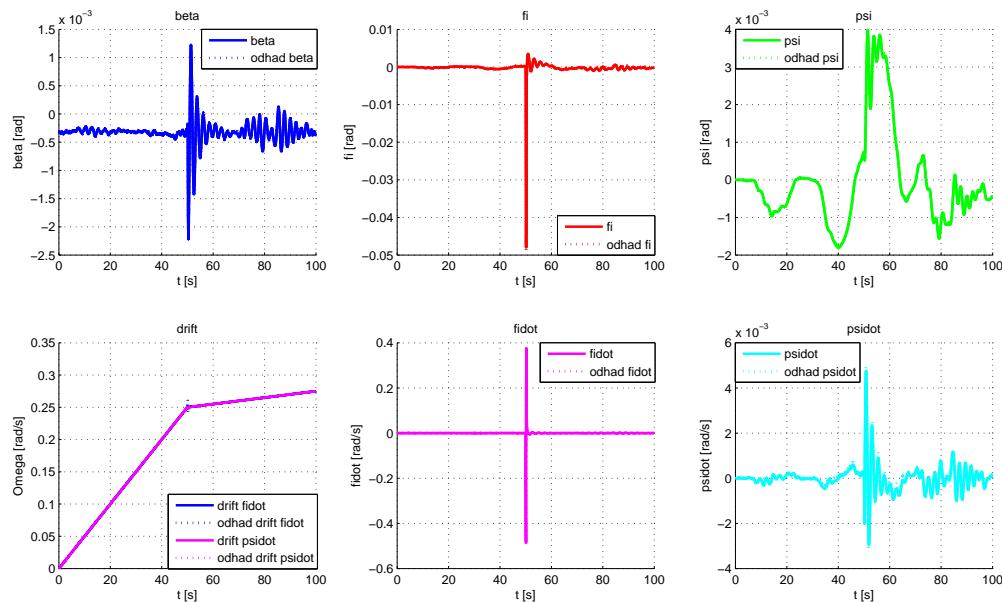
Obrázek 5.31: EKF - stanový, atmosféra,drift, magnetometr, manévr

Ověření návrhu Kalmanova filtru

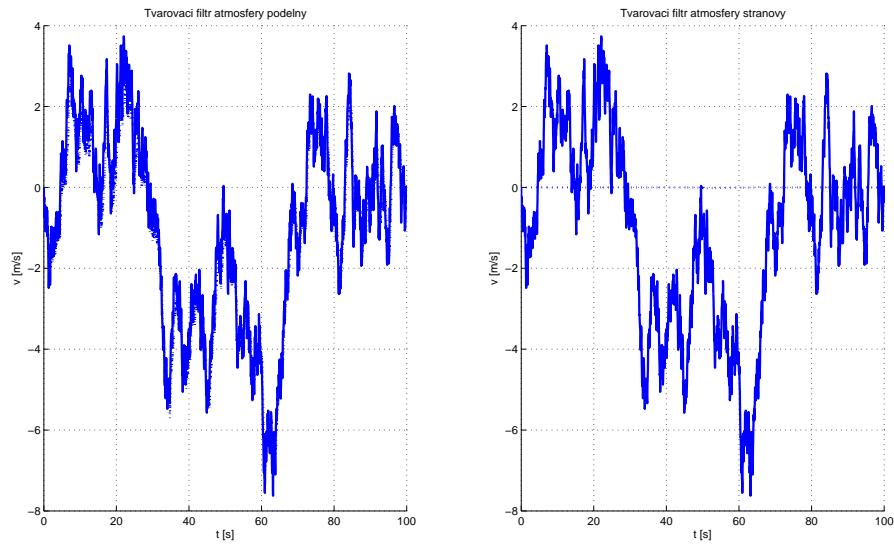
V předchozím kroku bylo zjištěno, že algoritmus v dané úpravě neodhaduje stav v letounu správně. Pro vyloučení možnosti chyby v návrhu Kalmanova filtru byl algoritmus testován pomocí dat generovaných shodným modelem. V předchozím případě bylo měření senzorů simulováno na základě nelineárního modelu letounu. Pokud pro simulaci použijeme shodný matematický model jako využívá algoritmus filtrace, tedy linearizovaný a rozdelený model, je funkce algoritmu správná. Výsledky simulací pro odhad stavů tvarovacího filtru atmosféry pro obě dynamiky jsou zobrazeny na obr. 5.32 a obr. 5.33. Odhad stavů vazbami mezi podélnou a stranovou dynamikou, které byly při rozdělení zanedbány.



Obrázek 5.32: KF - podélný, atmosféra, drift, magnetometr, manévr



Obrázek 5.33: KF - stranový, atmosféra, drift, magnetometr, manévr



Obrázek 5.34: Odhad tvarovacího filtro KF - podélný a stranový, atmosféra, drift, magnetometr, manévr

Kapitola 6

Závěr

Hlavním cílem práce je navrhnut algoritmus zpracování dat z inerciálních senzorů pro optimální odhad stavů bezpilotního letounu v průběhu letu. Jako nejvhodnější byl zvolen algoritmus kalmanovské filtrace založen na matematickém modelu letounu, rozšířeného o tvarovací filtr atmosféry a model poruch čidel vyrobených technologií MEMS. Dříve než byla zahájena implementace samotného algoritmu bylo nutné zjistit, jaké fyzikální veličiny je možné s použitím současné technologie měřit a jaké vlastnosti budou jednotlivá měření mít (přesnost, systematické chyby, nutnost přepočtu atd.). O této problematice pojednává kapitola 2 a 4.1. Otázku volby vhodného výpočetního hardwaru řeší kapitola 3, kde je volen vhodný kompromis mezi výpočetním výkonem, dostatečným počtem periférii a náklady na pořízení a softwarovou obsluhu mikroprocesoru, přičemž samotné hardwarové a softwarové práce jsou pak tématem jiných diplomových a bakalářských projektů.

Klíčová je kapitola 5, pojednávající o implementaci Kalmanova filtru v jednotlivých variantách. Nejprve byl Kalmanův filtr založený na nelineárním modelu rozšířen o tvarovací filtr atmosféry. Díky této úpravě byl do modelu zahrnut bílý šum procesu, nutný pro Kalmanův filtr. Dále byl přidán malý šum měření. Na takto upravený model byl naladěn Kalmanův filtr, který s přijatelnou přesností odhadoval stavy letounu pouze z měření gyroskopů a akcelerometrů. Odhadování bylo testováno pro klidný let i pro let s manévrem, tedy vybuzenou dynamikou letounu.

Dalším krokem bylo rozšíření stávajícího modelu o chyby čidel, přesněji o drift. Po rozšíření modelu i algoritmu filtrace se ukázalo, že stávající vektor měření je nedostatečný, jelikož se odhad stavových veličin při delším letu začíná odchylovat od stavů přesného nelineárního modelu generujícího data pro měření. Odhad se mírně zlepší při vybuzení dynamiky letounu manévrem, ale pro dlouhodobější let je nutné rozšířit vektor měření.

Z tohoto důvodu bylo začleněno měření GPS a magnetometru. Po rozšíření algoritmu o tato měření se ukázalo, že i pro větší doby simulací se odhad příliš neliší od stavů modelu generujícího data pro měření.

Při testování výpočetního výkonu mikroprocesoru pomocí maticových operací bylo zjištěno, že nemusí být pro obsluhu všech periférii, komunikaci a výpočet algoritmu dostatečný. Proto byl odvozen zjednodušený model letounu pomocí rozdělení dynamiky na podélnou a stranovou. Tímto se zjednoduší i Kalmanův filtr založený na tomto modelu. Po upravení algoritmu pro tento model a rozšíření o tvarovací filtr atmosféry byly provedeny experimenty pro ověření odhadování stavů letounu. Tento zjednodušený algoritmus dobře odhaduje stavы nelineárního modelu distubovaného pomocí tvarovacího filtru atmosféry i při manévrů letounu. Pro aktualizaci stavů v průběhu datového kroku byla použita veškerá inerciální měření včetně GPS a magnetometru. Následně byl tento zjednodušený model rozšířen o modely chyb jednotlivých čidel. Bohužel se nepodařilo naladit Kalmanův filtr pro správný odhad stavů letounu, tvarovacího filtru atmosféry a stavů modelu chyb čidel. Pro ověření správného návrhu Kalmanova filtru byl proveden experiment, kdy měření v datovém kroku byla založena na linearizovaném a rozděleném modelu letounu. Tato varianta Kalmanova filtru fungovala dobře i s drifty jednotlivých čidel. Přestože se metoda rozdělení dynamiky letounu na stranovou a podélnou běžně používá pro simulace a návrh řídících zákonů, je v tomto případě pravděpodobné, že se projevily křížové vazby mezi podélným a stranovým pohybem, které byly zanedbány.

Jednotlivé algoritmy implementované v této práci lze využít pro zpracování signálů z měření inerciálních čidel, jako měření pro regulační smyčku stabilizátoru platformy. Kalmanův filtr založený na modelu rozdělené dynamiky není možné použít pro odhad takového množství neznámých parametrů s takto zjednodušeným modelem.

Literatura

- [1] Atmel. <http://www.atmel.com>, 2008. [online].
- [2] Analog Devices. <http://www.analog.com>, 2008. [online].
- [3] Honeywell. <http://www.ssec.honeywell.com/magnetic/hmc6352.html>, 2008. [online].
- [4] LeadTek. <http://www.leadtek.com/eng/>, 2008. [online].
- [5] HAVLENA, V. a ŠTECHA, J. *Moderní teorie řízení*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2000.
- [6] PECH, Z. a VĚK, J. *Systémy řízení letu*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2003.
- [7] STEVENS, B.L. and LEVIS, F.L. *Aircraft Control and Simulation – Second Edition*. New Jersey: Wiley, 2003.

Příloha A

Použité funkce

ModelLet: - zdrojový soubor: *ModelLet.m*

- funkce implementuje diferenční model dynamiky letounu vykonávaný se vzorkovací frekvencí deltaf. Součástí tohoto modelu je také model poruch čidel (především drift senzorů založených na technologii MEMS) a model atmosféry.
- syntax:

$$[x, alphas, V] = ModelLet(x, u, alphas, deltaf, sigmau, psiu, Lu, pom, bg, ba, V);$$

- vstupní parametry:

x ... je vektor stavových proměnných, uspořádaných dle:

```
Vxc=x(1); Vyc=x(2); Vzc=x(3);  
Ox=x(4); Oy=x(5); Oz=x(6);  
theta=x(7); gama=x(8); psi=x(9);  
xg=x(10); h=x(11); zg=x(12);  
Ogx=x(13); Ogy=x(14); Ogz=x(15);  
Ax=x(16); Ay=x(17); Az=x(18);  
Vax=x(19); Vay=x(20); Vaz=x(21);  
uu=x(22);
```

$u \dots$ je vektor řízení, uspořádaných dle:

$P = u(1); smer = u(2); vysk = u(3); krid = u(4);$

$alphas \dots$ je hodnota úhlu náběhu;

$deltaf \dots$ je vzorkovací frekvence;

$sigmav \dots$ je středně kvadratická hodnota větru;

$psiu \dots$ je kurz větru;

$Lu \dots$ je rádius korelace větru;

$pom \dots$ je pomocná proměnná pro uvažování vlivu atmosféry;

$bg \dots$ je směrnice driftu gyroskopů;

$ba \dots$ je směrnice driftů akcelerometrů;

$V \dots$ je

- výstupní parametry:

$x \dots$ je vektor stavových proměnných;

$alphas \dots$ je hodnota úhlu náběhu z předcházejícího běhu funkce;

$V \dots$ je

- nová hodnota pro tvarovací filtr větru je generována vždy po čtyřech krocích vývoje diferenčního modelu.

ModelLetSfunSpoj: - zdrojový soubor: *ModelLetSfunSpoj.m*

- funkce implementuje diferenciální model dynamiky letounu jako S-Funkci. Tato funkce je volána ze Simulinkového modelu ModelLetSFunSpoj.mdl.

- syntax:

$[sys, x0, str, ts] = ModelLetSfunSpoj(t, x, u, flag, xinit);$

ModelLetSfun: - zdrojový soubor: *ModelLetSfun.m*

- funkce implementuje diferenční model dynamiky letounu jako S-Funkci. Tato funkce je volána ze Simulinkového modelu ModelLetSFun.mdl.
- syntax:

$$[sys, x0, str, ts] = ModelLetSfun(t, x, u, flag, xinit);$$

NaplnMSC: - zdrojový soubor: *NaplnMSC.m*

- funkce vrátí matici směrových kosinů.
- syntax:

$$[c] = NaplnMSC(gama, psi, theta);$$

- vstupní parametry:

gama ... je úhel příčného náklonu;
psi ... je kurz;
theta ... je úhel podélného náklonu;

- výstupní parametry:

c ... je matice směrových kosinů;

Substituce1: - zdrojový soubor: *substituce1.m*

- funkce dosadí pracovní bod do symbolicky vyjádřených matic dynamiky a vstupů.
- syntax:

$$[A, B] = substituce1(xp, u, alphas);$$

- vstupní parametry:

xp ... je stavový vektor;
u ... je vektor řízení;
alphas ... je úhel náběhu;

- výstupní parametry:

A ... je matice dynamiky;

B ... je matice vstupů;

SubstituceJP: - zdrojový soubor: *substituceJP.m*

- funkce dosadí pracovní bod do symbolicky vyjádřených matic dynamiky a vstupů pro podélný pohyb.

- syntax:

$$[A, B] = \text{substituceJP}(xp, u);$$

- vstupní parametry:

xp ... je stavový vektor;

u ... je vektor řízení.

- výstupní parametry:

A ... je matice dynamiky pro podélný pohyb;

B ... je matice vstupů pro podélný pohyb.

SubstituceJS: - zdrojový soubor: *substituceJS.m*

- funkce dosadí pracovní bod do symbolicky vyjádřených matic dynamiky a vstupů pro stranový pohyb.

- syntax:

$$[A, B] = \text{substituceJS}(xp, u);$$

- vstupní parametry:

xp ... je stavový vektor;

u ... je vektor řízení.

- výstupní parametry:

$A \dots$ je matice dynamiky pro stranový pohyb;

$B \dots$ je matice vstupů pro stranový pohyb.

Letkoef: - zdrojový soubor: *letkoef.mat*

- Pomocí této funkce se definují parametry letounu.

Linearizace1: - zdrojový soubor: *linearizace1.m*

- funkce odvozuje Jacobiho matice pro nelineární diferenciální model letounu. Jedná se o model dynamiky samotného letounu, tedy 12-tého řádu. Odvozuje se linearizovaná matice dynamiky a matice vstupů.

Linearizace2: - zdrojový soubor: *linearizace2.m*

- funkce odvozuje Jacobiho matice pro nelineární diferenční model letounu spolu se zahrnutým modelem atmosférických poruch a modelem chyb čidel. Celkový model je 22-tého řádu. Odvozuje se linearizovaná matice dynamiky a matice vstupů.

Linearizace1J: - zdrojový soubor: *linearizace1J.m*

- funkce odvozuje Jacobiho matice pro nelineární diferenciální model letounu spolu se zahrnutým modelem atmosférických poruch. Stavový vektor modelu je rozšířen o úhel náběhu a úhel vybočení. Tato funkce je implementována pro potřeby odvození kalmanova filtru pro stranový a podélný pohyb letounu. Celkový model je 14-tého řádu. Odvozuje se linearizovaná matice dynamiky a matice vstupů.

ExKalmanJSP: - zdrojový soubor: *ExKalmanJSP.m*

- implementovaný algoritmus kalmanovské filtrace pro approximovanou dynamiku pomocí podélného a stranového pohybu letounu. Matematické modely použité pro algoritmus zahrnují dynamiku letounu, tvarovací filtr poruch atmosféry a poruchy čidel.

- volané funkce:

- *ModelLet*
- *substituceJP*
- *substituceJS*

ExKalman2: - zdrojový soubor: *ExKalman2.m*

- implementovaný algoritmus kalmanovské filtrace pro nelineární model dynamiky letounu. Matematický model použitý pro algoritmus zahrnuje dynamiku letounu, tvarovací filtr poruch atmosféry a poruchy čidel.
- volané funkce:

- *ModelLet*
- *substituce1*

Příloha B

Obsah přiloženého CD

K této práci je přiloženo CD, na kterém jsou uloženy zdrojové kódy.

- Diplomová práce:
- Datasheety:
- Zdrojové kódy pro Matlab: