

České vysoké učení technické v Praze  
Fakulta elektrotechnická

Czech Technical University in Prague  
Faculty of Electrical Engineering

Ing. Pavel Pačes, Ph.D.

**Algoritmy a zpracování dat senzorů pro navigaci  
v letectví a kosmonautice**

**Algorithms and Data Fusion of Navigation Sensors  
for Aero and Space Applications**

# Summary

This work deals with an analysis of a commercially successful navigation system used onboard of the Boeing 787 Dreamliner and I compare its parameters with low-cost sensor systems. The aim is to determine the characteristics of sensors, compare data processing methods, redundant information fusion, and navigation algorithms to get information about orientation and position. In the last part, I describe a new method for position angles measurement and its effects on the accuracy of the existing concept of a navigation system.

In aviation and space technology, the navigation task is solved by inertial navigation systems, global positioning systems and other data processing which is not a trivial solution. Multiple coordinate systems and methods for data transformation are used to calculate the positions. Data processing is different for inertial navigation systems and AHRS. The issues related to sensors, actuators and algorithms for different sources data processing is illustrated by the Small Satellite Platform, which contains the complete set of inertial sensors, a control computer with a wireless interface and a set of actuators controlled from Matlab. It is used to illustrate various calibration methods, data fusion (utilizing the Kalman filter) and one axe orientation control using reaction wheels. The illustrated principles are the same as those used at the Hubble Space Telescope, or the International Space Station.

The experience presented in this work was partially obtained through an internship at Honeywell under the Honeywell Innovator program, where I get familiar with RLG sensors and low-cost iNemo sensor unit. This unit was used as the core sensor module for SSP platform, which is based on idea coming from my internship at NASA Ames Research Center.

## Souhrn

Tato práce se zabývá rozbořem navigačního systému používaného v komerční dopravě na letadlech typu Boeing 787 Dreamliner a porovnáním jeho parametrů s běžně dostupnými senzory. Cílem je porovnat charakteristiky senzorů, metody zpracování dat, redundantních informací, a navigační algoritmy za účelem získání informace o poloze v prostoru. V poslední části práce je představeno rozšíření systému o nový princip měření polohových úhlů a jeho vliv na přesnost snímaných informací.

Pro navigační účely jsou v letecké a kosmické technice používány systémy inerciální navigace, globální navigace a další, přičemž zpracování jejich dat za účelem získání polohy není triviální záležitostí. Pro výpočet polohy jsou používány různé souřadné systémy a metody transformace měřených údajů. Zpracování dat je rozdílné pro systémy inerciální navigace a AHRS. Problematika senzorů, akčních členů a algoritmů pro zpracování dat z různých zdrojů informace je v přednášce ilustrována s využitím platformy (Small Satellite Platform), která obsahuje kompletní sadu inerciálních senzorů, řídicí počítač s bezdrátovým rozhraním a sadu akčních členů ovládaných z prostředí Matlab. Na platformě jsou prezentovány různé metody kalibrace, zpracování dat a řízení orientace v jedné ose (včetně Kalmanova filtru). Jedná se o pozemní aplikaci stabilizace kosmických prostředků pomocí reakčních kol, kterou využívá např. Hubble Space Telescope, nebo Mezinárodní kosmická stanice.

Zkušenosti prezentované v této práci byly částečně získány v rámci stáže u firmy Honeywell, v rámci programu Honeywell Innovator, kde jsem měl možnost seznámit se s přesností RLG senzorů a jednotkou iNemo. Jednotka byla použita pro realizaci modelu SSP, který ideově vychází z mé stáže v NASA Ames Research Center.

## **Klíčová slova**

Navigace, RLG senzor, MEMS, Kalman filtr, Small Satellite Platform, Allan variance, Datová fúze

## **Keywords**

Navigation, RLG sensor, MEMS, Kalman filter, Small Satellite Platform, Allan variance, Data fusion

# Content

1.	Úvod .....	6
1.1.	Požadavky na senzory.....	6
1.2.	Navigační algoritmus .....	8
1.3.	Návrh jednotky měření polohových úhlů .....	10
2.	Zpracování dat ze senzorů.....	12
2.1.	Model senzoru a jeho kalibrace .....	12
2.2.	Ohodnocení senzorů.....	14
2.3.	Reprezentace dat a jejich fúze.....	16
2.4.	Definice problému a návrh jeho řešení .....	18
3.	Experimenty.....	20
3.1.	Testy sensorového vybavení .....	20
3.2.	Dva výškoměry.....	21
3.3.	Magnetometrická hlava.....	23
3.4.	Aero metrická sonda .....	24
4.	Využití navržených senzorů .....	26
5.	Závěr .....	31
	Bibliografie.....	32
	Ing. Pavel Pačes, Ph.D.....	34

# 1. Úvod

Výzkum v oblasti navigačních systémů se v současné době zaměřuje hlavně na vylepšování vlastností levných inerciálních senzorů a také na algoritmy zpracování jejich dat. Tato práce se zabývá rozbořením algoritmů používaných v letecké a kosmické technice pro zpracování dat ze senzorů, které jsou následně využity pro integraci nově navrženého systému měření polohových úhlů do existujících senzorových struktur. Hlavní výzvou této práce je měření tlaku s rozlišením přibližně 2 Pa, které je použité pro měření úhlu náběhu nabíhajícího proudu vzduchu a následně pro měření polohových úhlů letadla. V rámci práce byla vyvinuta sonda, kterou bychom chtěli použít pro první letové testy vyvinutého zařízení. Pro provedení tohoto záměru byl realizován modulární elektronický a senzorový systém, který byl použitý jak pro realizaci testovací sondy, tak i pro konstrukci několika dalších zařízení, která jsou v současné době používána pro výukové i vědecké účely – viz obr. 5.

## 1.1. Požadavky na senzory

Bezpečnost placené dopravy v současné době čím dál více spoléhá na družicové určování polohy. Výzkum v této oblasti se zaměřuje na přijímače využívající signály družicových sítí různých poskytovatelů [1]. Hlavní výhoda družicových systémů spočívá v absolutním určení měřené polohy, tj. měření je zatížené chybou, která je konstantní v čase. V letecké a kosmické technice je důležitá jak znalost polohy, tak i orientace vzhledem k zemskému povrchu. Pro určování polohy a orientace se v minulosti používaly systémy založené na rotujícím setrvačnicku, který si udržoval stále stejnou polohu v prostoru, nebo systémy založené na motoricky stabilizované základně [2]. Obě metody mají největší nevýhodu v mechanické náročnosti výroby a nespolehlivosti provozu. Technologický vývoj umožnil použití moderní senzorové techniky, která v případě měření navigačních

parametrů využívá hlavně senzorů zrychlení a úhlových rychlostí. V leteckých inerciálních navigačních systémech je zrychlení měřeno pomocí referenční hmotnosti a úhlové rychlosti pomocí laserových gyroskopů. Příkladem takového navigačního systému je LaseRef VI (viz obr. 4), který je vyráběn firmou Honeywell a na trhu nabízen za cenu cca 2 mil. Kč. Současné bezpečnostní standardy vyžadují, aby elektronika instalovaná na letadle splňovala vysoké požadavky na spolehlivost. V praxi se spolehlivost systému řeší redundancí, tj. cena instalace se tím několikanásobně prodraží [3]. Uvedená jednotka LRVI také nefunguje zcela samostatně a pro svoji činnost potřebuje připojit další moduly [4]: jednotku zpracování aero metrických dat (Air Data Computer), přijímač signálu GPS a systém pro správu letu (Flight Management System). Navigační systém jako celek musí vyhovovat požadavkům na přesnost, které jsou v současné době definované označením RNP<sup>1</sup>. Přesnost je vyjádřena průměrem kružnice, ve které musí být systém schopný vypočítat svoji polohu s pravděpodobností 95% [5]. Inerciální navigační systémy obecně ze své podstaty výpočtu založeného na dvojitěm integrálu trpí chybou výstupu, která roste v čase. Chyba je způsobena numerickým výpočtem integrálu a chybami jednotlivých zdrojů informace použitých pro výpočet. Jedná se o přesnost vzorkování, chyby senzorů úhlových rychlostí, chyby senzorů zrychlení, přesnost modelů gravitačního a mag. pole, vliv manévrování na výpočet, vliv vibrací, způsob uložení jednotky a také vlivy prostředí, jako jsou teplota, stárnutí systému, vlhkost, atd. Pro zmírnění vlivu těchto chyb na výpočet se začaly informace z jednotlivých zdrojů slučovat pomocí algoritmů fúze dat. V případě výpadku jednotlivých korekčních signálů se pak vliv chyb projeví plnou silou. Příklad je uvedený v tab. 1 [5], která uvádí přesnost určení polohy systému LaseRef VI po výpadku signálu GPS.

**Tab. 1 Doba udržení přesnosti navigačního výpočtu systému LRVI v případě výpadku GPS [5]**

Požadavek	RNP 0.1	RNP 0.3	RNP 1
Přesnost 95%	8 min.	20 min.	2 hod.

<sup>1</sup> Required Navigation Performance, např. RNP 0.1 n. m.

Ztráta informace o poloze není pro samotné letadlo v zásadě kritická, protože pro přesné navedení na přistání jsou používány jiné navigační systémy. Kritickou informací zůstává informace o polohových úhlech letadla, které pilot potřebuje pro udržení vodorovného letu. V případě systému LaseRef VI je přesnost určení polohových úhlů daná hlavně přesností senzorů úhlových rychlostí, které jsou založené na principu RLG (Ring Laser Gyro) a úhlová rychlost je vyhodnocovaná jako frekvence posunu interferenčního vzoru přes detektor, kde je úhel otočení vyhodnocován jak počet přechodů minima interference přes detektor [2]. Tento princip ve výsledku poskytuje vynikající přesnost, která je závislá pouze na počátečním nastavení. Přesnost měření odráží náročnost výroby senzoru, která se následně promítá do jeho ceny. Možnost snížení ceny vede současné výzkumníky k pokusům nahradit drahý senzor jeho jiným typem, nebo skupinou senzorů, např. MEMS, a rozdílné parametry kompenzovat matematickým aparátem. Princip MEMS senzorů využívá měření Coriolisovy síly měřené na vibrujícím elementu. Síla je na elektrický signál převáděna přes měření změny polohy vyhodnocované pomocí změny kapacity dvou desek. Problematická je přesnost vyhodnocení měření polohy, která velkou měrou závisí na vnějších vlivech, a převod její analogové reprezentace na digitální signál, při kterém se ztrácí část měřené informace.

## **1.2. Navigační algoritmus**

Požadavek na nízkou cenu navigačního systému a nedostatečné výkonové parametry MEMS senzorů vedou v konstrukci navigačních systémů k využívání různých zdrojů informace a k vývoji algoritmů umožňujících slučování měřených údajů, tzv. datovou fúzi. V praktických úlohách se jako nejjednodušší způsob používá komplementární filtr a následně hlavně Kalmanův filtr [4].

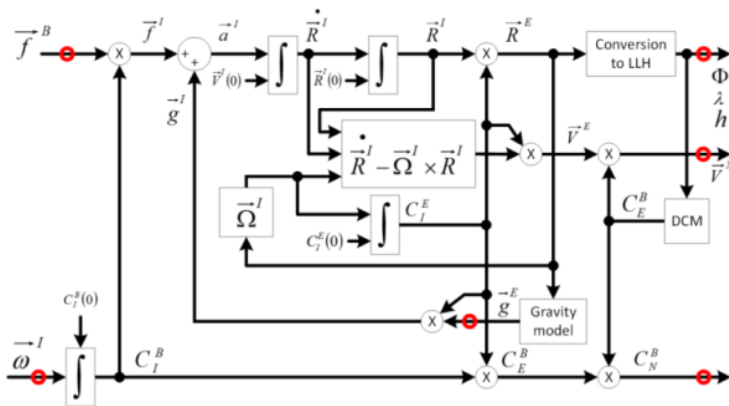
Cílem datové fúze je uspokojivě vyřešit navigační úlohu za použití senzorů, které si dopravní prostředek veze sebou, tj. pokud možno tak, aby k navigaci nebyla nutná externí infrastruktura. Navigační počítač v zásadě řeší úlohu zobrazenou na obr. 1, kde z informací



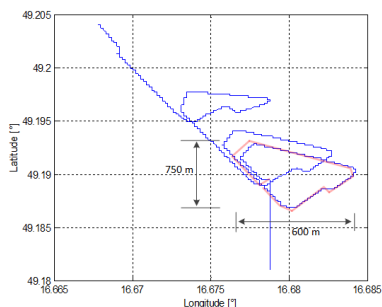
poskytnutých senzory úhlových rychlostí vypočítá orientaci, kterou použije pro transformaci měřených zrychlení, která jsou následně integrována a přepočítána do srozumitelných souřadnic.

Výpočet zobrazený na obr. 1 velmi závisí na vlastnostech vstupních signálů ze senzorů úhlových rychlostí  $\vec{\omega}^I$  a zrychlení  $\vec{f}^B$ , ze kterých jsou metodou číselného integrálu počítány další údaje, např. vypočítaná poloha je použita pro určení specifického impulsu  $\vec{a}^I$ , který závisí na přesnosti modelu gravitačního pole uloženého v paměti navigačního systému. Všechny chyby zmíněné v předchozích odstavcích se přes matematické operace dostávají až na výstup.

Obr. 2 zobrazuje výstup z pokusu na inerciálním navigačním systému (viz obr. 4), který je založený na RLG gyroskopech a precizních senzorech zrychlení, poté co v průběhu cca 40 minut sledoval předpřipravenou dráhu (červená uzavřená křivka). Výsledkem pokusu je, že po třetím průchodu je vypočítaná hodnota již cca 1.6 km mimo skutečnou polohu.



Obr. 1 Obecné řešení navigační úlohy, překresleno podle [6]

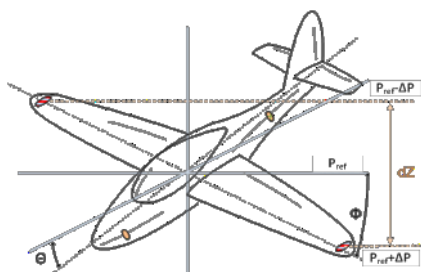


Obr. 2 Test driftu určení polohy pomocí INS v pohybuujícím se vozidle

Praxe se s tímto problémem vyrovnává použitím různých sensorových prostředků a algoritmy fúze dat, které jsou nasazené v místech označených na obr. 1 červeným kolečkem. Mezi používané korekční prostředky patří: systém družicové navigace, výstupy tzv. Air Data počítače, sensor magnetického pole, a další.

### 1.3. Návrh jednotky měření polohových úhlů

V této práci je přesnost problematiky určení orientace v prostoru pomocí MEMS sensorů řešena rozšířením měřicího systému o senzory měřící polohové úhly letadla (podélný sklon a příčný náklon) netradičním způsobem a to na základě měření malých rozdílů tlaku v atmosféře, tak jak ilustruje obr. 3. Pro ověřovací měření byl realizován systém modulů zobrazený na obr. 5 a 16. Problém lokálních změn magnetického pole je zde řešen úpravou sensorové hlavy magnetometru.



Obr. 3 Princip určení polohových úhlů pomocí měření rozdílů tlaku [7]

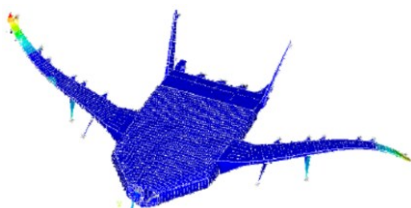


Obr. 4 Honeywell LR VI využívající RLG senzory úhlových rychlostí [5]

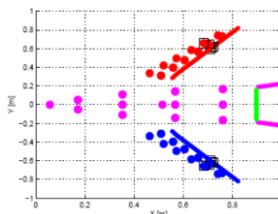


Obr. 5 Soubor realizovaných měřicích modulů s MEMS inerciálními senzory

Nově navržený princip měření polohových úhlů předpokládá rozmístění množiny senzorů po konstrukci letadla. V našem případě se jako nejvýhodnější jeví umístit senzory co nejdál od sebe, což by ovšem v některých případech nemuselo být vhodné. Práce [8] analyzuje optimální umístění senzorů na konstrukci letadla za účelem potlačení nežádoucího kmitání konstrukce letounu (viz obr. 6). Pro účel správné detekce jednotlivých módů kmitání se jako optimální poloha pro umístění senzorů jeví návrh zobrazený na obr. 7, který je vhodný také pro zde navrhovaný systém.



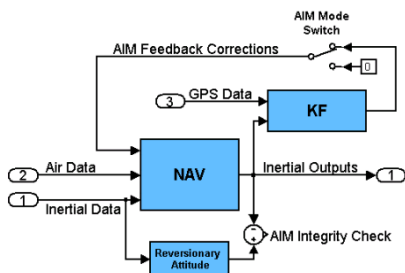
Obr. 6 Koncept BWB (Blended-Wing-Body) dopravního letadla [8]



Obr. 7 Navržené umístění senzorů pro BWB koncept [8]

## 2. Zpracování dat ze senzorů

V letecké a kosmické technice se využívá kombinací různých sensorových systémů do navigačního počítače [7], přičemž nejdostupnějším řešením je systém AHRS. Výsledná přesnost navigačního systému je daná metodami měření jednotlivých parametrů a jejich zpracováním. Systém zobrazený na obrázku obr. 8 kombinuje data poskytovaná systémem GPS, aero metrickým počítačem a precizními inerciálními senzory. V případě výpadku signálu systému GPS není systém po osmi minutách schopen zaručit RNP 0.1, viz tab. 1. V případě výpadku signálů poskytovaných aero metrickým počítačem a GPS je výsledek testu samovolné změny měřené polohy zobrazen na obr. 2. V případě použití senzorů, které jsou založené na MEMS technologii, dostaneme za řádově nižší cenu také řádově horší parametry.



Obr. 8 Princip zpracování dat z různých zdrojů informace v systému LRVI [4]

### 2.1. Model senzoru a jeho kalibrace

Největší vliv na výslednou přesnost navigačního systému má přesnost senzorů a různé formy náhodného rušení. Výstupní hodnota senzoru závisí nejen na měřeném jevu [9], ale do výstupu se promítnou také vlivy:

- posunu nuly,
- změny zesílení,
- konstrukce senzoru,
- mechanické pnutí,
- teploty a další.

Pro fungující korekci těchto rušivých vlivů, je potřeba jednotlivé vlivy identifikovat a matematicky popsat, nebo vygenerovat korekční tabulky. Velký problém ovšem způsobuje vzájemná závislost jednotlivých rušivých parametrů (závislost mechanického pnutí na teplotě senzoru). U senzorů uspořádaných do ortogonálního systému se navíc projevuje křížová citlivost snímacího elementu na měřenou veličinu působící v ostatních osách [10]. V praxi se chování senzoru modeluje pomocí Markovova procesu s konstantním posunem. Nejjednodušší forma kalibrace senzoru, nebo model senzoru, je uvedena v rovnici (1) [10]:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} SFx & 0 & 0 \\ Mxy & SFy & 0 \\ Mxz & Myz & SFz \end{pmatrix} \times \left[ \begin{pmatrix} x_m \\ y_m \\ z_m \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} o_x \\ o_y \\ o_z \end{pmatrix} \right] \quad (1)$$

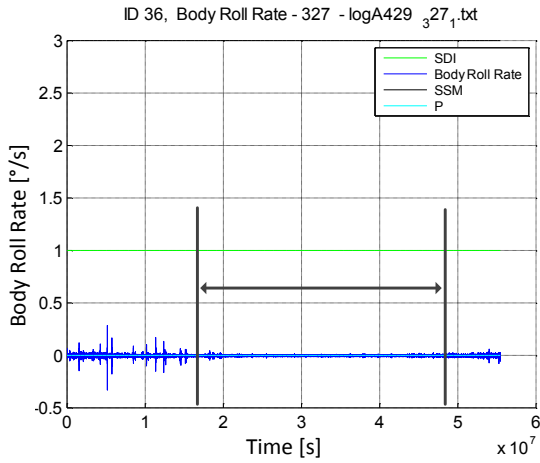
Kde  $[x, y, z]^T$  je výstup kompenzovaný na známé chyby, parametry  $Mxy, Mxz, Myz$  kompenzují chybu ortogonality souřadného systému tří-osého senzoru,  $SFx, SFy, SFz$  reprezentují korekce zesílení výstupu senzoru,  $o_x, o_y, o_z$  jsou korekční parametry posunu nuly a  $x_m, y_m, z_m$  jsou hodnoty poskytované senzorem. Pro Identifikaci jednotlivých položek rovnice 1, byly použity metody popsané v [10] (Levenberg–Marquardt, Thin-Shell a porovnání bylo provedeno s Matlab funkcí *fminunc*). Výsledkem kalibrace je zlepšení přesnosti měření o cca dva řády. Bohužel uvedená kalibrace platí pro jedny podmínky okolního prostředí a nebere v úvahu závislost všech korekčních parametrů rovnice (1) na teplotě a dalších vlivech. Z toho vyplývá, že by bylo výhodné buď v prostředí senzoru udržovat stálou teplotu [9], nebo mít možnost měřenou hodnotu kontrolovat jiným systémem. Možnost duálního měření se jeví jako výhodná z hlediska možnosti kompenzace vibrací (sculling a coning efekty [11]), problémům vznikajícím při převodu analogového signálu na digitální (kvantizační chyba), kompenzace sil a změn vibrací vznikajících při letových manévrech. Z uvedeného plyne, že pro kompenzaci vlivu vibrací na snímací element je výhodná vysoká vzorkovací rychlost, která ovšem znamená, že divergence numerického integrálu bude také větší z důvodu rychlejší integrace všech chyb.

## 2.2. Ohodnocení senzorů

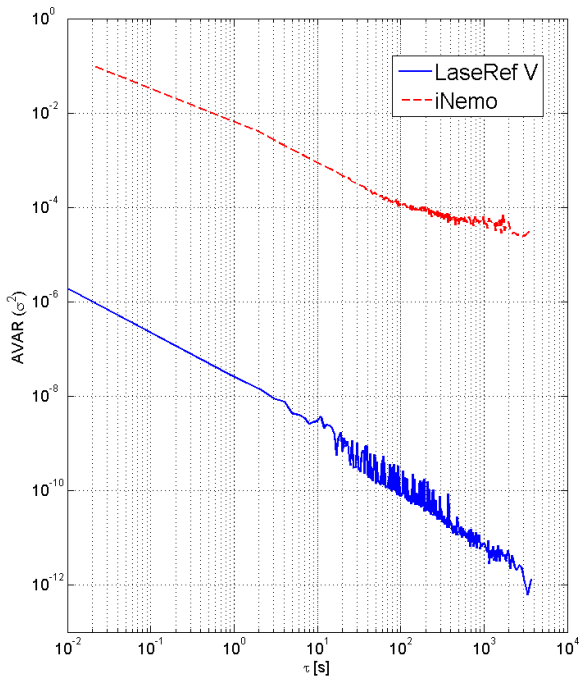
Senzory se obecně vyznačují chybou posunu nuly (střední hodnotou), chybou zesílení a přesnost měřené hodnoty je charakterizovaná směrodatnou odchylkou. Pro navigační účely by bylo vhodné, aby chyby i odchylka byly co nejmenší a v čase neměnné. Toho se bohužel zatím u MEMS senzorů nedaří dosáhnout. Jednou z charakteristik, které se pro ohodnocení stability výstupu senzorů používají, je metoda Allanovy variance  $\sigma^2(\tau)$ , která analyzuje chování výstupu senzoru v časové oblasti. Výpočet se provádí podle vztahu (2):

$$\sigma^2(\tau) = \frac{1}{2(n-1)} \sum_i (\overline{y(\tau)_{i+1}} - \overline{y(\tau)_i})^2 \quad (2)$$

Kde  $\tau$  je aktuálně analyzovaný časový interval a  $\overline{y(\tau)}$  je průměr výstupní hodnoty senzoru v intervalu  $\tau$ . Z průběhu výsledné charakteristiky v logaritmických souřadnicích můžeme určit hlavně velikost nestability posunu nuly. Ta říká, jakou nejlepší stabilitu výstupu senzoru je možné dosáhnout v případě korektního modelu senzoru, který umožňuje nestabilitu korigovat. Menší nevýhodou uvedeného způsobu testování je požadavek na dlouhý záznam měřených hodnot, v průběhu kterého musí být snímaná veličina konstantní, čehož se ale dá snadno dosáhnout u inerciálních senzorů. Obr. 9 zobrazuje výsledek statického testu RLG gyroskopu, který byl provedený v průběhu večera, nočních a brzkých ranních hodin. Na začátku průběhu je na výstupu senzoru vidět běžný život v budově, kde měření probíhalo, jehož vlivy postupně utichají a opětovně se začínají objevovat brzo ráno. Společně s RLG gyroskopem byla získávána data ze senzorů jednotky STmicroelectronics iNemo (viz obr. 5) a oba sety byly následně analyzovány algoritmem podle rovnice (2). Výsledný graf je zobrazený na obr. 10. Z obrázku je patrné, že vzorkovací frekvence MEMS senzoru byla 50 Hz a RLG senzoru 100 Hz. Zcela zásadní je zjištění, že rozptyl výstupu RLG senzoru, jehož navigační parametry jsou uvedeny v tab. 1, je o pět řádů menší než u levného MEMS senzoru úhlových rychlostí.



Obr. 9 Výstup RLG senzoru úhlové rychlosti v průběhu nočního testu na stabilitu biasu [7]



Obr. 10 Porovnání Allanovy variance výstupu MEMS a RLG senzoru úhlové rychlosti [7]

### 2.3. Reprezentace dat a jejich fúze

V případě AHRS systémů [7] je prvním požadovaným výstupem informace ohledně orientace horizontu vzhledem osám letadla. Zjišťování polohy v zemských souřadných systémech je realizováno pomocí systému GPS. Pro popis orientace se využívá Eulerových úhlů a popis polohy v prostoru je reprezentován zeměpisnou šířkou, délkou a výškou nad terénem. Úhlové souřadnice obecně trpí problematikou známou už z mechanických gyroskopů, která je v literatuře označovaná jako Kardanův zámek. Proto se pro přepočet mezi výstupními údaji senzorů a polohovými úhly používá reprezentace pomocí quaternionů, tj. forma zobecnění komplexních čísel v 3D prostoru, jejíž další výhodou je úspora výpočetních prostředků. Tato reprezentace se dále používá v datové fúzi jednotlivých zdrojů informace. V letecké a kosmické technice se často využívá slučování informace získané integrálem údajů senzorů úhlových rychlostí a výpočtem z hodnot měřených akcelerometry a magnetometrem. Pro výslednou fúzi dat je velmi výhodné použít komplementární filtr, jehož reprezentace pomocí quaternionů je vyjádřena vztahem (3):

$$\vec{q} = K \cdot (\vec{q}_\omega(t-1) + \dot{\vec{q}}_\omega(t)\Delta t) + (1-K) \cdot \vec{q}_{a+m}(t) \quad (3)$$

Kde  $K$  představuje konstantu zesílení nabývající hodnot  $0 < K < 1$ ,  $\vec{q}_\omega(t-1)$  je reprezentace polohy vypočítaná z integrálu dat senzorů úhlových rychlostí,  $\dot{\vec{q}}_\omega(t)$  je quaternion odpovídající hodnotě přečtené ze senzorů úhlových rychlostí a  $\vec{q}_{a+m}(t)$  reprezentuje polohu získanou z akcelerometrů a magnetometru. Pro určení hodnoty  $\vec{q}_{a+m}(t)$  se z důvodu možného sesouhlasení jedné z měřících os tříosých senzorů s měřeným vektorem, používá buď Gauss-Newtonova, nebo Gradient-Descent metoda [12]. Obě metody hledají rekurzivním algoritmem transpozici  $\vec{q}_{a+m}(t)$  mezi referenční soustavou  $\vec{E}_r$  (vektor gravitačního pole  $\vec{a}$  a magnetického pole  $\vec{m}$ ) a daty poskytnutými senzory  $\vec{s}_c = [0 \ x \ y \ z]^T$  tak, aby platilo:

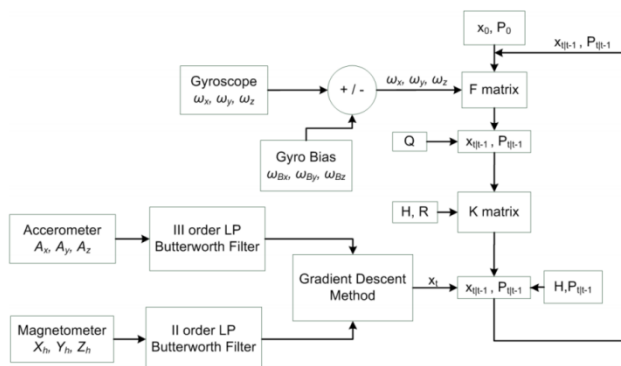
$$\min(\hat{\vec{q}}_{a|m}^* \vec{E}_{r_{a|m}} \hat{\vec{q}}_{a|m} - \vec{s}_{c_{a|m}}) \quad (4)$$



Vypočtené quaterniony usnadňují následnou datovou fúzi, kde se jako problematické jeví nastavení zesílení  $K$ , které určuje poměr vlivu obou komponent. Obecně je výhodnější věřit více údajům senzorů zrychlení a magnetického pole, protože jsou dlouhodobě stabilní (s výjimkou vlivu teploty na snímací element, dalších vnějších vlivů [11] a lokálních změn mag. pole). Rozšířením předchozího kroku je možnost definovat schéma změny zesílení  $K$  na základě vyhodnocení módu pohybu letadla, viz [13]. Mimo předchozího způsobu, je v praxi používanou technikou rekurzivní výpočet požadované veličiny  $\vec{q}$ , naznačený na obr. 11, kde se v každém kroku vypočítává i aktuální zesílení [14]. Základem je odhad budoucí hodnoty  $\vec{q}_{t|t-1}$ , který je založený na měření úhlových rychlostí a jejich reprezentaci  $\vec{q}_{\omega}$ . Pro výpočet je nutné znát rozptyl odhadu  $P$  a vstupu  $Q$ . Následuje výpočet aktuálního zesílení  $K$ , kde se uplatňuje rozptyl měření  $R$  a mapování měření na aktuální hodnoty  $H$ . Výpočet nového stavu je pak daný rovnicí:

$$\vec{q}_{t|t} = \vec{q}_{t|t-1} + K_t(\vec{q}_{a+m_t} - H_t\vec{q}_{t|t-1}) \quad (5)$$

Uvedený způsob výpočtu zesílení a fúze dat ze senzorů úhlových rychlostí, akcelerometru a magnetometru je velmi závislý na správném nastavení jednotlivých rozptylů ( $P, Q, R$ ) a modelů ( $F, H$ ). V případě špatného nastavení bude algoritmus filtrovat data nechtěným způsobem.



Obr. 11 Algoritmus zpracování dat z různých inerciálních senzorů v Kalmanově filtru [12]

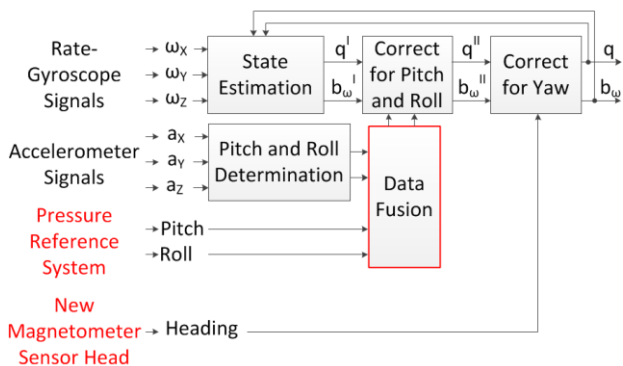
## 2.4. Definice problému a návrh jeho řešení

Obr. 2 zobrazuje drift výstupního signálu polohy u navigačního systému, který je založený na RLG gyroskopech a přesných akcelerometrech. V případě úspěšného počátečního zarovnání je tento systém schopný po celou dobu je činnosti poskytovat informaci o polohových úhlech letadla. V případě systémů založených na MEMS senzorech úhlových rychlostí se potýkáme s vlivy, které není zcela jednoduše korigovat (změna kalibračních parametrů senzorů vlivem teploty, stárnutí systému a vibrací). V leteckých a kosmických aplikacích prochází celý systém významným spektrem vibrací [11], které je velmi obtížné modelovat a problematicky se také modeluje změna posunu nuly a zesílení výstupního údaje senzoru v závislosti na vnějších vlivech. Tyto vlivy následně vedou k problémům při zpracování informací ze senzorů, kde korekční modely nedokážou pracovat s danou situací a výstupní údaj „driftuje“. Proto se v algoritmech zpracování dat zavádí korekce měřené informace z jiného zdroje, viz obr. 11, který většinou měří stejnou veličinu, ale pracuje na jiném principu. V letecké a kosmické technice se velmi často používá pro korekce systém GPS. V případě jeho výpadku, např. v průběhu akrobatického letu, pak závisí na zbývajícím sensorovém vybavení, jak si se situací umí poradit. Problém nastává hlavně v případě určení polohových úhlů a kurzu. Jedním z možných řešení je zlepšení modelů jednotlivých senzorů a matematického aparátu zpracování dat, nebo je možné do systému přidat další zdroj informace.

V tomto případě byl realizován nový systém měření polohových úhlů, který jako vstup využívá měření malých změn tlaku na různých částech konstrukce letounu. Dále byl upraven senzor magnetometru tak, aby byl v každém okamžiku schopný změřit svůj kalibrační kruh a tím dokázal kompenzovat lokální změny magnetického pole. Tyto informace je následně možné použít v algoritmech korekce a fúze dat (viz obr. 11). Upravené schéma zpracování dat z obr. 11, kde jsou využité nově navržené systémy, je zobrazeno na obr. č. 12. Údaje z trojosého systému akcelerometrů jsou korigovány pomocí

nově navrženého systému a korekce kurzu je řešena pomocí upravené snímací hlavy magnetometru.

Výhodou senzorů tlaku oproti inerciálním sensorům je jednodušší modelování vlivu okolního prostředí a absolutní způsob měření informace bez nutnosti používat numerický integrál.



Obr. 12 Návrh vylepšení struktury systému zpracování dat z inerciálních senzorů přidáním nového senzoru polohových úhlů a upraveného senzoru mag. pole [14]

### 3. Experimenty

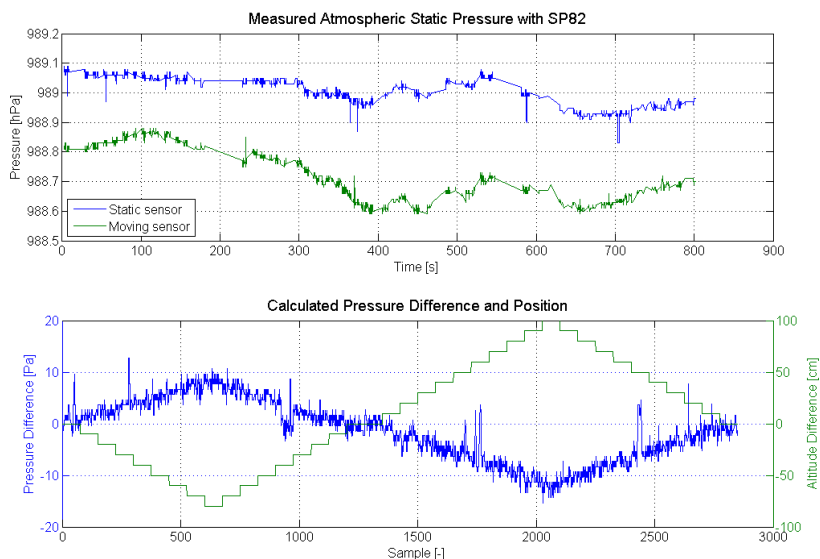
Pro ověření konceptu navrženého v předchozích kapitolách bylo provedeno několik testů na existujícím zařízení a také byly vytvořeny nové prototypy (obr. 5). Cílem bylo zmapovat přesnost současných navigačních systémů (obr. 2) a sensorového vybavení (obr. 4). Posledním úkolem je ověřit využitelnost a přesnost navržených měřicích postupů.

#### 3.1. Testy sensorového vybavení

Ohodnocení vlastností sensorového vybavení proběhlo při několika testech, ve kterých byly porovnávány jednotky iNemo a navigační systém založený na senzorech RLG. Testovány byly parametry jednotlivých senzorů a přesnost výstupu navigačního algoritmu. Pro provedení testů bylo potřeba realizovat několik HW převodníků a SW vybavení, které umožňuje současný sběr z několika měřicích jednotek. Obr. 10 srovnává přesnost senzorů úhlových rychlostí pracujících na principu RLG a MEMS. Z uvedeného vyplývá, že přesnost RLG senzoru je cca o pět řádů lepší než u MEMS senzoru. V případě dlouhodobé stability navigační jednotky využívající RLG senzory a navigační algoritmus zobrazený na obr. 1, kde nebyly k dispozici žádné korekční zdroje (viz obr. 8), je výstup zobrazený na obr. 2. Přesnost navigačního algoritmu obou testovaných jednotek byla ověřována na testovací trase, která odpovídá tvaru naznačenému na obr. 2. Z obrázku je zřetelně patrná postupná degradace navigačního údaje s časem a to, že výpočet navigačních parametrů ze senzorů, jejichž výstupní hodnota je o pět řádů lepší než u MEMS jednotky, stále trpí driftem výstupní hodnoty v čase. Z uvedeného plyne, že dokud MEMS senzory nedosáhnou přesnosti poskytované RLG senzory, tak je velmi sporné, jestli je možné realizovat spolehlivý navigační systém. V současné chvíli se zdá výhodnější používat několik zdrojů informace a algoritmy datové fúze a vzájemné korekce výstupů jednotlivých senzorů.

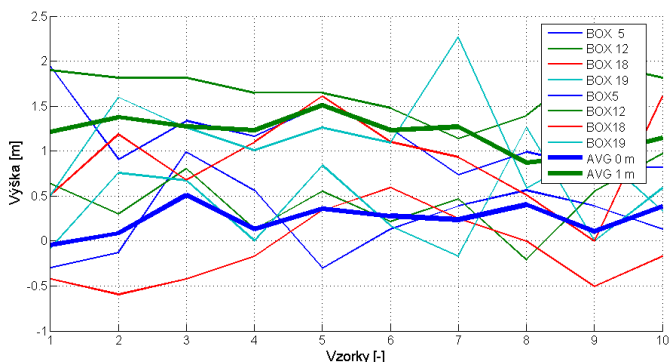
## 3.2. Dva výškoměry

Koncept měření polohových úhlů zobrazený na obr. 3 využívá vlastností standardní atmosféry. Cílem měření je přesně změřit rozdíl tlaků ve dvou výškových bodech, převést měřený tlak na výškovou diferenci a ze znalosti vzdálenosti obou měřicích míst vypočítat aktuální úhel naklonění. Z vlastností standardní atmosféry je dáno, že tlaková diference na jeden vertikální metr je u země 12 Pa [7]. Tato hodnota představuje požadavek na přesnost měření. První ověřovací měření [15] proběhla s použitím absolutních senzorů tlaku LPS001DL umístěných v platformě SSP (viz obr. 5), tj. levných MEMS senzorů. Měření bylo prováděno zároveň se senzory tlaku MemsCap SP82. Měření bylo zjištěno, že rozlišitelnost senzoru LPS001DL dosahuje přibližně hodnoty 10 Pa a s obtížemi je možné rozlišit výškovou diferenci cca 1 m. Naopak v případě senzoru SP82 výsledky měření prokázali opakovatelnou rozlišitelnost cca 20 cm. Průběh změny výšky a odpovídající diference tlaků mezi statickým a pohybujícím se senzorem SP82 jsou zobrazeny na obr. 13.



Obr. 13 Výstup obou senzorů tlaku a diference jejich signálu v závislosti na změně výšky [15]

Použitý princip měření spoléhá na stabilitu výstupu senzorů tlaku v čase a jejich nezávislosti na teplotě okolního prostředí. Vliv teploty se u senzorů tlaku odstraňuje buď použitím modelu, nebo temperováním [9]. MEMS senzor LPS001DL bohužel neposkytoval použitelné výsledky a proto byl proveden pokus, při kterém byly údaje měřené z několika jednotek (viz obr. 5) a výsledný údaj byl statisticky zpracován. Výsledek pokusu je zobrazený na obr. 14, který ilustruje schopnost systému složeného ze čtyř MEMS senzorů tlaku spolehlivě rozpoznat vzájemnou polohu měřících boxů, tj. jestli je jeden z měřících boxů ve větší výšce než druhý. Tato vlastnost znamená mít možnost zjistit horizontální zarovnání obou snímacích míst a v případě pohybu detekovat přechod z jedné polohy do druhé, což je možné použít pro reset chyby číslicového integrálu.

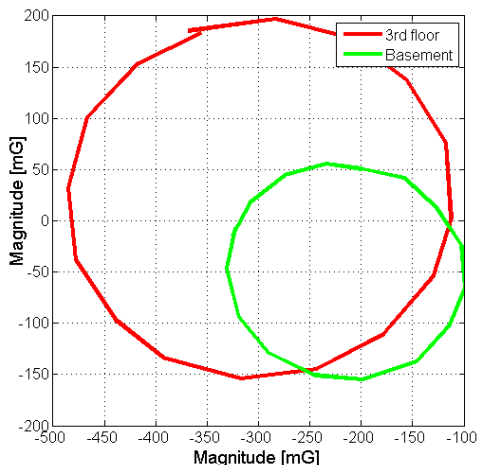


Obr. 14 Výstup obou senzorů tlaku a diference jejich signálu v závislosti na změně výšky [15]

Většina do současné doby provedených testů byla realizována v laboratorních podmínkách, tj. statické rozložení proudu vzduchu, na různých podobách systému měření vertikální diference tlaků. Na jednom z realizovaných systémů byl proveden test ve větrném tunelu VZLU. Výsledkem testu byl závěr, že realizovaný systém dokáže rozlišit měřenou vertikální diferenci i v případě pohybujícího se objektu, tj. v případě proudícího okolního prostředí.

### 3.3. Magnetometrická hlava

Senzory magnetického pole se používají v systému AHRS [7] společně se systémem GPS pro určení kurzu. Magnetometr po kalibraci spolehlivě měří aktuální intenzitu mag. pole v daném místě. Pro navigační účely je vhodné, aby se navigační systém uměl vypořádat s lokálními změnami mag. pole [16]. Typicky deklinace nebo vliv magnetických materiálů v okolí. Zatímco deklinaci je možné kompenzovat na základě znalosti modelu mag. pole, tak ostatní vlivy přispívají k výsledné chybě určení kurzu. V případě magnetometru se mluví hlavně o hard a soft iron zkreslení, které se projevují posunem offsetu a velikostí zesílení. Tyto vlivy je možné kompenzovat na základě znalosti kompenzačního kruhu. Obr. 15 zobrazuje kalibrační kruh stejného magnetometru, který byl změřený na dvou různých místech budovy ČVUT FEL. Z obrázku je patrný jak posun nuly kalibračního kruhu, tak i změna amplitudy signálu a tvaru charakteristiky.



Obr. 15 Porovnání kalibračního kruhu jednoho magnetometru v různých místech budovy ČVUT FEL, Technická 2

V případě, že celý kalibrační kruh není k dispozici, tak není možné ze signálů tříosého magnetometru správně zrekonstruovat kurz. Na základě uvedeného byla realizovaná magnetometrická hlava, která

je složená z několika senzorů s různou orientací a která umožňuje v jednom odměru zjistit parametry kalibrační kružnice. Zjištěné parametry je možné přímo použít pro kompenzaci údaje magnetometru a správný výpočet směru mag. pole. Realizace byla provedena pomocí jednotek zobrazených na obr. 5. Výsledný systém umožňuje detekovat lokální změny mag. pole a činí výsledný kompas nezávislým na umístění na letadle.

### 3.4. Aero metrická sonda

Ověření navrženého systému pro měření polohových úhlů v reálných podmínkách je plánováno s využitím sondy zobrazené na obr. 16. Navržené zařízení obsahuje elektroniku umožňující změřit úhel natočení sondy vzhledem k nabíhajícímu proudu vzduchu, který byl navržený a popsán v práci [17]. Sonda a její finální uspořádání bylo publikováno v článku [18], který na konferenci DASC získal ocenění *Best of Track a Best of Session*.

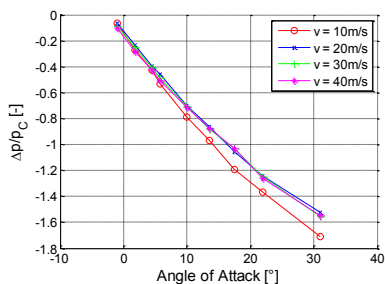


Obr. 16 Realizovaná sonda s výměnnou hlavou [18]

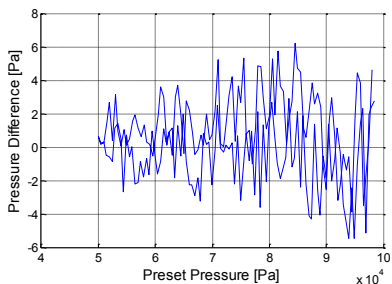
Elektronika sondy ve velké míře vychází z platformy SSP. Celý měřicí systém se skládá ze dvou modulů: sonda a referenční jednotka. Elektronika obou zařízení obsahuje IMU jednotku, bezdrátový modul, centrální procesor, obvody pro připojení senzorů pro měření úhlu náběhu, vybočení a precizní senzory pro měření absolutního tlaku. Konstrukce sondy umožňuje za letu korigovat vliv aktuální orientace sondy vzhledem k nabíhajícímu proudu vzduchu, který může ovlivňovat měření rychlosti, nebo výšky. Výsledky měření úhlu natočení sondy ve větrném tunelu jsou zobrazeny na obr. 17,



odchyly měření statického senzoru SP82 jsou zobrazeny na obr. 18. Z výsledků je patrné, že sonda poskytuje informaci o své orientaci vzhledem k nabíhajícímu proudu vzduchu a také, že odchyly měření statického tlaku jsou v rozmezí  $\pm 6$  Pa.



**Obr. 17** Poměr mezi celkovým tlakem a diferencí na vstupech sondy [18]



**Obr. 18** Odchyly měření statického senzoru v závislosti na výšce [18]

## 4. Využití navržených senzorů

Využití navrženého sensorového systému vychází z následujících předpokladů:

1. Navržená jednotka měření polohových úhlů umožňuje rozpoznat orientaci svých vstupů vzhledem k rovině symetrie, tj. který vstup je ve větší výšce.
2. Jednotka umožňuje proporcionální měření podélného a příčného sklonu.
3. Modul inerciálních senzorů (IMU) měří po určitou dobu stabilně. Tj. změnu posunu nuly a zesílení senzorů je možné po dobu trvání filtrace (délka filtru) považovat za téměř konstantní.
4. Výsledná hodnota změřená navrženou jednotkou nezávisí na aktuálních zrychleních působících na letadlo. Tj. měřený signál není ovlivněný tak, jako v případě akcelerometrů a elektronických libel.

Prvním implementačním předpokladem je, že navržená konfigurace měřicí jednotky dovoluje detekovat průchod nulovým úhlem. Poté je možné použít binární údaj o změně znaménka měřeného náklonu k resetování výpočtu polohových úhlů, které jsou integrované podle rovnice (6):

$$\Delta\varphi = \omega_T \cdot (T_1 - T_2) + \delta \quad (6)$$

Kde  $\Delta\varphi$  je změna úhlu [°],  
 $\omega_T$  je úhlová rychlost otáčení [°/s] v čase  
( $T_1 - T_2$ ), představuje dobu trvání pohybu danou  
rychlostí [°/s] a  
 $\delta$  je chyba [°] způsobená senzory a okolními vlivy,  
přičemž  $\delta = f(t, \vartheta, \dots)$ .

Největší problémy ve výpočtu (6) způsobuje uvedená chyba, která je dále znásobena použitím číslíkové integrace ve tvaru:

$$\varphi_T = \varphi_{T-1} + \Delta\varphi \quad (7)$$

Kde  $\varphi_T$  je aktuální hodnota úhlu [°],  
 $\varphi_{T-1}$  je hodnota úhlu  $\varphi_T$  [°] v předcházejícím kroku a  
 $\Delta\varphi$  je hodnota změny úhlu [°] ze vztahu (7).

Obecně je možné rovnici (7) upravit do podoby (8)

$$\varphi_T = \varphi_{T-1} + \Delta\varphi - \delta_C, \quad (8)$$

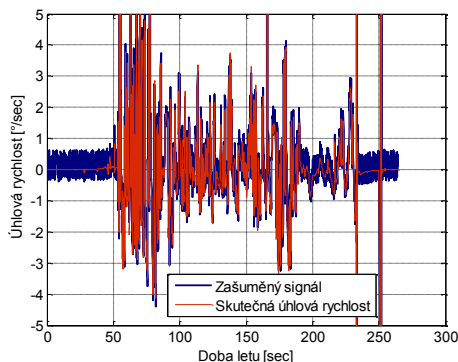
Kde  $\delta_C$  představuje korekční parametr odvozovaný v průběhu letu jako rozdíl mezi výstupem senzoru a informací poskytovanou navrženou jednotkou měření polohových úhlů.

Pro analýzu byl vybrán senzor úhlových rychlostí ADRX610, který má rozsah  $\pm 300$  °/s a citlivost 6 mV/°/s, přičemž v technickém listu je uvedeno, že v důsledku zrychlení se výstup senzoru může posouvat až o 0.1 V. Výstupním signálem je napětí v rozsahu 0.25 až 4.75 V, s nulovou hodnotou 2.5V. V případě, že budeme uvažovat změnu 100x menší, než je uvedená hodnota, tj. 0.001V, je možné vypočítat, že měřicí systém bude v důsledku této chyby vyhodnocovat úhlovou změnu 0.133 °/s. Tato hodnota odpovídá i posunu nulové hodnoty výstupu senzoru v důsledku působení vnějších vlivů. Pro ověření vlastností korekce byly použity následující parametry:

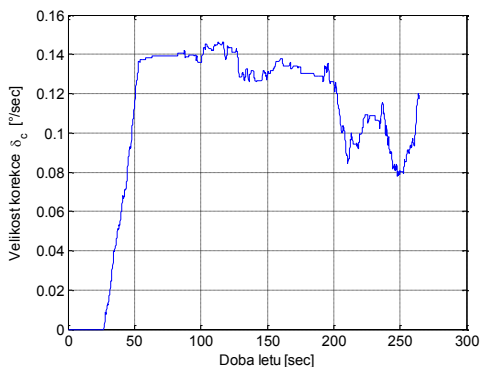
- Signál používaný pro detekci ustálených stavů a průchod nulou byl zatížen šumem vygenerovaným funkcí *rand* prostředí Matlab o velikosti 1 % z rozsahu.
- Detektor je nastavený na hodnotu 0.8% z rozsahu.
- Signál senzoru úhlové rychlosti byl zatížen chybou offsetu 0.133 °/s a náhodným šumem o amplitudě 0.5 °/s.
- Pro filtraci hodnot  $\delta_C$  byl použit filtr typu klouzavý průměr s časovou konstantou 30 s.

Obr. 19 zobrazuje signál senzoru úhlové rychlosti v případě, že se jedná o ideální signál (červená křivka), a v případě, že je signál rušen na základě dříve uvedených parametrů (modrá křivka). Na obr. 20 je vynesena časová změna korekčního signálu  $\delta_C$  posunu nuly senzoru úhlových rychlostí. Z obrázku je patrná zmíněná časová konstanta, která v čase od 25 do 55 s kumuluje historii měření. V případě použití výpočtu číslcového integrálu na signálu reálného senzoru dojde v čase do 100 s ke kumulaci absolutní chyby cca 13°. V

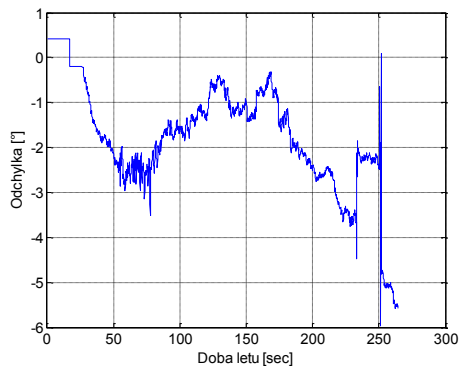
případě implementace algoritmu detekce ustálených stavů je integrovaný průběh odchylek náklonu zobrazen na obr. 21. Z obrázku je patrná chyba o velikosti přibližně  $2.2^\circ$ , která byla algoritmem integrována zejména v době výpočtu korekční konstanty  $\delta_C$  (viz obr. 20). Stejná situace je zachycena i na obr. 22 v podobě směrodatných odchylek mezi skutečným a integrovaným signálem. Situace, kde se uplatňuje ještě vliv algoritmu detekce průchodů nulou, je zobrazena na obr. 23. Odpovídající vývoj směrodatných odchylek zobrazuje graf na obr. 24. V tomto případě se odchylky od skutečného průběhu pohybovaly v rozsahu do  $\pm 2^\circ$ . Chyba je zde i přes velký vliv šumu na integrační výpočet stále vrácena navrženým systémem do použitelného rozsahu. Grafy 23 a 24 opět dobře zobrazují dobu plnění filtru korekční konstanty  $\delta_C$ .



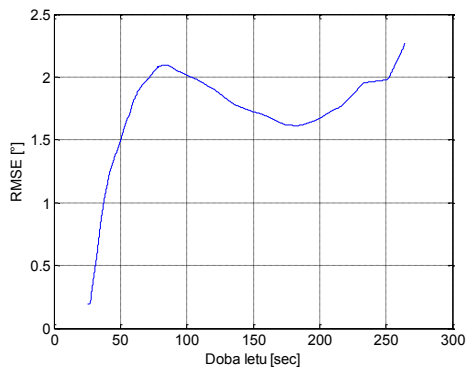
Obr. 19 Průběh skutečného signálu úhlové rychlosti a signálu s přidávanými rušivými vlivy [19]



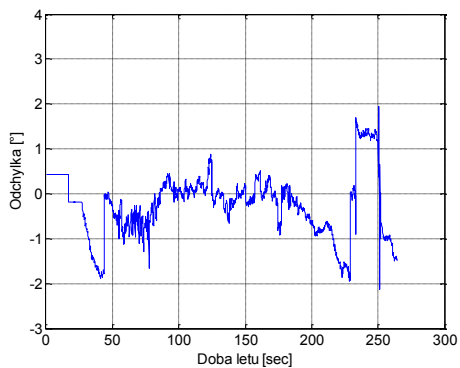
Obr. 20 Časový průběh korekčního signálu offsetu senzoru úhlových rychlostí [19]



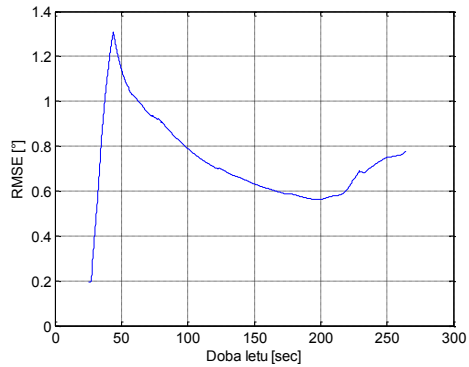
**Obr. 21** Odchyłky mezi skutečným průběhem a náklonem integrovaným z rušeného signálu v případě použití algoritmu detekce ustálených stavů [19]



**Obr. 22** RMSE odchyłek mezi skutečným průběhem a náklonem integrovaným z rušeného signálu v případě použití algoritmu detekce ustálených stavů [19]



**Obr. 23** Odchyłky mezi skutečným průběhem a náklonem integrovaným z rušeného signálu v případě použití algoritmu detekce ustálených stavů a průchodu nulou [19]



**Obr. 24 RMSE odchylek mezi skutečným průběhem a náklonem integrovaným z rušeného signálu při použití algoritmu detekce ustálených stavů a průchodů nulou [19]**

## 5. Závěr

Metody shrnuté v této publikaci jsou používány pro zpracování dat ze senzorů používaných v letecké a kosmické technice pro navigaci. Prezentovaná data se přímo vztahují k práci autora a vedou k ohodnocení v současné době používaných navigačních systémů a porovnání jejich vlastností se systémem založeným na MEMS technologii. V práci je navržené rozšíření existující množiny běžných navigačních senzorů a také je navrženo použití stávajících metod pro integraci nových senzorů do navigačního výpočtu.

Hlavním cílem práce je realizovat snímací systém, který může být použit jako doplněk ke stávajícímu konceptu fúze dat mezi magnetometrem a akcelerometrem. U akcelerometrů navrženou metodou řeším problémy vznikající vlivem vibrací a dalšími okolními efekty. U magnetometru navrhuji takovou kompozici systému, která umožňuje kompenzovat lokální změny magnetického pole.

Parametry navrženého systému byly testovány v laboratorních podmínkách, kde proběhlo ověření použitelnosti navrženého konceptu. Další testování bylo provedeno ve větrném tunelu, kde bylo prokázáno, že systém stále měří hodnoty statického tlaku v proudění o rychlosti 90 km/h. Jako další krok se tak jeví použití navrženého systému na letadle a ověření jeho funkce v reálných podmínkách.

Pro provedení ověřovacích testů byl realizován soubor bezdrátových modulů obsahujících kompletní sadu senzorů používaných v AHRS systémech. Na tomto konceptu je postavena i platforma SSP, která umožňuje ilustrovat principy stabilizace kosmických prostředků. Zmíněnou množinu senzorů je možné použít jako senzorové pole, na kterém je možné testovat algoritmy používané v letecké a kosmické technice pro kalibraci a zpracování dat z navigačních senzorů. Tyto jednotky bych rád použil i v další práci, výzkumu a výuce.

## Bibliografie

- [1] P. Kovar, P. Kacmarik a F. Vejrazka, „Interoperable GPS, GLONASS and Galileo software receiver,“ *Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE*, sv. 4, pp. 24-30, April 2011.
- [2] A. D. King, „Inertial Navigation - Forty Years of Evolution,“ *GEC REVIEW*, sv. 3, č. 1, 1998.
- [3] X. Wu, J. Lai, M. Liu a P. Lv, „Homologous fault monitoring technology of redundant INS in airborne avionics systems,“ *Journal of Systems Engineering and Electronics*, sv. 6, pp. 1038-1044, Dec. 2013.
- [4] D. Weed, J. Broderick, J. Love a T. Ryno, „GPS Align In Motion of civilian strapdown INS,“ IEEE, Picastaway, 2004.
- [5] Honeywell, „Micro Inertial Reference System uIRS,“ Copyright 2009, Honeywell Inc., All Rights Reserved, 2012.
- [6] S. H. Stovall, „Basic Inertial Navigation,“ Naval Air Warfare Center, Weapons Division, California, 1997.
- [7] P. Pačes, J. Popelka a T. Levora, „Advanced Display and Position Angles Measurement Systems,“ v *ICAS 2012 - 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences - Proceedings*, Brisbane, 2012.
- [8] M. Hromčík, „Pokročilé systémy řízení pro flexibilní velkokapacitní dopravní letoun typu BWB,“ ČVUT v Praze, FEL, Praha, 2013.
- [9] P. Pačes a et\_al., „Sensors of Air Data Computers - Usability and Environmental Effects,“ Univerzita obrany, Brno, 2009.
- [10] M. Šipoš, P. Pačes, J. Roháč a P. Nováček, „Analyses of Triaxial Accelerometer Calibration Algorithms,“ *IEEE Sensors Journal*, sv. 5, č. ISSN 1530-437X, 2012.
- [11] Y. Tian, Y. Li, C. Rizos a Z. Ren, „Three-loop Integration of GPS and Strapdown INS with Coning and Sculling Compensation,“ University of New South Wales, Australia, New South Wales, 2010.



- [12] D. Comotti a M. Ermidoro, „Progetto di Microelettronica Sviluppo di algoritmi per la stima dell'orientamento di un sensore inerziale,“ University of Pavia, Pavia, Italy , 2011.
- [13] MGL Avionics, „SP-2 Magnetometer, SP-4 AHRS User and installation manual,“ Somerset West, 2010.
- [14] P. Pavel, J. Popelka, E. Marchitto a T. Levora, „Smart Sensor Data Processing for Aerospace Applications in Education Illustrated by a Small Satellite Platform Demonstrator,“ v *DASC 2012 - 31th Digital Avionics System Conference - Proceedings*, Williamsburg, USA, 2012.
- [15] P. Pačes a J. Popelka, „Performance Evaluation Of Two Altimeters Intended For Euler Angles Measurement,“ v *DASC 2013 - 32nd Digital Avionics Systems Conference 2013*, Syracuse, USA, 2013.
- [16] P. Kaňovský, „Inteligentní snímače pro bezpilotní letouny - disertační práce,“ ČVUT FEL, Katedra měření, Praha, 2006.
- [17] P. Pačes, K. Draxler, V. Hanzal, T. Čenský a O. Vaško, „A Combined Angle of Attack and Angle of Sideslip Smart Probe with Twin Differential Sensor Modules and Doubled Output Signal,“ IEEE, Přijato k publikaci na konferenci IEEE Sensors 2010, Waikoloa, 2010.
- [18] P. Pačes, J. Popelka a J. Auersvald, „Standalone Trailing Probe for Aero metrical Measurements,“ v *DASC 2012 - 31th Digital Avionics System Conference - Proceedings*, Williamsburg, USA, 2012.
- [19] P. Pačes a J. Popelka, „IMU Aiding Using Two AHRS Units,“ IEEE, Piscataway, 2012.

## Ing. Pavel Pačes, Ph.D.

*Profil:* <http://measure.feld.cvut.cz/paces>

*Zájmy:* letecké systémy, elektronika, sensory, algoritmy fúze dat

Od r. 2008 Odborný asistent, Katedra měření, ČVUT v Praze, FEL.

2005-2011 Ph.D. studium, Katedra měření, ČVUT v Praze, FEL.

1999-2005 Magisterské studium, ČVUT v Praze, FEL, program elektrotechnika a informatika, obor Letecké informační a řídicí systémy, uznání děkana FEL za dip. práci.

*Krátké stáže:* **Surrey Satellite Technology Ltd.** Guildford, Anglie, 2011; **Honeywell International**, Brno, ČR, 2010; **NASA Ames Research Center**, SF, USA, 2009; **IST DEEC, Lab. Medidas Electricas**, Lisboa, Portugalsko, 2007; **DevCom**, Praha, CZ, 2005-2008;

*Ocenění:*

- Honeywell Innovator Award (≈6 000 USD), 2009.
- První místo v soutěži "IT diplomka roku 2010", Profinit, podpořeno částkou 5 000 USD pro studenta (Jiří Mlejnek) a ≈1 000 USD pro školitele, 2010.
- Best of Session a Best of Track na konferenci Digital Avionics System Conference, USA, 2012.
- Předseda lokální organizační komise konference Digital Avionic Systems Conference (DASC) v Praze, v roce 2015.

*Projekty:*

- Řešitel projektu: "European Student Moon Orbiter - Attitude Interface Module", European Space Agency, 2011-2013, TA 86 110701-ZPX.
- Řešitel projektu: „Safety Improvement of Flight, Crew and Other Participants of Flight Transport in Normal and Emergency Situations by Assistive Technologies“, Technologická agentura ČR, 2010-2013, TA01030651.
- 3x FRVŠ (AAF), 1x SGS

### *Výuka:*

- Vytvoření přednášek a cvičení v předmětu: Palubní řídicí a informační systémy, Kybernetika a robotika, Letecké a kosmické systémy.  
<http://measure.feld.cvut.cz/en/education/courses/AE3M38PRS>  
<http://measure.feld.cvut.cz/vyuka/predmety/magisterske/A3M38PRS>
- Návrh a realizace vlastního krátkého kurzu (týden) s tematikou: Spacecraft Data Processing and Control Course  
[http://measure.feld.cvut.cz/system/files/files/en/people/doctoral/paces/SSP\\_Course\\_Paces\\_0.pdf](http://measure.feld.cvut.cz/system/files/files/en/people/doctoral/paces/SSP_Course_Paces_0.pdf)
- Přednášející in:
  - A3M38PRS – Palubní řídicí a informační systémy
  - A5M38SPD – Sběr a přenos dat
  - A0M33BEP – Bezpilotní prostředky (částečně)
- Vedení studentských prací
  - 6x zahraniční studenti (4x projekt, 2x dip. práce)
  - 5x studentů oceněno uznáním děkana
  - Vedoucí více než 20 bak. a dip. prací.
  - Školitel specialista u 3. Ph.D. studentů

### *Publikace:*

- H-index: 3 WOS, 5 Google scholar
- Pačes, P. - Reinštein, M. - Draxler, K.: Fusion of Smart Sensor Standards and Sensors with Self-Validating Abilities In: Journal of Aircraft. 2010, vol. 47, no. 3, p. 1041-1046. ISSN 0021-8669.
- Šipoš, M. - Pačes, P. - Roháč, J. - Nováček, P.: Analyses of Triaxial Accelerometer Calibration Algorithms In: IEEE Sensors Journal. 2012, vol. 12, no. 5, p. 1157-1165. ISSN 1530-437X.
- Pačes, P.: Systém pro korekci nepřesností systémů inerciální navigace Patent Úřad průmyslového vlastnictví, 302336. 2011-02-02.