



## ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

Student: **Bc. Pavel Brož**

Studijní program: **Kybernetika a robotika**  
Obor: **Letecké a kosmické systémy/**

Název tématu česky: **Navigační systém pro bezpilotní prostředky a ultralehká letadla**

Název tématu anglicky: **Navigation System for Unmanned Vehicles and Ultra-light Aircrafts**

### Pokyny pro vypracování:

Navrhněte a realizujte navigační systém sestávající se z MEMS 3-osého akcelerometru, senzoru úhlové rychlosti a magnetometru, jejichž údaje budou předzpracovávány v řídicí jednotce (mikrokontrolér STM32F4xx). K řídicí jednotce bude dále připojen modul s přijímačem GPS a senzor absolutního tlaku pro měření výšky. Řídicí jednotka bude daná data posílat nadřazenému systému, který bude provádět fúzi dat pomocí Kalmanovy filtrace, a to za účelem odhadu polohových úhlů, rychlosti a pozice. Pro všechny výpočetní a řídicí jednotky navrhněte a implementujte SW pro zajištění plné funkcionality systému. Rovněž implementujte kompenzaci odstředivého zrychlení. Minimalizujte vliv vibrací. Výstupní údaje z navigačního systému budou k dispozici na CAN sběrnici s protokolem CANaerospace a současně na RS232. Realizovanou jednotku otestujte, zkalibrujte a experimentálně ověřte její parametry.

### Seznam odborné literatury:

- [1] Soták, M., Sopata, M., Bréda, R., Roháč, J., Váci, L. (ed.): *Integrácia navigačných systémov*. 1. vyd. Košice: Bréda Róbert, 2006. 344 s. ISBN 80-969619-9-3.
- [2] S. Grewal, P. Andrews: *Kalman Filtering – Theory and Practice using Matlab* © 3rd edition 2008, Wiley.
- [3] J. A. Farrell, M. Barth: *The global positioning system & inertial navigation* 2nd edition 1999, Mc Graw Hill.
- [4] David Titterton, John Weston: *Strapdown Inertial Navigation Technology*, IEE (Institute of Engineering Technology) 2nd edition 2004.

Vedoucí diplomové práce: doc. Ing. Jan Roháč, Ph.D.

Datum zadání diplomové práce: 19. listopadu 2014

Platnost zadání do<sup>1</sup>: 31. srpna 2016

doc. Ing. Jan Holub, Ph.D.  
vedoucí katedry



prof. Ing. Pavel Ripka, CSc.  
děkan

V Praze dne 19. 11. 2014

<sup>1</sup> Platnost zadání je omezena na dobu tří následujících semestrů.

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta elektrotechnická

Katedra měření



DIPLOMOVÁ PRÁCE

Navigační systém pro bezpilotní prostředky a  
ultralehká letadla

Vedoucí práce:

doc. Ing. Jan Roháč, Ph.D.

Autor:

Bc. Pavel Brož

Praha 2016



## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

V Praze dne 26. 5. 2016

.....

Podpis



## Poděkování

Především bych rád poděkoval vedoucímu práce doc. Ing. Janu Roháčovi, Ph.D. za připomínky, pomoc, cenné rady a trpělivost při zpracování diplomové práce. Dále bych rád poděkoval Ing. Martinu Šipošovi, Ph.D. za pomoc při testování navigační jednotky.



## **Abstrakt**

Tato diplomová práce se zabývá kompletním návrhem a vývojem navigační jednotky pro ultralehká letadla a bezpilotní prostředky (UAV). Jednotka se skládá ze senzorů typu MEMS a přijímače družicové navigace. Práce popisuje vývoj potřebné elektroniky a software zajišťující fungování jednotky. Dále je přítomný popis rozšířeného Kalmanova filtru (EKF) pro odhad navigačních dat. Pro zlepšení kvality odhadu navigačních dat, byla také popsána kalibrace MEMS senzorů. Ověření parametrů navigační jednotky bylo provedeno při skutečných letových experimentech.

## **Abstract**

This diploma thesis deals with a complete design and development of a navigation unit for ultra-light aircraft and unmanned aerial vehicles (UAVs). The unit is composed of MEMS based sensors and a receiver for satellite based navigation systems. Development of the necessary electronics, software and its functionalities are described in details. The navigation data estimation from the unit via extended Kalman filter (EKF) is also presented. For achieving a better navigation data estimation result, calibration techniques for the MEMS sensors are also presented. The performance of the navigation unit is verified with real flight test experiments.





# Obsah

<b>Obsah .....</b>	<b>xi</b>
<b>Seznam zkratk .....</b>	<b>xiii</b>
<b>1 Úvod.....</b>	<b>1</b>
<b>2 Navigace .....</b>	<b>3</b>
2.1 Inerciální navigace .....	3
2.2 GNSS.....	8
2.3 Fúze dat v navigačních systémech .....	10
2.4 Senzory pro navigační systémy.....	12
2.4.1 Akcelerometry .....	12
2.4.2 Senzory úhlové rychlosti a gyroskopy.....	14
2.4.3 Magnetometry .....	15
2.4.4 Senzory absolutního tlaku vzduchu .....	16
2.5 Analýza šumových vlastností senzorů pomocí Allan Variance .....	17
2.6 Sběrnice CAN .....	19
2.6.1 CANaerospace .....	20
<b>3 Realizace navigační jednotky .....</b>	<b>22</b>
3.1 Návrh jednotky.....	22
3.1.1 Hlavní deska .....	24
3.1.2 Senzorická deska.....	28
3.1.3 Komunikace mezi deskami .....	32
3.1.4 Popis software .....	34
3.1.5 Vnější komunikace .....	39
<b>4 Analýza šumu senzorů a jejich kalibrace.....</b>	<b>40</b>
4.1 Šumové vlastnosti senzorů .....	40
4.2 Kalibrace senzorů.....	42
4.2.1 Kalibrace akcelerometru .....	42
4.2.2 Kalibrace senzorů úhlových rychlostí.....	44
<b>5 Zpracování navigačních dat .....</b>	<b>47</b>
5.1 Model systému .....	47
5.2 Fúze dat .....	49
5.2.1 Fúze dat z inerciálních senzorů a GNSS.....	50
5.2.2 Fúze dat z tlakového senzoru.....	51

<b>6</b>	<b>Testování navigační jednotky .....</b>	<b>53</b>
6.1	Testovací platforma .....	53
6.2	Experimentální ověření.....	55
<b>7</b>	<b>Závěr .....</b>	<b>65</b>
	<b>Literatura.....</b>	<b>67</b>
	<b>Přílohy .....</b>	<b>70</b>
A.	Porovnání zvažovaných senzorů úhlové rychlosti .....	70
B.	Porovnání zvažovaných akcelerometrů .....	72
C.	Porovnání zvažovaných magnetometrů.....	74
D.	Porovnání zvažovaných senzorů absolutního tlaku vzduchu .....	75
E.	Obsah příloženého CD .....	76

# Seznam zkratek

AHRS	Attitude and Heading Reference System
API	Application Programming Interface
ATM	Anyone To Many
AVAR	Allan Variance
CAN	Controller Area Network
DMA	Direct Memory Access
DPS	Deska plošných spojů
EKF	Extended Kalman Filter
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
HDOP	Horizontal Dilution of Precision
I2C	Inter-Integrated Circuit
IBL	Inter Board Link
IMU	Inertial Measurement Unit
INS	Inertial Measurement Unit
KF	Kalmanův filtr
LDO	Low Dropout Regulator
MEMS	Micro-Electro-Mechanical Systems
NED	North-East-Down
P2P	Peer To Peer
PDOP	Position Dilution of Precision
SPI	Serial Peripheral Interface

SWD	Serial Wire Debug
TVS	Transient Voltage Suppression
UART	Universal Asynchronous Receiver and Transmitter
VDOP	Vertical Dilution of Precision

# 1 Úvod

V dnešní moderní době je stále větší poptávka po systémech určujících polohu. Tyto systémy běžně nacházíme v mobilních telefonech, automobilech, zemědělských strojích či letadlech. S tím jak klesá cena technologií a zvyšuje se jejich dostupnost, dochází i rapidnímu rozvoji bezpilotních prostředků a dronů. A právě drony se dnes často používají jako nosiče drahocenného nákladu jako například kamer a radarů. Náklad samotný pak nezdědka stojí více než dron samotný. Další skupinou kde jsou navigační systémy potřeba a kde existuje velký tlak na nízkou cenu je oblast ultralehkých letadel. Trend ultralehkého létání je dnes na vzestupu a lidé si tento typ letadel pořízují právě pro jejich nízkou cenu. Se zahušťováním provozu na obloze a cenou nákladu roste i potřeba bezpečně znát polohu bezpilotního prostředku nebo ultralehkého letadla z důvodu vyhnutí se kolizím či přesného sledování cílové zóny.

Levnější navigační řešení dnes výhradně spoléhají na družicové navigační systémy. Tyto systémy fungují na principu přijímání a dekodování navigačního signálu z družic. Bohužel tato skutečnost je jednou z jejich největších slabín, protože se může stát, že signál není dostupný např. v důsledku rušení, častěji pak proto, že je blokován nějakou překážkou (např. budovou nebo terénními překážkami). Druhý zmiňovaný případ však pro letecké aplikace není až tak běžný. Pokud je potřeba zajistit navigaci i při podmínkách kdy není dočasně dostupná družicová navigace, je nutné použít takový systém, který je nezávislý na nedostupnosti signálu. Takovým systémem je inerciální navigační systém (INS).

Inerciální navigační systém se při určování polohy primárně spoléhá na vlastní senzory. Typicky se skládá z inerciální měřicí jednotky tvořené trojicí senzorů úhlové rychlosti a akcelerometrů, a dále výpočetní jednotky. A právě snížení ceny těchto senzorů dnes umožňuje vytvářet relativně levné a dostupné inerciální navigační systémy. Typickými zástupci levných senzorů jsou senzory typu MEMS. Přestože svými parametry zaostávají za špičkovými senzory používanými v dopravních letadlech, pro zajištění inerciální navigace po určitou dobu jsou dostačující. Jejich velkou výhodou je hlavně nízká cena, velikost a hmotnost, které jsou u bezpilotních prostředků klíčové.

Cílem této práce je navrhnout malou, lehkou a relativně levnou navigační jednotku, kterou je možné použít v bezpilotních prostředcích a ultralehkých letadlech. Práce bude

spočívat v návržení a vyrobení hardwaru a zároveň v naprogramování příslušného softwaru. Jednotka bude složena se senzorů typu MEMS a to akcelerometru, senzorů úhlové rychlosti, magnetometru a čidla absolutního tlaku vzduchu. Vše bude doplněno přijímačem GNSS .

Práce je rozdělena do sedmi kapitol. První kapitola obsahuje úvod do problematiky. Druhá je vyhrazena teoretické části práce, popisu fungování inerciální navigace a seznámení s používanými senzory. Třetí kapitola je věnována samotné realizaci navigační jednotky. Obsahuje část jak o hardwarové, tak i softwarové realizaci. Ve čtvrté kapitole jsou popsány šumové vlastnosti inerciálních senzorů a jejich kalibrace. Pátá kapitola popisuje řešení navigačních rovnic a fúzi dat ze senzorů pomocí rozšířeného Kalmanova filtru. Šestá kapitola se věnuje praktickému testování navigační jednotky a jejímu vyhodnocení. Poslední kapitola obsahuje závěr a zhodnocení práce.

## 2 Navigace

### 2.1 Inerciální navigace

Tento druh navigace funguje na principu výpočtu polohových úhlů, rychlosti a pozice. Navigační systém po celou dobu své funkce měří zrychlení a úhlové rychlosti, provádí konverzi do referenčního souřadnicového systému a jejich integrací získává navigační řešení. Integrace zrychlení slouží k získání rychlosti a následnou integrací rychlosti se určuje poloha. Integrace úhlových rychlostí slouží k výpočtu polohových úhlů. Důležitým aspektem při inerciální navigaci je převod měřených veličin do referenční souřadnicové soustavy (pokud v ní nejsou měřeny). Toto se provádí pomocí transformačních matic, které vycházejí z polohových úhlů. Obecně je nutné během navigace kompenzovat i rotaci Země, respektive její projevy jako například Coriolisovu sílu. V praktickém řešení je tento postup ale uplatňován pouze u systémů vybavených velmi přesnými senzory, které jsou schopny tyto projevy zaznamenat. U levnějších systémů je možné tyto kompenzace vynechat, neboť nejsou měřitelné. [1]

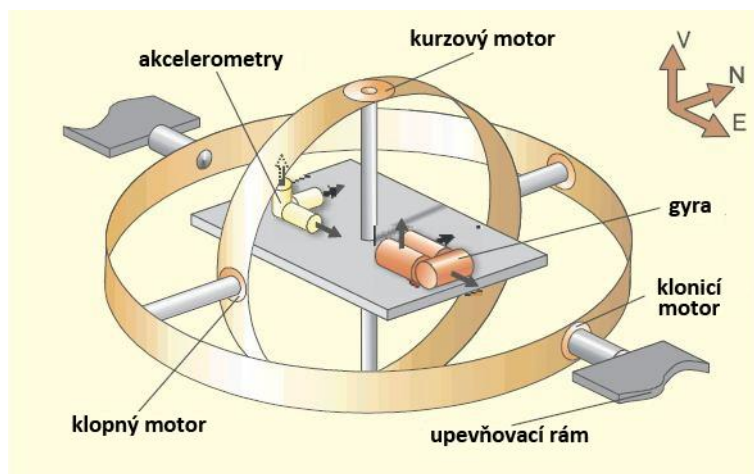
Inerciální systémy se mohou dělit na dvě kategorie podle toho, v jaké souřadnicové soustavě dochází k měření zrychlení a úhlových rychlostí. Těmito kategoriemi jsou

- Systémy s pohyblivou základnou
- Strapdown systémy

#### **Systémy s pohyblivou základnou**

Tyto navigační systémy jsou umístěny na pohyblivé platformě, která po celou dobu fungování udržuje neměnnou polohu vůči referenční soustavě. To znamená, že bez ohledu na pohyb letadla, platforma provádí na základě měření protipohyb a zachovává tak stejnou orientaci. Velkou výhodou těchto systémů je vysoká přesnost. Nevýhodnou je to, že systém obsahuje mechanické části a má vysokou hmotnost. Ukázkou provedení je možné vidět na Obr. 1.

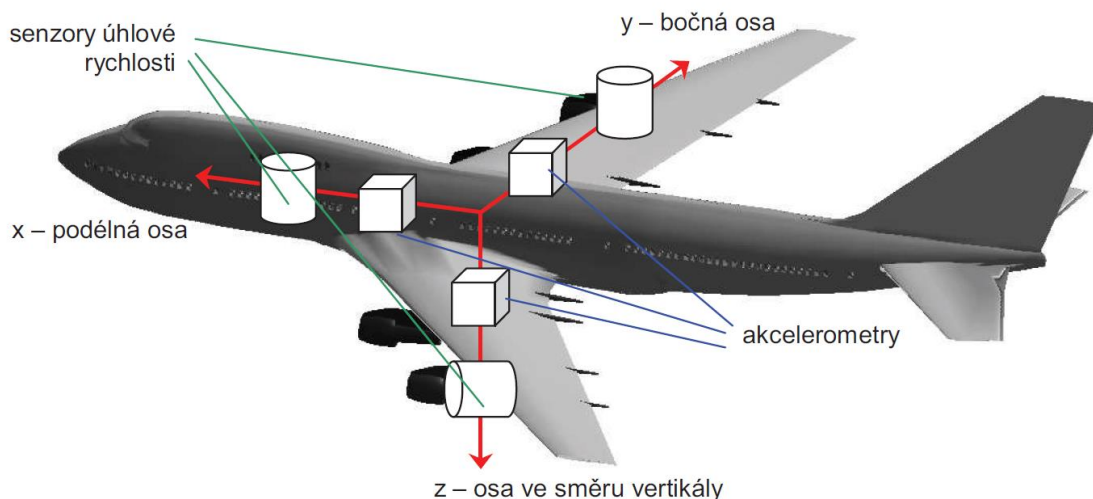




Obr. 1: Inerciální navigační systém s pohyblivou základnou [2].

### Strapdown systémy

Strapdown systémy jsou oproti systémům s pohyblivou základnou pevně spojeny s letadlem, jak to ukazuje Obr. 2. Z toho plyne, že senzory měří v tělesové soustavě (viz oddíl Souřadnicové systémy str. 5), a před zpracováním musí být tato měření převedena do referenční soustavy. Tyto převody souřadnicových systémů jsou sice výpočetně náročné, ale pro moderní mikroprocesory nepředstavují větší problém. Výhodou strapdown systémů je nízká hmotnost, malé rozměry a vyšší spolehlivost v důsledku absence pohyblivých částí.



Obr. 2: Pevné uchycení senzorů strapdown systému na letadle [3].

Strapdown systémy lze dále dělit podle toho jaká data poskytují na svém výstupu, a to na systémy AHRS a INS. Typ poskytovaných dat, je možné vidět v následujícím seznamu.

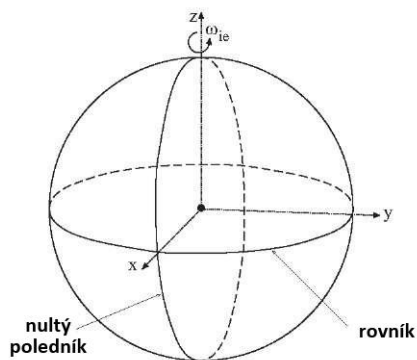
- **AHRS (Attitude and Heading Reference System)**
  - Zrychlení v tělesové soustavě
  - Úhlová rychlost v tělesové soustavě
  - Polohové úhly
- **INS (Inertial Navigation System)**
  - Zrychlení v tělesové soustavě
  - Úhlová rychlost v tělesové soustavě
  - Polohové úhly
  - Rychlost v referenční soustavě
  - Pozice v referenční soustavě

### **Souřadnicové systémy**

Výpočet navigační úlohy je řešen v různých souřadnicových systémech. Mezi nejpoužívanější patří inerciální souřadnicový systém, zemský souřadnicový systém, navigační souřadnicový systém a tělesový souřadnicový systém. Aby bylo možné, vzájemně souřadnicové systémy převádět je nutné, aby byly pravotočivé a ortogonální. Podrobnější informace je možné nalézt v [1].

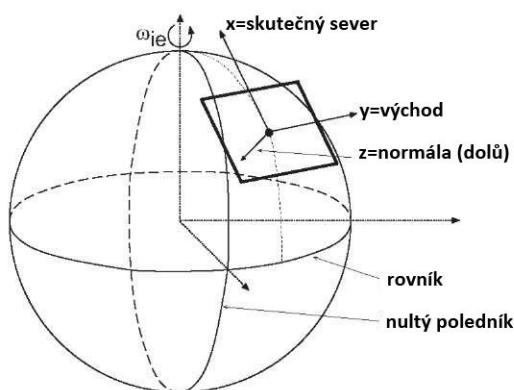
**Inerciální souřadnicový systém (Inertial frame)** – má počátek ve středu Země a jeho osa X je pevně fixována souhvězdím Berana. Osa Z, je totožná se zemskou osou a osa Y dotváří ortogonální pravotočivý systém.

**Zemský souřadnicový systém (Earth Centered Earth Fixed frame)** – má stejně jako inerciální počátek ve středu Země a osu Z totožnou se zemskou. Zemský souřadnicový systém však rotuje se Zemí. Osa X prochází průsečíkem rovníku a Greenwichského poledníku a osa Y je definována tak, aby s osami X a Z tvořila ortogonální pravotočivý systém. Zemská souřadnicová soustava je zobrazena na Obr. 3.



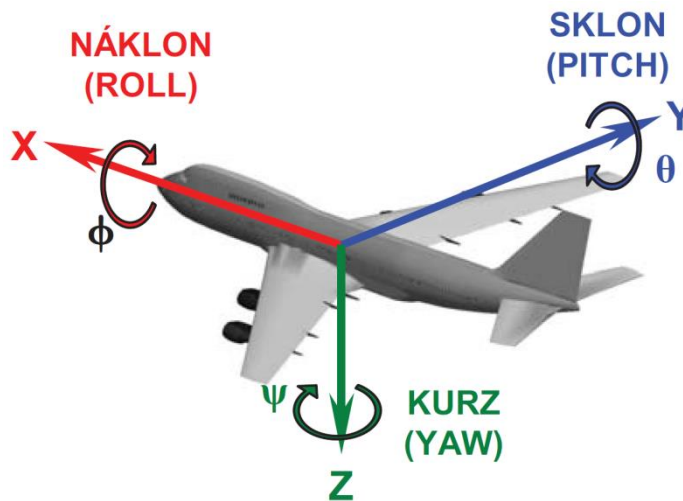
Obr. 3: Zemský souřadnicový systém (ECEF) [4].

**Navigační souřadnicový systém (Navigation frame)** – na rozdíl od předchozích systémů je tento systém lokální. Počátek systému není pevný a nachází se na pozici navigačního systému. Nejčastěji se používá soustava NED (North-East-Down). V ní osa X směřuje k severu, Y k východu a Z kolmo k X a Y, směrem do středu Země. Někdy se také používá soustava ENU (East-North-Up), ve které osa Z míří kolmo od středu Země. Soustava NED je zobrazena na Obr. 4.



Obr. 4: Navigační souřadnicový systém NED [5].

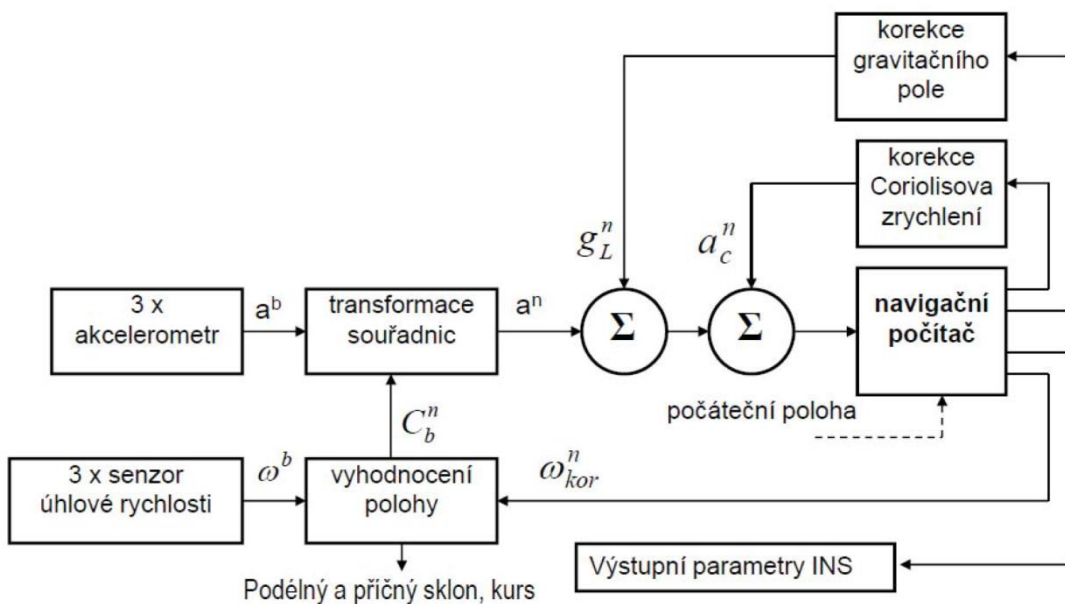
**Tělesový souřadnicový systém (Body frame)** – je pevně spojen s letadlem (odtud se také někdy nazývá letadlový), a tudíž se pohybuje a rotuje spolu s ním. Počátek se obvykle umísťuje do těžiště letadla. Osa X směřuje podélně k nosu letadla, osa Y směřuje příčně z pravého křídla a osa Z směřuje dolů, jak je zobrazeno na Obr. 5. Tělesový souřadnicový systém je definován ve dvou variantách. Novější ISO a starší GOST, který se již nepoužívá. Úhly, které svírá tělesová soustava vůči referenční, se nazývají náklon (roll), sklon (pitch) a kurz (yaw), označují se řeckými písmeny  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$  a souhrnně se nazývají polohové nebo Eulerovy úhly.



Obr. 5: Tělesová (letadlová) souřadnicová soustava [3].

### Základy fungování strapdown navigačního systému

Strapdown navigační systém používá pro výpočet polohy, pozice a rychlosti, data ze tří akcelerometrů a tří senzorů úhlových rychlostí. Úhlová rychlost slouží pro výpočet polohových úhlů ( $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ ). Specifickou sílu, která je měřena v tělesové soustavě, je nutné před dalším zpracováním transformovat do referenční soustavy. Zrychlení v referenční soustavě je dále nutné kompenzovat o gravitační zrychlení a případně Coriolisovo zrychlení (pokud senzory nemají dostatečné rozlišení, je možné tento krok vynechat). Následnou integrací je možné získat rychlost a druhou integrací i polohu. Schéma strapdown systému je na Obr. 6.



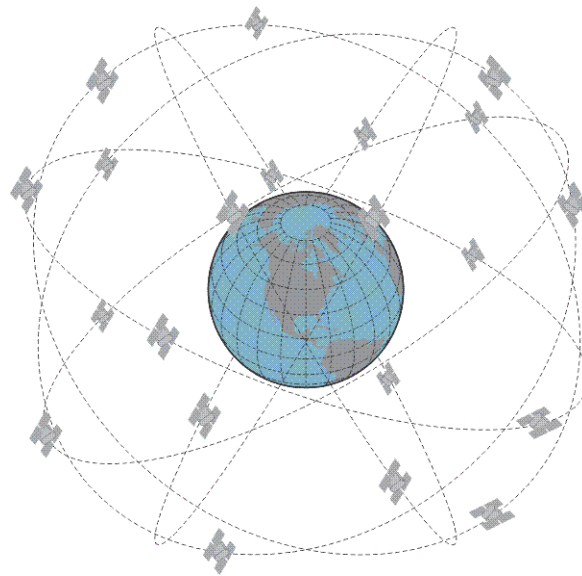
Obr. 6: Schéma navigačního strapdown systému [3].

## 2.2 GNSS

Družicové navigační systémy dnes představují nejjednodušší volbu pro získání relativně přesné informace o pozici, rychlosti a dalších veličinách. V současné době existují dva dominantní systémy, které jsou využívány nejčastěji. Jedná se o systém GPS spravovaný armádou Spojených států a GLONASS patřící ruské armádě. Mezi další systémy patří čínský BeiDou a evropský Galileo. Oba předchozí systémy však zatím nedosahují plných operačních parametrů. Družicové navigační systémy se skládají ze tří segmentů. Kosmický segment, kontrolní segment a uživatelský segment.

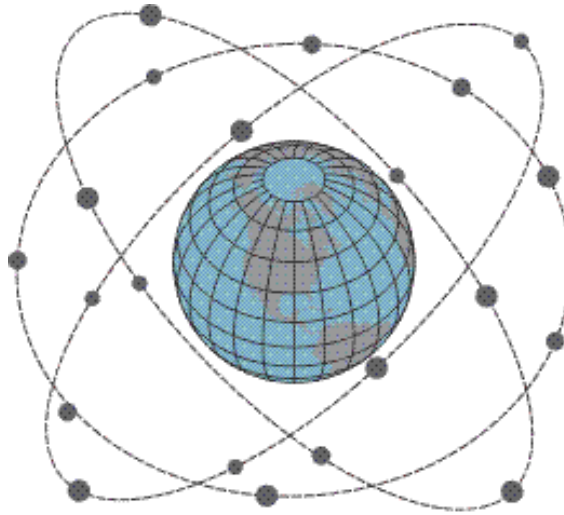
### Kosmický segment

V případě GPS je kosmický segment v plné konfiguraci tvořen 24 družicemi (aktuálně 31) umístěnými na 6 drahách se sklonem  $55^\circ$  a vzájemným posunutím o  $60^\circ$ . Oběžné dráhy se nacházejí 20200 km nad povrchem Země s dobou oběhu 11 h 58 m [6]. Znárodnění oběžných drah je možné vidět na Obr. 7.



Obr. 7: Orbitální dráhy systému GPS [7].

Kosmický segment systému GLONASS tvoří taktéž 24 družic ovšem umístěných na 3 drahách se sklonem  $65^\circ$  a vzájemným posunutím o  $120^\circ$ . Oběžné dráhy se nacházejí 19100 km nad povrchem Země s dobou oběhu 11 h 15 m [8]. Znárodnění drah je možné vidět na Obr. 8



Obr. 8: Orbitální dráhy systému GLONASS [9]

### **Kontrolní segment**

Kontrolní segment družicových systémů má za úkol kontrolovat stav družicového systému a monitorovat možné potíže. Pro systém GPS se skládá z velitelství, řídicího střediska, tří povelových stanic a 18 monitorovacích stanic [6]. U systému GLONASS se kontrolní segment skládá z řídicího střediska, 3 rozšířených stanic, 5 povelových stanic a 10 monitorovacích stanic [8].

### **Uživatelský segment**

Uživatelský segment se skládá z přijímačů družicových systémů. Jde tedy o koncové zařízení, ať už navigace v automobilu, nebo modul družicové navigace, který slouží jako součást navigačního systému letadla. Moderní přijímače dokáží přijímat a kombinovat více družicových systémů, čímž je k dispozici více viditelných družic a to umožňuje spolehlivější a přesnější určení polohy.

### **Zdroje chyb družicových systémů**

Družicové systémy vykazují několik druhů chyb, které ovlivňují přesnost zjištění polohy. Chyby můžeme rozdělit podle segmentu, ve kterém vznikají [10]:

- Kosmický segment
  - Stabilita hodin družice
  - Stabilita polohy družice na oběžné dráze
- Řídicí segment
  - Chyba modelu predikce efemerid

- Uživatelský segment
  - Ionosférická refrakce
  - Troposférická refrakce
  - Vícecestné šíření signálu
  - Chyba přijímače

## 2.3 Fúze dat v navigačních systémech

Fúze dat je mechanismus, kdy dochází ke sloučení dat z různých senzorů či systémů pracujících na jiném principu, ale poskytující stejnou informaci. Sloučením několika informací do jedné dojde ke zvýšení celkové přesnosti výsledné informace a snížení nejistoty.

Informace poskytované inerciálními navigačními systémy časem degradují, to je způsobeno integrací drobných chyb pocházejících například ze senzorů. Bez kompenzace by výsledná chyba narůstala bez limitu. Z tohoto důvodu je nutné provádět fúzi dat z inerciálních senzorů s jiným, nezávislým zdrojem dat. Takovýmto zdrojem může být GNSS přijímač, magnetometr či barometrický výškoměr. Přijímačem GNSS je například možné korigovat pozici, rychlost a další veličiny. Magnetometr je vhodný pro korekci kurzu a barometrický výškoměr může společně s GNSS přijímačem korigovat výšku, která je jinak závislá jen na údajích z akcelerometrů.

### Základy Kalmanovi filtrace

Jedna z častých metod, kterou se data kombinují, bývá Kalmanův filtr (KF). Jde o adaptivní filtr, který vyžaduje znalost modelu systému. Samotný Kalmanův filtr je pozorovatel stavu a na základě modelu, v kombinaci s měřením výstupů, dokáže odhadnout stav modelu. KF funguje jako rekurzivní algoritmus, který se pokouší minimalizovat střední kvadratickou chybu odhadu stavu.

Diskrétní lineární model systému je možné popsat rovnicemi:

$$x_k = Fx_{k-1} + Bu_{k-1} + w_{k-1} \quad (1)$$

$$z_k = Hx_k + v_k \quad (2)$$

kde  $F, B, H$  jsou matice systému

$x_k$  je stavový vektor,

$u_k$  je vstupní vektor,

$z_k$  je výstupní vektor,

$w_k$  je šum procesu,

$v_k$  je šum měření,

$k$  je časový krok

Šum procesu  $w_k$  a šum měření  $v_k$  jsou nekorelované bílé šумы s kovariančními maticemi  $Q_k$  a  $R_k$  a platí [11]:

$$w_k \sim N(0, Q_k) \quad (3)$$

$$v_k \sim N(0, R_k) \quad (4)$$

$$E[w_k w_i^T] \begin{cases} Q_k & i = k \\ 0 & i \neq k \end{cases} \quad (5)$$

$$E[v_k v_i^T] \begin{cases} R_k & i = k \\ 0 & i \neq k \end{cases} \quad (6)$$

$$E[w_k v_i^T] = 0 \quad (7)$$

Samotný algoritmus Kalmanova filtru se skládá ze dvou kroků, které se cyklicky opakují. Nazývají se časový krok (časová aktualizace) a datový krok (datová aktualizace).

V prvním kroku, časovém, dojde k odhadnutí stavového vektoru  $\hat{x}_k^-$  a kovarianční matice  $P_k^-$ . Tento krok vyjadřují následující dvě rovnice:

$$\hat{x}_k^- = F_{k-1} \hat{x}_{k-1} + B_{k-1} u_{k-1} \quad (8)$$

$$P_k^- = F_{k-1} P_{k-1} F_{k-1}^T + Q_{k-1} \quad (9)$$

kde  $\hat{x}_{k-1}$  je a posteriorní odhad stavového vektoru v čase  $k - 1$ ,

$\hat{x}_k^-$  je a priori odhad stavového vektoru v čase  $k$ ,

$P_{k-1}$  je a posteriorní odhad kovarianční matice v čase  $k - 1$ ,

$P_k^-$  je a priori odhad kovarianční matice v čase  $k$

Druhým krokem algoritmu je korekce odhadnutého stavu  $\hat{x}_k^-$  na základě změřených dat a aktualizace kovarianční matice  $P_k^-$ . Tento krok popisují rovnice:

$$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \quad (10)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (z_k - H_k \hat{x}_k^-) \quad (11)$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k^- \quad (12)$$

kde  $K_k$  je Kalmanovo zesílení,

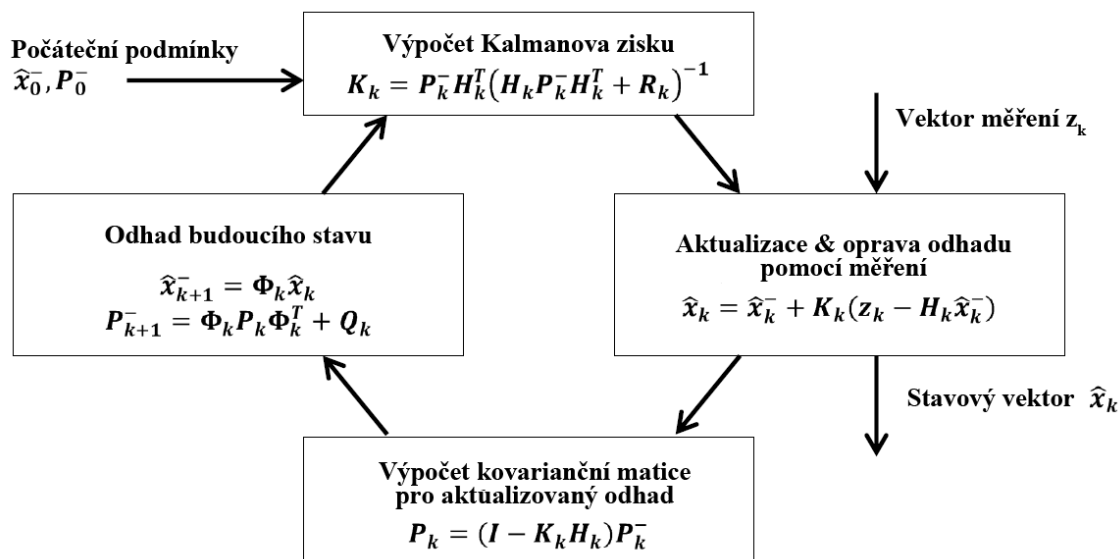


$\hat{x}_k$  je a posteriorní odhad stavového vektoru v čase  $k$ ,

$P_k$  je a posteriorní kovarianční matice v čase  $k$

Matice  $K_k$  určuje, jak moc nová informace získaná z naměřených dat, ovlivní stávající stav. Člen  $(z_k - H_k \hat{x}_k^-)$  z rovnice (11) se nazývá inovace a představuje rozdíl mezi odhadem vektoru měření a skutečně naměřenými daty.

Blokové schéma Kalmanova filtru je možné vidět na Obr. 9. Z obrázku je také patrné, že algoritmus potřebuje znát počáteční podmínky pro odhad stavu  $\hat{x}_0^-$  a kovarianční matici  $\hat{P}_0^-$ . Rychlost konvergence Kalmanova filtru ke správnému odhadu, mimo jiné závisí i na tom, jak přesně jsou počáteční podmínky zvoleny.



Obr. 9: Blokové schéma algoritmu Kalmanova filtru [11].

Podrobnější informace o Kalmanovu filtru a také rozšířeném Kalmanovu filtru jsou dostupné v [12] a [1].

## 2.4 Senzory pro navigační systémy

### 2.4.1 Akcelerometry

Akcelerometr je senzor měřící specifickou sílu/zrychlení. V praxi se používá několik druhů, které se liší způsobem měření a oblastí použití. Mezi nejběžnější typy akcelerometrů patří servo akcelerometry, vibrační akcelerometry s křemenným vláknem, piezoelektrické akcelerometry, tenzometrické akcelerometry a kapacitní akcelerometry.

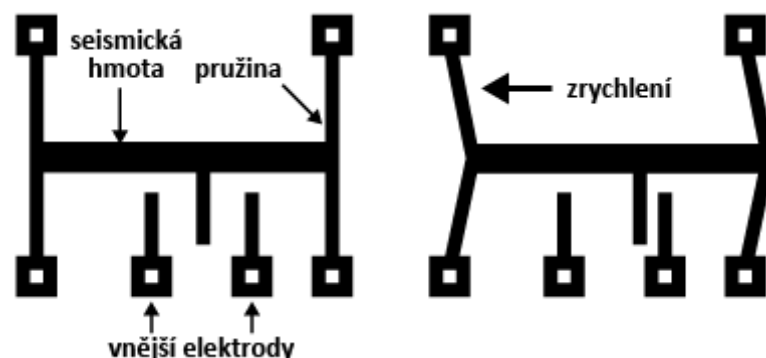
Pro inerciální navigační systémy je důležité, aby akcelerometr dokázal měřit již od 0Hz. Z tohoto důvodu se v navigaci nepoužívá piezoelektrický akcelerometr, který je určen spíše pro měření vibrací a jeho doporučený frekvenční rozsah začíná od 1000 Hz [13].

Mezi nejpřesnější typy akcelerometrů patří mechanické servo akcelerometry se zpětnou vazbou a dále vibrační akcelerometry s křemenným vláknem. Příklad druhého jmenovaného je na Obr. 10.

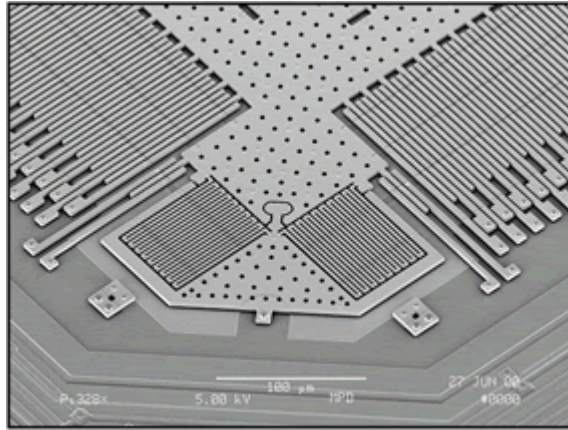


Obr. 10: Quart akcelerometr INN-204.

S rozvojem technologie, patří v dnešní době k nejpoužívanějším typům akcelerometrů ty, vyrobené technologií MEMS. Ty obsahují seismickou hmotu, jejíž pohyb je snímán změnou odporu nebo častěji změnou kapacity. U kapacitního způsobu měření je seismická hmota ukotvena k substrátu na pružných závěsech. Zrychlení se detekuje diferenčním kondenzátorem, jehož vnitřní elektroda je spojena se seismickou hmotou a vnější elektrody se substrátem jako na Obr. 11. Pro zvýšení citlivosti se kondenzátory řadí paralelně, takže elektrody mají hřebenový tvar viz Obr. 12.



Obr. 11: Princip snímání zrychlení v kapacitním MEMS akcelerometru [14].



Obr. 12: Fotografie MEMS struktury zobrazující hřebenové elektrody [15].

#### 2.4.2 Senzory úhlové rychlosti a gyroskopy

Senzory úhlových rychlostí a gyroskopy měří úhlovou rychlost vzhledem k inerciálnímu prostoru a to v ose citlivosti senzoru. Nejběžnější typy jsou: laserové gyroskopy s pevnou základnou (Ring Laser Gyro - RLG), gyroskopy s optickým vláknem (Fibre Optic Gyro - FOG) a vibrační senzory úhlové rychlosti.

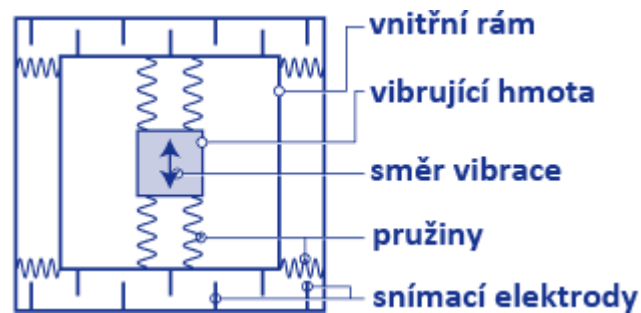
Nejpřesnější z výše jmenovaných, bývají laserové gyroskopy RLG, které se používají v navigačních systémech dopravních letadel. Cena těchto senzorů je však v miliónech korun a jejich použití je tedy omezené na aplikace, kde je přesnost a kvalita kritická a cena není rozhodující. Příklad jak RLG gyroskopu je možné vidět na Obr. 13.



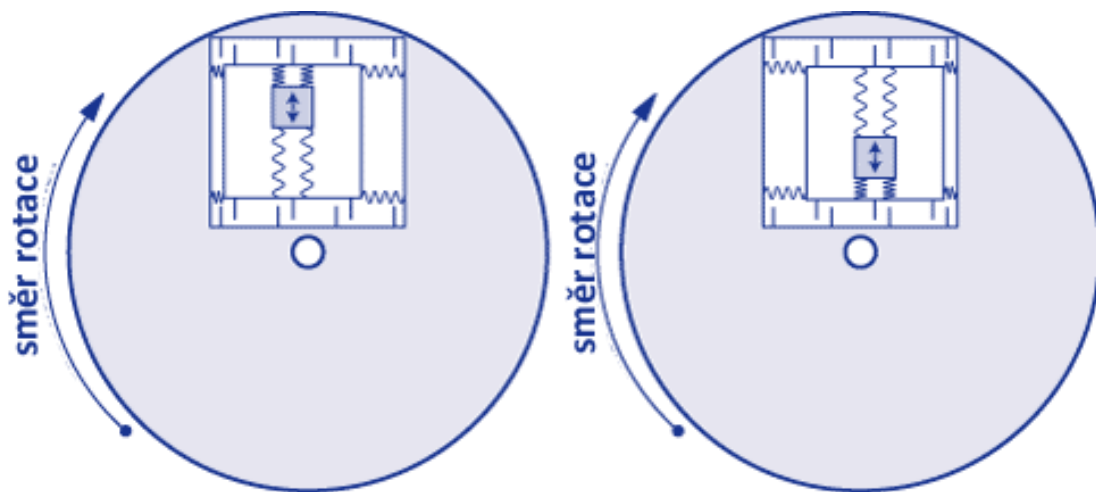
Obr. 13: Ring Laser Gyro [16].

Gyroskopy s optickým vláknem FOG jsou levnější a méně přesnou variantou optických gyroskopů a využívají se u středně drahých navigačních systémů. Poslední ze

zmiňovaných senzorů, a to vibrační senzory úhlové rychlosti, pracují na principu snímání Coriolisovy síly na vibrujícím elementu. Ta vzniká v případě, že na vibrující element začne působit vnější úhlová rychlost, která je kolmá k jeho pohybu. Coriolisova síla pak způsobí vychýlení snímacího elementu. Tento pohyb je možný vidět na Obr. 15 jako pohyb vnitřní struktury doprava či doleva. V případě kapacitního snímání je tento pohyb zaznamenán diferenčními hřebenovými kondenzátory (podobnými jako u kapacitních MEMS akcelerometrů), demodulován a převeden na úhlovou rychlost. Uspořádání vibračního senzoru úhlové rychlosti s kapacitním snímáním je zobrazeno na Obr. 14.



Obr. 14: Mechanické uspořádání MEMS senzoru úhlové rychlosti s kapacitním snímáním [17].



Obr. 15: Znázornění pohybu vibrujícího elementu při nenulové úhlové rychlosti [17].

### 2.4.3 Magnetometry

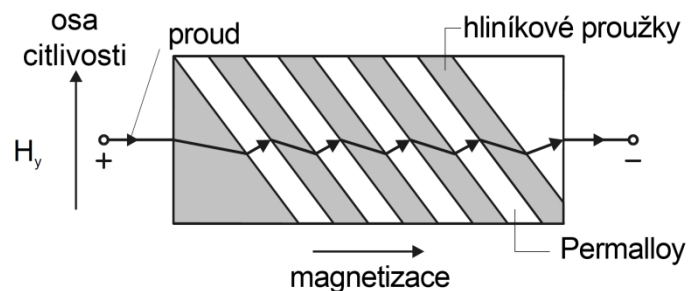
Magnetometr je senzor měřící magnetickou indukci. V AHRS jednotkách se tříosý magnetometr často využívá pro měření magnetického pole Země, za účelem určení magnetického severu. Jedny z nejběžnějších typů magnetometrů, které se používají v AHRS systémech jsou fluxgate magnetometr a AMR (Anisotropic Magnetoresistance) magnetometr.

Fluxgate magnetometry patří do kategorie kvalitnějších senzorů. Dosahují poměrně vysokého rozlišení na úrovni 100 pT [13]. To sice teoreticky umožňuje velmi přesné určení severu, v praxi však do hry vstupují rušivé vlivy, které mnohdy neumožňují využít plného potenciálu senzoru. Příklad tříosého fluxgate magnetometru je na Obr. 16.



Obr. 16: Magnetometr s fluxgate senzory WFG-130 [18].

Senzory využívající technologii AMR obsahují materiál, který mění svůj odpor v závislosti na velikosti magnetického pole. Snímací magnetorezistivní element je v senzoru magnetován procházejícím proudem. Pokud na senzor začne působit vnější magnetické pole ve směru kolmém k magnetování (směru procházejícího proudu), dojde ke změně odporu elementu. Struktura snímacího elementu je zobrazena na Obr. 17. Pro detekci změny odporu, se používá čtyř magnetorezistivních elementů zapojených do Wheatstonova můstku.



Obr. 17: Magnetorezistivní snímací element [13]

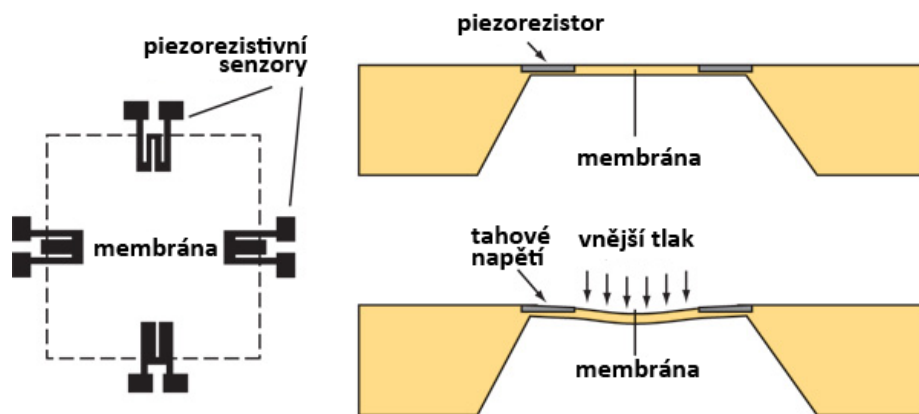
#### 2.4.4 Senzory absolutního tlaku vzduchu

Senzory absolutního tlaku vzduchu měří tlak vzduchu vztahovaný vůči vakuu. Mezi takové senzory patří senzor s rezonančním válcem a membránový senzor s piezorezistivními snímači.

Senzory s rezonančním válcem se běžně používají v letadlech pro měření výšky letu. Tyto senzory obsahují element (rezonanční válec), který je elektromagnetickým

buzením rozvibrován a pomocí detekčních cívek zpětně měřen. Frekvence změřených vibrací je pak přímo úměrná tlaku vzduch.

Membránové piezorezistivní tlakové senzory patří dnes mezi nejpoužívanější tlakové senzory v nízkonákladových řešeních. Obsahují křemennou membránu s piezorezistivními snímači. Tato membrána překrývá vakuovanou komůrku a z opačné strany je k membráně přiveden statický tlak. Vlivem změny statického tlaku dochází k deformaci membrány a tím i ke změně odporu piezorezistivních snímačů. Snímače jsou obvykle zapojeny do Wheatstonova můstku, přes který jsou změny v odporu převedeny na změny napětí. Provedení membránového piezorezistivního snímače tlaku zobrazuje Obr. 18.



Obr. 18: Průřez membránovým piezorezistivním senzorem absolutního tlaku vzduchu a rozmístění piezorezistorů [19]

## 2.5 Analýza šumových vlastností senzorů pomocí Allan Variance

Analýza Allan Variance (AVAR) je jednou ze základních metod pro určení šumových parametrů senzorů. V inerciálních senzorech se nejčastěji setkáváme s pěti typy šumu, které se nazývají kvantizační šum (quantization noise), náhodná procházka (angular/velocity random walk), nestabilita biasu (bias instability), náhodná procházka v úhlové rychlosti/zrychlení (rate/acceleration random walk) a rampa (rate ramp) [20]. AVAR funguje v časové oblasti a analyzuje dlouhé úseky dat (k analýze je potřeba až několikahodinových záznamů). Data, nad kterými je analýza prováděna, musí být statická. AVAR analýza dat probíhá po časových úsecích různé délky a v každém úseku je určena střední hodnota. AVAR analýzu je možné popsat rovnicí:

$$AVAR^2(\tau) = \frac{1}{2(M-1)} \sum_{i=1}^{M-1} (y_{i+1} - y_i)^2 \quad (13)$$

$$\tau = m * T_s \quad (14)$$

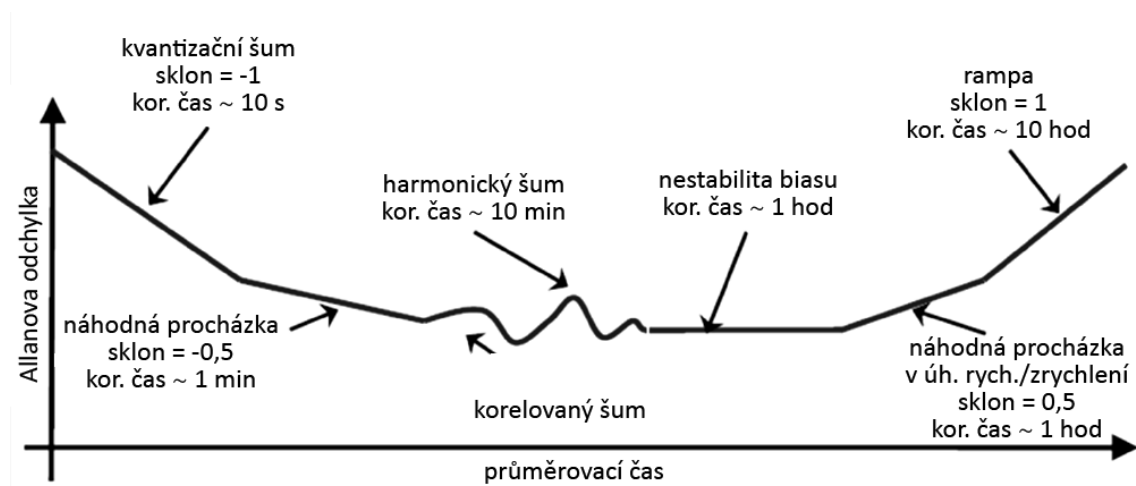
kde  $M$  je celkový počet časových intervalů délky  $\tau$ ,  
 $y_i$  je střední hodnota signálu v časovém intervalu  $i$ ,  
 $\tau$  je velikost časového intervalu,  
 $m$  je počet vzorků v časovém intervalu,  
 $T_s$  je vzorkovací perioda signálu

V případě krátkých intervalů  $\tau$  je pro výpočet použito větší množství úseků, což snižuje chybu, v případě dlouhých intervalů  $\tau$  se jejich počet snižuje a spolu s tím roste chyba [20]. Pro zjištění chyby AVAR analýzy platí rovnice:

$$\delta_{AVAR}(\tau) = \frac{1}{\sqrt{2\left(\frac{N}{m} - 1\right)}} \quad (15)$$

kde  $N$  je celkový počet vzorků

Výsledek AVAR analýzy se vykresluje do log-log grafu, jehož příklad je zobrazen na Obr. 19: Typický průběh AVAR. Na tomto grafu je možné rozpoznat jednotlivé typy šumu vyjmenované výše. Jejich charakteristické vlastnosti tzn. sklon v AVAR grafu či hodnotu koeficientu, ze kterého je možné spočítat výkonovou spektrální hustotu popisuje Tab. 1. Další informace je možné nalézt v [20] a [21].



Obr. 19: Typický průběh AVAR [21].

Tab. 1: Jednotlivé typy šumů a jejich parametry [22].

typ šumu	zkratka	sklon v grafu	hodnoty koeficientu
Kvantizační šum	Q	-1	$Q = \sigma(\sqrt{3})$
Náhodná procházka	ARW	-1/2	$N = \sigma(1)$
Nestabilita biasu	BIN	0	$B = \sigma_{min}/0,664$
Náhodná procházka v úhlové rychlosti/zrychlení	RRW	+1/2	$K = \sigma(3)$
Rampa	RR	+1	$R = \sigma(\sqrt{2})$

Jednotlivé typy šumu které můžeme v AVAR pozorovat, jsou nekorelované. To znamená, že celkový rozptyl je součet rozptylů jednotlivých šumů [20]. A platí tedy

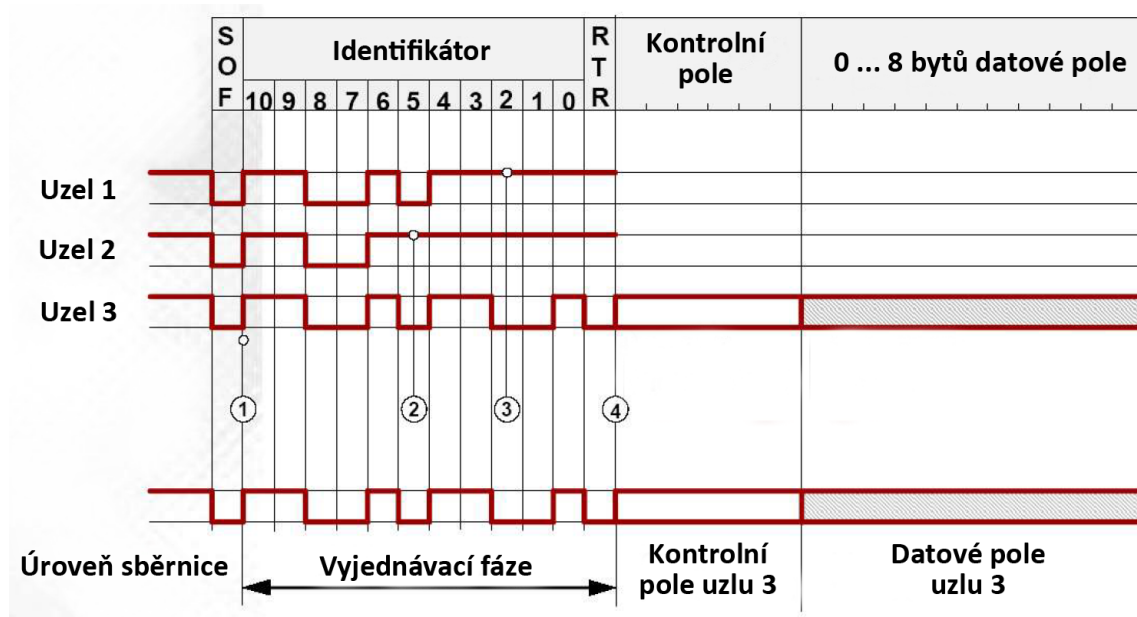
$$\sigma_{celkem}^2 = \sigma_Q^2 + \sigma_{ARW}^2 + \sigma_{BIN}^2 + \sigma_{RRW}^2 + \sigma_{RR}^2 \quad (16)$$

## 2.6 Sběrnice CAN

Komunikační sběrnice CAN je průmyslový standard vyvinutý firmou Bosch. Sběrnice přenáší data diferenciálně po páru vodičů a to až rychlostí 1 Mb/s. Komunikace po sběrnici je založena na zprávách o délce 125 bitů (8000 zpráv/s při přenosové rychlosti 1 Mb/s). Každá zpráva může obsahovat až 8 datových bytů. Velkou výhodou sběrnice CAN je implicitní prioritizace zpráv, bez možnosti kolizí.

Každá zpráva, která se po sběrnici vysílá, musí obsahovat identifikátor, který zároveň slouží pro určení priority zprávy. Nižší číslo identifikátoru znamená vyšší prioritu. To souvisí s tím, jaké stavy se mohou na sběrnici vyskytovat. CAN pracuje se dvěma stavy, které se nazývají recesivní a dominantní. Dominantní stav odpovídá hodnotě 0 a recesivní hodnotě 1. Při vysílání více uzlů současně pak na sběrnici dochází k součinu těchto stavů. Pokud tedy vysílají současně dva uzly, uzel, který vysílá 0 (dominantní stav) přebije uzel, který vysílá 1 (recesivní stav). To je možné vidět na Obr. 20, tyto případy jsou označeny číslem 2 a 3. Všechny uzly mají povinnost poslouchat komunikaci na sběrnici, včetně vlastní a v případě, že odposlechnou něco jiného, než odeslaly, odmlčí se. Tento mechanismus zajišťuje, že zpráva s vyšší prioritou bude odeslána jako první, protože nižší číslo identifikátoru znamená vysílání 0 tedy dominantního stavu.





Obr. 20: Řešení kolizí na sběrnici CAN [23]

Fyzická realizace sběrnice CAN se většinou skládá z kroucené dvojlinky, která je na obou koncích zakončena 120Ω rezistory. Jednotlivé uzly se na sběrnici připojují přes budič CAN, který fyzicky odděluje procesor od sběrnice.

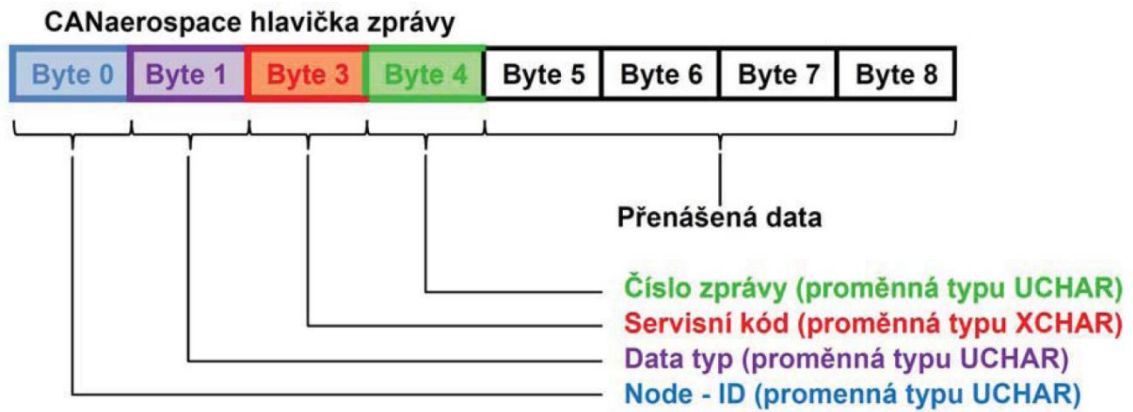
### 2.6.1 CANaerospace

Samotná sběrnice CAN definuje pouze linkovou vrstvu. V letectví je však nutné zajistit standardizaci přenosu dat i na vyšších vrstvách modelu ISO/OSI, čímž standardní specifikace CAN nedisponuje. Proto vznikl protokol CANaerospace za kterým stojí firma Stock Flight Systems. Tato specifikace definuje i zbývající vrstvy ISO/OSI a řeší komunikaci která je přímo specifická pro letectví.

CANaerospace rozdíl od standardu CAN obsahuje následující:

- Mechanismus pro zjištění ztráty zprávy
- Adresace uzlů
- Komunikace P2P (Peer To Peer) nebo ATM (Anyone To Many)
- Defínice standardních identifikátorů zpráv
- Rozdělení zpráv do skupin podle priority
- Časový rozvrh vysílání
- Defínice fyzických konektorů

Struktura zprávy podle CANaerospace definuje hlavičku která je dlouhá 4 B, po níž následují 1-4 datové byty ve formátu Big endian. Význam jednotlivých bytů v hlavičce je možné vidět na Obr. 21.



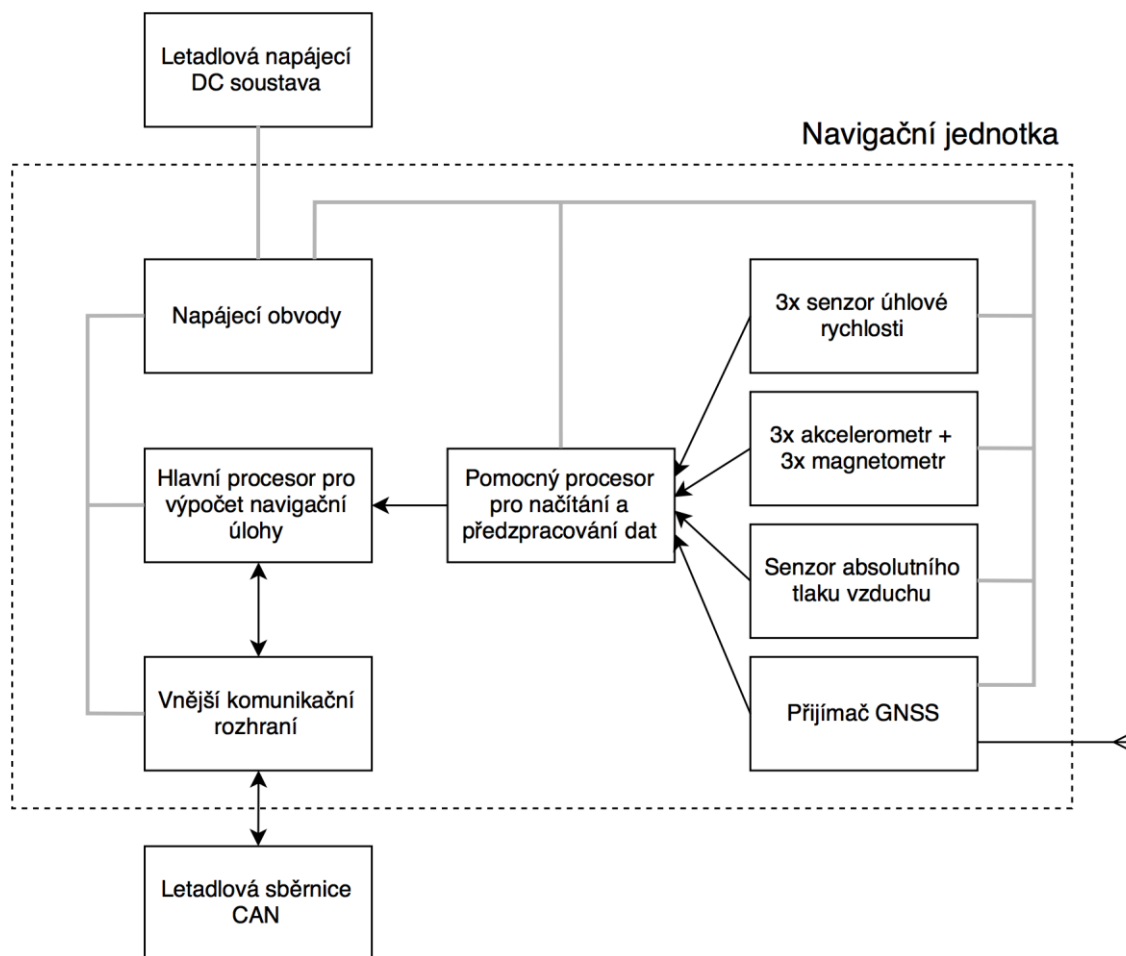
Obr. 21: Formát zprávy CANaerospace [24]

Pole Node ID identifikuje vysílací uzel, pokud se zpráva vysílá jako ATM. V případě komunikace P2P toto pole slouží pro identifikaci adresáta zprávy. Pole Data type, jak již název napovídá, určuje datový typ přenášených dat. Seznam všech datových typů je možné dohledat ve specifikaci protokolu [25]. Třetí pole, tedy servisní kód, se používá ve zprávách pro přenos servisních dat. Pro normální data je nastaven na 0. Poslední pole obsahuje číslo od 0 do 255, které se po odeslání každé zprávy inkrementuje. To zajišťuje možnost sledování výpadků zpráv. Podrobnější popis protokolu je možné nalézt ve specifikaci [25].

### 3 Realizace navigační jednotky

#### 3.1 Návrh jednotky

Navrhovaná navigační jednotka se skládá z několika bloků, kterými jsou: trojice senzorů úhlové rychlosti, tříosý akcelerometr s magnetometrem, senzor absolutního tlaku vzduchu, přijímač družicové navigace, hlavní a pomocný procesor a komunikační obvody a napájecí obvody. Schéma navigační jednotky je možné vidět na Obr. 22. Zrealizovaná jednotka je zobrazena na Obr. 23.



Obr. 22: Základní schéma navrhované navigační jednotky



Obr. 23: Pohled dovnitř zrealizované navigační jednotky

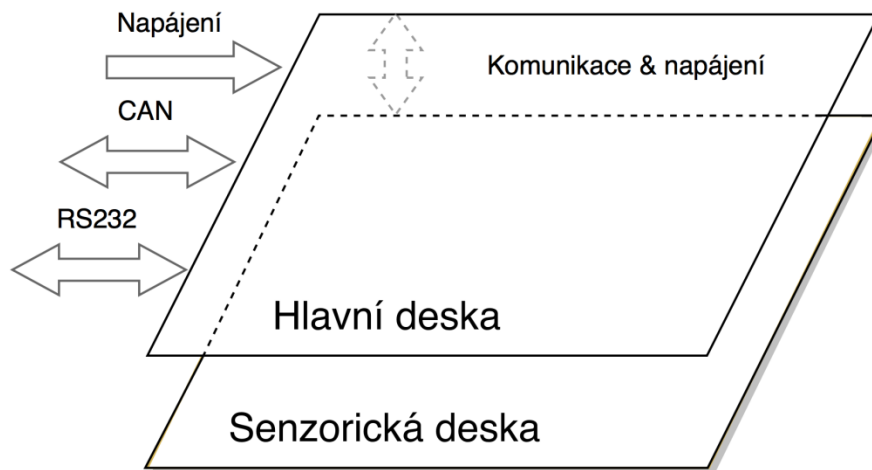
Tato jednotka byla koncipována s ohledem pro použití v bezpilotních prostředcích a ultralehkých letounech, což vyžaduje minimalizaci hmotnosti, velikosti a ceny. Z těchto důvodů byly pro jednotku vybrány senzory vyrobené technologií MEMS, které vyhovují výše zmíněným kritériím. Podrobnější informace o použitých senzorech jsou rozebrány v kapitole 3.1.2. Pro korekci inerciálních sensorů byl použit přijímač družicové navigace, umožňující současný příjem signálů z GPS a GLONASS doplněný senzorem absolutního tlaku vzduchu.

Jednotka dále obsahuje dvojici procesorů. Tento přístup byl zvolen z důvodu rozdělení celkové výpočetní náročnosti. Jeden z procesorů slouží k načítání dat ze sensorů a přijímače GNSS a předzpracování těchto dat. Druhý procesor je pak určen pro výpočet navigační úlohy a zprostředkování dat letadlovým systémům.

Komunikační rozhraní tvoří sběrnice CAN a RS-232. Rozhraní CAN je určeno pro poskytování navigačních dat letadlu. Rozhraní RS-232 je servisní rozhraní a umožňuje kontrolu fungování navigační jednotky. Oddělení procesoru a vnějších komunikačních rozhraní zajišťují příslušné budiče.

Poslední součástí navigační jednotky jsou napájecí obvody. Vstupní obvody zajišťují snížení napájecího napětí ze stejnosměrné letadlové napájecí soustavy a pomocné obvody pak toto výstupní napětí ještě dále snižují a stabilizují.

Z důvodu minimalizace velikosti byla jednotka rozdělena na dvě části (dva plošné spoje), které jsou umístěny nad sebou viz Obr. 24. Funkce horní a spodní desky jsou logicky odděleny.



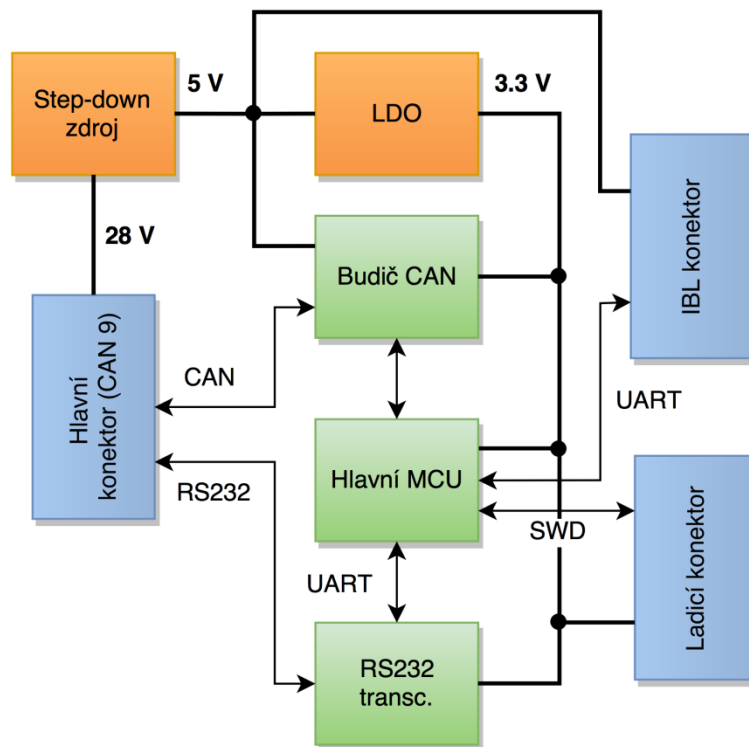
Obr. 24: Fyzická koncepce navigační jednotky

Hlavní deska (umístěná nvrchu) obsahuje hlavní procesor spolu s napájecími a komunikačními obvody. Senzorická deska (umístěná vespod) obsahuje akcelerometry, senzory úhlové rychlosti, magnetometr, senzor absolutního tlaku vzduchu, GNSS přijímač a pomocný procesor. Obě desky jsou navzájem propojeny. Hlavní deska poskytuje napájení sensorové desce a ta naopak hlavní desce poskytuje data ze senzorů a GNSS přijímače.

Pro návrh schématu zapojení a pro vytvoření plošného spoje byl použit program EAGLE od firmy CadSoft. Software pro obě desky byl napsán v jazyce C. Jako vývojové prostředí byl nejprve zvolen program Em::Blocks. V průběhu vývoje však došlo k ukončení jeho podpory a proto byly další práce na softwaru převedeny do programu EmBitz, který je přímým pokračovatelem Em::Blocks.

### 3.1.1 Hlavní deska

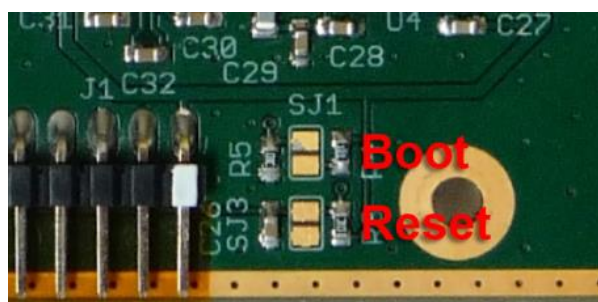
Hlavní deska v navigační jednotce zajišťuje výpočet navigačních dat, napájení sebe sama a sensorové desky a také komunikaci se systémy letadla i s jinými zařízeními (např. servisní počítač). Blokové schéma je zobrazeno na Obr. 25.



Obr. 25: Blokové schéma hlavní desky

Jako hlavní procesor byl zvolen typ STM32F405RG (STMicroelectronics). Jedná se o 32 bitový ARM procesor s jádrem Cortex M4 a podporující výpočty s plovoucí řádovou čárkou. Tento typ procesoru je vhodný kvůli vysokému výpočetnímu výkonu, velikosti paměti, množství dostupných periferií a malým fyzickým rozměrům.

Hlavní deska byla navržena tak, aby bylo možné aktualizovat firmware procesoru buď pomocí ladičího rozhraní (SWD) anebo pomocí rozhraní RS-232 vyvedeného na konektor navigační jednotky. Z toho důvodu je DPS hlavní desky vybaveno zkratovacími propojkami, kterými je možné procesor uvést do režimu bootování ze sériového portu a také provést reset. Detail plošného spoje s bootovací a resetovací propojkou je na Obr. 26.



Obr. 26: Detail bootovací a resetovací propojky na hlavní desce

Napájení i datová komunikace jednotky jsou zprostředkovávány pomocí jediného konektoru typu D-Sub 9, známého také pod označením Cannon 9. Typ konektoru i jeho zapojení jsou definovány specifikací CANaerospace [25]. Jeho zapojení je popsáno v Tab. 2. Pro napájení zařízení slouží piny číslo 1 a 5. Zemnicí piny (kromě č. 5) jsou určeny pro komunikační rozhraní a k lokální zemi DPS jsou připojeny přes feritové perly. Ty primárně poskytují ochranu proti vysokofrekvenčnímu rušení, ale mají i funkci destruktivní ochrany proti zkratu vůči komunikační zemi.

Tab. 2: Zapojení pinů hlavního konektoru

číslo pinu	funkce
1	$V_{in}$ napájení
2	CAN L
3	GND (CAN)
4	RS-232 Tx
5	GND (napájení)
6	RS-232 Rx
7	CAN H
8	GND (stínění)
9	GND (RS-232)

Napájení celé navigační jednotky je zajištěno spínaným zdrojem. Toto řešení bylo nutné z důvodu napájení ze stejnosměrného leteckého napětí 28 V a relativně vysokého proudového odběru jednotky. Zvolený spínaný obvod LT3973 (Linear Technology) je schopný pracovat se vstupním napětím až 42 V a protože všechny vstupní obvody jsou dimenzovány až na 50 V, je tím splněn požadavek pro napájení z palubních 28 V, ale i pro rozsah 12-36 V uvedený ve specifikaci CANaerospace. Obvod LT3973 navíc obsahuje ochranu proti zkratu, přepětí i přehřátí. Spínaný zdroj vytváří hlavní napájecí napětí 5 V, které je použito pro napájení nízko úbytkových lineárních stabilizátorů. Tyto stabilizátory snižují 5 V na 3,3 V jenž využívá většina obvodů. Aby během vývoje jednotky nedošlo k náhodnému přepólování napájecího napětí, je hlavní deska vybavena elektronickou ochranou proti přepólování (toto řešení snižuje výkonovou ztrátu oproti použití diody).

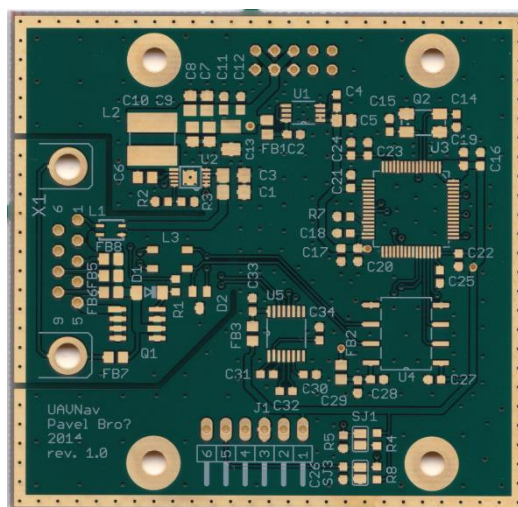
Jak již bylo zmíněno výše, napětí, které napájí takřka veškeré obvody (kromě budiče CAN) je 3,3 V. Toto napětí je získáváno z lineárních stabilizátorů LT1962 (Linear

Technology), které se vyznačují nízkým šumem. Na hlavní desce se nachází jediný obvod LT1962, který slouží pro napájení všech obvodů.

Kromě mikroprocesoru a napájecích obvodů hlavní deska obsahuje také budič sběrnice CAN a RS-232 transceiver. Jako budič CAN byl použit obvod ISO1050DUB (Texas Instruments), jehož výhodou je, že obsahuje integrovaný izolátor. Zároveň jde o jedinou součástku, která je napájena z 5 V (obsahuje jak 5V napájení pro výstupní stranu, tak 3,3V napájení pro stranu připojenou k procesoru). Pro zvýšení odolnosti proti rušení a ochranu proti elektrostatickým výbojům je obvod k hlavnímu konektoru připojen přes tlumivku souhlasného napětí a TVS diody (ty tlumí nejen vnější výboje, ale i přepětí vzniklá na tlumivce souhlasného napětí [26]). Druhé dostupné rozhraní, RS-232, je zajištěno konverzí UART výstupu z procesoru obvodem MAX3232E (Texas Instruments).

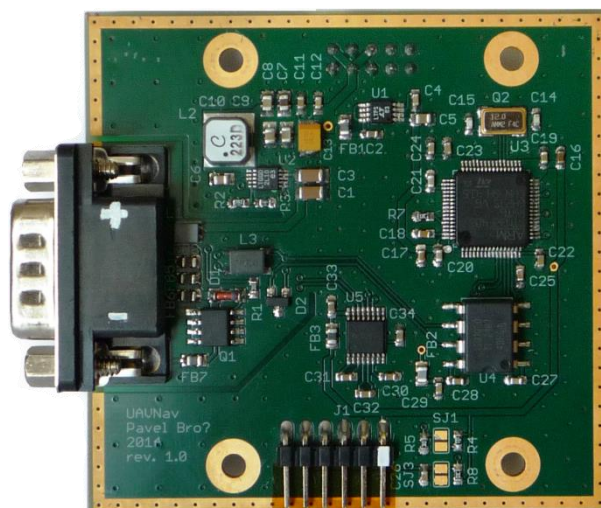
Připojení hlavní desky a senzorské desky je realizováno 10pinovým dvouřadým konektorem. Ten obsahuje nejen napájení, ale i rozhraní UART pro přenos dat ze senzorů a bootovací a resetovací vstupy pro pomocný procesor na senzorské desce (to umožňuje nahrát nový firmware přes hlavní procesor).

Plošný spoj byl vyroben jako dvouvrstvý a kvůli zjednodušení navržen pro osazení z jedné strany. Přestože tato koncepce neumožňuje vytvořit tak malý plošný spoj jak by bylo možné, zjednodušuje a zlevňuje výrobu prototypu, a proto byla zvolena. Neosazený plošný spoj je zobrazen na Obr. 27, osazený na Obr. 28.



Obr. 27: Neosazený plošný spoj hlavní desky

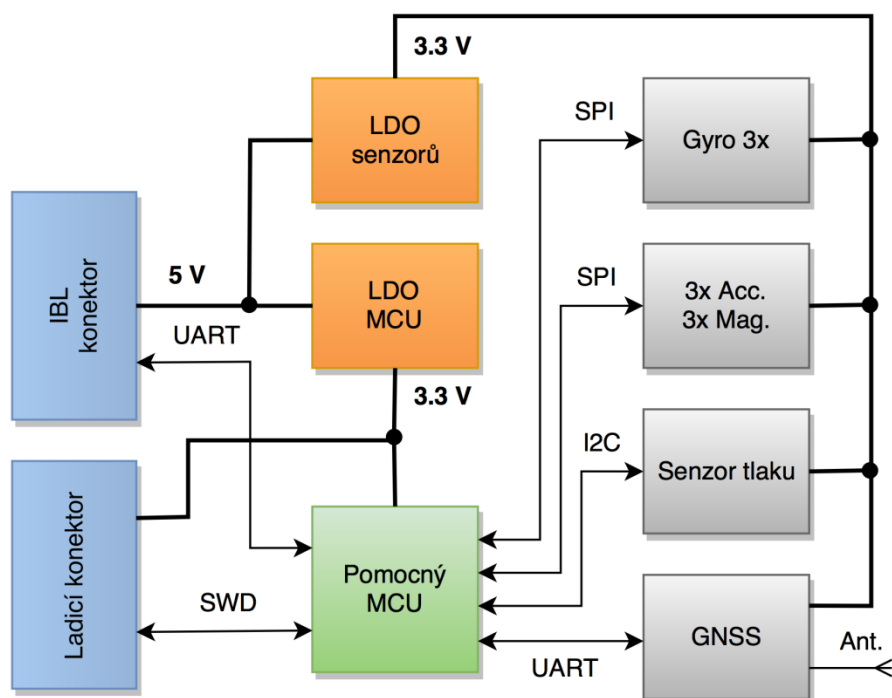




Obr. 28: Osazená DPS hlavní desky

### 3.1.2 Senzorická deska

Úkolem senzorické desky je načítat data z jednotlivých senzorů a GNSS modulu, provádět případné korekce jejich nedokonalostí (např. chybné zarovnání os, chybné měřítko atd.), filtrovat data a posílat je hlavní desce pro výpočet navigačních dat. Blokové schéma senzorické desky je zobrazeno na Obr. 29.



Obr. 29: Blokové schéma senzorické desky

Stejně jako hlavní deska i senzorická používá procesor STM32F405RG. Použití stejných procesorů umožňuje redukovat množství různých součástek a zároveň zjednodušuje vývoj softwaru. Aktualizace firmwaru pomocného procesoru je možné

provést buď přes ladicí SWD port nebo přes sériové rozhraní, vyvedené na konektor pro propojení desek viz níže. Na rozdíl od hlavní desky však na plošném spoji sensorové desky není bootovací a resetovací propojka (jsou však vyvedeny na propojovací konektor).

Jak již bylo zmíněno výše, o napájení sensorické desky se stará hlavní deska, která distribuuje napájecí napětí přes 10pinový konektor. Aby byla zajištěna nepřetržitá dodávka energie i pro případ nedokonalého propojení konektoru, jsou napájecí piny ztrojeny viz Tab. 3.

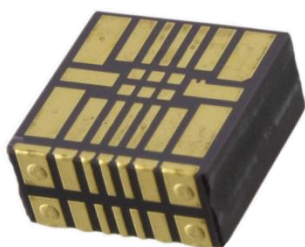
Tab. 3: Zapojení konektoru pro propojení desek z pohledu sensorické desky

číslo pinu	funkce
1	GND
2	+5 V
3	+5 V
4	GND
5	GND
6	+5 V
7	TXD
8	BOOT0
9	RXD
10	NRST

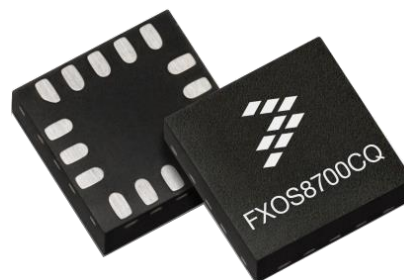
Samotné napájení obvodů zajišťují lineární stabilizátory LT1962. Na desce jsou přítomny dva. Jeden slouží k napájení digitální části, tedy procesoru a druhý napájí veškeré senzory a GNSS modul. Použití dvou LDO místo jednoho zvyšuje izolaci digitální části od senzorů a tím pádem i omezuje rušení. Oddělení napájení zároveň rozděluje tepelnou ztrátu na dvě součástky, takže dochází k menšímu zahřívání pouzder LDO. Ochrana desky před přepólováním či zkratem je zajištěna interně stabilizátory LT1962. Ty obsahují několik typů ochran, a to ochranu před přepólováním, nadměrným proudem, tepelným přetížením a zpětným proudem.

Deska obsahuje celkem pět senzorů a GNSS přijímač. Snímání úhlové rychlosti zajišťuje trojice jednoosých senzorů úhlové rychlosti ADXRS453 (Analog Devices) viz Obr. 30, jako akcelerometr a magnetometr slouží senzor FXOS8700 (Freescale) viz Obr. 31 a jako absolutní tlakový senzor je použit HSCMAND015PA2A3 (Honeywell)

viz Obr. 32. Základní parametry uvedených senzorů je možné nalézt v Tab. 4, Tab. 5 a Tab. 6. Parametrické tabulky se senzory, které byly zvažovány pro použití v navigační jednotce, jsou v přílohách A, B, C a D. Senzory úhlové rychlosti a akcelerometr s magnetometrem používají rozhraní SPI, zatímco tlakový senzor používá sběrnici I2C. GNSS přijímač komunikuje skrze UART.



Obr. 30: Senzor úhlové rychlosti ADXRS453 [27]



Obr. 31: Akcelerometr kombinovaný s magnetometrem FXOS8700 [28]



Obr. 32: Absolutní senzor tlaku vzduchu HSCMAND015PA2A3 [29]

Tab. 4: Základní parametry senzoru úhlové rychlosti ADXRS453

parametr	hodnota
Měřený rozsah	$\pm 300$ °/s
Náhodná procházka	$0,9$ °/ $\sqrt{h}$
Stabilita biasu	$16$ °/h
Vibration Rejection	$0,01$ °/s/g
Šířka pásma	$77,5$ Hz
Operační teplota	$-40 \dots +105$ °C

Tab. 5: Základní parametry kombinovaného akcelerometru a magnetometru FXOS8700

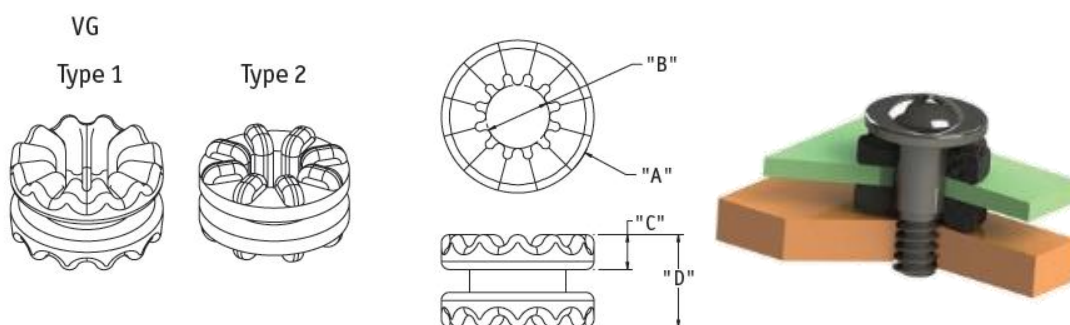
parametr	hodnota
Rozsah akcelerometru	$\pm 2, \pm 4, \pm 8$ g
Hustota šumu akcelerom.	$99$ $\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$
Nelinearita akcelerometru	$< 0,04$ g

parametr	hodnota
Rozlišení akcelerometru	0,244, 0,488, 0,976 mg
Rozsah magnetometru	1200 $\mu$ T
Nelinearita magnetometru	< 12 $\mu$ T
Rozlišení magnetometru	0,1 $\mu$ T
Šířka pásma	200 Hz
Operační teplota	40 ... +85 °C

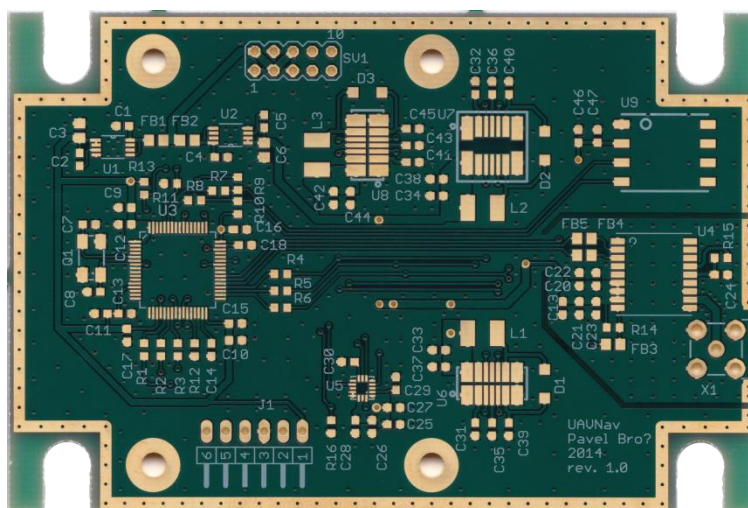
Tab. 6: Základní parametry senzoru absolutního tlaku HSCMAND015PA2A3

parametr	hodnota
Měřený rozsah	0 ... 103421 kPa
Přesnost	$\pm 0,25$ %
Rozlišení	8 Pa
Šířka pásma	1000 Hz
Operační teplota	-20 ... +85 °C

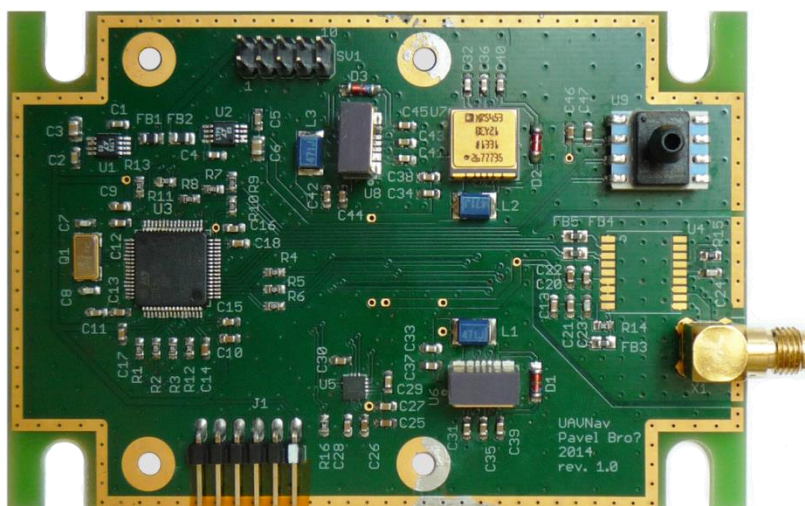
Vzhledem k tomu, že deska senzorů je vespod, bylo nutné vyřešit i upevnění sestavy plošných spojů do krabičky. Protože navigační jednotka obsahuje senzory citlivé na vibrace, není vhodné upevňovat DPS napevno ke krabičce, aby nedocházelo k přenosu otřesů. Pro upevnění DPS proto byly použity gumové průchodky, které se vsunou ze strany do vyfrézovaných drážek, a skrze ně se provlékne upevňovací šroub s podložkami. Průchodky a způsob jejich použití je možné vidět na Obr. 33. Drážky pro průchodky je možné vidět na Obr. 34 nebo Obr. 35



Obr. 33: Ukázka dvou typů gumových průchodek a jejich použití [30]



Obr. 34: Neosazený plošný spoj desky senzorů



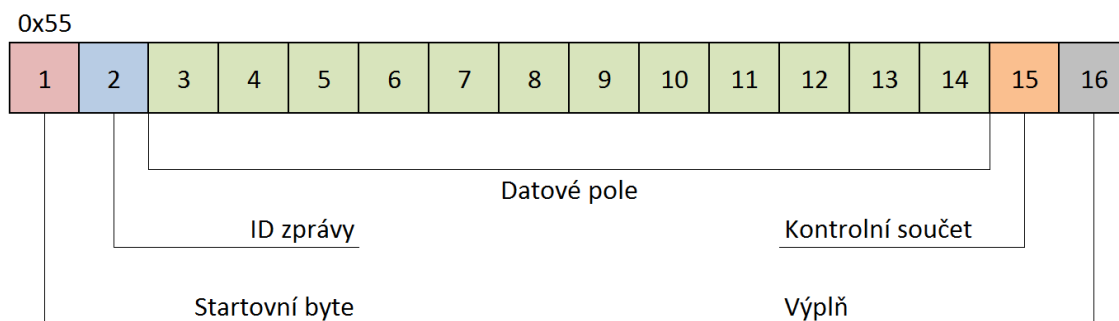
Obr. 35: Osazená DPS desky senzorů

### 3.1.3 Komunikace mezi deskami

Jak již bylo řečeno, navigační jednotka byla koncipována jako systém složený ze dvou samostatných částí, což vyžaduje vytvoření komunikačního kanálu mezi těmito částmi. Toho bylo dosaženo za pomoci rozhraní UART. Z principu bylo nutné zajistit bezpečnou komunikaci založenou na zprávách, což však není případ rozhraní UART. Z toho důvodu byla naprogramována komunikační vrstva, která tyto vlastnosti implementuje. Tato vrstva byla pojmenována Inter Board Link (IBL).

IBL přímo pracuje s rozhraním UART a za pomoci DMA řadiče přijímá a odesílá data. Zároveň má na starosti sestavování zpráv před odesláním a jejich parsování při příjmu. Poskytuje tak API, které mohou využívat další části programu jak na hlavní desce tak i desce senzorů.

Struktura zprávy, která byla vytvořena, je zvolena tak, aby co nejlépe vyhovovala přenosu senzorických dat. Velikost zprávy byla zvolena konstantní a to na 16 B. Konstantní velikost vybrána z toho důvodu, že většina přenášených dat má stejnou velikost. Tímto způsobem není nutné přenášet i informaci o velikosti zprávy čímž se ušetří přenosová kapacita a zároveň je jednodušší alokovat buffery. Velikost 16 B byla zvolena s ohledem na to, že budou přenášeny informace pro trojrozměrný prostor. Protože přenášená data budou datového typu float, vychází celková velikost pro tři osy na 12 B. Zbýlé 4 B jsou tvořeny startovním znakem (1 B), identifikátorem zprávy (1 B), kontrolním součtem (1 B) a výplní (1 B). Startovní znak slouží jako oddělovač zpráv a má pevnou hodnotu 0x55. Identifikátor zprávy udává, o jaký typ zprávy se jedná a jaká data přenáší. Kontrolní součet je řešen pomocí jedničkového doplňku a počítá se z identifikátoru zprávy a datové části. Pole výplň je důležitou součástí zprávy, protože zarovnává její délku na 16 B. Toto řešení bylo zvoleno z důvodu nejjednoduššího a nejefektivnějšího zpracování DMA řadičem. Velikost 16 B je dělitelná 4, a protože DMA řadič dosahuje nejvyššího výkonu při zpracování 32bitových čísel je načtení zprávy jednodušší, než kdyby měla délku jen 15 B. Strukturu zprávy je možné vidět na Obr. 36.



Obr. 36: Struktura IBL zprávy

Celkem bylo definováno 9 typů datových zpráv, které přenášejí senzorická data. Seznam těchto zpráv obsahuje Tab. 7.

Tab. 7: Seznam datových zpráv posílaných rozhraním IBL

ID zprávy	typ zprávy	velikost datové části
1	Úhlové rychlosti v ose X/Y/Z	12 B
2	3D zrychlení v ose X/Y/Z	12 B
3	3D magnetické pole v ose X/Y/Z	12 B
4	Absolutní tlak vzduchu / teplota	8 B

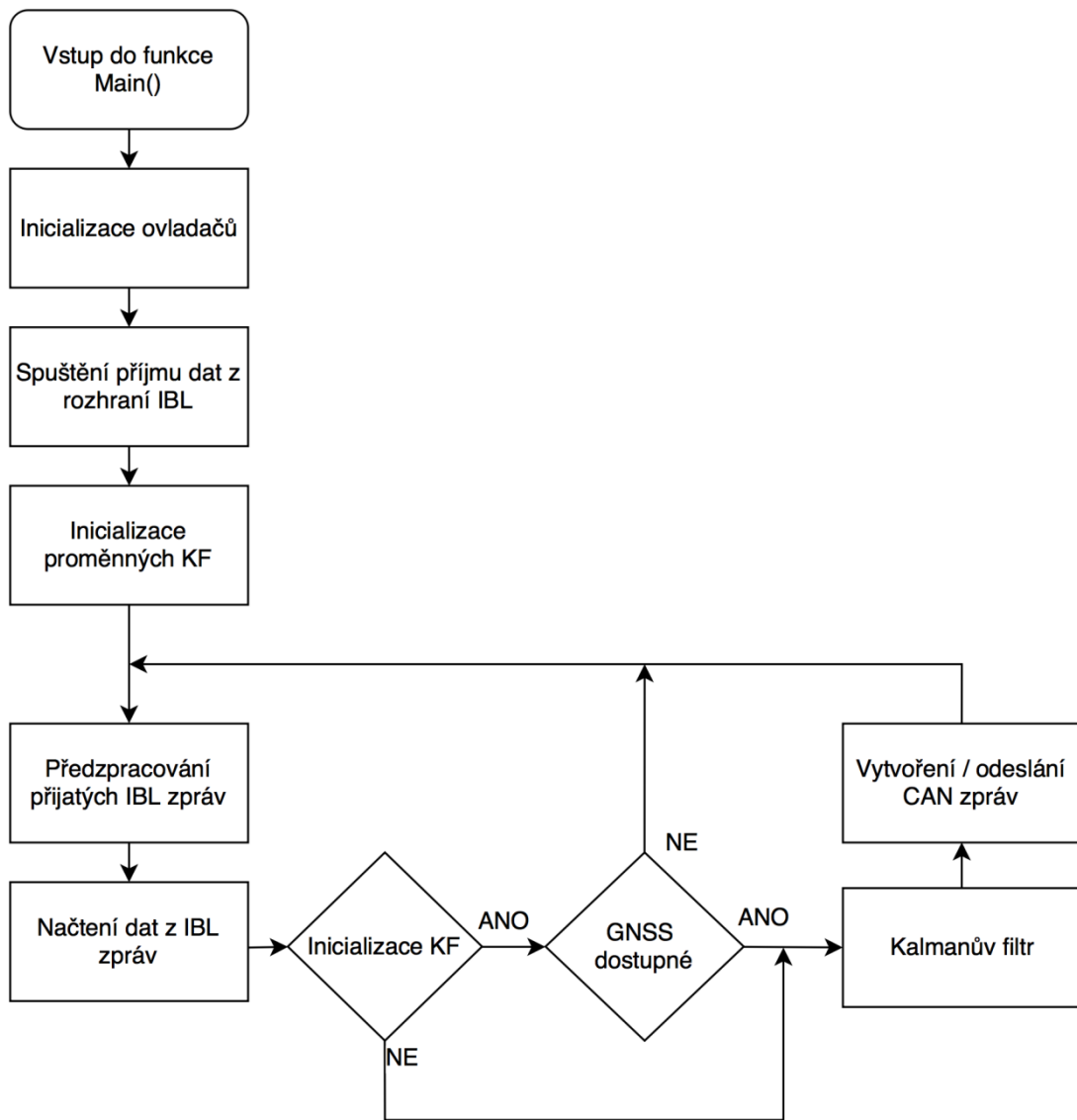
ID zprávy	typ zprávy	velikost datové části
5	Čas UTC / validita dat / počet satelitů	12 B
6	Zeměpisná šířka / délka / výška nad elipsoidem	12 B
7	Rychlost (ground speed) / kurz	12 B
8	VDOP / HDOP / PDOP	12 B
9	Rychlost v NED	12 B

### 3.1.4 Popis software

Software pro navigační jednotku se skládá ze dvou samostatných programů. Jeden je určen pro hlavní desku a druhý pro senzorickou desku. Komunikace mezi programy probíhá přes dříve popsané rozhraní IBL.

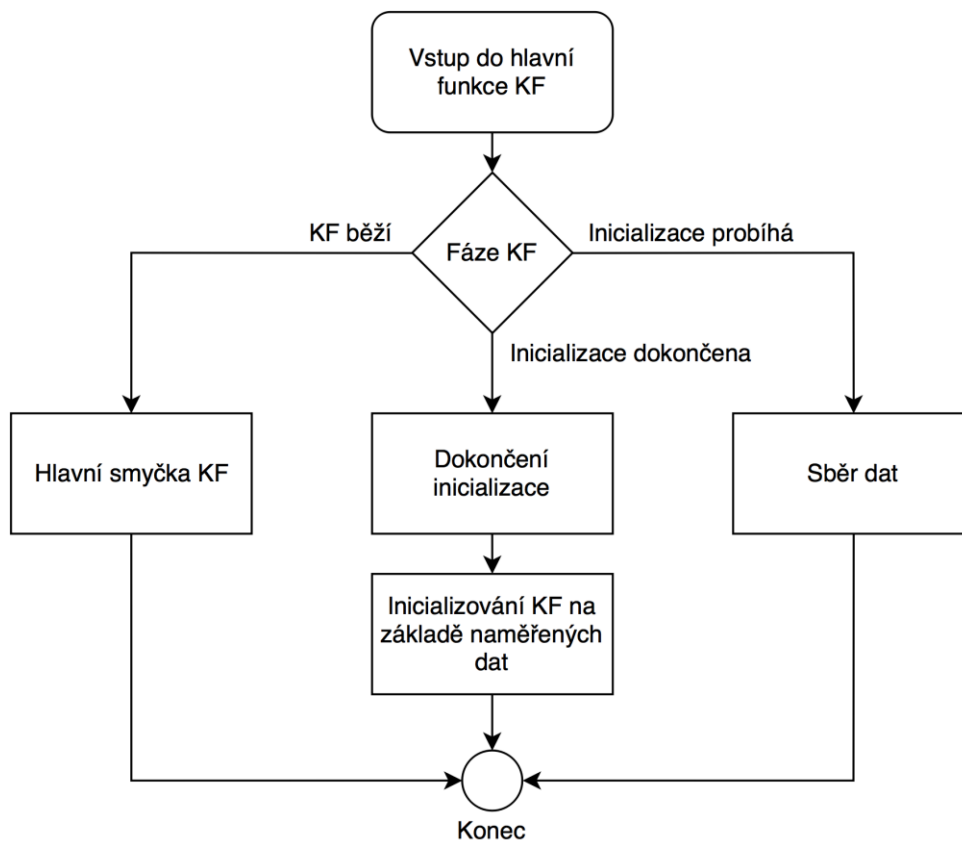
#### Hlavní deska

Program v hlavní desce je určen pro výpočet Kalmanova filtru a k odesílání navigačních dat přes rozhraní CAN. Běh programu začíná ve funkci Main, kde dojde k inicializaci ovladačů rozhraní IBL a CAN. Následně je spuštěn příjem dat z rozhraní IBL a poté jsou inicializovány proměnné Kalmanova filtru. Po této inicializační fázi dojde ke vstupu do hlavní smyčky programu, kde se vykonává většina práce. Nejprve dojde k předzpracování přijatých dat z rozhraní IBL, která jsou rozparsována do zpráv a uložena do fronty. Tyto přijaté zprávy jsou následně další funkcí zpracovány a jsou z nich vyčtena data. Poté dojde ke kontrole, zda je program ve fázi inicializace Kalmanova filtru. Pokud inicializace již proběhla, dojde rovnou na zavolání hlavní funkce Kalmanova filtru. V případě, že KF ještě nebyl inicializován, dojde k ověření, zda jsou již dostupná data z GNSS modulu, aby bylo možné zjistit výchozí polohu. V případě že jsou tato data již k dispozici, dojde k zavolání hlavní funkce Kalmanova filtru. Poté následuje zavolání funkce, která ověří, že jsou k dispozici výstupní navigační data z KF a případně vytvoří CAN zprávy, které uloží do fronty. Dále zjistí, zda nastal čas pro odeslání zpráv a pokud ano odešle je. Vývojový diagram funkce Main je na Obr. 37. Vývojový diagram Kalmanova filtru je zobrazen na Obr. 38 a Obr. 39.

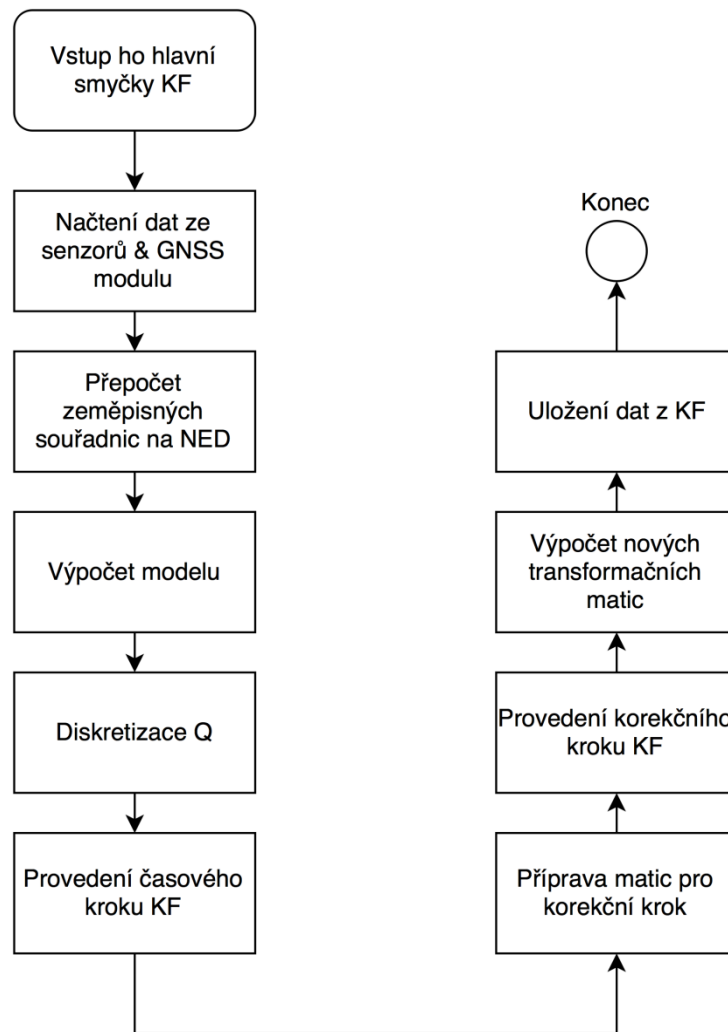


Obr. 37: Vývojový diagram funkce Main hlavní desky





Obr. 38: Vývojový diagram hlavní funkce Kalmanova filtru



Obr. 39: Vývojový diagram hlavní smyčky Kalmanova filtru

### Senzorická deska

Hlavním úkolem programu sensorické desky je načítání dat z jednotlivých senzorů a GNSS modulu, jejich filtrace a následné odesílání do hlavní desky. Kvůli efektivnosti jsou veškerá data ze senzorů získávána DMA řadiči a tedy asynchronně pomocí přerušení. Zpracování přijatých dat je ale prováděno v hlavní smyčce programu.

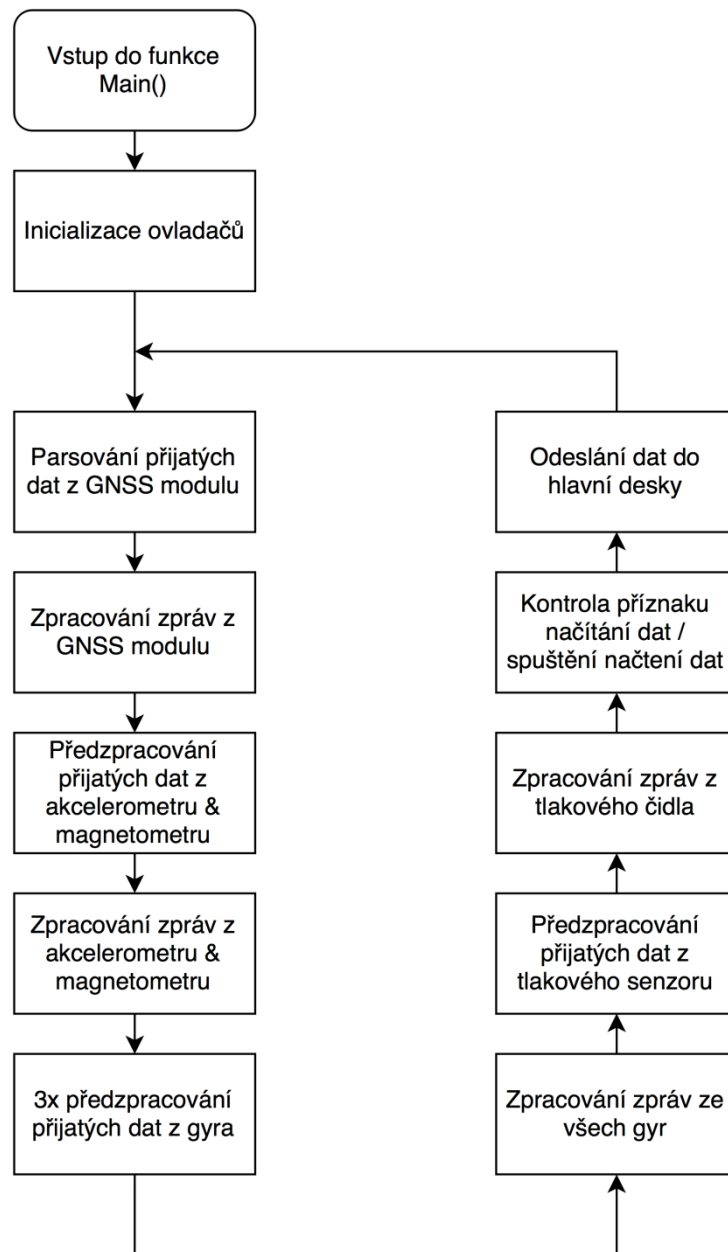
Vstupním bodem programu je funkce Main, která nejprve inicializuje ovladače senzorů a následně vstoupí do hlavní smyčky. V hlavní smyčce dochází ke zpracování veškerých dat ze senzorů i GNSS modulu.

Jak bylo zmíněno výše, data jsou načítána řadičem DMA. Když řadič dokončí přenos dat ze senzoru, je vyvoláno přerušení a v jeho obslužné rutině se přijatá data zkopírují z bufferu DMA do fronty. K žádnému dalšímu zpracování dat během přerušení nedochází. Každý ovladač však obsahuje funkci, kterou je nutné periodicky volat a

kteřá surová data z fronty zpracuje a uloží do fronty zpracovaných dat. Právě tato funkce je volána v hlavní smyčce programu, takže nedochází ke zpoždění při provádění obsluhy přerušení.

Hlavní smyčka dále obsahuje funkce, které dále zpracovávají již předzpracovaná data a provádí nad nimi filtraci a připravují je pro odeslání do hlavní desky tím, že z nich vytvoří IBL zprávy. Podstatnou součástí je také procedura, která spouští načítání dat pomocí DMA řadičů. Tato procedura kontroluje časovač, který řídí načítání dat. Pokud dojde k přerušení na časovači, je v obsluze přerušení nastaven příznak, že má dojít k načtení dat. Když je pak v hlavní smyčce tento příznak zkontrolován dojde ke spuštění řadičů DMA a vynulování příznaku. Pouze modul družicové navigace tento přístup nepoužívá, protože odesílá data samostatně po rozhraní UART. Zpracování dat z modulu však probíhá stejně jako v případě senzorů.

Poslední funkce, která je v hlavní smyčce přítomna odesílá připravené IBL zprávy do hlavní desky. Vývojový diagram průběhu funkce Main je na Obr. 40.



Obr. 40: Vývojový diagram funkce Main sensorické desky

### 3.1.5 Vnější komunikace

Navigační jednotka používá pro komunikaci se systémy letadla sběrnici CAN. Přestože jednotka obsahuje i výstup RS-232, ten není určen pro posílání navigačních dat a slouží jako servisní přístup a pro kontrolu fungování systému.

Jednotka svá data předává pomocí zpráv, které definuje standard CANaerospace [25]. Data která odesílá, včetně ID zpráv, je možné vidět v Tab. 8.

Tab. 8: Přehled posílaných zpráv CANaerospace

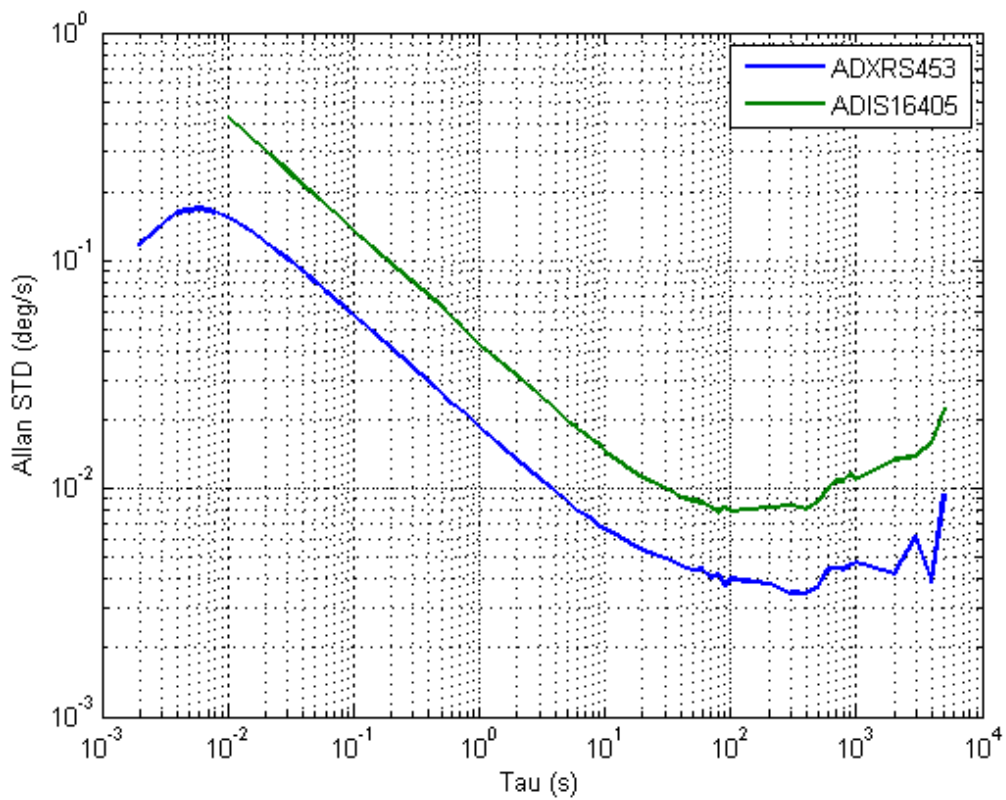
typ zprávy	jednotka	ID zprávy
Sklon (pitch)	°	311
Náklon (roll)	°	312
Rychlost Z	m/s	336
Rychlost X	m/s	337
Rychlost Y	m/s	338
Zeměpisná šířka	°	1049
Zeměpisná délka	°	1050
Výška nad elipsoidem	m	1051
Rychlost (ground speed)	m/s	1052
Kurz	°	1053

## 4 Analýza šumu senzorů a jejich kalibrace

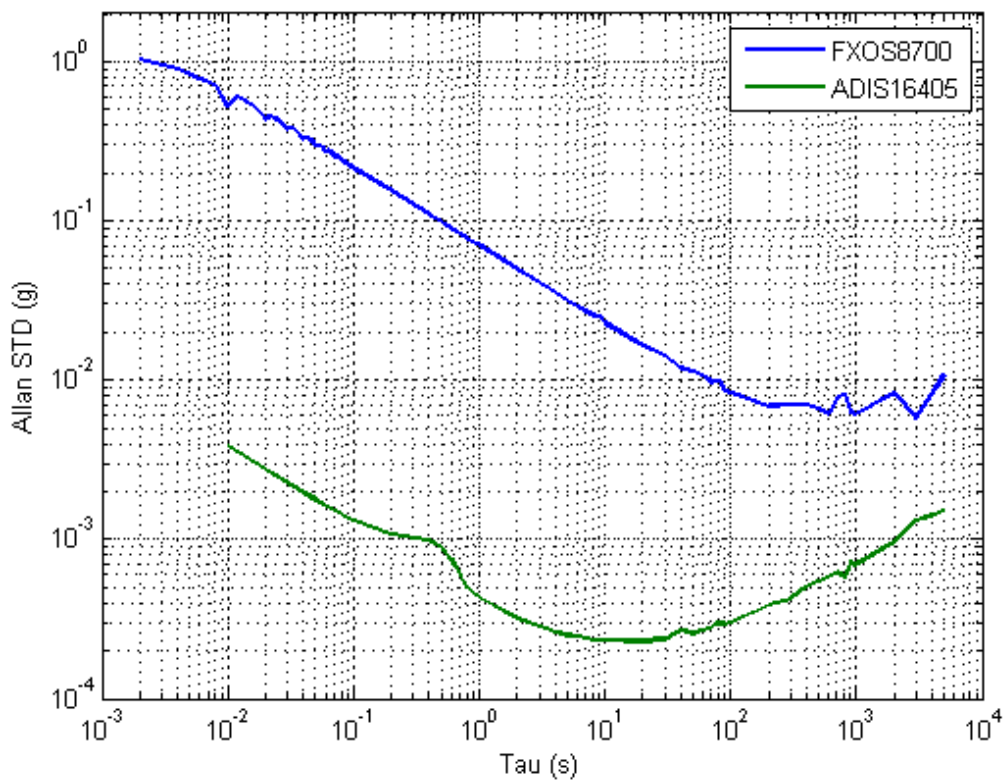
### 4.1 Šumové vlastnosti senzorů

Pro zjištění reálných šumových vlastností senzorů byla provedena analýza Allan Variance a její výsledky byly vykresleny do grafů viz Obr. 41 a Obr. 42. Výsledky AVAR byly v grafech porovnány s jiným MEMS senzorem a to ADIS16405 (Analog Devices), který v sobě kombinuje tříosý akcelerometr, senzor úhlové rychlosti a magnetometr.

Podle analýzy Allan Variance bylo zjištěno, že senzory úhlové rychlosti ADXRS453 vykazují přijatelné parametry pro použití v navrhované jednotce. Přestože akcelerometr FXOS8700 patří spíše do kategorie komerčních senzorů, přítomnost GNSS přijímače v navigační jednotce umožňuje tento senzor použít i přes jeho horší vlastnosti.



Obr. 41: Porovnání Allan Variance použitého senzoru ADXRS453 s ADIS16405



Obr. 42: Porovnání Allan Variance kombinovaného senzoru FXOS8700 s ADIS16405

## 4.2 Kalibrace senzorů

Kalibrace slouží k odhadnutí deterministických chyb, které vykazují senzory. Mezi nejběžnější chyby patří neortogonalita, chyba scale factoru a bias. Tyto chyby jsou zvláště patrné u levnějších senzorů typu MEMS a bez kalibrace je mnohdy není vůbec možné použít. Protože navrhovaná navigační jednotka spoléhá právě na tento typ senzorů, je jejich kalibrace klíčová.

### 4.2.1 Kalibrace akcelerometru

Postup kalibrace akcelerometru vychází z práce [31]. Tento kalibrační postup umožňuje odhadnout neortogonalitu, chybu scale factoru i bias u tříosého akcelerometru a uvažuje chybový model popsany následující rovnicí:

$$\begin{aligned} a_p &= T_a^p S_a (a_m - b_a) \\ &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \alpha_{yx} & 1 & 0 \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} S_{ax} & 0 & 0 \\ 0 & S_{ay} & 0 \\ 0 & 0 & S_{az} \end{pmatrix} \left( \begin{pmatrix} a_{mx} \\ a_{my} \\ a_{mz} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} b_{ax} \\ b_{ay} \\ b_{az} \end{pmatrix} \right) \quad (17) \end{aligned}$$

kde  $a_p$  je kompenzovaný vektor zrychlení,

$T_a^p$  je ortogonalizační matice,

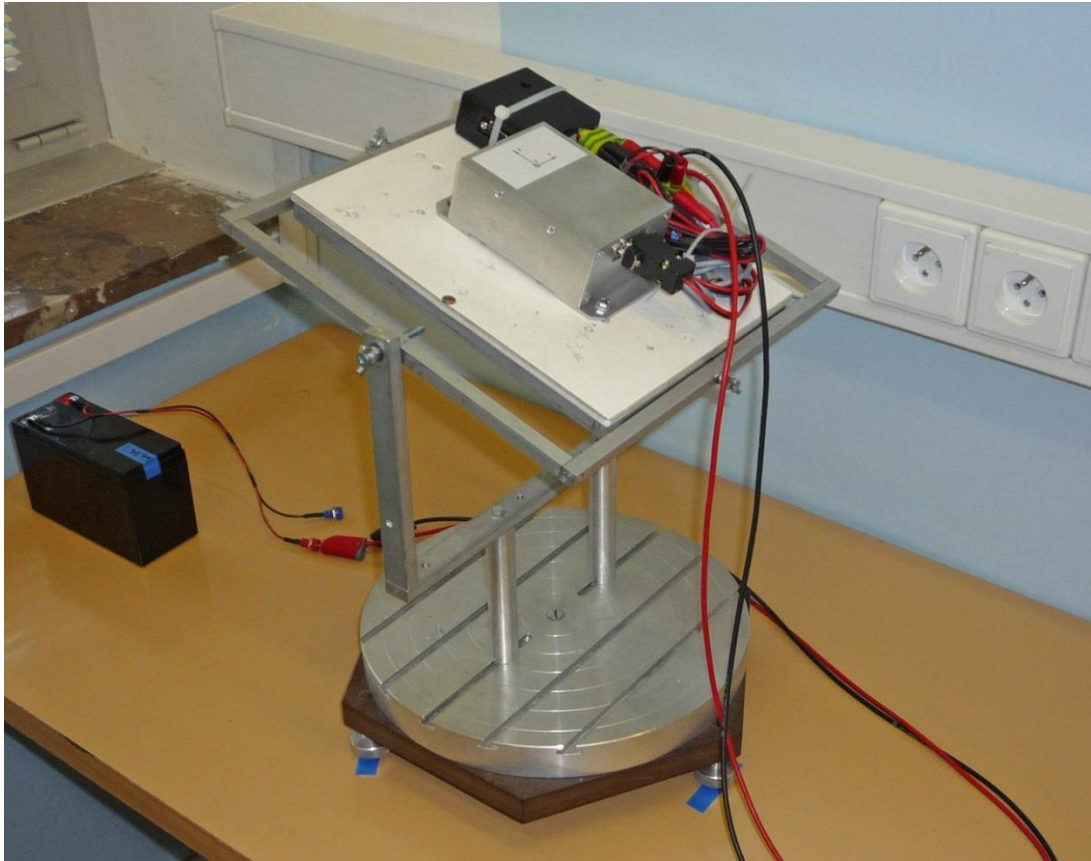
$S_a$  je matice scale factorů,

$b_a$  je vektor biasů,

$a_m$  je vektor změřených zrychlení

Tento postup se skládá z několika kroků. V prvním kroku je nutné naměřit hodnoty z tříosého akcelerometru. Měření probíhá tak, že dvě osy akcelerometru se zafixují a kolem třetí, volné osy, se s akcelerometrem otáčí. Rotace kolem volné osy probíhá tak, že se akcelerometr vždy otočí o určitý úhel a zaznamenají se z něj data (stačí několik sekund pro výpočet střední hodnoty). Úhel, o který akcelerometr otáčí, není kritický, ale v každém kvadrantu by mělo dojít alespoň ke třem měřením. To znamená, že po rotaci okolo jedné osy je k dispozici 12 měřených úseků. Tento postup se opakuje i pro zbývající dvě osy, takže ve výsledku je celkem 36 naměřených úseků. V dalším kroku se z každého naměřeného úseku spočítá střední hodnota, která slouží jako vstup do iterativního algoritmu, který pomocí optimalizační funkce hledá parametry matic  $T_a^p$ ,  $S_a$  a vektoru  $b_a$ . Podrobnější informace o optimalizační funkci jsou dostupné v [31].

Pro kalibraci akcelerometru v navigační jednotce, byla použita náklonná plošina, na kterou byla umístěna samotná navigační jednotka, a dále zařízení pro záznam dat viz Obr. 43.

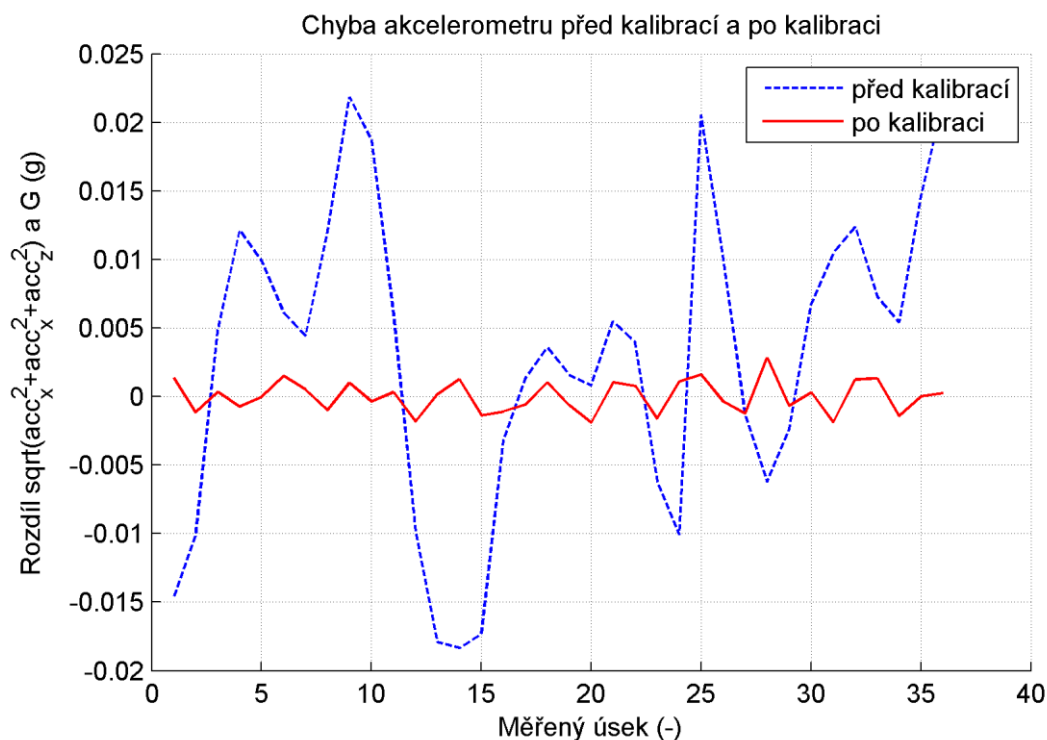


Obr. 43: Platforma použitá pro kalibraci s namontovanou navigační jednotkou a záznamníkem dat

### **Výsledky kalibrace**

Kalibrace akcelerometru významně zpřesnila výstupní data. Obr. 44 ukazuje rozdíl mezi situací před kalibrací a po kalibraci. Hodnoty kalibračních matic jsou uvedeny v Tab. 9.





Obr. 44: Porovnání rozdílu celkového zrychlení a gravitačního zrychlení před a po kalibraci

Tab. 9: Nalezené parametry pro kompenzaci chyb akcelerometru

parametr	hodnota
$\alpha_{yx}$	-0.003
$\alpha_{zx}$	-0.00785
$\alpha_{zy}$	0.00455
$S_{ax}$	1.00191
$S_{ay}$	0.98395
$S_{az}$	1.00652
$b_x$	-0.00688 g
$b_y$	0.00555 g
$b_z$	0.00881 g

#### 4.2.2 Kalibrace senzorů úhlových rychlostí

Pro kalibraci senzorů úhlových rychlostí byla použita práce [32]. Podobně jako u kalibrace akcelerometrů i tato metoda odhaduje neortogonalitu, chybu scale factoru a bias. Chybový model pro senzory úhlových rychlostí je popsán následující rovnicí:

$$\begin{aligned}
 y_g - b_g &= S_g T_g M_g u_g \\
 &= \begin{pmatrix} S_{gx} & 0 & 0 \\ 0 & S_{gy} & 0 \\ 0 & 0 & S_{gz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \alpha_g & 1 & 0 \\ \beta_g & \gamma_g & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} r_{g,11} & r_{g,12} & r_{g,13} \\ r_{g,21} & r_{g,22} & r_{g,23} \\ r_{g,31} & r_{g,32} & r_{g,33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_{mx} \\ a_{my} \\ a_{mz} \end{pmatrix} \quad (18)
 \end{aligned}$$

kde  $y_g$  je vektor změřených úhlových rychlostí,  
 $b_g$  je vektor biasů,  
 $S_g$  je matice scale factorů,  
 $T_g$  je ortogonalizační matice,  
 $M_g$  je rotační matice,  
 $u_g$  je vektor referenčních úhlových rychlostí

Postup kalibrace je následující, nejprve je po dobu několika desítek sekund (cca 30 s) měřen výstup ze senzorů úhlových rychlostí za statických podmínek. Následným spočtením střední hodnoty z naměřených dat se přímo určí bias senzorů. Poté je provedena rotace senzorů okolo jednotlivých os s tím, že je nutné určit úhly, o které byly senzory orotovány. Z těchto známých úhlů se následně sestaví diagonální matice  $A_g$ . Naměřená data korigovaná o bias, se poté integrují, takže se z úhlových rychlostí získají úhly, které utvoří matici  $Y_g$  (její podobu je možné nalézt v [32]). Korekční matice  $S_g$ ,  $T_g$  a  $M_g$  se pak získají pomocí následujících rovnic:

$$S_g T_g = chol[(Y_g A_g^{-1})(Y_g A_g^{-1})^T]^T \quad (19)$$

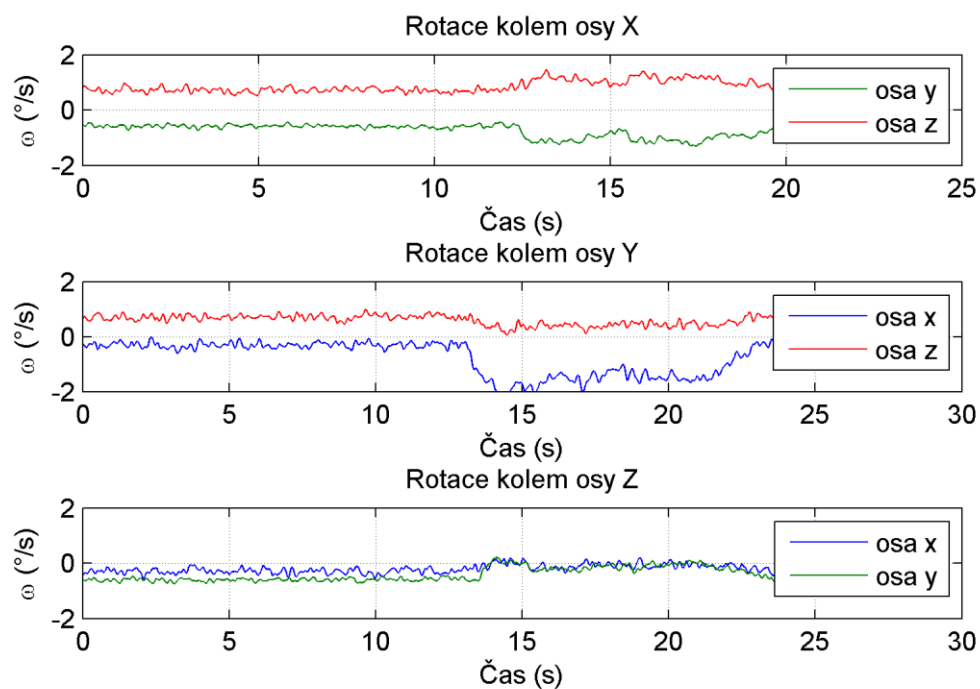
$$[T_g, S_g] = LU(S_g T_g) \quad (20)$$

$$M_g = T_g^{-1} S_g^{-1} Y_g^{-1} A_g^{-1} \quad (21)$$

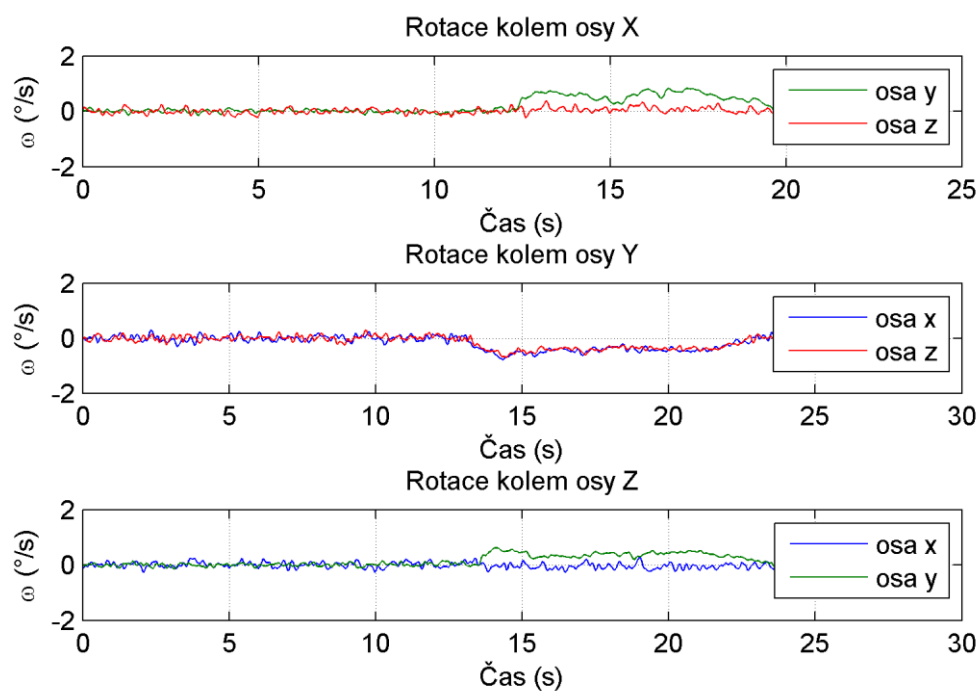
Odvození předchozích rovnic je možné nalézt v [32].

### Výsledky kalibrace

Pro zjištění jaký rozdíl přinesla kalibrace senzorů, byly vygenerovány grafy na Obr. 45 a Obr. 46. Tyto grafy zobrazují úhlovou rychlost senzorů během kalibračního procesu. Na Obr. 45 jsou vykreslena data, která nebyla zkalibrována, tedy ta, která byla přímo čtena ze senzorů. Obr. 46 zobrazuje data, která byla korigována parametry zjištěnými kalibrací. Jak je z obrázků patrné, kalibrace přinesla výrazné zlepšení v přesnosti úhlové rychlosti. Hodnoty kalibračních matic jsou v Tab. 10.



Obr. 45: Úhlová rychlost senzorů během kalibrace před zkalibrováním



Obr. 46: Úhlová rychlost senzorů během kalibrace po zkalibrování

Tab. 10: Nalezené parametry pro kompenzaci chyb senzorů úhlové rychlosti

parametr	hodnota	parametr	hodnota
$\alpha_g$	-0.02245	$r_{g,11}$	0.99994
$\beta_g$	-0.00114	$r_{g,12}$	0.00851
$\gamma_g$	-0.0056	$r_{g,13}$	-0.00713
$S_{gx}$	1.00432	$r_{g,21}$	-0.00847
$S_{gy}$	1.00405	$r_{g,22}$	0.99994
$S_{gz}$	0.99113	$r_{g,23}$	0.00732
$b_{gx}$	-0.30543 °/s	$r_{g,31}$	0.00717
$b_{gy}$	-0.58905 °/s	$r_{g,32}$	-0.00733
$b_{gz}$	0.73215 °/s	$r_{g,33}$	0.99995

## 5 Zpracování navigačních dat

### 5.1 Model systému

Model systému, který byl pro navrhovanou navigační jednotku použit, vychází z modelu popsaného v [12]. Pro tuto jednotku byl však model upraven a rozšířen o korekci ve vertikálním kanálu, která bude podrobněji probrána v kapitole 5.2.2. Jedná se o takzvané loosely-coupled integrační schéma, které je blíže popsáno v [12].

Nelineární model systému používaný rozšířeným Kalmanovým filtrem pro výpočet navigační úlohy je složen z 13 dimenzionálního stavového vektoru, který obsahuje: pozici v navigační soustavě NED, rychlost v tělesové soustavě, polohové úhly, bias senzorů úhlové rychlosti a referenční tlak vzduchu při hladině moře. Vektor řízení je složen z: měřené specifické síly a úhlových rychlostí. Vektor měření obsahuje: pozici z GNSS modulu převedenou do navigační soustavy NED, rychlost z GNSS modulu v navigační soustavě NED, kurz z GNSS modulu a statický tlak vzduchu měřený senzorem absolutního tlaku. Stavový vektor, vektor měření a vektor řízení jsou definovány následovně:

$$x = [p_N, p_E, p_D, v_x, v_y, v_z, \phi, \theta, \psi, b_{gx}, b_{gy}, b_{gz}, p_0]^T \quad (22)$$

$$y = [p_N, p_E, p_D, v_N, v_E, v_D, \psi, p_h]^T \quad (23)$$

$$u = [f_x, f_y, f_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z]^T \quad (24)$$

Jednotky veličin ve stavovém vektoru jsou: m, m, m, m/s, m/s, m/s, rad, rad, rad, rad/s, rad/s, rad/s, Pa. Jednotky vektoru měření jsou: m, m, m, m/s, m/s, m/s, rad, Pa. Jednotky vektoru řízení jsou  $m/s^2$ ,  $m/s^2$ ,  $m/s^2$ , rad/s, rad/s, rad/s.

Systémová funkce  $f(x, u)$  a měřicí funkce  $h(x)$  jsou definovány následovně:

$$f(x, u) = \begin{bmatrix} C_b^n \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}^b \\ f^b + \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}^b \times \left( \omega_{ib}^b - \begin{bmatrix} b_{gx} \\ b_{gy} \\ b_{gz} \end{bmatrix} \right) - C_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}^n \\ \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi) \tan(\theta) & \cos(\theta) \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) \sec(\theta) & \cos(\theta) \sec(\theta) \end{bmatrix} \left( \omega_{ib}^b - \begin{bmatrix} b_{gx} \\ b_{gy} \\ b_{gz} \end{bmatrix} \right) \\ \begin{bmatrix} b_{gx} \\ b_{gy} \\ b_{gz} \end{bmatrix} \\ p_0 \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$h(x) = \begin{bmatrix} p_N, p_E, p_D, C_b^n \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}^b, p_0(1 - k_1(-p_D + h_0))^{k_2} \end{bmatrix}^T \quad (26)$$

kde  $C_b^n$  je transformační matice z tělesové soustavy do navigační,  
 $C_n^b$  je transformační matice z navigační soustavy do tělesové,  
 $f^b$  je vektor specifické síly měřený akcelerometry,  
 $\omega_{ib}^b$  je vektor úhlových rychlostí měřený senzory úhlových rychlostí,  
 $g$  je lokální tíhové zrychlení,  
 $u_g$  je vektor referenčních úhlových rychlostí,  
 $k_1, k_2$  jsou konstanty viz kapitola 5.2.2,  
 $h_0$  je počáteční výška

Kovarianční matice šumu procesu  $Q$  a kovarianční matice šumu měření  $R$  jsou definovány jako  $Q = \text{diag}(\sigma_{ax}^2, \sigma_{ay}^2, \sigma_{az}^2, \sigma_{\omega_x}^2, \sigma_{\omega_y}^2, \sigma_{\omega_z}^2, \sigma_{b_{\omega_x}}^2, \sigma_{b_{\omega_y}}^2, \sigma_{b_{\omega_z}}^2, \sigma_{p_0}^2)$  a  $R = \text{diag}(\sigma_{p_N}^2, \sigma_{p_E}^2, \sigma_{p_D}^2, \sigma_{v_N}^2, \sigma_{v_E}^2, \sigma_{v_D}^2, \sigma_{\psi}^2, \sigma_{p_h}^2)$ .

## Kompensace odstředivého zrychlení

Odstředivé zrychlení se v letadlech projevuje relativně často a je spojeno s prováděním zatáček. Jeho účinky velmi negativně ovlivňuje navigační a proto je nutné toto zrychlení kompenzovat.

V navrženém modelu systému je kompenzace odstředivého zrychlení dosaženo vhodnou úpravou systémové funkce a to konkrétně členem:

$$\begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}^b \times \left( \omega_{ib}^b - \begin{bmatrix} b_{gx} \\ b_{gy} \\ b_{gz} \end{bmatrix} \right) = \begin{bmatrix} 0 & -v_z & v_y \\ v_z & 0 & -v_x \\ -v_y & v_x & 0 \end{bmatrix} \left( \omega_{ib}^b - \begin{bmatrix} b_{gx} \\ b_{gy} \\ b_{gz} \end{bmatrix} \right) \quad (27)$$

## 5.2 Fúze dat

Pro praktický výpočet navigačního řešení je nutné výše uvedený model implementovat do diskretního rozšířeného Kalmanova filtru. Tato implementace spočívá v několika krocích, které zahrnují i diskretizaci. Diskretizace v tomto modelu využívá metodu Zero Hold Order, blíže v [12]. Nejprve je diskretizován výpočet stavového vektoru, ten lze přepsat jako:

$$f_k = x_{k-1} + f(x_{k-1}, u_{k-1})T_s \quad (28)$$

$$x_k = f_k \quad (29)$$

kde  $T_s$  je vzorkovací frekvence

Dále je nutné spočítat matici parciálních derivací, tedy Jakobián  $F_k$  používaný v časovém kroku rozšířeného Kalmanova filtru a matici  $G_k$ , která se používá při výpočtu kovarianční matice šumu procesu  $Q_k$ . Tyto matice je možné získat jako:

$$F_k = \left. \frac{\delta f_k}{\delta x} \right|_{x=\hat{x}_{k-1}} \quad (30)$$

$$G_k = \left. \frac{\delta(x_{k-1} + f(x_{k-1}, u_{k-1}))}{\delta u} \right|_{u=u_{k-1}} \quad (31)$$

Výpočet matice  $Q_k$ , která je taktéž používána v časovém kroku, je možné získat jako:

$$Q_k = \frac{1}{2} T_s (F_k G_k Q G_k^T + G_k Q G_k^T F_k^T) \quad (32)$$

Pro datový krok rozšířeného Kalmanova filtru je nutné spočítat Jakobián  $H_k$  jako:

$$H_k = \left. \frac{\delta h_k}{\delta x} \right|_{x=\hat{x}_k} \quad (33)$$

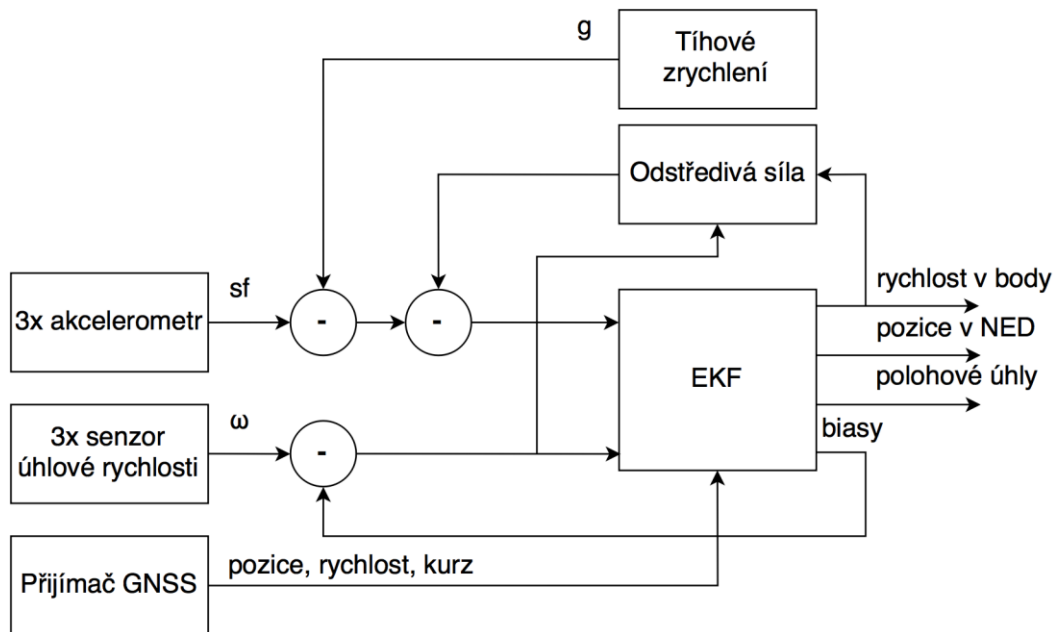
kde  $h_k$  je měřicí funkce

### 5.2.1 Fúze dat z inerciálních senzorů a GNSS

Fúze dat z inerciálních senzorů a přijímače GNSS probíhá tak, že data z GNSS přijímače jsou použita, jako vektor měření v rozšířeném Kalmanovu filtru viz (23). Z přijímače GNSS pochází informace o pozici, rychlosti a kurzu.

Pozice, kterou poskytuje GNSS přijímač je nejprve nutné přepočítat ze zeměpisných souřadnic do navigační soustavy. Podrobnější popis lze nalézt v [12]. Rychlost z GNSS je již v navigační soustavě získávána. Další informací, která je v EKF fúzována je kurz, který se obvykle počítá z magnetometru. Bohužel pokusy o kalibraci magnetometru nebyli úspěšné, takže neposkytoval spolehlivé informace. Z toho důvodu byl jako zdroj kurzu zvolen přijímač GNSS. Nevýhoda tohoto přístupu je v tom, že spolehlivě funguje, pouze pokud se navigační systém pohybuje a proto je tato korekce používána jen v případě že rychlost v horizontální rovině přesáhne 8 m/s.

Korekce pozice probíhá v EKF přímo, jelikož proměnné ve stavovém a měřicím vektoru popisují stejné veličiny. V případě korekce rychlosti však tento postup nelze použít, jelikož stavový vektor udává rychlost v tělesové soustavě a vektor měření v navigační soustavě. Tento nesoulad je vyřešen vložením transformační matice  $C_b^n$  do matice  $H_k$  takže rychlost ze stavového vektoru je přepočítána do navigační soustavy. Korekce kurzu je stejně jako v případě pozice přímočará, avšak GNSS modul poskytuje kurz ve stupních, které je nutné nejdříve přepočítat na radiány. Propojení inerciálních senzorů s Kalmanovým filtrem je možné vidět na Obr. 47.



Obr. 47: Blokový diagram zapojení EKF (bez korekce vertikálního kanálu senzorem tlaku)

### 5.2.2 Fúze dat z tlakového senzoru

Pro zlepšení odhadu pozice ve vertikálním kanálu byla navigační jednotka vybavena senzorem absolutního tlaku vzduchu. Tento senzor určuje statický tlak vzduchu, který je možné přepočítat na výšku podle vzorce:

$$h_b = 44330 \left[ 1 - \left( \frac{p_h}{p_0} \right)^{0,19026} \right] \quad (34)$$

kde  $h_b$  je barometrická výška vztažená k referenčnímu tlaku,

$p_h$  je měřený statický tlak,

$p_0$  je referenční tlak

Údaj o výšce z tlakového senzoru, pak může doplňovat výšku získávanou z GNSS přijímače.

Ze vzorce (34) je patrné, že barometricky určovaná výška závisí na referenčním tlaku  $p_0$ , což je tlak při hladině moře. Standardní tlak je definován na hodnotu 101325 Pa, ovšem v důsledku proměnných meteorologických podmínek není tento tlak konstantní. Z toho plyne, že pokud by se ve výpočtu použila pevná hodnota  $p_0$  kdykoliv, když by byl referenční tlak jiný než standardní, lišila by se barometrická výška od výšky získané z GNSS přijímače. Z toho důvodu byl použitý Kalmanův filtr rozšířen o odhad skutečné hodnoty referenčního tlaku  $p_0$ .



Odhadnutí referenčního tlaku vychází ze znalosti výšky z GNSS přijímače a znalosti aktuálního statického tlaku  $p_h$ . Pomocí následující rovnice je možné vztáhnout tyto údaje k sobě a zjistit referenční tlak.

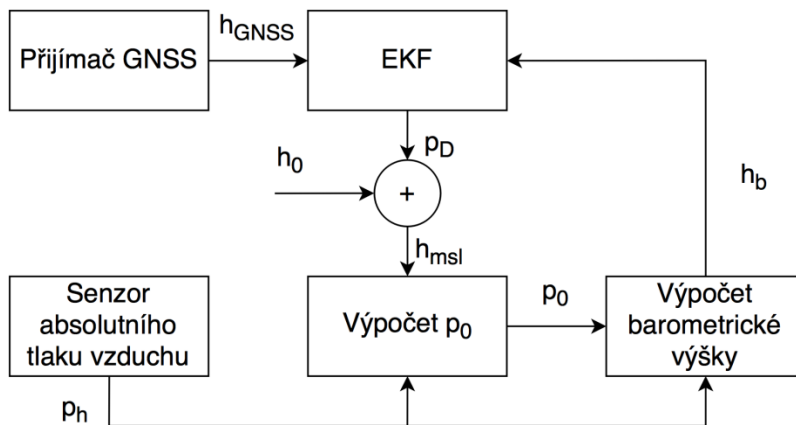
$$p_0 = \frac{p_h}{(1 - k_1 h_{msl})^{k_2}} \quad (35)$$

kde  $h_{msl}$  je výška nad hladinou moře,

$k_1$  je konstanta definovaná jako  $k_1 = 2.2558e - 5$ ,

$k_2$  je konstanta definovaná jako  $k_2 = 5.2559$

Schéma, jakým způsobem se odhaduje referenční tlak, je zobrazeno na Obr. 48.



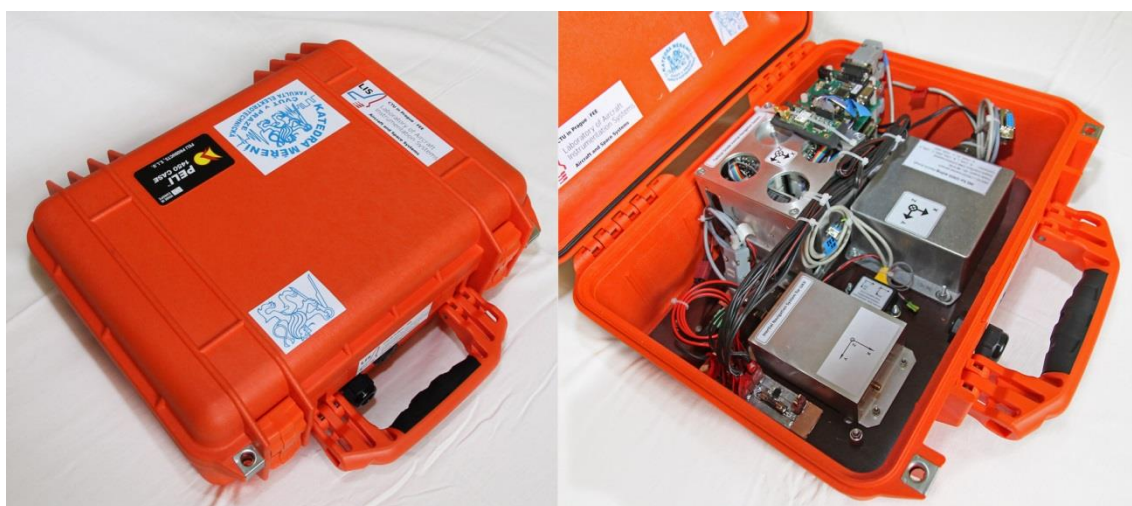
Obr. 48: Schéma výpočtu referenčního tlaku  $p_0$

Statický tlak vzduchu  $p_h$ , který je snímán senzorem tlaku je jednou z veličin v měřícím vektoru. Protože EKF odhaduje i referenční tlak  $p_0$ , je možné tento tlak přepočítat na výšku a použít jako další zdroj informace pro vertikální kanál. Korekce vertikálního kanálu v EKF tedy probíhá pomocí výšky z GNSS přijímače a výšky ze senzoru absolutního tlaku vzduchu.

## 6 Testování navigační jednotky

### 6.1 Testovací platforma

Testování vyvíjené navigační jednotky probíhalo společně s dalšími zařízeními. Z toho důvodu byla navigační jednotka i ostatní zařízení umístěny do odolného kufru Peli case 1450, kde byly pevně zafixovány ke společné základně. Kufr samotný je při uzavření voděodolný a přestože obsahuje ventil pro vyrovnávání tlaku, pro jistotu byl do přední strany vyvrtán dostatečně velký otvor, který zajišťuje spolehlivou funkci senzoru absolutního tlaku vzduchu. Tento otvor také slouží pro průchod napájecích kabelů a kabelů antén družicové navigace. Odolný kufr s nainstalovanými jednotkami je možné vidět na Obr. 49.



Obr. 49: Měřicí kufr s nainstalovanými jednotkami

Letové experimenty probíhaly v letadle Slingsby T67 Firefly na letišti v Příbrami. Letadlo samotné patří do kategorie sportovních a akrobatických letadel. Fotografie letadla z testování je k vidění na Obr. 50. Základní parametry letounu jsou uvedeny v Tab. 11.

Tab. 11: Základní parametry letounu použitého při experimentech [33]

parametr	hodnota
délka	7,32 m
rozpětí	10,59 m
výška	2,36 m
max. vzletová hmotnost	952 kg
max. rychlost	246 km/h

parametr	hodnota
dostup	3660 m
výkon motoru	120 kw



Obr. 50: Letoun Slingsby T67 Firefly použitý při letových experimentech

Měřicí kufr byl do letounu upevněn do zavazadlového prostoru za sedadlo pilota, přibližně v místě těžiště. Místo uložení je vidět na Obr. 51. Foceno z pravé strany letadla od náběžné hrany křídla.

Letové experimenty proběhly ve dvou dnech, týden po sobě. První letový den byl určen pro otestování, zda všechny systémy fungují správně a pro předběžné vyhodnocení naměřených dat. Druhý letový den byl pak určen pro záznam dat, která se použila v rozšířeném Kalmanovu filtru a která jsou zobrazena v následující kapitole. Během každého letového dne se provedlo přibližně 6 letů o délce od 15 do 25 minut.

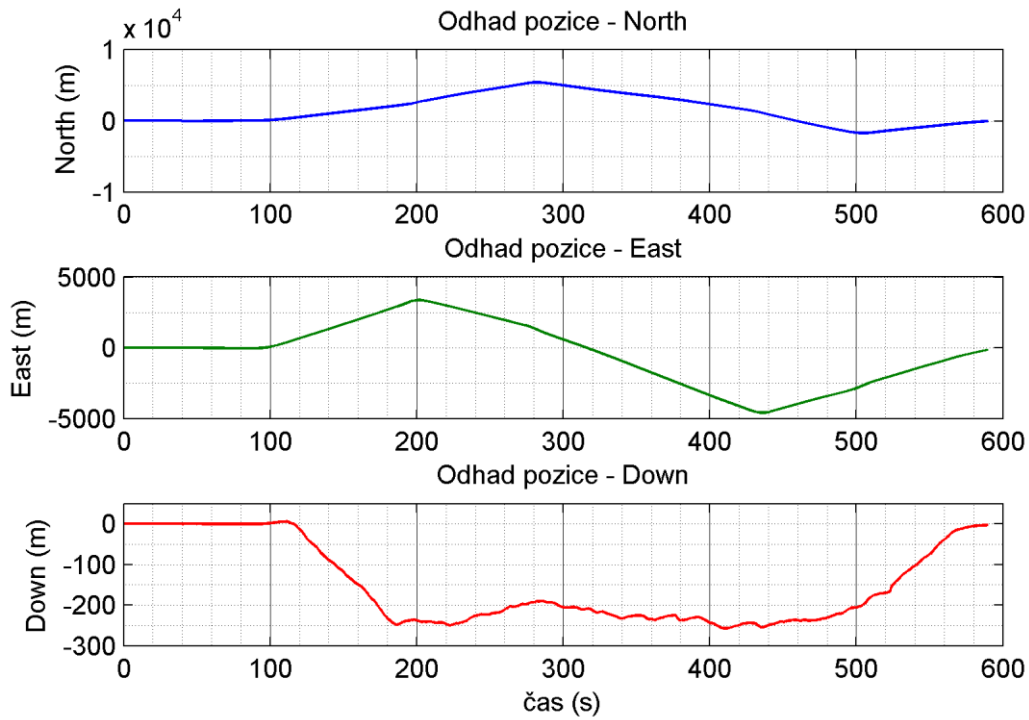


Obr. 51: Místo uložení měřicího kufru za sedadlem pilota (měřicí kufr není na obrázku vidět)

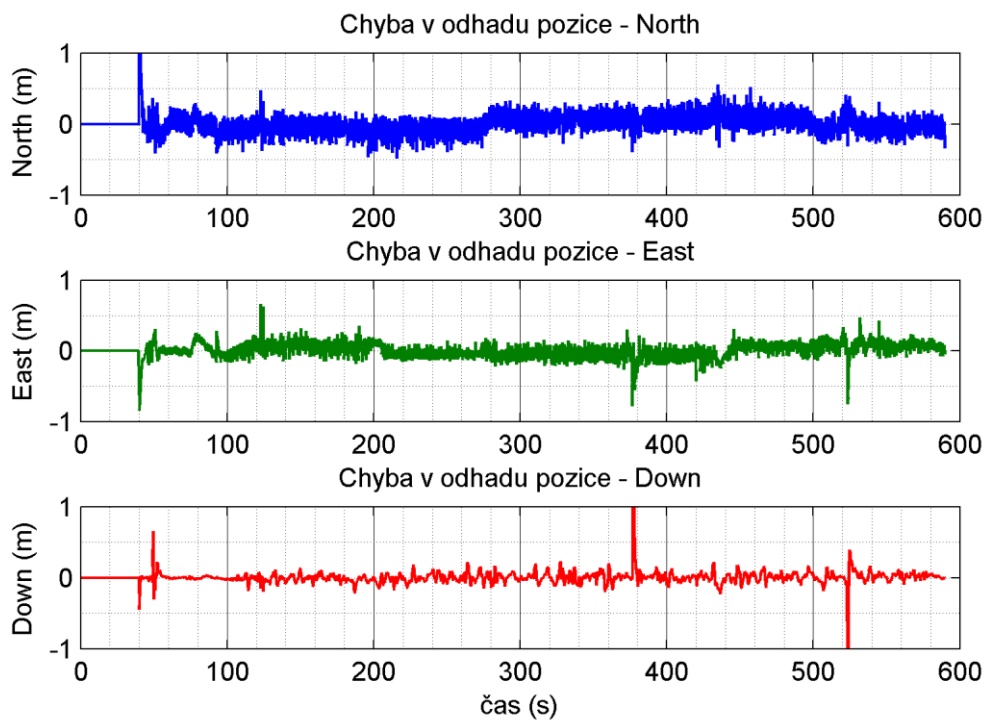
## 6.2 Experimentální ověření

Následující kapitola ukazuje výsledky navigační jednotky v jednom konkrétním letu. Let probíhal po okruhu letiště ve výšce přibližně 250 m nad zemí. Trasa letu byla zvolena tak, aby směřovala buď v podélném, nebo v příčném směru vzletové a přistávací dráhy. Všechny zatáčky byly prováděny s náklonem  $30^\circ$ .

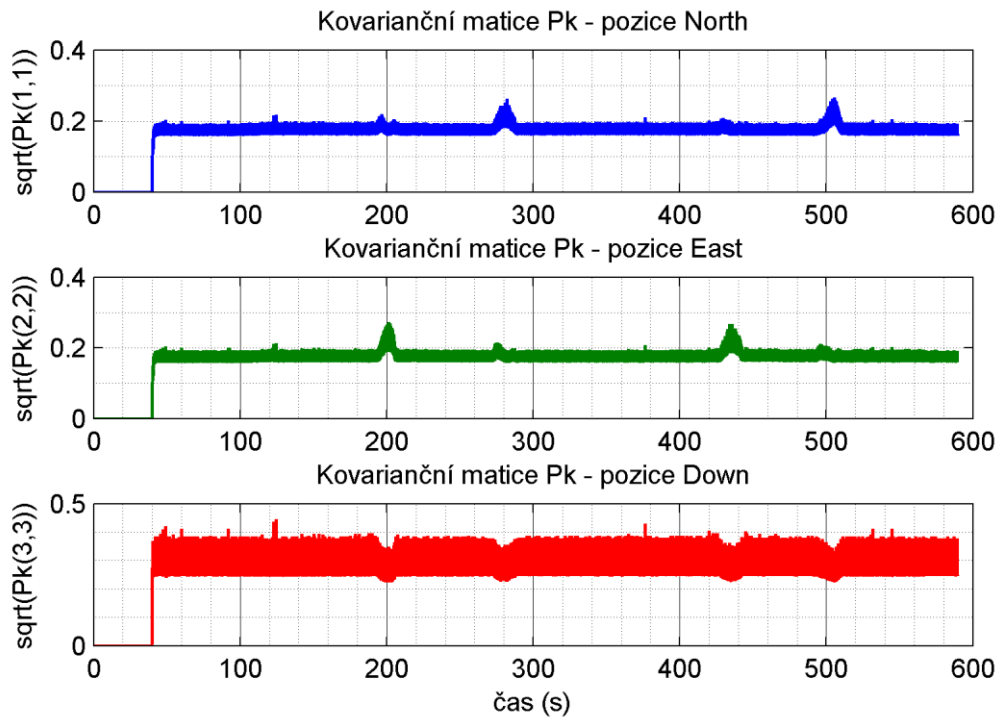
Na Obr. 52 je pro celkovou představu zobrazena pozice letounu během průběh letu v jednotlivých osách navigačního systému. Obr. 53 ukazuje rozdíl mezi odhadnutou pozicí z Obr. 52 a referenční pozicí z GNSS. Směrodatná odchylka odhadu pozice z kovarianční matice  $P_k$  je zobrazena na Obr. 54. Inovace v pozicích jsou zobrazeny na Obr. 55. Zde je vidět, že zvláště vertikální kanál není zcela bílý. Během hledání hodnot matic  $Q$  a  $R$  se nepodařilo identifikovat takové hodnoty, aby byl šum zcela bílý.



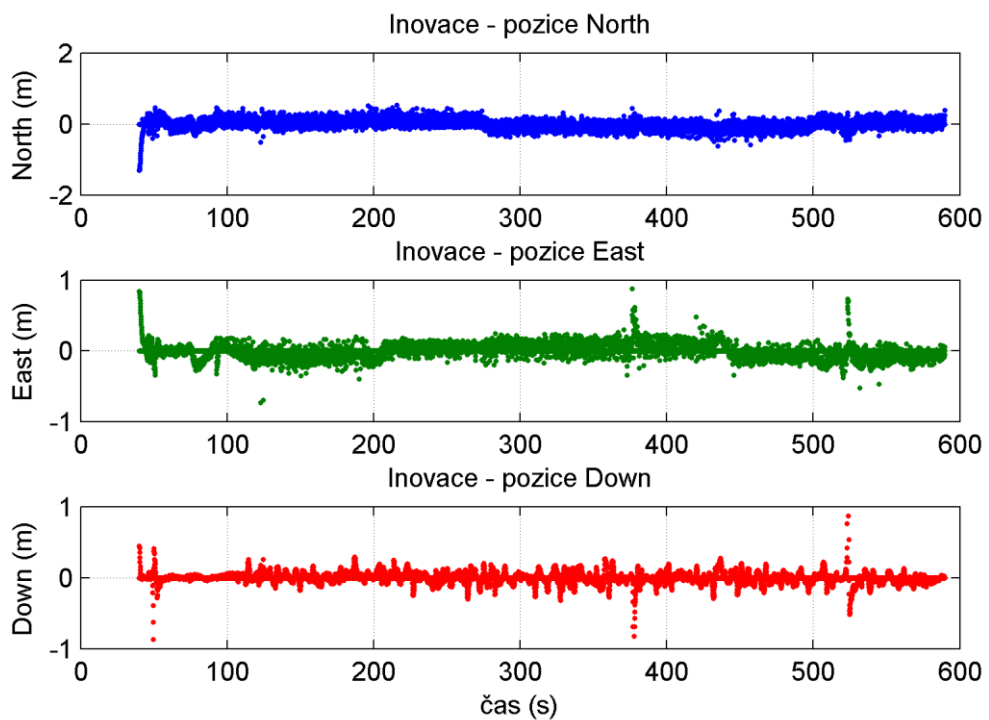
Obr. 52: Zobrazení odhadu pozice během celého letu



Obr. 53: Chyba odhadu polohy vůči referenci



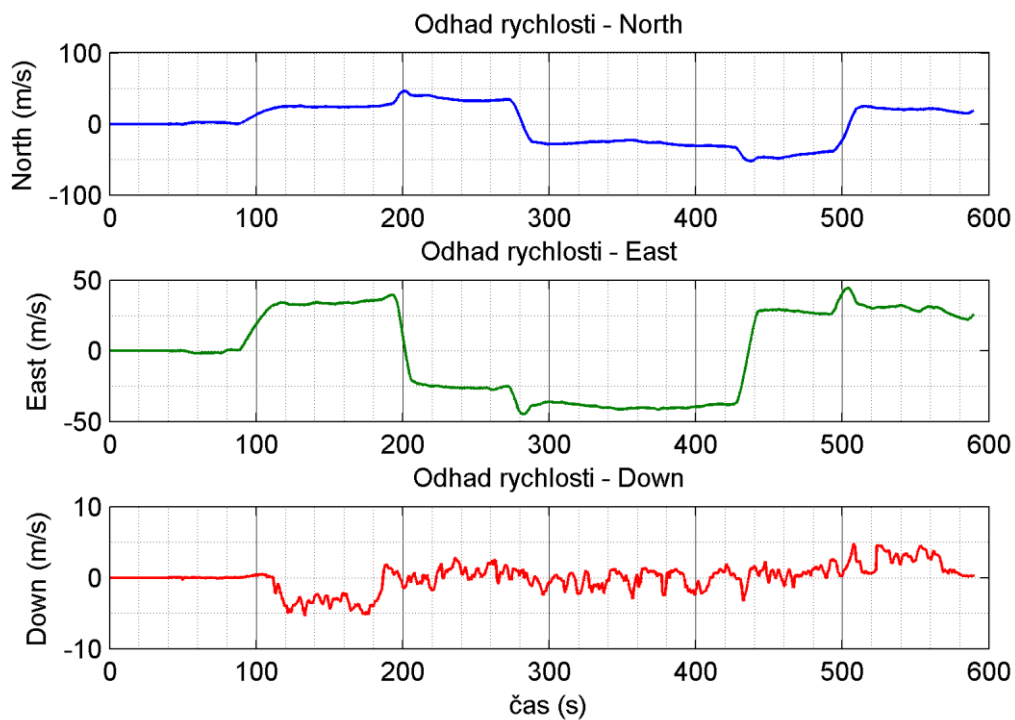
Obr. 54: Směrodatná odchylka v pozici



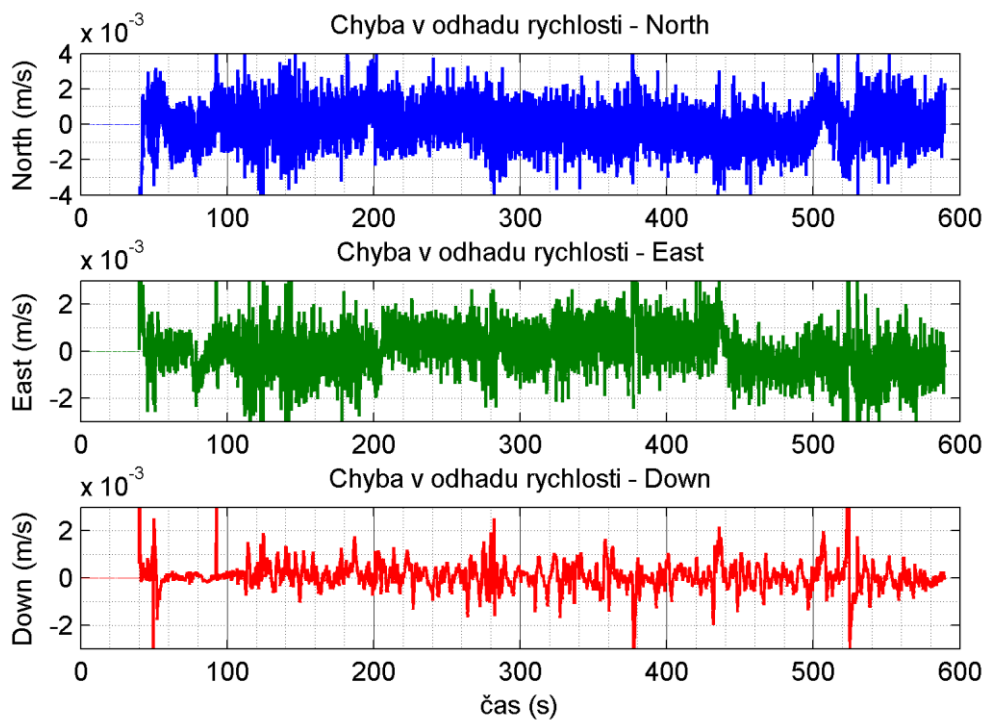
Obr. 55: Inovace pozice

Zobrazení odhadu rychlosti během celého letu přepočítané do navigační soustavy je zobrazené na Obr. 56. Chyba v odhadu rychlosti vůči rychlosti zjišťované z GNSS je

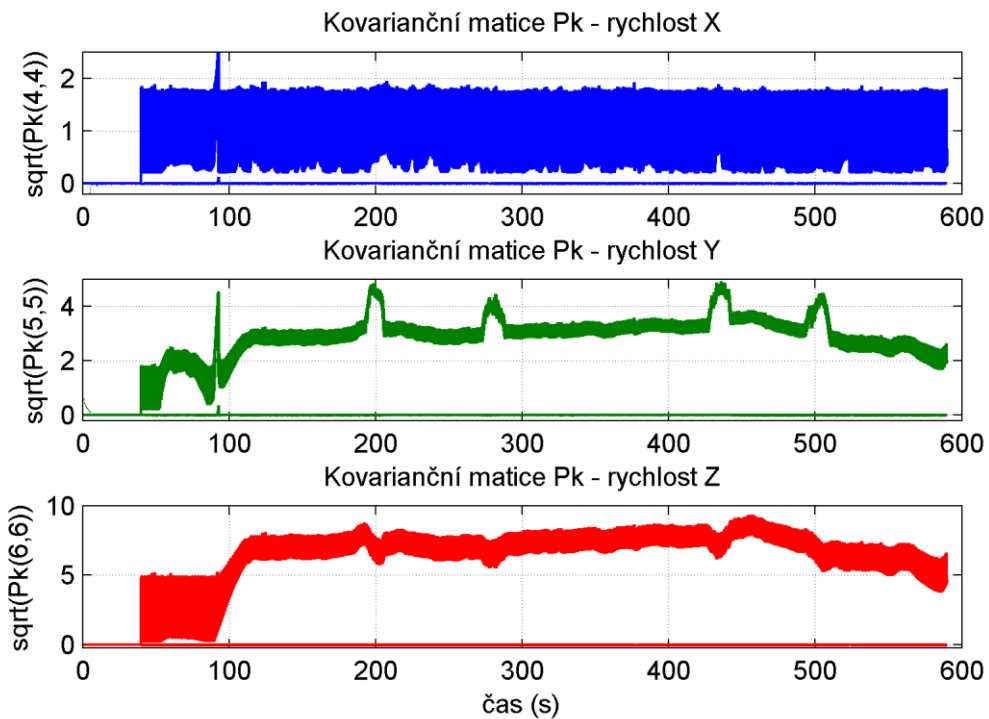
zobrazena na Obr. 57. Směřodonné odchylky pro rychlost v tělesové soustavě jsou vykresleny v grafu na Obr. 58. Šумы v inovacích na Obr. 59 jsou bílé.



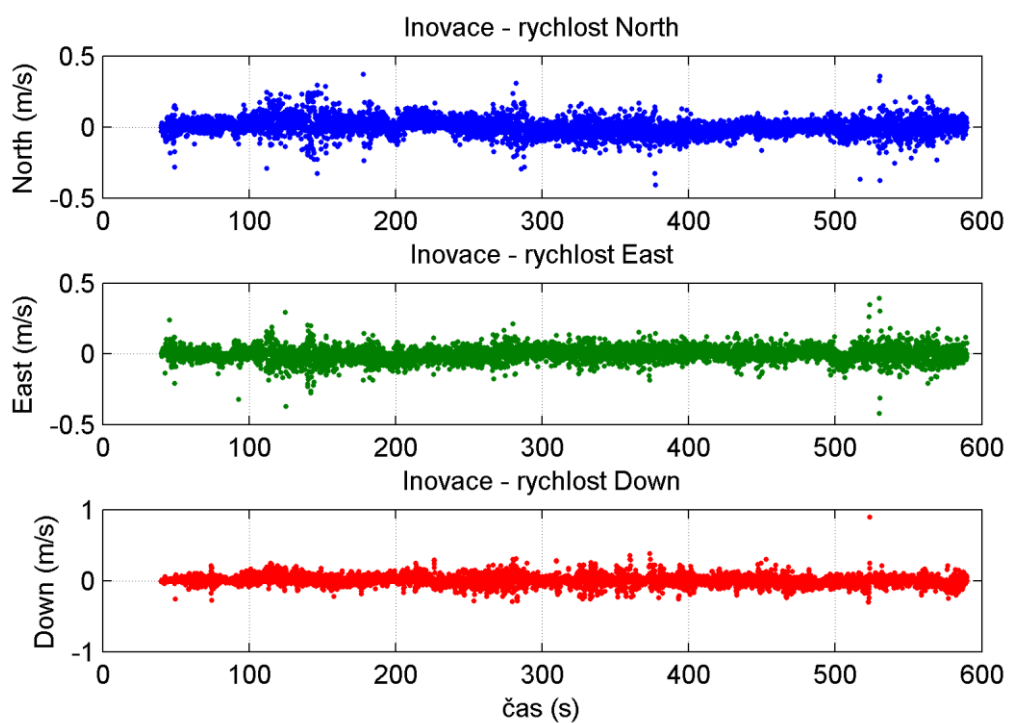
Obr. 56: Zobrazení odhadu rychlosti během celého letu



Obr. 57: Chyba odhadu rychlosti vůči referenci



Obr. 58: Směrodatná odchylka v rychlosti

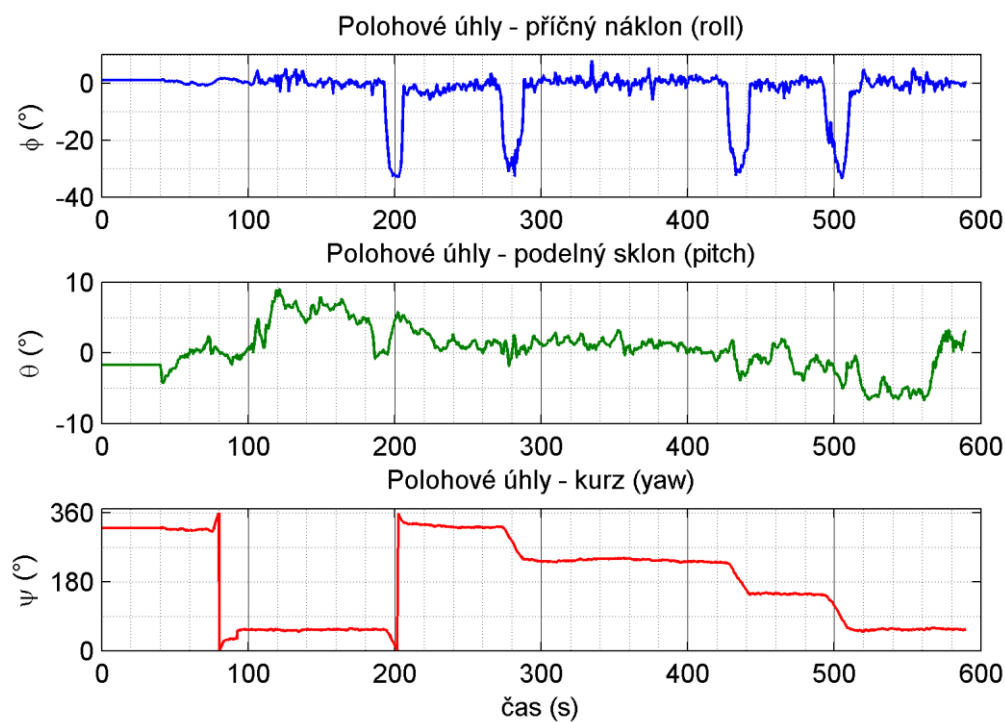


Obr. 59: Inovace rychlosti

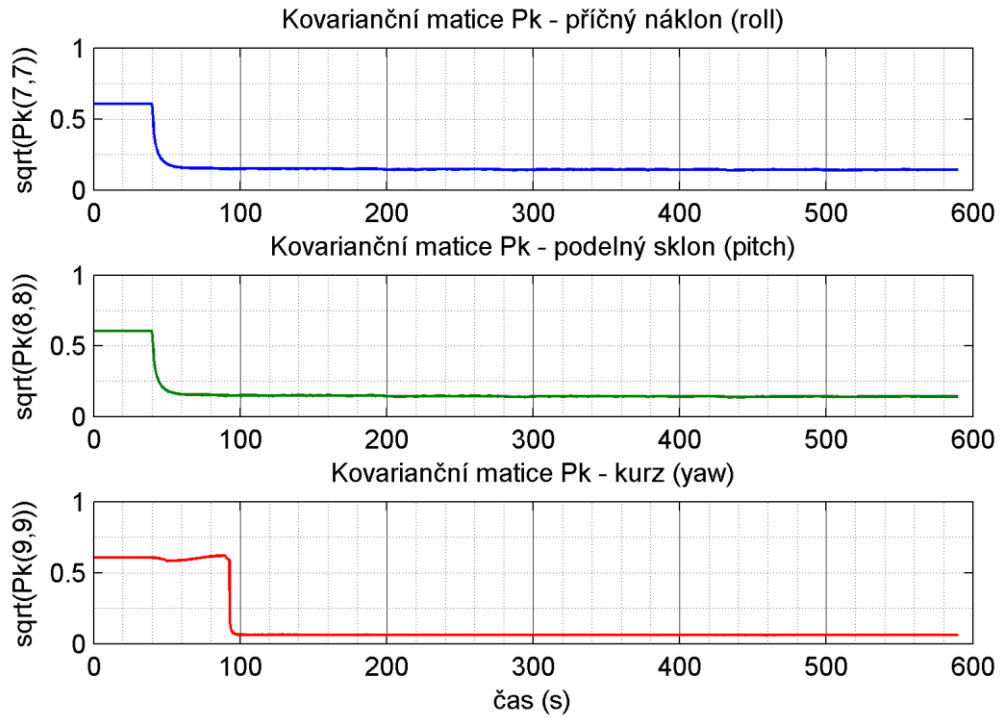
Odhady polohových úhlů zobrazeny na Obr. 60. Bohužel k dispozici nebyla žádná reference vůči, které by se odhadnuté polohové úhly daly srovnat. Nicméně z grafu lze



bezpečně identifikovat, příčný náklon v zatáčkách o hodnotě  $30^\circ$ , který byl skutečně prováděn pilotem a kontrolován na umělém horizontu. Mimo zatáček se náklon pohybuje v oblasti kolem nuly, což odpovídá realitě. V případě sklonu lze na začátku grafu pozorovat kladný úhel, který byl dosažen při stoupání po startu a naopak na konci grafu je vidět záporný úhel, značící klesání na přistání. Odhadnutý kurz byl korigován GNSS přijímačem a odpovídá skutečnosti, což je možné ověřit i proto, že let byl prováděn jen kolmo a podél vzletové a přistávací dráhy se známým směrem. Směrodatná odchylka polohových úhlů je zobrazena na Obr. 61. Z kurzu je patrné, že začal být korigován později než náklon a sklon. To je způsobeno podmínkou na minimální rychlost vodorovného pohybu kvůli použití korekci z GNSS přijímačem.

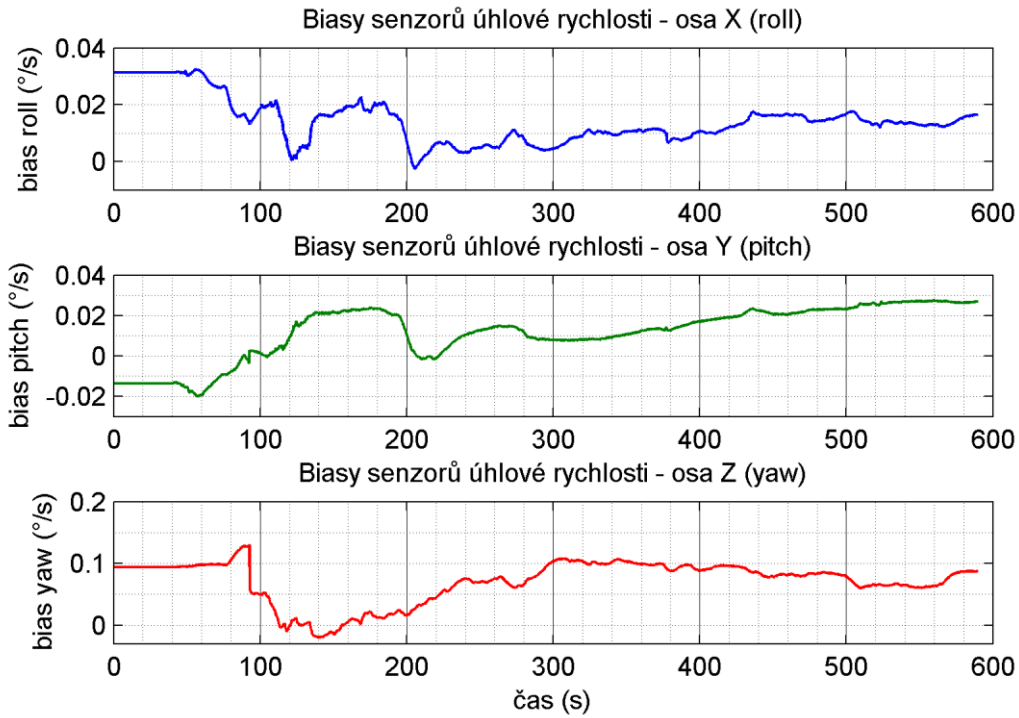


Obr. 60: Polohové úhly během celého letu

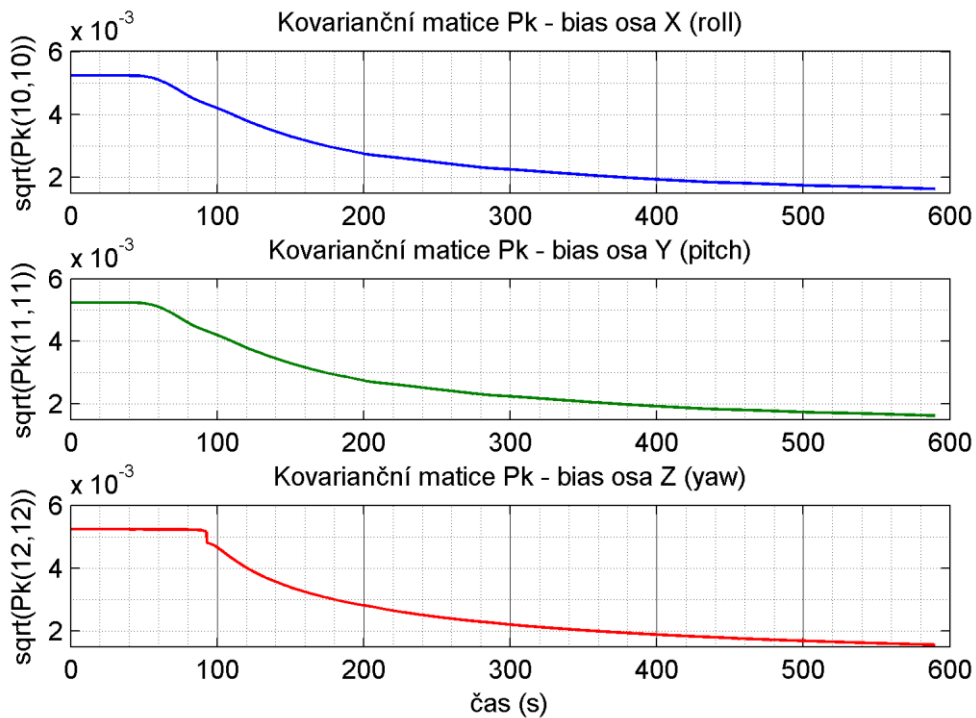


Obr. 61: Směrodatná odchylka polohových úhlů

Odhady biasů senzorů úhlové rychlosti jsou zobrazeny na Obr. 62 a jejich směrodatná odchylka je zobrazena na Obr. 63. Bohužel se během ladění Kalmanova filtru nepodařilo nalézt zcela vhodné parametry matic  $Q$  a  $R$  a počáteční hodnoty  $P_k$ , takže výsledky odhadu biasů nejsou zcela uspokojivé.



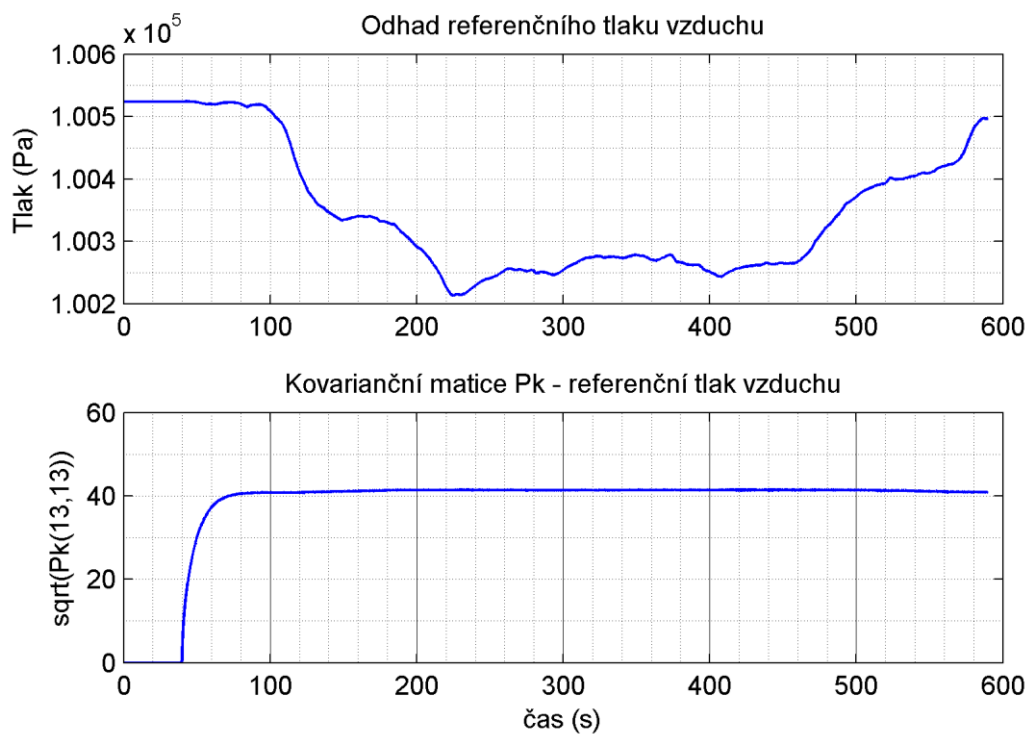
Obr. 62: Odhad biasů senzorů úhlové rychlosti



Obr. 63: Směrodatná odchylka biasů senzorů úhlové rychlosti

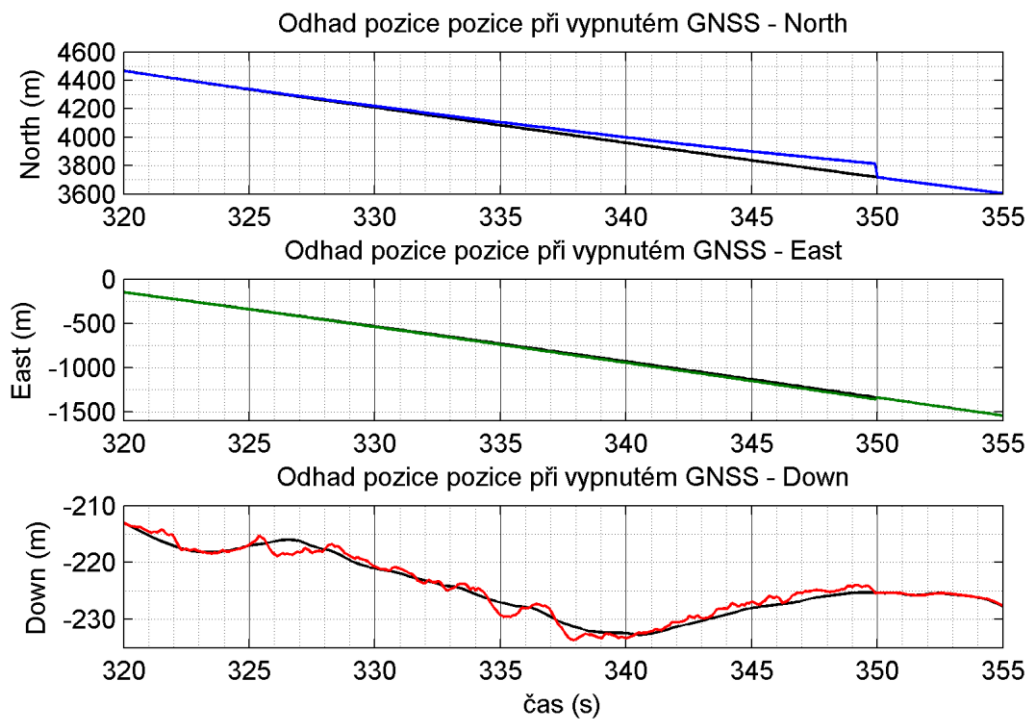
Odhad referenčního tlaku vzduchu a jeho směrodatná odchylka jsou zobrazeny na Obr. 64. Přesto že původní předpoklad byl, že dojde ke stabilizaci na nějaké konstantní

hodnotě, reálná data ukázala, že výpočet referenčního tlaku je ovlivněn i dalšími neznámými faktory, takže se jeho hodnota během letu mění. Tyto negativní vlivy mohou být například způsobeny samotným senzorem či jeho umístěním v letounu. Ověřovací výpočty však ukázaly, že při zdefinování konstantního referenčního tlaku není rozdíl mezi výškou z tlakového senzoru a výškou z GNSS přijímače konstantní.

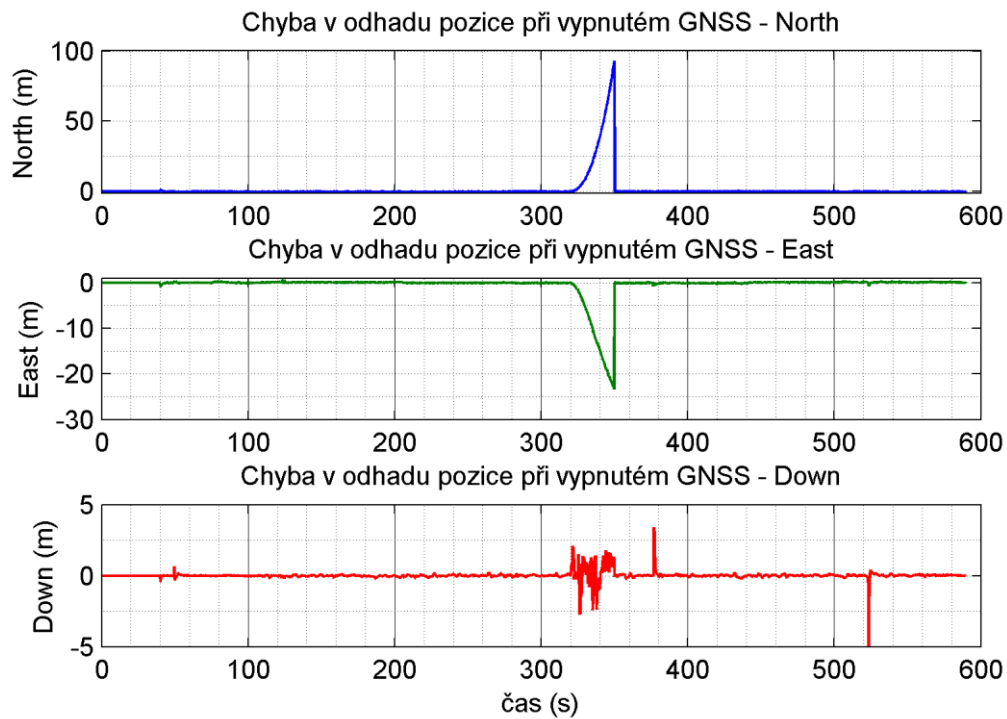


Obr. 64: Odhad referenčního tlaku vzduchu a jeho směrodatná odchylka

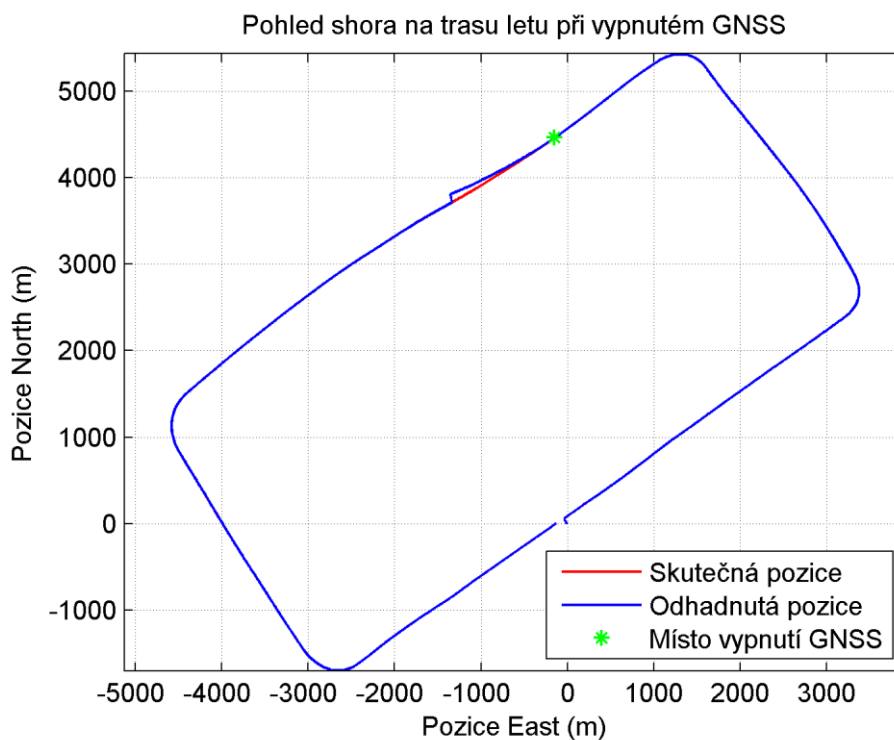
Protože navigační jednotka by měla po omezenou dobu fungovat i bez korekcí z družicové navigace, byly provedeny pokusy, ve kterých byl uměle vypnut GNSS přijímač. Na Obr. 65 je zobrazen odhad pozice z navigační jednotky v úseku, kdy byla po dobu 30 s vypnuta korekce z GNSS. Pro porovnání je v grafech vyznačena i skutečná poloha. Z obrázku je patrné, že došlo k odchylce v severním směru, odchylka směrem na východ je minimální. Odchylka ve vertikálním směru je minimální, jelikož senzor absolutního tlaku vzduchu po celou dobu výpadku korigoval výšku. Pro lepší názornost je na Obr. 66 vykreslena samotná chyba od skutečné pozice. Trasa letu z pohledu shora s vyznačenou odhadnutou pozicí, skutečnou pozicí a místem vypnutí GNSS je k vidění na Obr. 67.



Obr. 65: Odhad pozice a reference ve vybraném úseku letu s vypnutým GNSS



Obr. 66: Chyba odhadu pozice zobrazená během celého letu (ve vybraném úseku letu je vypnuto GNSS)



Obr. 67: Pohled shora na trasu letu, při němž došlo k vypnutí GNSS

## 7 Závěr

Cílem diplomové práce bylo kompletní vytvoření navigační jednotky pro bezpilotní prostředky a ultralehká letadla, která bude používat levné senzory typu MEMS, bude mít malé rozměry a nízkou hmotnost. Na začátku práce byla nejprve provedena rešerše dostupných senzorů a z nich byly vybrány takové, které měly potenciál pro použití v navigační jednotce. Jak se při testování ukázalo, všechny vybrané senzory kromě akcelerometru (kombinovaného s magnetometrem) splňují požadavky, které na ně byly kladeny. Akcelerometr jako jediný nenaplnil očekávání a pro další verzi navigační jednotky by bylo vhodné zvolit jiný typ.

Po výběru senzorů byla vytvořena schémata a plošné spoje pro hlavní a senzorickou desku. Vyrobené plošné spoje byly ručně osazeny kromě inerciálních senzorů. Ty byly osazeny v laboratoři pro vývoj a realizaci, kvůli přesnému dodržení teplotních profilů pájení. Ožívování desek proběhlo úspěšně a nebylo nutné provádět zásahy do DPS. Oživené plošné spoje byly následně naprogramovány pro zjištění funkčnosti senzorů, přičemž došlo ke zjištění, že jeden z trojice senzorů úhlové rychlosti ADXRS453 je vadný a proto byl vyměněn. Po této opravě byl vývoj hardware úspěšně dokončen.

Vývoj software probíhal převážně po celou dobu práce. Nejprve byly napsány ovladače k jednotlivým sensorům a modulu družicové navigace a následně byl software rozšiřován o další funkcionalitu, jako například odesílání dat přes CAN či implementaci rozšířeného Kalmanova filtru. Většina zamýšlených funkcí, které byly na počátku práce definovány, byla také implementována. Některé pomocné funkce, jako například aktualizace firmwaru sensorické desky přes hlavní desku nebo aktualizace přes sběrnici CAN však implementovány nebyli. Hlavní funkcionalita software však byla dokončena.

Rozšířený Kalmanův filtr, který navigační jednotka používá, byl založen na práci Jakuba Šimánka [12]. Pro tuto jednotku byl Kalmanův filtr upraven a rozšířen o korekci výšky pomocí senzoru absolutního tlaku vzduchu. Korekce odstředivého zrychlení byla do filtru zahrnuta. Kalmanův filtr se nepodařilo vyladit zcela, některé odhady, jako například biasy sensorů úhlové rychlosti vykazují neuspokojivé vlastnosti. Naproti tomu odhady polohových úhlů fungují přesně, což z nich činí spolehlivý zdroj dat pro umělý horizont. Navržený Kalmanův filtr také dobře pokrývá výpadky přijímače družicové navigace a umožňuje poměrně přesné určení polohy po dobu několika desítek sekund.

Realizovaná navigační jednotka byla na závěr vývoje podrobena testování při experimentálních letech ve sportovním letounu. Přestože použitý testovací letoun nebyl typu, pro který je tato jednotka primárně určena, data z něj významně pomohly vylepšit Kalmanův filtr.

# Literatura

- [1] M. Soták, M. Sopata, R. Bréda, J. Roháč a Ľ. Váci, Integrácia navigačných systémov, Košice, 2006.
- [2] „Inertial Navigation Systems Information,“ [Online]. Available: [http://www.globalspec.com/learnmore/sensors\\_transducers\\_detectors/tilt\\_sensing/inertial\\_gyros](http://www.globalspec.com/learnmore/sensors_transducers_detectors/tilt_sensing/inertial_gyros). [Přístup získán květen 2016].
- [3] P. Gazdík, „Měřicí jednotka navigačního systému pro bezpilotní prostředky,“ 2011. [Online]. Available: [http://measure.feld.cvut.cz/cs/system/files/files/cs/vyuka/zaverecne\\_prace/DP\\_2011\\_Gazdik\\_locked.pdf](http://measure.feld.cvut.cz/cs/system/files/files/cs/vyuka/zaverecne_prace/DP_2011_Gazdik_locked.pdf). [Přístup získán říjen 2015].
- [4] „ECEF Coordinate Systems (GPS),“ [Online]. Available: <http://what-when-how.com/gps-with-high-rate-sensors/ecef-coordinate-systems-gps/>. [Přístup získán květen 2016].
- [5] „Reference Frame Definitions (GPS),“ [Online]. Available: <http://what-when-how.com/gps-with-high-rate-sensors/reference-frame-definitions-gps/>. [Přístup získán květen 2016].
- [6] „Global Positioning System,“ [Online]. Available: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Global\\_Positioning\\_System](https://cs.wikipedia.org/wiki/Global_Positioning_System). [Přístup získán květen 2016].
- [7] „Lesson 9: GPS Modernization and GNSS,“ [Online]. Available: <https://www.e-education.psu.edu/geog862/print/19.html>. [Přístup získán květen 2016].
- [8] „GLONASS,“ [Online]. Available: <https://cs.wikipedia.org/wiki/GLONASS>. [Přístup získán květen 2016].
- [9] „Lesson 10: Basic GNSS and the Future,“ [Online]. Available: <https://www.e-education.psu.edu/geog862/print/110.html>. [Přístup získán květen 2016].
- [10] F. Vejražka, „Družicové rádiové navigační systémy I.,“ v *Přednáška A3M37NAV - Navigace*.
- [11] J. Roháč a M. Šipoš, „Sensors and Data Processing Methods Used in Navigation Systems,“ v *International Scientific Conference Modern Safety Technologies in Transportation*, Košice, 2011.
- [12] J. Šimánek, „Analysis of suboptimal models for INS/GPS navigation algorithms,“ 2011. [Online]. Available: [http://measure.feld.cvut.cz/cs/system/files/files/cs/vyuka/zaverecne\\_prace/DP\\_2011\\_Simanek\\_locked.pdf](http://measure.feld.cvut.cz/cs/system/files/files/cs/vyuka/zaverecne_prace/DP_2011_Simanek_locked.pdf).
- [13] P. Ripka a A. Tipek, *Modern Sensors Handbook*, London: ISTE, 2007.
- [14] „MEMS: A Brief Overview,“ [Online]. Available: <http://cz.mouser.com/applications/mems-overview/>. [Přístup získán květen 2016].



- [15] „Learn: Sense | Aerospace Robotics,“ [Online]. Available: <http://aerospacerobotics.com/pages/sense>. [Přístup získán květen 2016].
- [16] „Ring laser gyroscope,“ [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Ring\\_laser\\_gyroscope](https://en.wikipedia.org/wiki/Ring_laser_gyroscope). [Přístup získán květen 2016].
- [17] „Integrované MEMS GYROSKOPY,“ [Online]. Available: <http://automatizace.hw.cz/integrované-mems-gyroskopy>. [Přístup získán květen 2016].
- [18] „Miniature Fluxgate Magnetometer WFG-130,“ [Online]. Available: <http://www.wuntronic.com/en/index.php?site=2&xid=67&subid=166&sub2id=167&pid=321>. [Přístup získán květen 2016].
- [19] J. Jayapandian, „Measure Laser Power With A Modified MEMS Pressure Sensor,“ 19 9 2011. [Online]. Available: <http://electronicdesign.com/energy/measure-laser-power-modified-mems-pressure-sensor>. [Přístup získán květen 2016].
- [20] J. Roháč, „MODERN SENSORS IN AIDED NAVIGATION SYSTEMS,“ 2013. [Online]. Available: <https://dSPACE.cvut.cz/handle/10467/14182>. [Přístup získán květen 2016].
- [21] M. Soták, „DETERMINING STOCHASTIC PARAMETERS USING AN UNIFIED METHOD,“ 2009. [Online]. Available: [http://www.aei.tuke.sk/papers/2009/2/09\\_Sotak.pdf](http://www.aei.tuke.sk/papers/2009/2/09_Sotak.pdf). [Přístup získán květen 2016].
- [22] J. Roháč, „Senzory navigačních systémů - gyroskopy, senzory úhlové rychlosti, akcelerometry,“ v *Přednáška A3M38PSL - Přístrojové systémy letadel a kosmických prostředků*.
- [23] J. Novák, „CAN bus a jeho aplikace ve vozidlech,“ v *Přednáška A3M38SPD - Sběr a přenos dat*.
- [24] L. Kostka, „Jednotka měření GPS signálu s rozhraním CANaerospace,“ [Online]. Available: [http://measure.feld.cvut.cz/cs/system/files/files/cs/vyuka/zaverecne\\_prace/BP\\_2010\\_Kostka\\_locked.pdf](http://measure.feld.cvut.cz/cs/system/files/files/cs/vyuka/zaverecne_prace/BP_2010_Kostka_locked.pdf).
- [25] „CANaerospace Interface specification for airborne CAN applications V 1.7,“ [Online]. Available: [http://www.stockflightsystems.com/tl\\_files/downloads/canaerospace/canas\\_17.pdf](http://www.stockflightsystems.com/tl_files/downloads/canaerospace/canas_17.pdf). [Přístup získán leden 2016].
- [26] „Common Mode Chokes in CAN Networks: Source of Unexpected Transients,“ [Online]. Available: <http://www.ti.com/lit/an/slla271/slla271.pdf>. [Přístup získán říjen 2015].
- [27] „ADXRS453BEYZ,“ [Online]. Available: <http://www.digikey.com/product-detail/en/analog-devices-inc/ADXRS453BEYZ/ADXRS453BEYZ-ND/2623598>. [Přístup získán květen 2016].
- [28] „New Xtrinsic six-axis sensor from Freescale enriches mobile devices,“ [Online]. Available: <http://www.radiolocman.com/news/new.html?di=134052>. [Přístup

získán květen 2016].

- [29] „HSCMAND015PASA5,“ [Online]. Available: <http://cz.mouser.com/ProductDetail/Honeywell/HSCMAND015PASA5/?qs=brqxNzf12%252bKpXlf05XTWfQ%3D%3D>. [Přístup získán květen 2016].
- [30] „Antivibrační průchodka se šroubem,“ [Online]. Available: <http://www.essentracomponents.cz/antivibracni-pruchodka-se-sroubem>. [Přístup získán říjen 2015].
- [31] M. Šipoš, P. Pačes, J. Roháč a P. Nováček, „Analyses of Triaxial Accelerometer Calibration Algorithms,“ *IEEE SENSOR JOURNAL*, sv. 12, č. 5, pp. 1157-1165, 2012.
- [32] M. Šipoš a J. Roháč, „Calibration of Tri-axial Angular Rate Sensors,“ v *10. mezinárodní vědecká konference „Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel“*, Brno, 2010.
- [33] „Slingsby Firefly aircraft history, performance and specifications,“ [Online]. Available: <http://www.pilotfriend.com/aircraft%20performance/firefly.htm>. [Přístup získán květen 2016].
- [34] J. Roháč, „Navigační rovnice - postupy výpočtů. Metody zpracování navigačních dat. Fúze dat,“ v *Přednáška A3M38PSL - Přístrojové systémy letadel a kosmických prostředků*.
- [35] „MEMS Accelerometers, Gyroscopes, & Geomagnetic Sensors - Propelling Disruptive Consumer Applications,“ [Online]. Available: <http://www.radiolocman.com/review/article.html?di=134058>. [Přístup získán květen 2016].
- [36] „How to measure absolute pressure using piezoresistive sensing elements,“ [Online]. Available: <http://www.amsys.info/sheets/amsys.en.wp02.pdf>. [Přístup získán květen 2016].

# Přílohy

## A. Porovnání zvažovaných senzorů úhlové rychlosti

Název	ADXRS646	ADXRS642	ADXRS453	ADXRS450	ADXRS652
Výrobce	Analog Devices	Analog Devices	Analog Devices	Analog Devices	Analog Devices
Rozsah [dps]	250	250	300	300	250
Osy	Z	Z	Z	Z	Z
Rozlišení [LSB/dps] / [mV/dps]	9 mV	7 mV	80 LSB	80 LSB	7 mV
Přesnost [%]			3	3	
Nelinearita [%]	0,01	0,01	0,05	0,05	0,1
Mezi-osová citlivost [%]			3	3	
Bias stability [deg/h]	12	20	16	25	
Hustota šumu [dps/sqrt(Hz)]	0,01 (BW=80)	0,02 (BW=80)	0,015 (BW=77,5)	0,015 (BW=80)	0,06 (BW=80)
Vibrační imunita [dps/g]	0,015	0,03	0,01	0,03	0,1
Šířka pásma [Hz]	1000	2000	77,5	80	2500
Výstupní vzorky [Hz]			485	500	
Rozhraní	analog	analog	SPI	SPI	analog
Napájecí napětí [V]	6	5	3,15-5,25	3,15-5,25	5
Odběr [mA]	4	3,5	6	6	3,5
Rozsah teplot [C]	-40/+105	-40/+105	-40/+105	-40/+105	-40/+105
Pouzdro	32-Lead Ceramic Ball Grid Array	32-Lead Ceramic Ball Grid Array	14-Terminal CLCC	14-Terminal CLCC	32-Lead Ceramic Ball Grid Array
Cena [Kč]	2063	1441	2054 (1640)	1482	827

Název	ADXR5620	FXAS21002C	MPU-3300	ITG-3050	SAR100
Výrobce	Analog Devices	Freescale	InvenSense	InvenSense	Sensoror
Rozsah [dps]	300	250/500/1000/2000	225/450	250/500/1000/2000	100/250/400
Osy	Z	X,Y,Z	X,Y,Z	X,Y,Z	X
Rozlišení [LSB/dps] / [mV/dps]	6 mV	128/64/32/16 LSB	145,6/72,8 LSB	131/65,5/32,8/16,4 LSB	10/4 LSB
Přesnost [%]		2	3	6(2)	1
Nelinearita [%]	0,1	1	0,2	0,2	0,1
Mezi-osová citlivost [%]		1,5	2	2	
Bias stability [deg/h]			15		72
Hustota šumu [dps/sqrt(Hz)]	0,05 (BW=80)	0,025 (BW=100)	0,005 (BW=10)	0,01 (BW=10)	0,03 (BW=?)
Vibrační imunita [dps/g]	0,1	1,25	0,1	0,1	0,05
Šířka pásma [Hz]	2500	256	256	256	50
Výstupní vzorky [Hz]		12,5-800	4-8000	4-8000	2000
Rozhraní	analog	SPI, I2C	SPI, I2C	SPI, I2C	SPI
Napájecí napětí [V]	5	1,95-3,6	2,4-3,4	2,1-3,6	5
Odběr [mA]	3,5	2,6	3,6	5,9	17
Rozsah teplot [C]		-40/+85	-40/+105	-40/+85	-40/+90
Pouzdro	32-Lead Ceramic Ball Grid Array	24-lead QFN	24-Lead QFN	24-Lead QFN	28 LCC
Cena [Kč]	997		2451	575	990

## B. Porovnání zvažovaných akcelerometrů

Název	ADX1362	ADX1325	LIS331DLH	LIS3DSH	LSM303D
Výrobce	Analog Devices	Analog Devices	ST Microelectronics	ST Microelectronics	ST Microelectronics
Rozsah [g]	2/4/8	5	2/4/8	2/4/6/8/16	2/4/6/8/16
Osy	X,Y,Z	X,Y,Z	X,Y,Z	X,Y,Z	X,Y,Z,MAG
Rozlišení [LSB/g] / [mV/g]	1000/500/250 LSB	174 mV	1000/500/256 LSB	16667/8333/5555/ 4166/1370 LSB	16393/8196/5464/ 4098/1366 LSB
Nelinearita [%]	0,5	0,2			
Mezi-osová citlivost [%]	1,5	1			
Hustota šumu [ $\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$ ]	XY:250,Z:350 (175/250) (BW=50)	250 (BW=50)	218 (BW=?)	150 (BW=50)	150 (BW=50)
Šířka pásma [Hz]	200	XY:1600,Z:550	500	800	773
Výstupní vzorky [Hz]	12,5-400		50-1000	3-1600	3-1600
Rozhraní	SPI	analog	SPI,I2C	SPI,I2C	SPI,I2C
Napájecí napětí [V]	1,6-3,5	1,8-3,6	2,16-3,6	1,7-3,6	2,16-3,6
Odběr [uA]	13	350	250	225	300
Rozsah teplot [C]	-40/+85	-40/+85	-40/+85	-40/+85	-40/+85
Pouzdro	16-Terminal LGA	16-Lead LFCSP_LQ	LGA16	LGA16	LGA16
Cena [Kč]	204	181	80	83	110

Název	<b>MMA8451Q</b>	<b>FXOS8700CQ</b>
Výrobce	Freescale	Freescale
Rozsah [g]	2/4/8	2/4/8
Osy	X,Y,Z	X,Y,Z,MAG
Rozlišení [LSB/g] / [mV/g]	4096/2048/1024	4096/2048/1024
Nelinearita [%]		
Mezi-osová citlivost [%]		
Hustota šumu [ug/sqrt(Hz)]	126 (BW=200)	126 (BW=200)
Šířka pásma [Hz]	400	200
Výstupní vzorky [Hz]	1,5-800	1,5-400
Rozhraní	I2C	SPI,I2C
Napájecí napětí [V]	1,95-3,6	1,95-3,6
Odběr [uA]	165	648
Rozsah teplot [C]	-40/+85	-40/+85
Pouzdro	16-LEAD QFN	16-LEAD QFN
Cena [Kč]	38	55

## C. Porovnání zvažovaných magnetometrů

Název	FXOS8700CQ	LSM303D	LIS3MDL	MAG3110	MMMC3280MS	HMC5883L-TR
Výrobce	Freescale	ST Microelectronics	ST Microelectronics	Freescale	MEMSIC	HONEYWELL
Rozsah [uT]	1200	200/400/800/1200	400/800/1200/1600	1000	800	100-800
Osy	X,Y,Z,ACC	X,Y,Z,ACC	X,Y,Z	X,Y,Z	X,Y,Z	X,Y,Z
Rozlišení [LSB/uT]	10 LSB	125/62,5/31,3/ 20,9 LSB	68,4/34,2/22,8/ 17,1 LSB	10 LSB	51,2 LSB	13,7-0,23 LSB
Nonlinearita [%]	1		0,12	1	1 (5%=>4-8G)	0,1
Mezi-osová citlivost [%]		1			2	0,2
Šum [uT-rms]	1,2 (BW=200)	0,5 (BW=?)	0,4 (BW=?)	max 0,4 (BW=40)	0,1 (BW=25)	
Šířka pásma [Hz]	200	50	40	40	25	
Výstupní vzorky [Hz]	1,5-400	3-100	0,625-80	0,63-80	50	0,75-75
Rozhraní	SPI,I2C	SPI,I2C	SPI,I2C	I2C	I2C	I2C
Napájecí napětí [V]	1,95-3,6	2,16-3,6	1,9-3,6	1,95-3,6	1,6-3,6	2,16-3,6
Odběr [uA]	648	300	270	900	1200	
Rozsah teplot [C]	-40/+85	-40/+85	-40/+85	-40/+85	-40/+85	-30/+85
Pouzdro	16-LEAD QFN	LGA16	LGA12	10-PIN DFN	LGA10	16-PIN LPCC
Cena [Kč]	55	110	49	24	237	164

## D. Porovnání zvažovaných senzorů absolutního tlaku vzduchu

Název	MPXH6115AC6U	HSCMAND015PASAS	ASDXACX015PAAAS
Výrobce	Freescall	Honeywell	Honeywell
min. tlak [kPa]	15	0	0
max. tlak [kPa]	115	103	103
Rozlišení [LSB/kPa] / [mV/kPa]	45 mV	40 LSB (127 LSB - 14bit)	39 mV
Přesnost [%]	1,5	1	2
Stabilita [%]	0,25	0,25	
Response time [ms]	1	0,46	1
Rozhraní	analog	SP1, I2C	analog
Napájecí napětí [V]	4,75-5,25	4,75-5,25	4,75-5,26
Odběr [mA]	10	3	4
Teplotní kompenzace [C]	0/+85	0/+50	0/+85
Rozsah teplot [C]	-40/+105	-20/+85	-20/+105
Pouzdro	SSOP	SMT AN	AC Package (není SMD)
Rozměry pouzdra [mm]	10,6x8,6x9,9	13,4x10x13,8	16,5x16,8x16,7
Cena [Kč]	231	1028	866



## E. Obsah přiloženého CD

Složka	Obsah
HW\DPS	Pdf soubory s deskami plošných spojů
HW\Schema	Pdf soubory se schémata
HW\Eagle	Projekt elektroniky v programu Eagle
SW\UAVNavCommon	Zdrojové kódy sdílené mezi hlavní a senzorickou deskou
SW\UAVNavMainBoard	Zdrojové kódy pro hlavní desku
SW\UAVNavSensorBoard	Zdrojové kódy pro senzorickou desku
Matlab\EKF_MATLAB	Implementace EKF v Matlabu a data
Text	Dokument diplomové práce a obrázky