



ČVUT

ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE

F3

**Fakulta elektrotechnická
Katedra měření**

Diplomová práce

Robustní navigační řešení s využitím Kalmanova filtru

Bc. Michal Koldinský
Kybernetika a robotika

Květen 2024

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

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Koldinský**

Jméno: **Michal**

Osobní číslo: **483608**

Fakulta/ústav: **Fakulta elektrotechnická**

Zadávací katedra/ústav: **Katedra měření**

Studijní program: **Kybernetika a robotika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Robustní navigační řešení s využitím Kalmanova filtru

Název diplomové práce anglicky:

Robust navigation solution using Kalman filter

Pokyny pro vypracování:

Navrhněte a realizujte robustní navigační řešení využívající jako vstupní údaje data z více-frekvenčního a více-konstelčního GNSS přijímače a inerciální měřicí jednotky, alternativně doplněné o absolutní snímač tlaku a magnetometr za účelem odhadu pozice, rychlosti a orientace navigovaného objektu (NO) v referenčním souřadnicovém systému. Řešení by mělo být založeno na fúzi dat realizované pomocí Kalmanova filtru v architektuře „tightly-coupled“ a odchylového modelu. Fúzi doplňte o validaci dat pro účely zrobustnění navigačního řešení. Proveďte rozbor přesnosti navigačního řešení v závislosti na podmínkách provozu, tedy např. z pohledu charakteru pohybu, módu GNSS přijímače, charakteru okolního prostředí či použitého typu NO. Navigační řešení realizujte v prostředí Matlab a to s využitím experimentálně naměřených dat na různých typech NO pro účely ověření potřebných scénářů. Jako referenci použijte navigační systém SBG-Ekinox D nebo podobný, který bude k dispozici. Finální řešení ověřte porovnáním výsledků při různých podmínkách provozu.

Seznam doporučené 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 Tecnology, IEE (Institute of Engineering Technology) 2nd edition 2004.
- [5] Kovář, P., Družicová navigace. Od teorie k aplikacím v softwarovém přijímači, Praha: CTU. Czech Technical University Publishing House, 2016. ISBN 978-80-01-05989-0.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

doc. Ing. Jan Roháč, Ph.D. Katedra měření – FEL

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **26.01.2024**

Termín odevzdání diplomové práce: _____

Platnost zadání diplomové práce:

do konce letního semestru 2024/2025

doc. Ing. Jan Roháč, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Mgr. Petr Páta, Ph.D.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací.
Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Poděkování / Prohlášení

Rád bych poděkoval doc. Ing. Janu Roháčovi, Ph.D. za věnovaný čas, pomoc, odborné rady a vtáhnutí do oblasti inerciální navigace při vedení mé diplomové práce.

Dále děkuji také Ing. Martinu Šipošovi, Ph.D. za pomoc s přípravou experimentu a zajímavé postřehy.

V neposlední řadě patří velké poděkování také mé rodině, přítelkyni a přátelům za podporu po celou dobu studia.

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 24. 05. 2024

.....

Abstrakt / Abstract

Diplomová práce se zabývá návrhem a implementací robustního algoritmu pro navigační řešení s Kalmanovou filtrací. Algoritmus využívá vstupní data z low-cost inerciální měřicí jednotky a z přijímače globálního družicového navigačního systému a provádí jejich fúzi pomocí těsně vázané (tightly coupled) architektury odchylového Kalmanova filtru. Výstupem algoritmu jsou údaje o pozici, rychlosti a orientaci navigovaného objektu.

Vyvinutý algoritmus zpracovává hrubá navigační data z přijímače globálního družicového navigačního systému, vypočítává pozice a rychlosti satelitů a provádí fúzi měřených pseudovzdáleností a jejich změn s vypočítanými hodnotami z polohy a rychlosti dle inerciální měřicí jednotky. Měřená data jsou navíc doplněna o testování validity, čímž se zvyšuje odolnost celého řešení.

Funkčnost a přesnost algoritmu jsou ověřovány na základě experimentálně naměřených dat v různých podmínkách v městském prostředí. Přesnost vytvořeného algoritmu je vyhodnocena v porovnání s profesionálním referenčním navigačním systémem.

Klíčová slova: Kalmanova filtrace, architektura těsně vázaného systému, inerciální navigace, navigační systém, fúze IMU a GNSS dat, měření pseudovzdáleností

The diploma thesis deals with the design and implementation of a robust algorithm for a navigation solution using Kalman filtering. The algorithm utilizes input data from a low-cost inertial measurement unit (IMU) and from a receiver of the global navigation satellite system (GNSS) and performs their fusion using a tightly coupled architecture of the error-state Kalman filter. The output is the position, velocity, and orientation of the navigated object.

The developed algorithm processes raw navigation data from the GNSS receiver, calculates the positions and velocities of the satellites and fuses the measured pseudoranges and pseudorange rates with the calculated ones from the position and velocity from the inertial measurement unit. The measurement is supplemented with validity testing to increase the robustness of the entire solution.

The functionality and accuracy of the algorithm are verified based on experimentally measured data in various scenarios in urban areas. The accuracy of the developed algorithm is evaluated in comparison with a professional inertial navigation system as a reference.

Keywords: Kalman filter, tightly coupled architecture, inertial navigation, IMU and GNSS data fusion, tightly coupled algorithm, pseudorange measurement, urban navigation

Title translation: Robust navigation solution using Kalman filter

Obsah /

1 Úvod	1		
2 Teorie	2		
2.1 Vztažné soustavy a souřadnicové systémy	2		
2.1.1 Inerciální souřadnicový systém	3		
2.1.2 Zemský souřadnicový systém	3		
2.1.3 Geodetický souřadnicový systém	4		
2.1.4 Lokální souřadnicový systém	5		
2.1.5 Soustava tělesa	5		
2.1.6 Soustava senzoru	6		
2.2 Inerciální měřicí jednotka	7		
2.2.1 MEMS technologie	7		
2.2.2 Akcelerometry	8		
2.2.3 Senzory úhlové rychlosti	8		
2.2.4 Chyby IMU senzorů	10		
2.3 Navigační rovnice	11		
2.3.1 Mechanizace navigační úlohy	11		
2.4 Globální družicový navigační systém	13		
2.4.1 Pseudovzdálenost a změna pseudovzdálenosti	14		
2.4.2 Efemeridy	14		
2.4.3 Výpočet pozice a rychlosti GPS satelitu	15		
2.5 Kalmanova filtrace	18		
2.5.1 Volně vázaný systém	19		
2.5.2 Pevně vázaný systém	20		
2.5.3 Poskytnuté volně vázané řešení s Kalmanovou filtrací	20		
3 Realizace systému	23		
3.1 Těsně vázaný model Kalmanovy filtrace	23		
3.1.1 Dynamický model systému	23		
3.1.2 Model měření	24		
3.2 Implementace těsně vázané architektury	25		
3.2.1 Upravené části algoritmu	26		
3.2.2 Algoritmus na výpočet chyby hodin, pozice a rychlosti satelitu	27		
3.2.3 Selekcce GPS satelitů	28		
3.2.4 Výpočet chyby ionosféry	28		
3.2.5 Výpočet chyby troposféry	29		
3.2.6 Výpočet pseudovzdáleností a jejich změn	29		
3.2.7 Validace měřených pseudovzdáleností	30		
4 Experimentální ověření funkčnosti	32		
4.1 Použité senzory	32		
4.1.1 NavLIS IMU	33		
4.1.2 GNSS přijímač U-blox	34		
4.1.3 Referenční INS SBG	35		
4.1.4 Srovnání parametrů senzorů	35		
4.2 Naměření testovacích dat	36		
4.2.1 Kalibrace SBG jednotky	36		
4.2.2 Testovací jízda	38		
4.3 Parsování a zpracování naměřených dat	39		
4.3.1 Parsování GNSS zpráv	40		
4.3.2 Parsování GPS navigačních zpráv	41		
4.3.3 Zpracování IMU dat	43		
4.3.4 Synchronizace dat z GNSS přijímače a z IMU	47		
4.3.5 Porovnání IMU dat z NavLIS a SBG	47		
5 Zhodnocení výsledků	49		
5.1 Přesnost určení polohy vůči referenční jednotce	49		
5.1.1 Kompletní jízda	49		
5.1.2 Jízda v otevřeném terénu a mezi rodinnými domy	53		
5.1.3 Jízda širokou městskou ulicí	55		
5.1.4 Jízda úzkými ulicemi města	57		
5.2 Chování těsně vázané architektury Kalmanovy filtrace	58		
5.2.1 Pozice a rychlost	59		

5.2.2 Chyba a drift hodin přijímače	60
5.2.3 Rezidua a směrodatné odchyly měření	62
5.3 Zhodnocení validace pseu- dovzdáleností	63
5.4 Celkové shrnutí výsledků	64
6 Závěr	67
Literatura	69
A Scénář experimentu pro naměření testovacích dat	73
A.1 Příprava experimentu	73
A.2 Montáž	73
A.3 Změření ramen systému	73
A.4 Kalibrace Ekinox-D	73
A.5 Naměření dat – testovací jízda .	74
B Obsah přiložené složky	75

Tabulky / Obrázky

3.1 Srovnání přesnosti algoritmu na určení polohy a chyby hodin družic	28
4.1 Přehled vlastností senzorů jednotlivých IMU	36
4.2 Srovnání IMU dat z NavLIS a SBG	47
4.3 Srovnání IMU dat ze dvou NavLIS modulů	48
5.1 Srovnání výstupních pozic – celá trasa	50
5.2 Srovnání výstupních pozic – část 1	53
5.3 Srovnání výstupních pozic – část 2	55
5.4 Srovnání výstupních pozic – část 3	57
2.1 Inerciální navigační systém	2
2.2 Inerciální souřadnicový systém ..	3
2.3 Zemský souřadnicový systém, zeměpisná šířka a délka	4
2.4 Lokální souřadnicový systém NED	5
2.5 Souřadnicový systém vozidla	6
2.6 Souřadnicový systém senzoru	6
2.7 MEMS senzor	8
2.8 Princip fungování MEMS akcelerometru	9
2.9 Princip fungování MEMS senzoru úhlové rychlosti	9
2.10 Chyby IMU senzorů	10
2.11 Ilustrace Lever Arm efektu	11
2.12 Schéma mechanizace navigační úlohy	12
2.13 Ilustrace mnohocestného šíření signálu	13
2.14 Ukázka hlavních orbitálních parametrů efemerid	15
2.15 Schéma kroků Kalmanovy filtrace	19
2.16 Schéma volně vázaného systému	19
2.17 Schéma pevně vázaného systému	20
2.18 Schéma algoritmu volně vázaného systému	22
3.1 Schéma implementovaného algoritmu těsně vázaného systému	26
3.2 Klobucharův model ionosféry ..	29
4.1 Schéma rozmístění senzorů	33
4.2 Umístění senzorů na vozidle při experimentu	33
4.3 Modul ISM330DHCX od STMicroelectronics	34
4.4 GNSS přijímač ZED-F9T s anténou od U-blox	34
4.5 Ekinox-D od SBG Systems	35
4.6 Konfigurace Ekinox-D	36
4.7 Kalibrace Ekinox-D na parkovišti	37
4.8 Provedená kalibrace Ekinox-D	37

4.9	Testovací jízda.....	38
4.10	Výstupy Ekinox-D během jízdy – pozice.....	38
4.11	Výstupy Ekinox-D během jízdy – IMU a INS data.....	39
4.12	Schéma parsování a zpracování dat.....	39
4.13	Zpráva UBX-RXM-SFRBX....	40
4.14	Struktura navigační zprávy GPS.....	42
4.15	Struktura dat v subframe 2....	42
4.16	Rozdíl naměřených hodnot z akcelerometrů NavLIS	44
4.17	Detekce chybějících dat	45
4.18	Časový posun mezi daty z NavLIS a SBG jednotky	46
4.19	Vykompenzovaný časový posun mezi daty z NavLIS a SBG jednotky	46
5.1	Srovnání NED pozice s SBG jednotkou	50
5.2	Srovnání NED rychlosti s SBG jednotkou	51
5.3	Počet použitých satelitů během jízdy	51
5.4	Kvalita GPS signálu během experimentu	52
5.5	Směrodatné odchylky pozice a rychlosti z SBG	52
5.6	Srovnání výstupní pozice v mapě – část 1	53
5.7	Rozdíly v pozici – část 1.....	54
5.8	Srovnání výstupní pozice v mapě – část 2	55
5.9	Rozdíly v pozici – část 2.....	56
5.10	Srovnání výstupní pozice v mapě – část 3	57
5.11	Rozdíly v pozici – část 3.....	58
5.12	Velikost stavového vektoru a směrodatná odchylka v pozici	59
5.13	Velikost stavového vektoru a směrodatná odchylka v rychlosti	59
5.14	Velikost chyby a driftu hodin ..	60

5.15	Velikost stavového vektoru a směrodatná odchylka chyby a driftu hodin	61
5.16	Velikost Kalmanova zesílení u chyby a driftu hodin	61
5.17	Velikost reziduí v pozici a rychlosti	62
5.18	Směrodatné odchylky měření z GNSS přijímače	62
5.19	Počet odmítnutých satelitů validací	63
5.20	Směrodatné odchylky měření z GNSS přijímače	64

Kapitola 1

Úvod

Řešení navigační úlohy je základem mnoha oblastí v dnešním moderním světě. Jedná se o proces určování a řízení cesty z jednoho místa na druhé zahrnující několik klíčových aspektů, jako je určení aktuální polohy a orientace objektu v prostoru, plánování trasy, sledování směru a rychlosti pohybu. K tomu se používají navigační systémy, kterých existuje celá řada.

Moderní navigační systémy využívají kombinaci satelitních signálů, inerciálních měření a dalších senzorů tak, aby poskytovaly přesné informace o poloze a směru pohybu v reálném čase. Tato data jsou klíčová pro letecký a námořní průmysl, automobilovou dopravu, vojenské operace, roboty, drony a v neposlední řadě také pro osobní navigaci.

Inerciální navigace je metoda určování polohy, směru pohybu a orientace objektu pomocí interních inerciálních senzorů, konkrétně akcelerometrů a senzorů úhlové rychlosti, které fungují bez závislosti na externích referencích. Tím je umožněna spolehlivá navigace odolná proti rušení a manipulaci. Tyto systémy jsou klíčové v prostředích, kde nejsou dostupné externí referenční signály nebo jsou nespolehlivé, jako například v hustě zastavěných oblastech měst. Na druhou stranu, inerciální navigační systémy (INS) trpí postupnou akumulací chyb, což vede k narůstající nepřesnosti v určování polohy, rychlosti a orientaci, pokud nejsou pravidelně korigovány a kalibrovány.

Cílem práce je návrh a implementace algoritmu v *Matlabu* pro robustní navigační řešení s Kalmanovou filtrací. Návrh řešení má pracovat s fúzí vstupních dat z low-cost inerciální měřicí jednotky a přijímače globálního družicového navigačního systému (GNSS) v tzn. těsně vázané (tightly coupled) architektuře a s odchylkovým modelem Kalmanova filtru, tj. za využití hrubých měřených dat z GNSS přijímače – pseudovzdáleností a jejich změn.

Výstupem z algoritmu bude pozice, rychlost a natočení navigovaného objektu. Fúze dat má být také doplněna o validaci měřených hodnot z GNSS přijímače pro zvýšení robustnosti navrženého algoritmu. Správné fungování navrženého a implementovaného řešení bude následně experimentálně ověřováno v různých reálných podmínkách venkovního městského prostředí a výsledky srovnávány s profesionálním referenčním INS.

Na začátku práce v Kapitole 2 je popsán teoretický úvod do problematiky inerciálních navigačních systémů – zejména nejruznějších souřadnicových systémů, popis inerciální měřicí jednotky, navigačních rovnic, GNSS a Kalmanovy filtrace. Kapitola 3 popisuje samotný návrh a implementaci jednotlivých částí tightly coupled architektury Kalmanovy filtrace.

V následující Kapitole 4 je popsáno experimentální ověření funkčnosti navrženého algoritmu, senzory použité pro ověření, postup naměření testovacích dat a nutné parsování a předzpracování dat před samotnou Kalmanovou filtrací. V Kapitole 5 jsou popsány a rozebrány dosažené výsledky navrženého algoritmu tightly coupled architektury s Kalmanovou filtrací, dosažená přesnost za různých podmínek ve srovnání s referenční jednotkou a celkové chování vytvořeného algoritmu.

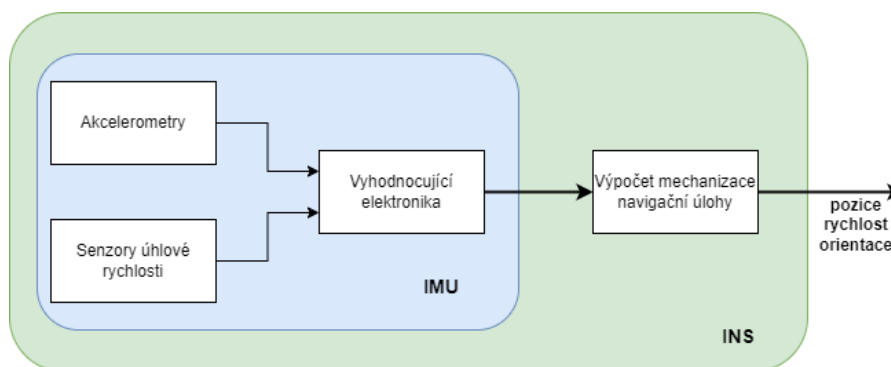
Kapitola 2

Teorie

Navigační úloha je v obecném smyslu nejruznější série postupů, jak určit aktuální pozici (případě i rychlost a další) navigovaného objektu v prostoru a/nebo popsat směr k cílovému bodu. Inerciální navigační systém (INS) pro vyhodnocování polohy využívá inerciální senzory (akcelerometry a senzory úhlové rychlosti). Aktuální poloha, rychlost a orientace navigovaného objektu je vyhodnocováno na základě počátečních podmínek a aktuálních měření z uvedených senzorů bez jakékoliv externí reference, jedná se o druh tzv. metody „dead reckoning“. [1–2]

Základem INS (Obrázek 2.1) je inerciální měřicí jednotka (IMU, Kapitola 2.2), která pomocí senzorů měří specifickou sílu a úhlové rychlosti rotace objektu vztažené k inerciální referenční soustavě (Kapitola 2.1). Integrací těchto údajů (tzv. mechanizace navigační úlohy, Kapitola 2.3) lze (při znalosti výchozí polohy, rychlosti a orientace) získat aktuální orientaci objektu a jeho rychlost, respektive dvojnásobnou integrací i polohu. Měření s těmito senzory je ale zatíženo nejruznějšími chybami (i náhodnými), které nelze plně eliminovat. Díky numerické integraci chyb do výstupu dochází postupem času k čím dál většímu odklonu odhadu stavů od skutečnosti.

Z tohoto důvodu jsou výstupy INS integrovány dohromady s jiným nezávislým měřením – v případě této práce s údaji z globálního satelitního navigačního systému, viz Kapitola 2.4. Pro samotnou fúzi dat je použit Kalmanův filtr s integračními architekturami, které jsou dále popsány v Kapitole 2.5.



Obrázek 2.1. Schéma inerciální měřicí jednotky a inerciálního navigačního systému

2.1 Vztažné soustavy a souřadnicové systémy

Základní úlohou každého navigačního systému je určení polohy objektu v libovolném čase a místě. Samotný pojem „poloha“ je ale velmi relativní, protože záleží na určení referenční soustavy, ke které se poloha předmětu vztáhne, stejně tak na určení souřadnicového systému.

Vztažná neboli referenční soustava (anglicky referential frame) je fyzikální pojem a je definována konkrétním tělesem nebo jeho částí, ke které se vztahuje a popisuje pohyb okolních předmětů v této soustavě. Například pozici člověka v jedoucím vlaku lze popsat

ve vztažné soustavě vzhledem k jeho sedadlu, ve vztažné soustavě vzhledem k výchozí stanici jeho cesty nebo např. ve vztažné soustavě vzhledem ke středu Země. Některé význačné a často používané vztažné soustavy mají své vlastní názvy, viz dále. Vztažná soustava ale může být tvořena obecně jakýmkoli tělesem.

Oproti tomu pojem souřadnicový systém (anglicky coordinate system) je čistě matematický popis poloh těles v dané soustavě. V jedné vztažné soustavě lze popisovat pozice pomocí několika souřadnicových systémů a pomocí transformačních matic i libovolně přecházet mezi nimi.

Pro určení polohy v souřadnicovém systému je třeba nadefinovat druh systému (kartézský, polární, sférický, ...), počátek soustavy souřadnic, směr a počet souřadnicových os a jednotky, ve kterých se bude pozice na osách vyjadřovat (metry, centimetry, stupně aj.). Nejrozšířenější je kartézský systém souřadnic se 3 navzájem kolmými osami (v případě prostorových souřadnic), které se protínají v počátku.

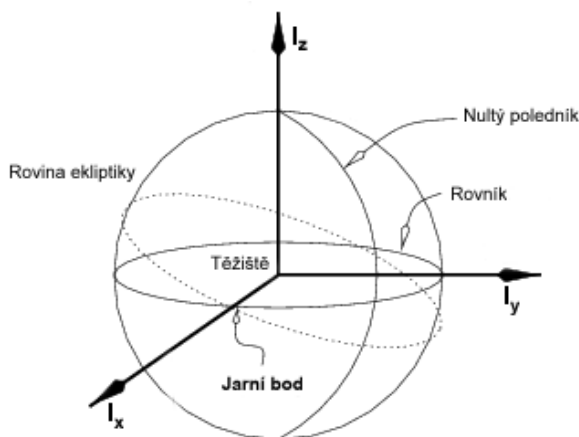
Mezi jednotlivými systémy a soustavami lze libovolně přecházet. K tomu slouží rotační a transformační matice popsané např. v [2–4].

V praxi se pojmy vztažná soustava a souřadnicový systém spojují dohromady a vzájemně zaměňují.

2.1.1 Inerciální souřadnicový systém

Zemský inerciální souřadnicový systém I , anglicky Earth-Centered Inertial (ECI) je kartézský souřadnicový systém, který má počátek v těžišti Země a je fixován s pozicí okolních hvězd (Obrázek 2.2). Osa I_x míří v rovině rovníku směrem k jarnímu bodu (neboli Vernal Equinox – jeden z průsečíků ekliptiky s nebeským rovníkem) v souhvězdí Berana, osa I_z je shodná s rotační osou Země (míří směrem k severnímu pólu) a osa I_y dotváří pravotočivý systém.

Jak název napovídá, jedná se o inerciální systém, tedy i když se Země otáčí kolem své osy, obíhá kolem Slunce či vykonává další pohyby, tak tento systém zůstává statický. V tomto systému platí Newtonovy pohybové zákony. V ECI se např. popisují pozice těles kolem Země či probíhá vůči této soustavě měření s inerciálními senzory – akcelerometry a senzory úhlové rychlosti. [2, 5]



Obrázek 2.2. Ilustrace inerciálního souřadnicového systému Země. Převzato z [6], upraveno.

2.1.2 Zemský souřadnicový systém

Zemský souřadnicový systém E , anglicky Earth-Centered, Earth-Fixed (ECEF) je také kartézský souřadnicový systém, který slouží k vyjádření pozice tělesa na zemském povrchu, případně na orbitě. Počátek tohoto systému je ve středu Země, osa E_x míří

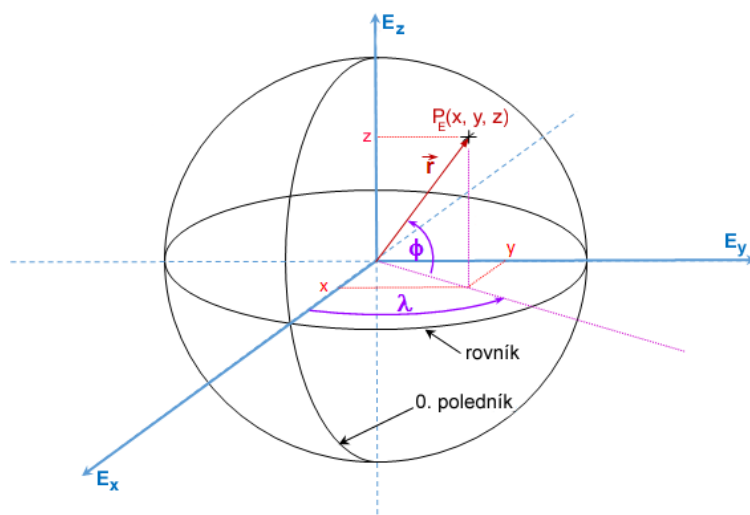
směrem k průsečíku nultého poledníku a rovníku, osa E_z je shodná s rotační osou Země (míří směrem k severnímu pólu) a osa E_y dotváří pravotočivý systém, viz Obrázek 2.3. Na rozdíl od ECI se ECEF soustava otáčí společně se Zemí, nejedná se tedy o inerciální systém.

Souřadnice v zemském souřadnicovém systému se udávají v metrech. V tomto systému se obvykle určují např. pozice družic.

2.1.3 Geodetický souřadnicový systém

Souřadnicový systém zeměpisné šířky, délky a výšky L (LLA - Latitude, Longitude, Altitude) je geodetický souřadnicový systém podobný systému ECEF, osy jsou definovány obdobným způsobem a počátek je v těžišti Země¹. Jedná se ale o sférický systém, dvě souřadnice jsou vyjádřeny úhlem. Pro určování polohy na Zemi je tento systém ve veřejném prostoru nejrozšířenější, pozice jsou v něm často označovány laicky jako „GPS souřadnice“.

Zeměpisná šířka ϕ je úhel mezi rovinou os $L_x L_y$ a výsledným vektorem. Zeměpisná délka λ je pak úhel mezi osou L_x a průmětem výsledného vektoru do roviny os $L_x L_y$, viz Obrázek 2.3. Určení (nadmořské) výšky není jednoduchá úloha, výška se v tomto případě vztahuje k výšce nad geoidem. Geoid WGS 84² je fyzikální model povrchu Země (Earth Gravitational Model) – jedná se o povrch se stejným gravitačním potenciálem. [2, 5]



Obrázek 2.3. Ilustrace zemského souřadnicového systému ECEF (osy modře, ECEF souřadnice červeně) a zeměpisné šířky ϕ a délky λ (fialově). Převzato z [8], upraveno.

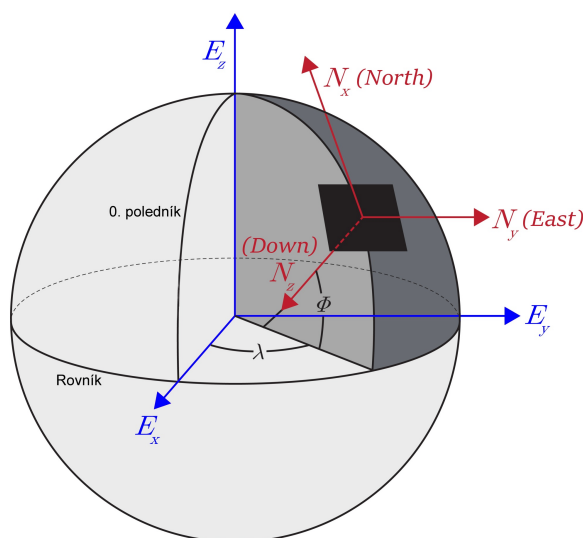
¹ Vzhledem k tomu, že Země ve skutečnosti není ani homogenní, ani koule, tak pojem střed Země a těžiště Země není to samé.

² WGS 84, neboli World Geodetic System 1984, je celosvětově používaný geodetický model povrchu Země jako elipsoidu. Veškeré výpočty pozice (nejen) v GPS jsou vztaheny k tomuto elipsoidu. Součástí WGS 84 je i tento gravitační model (geoid) Země. [7]

2.1.4 Lokální souřadnicový systém

Dalším z hlavních používaných systémů je lokální (někdy také označovaný jako navigační) souřadnicový systém. Jedná se o systém, ve kterém se na libovolně zvoleném místě na Zemi vytvoří tečná rovina k zemskému povrchu, viz Obrázek 2.4. Tímto zvoleným bodem je poté dán počátek soustavy systému (např. výchozí bod cesty).

V tzv. NED (North-East-Down) frame osa N_x (N) směřuje v této rovině k severnímu pólu, osa N_z (D) ve směru zemské tíže a N_y (E) dotváří pravotočivý systém směrem na východ. Osy $N_x N_y$ tvoří tečnou rovinu k povrchu Země. Alternativou je tzn. systém ENU (East-North-Up), který se liší pořadím os a v případě osy z směrem. [2, 5]



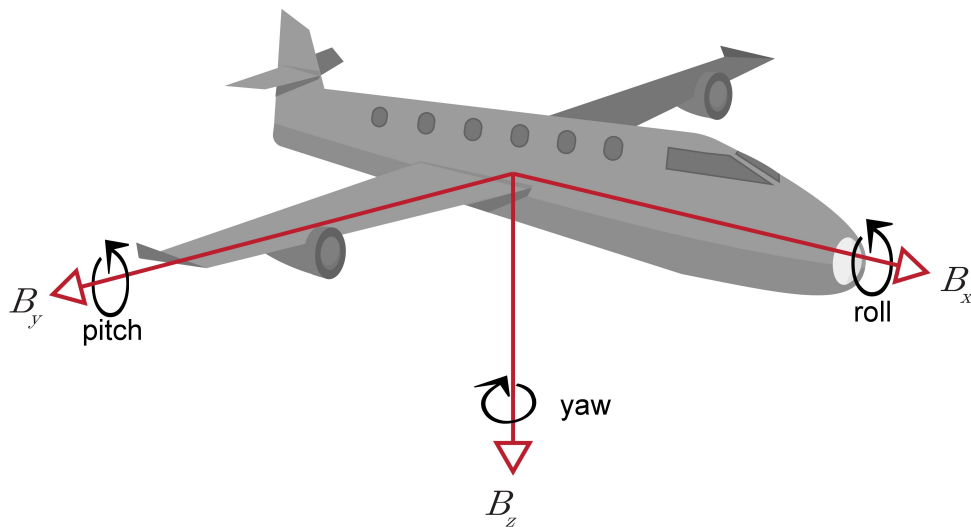
Obrázek 2.4. Ilustrace lokálního NED souřadnicového systému (červeně) spolu s ECEF (modře) a zeměpisnou šířkou a délkou (černě). Převzato z [5], upraveno.

Pozice v těchto lokálních souřadnicích se obvykle udávají v metrech.

2.1.5 Soustava tělesa

Vztažná soustava tělesa (body frame, B) je pevně vztažena s objektem zájmu. Její střed je obvykle umístěn do těžiště tohoto objektu – automobilu, robota, letadla a nebo například rakety. Osy souřadnicového systému v body frame mohou být nastaveny libovolně, obvykle ale osa B_x směřuje směrem k předu vozidla (směrem, kterým je primárně vykonáván pohyb). Osa B_z směřuje dolů a osa B_y pak dotváří pravotočivý systém, viz Obrázek 2.5.

V takto nedefinovaném systému mají své názvy i rotační úhly kolem jednotlivých os – jedná se o takzvané Eulerovy úhly, které určují orientaci (natočení) objektu v prostoru. Rotace kolem osy B_x se nazývá roll (ϕ), kolem osy B_y pitch (θ) a posléze kolem osy B_z yaw (ψ). Toto pojmenování se používá především v letectví, je možné se s ním ale setkat i obecně v inerciální navigaci. [2, 5]

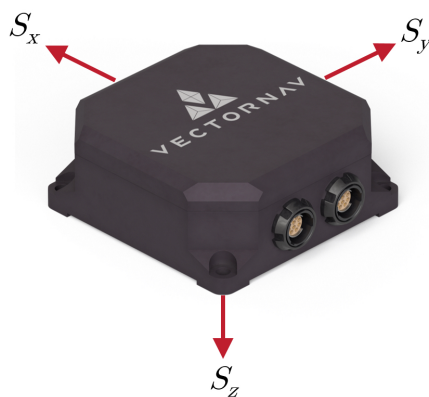


Obrázek 2.5. Ilustrace souřadnicového systému (body frame) letadla, včetně Eulerových úhlů. Převzato z [5], upraveno.

2.1.6 Soustava senzoru

Na vozidle obvykle není možnost umístit senzory přímo do těžiště vozidla/letadla, ale umísťují se na jiná místa dle možností konstrukce. Z tohoto důvodu je třeba definovat soustavu senzoru (sensor frame, S). Osy tohoto systému jsou definovány jednotlivými osami citlivosti senzoru uvnitř pouzdra zařízení (např. tříosého akcelerometru) a počátek je definován jejich průsečíkem (Obrázek 2.6).

Pro zjednodušení výpočtů se obvykle soustava senzoru co nejlépe zarovná se soustavou vozidla. V soustavě senzoru vždy měří inerciální měřicí jednotky, které jsou pro inerciální navigační systém primárním zdrojem informací. [2, 5]



Obrázek 2.6. Ilustrace souřadnicového systému senzoru (sensor frame) [5]

2.2 Inerciální měřicí jednotka

Základním stavebním kamenem každé navigační úlohy je inerciální měřicí jednotka neboli IMU (z anglického Inertial Measurement Unit). Zařízení měří v inerciální soustavě ve třech kolmých osách pomocí akcelerometrů specifickou sílu a také úhlovou rychlost předmětu pomocí snímačů úhlové rychlosti. IMU díky tomu má 6 stupňů volnosti (DoF – Degree of Freedom), čili umožňuje měřit rotační i translační pohyb jednotky/tělesa ve 3 ortogonálních osách.

V některých případech může být systém doplněn ještě např. 3 magnetometry pro určení směru k magnetickému severu (azimutu) nebo barometrem pro přesnější určení změny v nadmořské výšce. [2]

Dvojnásobnou integrací výstupů z akcelerometrů lze po vykompenzování deterministických chyb, dostředivého a gravitačního zrychlení získat polohu jednotky (klíčové je ale znát počáteční polohu a rychlost). Integrací údajů ze sensorů úhlové rychlosti pak lze po vykompenzování deterministických chyb a rotace Země získat (při znalosti výchozího natočení předmětu) i její orientaci v prostoru. Podrobnosti jsou popsány v Kapitole 2.3.

Navigační úloha je založena na integraci měřených údajů, které obsahují i chyby měření a ty se integrují společně s údaji popisující pohyb. Integrovaní chyb způsobuje v čase rostoucí odchylky od skutečné hodnoty. Tyto chyby snižují přesnost navigační úlohy a jejich odhad a kompenzace je stěžejní částí navigační úlohy. Chyby inerciálních snímačů a jejich zdroje jsou blíže popsány v Kapitole 2.2.4.

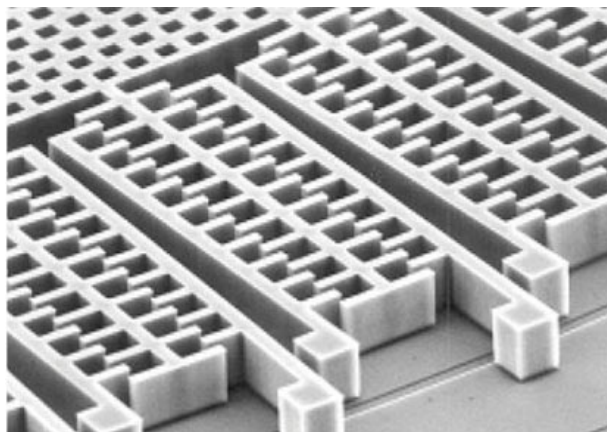
IMU mají velmi široké uplatnění, jsou důležitou součástí leteckých a kosmických systémů, lodí a ponorek, autonomních vozítek, robotů, automobilů nebo i chytrých mobilních telefonů. V dnešní době se v inerciálních navigačních systémech používá převážně pevné uchycení jednotky a sensorů na měřený objekt, tzv. strapdown systém (na rozdíl od dříve používaného složitějšího systému s pohyblivou základnou využívajícího tzv. Kardanova závěsu).

2.2.1 MEMS technologie

Senzory v inerciálních jednotkách jsou nejčastěji vyráběny technologií mikro-elektromechanického systému (MEMS – Micro-Electro-Mechanical Systems)³. Jedná se o součástky, které jsou integrovány přímo do čipů a integrovaných obvodů, viz Obrázek 2.7. Skládají se z elektromechanických součástek (převádějících mechanický signál na signál elektrický) a integrovaných mikroelektronických obvodů vyhodnocujících chování systému.

MEMS technologie mají celou širokou škálu uplatnění – od sensorů teploty, tlaku, úhlové rychlosti, akcelerometrů a magnetometrů až po mikrofony, reproduktory, oscilátory, displeje nebo biotechnologie. MEMS senzory jsou velmi lehké, malé, velmi robustní a mají nízkou spotřebu energie. V běžné spotřební elektronice lze nalézt mnoho jejich druhů s omezenou přesností za řádově několik korun. Existují ale také profesionální průmyslové varianty MEMS snímačů, které jsou výrazně přesnější, ale také mohou stát o mnoho řádů více za jediný kus. [9]

³ V některých případech, pokud jsou v systému i miniaturní optické členy (Opto-), se používá zkratka MOEMS



Obrázek 2.7. Senzor vyrobený technologií MEMS pod mikroskopem [10]

■ 2.2.2 Akcelerometry

Akcelerometr měří specifickou sílu sf vůči inerciální soustavě. To znamená, že měří výsledek působení všech sil na těleso o dané hmotnosti (2. Newtonův zákon). Specifická síla v sobě zahrnuje jak změny rychlosti pohybu objektu, tak v zemském gravitačním poli i všudypřítomné gravitační zrychlení⁴. Ve statickém případě tedy akcelerometry měří pouze gravitační zrychlení, v dynamickém případě rozdíl gravitačního zrychlení g a zrychlení tělesa a : [3]

$$sf = a - g. \quad (1)$$

Nulovou hodnotu akcelerometr měří pouze při volném pádu.

Specifická síla je vyjádřena ve fyzikálních jednotkách jako $[m/s^2]$ nebo jako jednotka gravitačního zrychlení $[g]$ (kde jednotka $[g]$ odpovídá velikosti normálového gravitačního zrychlení na Zemi, přibližně $1 g = 9,81 m/s^2$). Akcelerometr měří specifickou sílu ve svých osách citlivosti, které mohou být až tři. Podle toho rozlišujeme akcelerometry na jednoosé, dvouosé a tříosé.

Typický akcelerometr vyrobený technologií MEMS funguje jako diferenční kapacitní snímač s proměnnou vzduchovou mezerou. Ten je složen ze 2 elektrod – pevné elektrody (pevně spojené s pouzdem senzoru) a pohyblivé „hřebínkové“ elektrody se známou seismickou hmotností. Pohyblivá elektroda je navíc ve snímači upevněna pomocí pružin, viz Obrázek 2.8.

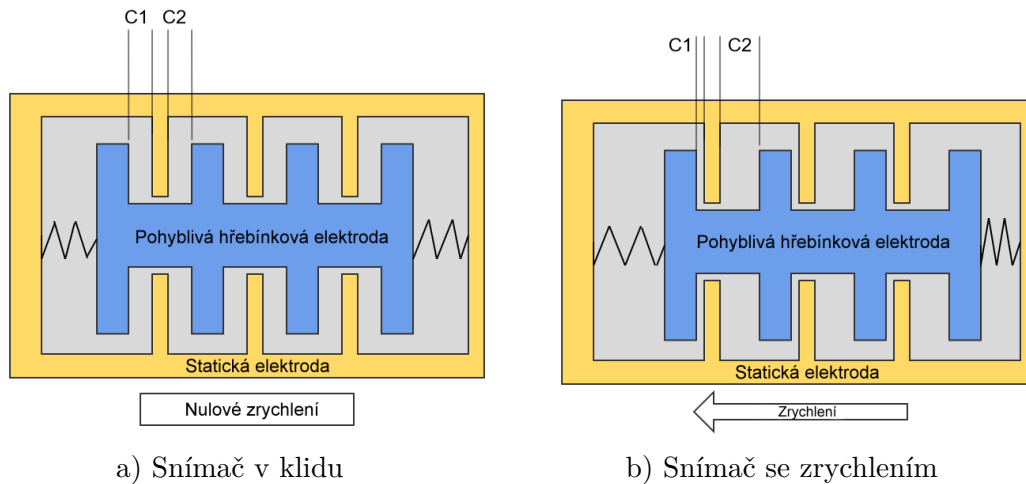
Pokud je snímač v klidu, hřebínková elektroda se nachází uprostřed pevných elektrod a kapacita $C1$ i $C2$ je shodná. Pokud je ale akcelerometr vystaven zrychlení, dojde k posunu hřebínkové elektrody k jedné straně a kapacita $C1$ bude výrazně větší než kapacita $C2$ (nebo obráceně, v závislosti na směru pohybu). Pomocí integrovaných obvodů se poté provádí vyhodnocení signálů a jejich převod do m/s^2 (či do jednotek g). Rozdíl kapacit $C1 - C2$ je pak přímo úměrný specifické síle působící na senzor. [2, 12]

■ 2.2.3 Senzory úhlové rychlosti

Snímač úhlové rychlosti (Angular Rate Sensor, často také označován jako gyroskop⁵) je senzor měřící úhlovou rychlost rotace neboli změnu orientace objektu v prostoru

⁴ Přesná hodnota gravitačního zrychlení je závislá na zeměpisné šířce (na rovníku je menší než na pólech) a na nadmořské výšce. Pro modelování gravitačního zrychlení na Zemi viz např. [11].

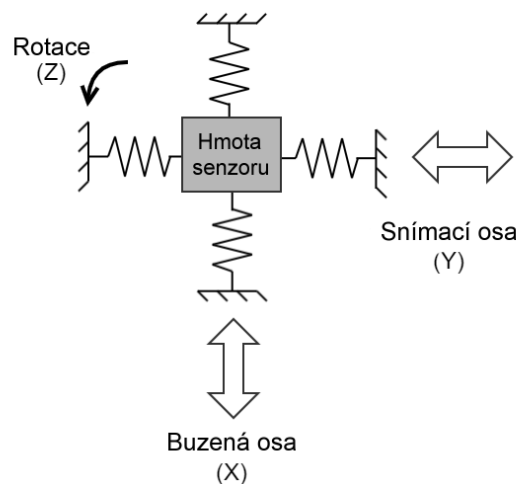
⁵ Princip původní funkce gyroskopu byl založen na vnitřním rotujícím prvku (setrvačnicku) a na rozdíl od snímačů úhlové rychlosti měřil přímo úhel natočení. Existují ale i gyroskopy se zabudovaným integrátorem. V praxi a v literatuře se ale často oba pojmy zaměňují. V této práci jsou použity MEMS senzory, které žádný rotující prvek neobsahují, proto se zůstává u pojmu „snímače úhlové rychlosti“.



Obrázek 2.8. Princip fungování jednoosého MEMS diferenčního kapacitního akcelerometru. Převzato z [12], upraveno.

vůči inerciální soustavě za jednotku času. Pokud je těleso v klidu, tak senzory úhlové rychlosti stále měří rotační pohyb Země (cca 15 °/hod). Výstupní úhlová rychlost je obvykle udávána v radiánech či stupních za sekundu ([rad/s] nebo [°/s]).

Nejrozšířenější MEMS senzory úhlové rychlosti fungují na vibračním principu s využitím Coriolisova jevu, který působí na všechny pohybující se předměty v rotující soustavě (např. v rotující soustavě Země kolem své osy). Snímač obsahuje ve svém středu hmotu zavěšenou pomocí pružin ve dvou kolmých osách X a Y. Osa citlivosti rotace Z je pak kolmá na obě tyto osy, viz Obrázek 2.9.



Obrázek 2.9. Princip fungování MEMS senzoru úhlové rychlosti. Převzato z [13], upraveno.

Hmotu senzoru je periodicky buzena, aby konala translační pohyb ve směru osy X. Ve chvíli, kdy celý senzor rotuje kolem osy Z, dochází Coriolisovou silou k vychýlení hmoty ve směru osy Y, které je snímáno (např. kapacitními snímači, podobně jako u akcelerometrů). Coriolisova síla je úměrná úhlové rychlosti rotace a lze ji popsat rovnicí [2]

$$F_c = -2m(\omega \times v), \quad (2)$$

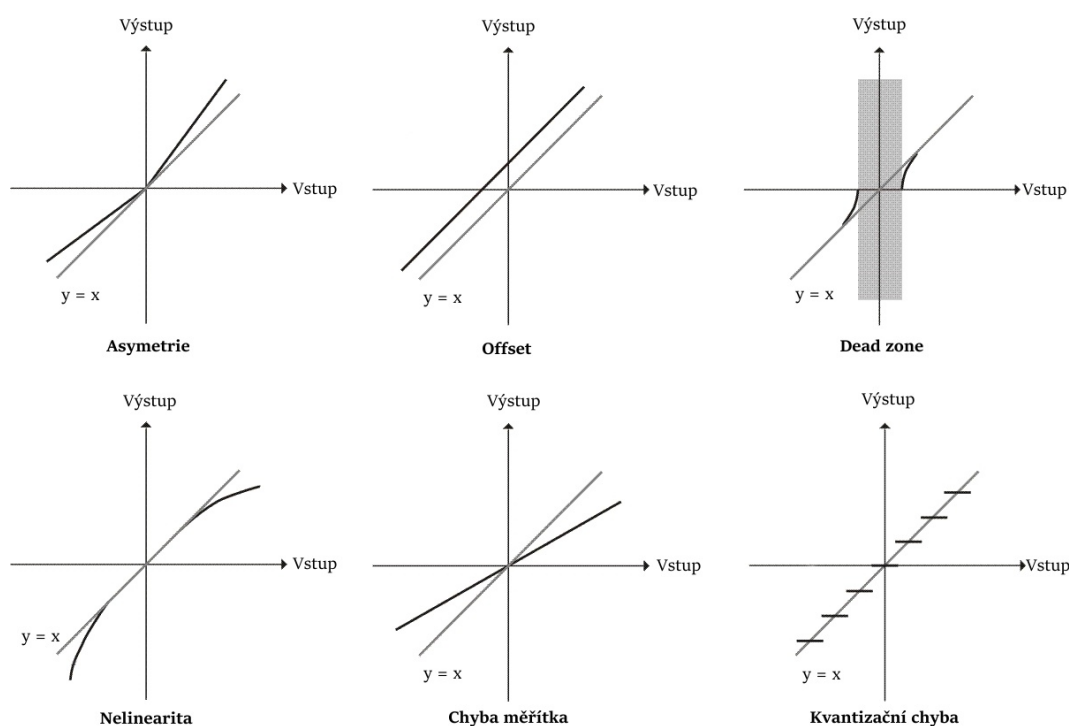
kde F_c je Coriolisova síla, m hmotnost hmoty senzoru, ω hledaná úhlová rychlost rotace a v rychlost translačního pohybu ve směru osy X.

2.2.4 Chyby IMU senzorů

Měření s inerciálními senzory je vždy zatíženo chybami, které jsou obvykle dvojího druhu – deterministické (systematické) a náhodné. Deterministické chyby jsou odhadnutelné na základě kalibračních procedur, kompenzovatelné a patří mezi ně např.

- asymetrie a nelinearita (včetně chyby měřítka) převodní charakteristiky,
- pásmo necitlivosti (dead zone),
- kvantizační chyba,
- neortogonalita a chyba zarovnání,

viz některé ukázky na následujícím Obrázku 2.10. Většina výše uvedených chyb je také závislá na teplotě. Informace o velikostech chyb senzorů a jejich závislostech obvykle poskytuje výrobce snímače v jeho technickém listu. [2–3, 14]



Obrázek 2.10. Příklady některých chyb snímačů. Převzato z [15], upraveno.

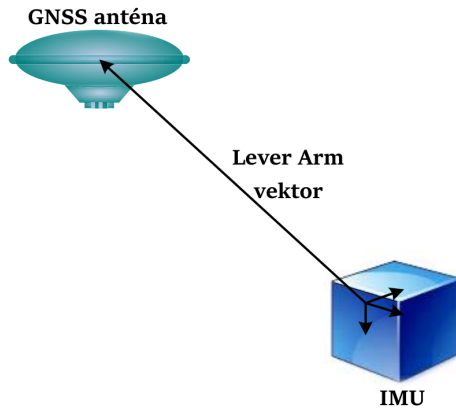
Náhodné chyby tvoří například bílý a barevný šum a jsou dány náhodnými vnějšími vlivy, vlivem napájení apod. Náhodnou chybou je také chyba offsetu (konstantní chyba, jejíž velikost se mění po každém zapojení senzoru), která je modelována náhodnou konstantou. Dále také mezi náhodné chyby patří šum s charakterem náhodné procházky (random walk) a exponenciálně korelovaný náhodný šum (nestabilita biasu – bias instability) senzoru, které je možné popsat a analyzovat metodou Allan Variance (AVAR), detaily viz např. [16].

Dalším důležitým pojmem u víceosých senzorů je také tzn. chyba ortogonality, která popisuje chybu zarovnání jednotlivých os sensor frame z výroby (nedá se při výrobě předpokládat dosažení tří vzájemně na sebe dokonale kolmých os senzorů a jejich dokonale přesné umístění do pouzdra).

Obdobný druh chyby zarovnání (tzv. misalignment) vzniká i v případě zarovnávání os sensor frame na body frame. V praxi nelze spoléhat na přesné umístění senzoru na vozidlo tak, aby jejich osy mířily dokonale přesně stejným směrem nebo ani není možné

přesně změřit úhel mezi jednotlivými osami body frame a sensor frame (pro následné správné vykompenzování).

V neposlední řadě je také v inerciální navigaci nutné určit a změřit jednotlivá ramena systému (Lever Arm), neboli polohové vektory mezi jednotlivými senzory systému (IMU a GNSS anténou) a těžištěm navigovaného objektu, např. vozidla. Dále je také nutné znát ramena mezi IMU a GNSS anténou (Obrázek 2.11) či mezi jednotlivými používanými souřadnicovými systémy. [3]



Obrázek 2.11. Ukázka ramena (Lever Arm) systému mezi IMU a GNSS anténou. Převzato z [17], upraveno.

V navigačních systémech je důležité všechny tyto chyby eliminovat a ideálně je ve výpočtech zohlednit a vykompenzovat (kromě náhodných chyb, které z principu vykompenzovat nelze).

2.3 Navigační rovnice

Navigační rovnice jsou soustavy rovnic, pomocí kterých lze v inerciálním navigačním systému spočítat přímo z měřených hodnot z inerciálních senzorů pozici, rychlost a natočení objektu (tzv. mechanizace navigační úlohy).

Důležité je zde správné pochopení používané notace:

- pravý horní index \mathbf{a}^x značí veličinu „ \mathbf{a} “ v systému (frame) „ x “,
- rotační matice C_x^y značí rotaci z frame „ x “ do frame „ y “,
- zápis $\boldsymbol{\omega}_{xy}^z$ značí úhlovou rychlost „ x “ frame vůči „ y “ frame vyjádřenou v „ z “ frame,
- zápis $\boldsymbol{\omega}_{xy}^z \times$ značí antisymetrickou (skew) matici vektoru úhlových rychlostí,
- písmenkové zkratky jednotlivých soustav jsou: b = body frame, n = NED frame, e = ECEF frame, i = inerciální frame (např. \mathbf{sf}^b je specifická síla vyjádřená v body frame).

2.3.1 Mechanizace navigační úlohy

Mechanizace navigační úlohy je soubor rovnic, pomocí kterých se ze změřených hodnot z akcelerometrů a ze senzorů úhlové rychlosti získává poloha, rychlost a natočení tělesa. V této práci se vyjadřují navigační rovnice v NED (n) frame, lze je ale přepočítat i do jiných soustav. V této části je předpokládáno, že měřené hodnoty jsou již kompenzovány o chyby biasu snímačů, lever arm efekty a další deterministické chyby. Stejně tak, že hodnoty jsou transformovány ze sensor frame do body frame, pokud se neshodují.

Základem mechanizace jsou poté tyto 3 rovnice, které popisují celý systém [2]

$$\dot{C}_b^n = C_b^n [(\boldsymbol{\omega}_{ib}^b - C_n^b (\boldsymbol{\omega}_{en}^n + \boldsymbol{\omega}_{ie}^n)) \times], \quad (3)$$

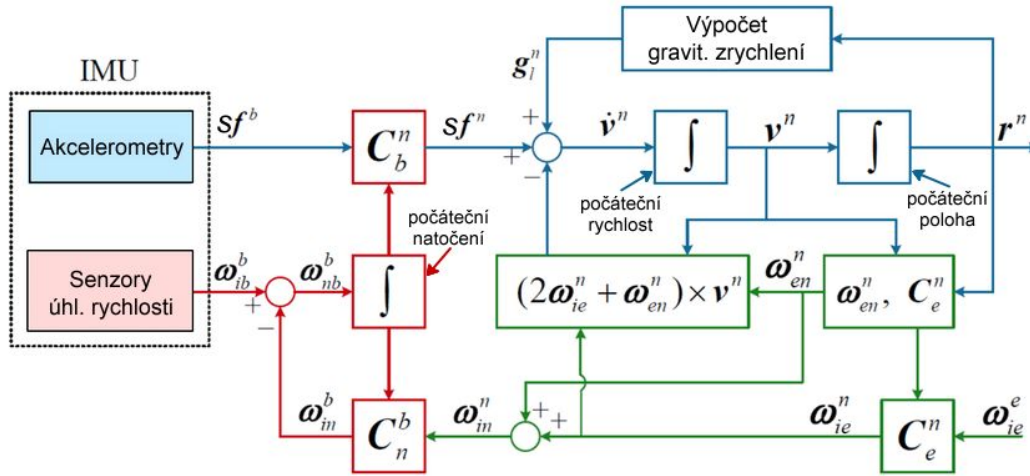
$$\dot{\mathbf{v}}^n = C_b^n \mathbf{s}f^b + \mathbf{g}^n - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n, \quad (4)$$

$$\dot{\mathbf{r}}^n = \mathbf{v}^n, \quad (5)$$

kde

- \mathbf{r}^n je vektor polohy v NED frame,
- \mathbf{v}^n vektor rychlosti pohybu v NED frame,
- $C_b^n = (C_n^b)^{-1} = (C_n^b)^T$ je rotační matice z body frame do NED frame,
- $\mathbf{s}f^b$ vektor měření specifické síly z akcelerometrů korigovaný o dostředivé zrychlení $\mathbf{a}_C^b = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \times \mathbf{v}^b$,
- \mathbf{g}^n vektor gravitačního zrychlení vyjádřený v NED frame,
- člen $-(2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}^n$ představuje Coriolisovo zrychlení způsobené úhlovou rychlostí rotace NED frame a rotace Země,
- $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n = C_e^n \boldsymbol{\omega}_{ie}^e$ je úhlová rychlost rotace Země kolem své osy v NED frame,
- $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ je úhlová rychlost rotace mezi rotací Země (ECEF frame) a NED frame,
- $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ je vektor měření úhlové rychlosti ze senzorů.

Schéma rovnic pro výpočet mechanizace je na Obrázku 2.12. Podrobnosti a odvození rovnic je možné najít např. v [1–2].



Obrázek 2.12. Schéma mechanizace navigační úlohy. Převzato z [18], upraveno.

Pro zjednodušení výpočtů je možné v low-cost navigaci zanedbat velikosti $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ a $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$, jejichž velikosti jsou menší než je rozlišení low-cost senzorů. Díky tomu se Rovnice (3) a (4) zjednoduší do následující podoby a vytvoří tak zjednodušený systém rovnic:

$$\dot{C}_b^n = C_b^n (\boldsymbol{\omega}_{ib}^b \times), \quad (6)$$

$$\dot{\mathbf{v}}^n = C_b^n \mathbf{s}f^b + \mathbf{g}^n. \quad (7)$$

$$\dot{\mathbf{r}}^n = \mathbf{v}^n, \quad (8)$$

Výstupem mechanizace v každém časovém kroku je poloha objektu \mathbf{r}^n , jeho rychlost \mathbf{v}^n a natočení objektu, respektive rotační matice C_b^n (ze které lze získat Eulerovy úhly).

2.4 Globální družicový navigační systém

GNSS (z anglického Global Navigation Satellite System) je souhrnné označení pro několik globálních navigačních satelitních systémů – americký GPS⁶, evropský systém Galileo, ruský GLONASS, čínský BeiDou a další. Všechny zmíněné systémy využívají konstelace družic s atomovými hodinami na oběžné dráze Země, ze které vysílají informace o přesném času a o své poloze (v ECEF) směrem k pozorovateli na povrchu Země.

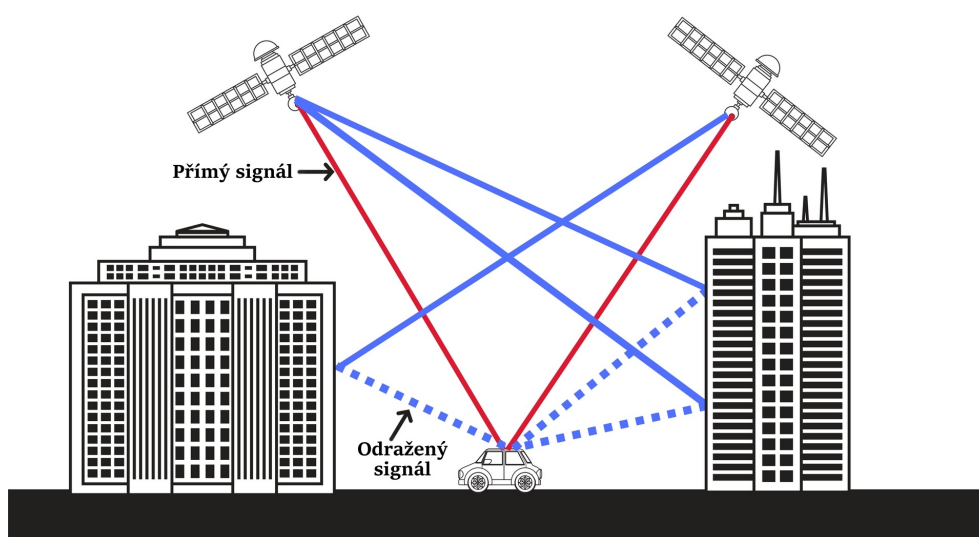
Zjednodušeně řečeno, po přijetí signálů z družic je možné na základě triangulace a různé doby letu signálu z různých satelitů určit polohu příjemce s přesností několika metrů (při otevřeném výhledu na oblohu) a přesný čas. Každý ze zmíněných družicových systémů funguje nezávisle, jsou ale navzájem kompatibilní. Vzájemnou kombinací několika systémů lze dosáhnout větší přesnosti a spolehlivosti. Detailní a komplexní popis celé GNSS problematiky lze nalézt např. v [19].

Pro úspěšné vypočítání pozice na Zemi je nutné zachytit signál z alespoň 4 satelitů – jedná se totiž úlohu o čtyřech neznámých: 3D pozice (E_x , E_y , E_z ECEF souřadnice v prostoru) a časový posun mezi přesnými atomovými hodinami družic a o několik řádů méně přesnými hodinami v přijímači uživatele. Na základě Dopplerova posunu je možné také určit rychlost a směr pohybu příjemce.

Na rozdíl od IMU je četnost určení pozice řádově menší, kvalitní přijímače jsou sice schopny počítat pozici s frekvencí až 100 Hz, v praxi ale většinou přijímače poskytují 1 až 2 pozice za sekundu.

Přesnost určení pozice pomocí GNSS závisí na možnosti kompenzovat různé druhy chyb a nepřesností, které se v systému a v prostředí mohou objevit, např. [2, 20]

- počet viditelných satelitů a jejich rozmístění po obloze,
- mnohocestné šíření signálu (multi-path), viz Obrázek 2.13,
- chyba šíření signálu v ionosféře a troposféře,
- chyba přesnosti určení orbity satelitu,
- chyba hodin družice a přijímače,
- interference a rušení signálu (jamming) či podvrhnutí signálu (spoofing).



Obrázek 2.13. Ilustrace mnohocestného šíření GNSS signálu [21]

⁶ Global Positioning System, <https://www.gps.gov/>

Satelity neposkytují příjemci přímo svou polohu, ale vysílají navigační zprávy s tzv. efemeridy (viz dále), pomocí kterých lze v libovolný časový okamžik určit polohu a rychlost družic v ECEF. Dále také navigační zpráva obsahuje chybové parametry času hodin satelitu anebo parametry pro modelování chyb v ionosféře.

K měření vzdálenosti od satelitu a vzájemné rychlosti mezi přijímačem a satelitem se používají tzn. pseudovzdálenosti a jejich změny, viz následující podkapitola.

■ 2.4.1 Pseudovzdálenost a změna pseudovzdálenosti

GNSS přijímače při výpočtu pozice pracují s tzn. pseudovzdálenostmi a změnami pseudovzdáleností („pseudorychlostí“). Předpona „pseudo-“ ve výrazu znamená, že se nejedná o skutečné geometrické vzdálenosti (respektive rychlosti) mezi satelitem a přijímačem – ty nelze takto napřímo měřit. Jedná se o měření, která v sobě zahrnují množství chyb, které je nutné kompenzovat.

Pseudovzdálenost ρ měřenou přijímačem je možné vyjádřit vztahem [17, 19]

$$\rho = r + c\delta t^s + c\delta t_r + I_\rho + T_\rho + \epsilon_\rho, \quad (9)$$

kde r je skutečná vzdálenost mezi přijímačem a satelitem, c rychlost světla, δt^s je chyba hodin satelitu, δt_r je chyba hodin přijímače, I_ρ a T_ρ je chyba šíření signálu ionosférou, respektive troposférou, a ϵ_ρ je náhodný (bílý) šum.

Změnu pseudovzdálenosti $\dot{\rho}$ je možné zapsat vztahem [17, 19]

$$\dot{\rho} = v + c\dot{\delta t}^s + c\dot{\delta t}_r + \epsilon_{\dot{\rho}}, \quad (10)$$

kde v je skutečná vzájemná rychlost mezi přijímačem a satelitem, $\dot{\delta t}^s$ drift hodin satelitu, $\dot{\delta t}_r$ drift hodin přijímače a $\epsilon_{\dot{\rho}}$ náhodný (bílý) šum.

Chyby a drift hodin satelitu, stejně tak jako chybu ionosféry a troposféry, lze modelovat a korigovat na základě údajů z navigační zprávy a efemerid daného satelitu.

■ 2.4.2 Efemeridy

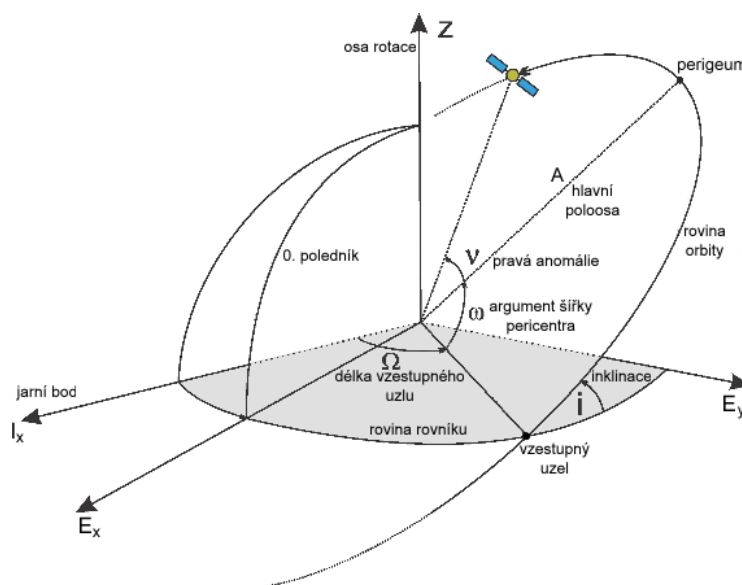
Efemeridy jsou přesné orbitální parametry drah satelitů (obecněji jakýchkoli nebeských těles), po kterých se družice pohybují. U GNSS satelitů jsou pravidelně vysílány v navigačních zprávách a popisují dráhu družice na několik desítek minut až jednotek hodin dopředu – za provozu je tedy nutné provádět jejich pravidelnou aktualizaci. U GPS popisují broadcastové efemeridy (efemeridy vysílané v reálné čase v navigačních zprávách GPS satelitů) pozici družice na orbitě s přesností 1 m. [22]

Efemeridy vycházejí z Keplerovských orbitálních parametrů a v případě GPS obsahují mimo jiné následující data, ze kterých je možné spočítat pozici a rychlost satelitu (viz dále) [23]

- M_0 [semi-circle]⁷ – střední anomálie v referenční čas,
- Δn [semi-circle/s] – rozdíl střední úhlové rychlosti (Mean Motion) od vypočítané hodnoty,
- e [-] – výstřednost (excentricita),
- \sqrt{A} [\sqrt{m}] – odmocnina velikosti hlavní poloosy dráhy,
- Ω_0 [semi-circle] – délka vzestupného uzlu orbity (Longitude of Ascending Node of Orbit Plane),
- i_0 [semi-circle] – sklon dráhy (inklinace) v referenční čas,

⁷ Semi-circle je možné česky přeložit jako půlkruh. Tento překlad jednotky v českém jazyce ale není ustálený, proto se zde zůstává u anglického originálu. 1 semi-circle = π rad = 180 °

- ω [semi-circle] – argument šířky pericentra,
- $\dot{\Omega}$ [semi-circle/s] – rychlost změny rektascenze (Rate of Right Ascension),
- \dot{I} [semi-circle/s] – rychlost změny inklinace (Rate of Inclination Angle),
- C_{us}, C_{uc} [rad, rad] – amplituda sinusového a kosinusového harmonického korekčního členu argumentu šířky (Argument of Latitude),
- C_{rs}, C_{rc} [m, m] – amplituda sinusového a kosinusového harmonického korekčního členu orbitálního poloměru (Orbital Radius),
- C_{is}, C_{ic} [rad, rad] – amplituda sinusového a kosinusového harmonického korekčního členu inklinace (Orbital Radius),
- t_{oe} [s] – referenční čas efemeridy a
- $IODE$ [-] – problematika dat efemerid (Issue of Data Ephemeris).



Obrázek 2.14. Ukázka hlavních parametrů dráhy – keplerovské orbitální parametry. Převezato z [24], upraveno.

Bližší podrobnosti parametrů obsahuje dokument *IS-GPS-200* [23], kapitola 20.3.3.4.

2.4.3 Výpočet pozice a rychlosti GPS satelitu

Po rozklíčování efemerid z navigačních zpráv GPS je možné spočítat pozici a rychlost GPS družice v libovolný časový okamžik (v rámci doby platnosti daných efemerid). Pro výpočet jsou třeba parametry v jednotkách z Kapitoly 2.4.2, pouze semi-circle a semi-circle/s je nutné převést na radiány, respektive rad/s, pomocí vynásobení hodnotou⁸ π . Algoritmus je převzat z dokumentu [23].

Nejprve se určí velikost hlavní poloosy orbity družice

$$A = (\sqrt{A})^2 [m], \quad (11)$$

její střední úhlovou rychlost a provede korekce

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}} [rad/s], \quad (12)$$

⁸ π je sice jedna ze základních matematických konstant, nicméně zde je nutné pracovat s její přesnou hodnotou $\pi = 3.1415926535898$ definovanou v dokumentu *IS-GPS-200N* [23].

$$n = n_0 + \Delta n \text{ [rad/s]}, \quad (13)$$

kde $\mu = 3,986005 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ je WGS 84 hodnota zemské gravitační konstanty používané v GPS.

Dále se vypočítá aktuální čas od referenčního času efemeridy

$$t_k = t - t_{oe} \text{ [s]}, \quad (14)$$

kde t je GPS čas v moment vyslání signálu družicí, tzn. že čas zachycení signálu v přijímači musí být korigován o dobu šíření signálu a chyby hodin – konkrétní algoritmus pro výpočet času je popsán v [23].

Určí se také střední anomálie dráhy

$$M_k = M_0 + nt_k \text{ [rad]}. \quad (15)$$

Dalším krokem je iterativní výpočet excentrické anomálie E_k z keplerovské rovnice $M_k = E_k - e \sin E_k$. Minimální doporučený počet iterací (i) jsou 3, ideální je algoritmus opakovat, dokud hodnota nedokonverguje k výsledné hodnotě E_k . Za počáteční E_0 se volí vypočítaná hodnota M_k a dále probíhá iterace

$$E_i = E_{i-1} + \frac{M_k - E_{i-1} + e \sin E_{i-1}}{1 - e \cos E_{i-1}} \text{ [rad]}. \quad (16)$$

Nyní je možné vypočítat pravou anomálii v_k (True Anomaly) a argument šířky Φ_k (Argument of Latitude)

$$v_k = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E_k}{2} \right) \text{ [rad]}, \quad (17)$$

$$\Phi_k = v_k + \omega \text{ [rad]}. \quad (18)$$

Následně se určí druhé harmonické korekční členy argumentu šířky, poloměru dráhy a její inklinace

$$\delta u_k = C_{us} \sin 2\Phi_k + C_{uc} \cos 2\Phi_k \text{ [rad]}, \quad (19)$$

$$\delta r_k = C_{rs} \sin 2\Phi_k + C_{rc} \cos 2\Phi_k \text{ [m]}, \quad (20)$$

$$\delta i_k = C_{is} \sin 2\Phi_k + C_{ic} \cos 2\Phi_k \text{ [rad]}, \quad (21)$$

a provede korekce

$$u_k = \Phi_k + \delta u_k \text{ [rad]}, \quad (22)$$

$$r_k = A(1 - e \cos E_k) + \delta r_k \text{ [m]}, \quad (23)$$

$$i_k = i_0 + \delta i_k + (IDOT)t_k \text{ [rad]}. \quad (24)$$

Pozice satelitu x_k, y_k v rovině orbity je poté dána rovnicemi

$$\begin{pmatrix} x_k \\ y_k \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_k \cos u_k \\ r_k \sin u_k \end{pmatrix} \begin{bmatrix} m \\ m \end{bmatrix}. \quad (25)$$

Před výpočtem finální pozice je nutné ještě korigovat délku vzestupného uzlu (Longitude of Ascending Node)

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe} \text{ [rad]}, \quad (26)$$

kde $\dot{\Omega}_e = 7,2921151467 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$ je WGS84 hodnota rychlosti rotace Země. Výsledná pozice družice $\mathbf{r}^e = [x^e, y^e, z^e]^T$ v ECEF frame je

$$\mathbf{r}^e = \begin{pmatrix} x^e \\ y^e \\ z^e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_k \cos \Omega_k - y_k \cos i_k \sin \Omega_k \\ x_k \sin \Omega_k + y_k \cos i_k \cos \Omega_k \\ y_k \sin i_k \end{pmatrix} \begin{bmatrix} m \\ m \\ m \end{bmatrix}. \quad (27)$$

Pro výpočet rychlosti satelitu se provede derivace několika rovnic výše podle času. Nejprve se určí rychlost změny excentrické anomálie \dot{E}_k a pravé anomálie \dot{v}_k

$$\dot{E}_k = \frac{n}{1 - e \cos E_k} \text{ [rad/s]}, \quad (28)$$

$$\dot{v}_k = \dot{E}_k \frac{\sqrt{1 - e^2}}{1 - e \cos E_k} \text{ [rad/s]}, \quad (29)$$

následně také derivace korigovaných hodnot argumentu šířky, poloměru dráhy a inklinace

$$\dot{u}_k = \dot{v}_k + 2\dot{v}_k(C_{us} \cos 2\Phi_k - C_{uc} \sin 2\Phi_k) \text{ [rad/s]}, \quad (30)$$

$$\dot{r}_k = eA\dot{E}_k \sin E_k + 2\dot{v}_k(C_{rs} \cos 2\Phi_k - C_{rc} \sin 2\Phi_k) \text{ [m/s]}, \quad (31)$$

$$\dot{i}_k = (IDOT) + 2\dot{v}_k(C_{is} \cos 2\Phi_k - C_{ic} \sin 2\Phi_k) \text{ [rad/s]}, \quad (32)$$

a změnu délky vzestupného uzlu

$$\dot{\Omega}_k = \dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e \text{ [rad/s]}. \quad (33)$$

Rychlost družice v rovině orbity je poté dána vztahem

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_k \\ \dot{y}_k \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{r}_k \cos u_k - r_k \dot{u}_k \sin u_k \\ \dot{r}_k \sin u_k - r_k \dot{u}_k \cos u_k \end{pmatrix} \begin{bmatrix} m/s \\ m/s \end{bmatrix}, \quad (34)$$

a výsledná rychlost v ECEF frame $\mathbf{v}^e = \dot{\mathbf{r}}^e = [\dot{x}^e, \dot{y}^e, \dot{z}^e]^T$

$$\begin{aligned} \dot{x}^e &= -x_k \dot{\Omega}_k \sin \Omega_k + \dot{x}_k \cos \Omega_k - \dot{y}_k \sin \Omega_k \cos i_k - \\ &\quad - y_k (\dot{\Omega}_k \cos \Omega_k \cos i_k - \dot{i}_k \sin \Omega_k \sin i_k) \text{ [m/s]}, \end{aligned} \quad (35)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}^e &= x_k \dot{\Omega}_k \cos \Omega_k + \dot{x}_k \sin \Omega_k + \dot{y}_k \cos \Omega_k \cos i_k - \\ &\quad - y_k (\dot{\Omega}_k \sin \Omega_k \cos i_k - \dot{i}_k \cos \Omega_k \sin i_k) \text{ [m/s]}, \end{aligned} \quad (36)$$

$$\dot{z}^e = \dot{y}_k \sin i_k + y_k \dot{i}_k \cos i_k \text{ [m/s]}. \quad (37)$$

2.5 Kalmanova filtrace

Kalmanův filtr (KF) je rekurzivní metoda pro přesný odhad vnitřních stavů systému. Jedná se o statistický iterativní algoritmus, který na základě dynamického modelu systému, jeho aktuálních stavů a na základě měřených dat systému zatížených bílým šumem odhaduje stavy budoucí. Jinými slovy, provádí adaptabilní vážení a kombinování dvou odhadů stavů zatížených náhodným šumem – mezi stavem odhadnutým z předchozího kroku na základě modelu a mezi nezávislým měřením (např. ze senzoru).

V základu byl KF vymyšlen pro lineární systémy, existuje ale mnoho dalších variant tohoto filtru pro různé použití. Kalmanova filtrace provádí optimální odhad stavových proměnných ve smyslu minimalizace součtu čtverců chyb odhadnutých stavů. Podrobnosti Kalmanovy filtrace jsou popsány např. v [1, 25].

V inerciálních navigačních systémech je KF velmi rozšířený, používá se např. na určení polohy ze signálů satelitů v GNSS čipu či na fúzi dat z IMU a GNSS přijímače a odhadování výsledné polohy. Své uplatnění ale má i např. v robotice, při zpracování libovolných signálů a jejich fúzi, v řízení a regulaci výrobních procesů a v mnoha dalších oblastech.

Obecný algoritmus se skládá ze 2 základních kroků – kroku predikce (odhadu) a kroku korekce (aktualizace). Predikční krok se skládá z predikce stavového vektoru $\mathbf{x}_{k,k-1}$ a kovarianční matice $P_{k,k-1}$ na základě stavů v předchozím kroku (zde je brán v úvahu pouze diskretní systém)

$$\mathbf{x}_{k,k-1} = \Phi_{k-1}\mathbf{x}_{k-1} + \Gamma_k\mathbf{u}_k + G_k\mathbf{w}_k, \quad (38)$$

$$Q_k = \frac{1}{2}\Delta t (\Phi_{k-1}G_kQG_k^T + G_kQG_k^T\Phi_{k-1}^T), \quad (39)$$

$$P_{k,k-1} = \Phi_{k-1}P_{k-1}\Phi_{k-1}^T + Q_k, \quad (40)$$

kde \mathbf{x} je stavový vektor, Φ je diskretní přechodová matice stavů systému, Γ je matice vstupů řízení, \mathbf{u} je vektor vstupů, G je matice vazeb šumu procesu na stavový vektor, \mathbf{w} vektor šumu procesu (s normálním rozdělením), Q je kovarianční matice šumu procesu, Δt časový rozdíl mezi jednotlivými kroky a P kovarianční matice odhadu stavového vektoru.

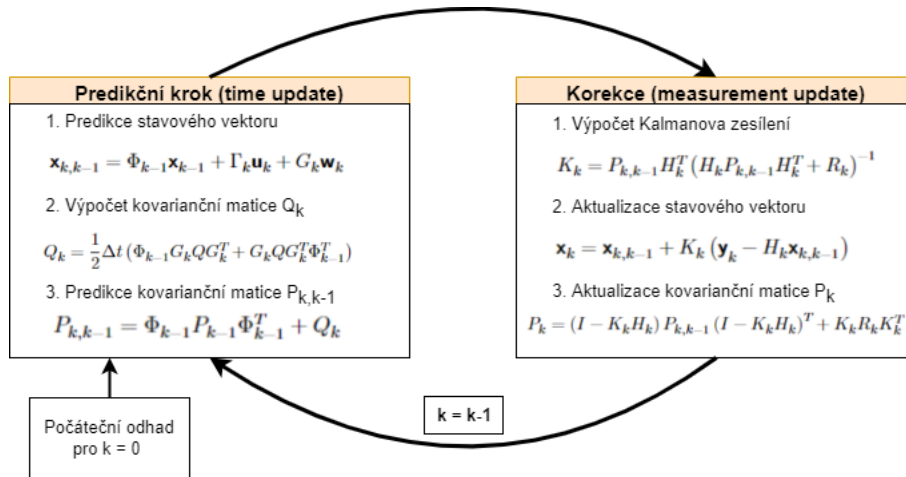
Po určení predikce přichází na řadu druhý krok – korekce $\mathbf{x}_{k,k-1}$ a $P_{k,k-1}$ na základě naměřených hodnot \mathbf{y}_k

$$K_k = P_{k,k-1}H_k^T (H_kP_{k,k-1}H_k^T + R_k)^{-1}, \quad (41)$$

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{x}_{k,k-1} + K_k (\mathbf{y}_k - H_k\mathbf{x}_{k,k-1}), \quad (42)$$

$$P_k = (I - K_kH_k) P_{k,k-1} (I - K_kH_k)^T + K_kR_kK_k^T, \quad (43)$$

kde K je matice Kalmanova zesílení (matice vah mezi predikcí a měřením), H je matice měření, R kovarianční matice měření, \mathbf{y} je vektor měření a I je jednotková matice. Vztah $\mathbf{z}_k = \mathbf{y}_k - H_k\mathbf{x}_{k,k-1}$ se také nazývá reziduum, jedná se o rozdíl mezi naměřenou hodnotou a predikovanou hodnotou (ideálně by se rezidua měla blížit k nule). Shrnutí kroků Kalmanovy filtrace je na Obrázku 2.15.



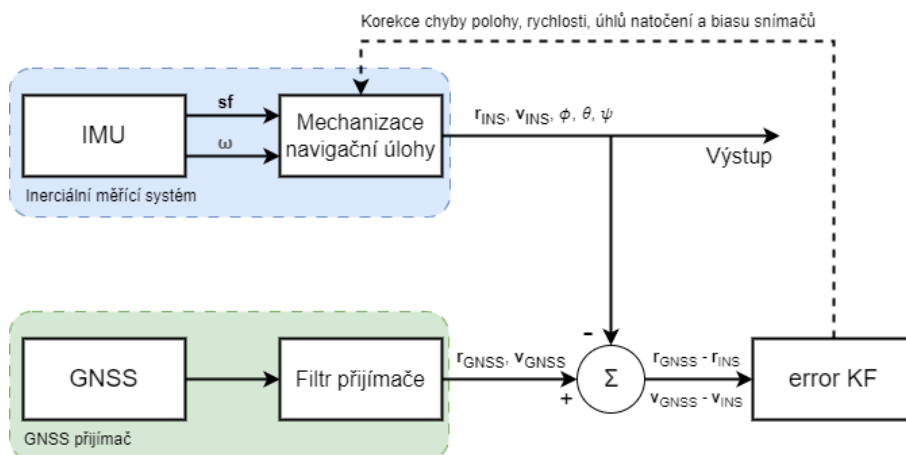
Obrázek 2.15. Schéma kroků fungování Kalmanovy filtrace

Z hlediska integrace (fúze) dat se v inerciálních navigačních systémech rozlišuje několik integračních architektur, které se liší v hloubce integrace – nevázané systémy, volně a pevně vázané systémy a hluboce vázané systémy, podrobnosti viz [1, 25]. V této práci se dále pracuje s architekturami volně vázaných systémů a pevně vázaných systémů, viz následující podkapitoly.

2.5.1 Volně vázaný systém

Volně vázaný (Loosely Coupled, LC) systém je základní architektura pro fúzi dat z IMU a GNSS přijímače, viz Obrázek 2.16. Kombinuje dohromady výslednou polohu a rychlost z mechanizace navigační úlohy a polohu a rychlost z interního Kalmanova filtru GNSS přijímače, tedy kombinuje dohromady standardní a navzájem nezávislé výstupy z INS a GNSS. Jedná se o dvojité (kaskádovité) filtrování.

Rozdíl této polohy a rychlosti (= vektor měření) následně vstupuje do chybového/odchylkového Kalmanova filtru (error state KF) a výstupem (=stavovým vektorem) jsou odhady chyb v pozici, rychlosti, natočení a biasy akcelerometrů a snímačů úhlové rychlosti. Tyto chyby se před dalším krokem díky zpětné vazbě vykompenzují.



Obrázek 2.16. Schéma integrace IMU/GNSS – volně vázaný systém se zpětnou vazbou

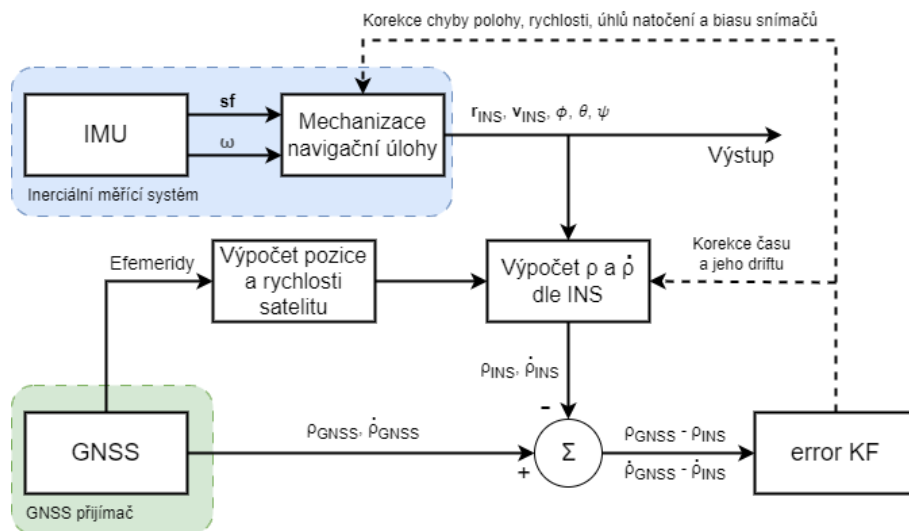
Výhodou této architektury je větší jednoduchost, menší velikost modelu (stavového vektoru – nejčastěji 15 stavů) a díky tomu i vyšší rychlost výpočtů. Naopak mezi nevýhody patří menší robustnost a požadavek na příjem signálu z dostatečného počtu

satelitů. Kaskádovité použití Kalmanových filtrů může také vést k navzájem korelovaným chybám měření z GNSS filtru, které se poté mohou dostat na vstup odchytkového KF – čímž dochází k porušení jedné ze základních podmínek správného fungování Kalmanovy filtrace o nekorelovaných chybách ve vstupním vektoru. [1–2]

2.5.2 Pevně vázaný systém

Pevně vázaný (Tightly Coupled, TC) systém je architektura pro fúzi dat, ve které probíhá integrace na nižší úrovni než v případě volně vázaného systému. Výstupy IMU a mechanizace jsou stejné, v případě GNSS přijímače se ale obejde jeho interní filtr a pracuje se se surovými výstupy z GNSS, tedy s pseudovzdálenostmi ρ mezi přijímačem a satelitem a jejich změny v čase $\dot{\rho}$, viz Obrázek 2.17. Počet pseudovzdáleností a jejich změn závisí na počtu signálů z družic dostupných v daný okamžik a na podmínkách v okolí přijímače.

Výstupy z mechanizace se pomocí známé polohy a rychlosti družic z efemerid také přepočítávají na pseudovzdálenosti a změny pseudovzdáleností a jejich rozdíl opět vstupuje do odchytkového Kalmanova filtru. Ten provádí korekce zpětnou vazbou nejen v mechanizaci, ale provádí i časové korekce chyby hodin GNSS přijímače.



Obrázek 2.17. Schéma integrace IMU/GNSS – pevně vázaný systém se zpětnou vazbou

Mezi výhody tightly coupled řešení patří větší přesnost určení výsledné polohy (pokud není GNSS signál výrazně degradován vnějšími podmínkami nebo rušen) i při nižším počtu dostupných družic, větší robustnost a spolehlivost. Dokáže totiž provádět korekce i v případě, kdy je dostupný signál jen z jediné družice (na rozdíl od volně vázaných systémů, kde musí být dostupné minimálně 3 družice pro 2D polohu, respektive 4 pro polohu v 3D). Pevně vázaný systém poskytuje věrnější obraz skutečného chování použitého hardwaru.

Mezi nevýhody patří (kvůli většímu stavovému vektoru) větší výpočetní náročnost a komplikovanější návrh a odladění fungování samotného filtru. Větší nároky jsou také kladeny na použitý GNSS přijímač, který musí být schopen poskytovat i hrubá měřená GNSS data. Nevýhodou může také být, že se jedná o centralizovaný systém. [1–2]

2.5.3 Poskytnuté volně vázané řešení s Kalmanovou filtrací

Tato práce staví na poskytnutém algoritmu loosely coupled architektury s Kalmanovou filtrací a dále ho upravuje a rozvíjí pro potřeby tightly coupled architektury. Jedná se

o základní verzi LC algoritmu, který nebyl nikterak vyladěn a neobsahuje prvky detekce dynamiky ani validace GNSS dat.

Poskytnutá volně vázaná architektura odchylkového Kalmanova filtru má patnácti stavový vektor

$$\delta \mathbf{x} = [\delta \mathbf{r}^n, \delta \mathbf{v}^n, \delta \boldsymbol{\phi}, \delta \mathbf{f}^b, \delta \boldsymbol{\omega}^b], \quad (44)$$

kde $\delta \mathbf{r}^n = [\delta r_N^n, \delta r_E^n, \delta r_D^n]$ a $\delta \mathbf{v}^n = [\delta v_N^n, \delta v_E^n, \delta v_D^n]$ je chyba polohového vektoru, respektive rychlosti, v navigační soustavě; $\delta \boldsymbol{\phi} = [\delta \phi, \delta \theta, \delta \psi]$ je chyba polohových úhlů; $\delta \mathbf{f}^b = [f_x^b, f_y^b, f_z^b]$ a $\delta \boldsymbol{\omega}^b = [\omega_x^b, \omega_y^b, \omega_z^b]$ jsou chyby biasu akcelerometrů a senzorů úhlové rychlosti v body frame.

Matice Φ_k má rozměry 15x15 a podobu

$$\Phi_k = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & \Delta t I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & -\Delta t F_k & \Delta t C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \Delta t C_b^n \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad (45)$$

kde dolní index 3×3 značí velikost dané matice (3 řádky x 3 sloupce), I je jednotková a 0 nulová matice, Δt časový rozdíl mezi jednotlivými kroky Kalmanova filtru (rozdíl mezi dvěma GNSS korekcemi), F_k je antisymetrická matice specifické síly v NED frame v čase k a C_b^n rotační matice z body frame do NED frame.

Reziduum \mathbf{z}_k (vektor 6×1) je v tomto případě rozdíl mezi pozicí \mathbf{r}_n a rychlostí \mathbf{v}_n (oboje přepočítáno do NED frame) z GNSS a z INS a je možné ho zapsat (viz také Obrázek 2.16)

$$\mathbf{z}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_{GNSS}^n - \mathbf{r}_{INS}^n \\ \mathbf{v}_{GNSS}^n - \mathbf{v}_{INS}^n \end{bmatrix}. \quad (46)$$

Kovarianční matice šumu procesu $G_{15 \times 15}$ je jednotková matice a matice měření $H_{6 \times 15}$ má v tomto modelu podobu

$$H = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}. \quad (47)$$

Kovarianční matice $R_{6 \times 6}$ je tvořena na základě směrodatných odchylek pozice σ_r , respektive rychlosti σ_v , poskytnutých spolu s každým měřením GNSS přijímačem

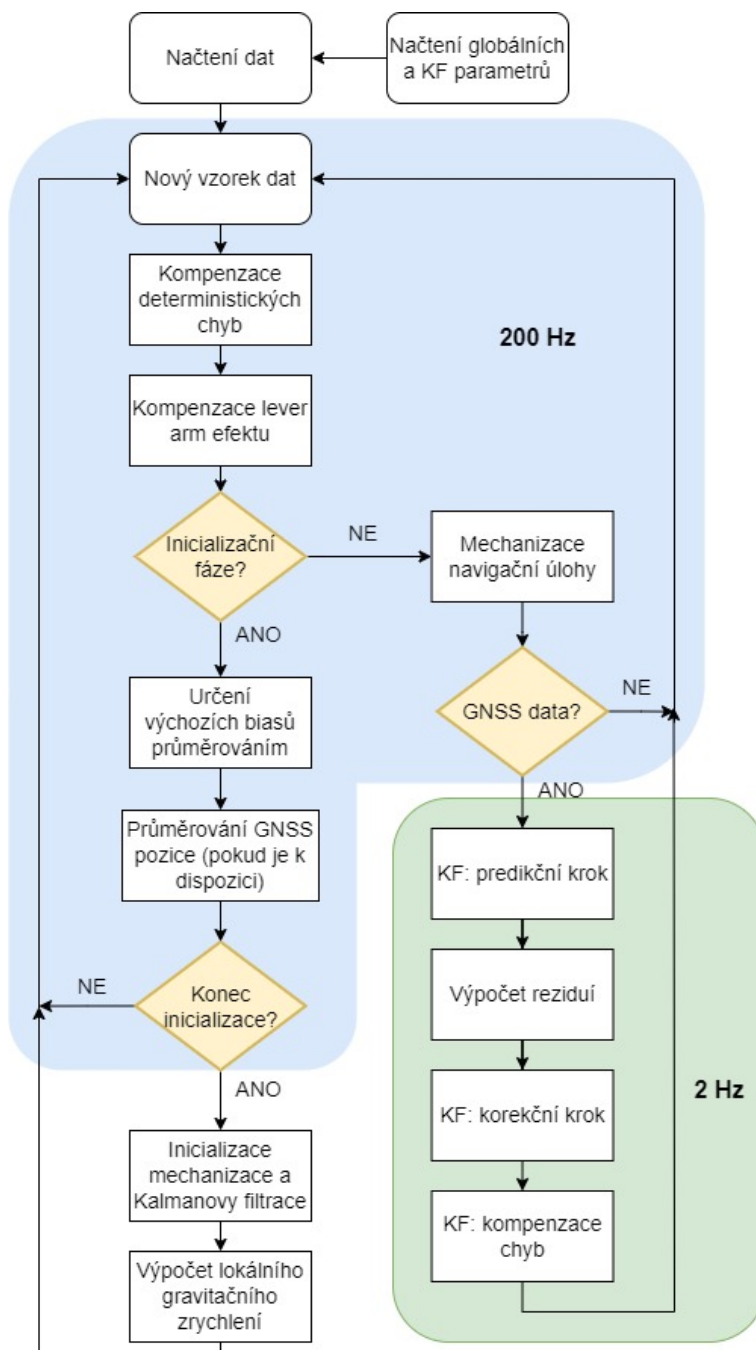
$$R_k = \begin{bmatrix} \sigma_{r_N}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{r_E}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{r_D}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{v_N}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{v_E}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{v_D}^2 \end{bmatrix}. \quad (48)$$

Nastavování počátečních hodnot na diagonále chybových matic $P_{0, 15 \times 15}$ a $Q_{0, 15 \times 15}$ je závislé na šumových vlastnostech použitých senzorů a jejich efektech na systém, stejně tak na požadovaném chování systému. Tyto hodnoty nejsou pevně dány a je nutné je správně odhadnout, odladit a nastavit tak, aby výsledný systém poskytoval co nejlepší výsledek dle požadavků konkrétní úlohy.

Samotný algoritmus se pak skládá z několika fází. První je fáze načtení dat, dále inicializační fáze o délce dvě vteřiny, kde se v případě, že jsou měřena statická data,

průměruje hodnota biasu akcelerometrů, senzorů úhlové rychlosti a výchozí GNSS poloha. Po inicializační fázi následuje hlavní cyklus programu, ve kterém se periodicky počítá mechanizace navigační úlohy nad každým vzorkem dat (s frekvencí 200 Hz) a pokud jsou v daný moment dostupná i GNSS data (s frekvencí 2 Hz, pokud jsou platná), tak se přistupuje i k samotné Kalmanově filtraci.

Jednotlivé kroky základního poskytnutého algoritmu pro účely rozšíření a převodu do tightly coupled architektury jsou v diagramu na Obrázku 2.18.



Obrázek 2.18. Schéma základní verze výchozího algoritmu volně vázaného systému s Kalmanovou filtrací

Kapitola 3

Realizace systému

Základem této práce je návrh a algoritmizace navigační úlohy tightly coupled integračního schématu Kalmanovy filtrace spočívající v komplexním rozšíření základního dodaného algoritmu loosely coupled architektury. Návrh hardware IMU/INS není součástí této práce, hardware byl pro testování dodán v konfiguraci viz Kapitola 4.

V Kapitole 3.1 je nejprve popsán samotný navržený model těsně vázané architektury Kalmanovy filtrace. Následně v Kapitole 3.2 jsou popsány postupné kroky implementace jednotlivých částí navrženého modelu a rozšíření a úpravy ze základního modelu loosely coupled řešení na tightly coupled architekturu. Navržený model těsně vázaného systému je inspirován z [17, 26].

3.1 Těsně vázaný model Kalmanovy filtrace

Pro účely tightly coupled řešení bylo nutné navrhnout rozšíření stavového vektoru volně vázaného systému o nové dva stavy – o chybu hodin přijímače (offset) δt_r a časovou změnu této chyby (drift) $\delta \dot{t}_r$.

Navržený model zpracovává pouze signály z GPS družic, pokud by bylo žádané ho rozšířit i na ostatní konstelace v GNSS, bylo by nutné pro každou další konstelaci (např. systém Galileo) rozšířit stavový vektor minimálně jeden další prvek – o časový posun mezi GPS časem a Galileo časem.

V navržené těsně vázané architektuře má tedy stavový vektor podobu

$$\delta \mathbf{x} = [\delta \mathbf{x}_{LC}, \delta t, \delta \dot{t}] = [\delta \mathbf{r}^n, \delta \mathbf{v}^n, \delta \boldsymbol{\phi}, \delta \mathbf{f}^b, \delta \boldsymbol{\omega}^b, \delta t_r, \delta \dot{t}_r], \quad (1)$$

kde $\delta \mathbf{x}_{LC}$ je stavový vektor loosely coupled řešení z Rovnice (44).

Následně bylo nutné rozšířit dynamický model systému na rozměry 17x17 a navrhnout nový model měření, který má v tightly coupled řešení výrazně jinou podobu.

3.1.1 Dynamický model systému

Přechodová matice stavů systému Φ se rozšířila na rozměry 17x17

$$\Phi_k = \begin{bmatrix} \Phi_{LC} & 0_{15 \times 2} \\ 0_{2 \times 15} & \Phi_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & \Delta t I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & -\Delta t F_k & \Delta t C_b^n & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \Delta t C_b^n & 0_{3 \times 1} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 1} & 0_{3 \times 1} \\ 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 1_{1 \times 1} & \Delta t_{1 \times 1} \\ 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 1} & 1_{1 \times 1} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

kde Φ_{LC} je loosely coupled matice z Rovnice (45) a $\Phi_t = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ je model chyb hodin přijímače. Z této přechodové matice je patrné, že zde nedochází k žádné přímé interakci

mezi INS modelem (Φ_{LC}) a modelem chyb hodin GNSS přijímače (Φ_t). Provázány jsou ale v modelu měření, viz dále.

Kovarianční matice šumu procesu G je rozšířena na jednotkovou matici 17x17. Stejně tak matice P_0 a Q_0 jsou rozšířeny na rozměry 17x17, jejich konkrétní hodnoty na diagonále jsou nastavovány na základě ladění chování systému a požadovaných výsledků.

3.1.2 Model měření

V navržené tighly coupled architektuře se pracuje s pseudovzdálenostmi ρ a jejich změnami („pseudorychlostmi“) $\dot{\rho}$, viz Kapitola 2.4.1.

Měřená pseudovzdálenost ρ přijímačem je vyjádřena Rovnicí (9) a změna pseudovzdálenosti $\dot{\rho}$ Rovnicí (10). GNSS přijímač ale neposkytuje přímo pseudorychlosti, nýbrž velikost Dopplerova posunu D , který je možné na změnu pseudovzdálenosti převést vztahem [27]

$$\dot{\rho} = -\lambda D, \quad (3)$$

kde λ je vlnová délka signálu z GNSS družice (v případě použitých družic GPS a jejich L1 C/A signálů na frekvenci 1575,42 MHz odpovídá $\lambda \approx 0,19$ m).

Popis modelování a korekce chyby δt^s a driftu $\delta \dot{t}^s$ hodin satelitu, stejně tak jako chyby ionosféry I_ρ a troposféry T_ρ , z údajů v navigační zprávě a efemerid je uveden v následujících podkapitolách.

Korigované přijímačem měřené pseudovzdálenosti a pseudorychlosti z GPS satelitu mají podobu

$$\tilde{\rho}_{GPS} = \rho - c\delta t^s - I_\rho - T_\rho, \quad (4)$$

$$\tilde{\dot{\rho}}_{GPS} = \dot{\rho} - c\delta \dot{t}^s. \quad (5)$$

Reziduum \mathbf{z}_k je vektor s rozměry $2n \times 1$, kde n je počet použitých satelitů v daný okamžik, a má podobu

$$\mathbf{z}_k = \begin{bmatrix} (\tilde{\rho}_{GPS}^1 - \rho_{INS}^1, \dots, \tilde{\rho}_{GPS}^n - \rho_{INS}^n)^T \\ (\tilde{\dot{\rho}}_{GPS}^1 - \dot{\rho}_{INS}^1, \dots, \tilde{\dot{\rho}}_{GPS}^n - \dot{\rho}_{INS}^n)^T \end{bmatrix}, \quad (6)$$

kde ρ_{INS} , respektive $\dot{\rho}_{INS}$ je vypočítaná pseudovzdálenost, respektive pseudorychlost, na základě pozice a rychlosti družic z efemerid, pozice a rychlosti přijímače z mechanizace navigační úlohy a korekce času ze stavového vektoru KF

$$\rho_{INS} = \|\mathbf{r}_{GPS}^e - \mathbf{r}_{INS}^e\| + c\delta t_r, \quad (7)$$

$$\dot{\rho}_{INS} = (\mathbf{v}_{GPS}^e - \mathbf{v}_{INS}^e)\mathbf{u}^T + c\delta \dot{t}_r, \quad (8)$$

kde \mathbf{r}_{GPS}^e , \mathbf{v}_{GPS}^e je pozice, respektive rychlost, GPS satelitu v ECEF vypočítaná na základě efemerid, \mathbf{r}_{INS}^e , \mathbf{v}_{INS}^e je pozice, respektive rychlost, GNSS antény v ECEF vypočítaná na základě INS (vykompenzovaná o lever arm efekt mezi IMU a GNSS anténou) a \mathbf{u} normovaný vektor mezi přijímačem a GPS satelitem, $\mathbf{u} = (\mathbf{r}_{GPS}^e - \mathbf{r}_{INS}^e) / \|\mathbf{r}_{GPS}^e - \mathbf{r}_{INS}^e\|$.

Rovnice v (6) lze pro i -tý satelit rozepsat

$$\tilde{\rho}_{GPS}^i - \rho_{INS}^i = -\mathbf{u}^i C_n^e \delta \mathbf{r}^n + c\delta t_r + \epsilon_\rho, \quad (9)$$

$$\tilde{\dot{\rho}}_{GPS}^i - \dot{\rho}_{INS}^i = -\mathbf{u}^i C_n^e \delta \mathbf{v}^n + c\delta \dot{t}_r + \epsilon_{\dot{\rho}}, \quad (10)$$

neboli

$$\mathbf{z}_k = H_k \delta \mathbf{x}_k + \boldsymbol{\epsilon}_k. \quad (11)$$

Matice měření $H_{2n \times 17}$ má v navrženém systému podobu

$$H_k = \begin{bmatrix} -\mathbf{u}^1 C_n^e & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 9} & c & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -\mathbf{u}^n C_n^e & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 9} & c & 0 \\ 0_{1 \times 3} & -\mathbf{u}^1 C_n^e & 0_{1 \times 9} & 0 & c \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0_{1 \times 3} & -\mathbf{u}^n C_n^e & 0_{1 \times 9} & 0 & c \end{bmatrix}. \quad (12)$$

Kovarianční matice měření $R_{2n \times 2n}$ je diagonální matice a má podobu

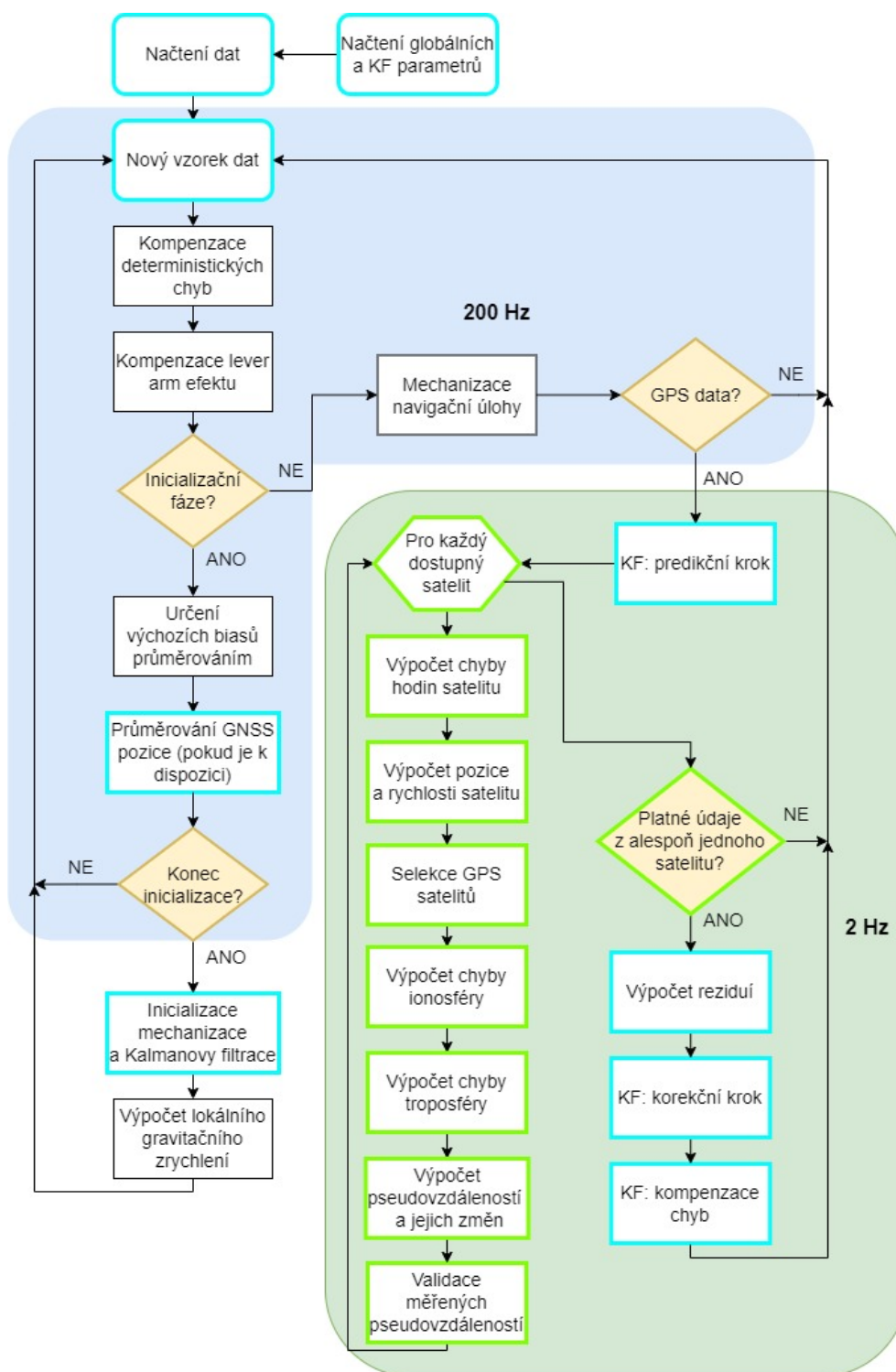
$$R_k = \begin{bmatrix} (\sigma_\rho^1)^2 & 0 & \cdots & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & (\sigma_\rho^n)^2 & \cdots & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & (\sigma_\rho^n)^2 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & (\sigma_\rho^1)^2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 & (\sigma_\rho^n)^2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 & 0 & \cdots & (\sigma_\rho^n)^2 \end{bmatrix}, \quad (13)$$

kde σ_ρ^i a $\sigma_{\dot{\rho}}^i$ je směrodatná odchylka určení pseudovzdálenosti, respektive pseudorychlosti, i -tého satelitu poskytnutá GNSS přijímačem.

Z výše uvedeného je patrné, že reziduum \mathbf{z}_k , matice měření H i kovarianční matice měření R_k musí být v každém kroku k počítána a skládána dynamicky podle počtu n dostupných satelitů v daném kroku. Využitelné je i měření z jednoho jediného satelitu, což představuje výhodu a lepší robustnost (ve srovnání s loosely coupled architekturou, ve které GNSS přijímač potřebuje minimálně 3, respektive 4, dostupné satelity). Pokud není dostupné měření z žádného satelitu, jsou korekční a kompenzační kroky přeskočeny (podobně jako u loosely coupled řešení, pokud není platná GNSS pozice).

3.2 Implementace těsně vázané architektury

Samotná implementace navrženého tightly coupled algoritmu se skládá z několika částí. Některé části základního dodaného loosely coupled zůstávají stejné, jiné části algoritmu byly upraveny pro těsně vázaný systém a některé části jsou vytvořeny a implementovány úplně nově. Schéma navrženého a implementovaného algoritmu je na Obrázku 3.1



Obrázek 3.1. Schéma navrženého a implementovaného algoritmu tightly coupled Kalmanova filtru, který vznikl rozšířením základního obdrženého loosely coupled řešení. Upravené bloky základního řešení jsou označeny modrým rámečkem, nově vytvořené a implementované části jsou zvýrazněny zeleným rámečkem.

3.2.1 Upravené části algoritmu

Úpravy částí původního algoritmu se týkají primárně rozšíření stavového vektoru z 15 prvků na 17 prvků a jiné podoby vstupních GNSS dat.

Vstupní data z IMU obsahují měřenou hodnotu specifické síly a úhlové rychlosti (což je stejné jako u volně vázaného systému). Tato data jsou poskytována s frekvencí 200 Hz.

Vstupní data z GNSS přijímače v tightly coupled architektuře obsahují pseudovzdálenosti a Dopplerův posun k jednotlivým viditelným družicím včetně jejich směrodatných odchylek; dále také poměr zachyceného šumu signálu k nosné, aktuální čas hodin přijímače, efemeridy a další údaje (časové korekce, parametry ionosférického modelu) z navigačních zpráv jednotlivých družic. Tato data jsou GNSS přijímačem poskytována s frekvencí 2 Hz a v hlavním cyklu jsou zpracovávána asynchronně vůči IMU datům – Kalmanova filtrace se spouští pouze ve chvíli, kdy jsou dostupná validní GNSS data z alespoň jednoho satelitu.

V rámci inicializační fáze se kromě biasu akcelerometrů a senzorů úhlové rychlosti odhadují a průměrují také výchozí hodnoty δt_r a $\delta \dot{t}_r$.

V predikčním kroku Kalmanovy filtrace bylo nutné rozšířit všechny matice na 17-stavový vektor a matice Φ_k byla upravena dle Rovnice (2). Výpočet reziduí byl upraven do podoby dle Rovnice (6). Korekční krok byl změněn tak, aby v něm byla dynamicky skládána matice měření H_k a kovarianční matice R_k dle Rovnic (12) a (13). Kompenzační krok byl rozšířen i o kompenzaci stavů δt_r a $\delta \dot{t}_r$.

3.2.2 Algoritmus na výpočet chyby hodin, pozice a rychlosti satelitu

V nové části navrženého algoritmu byl nejprve v *Matlabu* implementován algoritmus na výpočet chyby hodin GPS satelitu δt^s (a drift této chyby $\delta \dot{t}^s$) z navigační zprávy, který je opět blíže popsán v [23]. Navržený algoritmus v základu pracuje pouze s GPS navigačními zprávami na frekvenci L1 C/A, což je pro základní ověření funkčnosti celého řešení dostačující.

Vstupem algoritmu jsou polynomiální koeficienty chyby hodin satelitu a efemeridy spolu s časem ToW (Time of Week, neboli sekundy od začátku aktuálního týdne, počítáno od neděle), výstupem je chyba hodin daného satelitu a jeho změna (drift) v čase.

Dále zde byl také naimplementován algoritmus na výpočet pozice \mathbf{r}_{GPS}^e a rychlosti \mathbf{v}_{GPS}^e satelitu z efemerid, který je kompletně popsán v Kapitole 2.4.3 a v [23]. Vstupem algoritmu jsou efemeridy daného satelitu a čas ToW, ke kterému se pozice satelitu počítá, výstupem je pak pozice a rychlost satelitu v ECEF. Vstupní hodnota ToW se musí vztahovat k době vyslání signálu GPS družicí, tzn. že musí být korigována o chybu hodin satelitu z předchozího odstavce a také o dobu šíření signálu z GPS družice ke GNSS přijímači. Korekci je možné zapsat

$$ToW = t_{rec} - \rho/c - \delta t^s, \quad (14)$$

kde t_{rec} je čas příjmu signálu GNSS přijímačem a ρ je změřená pseudovzdálenost k GPS satelitu přijímačem.

3.2.2.1 Ověření algoritmu na výpočet chyby hodin a pozice družic

Po implementaci výše uvedených algoritmů následovalo jejich ověření při reálném použití. Na základě vzorku naměřených dat byl po rozparování navigačních zpráv na efemeridy proveden výpočet pozice a chyby hodin 10 satelitů ve 4 určených časech (celkem tedy 40 hodnot) – přesně po 15 minutách během jedné hodiny.

Porovnání vypočítané pozice a chyby hodin bylo provedeno s pozicemi a chybami z finálních orbit (Final Orbits) publikovanými NASA, které jsou dostupné zde [28]. Porovnání výsledků je v následující Tabulce 3.1. Deklarované velikosti chyb broadcastových orbit z efemerid jsou následující – přesnost pozice 1 m, chyba hodin 5 ns se směrodatnou odchylkou 2,5 ns. [22]

	minimum	průměr	maximum	směrodatná odchylka
δr_X [m]	0,01	0,68	1,52	0,48
δr_Y [m]	0,04	0,59	1,17	0,37
δr_Z [m]	0,17	0,84	1,49	0,39
δr [m]	0,79	1,39	1,98	0,30
δt^s [ns]	3,50	5,04	7,42	1,26

Tabulka 3.1. Srovnání přesnosti určení polohy a chyby hodin 10 satelitů ve 4 časech (každý řádek je počítán ze 40 hodnot). Srovnání je provedeno mezi polohou v ECEF vypočítanou implementovanými algoritmy z broadcastových efemerid a mezi finální ECEF polohou satelitu publikovanou NASA. δr_X , δr_Y a δr_Z jsou absolutní rozdíly v poloze v X, Y respektive Z souřadnici, δr norma chybového vektoru a δt^s absolutní rozdíl chyby hodin satelitu.

Srovnáním hodnot bylo ověřeno, že implementovaný algoritmus na výpočet pozice, rychlosti a chyby hodin družic funguje správně. Přesnost spočítaných pozic a chyby hodin satelitu odpovídá deklarované přesnosti broadcastových efemerid.

Na rozdíl od broadcastových orbit mají publikované finální orbity přesnost pozice 2,5 cm a přesnost chyby hodin 75 ps. Nelze s nimi ale pracovat v reálném čase, jsou zveřejňovány se zpožděním cca 2-3 týdnů. [22]

3.2.3 Selektce GPS satelitů

V další části navrženého algoritmu je prováděna selektce GPS satelitů, které jsou použity pro další zpracování. GNSS přijímač poskytuje v hrubých datech údaje o všech satelitech, od kterých se mu podařilo zachytit jakýkoliv signál. Prvotní selektce probíhá ve dvou krocích.

V prvním kroku jsou vybrány satelity, jejichž signál je dostatečně kvalitní. V hrubých navigačních datech je ke každému satelitu i údaj o poměru šumu signálu k nosné (Carrier-to-noise density ratio, cn_0). Pokud je tento poměr nižší než nastavená prahová hodnota (např. nižší než $cn_0 = 35$ dBHz [26]), je tento satelit v daném kroku vyřazen a údaje z něj nejsou dále zpracovávány.

V druhém kroku probíhá selektce satelitů na základě jejich výšky nad obzorem. Nízko položené satelity obvykle mají méně kvalitní signál a menší přesnost (díky dlouhé cestě signálu ionosférou/troposférou) a jsou výrazně více náchylnější k odrazům od budov a předmětů v cestě signálu (multi-path efekt apod.). Proto je v každém kroku na základě známé pozice satelitu i přijímače spočítána výška daného satelitu nad obzorem. Pokud je vypočtená výška nižší než nastavená prahová hodnota (např. 15 °), je tento satelit v daném kroku také vyřazen a údaje z něj nejsou dále zpracovávány.

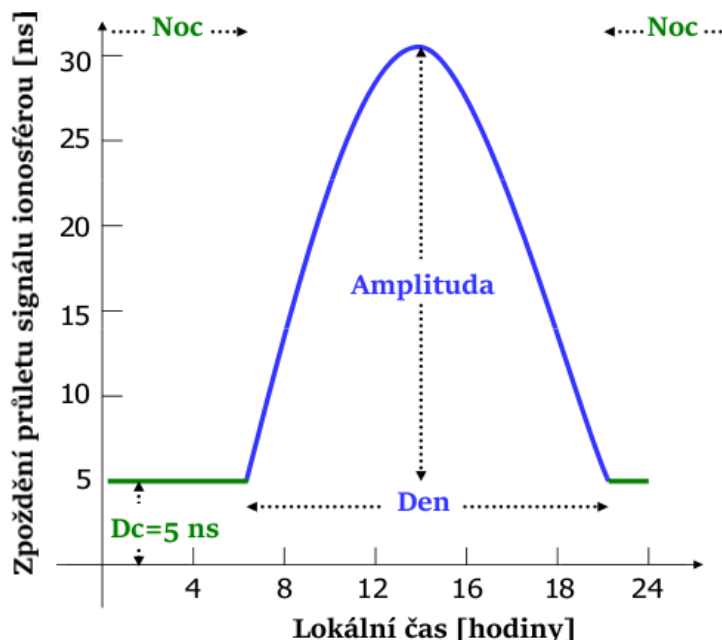
Nastavení jednotlivých prahových hodnot pro poměr šumu signálu k nosné i pro výšku satelitu nad obzorem je věcí odladění správného a žádaného chování systému. Tyto hodnoty tedy nejsou pevně dány a výše jsou uvedeny pouze jejich typické používané hodnoty.

3.2.4 Výpočet chyby ionosféry

Pro modelování velikosti chyby ionosféry na šíření signálu byl zde implementován Klobucharův model, viz Obrázek 3.2. Jeho parametry jsou vysílány v navigačních zprávách GNSS družic a algoritmus výpočtu je popsán v [23].

Na zpomalení šíření signálu ionosférou má vliv mnoho proměnných – těmi hlavními jsou intenzita sluneční aktivity a vesmírného počasí (Space weather), denní doba, poloha přijímače na Zemi a úhel, pod kterým GNSS signál do ionosféry vstupuje. Velikost ionosférické chyby I_ρ dosahuje od jednotek až po desítky metrů.

Vstupem do algoritmu jsou parametry ionosféry z navigační zprávy, lokální čas, zeměpisná šířka a délka přijímače, výška nad obzorem a azimut satelitu. Výstupem je doba zpoždění průletu signálu ionosférou (oproti rychlosti světla), respektive ionosférická chyba I_ρ určení pseudovzdálenosti v metrech.



Obrázek 3.2. Modelování chyby ionosféry – Klobucharův model ionosféry. Parametry této křivky jsou posílány v navigačních zprávách z GNSS družic. Převzato z [29], upraveno.

3.2.5 Výpočet chyby troposféry

Modelování chyby troposféry je možné provádět pomocí několika různých modelů, v této práci byl implementován Saastamoinenův model, který je považován za obecně nejpřesnější. Zpoždění signálu v troposféře se skládá ze dvou složek – suché a mokré. Velikost troposférické chyby T_ρ dosahuje nízkých jednotek metrů až po cca 10 metrů.

Suchá část způsobuje asi 90 % celkového troposférického zpoždění a je závislá na zeměpisné šířce, nadmořské výšce a výšce satelitu nad obzorem. Mokrý složka způsobuje zbylých cca 10 % troposférického zpoždění a závisí primárně na počasí a množství vody v atmosféře. Díky tomu se velmi rychle mění a velmi obtížně modeluje. [30–31] Implementace Saastamoinenova modelu je popsána např. zde [31–32].

Implementovaný algoritmus Saastamoinenova modelu má za vstupní hodnoty aktuální zeměpisnou šířku a nadmořskou výšku, výšku satelitu nad obzorem a relativní vlhkost¹. Výstupem algoritmu je velikost troposférické chyby T_ρ v metrech.

3.2.6 Výpočet pseudovzdáleností a jejich změn

Pokud jsou známy všechny velikosti chyb z předchozích podkapitol, je možné přistoupit k výpočtu jednotlivých pseudovzdáleností a pseudorychlostí z GPS a z INS. Pro výpočet korigované $\tilde{\rho}_{GPS}$ se přímo použije Rovnice (4) a pro výpočet $\tilde{\rho}_{GPS}$ Rovnice (5).

Výpočet pseudovzdálenosti ρ_{INS} byl implementován na základě vypočítané polohy GPS satelitu \mathbf{r}_{GPS}^e a odhadované chyby hodin přijímače δt_r z předchozího kroku Kalmanovy filtrace dle Rovnice (7). Pozice příjemce \mathbf{r}_{INS}^e , respektive pozice korigovaná

¹ Relativní vlhkost má vliv pouze na mokrou složku troposférické chyby a proto není její přesné učení nijak klíčové, stačí ji odhadnout (např. na 50 % při běžném počasí).

o lever arm efekt na pozici antény, je brána z výstupů mechanizace navigační úlohy. Tato pozice musí být ještě korigována o rozdíl mezi nadmořskou výškou a výškou nad WGS84 elipsoidem, ke kterému se vztahují výpočty GPS.

Obdobným způsobem byl také naimplementován algoritmus na výpočet pseudorychlosti $\dot{\rho}_{INS}$ dle Rovnice (8) na základě mechanizace, vypočítané rychlosti GPS satelitu a driftu hodin přijímače odhadovaného Kalmanovou filtrací.

3.2.7 Validace měřených pseudovzdáleností

Poslední novou částí algoritmu je validace naměřených hodnot pseudovzdáleností. Do tightly coupled řešení totiž vstupují všechny satelity (které prošly předchozím výběrem na základě výšky nad obzorem a odstupem signálu od šumu), ve kterých se ale přirozeně vyskytují měření s odlehlými hodnotami (outliers – data ovlivněná např. multi-path efektem a podobně).

Tato chybná data je žádoucí detekovat, eliminovat a z následujícího zpracování vyřadit. Zahrnutí odlehlých hodnot do výpočtů a velké spoléhání na tato měření může vést k velkým chybám v určení pozice, k chybným hodnotám stavového vektoru Kalmanovy filtrace po kompenzačním kroku a k celkové nestabilitě KF. Detekováním a vyřazením chybných měření se docílí robustnějšího chování a přesnějších výsledků celého systému.

V tightly coupled architektuře je validace měřených pseudovzdáleností na uživateli, v loosely coupled řešení tuto validaci a selekci satelitů pro výpočet pozic provádí interně GNSS přijímač.

Z výše uvedených důvodů byl v *Matlabu* implementován statistický test věrohodnosti daného měření inspirovaný [33]. Navržený test vychází z předpokladu, že rezidua by měla být v ideálním případě nulová, respektive s nulovou střední hodnotou a normálním rozdělením. Za takových podmínek, pokud je splněno testované kritérium

$$|z_\rho| > \epsilon_\beta \sigma_z, \quad (15)$$

kde $z_\rho = \tilde{\rho}_{GPS} - \rho_{INS}$ je velikost rezidua pseudovzdálenosti daného satelitu, ϵ_β je hodnota požadovaného intervalu důvěryhodnosti (např. $\beta_{0,95} = 1,96$ u normálního rozdělení) a σ_z je směrodatná odchylka rezidua; je daný vzorek ze satelitu odmítnut a není dále zpracováván.

Jinými slovy, testovací kritérium porovnává rozdíl mezi změřenou pseudovzdáleností a vypočítanou pseudovzdáleností dle INS. Pokud tento rozdíl leží s 95% pravděpodobností uvnitř intervalu spolehlivosti (který je počítán z aktuálních směrodatných odchylek), je měřený vzorek ponechán. Pokud tuto prahovou hodnotu překročí, je vzorek odmítnut a satelit není dále použit v následujícím korekčním kroku KF.

Směrodatnou odchylku rezidua je možné rozepsat na INS a GPS část

$$\sigma_z = \sqrt{\sigma_{INS}^2 + \sigma_{GPS}^2}. \quad (16)$$

Směrodatná odchylka INS je určena vzorcem

$$\sigma_{INS} = \sqrt{u_x^2 \sigma_{r_x}^2 + u_y^2 \sigma_{r_y}^2 + u_z^2 \sigma_{r_z}^2}, \quad (17)$$

kde u_x, u_y a u_z jsou jednotlivé prvky z normovaného vektoru \mathbf{u} mezi přijímačem a satelitem přenásobené zprava rotační maticí C_n^e ; $\sigma_{r_x}, \sigma_{r_y}$ a σ_{r_z} jsou směrodatné odchylky pozice z diagonály matice P .

Směrodatná odchylka GPS v sobě zahrnuje nejistoty určení polohy satelitu, nejistoty chyby hodin satelitu a nejistoty zpoždění šíření signálu atmosférou. Dle [34] je hodnota

této odchylky empiricky odhadnuta a pro měření na frekvenci L1 C/A má přibližnou velikost $\sigma_{GPS} \approx 6$ m.

Uvedené a implementované řešení detekování odlehlých hodnot je pouze základní nástroj pro detekci outliers. Mezi jeho hlavní nevýhody patří empiricky určená velikost chyby GPS (σ_{GPS}), jejíž skutečná hodnota se ale za různých podmínek může velmi lišit.

Kapitola 4

Experimentální ověření funkčnosti

Pro naměření testovacích dat pro ladění systému a Kalmanovy filtrace byl navrhnout experiment s několika senzory (IMU a GNSS přijímači, viz Kapitola 4.1). Pro měření byla použita low-cost inerciální jednotka, nad jejími výstupy byl následně otestován implementovaný pevně vázaný systém KF. Výstupy algoritmu byly porovnávány s profesionální jednotkou, která byla použita jako reference.

Všechny snímače byly rozmístěny na dřevěné prkno o délce 2 m, které bylo následně upevněno na střešní nosiče automobilu rovnoběžně ve směru jízdy. S automobilem byla následně provedena kalibrační jízda a poté i samotná testovací jízda v ulicích Dejvic, kde se zaznamenávala surová data při jízdě v otevřenějším terénu i v husté zástavbě s omezeným výhledem na oblohu (Kapitola 4.2).

Před samotným ověřením funkčnosti navržené architektury musela být naměřená data nejprve rozparsována a předzpracována, viz Kapitola 4.3. Na konci této kapitoly je také provedeno porovnání měřených IMU dat mezi low-cost IMU a referenční jednotkou.

4.1 Použité senzory

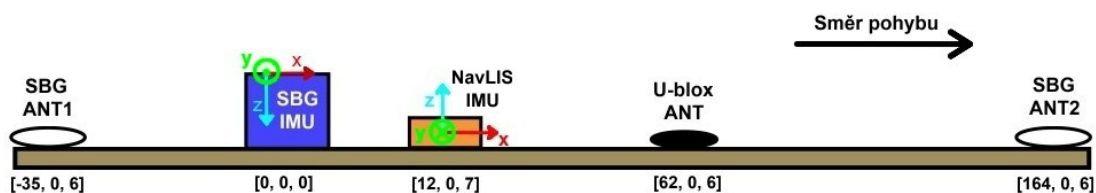
Základem měření byla low-cost inerciální měřicí jednotka z projektu skupiny NavLIS (Navigační skupina laboratoře Leteckých Informačních Systémů FEL ČVUT), která obsahuje akcelerometry, snímače úhlové rychlosti a magnetometry. K tomu byla dále připojena a zaznamenávána i data z GNSS přijímače od firmy U-blox (U-blox ANT).

Za referenci je zde použita profesionální INS s IMU taktické třídy¹ (Tactical Grade) Ekinox-D od společnosti SBG Systems se dvěma GNSS anténami (SBG ANT1, SBG ANT2). S touto jednotkou jsou následně porovnávána data z NavLIS jednotky i z vyvinutého Kalmanova filtru a určována jejich přesnost.

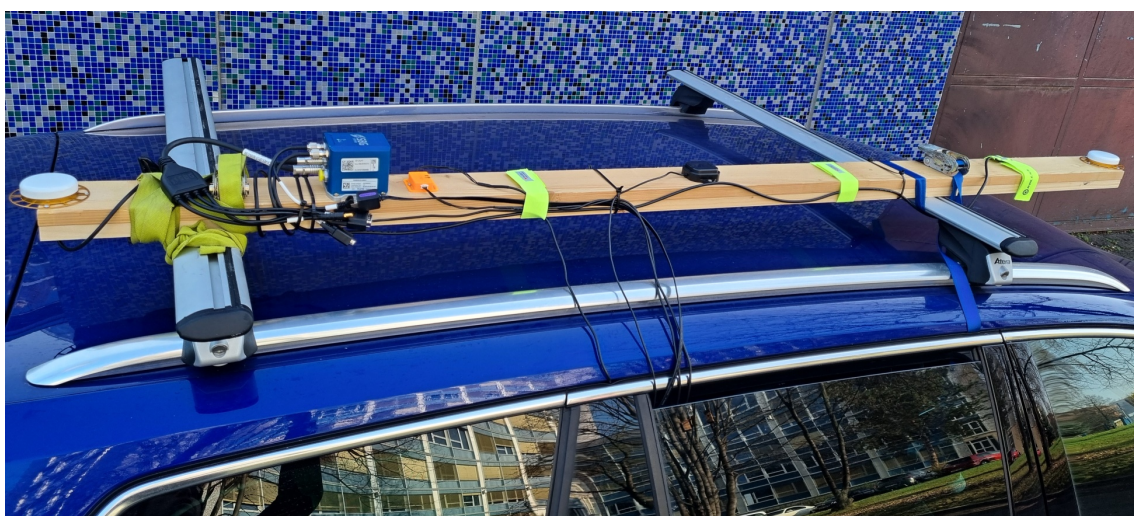
Umístění jednotlivých senzorů na prknech na vozidle je zaznamenáno na Obrázku 4.1 i se souřadnicovými soustavami senzorů jednotlivých inerciálních měřicích jednotek. Fotografie z reálného měření je poté na Obrázku 4.2.

Za střed soustavy vozidla je u automobilu považován střed os rotací při pohybu (zatáčení), který je obvykle umístěn ve středu zadní nápravy automobilu na úrovni země [36]. Tím je určeno i primární rameno systému (polohový vektor mezi sensor frame a body frame). V soustavě SBG jsou souřadnice středu body frame dány [0, -33, 165] cm – SBG INS byla pro zjednodušení při experimentu umístěna nad zadní nápravu vozidla.

¹ IMU se obvykle řadí do 4 výkonnostních tříd: spotřebitelská, průmyslová, taktická a navigační. Každá třída se liší přesností, stabilitou biasu senzorů, dobou použitelnosti bez GNSS a řádově také cenou. [35]



Obrázek 4.1. Schéma rozmístění senzorů na dřevěné prkno při pohledu z boku. Naznačeny jsou i orientace os sensor frame jednotlivých IMU. Souřadnice dole uvádějí $[x, y, z]$ pozici středu jednotlivých senzorů a antén vůči SBG soustavě (v cm, není v měřítku).



Obrázek 4.2. Umístění senzorů na střeše automobilu během experimentu

4.1.1 NavLIS IMU

Inerciální měřicí jednotka z projektu NavLIS je vybavena dvěma inerciálními moduly ISM330DHCX² od firmy STMicroelectronics s tříosými akcelerometry a tříosými snímači úhlové rychlosti (Obrázek 4.3). Jedná se o low-cost moduly, cena jednoho kusu je řádově 10 \$ (zhruba 235 Kč) [37]. NavLIS IMU je ještě doplněna tříosým magnetometrem MMC5983MA³ od společnosti MEMSIC, který ale v rámci této práce není využit.

Modul ISM330DHCX obsahuje akcelerometry a snímače úhlové rychlosti vytvořené technologií MEMS (viz Kapitola 2.2.1) s nastavitelným rozsahem měření – v případě tohoto experimentu jsou nastaveny rozsahy akcelerometrů $\pm 8 [g]$ a senzorů úhlové rychlosti $\pm 250 [^\circ/s]$. Všechny snímače jsou dále nastaveny tak, že měří změny rychlostí, respektive změny v úhlech, s frekvencí 833 Hz. Tyto jednotlivé vzorky jsou dále numericky integrovány a výstupní frekvence dat pro další použití je 200 Hz. [38]

² <https://www.st.com/en/mems-and-sensors/ism330dhcx.html>

³ <https://www.memsic.com/magnetometer-5>



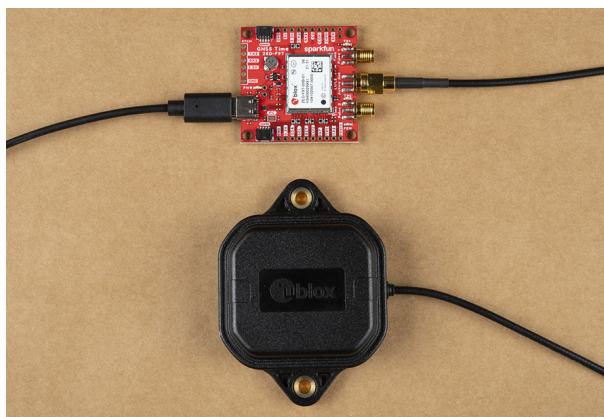
Obrázek 4.3. Inerciální modul ISM330DHCX od STMicroelectronics [37]

4.1.2 GNSS přijímač U-blox

Součástí projektu NavLIS je kromě IMU i GNSS přijímač ZED-F9T⁴ od společnosti U-blox (Obrázek 4.4). Jedná se o multifrekvenční a multikonstelaci přijímač s externí anténou (aktivní anténa U-blox ANN-MB1⁵) s velmi přesným určením času (přesnost $1\sigma = 5$ ns), který dokáže najednou zpracovávat signály z GPS, Galileo, GLONASS i BeiDou. Cena tohoto přijímače je zhruba 200 \$ (4 700 Kč) + anténa 60 \$ (1 400 Kč). [39]

Klíčovou vlastností přijímače je, že kromě základních PVT (Position, Velocity, Time = pozice, rychlost a čas) informací dokáže poskytovat i hrubá GNSS data, tj. např. navigační zprávy vysílané jednotlivými družicemi a informace o pseudovzdálenostech či pseudorychlostech jednotlivých družic, které jsou potřeba pro tightly coupled řešení KF.

Přijímač má poměrně široké konfigurovatelné rozhraní, kde si lze nastavovat chování přijímače i které konkrétní navigační zprávy je požadováno zaznamenávat. V případě experimentu je výpočet pozice, respektive pseudovzdáleností, nastaven na každou půl vteřinu, tedy s frekvencí 2 Hz. [40]



Obrázek 4.4. GNSS přijímač ZED-F9T (bílý čip nahoře) s anténou ANN-MB1 (dole) od U-blox [41]

NavLIS IMU i GNSS přijímač byly během měření řízeny řídicí jednotkou NavLIS a napájeny z její interní baterie. Veškerá data byla ukládána na SD kartu, ze které byla následně stažena a dále zpracovávána (viz dále).

⁴ <https://www.u-blox.com/en/product/zed-f9t-module>

⁵ <https://www.u-blox.com/en/product/ann-mb1-antenna>

4.1.3 Referenční INS SBG

Poslední součástí experimentu je INS Ekinox-D⁶ od firmy SBG Systems (Obrázek 4.5). Jak již bylo zmíněno, jedná se o profesionální inerciální navigační jednotku s integrovaným multifrekvenčním GNSS přijímačem a Kalmanovým filtrem. Jednotka obsahuje MEMS akcelerometry (rozsah měření $\pm 14 [g]$) a senzory úhlové rychlosti (rozsah měření $\pm 300 [^\circ/s]$ snímané na frekvenci 2,3 kHz, které jsou dále integrovány na výstupní rychlost IMU dat 200 Hz. [42] Cena této jednotky se pohybuje kolem hodnoty 22 000 \$ (0,5 mil. Kč).

K SBG INS jsou připojeny 2 aktivní GNSS antény (v případě navrženého experimentu vzdálené od sebe 2 metry). Anténa číslo 1 (zadní) je hlavní anténa, která poskytuje SBG jednotce GNSS data; anténa číslo 2 (přední) je zde kvůli přesnému určení orientace – kurzu (true heading). Data z GNSS přijímače jsou zde poskytována s přednastavenou frekvencí 2,5 Hz. Surová GNSS data Ekinox navenek neposkytuje.



Obrázek 4.5. Profesionální INS Ekinox-D od SBG Systems [42]

Ekinox-D obsahuje interní odchylkový Kalmanův filtr, pomocí kterého dochází k fúzi dat z IMU a GNSS a určování polohy s vysokou přesností několika málo jednotek/dešíték cm. Jedná se z velké části o know-how SBG Systems, kromě základních informací na webu SBG se nic bližšího o konkrétním fungování nelze dozvědět.

Jednotku je nutné před prvním použitím řádně nastavit, vybrat správný mód použití (v případě experimentu mód Automotive) a zadat jednotlivá lever arm – primární rameno systému (pozice SBG vs. střed otáčení) a rameno GNSS antén (pozice SBG vs. anténa 1 a 2, viz schéma na Obrázku 4.1). Dále také výchozí chyby natočení – ty se v rámci experimentu předpokládají nulové (respektive neměřitelně malé), SBG bylo na vozidle zarovnáno co nejpřesněji. V neposlední řadě je také nutné před použitím provést kalibrační proceduru (viz další kapitoly), která zadané parametry dále zpřesní.

Ekinox-D bylo během měření napájeno z automobilu, veškerá komunikace a nastavování zařízení probíhalo přes Ethernet kabel přes interní webové rozhraní. Data se při měření automaticky ukládají na vnitřní úložiště v SBG, ke kterému se následně pro stažení dat přistupuje přes FTP.

4.1.4 Srovnání parametrů senzorů

Srovnání základních parametrů senzorů v IMU a GNSS jednotkách NavLIS a Ekinox-D je v následující Tabulce 4.1. Některé základní hodnoty šumových charakteristik nejsou bohužel v katalogových listech ISM330DHCX dostupné.

⁶ <https://www.sbg-systems.com/products/ekinox-series/>

	NavLIS IMU + GNSS	Ekinox-D INS
Rozsah měření akcelerometru [g]	8	14
Nestabilita biasu akcelerometru [μg]	-	10
Rychlostní náhodná procházka [μg]	-	40
Rozsah měření senz. úhlové rychl. [$^{\circ}/s$]	250	300
Nestabilita biasu senz. úhlové rychl. [$^{\circ}/hod.$]	3	0,5
Úhlová náhodná procházka [$^{\circ}/\sqrt{hod.}$]	0,21	0,14
Frekvence IMU dat [Hz]	200	200
Frekvence GNSS dat [Hz]	2	2,5
Přibližná cena [Kč]	6 500	500 000

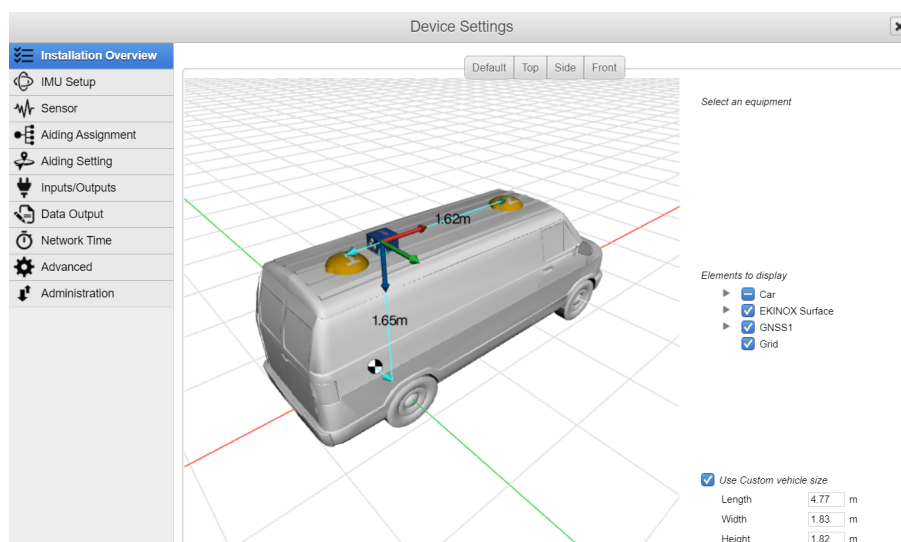
Tabulka 4.1. Přehled vlastností senzorů jednotlivých IMU s GNSS z katalogových listů jednotlivých senzorů (typické hodnoty) [38, 42]

4.2 Naměření testovacích dat

Proces naměření testovacích dat se skládal ze 2 kroků – z kalibrace jednotky Ekinox-D a ze samotné testovací jízdy automobilem ulicemi Dejvic. Vzhledem k omezené přesnosti low-cost senzorů v NavLIS IMU nebylo nutné provádět kalibraci této jednotky. Scénář přípravy a průběhu experimentu je blíže popsán v Příloze A.

4.2.1 Kalibrace SBG jednotky

Po změření a zadání všech ramen systému do Ekinox-D (Obrázek 4.6) bylo nutné před testovací jízdou ještě provést kalibraci této jednotky. Kalibrace je intuitivně řízena přes webové rozhraní a během ní dochází k ověřování a zpřesňování zadaných hodnot ramen systému, chyb zarovnání a podobně. Celý proces kalibrace je popsán v [43].

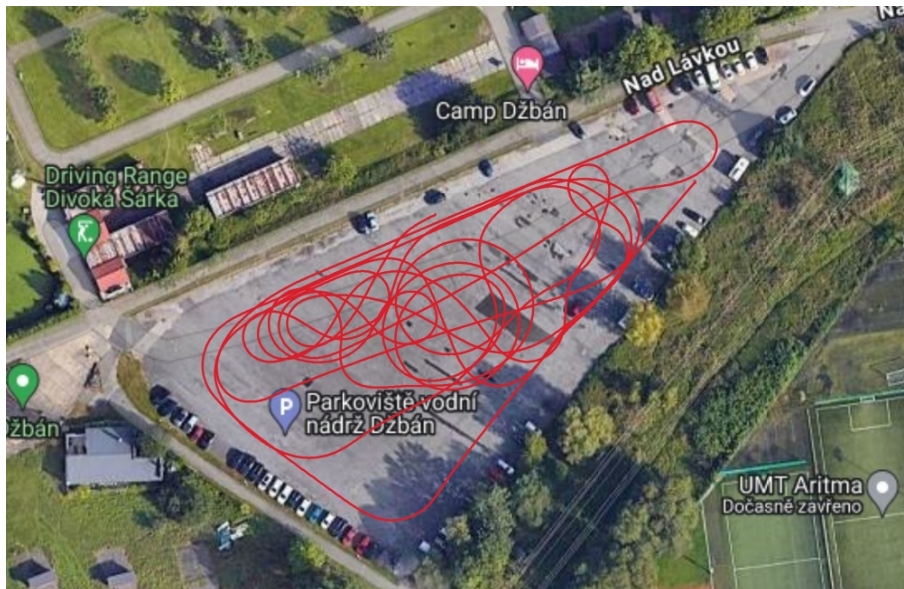


Obrázek 4.6. Ukázka konfigurace ramen systému přes webové rozhraní Ekinox-D

Během kalibrace je nutné se pochybovat s vozidlem pouze dopředu a s rychlostí větší než 10 km/h. Pro rychlejší a přesnější kalibraci je žádané vytvářet co největší dynamiku jízdy – zrychlování/zpomalování vozidla, zatáčení, kroužení „osmiček“ a podobně. Prostá rovná jízda kalibraci nepomůže. Potřebný je také co nejméně rušený výhled na oblohu pro příjem kvalitních GNSS signálů.

Ekinox-D zobrazuje během celého procesu uživateli aktuální stav kalibrační procedury, kterou není nutné dokončit na 100 %. Po překročení minima 20 % je možné kalibraci kdykoliv ukončit. Kalibrace se poté automaticky uloží a použije v jednotce při dalším měření.

Vzhledem k požadovaným úkonům bylo pro kalibraci vybráno poloprázdné parkoviště s dostatečnou volnou plochou nacházející se dále od zástavby. V průběhu samotné kalibrace bylo během 7 minutového kroužení na parkovišti (Obrázek 4.7) dosaženo 56 % plné kvality kalibrace primárního ramena a 99 % kvality kalibrace GNSS ramen včetně zarovnání true heading, viz Obrázek 4.8.



Obrázek 4.7. Záznam jízdy na parkovišti během kalibrace Ekinox-D

EKINOX-D-G4A3 : 027000551 Default

General Status Calibration Information Measurements

Mechanical Calibration Report

You have performed a successful calibration that is currently applied and use by the INS.
You can review below calibration quality report indicators.

Report Summary

General Status **Applied & Used** Date Fri, 08 Mar 2024 08:16:06 GMT Duration 7 mins

GNSS 1 Progress Main Lever Arm 56% True Heading Alignment 99%

Report Details

▼ GNSS 1 Primary Lever Arm Quality **Medium**

	X	Y	Z
Entered Lever Arm	-0.35m	0.00m	0.00m
Estimated Lever Arm	-0.37m ±4cm	0.01m ±4cm	0.02m ±10cm

▼ GNSS 1 Dual Antenna Alignment Quality **Excellent**

	Pitch	Yaw	Baseline
Entered Angles	-	-	-
Estimated Angles	-0.65° ±0.07°	0.43° ±0.09°	1.99m

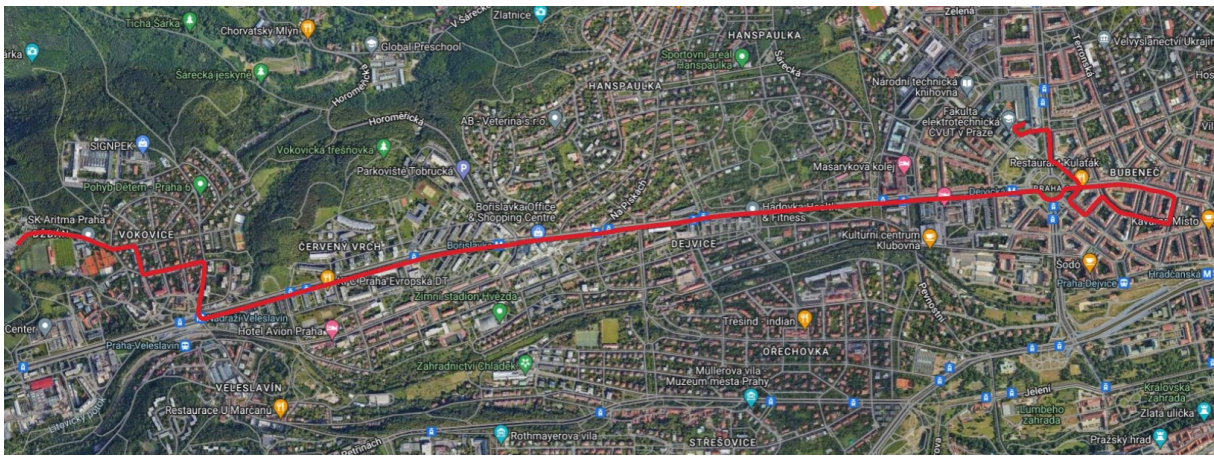
	X	Y	Z
Entered Lever Arm	-	-	-
Estimated Lever Arm	1.62m	-0.00m	-0.01m

Obrázek 4.8. Ukázka úspěšně provedené kalibrace Ekinox-D

4.2.2 Testovací jízda

Po úspěšně provedené kalibrační proceduře SBG následovala samotná testovací jízda s automobilem pro naměření dat a pro ověřování funkčnosti a přesnosti vyvíjeného tightly coupled řešení Kalmanovy filtrace.

Testovací jízda zahrnuje zhruba 15 minutovou cestu otevřeným terénem s širokým výhledem na oblohu, jízdu mezi rodinnými domky, jízdu po široké městské ulici i jízdu skrz úzké ulice s vysokými domy a vegetací. Zvolenou trasou (viz Obrázek 4.9) bylo dosaženo rozmanitých podmínek pro kvalitu a příjem signálů z GNSS družic. Díky tomu je možné dále ověřovat správnou funkčnost vyvinutého algoritmu za různých situací. Ukázky výstupů z jednotky Ekinox-D během experimentu jsou na Obrázcích 4.10 a 4.11.



Obrázek 4.9. Záznam testovací jízdy v ulicích města z referenční SBG jednotky

General		Status	Calibration	Information	Measurements
Position					
LATITUDE	50° 5' 51.72"	(± 0.29 m)			
LONGITUDE	14° 20' 45.29"	(± 0.59 m)			
ALTITUDE	310.54 m	(± 0.27 m)			
Orientation					
ROLL	0.73°	(± 0.021 °)			
PITCH	2.65°	(± 0.035 °)			
HEADING	78.50°	(± 0.062 °)			
Velocity					
VEL. NORTH	1.42 m/s	(± 0.03 m/s)			
VEL. EAST	5.96 m/s	(± 0.07 m/s)			
VEL. DOWN	-0.24 m/s	(± 0.01 m/s)			
GROUND SPEED	22.1 km/h				
TRACK COURSE	76.6 °				
Status Summary					
SYSTEM ✓					
INS SOLUTION NAV VEL CONST.					
ALIGNMENT ALIGNED					
CLOCK UTC VALID ALIGNED					
GNSS RF STATUS 📶 CLEAN 🚫 OSNMA					
GNSS MODE SINGLE POINT					
DUAL ANTENNA VALID					
DATA LOGGER LOGGING DATA					
TIME PROTOCOL PTP DISABLED NTP OFF					
DATE - TIME Mar. 8, 2024 - 08:26					

Obrázek 4.10. Ukázka výstupů Ekinox-D během jízdy – základní informace

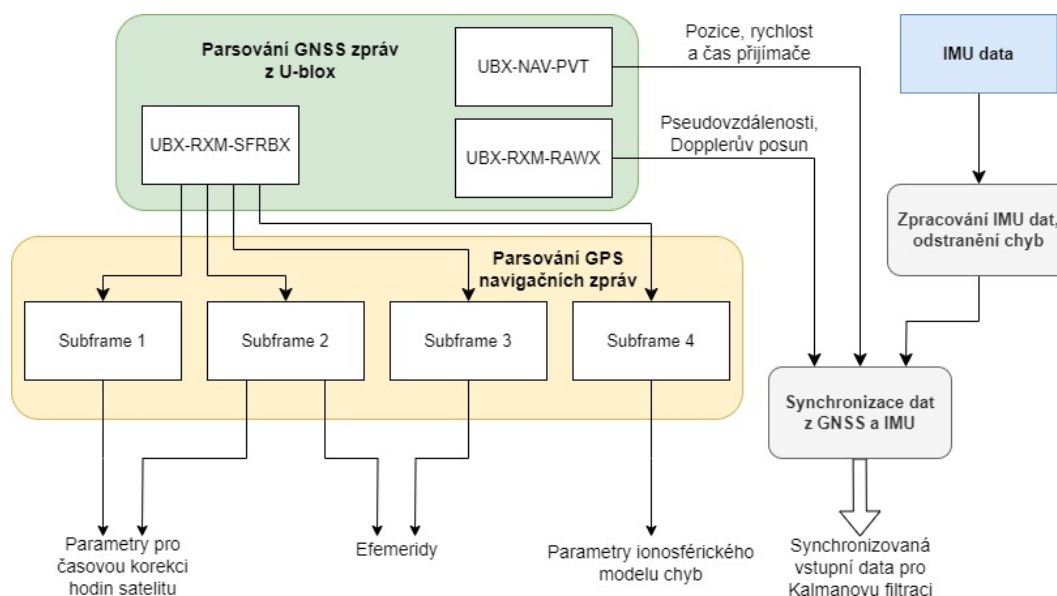
IMU & INS data				
IMU values				
Accelerometer (X,Y,Z)	-0.08	-0.35	-9.86	(m/s ²)
Gyroscope (X,Y,Z)	0.60	0.05	-0.41	(°/s)
IMU Temperature			9.97	(°C)
INS Attitude				
Roll	1.669° (± 0.019 °)	Pitch	-0.967° (± 0.027 °)	
True Heading			86.335° (± 0.048 °)	
INS Position				
Latitude	50° 6' 0.29" (± 0.31 m)	Longitude	14° 23' 13.10" (± 0.52 m)	
Height	276.37 m (± 0.31 m)	Altitude (MSL)	231.26 m	
INS Velocity				
Velocity (North, East, Down)	1.08	12.56	0.27	(m/s)
Velocity Std. (NED)	0.02	0.06	0.01	(m/s)
Velocity Body (X,Y,Z)	12.61	-0.27	0.06	(m/s)
Velocity Std. (Body)	0.06	-0.02	0.01	(m/s)

Obrázek 4.11. Ukázka výstupů Ekinox-D během jízdy – IMU a INS data

4.3 Parsování a zpracování naměřených dat

Před samotnou Kalmanovou filtrací bylo třeba data naměřená v předchozím kroku rozparsovat, zpracovat a správně mezi sebou synchronizovat. Proto byl v *Matlabu* vytvořen algoritmus na parsování navigačních zpráv z GNSS přijímače a na parsování GPS eferid. Dále byl také vytvořen algoritmus na zpracování a opravu chyb dat z IMU a v poslední řadě i algoritmus na časovou synchronizaci dat z GNSS a IMU.

Vše je detailněji popsáno v následujících podkapitolách, schéma fungování parsování a zpracování dat je na Obrázku 4.12.



Obrázek 4.12. Schéma vytvořeného algoritmu na parsování a zpracování naměřených GNSS a IMU dat

4.3.1 Parsování GNSS zpráv

Nejprve byl v *Matlabu* vytvořen program na parsování a zpracování zpráv z GNSS přijímače U-blox. Zachycené zprávy jsou ukládány do binárního souboru, který bylo nutné před dalším použitím nejprve zpracovat.

U-blox přijímač ZED-F9T dokáže poskytovat mnoho datových zpráv přes NMEA a UBX protokol. Pro použití v této práci je klíčová především trojice zpráv UBX-NAV-PVT, UBX-RXM-RAWX a UBX-RXM-SFRBX, viz dále. Přesný popis komunikačního interface a jednotlivých zpráv přijímače ZED-F9T je uveden v [40].

Zásadní pro řešení navigační úlohy bylo správné časové synchronizování jednotlivých zpráv a používání jednotného času – jednak mezi UBX zprávami, tak poté i mezi údaji z GNSS přijímače a IMU.

Vytvořený program postupně prochází zaznamenaný binární soubor, načítá jednotlivé znaky a porovnává je s údaji v hlavičkách jednotlivých zpráv (Header, Class a ID), aby určil, o kterou konkrétní zprávu se jedná. Dále se ve zprávě nacházejí jednotlivé proměnné, které je nutné správně načítat podle uvedeného datového typu (počet bitů/byte, se znaménkem / bez znaménka apod.) a případně načtenou hodnotu přenásobit uvedeným měřítkem. Ukázka údajů ke zpracování ze UBX-RXM-SFRBX zprávy jsou na Obrázku 4.13.



ZED-F9T - Interface Description

3.17.6.1 Broadcast navigation data subframe

Message	UBX-RXM-SFRBX					
Broadcast navigation data subframe						
Type	Output					
Comment	This message reports a complete subframe of broadcast navigation data decoded from a single signal. The number of data words reported in each message depends on the nature of the signal.					
Message structure	Header	Class	ID	Length (Bytes)	Payload	Checksum
	0xb5 0x62	0x02	0x13	8 + numWords*4	see below	CK_A CK_B
Payload description:						
Byte offset	Type	Name	Scale	Unit	Description	
0	U1	gnssId	-	-	GNSS identifier (see Satellite Numbering)	
1	U1	svId	-	-	Satellite identifier (see Satellite Numbering)	
2	U1	reserved0	-	-	Reserved	
3	U1	freqId	-	-	Only used for GLONASS: This is the frequency slot + 7 (range from 0 to 13)	
4	U1	numWords	-	-	The number of data words contained in this message (up to 10, for currently supported signals)	
5	U1	chn	-	-	The tracking channel number the message was received on	
6	U1	version	-	-	Message version, (0x02 for this version)	
7	U1	reserved1	-	-	Reserved	
Start of repeated group (numWords times)						
8 + n*4	U4	dwrđ	-	-	The data words	
End of repeated group (numWords times)						

Obrázek 4.13. Ukázka obsahu zprávy UBX-RXM-SFRBX [40]

4.3.1.1 Zpráva UBX-NAV-PVT

Zprávy PVT obsahují informace o pozici (v LLA), rychlosti (v NED frame) a čase (GPS čas a UTC čas). GPS čas v sobě na rozdíl od UTC nezahrnuje tzv. přestupné sekundy. Pro převod mezi UTC a GPS časem je nutné od GPS času tyto přestupné sekundy odečíst (v době tvorby této práce se jedná o 18 vteřin). Zpráva také obsahuje informace

o směrodatných odchylkách jednotlivých údajů a údaje o kvalitě a validitě jednotlivých informací.

Jedná se o informace z výstupu interního Kalmanova filtru GNSS přijímače, data z této zprávy jsou používány pouze v loosely coupled řešení. Zprávy jsou posílány periodicky s frekvencí 2 Hz.

■ 4.3.1.2 Zpráva UBX-RXM-RAWX

Zprávy RAWX obsahují hrubá navigační data klíčová pro tightly coupled řešení spolu s časovou značkou. Posílají se zde především informace o pseudovzdálenostech, fázovém měření (Carrier Phase), Dopplerově posunu včetně směrodatné odchylky jednotlivých měření, informace o poměru šumu signálu k nosné a o validitě dat. Tyto informace jsou posílány periodicky s frekvencí 2 Hz pro každý v daný moment viditelný GNSS satelit dohromady.

■ 4.3.1.3 Zpráva UBX-RXM-SFRBX

SFRBX zprávy jsou poslední klíčovou součástí GNSS dat pro pevně vázaný systém, obsahují totiž kompletní hrubé broadcastové navigační zprávy vysílané jednotlivými GNSS družicemi (Obrázek 4.13). Z těchto zpráv od GPS satelitů jsou získávány např. efemeridy, viz následující kapitola.

Zpracování dat pro ostatní GNSS systémy by probíhalo obdobně podle komunikačních protokolů jednotlivých systémů, to ale přesahuje možnosti této práce. Zprávy SFRBX jsou z přijímače posílány v náhodných intervalech, vždy po přijetí uceleného bloku dat z konkrétní družice.

■ 4.3.2 Parsování GPS navigačních zpráv

Broadcastové efemeridy a další informace jsou posílány jednotlivými GPS družicemi v navigačních zprávách. Zpracovávají se zde zprávy pouze na frekvenci L1 C/A⁷, na ostatních frekvencích (L2 CNAV, L5 CNAV)⁸ nejsou v tuto chvíli zprávy ještě dostupné na všech družicích a jejich použití je zatím pouze v testovacím režimu. [44]

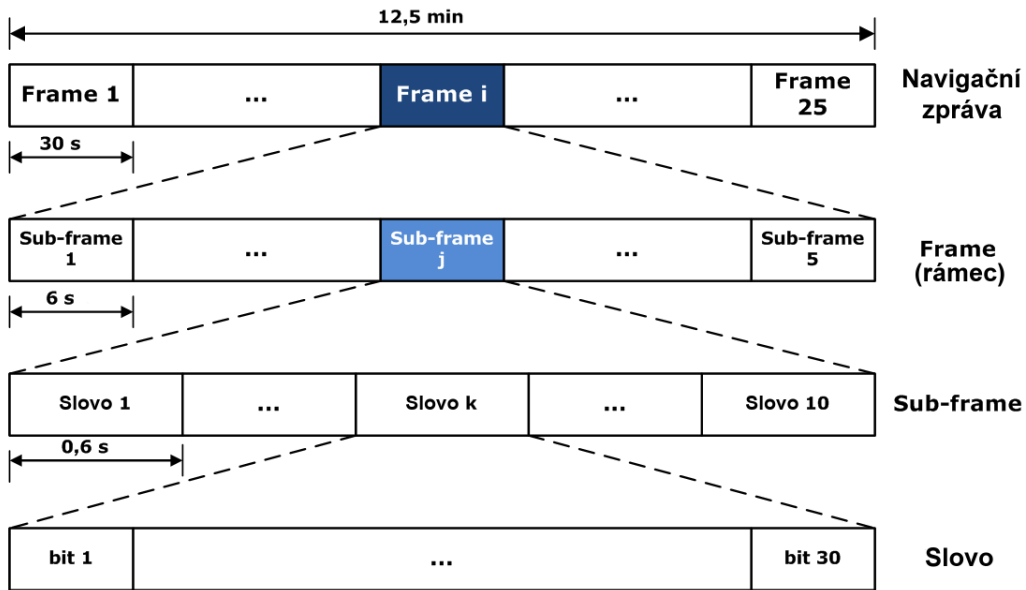
Navigační zpráva na L1 C/A (Obrázek 4.14) se skládá z 25 rámců (frame) po 30 s, perioda opakování celé zprávy je tedy 12,5 minuty. Každý rámec se dále skládá z 5 podrámců (subframe). Každý šesti vteřinový subframe obsahuje 10 slov, každé slovo se pak skládá z 24 bitů informací a 6 bitů parity pro ověření správného přenosu dat. Celková přenosová rychlost GPS satelitu je 50 bit/s.

Subframe 1 obsahuje informace o celkovém stavu satelitu a polynomiální koeficienty pro výpočet velikosti chyby hodin satelitu. Subframe 2 a 3 obsahují parametry efemerid dané družice. Tyto 3 subframe jsou v každém rámci stejné, opakují se periodicky každých 30 s.

Subframe 4 a 5 obsahují doplňující informace o celé GPS konstelaci, almanach, bližší informace o UTC času a koeficienty pro modelování chyby ionosféry. Subframe 4 a 5 mají 25 stránek a v každém rámci je vysílána jiná stránka s jinými daty. Pro získání všech informací z těchto subframe je nutné zachytit celou 12,5 minuty dlouhou navigační zprávu.

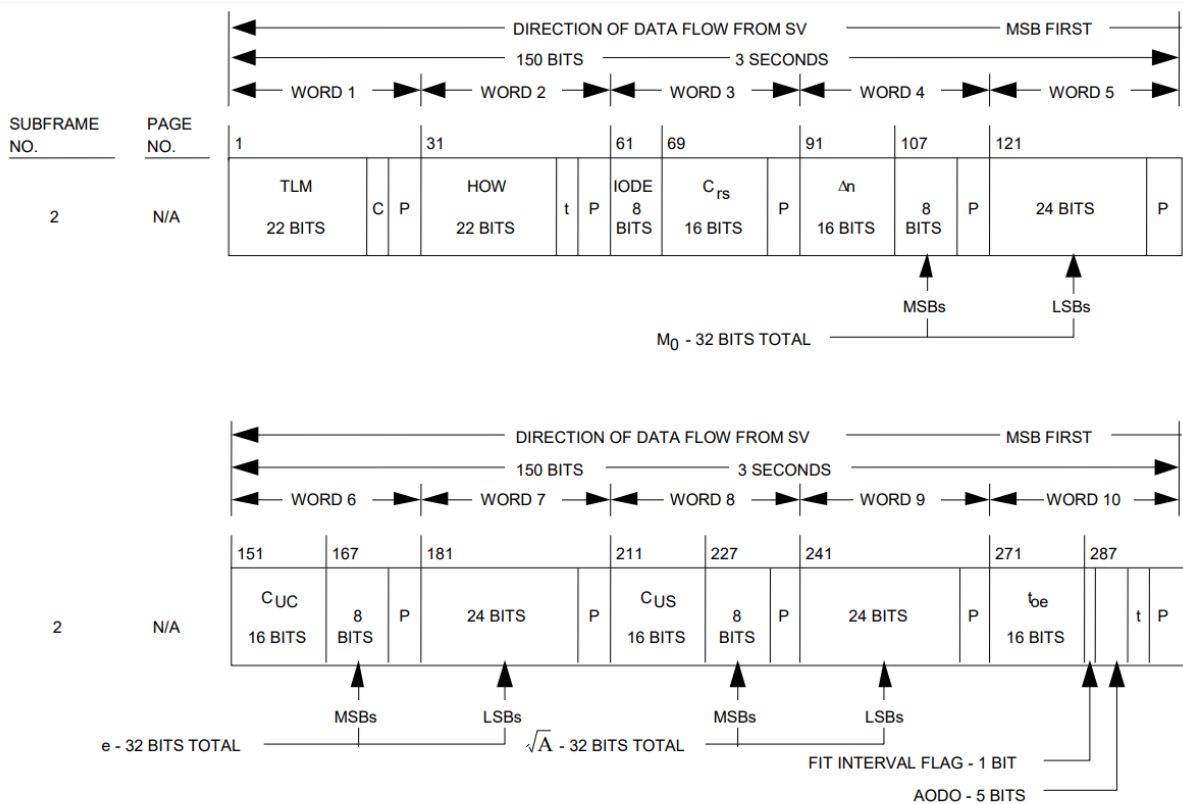
⁷ Tzv. Coarse/Acquisition civilní kódy na frekvenci 1575,42 MHz.

⁸ Tzv. Civil NAVigation zprávy, modernizovaná verze civilních C/A zpráv na frekvenci 1227,6 MHz (L2), respektive 1176,45 MHz (L5).



Obrázek 4.14. Struktura navigační zprávy GPS na frekvenci L1 C/A [45]

Jakým způsobem jsou informace (význam jednotlivých bitů) v jednotlivých slovech zapsány včetně měřítka a jednotek je definováno v dokumentu *IS-GPS-200* [23]. Ukázka části parametrů efemerid uložených v subframe 2 je na Obrázku 4.15.



P = 6 PARITY BITS
 t = 2 NONINFORMATION BEARING BITS USED FOR PARITY COMPUTATION (SEE PARAGRAPH 20.3.5)
 C = TLM BITS 23 AND 24. BIT 23 IS THE INTEGRITY STATUS FLAG AND BIT 24 IS RESERVED

Obrázek 4.15. Struktura dat efemerid v GPS subframe 2 [23]

Jak již bylo zmíněno, U-blox přijímač poskytuje tyto informace v UBX-RXM-SFRBX zprávách, jedna tato zpráva u GPS obsahuje jeden subframe s jeho 10 slovy. V této zprávě jsou také informace o ID konstelace a ID satelitu, ze kterého daná zpráva pochází, pomocí kterých jsou vyfiltrovány pouze GPS družice. Pro další práci bylo nutné v *Matlabu* vytvořit parser pro získání dat z jednotlivých podrámců.

Z předchozího kroku obecného parsování dat ze zpráv U-bloxy jsou jednotlivá 30-bitová slova posílána a ukládána jako 32-bitové číslo bez znaménka (viz Obrázek 4.13).

Vzhledem k uvedenému nesouladu mezi počtem bitů je nutné být na pozoru, jakým způsobem se při parsování parametrů dané bity zpracovávají. Bohužel to není tak, že by U-blox doplnil 30 bitové číslo na 32 bitů zleva nulami, ale doplňuje zde náhodně (respektive neznámým a nikde nepopsaným způsobem) jedničky a/nebo nuly.

Pro získání 24 bitů obsahující informace bylo nutné vytvořit funkci, které vezme zasláných 32 bitů, posune je o 6 bitů doprava (o paritu, která je kontrolována už v přijímači a není nutné se jí zde dále zabývat) a následujících 24 bitů zprava pak obsahuje data daného slova (která je ale nutné interpretovat normálně zleva od nejvýznamnějšího bitu po nejméně důležitý bit). Pomocí bitových operací je možné uvedený postup zapsat jako

```
data = (slovo >> 6) & 0xFFFFF.
```

Další problém při zpracovávání SFBRX zpráv byl způsoben tím, že U-blox v těchto zprávách posílá (bez možnosti odlišení) jednak L1 C/A subframe, ale i L2 CNAV subframe, které sice obsahují obdobné informace, ale zapsané jiným způsobem.

Experimentálně zde bylo zjištěno, že tyto zprávy je od sebe možné rozlišit pomocí proměnné `reserved0`, kterou má U-blox ve zprávě rezervovanou pro budoucí použití. Oficiálně ale tato informace není nikde v dokumentaci uvedena, že je možné zprávy z jednotlivých GPS signálů rozlišit tímto způsobem. L2 CNAV zprávy jsou dále ze zpracování odstraněny.

Implementovaný parser si následně v druhém slově zjistí číslo daného subframe a podle toho provede rozparsování jednotlivých informací dle dokumentace v [23], včetně validace, kontroly správného rozsahu hodnot a úpravy měřítka. Parser zpracovává pouze potřebné informace ze subframe 1 až 3 a stránky 18 ze subframe 4 (ionosférické parametry).

V posledním kroku, po zpracování všech dostupných zpráv, se ověřuje celková validita dat. Ověřuje se, že pro každou dostupnou družici během celého měření jsou dostupné a správně rozparsované informace ze subframe 1, 2 i 3 a že hodnoty IOD (Issue of Data, viz [23]) jsou v datech ze všech třech subframe stejné. Tím je zaručena integrita dat, tedy že jednotlivé subframe patří k sobě a dohromady tvoří platnou navigační zprávu.

Výstupem z parseru navigačních zpráv jsou tedy pro každou viditelnou družici jednotlivé parametry efemerid (viz Kapitola 2.4.2, jednotky semi-circles a semi-circles/s jsou během parsování převedené na rad, respektive rad/s). Dále také korekční členy pro výpočet chyby hodin satelitu a parametry pro modelování chyby ionosféry, se kterými se v práci dále pracuje.

Pro ověření funkčnosti této části byly rozparsované výstupní parametry efemerid porovnávány s broadcastovými efemeridy, které publikuje na svých stránkách NASA, konkrétně zde [46]. Bylo dosaženo 100% shody hodnot všech parametrů, čímž bylo ověřeno, že efemeridy jsou ve vytvořeném parseru zpracovávány správně.

4.3.3 Zpracování IMU dat

Vývoj samotné low-cost NavLIS IMU a její řídicí jednotky stále probíhá včetně ladění chyb, které se zde vyskytují. Ve verzi, která byla použita během experimentu, se během

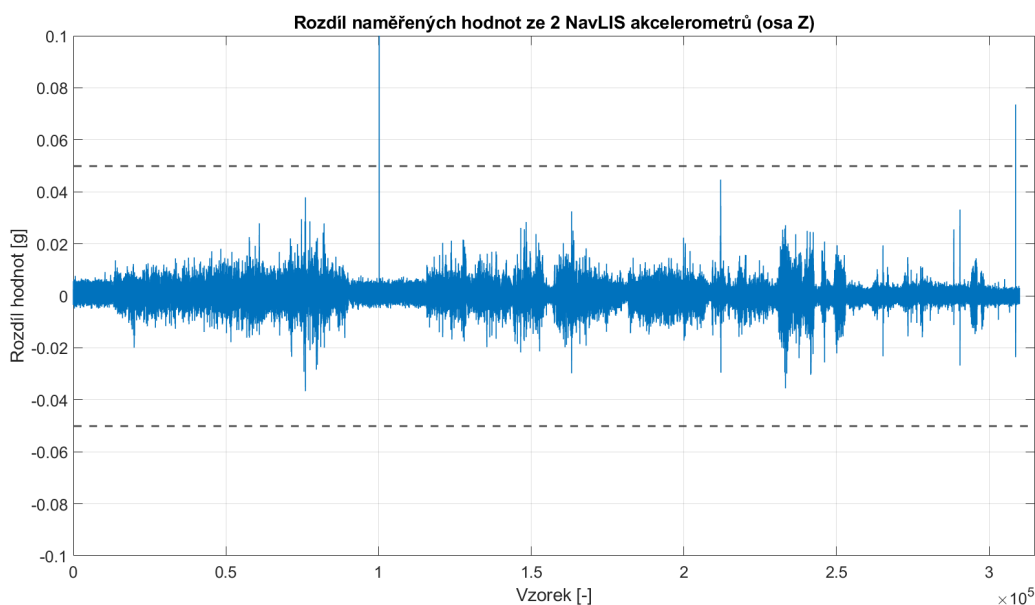
zpracování naměřených dat některé chyby v datech projevily – výskyt odlehlých hodnot, chybějící data v časových řadách a časový posun dat (viz dále) – které musely být patřičným způsobem ošetřeny pomocí programu v *Matlabu*. Ve finální verzi jednotky již ale nesmí k těmto chybám docházet, samotný vývoj a ladění hardwaru ale není obsahem této práce.

V rámci předzpracování dat musela také být provedena rotace systému IMU NavLIS tak, aby byla zarovnána s osami body frame i SBG (změnou směru/znaménka dat z osy Y a Z, viz Obrázek 4.1).

4.3.3.1 Detekce a odstranění odlehlých hodnot

Vzhledem k tomu, že NavLIS IMU je vybavena 2 inerciálními moduly ISM330DHCX a provádí tak v každé veličině a směru měření dvěma nezávislými senzory, je detekce náhodných odlehlých hodnot (outliers) poměrně jednoduchá.

Byl vytvořen algoritmus, který pro každou osu akcelerometru a senzoru úhlové rychlosti porovnává data z jednoho a z druhého modulu. Naměřená data od sebe odečte, čímž získá rozdíl hodnot mezi moduly, viz Obrázek 4.16. Pokud je absolutní rozdíl mezi hodnotami větší než nastavená prahová hodnota (experimentálně nastaveno na 0,05 g a 1 °/s), prohlásí se tento vzorek za vadný a nahradí se průměrnou hodnotou předchozího a následujícího vzorku.



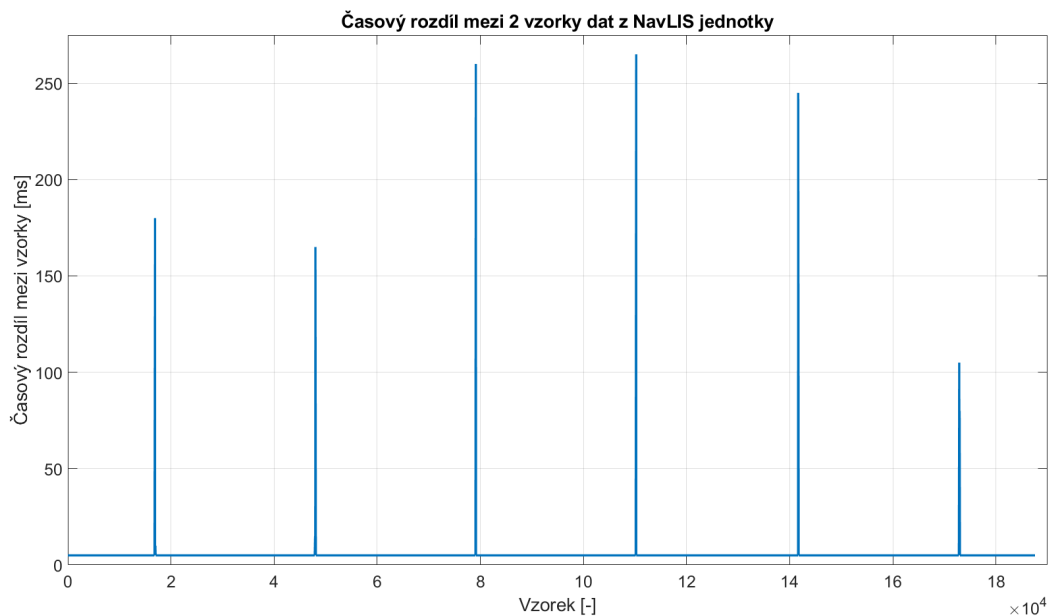
Obrázek 4.16. Rozdíl naměřených hodnot z akcelerometru obou inerciálních modulů NavLIS v ose Z včetně vyznačených prahových hodnot – vzorky překračující prahové hodnoty jsou následně nahrazeny průměrem předchozího a následujícího vzorku. Hodnota prvního vadného vzorku je dokonce necelých $7 \cdot 10^{29}$ g.

4.3.3.2 Chybějící data v časových řadách

Chybějící data v záznamu jsou dvojího druhu. V prvním případě je v datech daný řádek s časovou značkou, ale chybí zde údaje z jednoho (nebo více) snímačů (měřené hodnoty ze všech 3 os jsou nulové). Takové případy se v zaznamenaných datech vyskytují náhodně v jednotkách případů. Vytvořený program tyto chyby detekuje a chybějící vzorky opět nahrazuje průměrem předchozí a následující hodnoty.

Druhým a vážnějším případem chybějících dat je jejich celkový výpadek, kdy v datech ani není žádný řádek s časovou značkou. Tyto výpadky se v datech periodicky opakují a

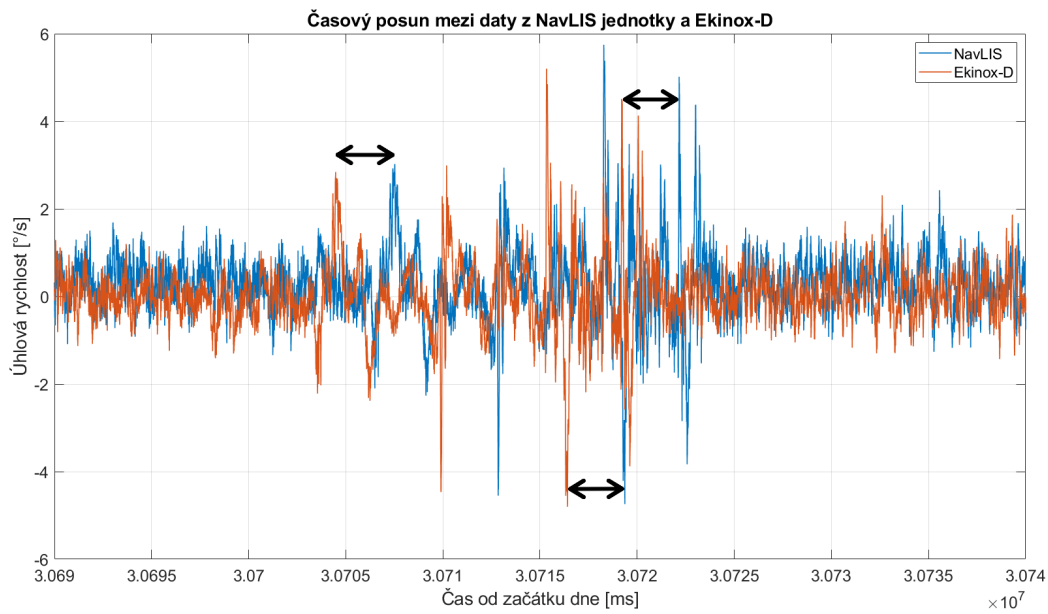
chybí zde v kuse data až za několik stovek milisekund (tedy desítky vzorků po 5 ms). Pro detekci této chyby byl napsán kód, který počítá rozdíly časové značky mezi předchozím a následujícím vzorkem (Obrázek 4.17). V ideálním případě by tento rozdíl měl být konstantní s hodnotou 5 ms (frekvence vzorků je 200 Hz). Zaznamenaná místa bez dat byla následně nahrazena poslední známou hodnotou. Tyto chyby byly pravděpodobně způsobeny chybným ukládáním dat na SD kartu NavLIS jednotkou.



Obrázek 4.17. Detekce chybějících dat – časový rozdíl mezi předchozím a následujícím vzorkem (v ideálním případě by měl být všude rozdíl 5 ms). 1. 2. a 6. výpadek jsou ve skutečnosti dva menší výpadky těsně po sobě.

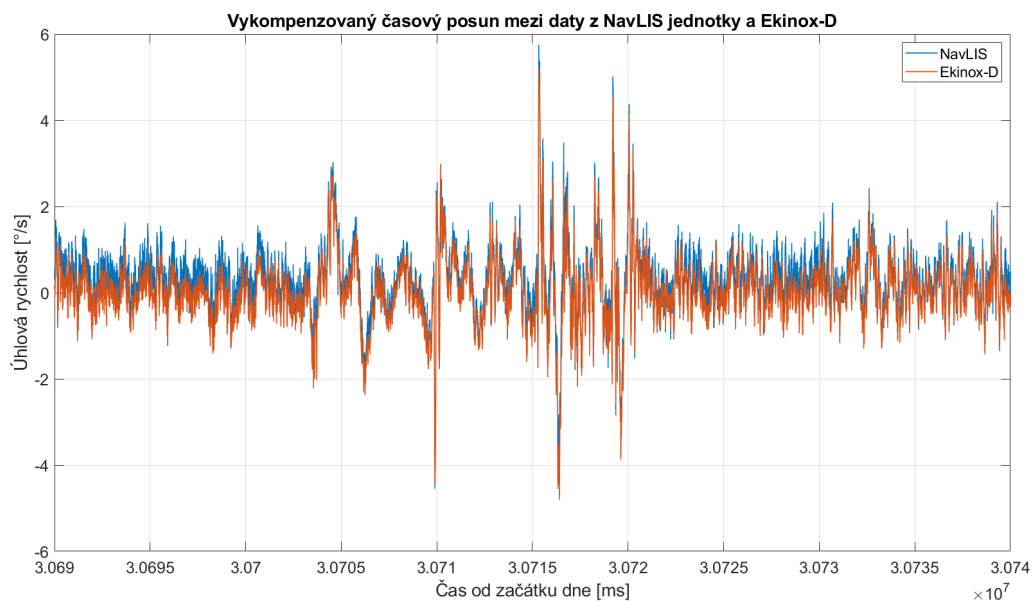
4.3.3.3 Časový posun dat

Vizuálním porovnáním dat z Ekinox-D IMU a z NavLIS IMU byl odhalen konstantní časový posun mezi vzorky (který ale není způsoben chybějícími daty). Čas ve výpočetní jednotce NavLIS je řízen modulem hodin reálného času (RTC) a synchronizován s časem z GNSS přijímače, ale i po vykompenzování logovaného rozdílu RTC modulem (20 ms) byly vzorky od sebe posunuty o necelé 3 vteřiny (data z NavLIS byla opožděna, viz Obrázek 4.18).



Obrázek 4.18. Časový posun mezi daty z NavLIS a SBG jednotky (mezi senzory úhlové rychlosti v ose X). Černými šipkami je naznačen konstantní posun mezi vzorky.

Přesná hodnota posunutí byla určena porovnáváním signálů a vykompenzována posunutím časových hodnot dat z NavLIS IMU (Obrázek 4.19).



Obrázek 4.19. Vykompenzovaná data o časový posun mezi NavLIS a SBG jednotkou (mezi senzory úhlové rychlosti v ose X).

4.3.4 Synchronizace dat z GNSS přijímače a z IMU

V poslední fázi zpracování dat pro Kalmanovu filtraci byla provedena synchronizace jednotlivých zpráv z IMU a GNSS podle času. Správná synchronizace dat je pro inerciální navigaci klíčová, nutné je také všude používat stejný jednotný čas. V této implementaci byl použit UTC čas přepočítaný na počet milisekund od začátku daného dne. Data jsou ukládána do jednoho společného objektu, IMU data s frekvencí 200 Hz, GNSS data s frekvencí 2 Hz.

V programu je nejprve vytvořen časový vektor s krokem 5 ms mezi časem prvního vzorku IMU a mezi časem posledního vzorku z IMU (aby mohla být případně odhalena chybějící data ke konkrétnímu času, viz předchozí kapitola). Následně jsou postupně procházeny jednotlivé záznamy z IMU a z rozparovaných GNSS zpráv a porovnávají se časové značky s vytvořeným časovým vektorem. Pokud se shodují, jsou vloženy do výstupního objektu.

K tomuto objektu jsou nakonec do jednoho matlabovského souboru přidány i rozparované efemeridy i data z SBG jednotky a všechny tyto informace dohromady tvoří vstupní datový soubor pro algoritmus Kalmanovy filtrace.

4.3.5 Porovnání IMU dat z NavLIS a SBG

Před samotným ověřením funkčnosti KF bylo provedeno porovnání opravených vstupních IMU dat z obou inerciálních modulů NavLIS a z SBG jednotky. Srovnání naměřených dat z testovací jízdy je v Tabulce 4.2.

	průměr	medián	maximum	směrodatná odchylka
$\delta\omega_{x_1}$ [°/s]	0,203	0,154	4,308	0,280
$\delta\omega_{y_1}$ [°/s]	0,154	0,113	1,855	0,213
$\delta\omega_{z_1}$ [°/s]	0,059	0,049	0,444	0,075
$\delta\omega_{x_2}$ [°/s]	0,192	0,142	4,547	0,269
$\delta\omega_{y_2}$ [°/s]	0,152	0,112	2,021	0,209
$\delta\omega_{z_2}$ [°/s]	0,079	0,066	0,517	0,099
δsf_{x_1} [g]	0,013	0,008	0,379	0,019
δsf_{y_1} [g]	0,016	0,010	0,572	0,024
δsf_{z_1} [g]	0,021	0,014	0,477	0,031
δsf_{x_2} [g]	0,013	0,008	0,380	0,019
δsf_{y_2} [g]	0,016	0,010	0,587	0,024
δsf_{z_2} [g]	0,021	0,014	0,465	0,030

Tabulka 4.2. Srovnání IMU dat ze dvou inerciálních modulů NavLIS a referenční SBG jednotky. $\delta\omega$ je rozdíl úhlových rychlostí v jednotlivých osách mezi SBG a NavLIS jednotkou, δsf je obdobně rozdíl mezi měřeními specifickými silami v jednotlivých osách. Průměr, medián a maximum jsou počítány z absolutní hodnoty rozdílu. Každý řádek tabulky je počítán z 187 833 vzorků dat.

Z tabulky je patrné, že oba moduly NavLIS poskytují srovnatelně kvalitní data oproti referenční SBG jednotce. Srovnání jednotlivých NavLIS modulů mezi sebou je poté v Tabulce 4.3.

	průměr	medián	maximum	směrodatná odchylka
$\delta\omega_x$ [°/s]	0,201	0,182	0,971	0,241
$\delta\omega_y$ [°/s]	0,093	0,079	0,576	0,117
$\delta\omega_z$ [°/s]	0,086	0,073	0,539	0,108
δsf_x [g]	0,001	0,001	0,023	0,002
δsf_y [g]	0,001	0,001	0,040	0,002
δsf_z [g]	0,002	0,001	0,036	0,003

Tabulka 4.3. Srovnání IMU dat ze dvou inerciálních modulů NavLIS mezi sebou. $\delta\omega$ je rozdíl úhlových rychlostí v jednotlivých osách mezi prvním a druhým NavLIS modulem, δsf je obdobně rozdíl mezi měřenými specifickými silami v jednotlivých osách. Průměr, medián a maximum jsou počítány z absolutní hodnoty rozdílu. Každý řádek tabulky je počítán z 187 833 vzorků dat.

Kapitola 5

Zhodnocení výsledků

V následující části jsou zhodnoceny výsledky funkčnosti navrženého a implementovaného algoritmu těsně vázaného systému Kalmanovy filtrace na základě experimentálně naměřených dat.

Nejprve je v Kapitole 5.1 zhodnocena přesnost a srovnání určení výstupní polohy navrženého tightly coupled (TC) řešení Kalmanovy filtrace (KF) a obdržené základní loosely coupled (LC) architektury KF vůči referenční jednotce SBG. Následně je v Kapitole 5.2 diskutováno chování vybraných vnitřních stavů Kalmanovy filtrace v navržené tightly coupled architektuře. V Kapitole 5.3 je popsáno chování algoritmu na validaci naměřených GNSS pseudovzdáleností a v Kapitole 5.4 celkové shrnutí výsledků práce.

Obdržený loosely coupled algoritmus je pouze základní algoritmus KF. Tento obecný algoritmus nebyl laděn pro tuto konkrétní úlohu a ani neobsahuje metody detekce dynamiky a validace GNSS dat. Odladění toho algoritmu není součástí práce, LC algoritmus slouží pouze pro základní srovnání chování jednotlivých řešení. Navržený a implementovaný TC algoritmus oproti tomu odladěn byl a provádí základní validaci GNSS dat.

5.1 Přesnost určení polohy vůči referenční jednotce

Samotnou testovací jízdu můžeme rozdělit na několik částí podle okolního terénu – na jízdu v otevřeném terénu/mezi rodinnými domy (prvních cca 20 % jízdy), na jízdu po široké městské ulici (dalších cca 40 %) a na jízdu úzkými uličkami města (posledních cca 40 %).

Dále je provedeno srovnání přesnosti určení polohy během celého experimentu a po jednotlivých částech mezi vyvinutým těsně vázaným systémem KF, mezi obdrženým volně vázaným systémem KF a mezi referenční jednotkou Ekinox-D. Porovnávána je mezi sebou primárně výstupní pozice v NED z jednotlivých systémů.

5.1.1 Kompletní jízda

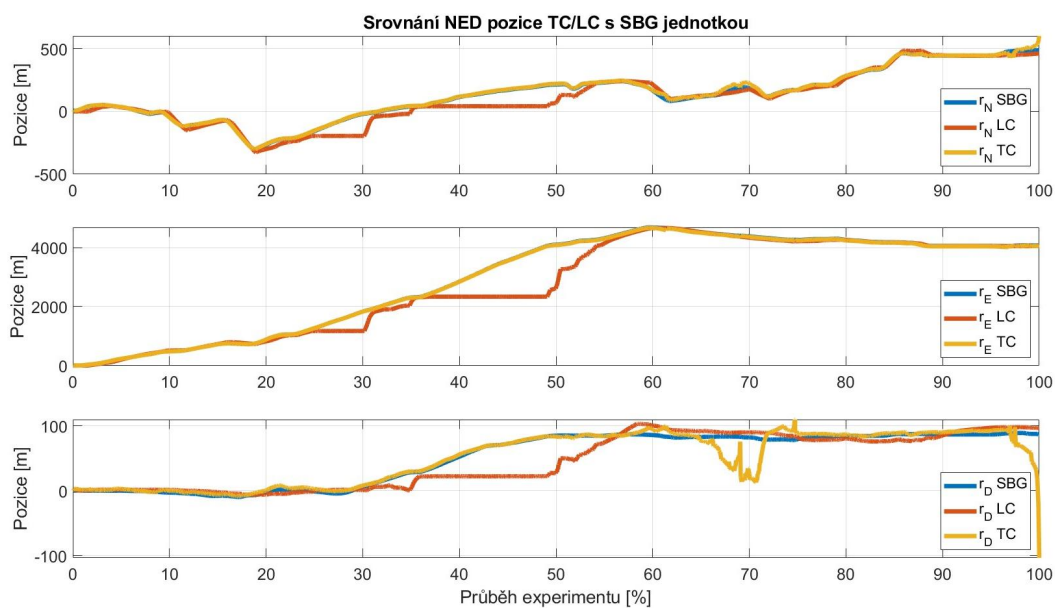
Srovnání výstupních (korigovaných) pozic v NED frame navrženého a implementovaného těsně vázaného systému KF spolu s obdrženým základním volně vázaným systémem KF oproti referenční SBG jednotce během celého experimentu je v Tabulce 5.1.

	průměr	medián	maximum	směrodatná odchylka
δr_N TC [m]	5,4	3,3	114,2	8,9
δr_N LC [m]	35,8	19,9	177,5	48,4
δr_E TC [m]	8,7	8,5	78,1	7,9
δr_E LC [m]	206,5	32,1	1 722,8	389,3
δr_D TC [m]	6,1	2,6	190,1	13,7
δr_D LC [m]	12,4	7,4	61,6	18,1

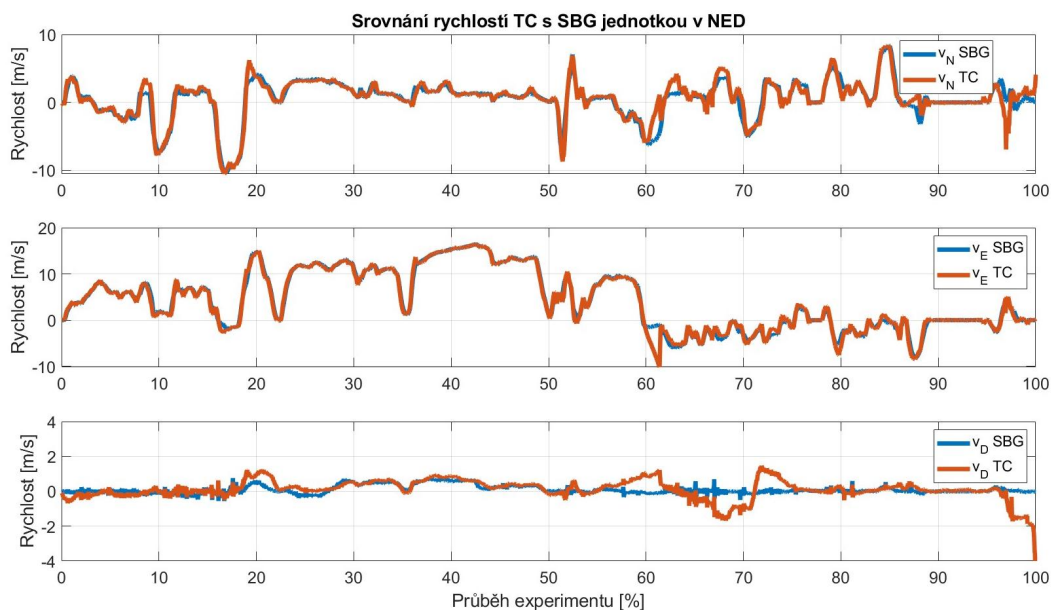
Tabulka 5.1. Srovnání NED pozice z loosely a tightly coupled architektury KF s pozicí z SBG jednotky při celé jízdě. Průměr, medián a maximum jsou počítány z absolutní hodnoty rozdílu. Každý řádek tabulky je počítán z 187 577 vzorků dat.

Ze srovnání dat na celém úseku je patrné, že obecně poskytuje implementované tightly coupled řešení výrazně přesnější pozici, než základní loosely coupled řešení. Medián odchylky v ose N dosahuje 3,3 metru (zlepšení o 83 % oproti LC), v ose E chyby 8,5 metru (zlepšení o 73 % oproti LC) a v ose D chyby 2,6 m (zlepšení o 64 %).

Srovnání pozice v NED a rychlosti v NED s referenční jednotkou je na následujících Obrázcích 5.1 a 5.2.



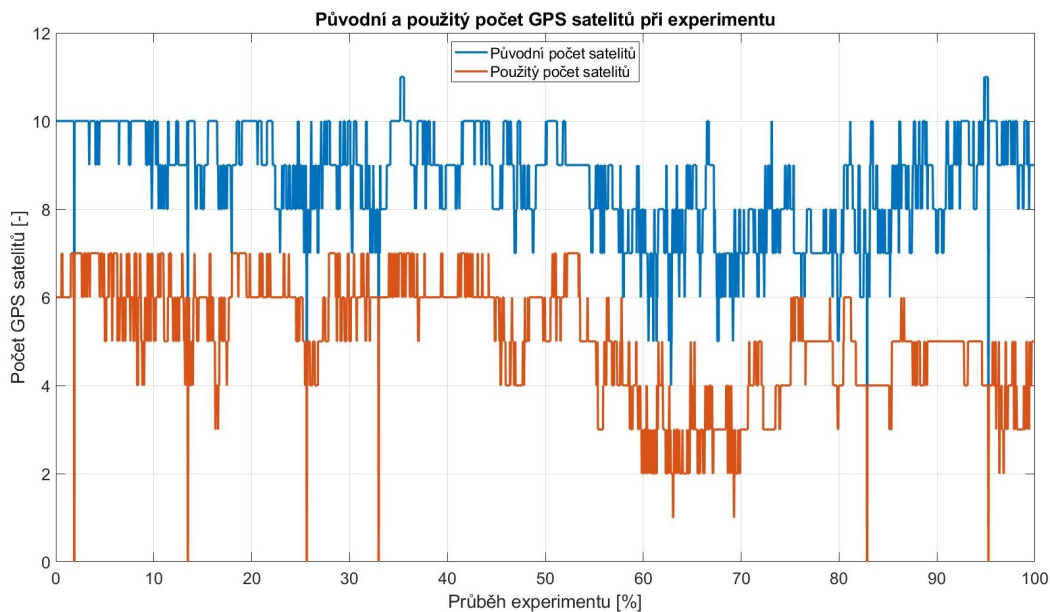
Obrázek 5.1. Srovnání pozice z LC (oranžová), TC (žlutá) a z SBG jednotky (modrá) v NED frame během celé jízdy. Modrý průběh SBG je většinu času překryt žlutým průběhem z TC.



Obrázek 5.2. Srovnání rychlostí TC (oranžová) a z SBG jednotky (modrá) v NED frame během celé jízdy

Porovnáním údajů z obrázků výše je patrné, že TC pozice a rychlosti poměrně věrně kopírují údaje z referenční jednotky. Větší rozdíly jsou v obou případech pouze v ose D. U loosely coupled pozice jsou patrné výpadky GNSS dat (vodorovné části grafů), které jsou diskutovány dále.

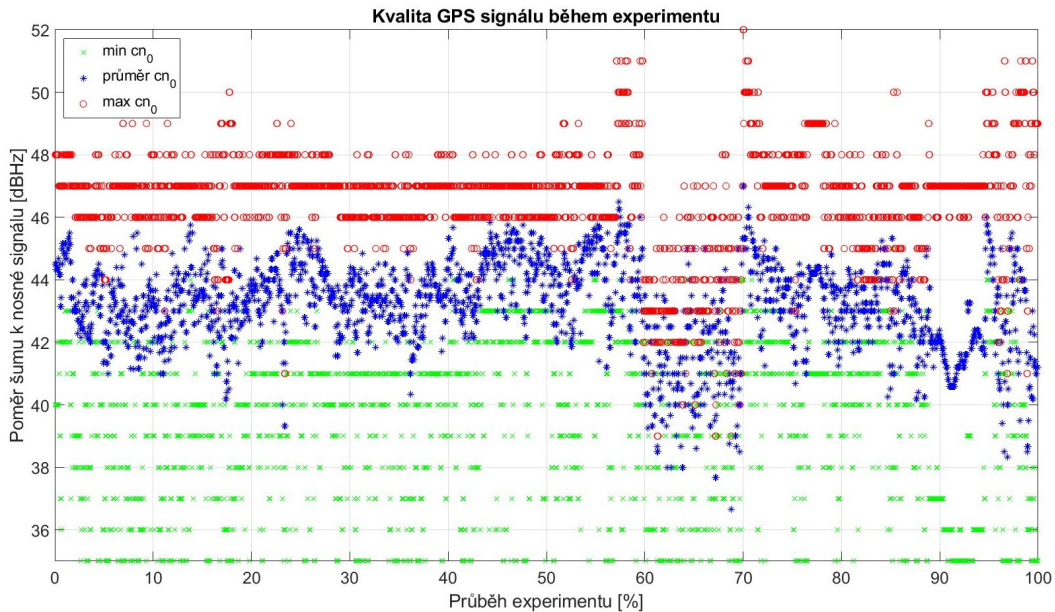
Na následujícím Obrázku 5.3 je uveden počet použitých GPS satelitů během celého experimentu.



Obrázek 5.3. Celkový počet dostupných GPS satelitů (modře) a jejich skutečně použitý počet v TC architektuře po jejich selekci (oranžově) během jízdy

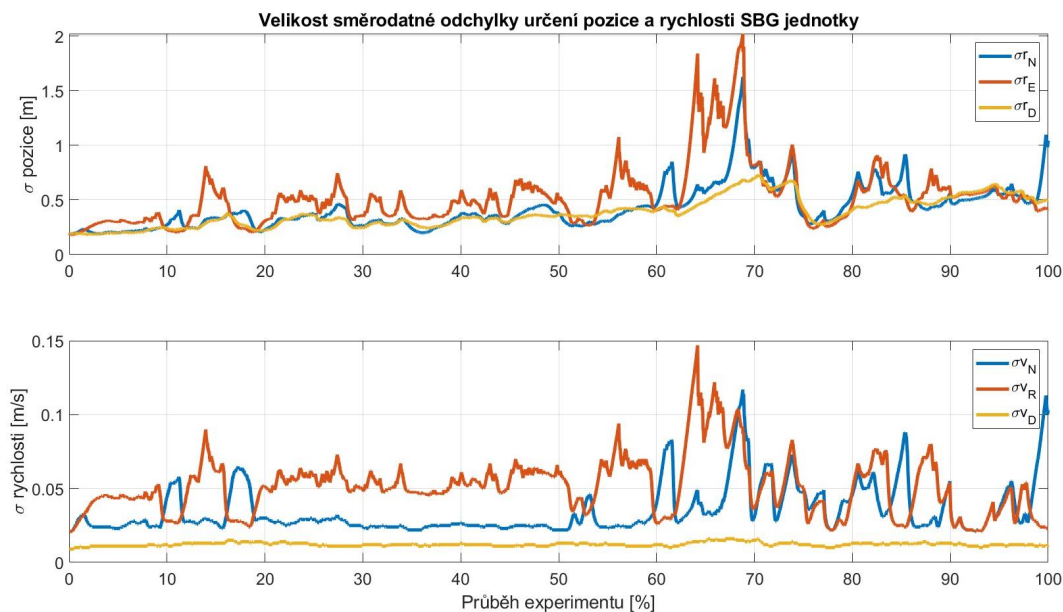
Na Obrázku 5.4 je zobrazena kvalita signálů z použitých GPS družic. Zobrazeny jsou zde minimální, průměrné a maximální hodnoty cn_0 , protože počet dostupných satelitů se v každém kroku KF liší a v implementovaném řešení není vytvořeno provázání konkrétních satelitů mezi jednotlivými kroky. Není tedy možné sledovat informace

k určitému satelitu, proto jsou dané parametry reprezentovány maximální, průměrnou a minimální hodnotou.



Obrázek 5.4. Vývoj poměru šumu k signálu nosné cn_0 u použitých satelitů v TC architektuře během experimentu. Vzhledem k proměnnému počtu satelitů je zde pro každý krok uvedena minimální (zeleně), průměrná (modře) a maximální (červeně) hodnota cn_0 .

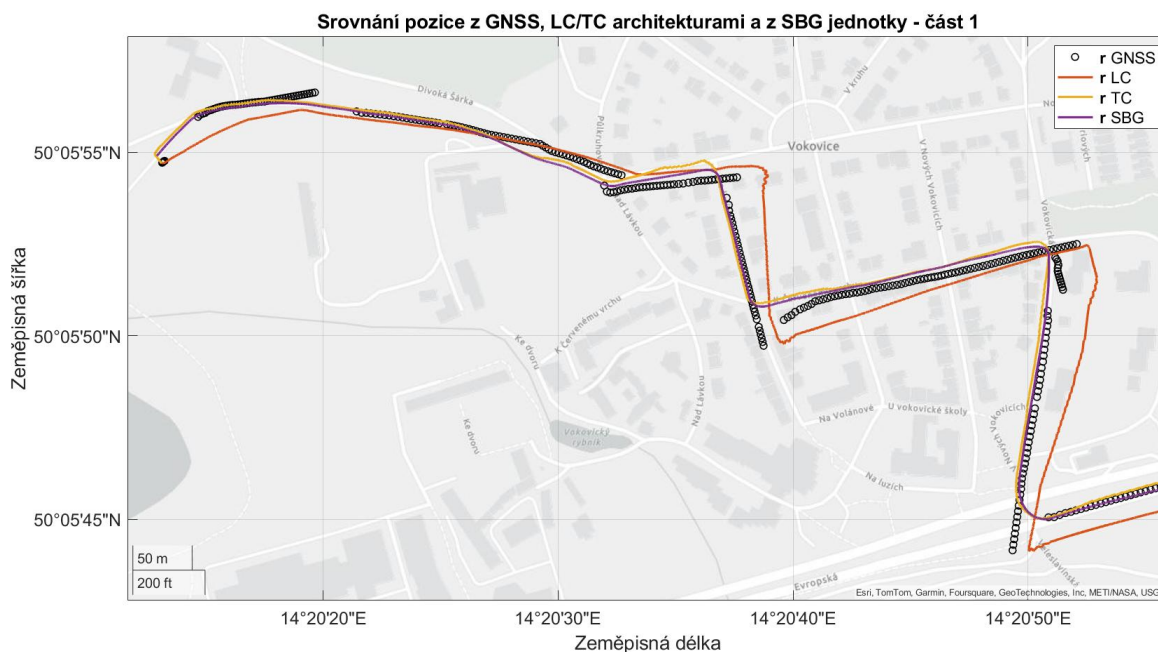
Z obou předchozích obrázků je patrné, že při odbočení do úzkých ulic došlo ke skokovému zhoršení kvality signálu a počtu dostupných GPS satelitů. Na následujícím Obrázku 5.5 jsou ještě zachyceny směrodatné odchylky pozice a rychlosti z SBG jednotky. V dalších podkapitolách je uveden důkladnější rozbor výsledků a chování systému za různých podmínek, které během celé jízdy nastaly.



Obrázek 5.5. Směrodatné odchylky pozice a rychlosti z referenční SBG jednotky během celého experimentu

5.1.2 Jízda v otevřeném terénu a mezi rodinnými domy

V první části experimentu probíhala jízda v otevřeném terénu a mezi rodinnými domy s poměrně širokým výhledem na oblohu. Výstupy polohy z implementovaného algoritmu těsně vázané architektury Kalmanovy filtrace spolu s obdržným loosely coupled řešením a referenční jednotkou jsou v mapě na Obrázku 5.6. Kromě výstupních poloh je pro srovnání mapa doplněna i o LLA pozice z interního filtru GNSS přijímače, které slouží jako vstup pouze pro LC architekturu (do TC vstupují pseudovzdálenosti a pseudorychlosti). Srovnání výstupních pozic v NED frame je poté v Tabulce 5.2.



Obrázek 5.6. Srovnání výstupní pozice v mapě při jízdě v otevřeném terénu a mezi rodinnými domy. Zobrazena je pozice z volně vázaného systému (oranžová), z těsně vázaného systému (žlutá) a z referenční SBG jednotky (fialová). Mapa je také doplněna o zaznamenané LLA pozice z výstupu GNSS přijímače.

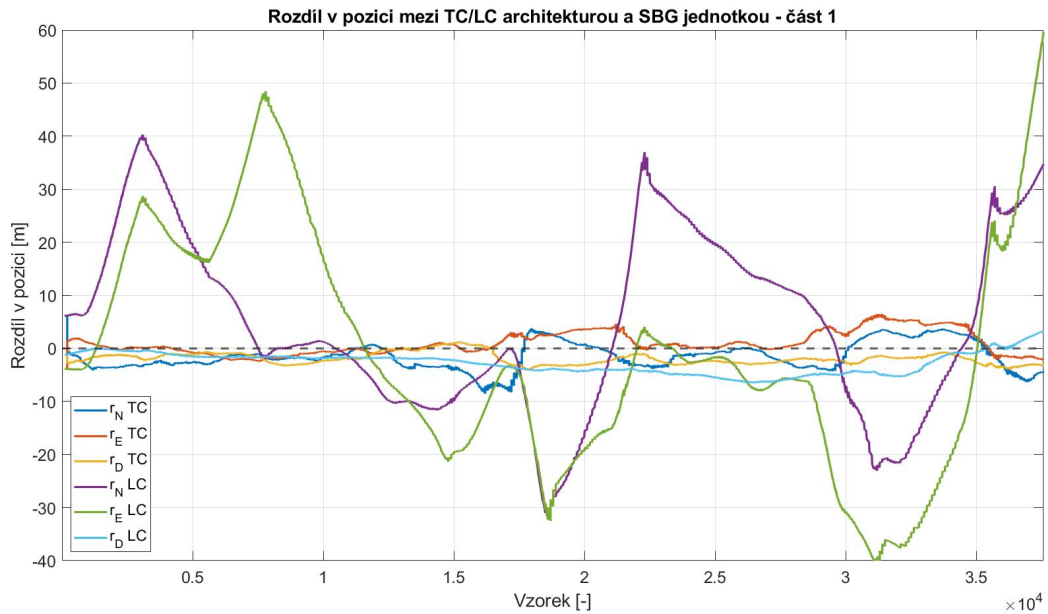
	průměr	medián	maximum	směrodatná odchylka
δr_N TC [m]	2,6	2,6	8,5	2,6
δr_N LC [m]	14,0	11,4	40,3	16,7
δr_E TC [m]	1,7	1,1	6,5	2,1
δr_E LC [m]	17,3	16,5	59,6	21,4
δr_D TC [m]	2,0	2,1	4,1	1,1
δr_D LC [m]	2,9	2,3	6,5	2,0

Tabulka 5.2. Srovnání NED pozice z loosely a tightly coupled architektury KF s pozicí z SBG jednotky při jízdě v otevřeném terénu a mezi rodinnými domy. Průměr, medián a maximum jsou počítány z absolutní hodnoty rozdílu. Každý řádek tabulky je počítán z 37 567 vzorků dat.

Ze srovnání z tabulky a mapy výše je patrné, že v této části trasy funguje implementované řešení těsně vázaného systému Kalmanovy filtrace velmi dobře a poměrně přesně kopíruje pozici referenční jednotky. Volně vázaný systém kopíruje trasu ve větší

vzdálenosti i při dobrém GNSS signálu a se zpožděním reaguje na jednotlivé změny směru. Průběh chyby pozice v celém prvním úseku je zachycen na Obrázku 5.7.

Průměrná chyba pozice TC v NED se pohybuje okolo 2 metrů se směrodatnou odchylkou mezi 1,1 a 2,6 metry. Oproti obdrženému základnímu volně vázanému systému se jedná o výrazné zlepšení, především v osách N a E, kde došlo ke snížení chyby o 82 %, respektive o 90 %. V ose D, která se při jízdě automobilem měnila minimálně, došlo ke zlepšení určení pozice o cca 30 %.



Obrázek 5.7. Průběh rozdílů ve výstupní pozici TC/LC architektury KF s SBG jednotkou při jízdě v otevřeném terénu a mezi rodinnými domy.

5.1.3 Jízda širokou městskou ulicí

V druhé části experimentu probíhala jízda po dlouhé a poměrně široké městské ulici s větším množstvím křižovatek a velkým provozem (znamenaající časté zastavování a rozjíždění automobilu). Výstupy polohy z implementovaného algoritmu TC architektury Kalmanovy filtrace spolu obdrženým LC řešením je na Obrázku 5.8, srovnání výstupních pozic v NED frame je poté v Tabulce 5.3.



Obrázek 5.8. Srovnání výstupní pozice v mapě při jízdě širokou městskou ulicí. Zobrazena je pozice z volně vázaného systému (oranžová), z těsně vázaného systému (žlutá) a z referenční SBG jednotky (fialová). Mapa je také doplněna o zaznamenané LLA pozice z výstupu GNSS přijímače.

	průměr	medián	maximum	směrodatná odchylka
δr_N TC [m]	3,5	3,6	7,3	1,3
δr_N LC [m]	69,2	52,4	177,5	56,0
δr_E TC [m]	5,5	4,0	15,3	4,5
δr_E LC [m]	490,1	269,1	1 723	488,7
δr_D TC [m]	2,1	1,6	11,6	2,2
δr_D LC [m]	21,9	15,4	61,6	21,7

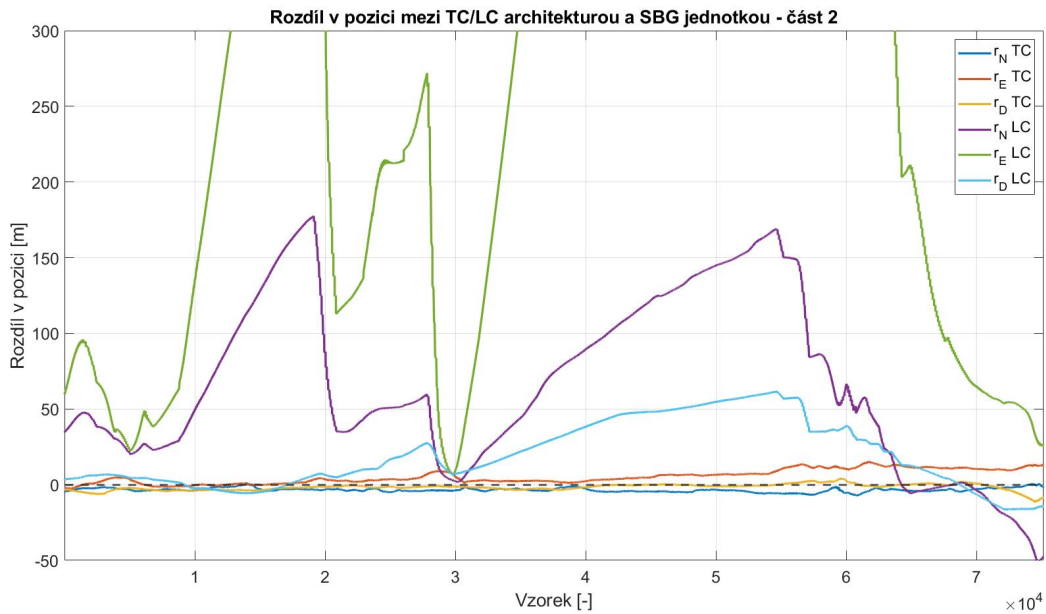
Tabulka 5.3. Srovnání NED pozice z loosely a tightly coupled architektury KF s pozicí z SBG jednotky při jízdě širokou městskou ulicí. Průměr, medián a maximum jsou počítány z absolutní hodnoty rozdílu. Každý řádek tabulky je počítán z 75 133 vzorků dat.

Z výše uvedeného srovnání dat je patrné, že i v této části je implementované tightly coupled řešení KF výrazně přesnější než obdržené LC řešení. Z mapy výše je patrné, že zde během jízdy došlo k několika výpadkům pozic z GNSS přijímače (chybějící černá kolečka v prakticky celé pravé polovině Obrázku 5.8 a také v části levé poloviny obrázku). To je hlavní příčina špatného určování LC pozice v této části. Průběh chyby pozice v druhém úseku je zachycen na Obrázku 5.9.

V hrubých datech z GNSS přijímače jsou ale v této části platné alespoň nějaké pseudovzdálenosti a údaje o Dopplerově posunu, proto zde implementované řešení funguje

obdobně kvalitně a bez výpadků jako v první části. Tímto je demonstrována jedna z výhod tighly coupled architektury – větší robustnost těsně vázaných systémů oproti systémům volně vázaných.

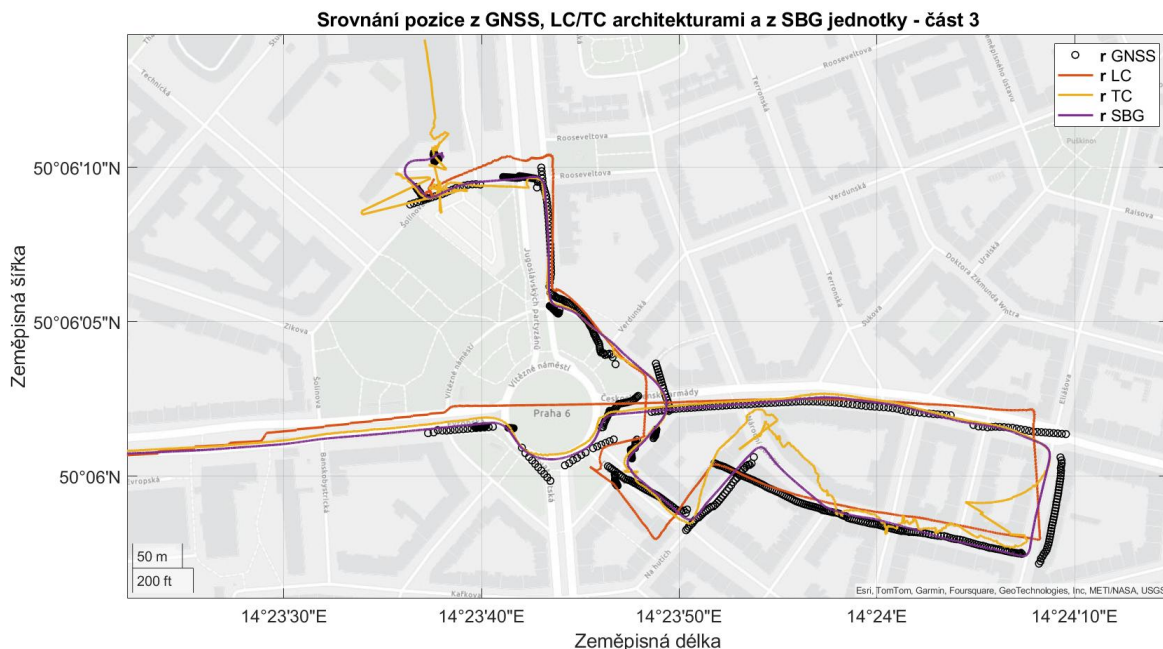
Průměrná chyba pozice TC v NED se pohybuje mezi 2-5 metry se směrodatnou odchylkou mezi 1,3 a 4,5 metry. Ve srovnání s LC architekturou se jedná o výrazně lepší výsledky. Drobné zhoršení vytvořené TC architektury oproti první části je pravděpodobně dáno větší dynamikou jízdy (zastavování a rozjíždění) a horší kvalitou GPS signálu.



Obrázek 5.9. Průběh rozdílů ve výstupní pozici TC/LC architektury KF s SBG jednotkou při jízdě po široké městské ulici. Chyba pozice r_E LC (zelená) v prvním případě vyroste až na 675 m (první větší výpadek GNSS pozice), v druhém případě dokonce až na 1 722 m (druhý a delší výpadek GNSS pozice).

5.1.4 Jízda úzkými ulicemi města

Ve třetí části experimentu probíhala jízda úzkými ulicemi města s vysokými domy, zelení a velmi omezeným výhledem na oblohu. Výstupy polohy z implementovaného algoritmu TC architektury Kalmanovy filtrace spolu obdrženým LC řešením jsou opět na Obrázku 5.10, srovnání výstupních pozic v NED frame je poté v Tabulce 5.4.



Obrázek 5.10. Srovnání výstupní pozice v mapě při jízdě úzkými ulicemi města. Zobrazena je pozice z volně vázaného systému (oranžová), z těsně vázaného systému (žlutá) a z referenční SBG jednotky (fialová). Mapa je také doplněna o zaznamenané LLA pozice z výstupu GNSS přijímače.

	průměr	medián	maximum	směrodatná odchylka
δr_N TC [m]	8,8	3,2	114,2	13,4
δr_N LC [m]	13,4	10,9	47,9	17,0
δr_E TC [m]	15,4	14,6	78,1	7,1
δr_E LC [m]	17,3	10,5	65,3	19,7
δr_D TC [m]	12,1	5,1	190,1	20,9
δr_D LC [m]	7,7	8,4	14,5	7,6

Tabulka 5.4. Srovnání NED pozice z loosely a tightly coupled architektury KF s pozicí z SBG jednotky při jízdě úzkými ulicemi města. Průměr, medián a maximum jsou počítány z absolutní hodnoty rozdílu. Každý řádek tabulky je počítán z 75 133 vzorků dat.

Z mapy a tabulky výše uvedené je patrné, že v této části poskytuje tightly coupled řešení horší výsledky, vykazuje větší chybovost – hlavně v částech s nejvíce omezeným výhledem na oblohu, tj. na mapě v pravé dolní části a pak na konci jízdy vlevo nahoře. Průběh chyby pozice v celém třetím úseku je opět zachycen na Obrázku 5.11.

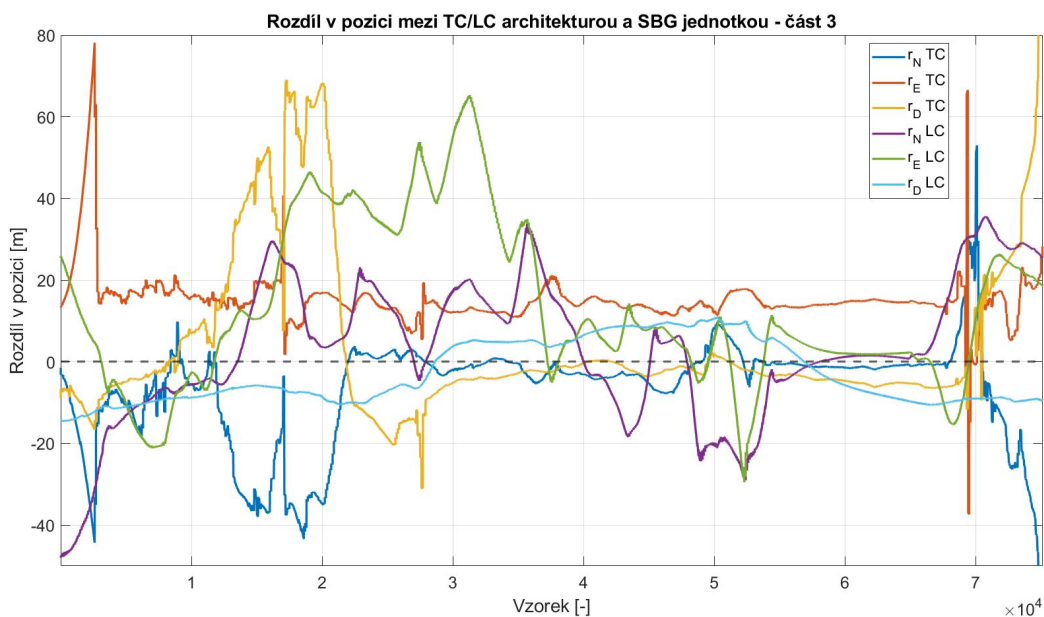
Průměrná chyba pozice TC v NED se pohybuje mezi 8-15 metry (medián 3-15 metrů) se směrodatnou odchylkou mezi 7 a 21 metry. Ve srovnání s LC architekturou se jedná o srovnatelně špatné výsledky (v některých ze sledovaných údajů lepší, v některých naopak horší).

Chyby TC řešení jsou dány malým počtem dostupných satelitů a méně kvalitním signálům z nich a dále také pravděpodobně silným multi-path efektem kvůli odrazům signálů od domů. Poklesy počtu družic a kvality jejich signálu jsou jasně patrné i na Obrázcích 5.3 a 5.4 (hlavně mezi 60-70 % experimentu a na konci).

V této části není při validaci měřených dat splněna podmínka o nulové střední hodnotě reziduí (často sice mají malý rozptyl, ale o desítky metrů posunutý střed), proto je zde tato kontrola vypnuta (jinak dojde k odmítnutí všech satelitů ve velké většině případů a spoléhání pouze na IMU data vede k velké chybě během pár sekund).

Stejně tak ale vykazuje vyšší chybovost i loosely coupled řešení, i když zde už nedochází k větším výpadkům GNSS pozic. GNSS pozice jsou v tomto případě vyhodnocovány přesněji než v TC, protože přijímač při počítání pozice používá více satelitních konstelací a více druhů signálů ze satelitů, nejenom GPS družice a L1 signál. Díky tomu má přijímač k dispozici výrazně více signálů, ze kterých si i při nepříznivých podmínkách může vybírat.

Z obdobných důvodů (a díky výrazně přesnějším IMU datům) nedošlo k většímu vychýlení ani u samotného referenčního Ekinox-D INS (při pohledu na mapu). Nicméně i referenční jednotka má této části až 4 násobný nárůst chyby odhadu pozice (přesnost až 2 m oproti průměrným 50 cm, viz Obrázek 5.5).



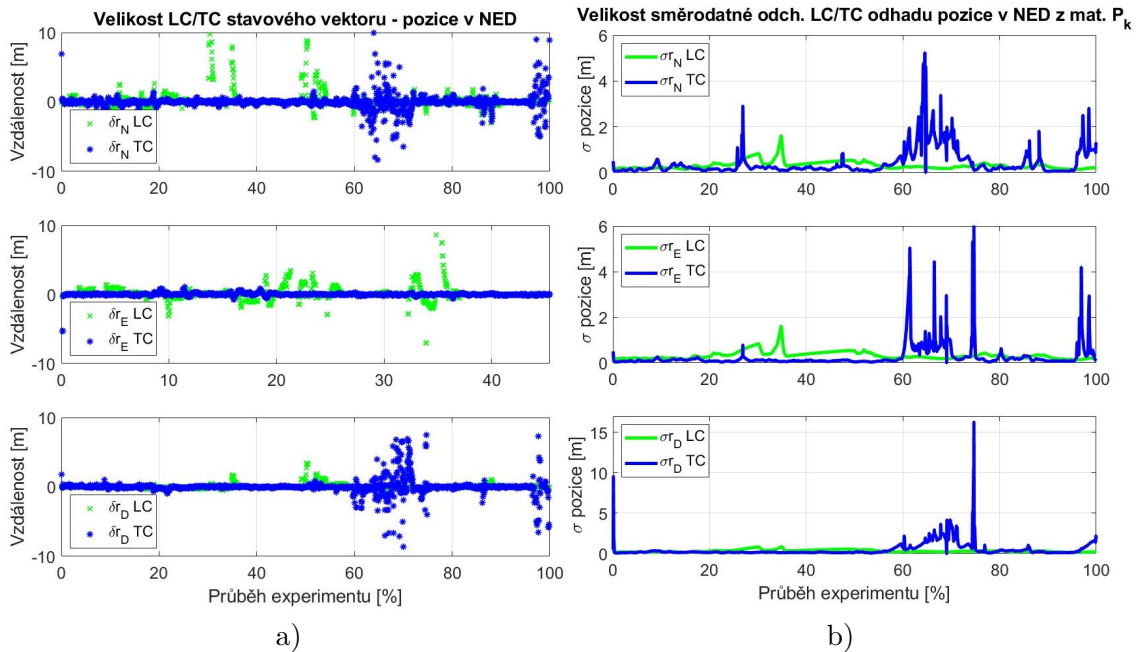
Obrázek 5.11. Průběh rozdílů ve výstupní pozici TC/LC architektury KF s SBG jednotkou při jízdě úzkými ulicemi města. Patrná je zde první polovina s většími chybami v pozici, následně část s lepšími podmínkami (menší chybou) a konec jízdy s opět většími chybami. Konečná hodnota chyby r_N TC (tmavě modrá) dosahuje velikosti -114 m, velikost chyby r_D TC (žlutá) velikosti 190 m.

5.2 Chování těsně vázané architektury Kalmanovy filtrace

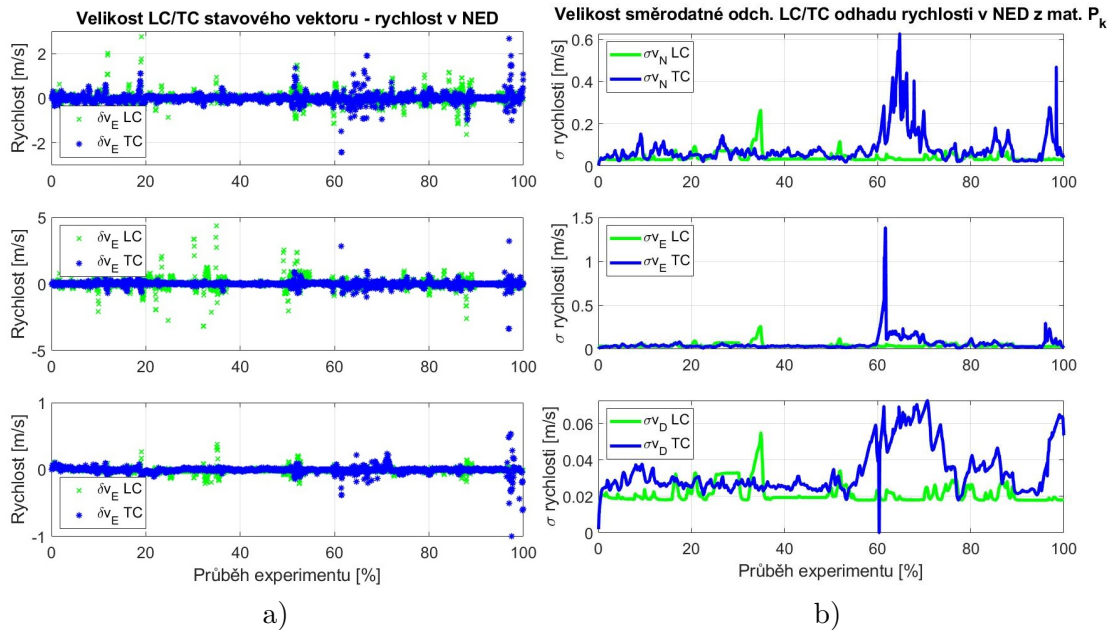
Níže jsou uvedeny ukázky některých vnitřních stavů Kalmanova filtru pro pozici, rychlost, chyby hodin přijímače a rezidua se směrodatnými odchylkami měření. Kompletní galerie grafů pro všechny stavy je k dispozici v příložených souborech k práci, viz Příloha B.

5.2.1 Pozice a rychlost

Na Obrázku 5.12 a Obrázku 5.13 je zachycena velikost stavového vektoru $\delta \mathbf{x}_k$ po provedení korekčního kroku v pozici, respektive v rychlosti, v NED frame pro loosely coupled i tightly coupled architekturu. Obrázky jsou také doplněny o velikosti směrodatných odchylek odhadu pozice a rychlosti z kovarianční matice P_k po provedení korekce.



Obrázek 5.12. a) velikost LC (zeleně) a TC (modře) stavového vektoru Kalmanovy filtrace v 1.-3. stavu; b) velikosti směrodatných odchylek odhadu pozice z diagonály matice P_k KF po provedení korekce

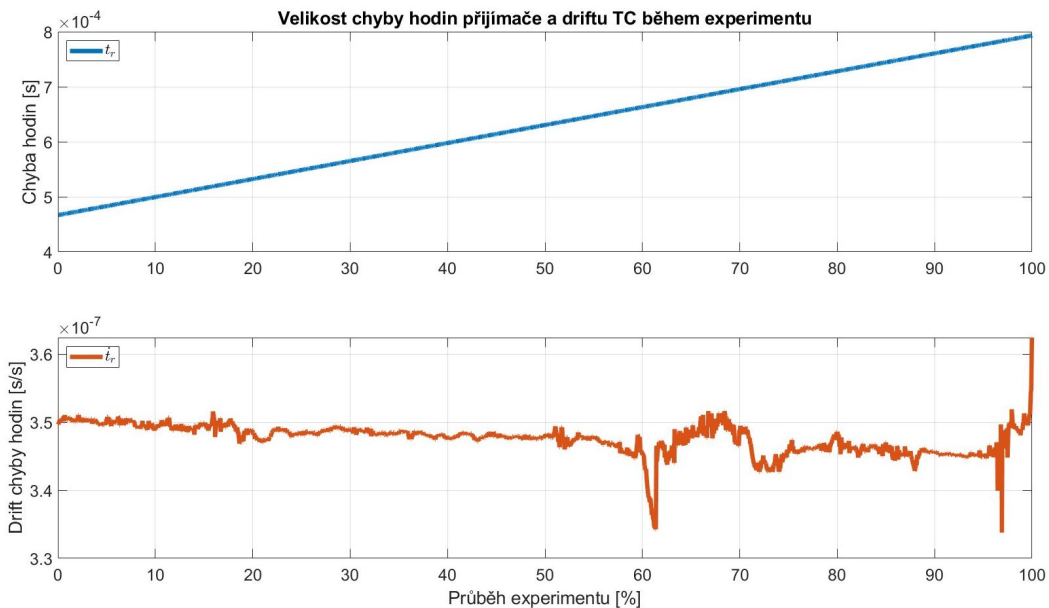


Obrázek 5.13. a) velikost LC (zeleně) a TC (modře) stavového vektoru Kalmanovy filtrace v 4.-6. stavu; b) velikosti směrodatných odchylek odhadu rychlosti z diagonály matice P_k KF po provedení korekce

Z výše uvedených obrázků je patrné, že navržená těsně vázaná architektura Kalmanovy filtrace poskytuje po většinu času stabilní výsledky (velikost stavového vektoru a směrodatné odchylky by měly být co nejbližší k nule). K větším velikostem stavového vektoru a k vyšším odchylkám dochází pouze v 3. části experimentu (60 - 100 % průběhu), jak již bylo diskutováno výše.

5.2.2 Chyba a drift hodin přijímače

Na následujícím Obrázku 5.14 je zachycen vývoj samotné odhadované velikosti chyby hodin přijímače a jejího driftu.

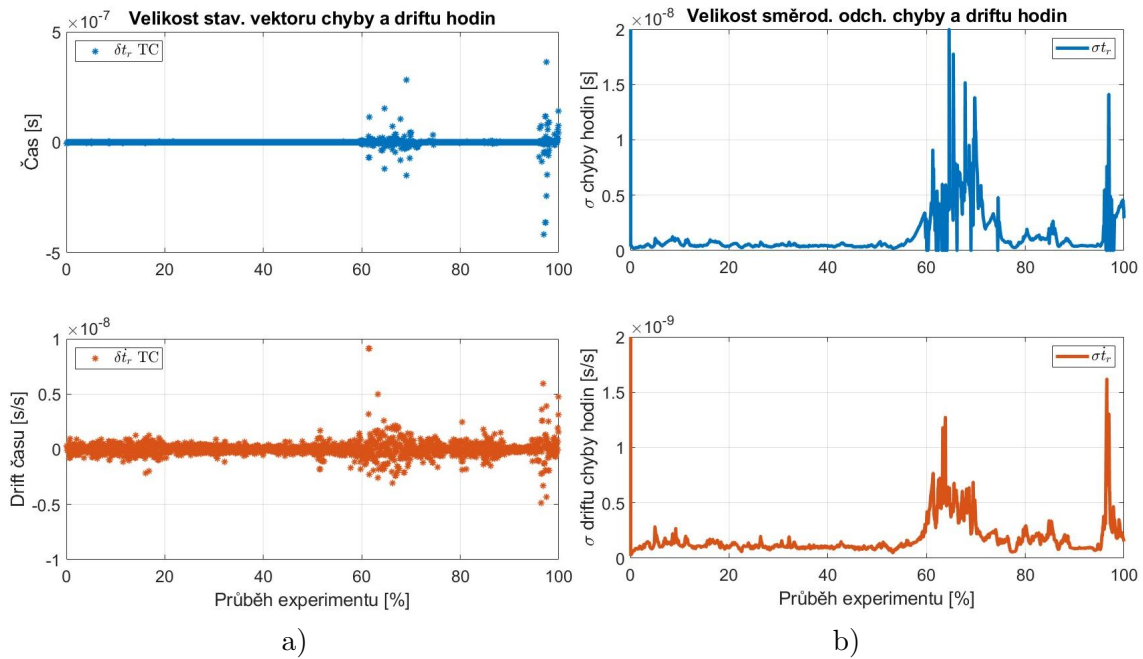


Obrázek 5.14. Vývoj velikosti chyby hodin přijímače (modrá) a jejího driftu (oranžová) během jízdy

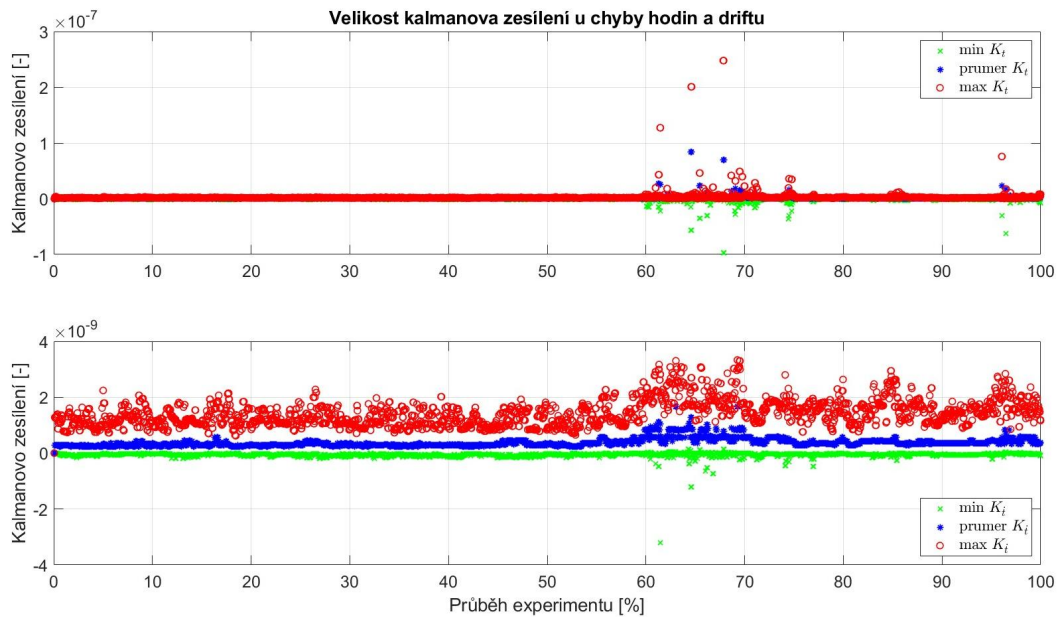
Chyba hodin lineárně roste, což je očekávané chování vzhledem k tomu, že drift chyby hodin není nulový. Tento drift je do chyby hodin postupně integrován. Chyba hodin 0,5 ms představuje chybu určení vzdálenosti o zhruba 150 km, navíc tato chyba díky driftu roste o cca 105 m každou sekundu. Správný odhad časových stavů je klíčový pro správné fungování TC Kalmanovy filtrace.

Na dále uvedeném Obrázku 5.15 je zachycena velikost stavového vektoru $\delta \mathbf{x}_k$ po provedení korekčního kroku pro chyby hodin přijímače. Dále jsou zde také zachyceny směrodatné odchylky odhadu chyby hodin a jejího driftu z kovarianční matice P_k po provedení korekce.

Na posledním Obrázku 5.16 je také ukázána velikost Kalmanova zesílení u chyby hodin přijímače a jejího driftu během celé jízdy. Zobrazeny jsou opět minimální, průměrné a maximální hodnoty zesílení, protože počet dostupných satelitů se v každém kroku KF liší a navíc není v implementovaném řešení vytvořeno provázání konkrétních satelitů mezi jednotlivými kroky. Není tedy možné sledovat informace k určitému satelitu, proto jsou dané parametry reprezentovány maximální, průměrnou a minimální hodnotou.



Obrázek 5.15. a) velikost TC stavového vektoru Kalmanovy filtrace (16. a 17. stav) – chyba hodin přijímače (modrá) a drift hodin (oranžová); b) velikosti TC směrodatných odchylek odhadu chyby a driftu hodin přijímače z diagonály kovarianční matice P_k KF po provedení korekce

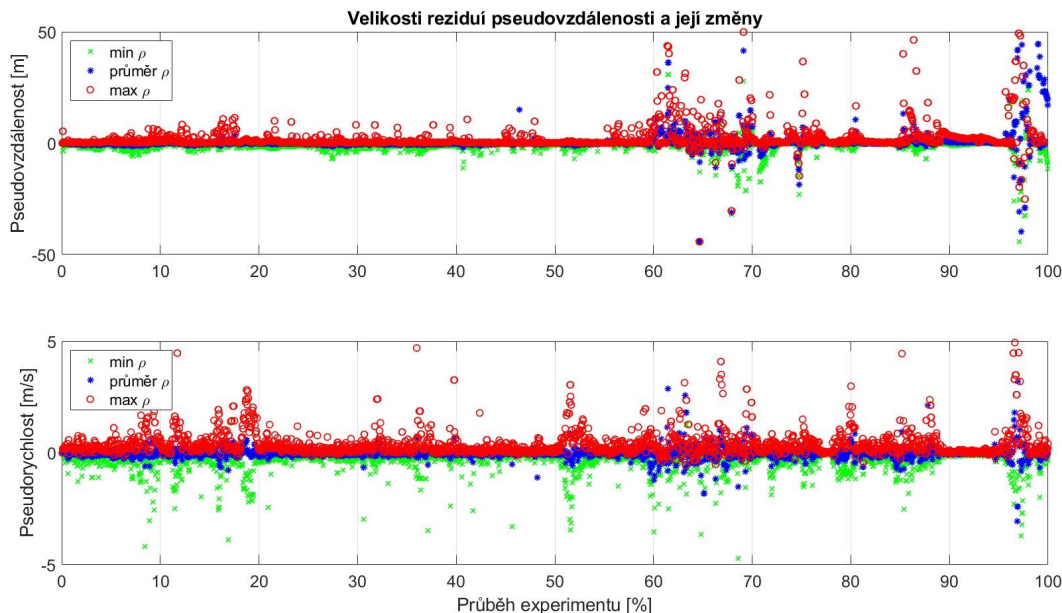


Obrázek 5.16. Velikost Kalmanova zesílení u chyby hodin přijímače (nahore) a jejího driftu (dole). Vzhledem k proměnnému počtu satelitů jsou zde pro každý krok uvedeny minimální (zeleně), průměrné (modře) a maximální (červeně) hodnoty zesílení.

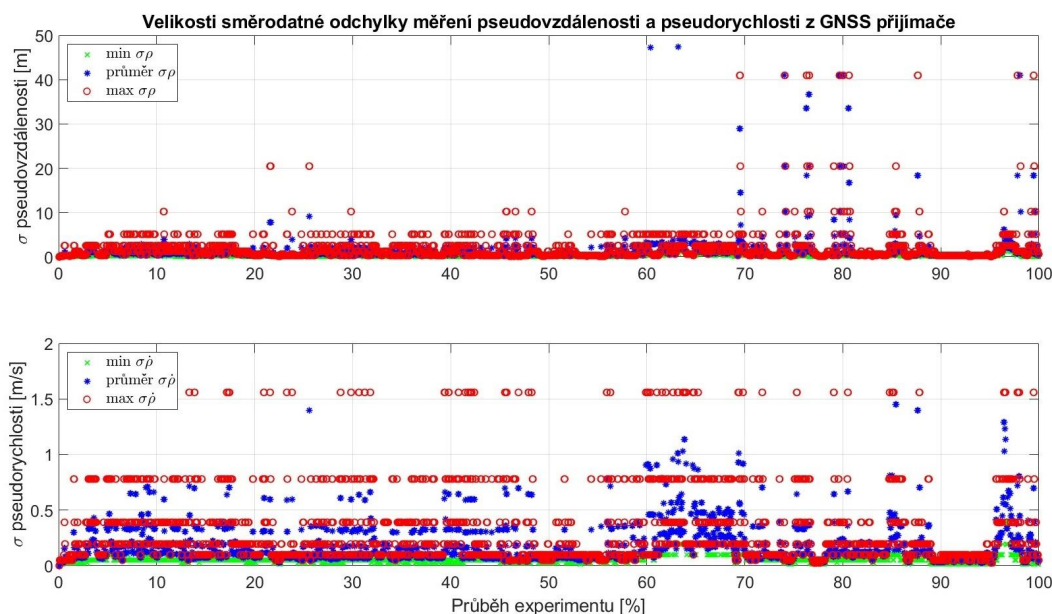
Z výše uvedených obrázků je opět patrné, že navržená těsně vázaná architektura Kalmanovy filtrace poskytuje po většinu času stabilní výsledky. Velikost Kalmanova zesílení také odpovídá předpokládanému chování pro odhad konstanty, respektive odhadu konstantně rostoucí hodnoty. K větším velikostem stavového vektoru, k vyšší směrodatné odchylce i k většímu Kalmanovu zesílení dochází pouze v 3. části experimentu, jak již bylo diskutováno výše.

5.2.3 Rezidua a směrodatné odchylky měření

V poslední části je na Obrázku 5.17 ukázána a diskutována velikost reziduí \mathbf{z}_k a na Obrázku 5.18 velikost směrodatných odchylek měření poskytnutých s měřeními GNSS přijímačem.



Obrázek 5.17. Velikosti reziduí pseudovzdálenosti (nahore) a pseudorychlosti (dole). Vzhledem k proměnnému počtu satelitů jsou zde pro každý krok uvedeny minimální (zeleně), průměrné (modře) a maximální (červeně) hodnoty zesílení. Osa y grafu je pro lepší zobrazení detailů omezena na ± 50 m, respektive na ± 5 m/s.



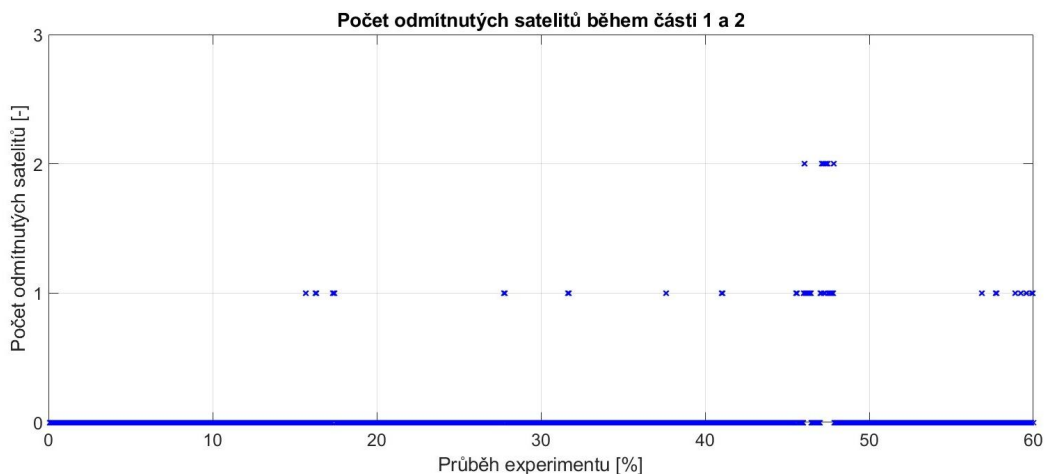
Obrázek 5.18. Velikosti směrodatných odchylek měření pseudovzdáleností (nahore) a pseudorychlostí (dole). Vzhledem k proměnnému počtu satelitů jsou zde pro každý krok uvedeny minimální (zeleně), průměrné (modře) a maximální (červeně) hodnoty zesílení. Osa y horního grafu je pro lepší zobrazení detailů omezena na 50 m.

Z obrázků výše je patrné, že rezidua obvykle dosahují nízkých hodnot kolem nuly. Nicméně v místech s omezeným výhledem na oblohu (ve 3. části experimentu) dosahují rezidua pseudovzdáleností vyšších hodnot a jsou celkově posunutá od střední nulové hodnoty na jednu či druhou stranu. Naopak u reziduí pseudorychlostí ale k tomuto jevu nedochází, jen se v tomto místě zvyšuje rozptyl hodnot (obdobně ale jako v jiných částech experimentu).

Směrodatné odchylky měření z GNSS přijímače dosahují po většinu času nízkých hodnot. Bohužel ale nejsou pozorovatelné žádné významné změny v odchylkách v 3. části experimentu (kromě několika samostatných výjimek). GNSS přijímač tedy nedokáže v hrubých datech rozpoznat méně kvalitní měření a nepříznivé vnější podmínky. Z tohoto důvodu muselo být použité testovací kritérium pro selekci satelitů navrženo na základě jiných vstupních dat, než jsou směrodatné odchylky měření z přijímače.

5.3 Zhodnocení validace pseudovzdáleností

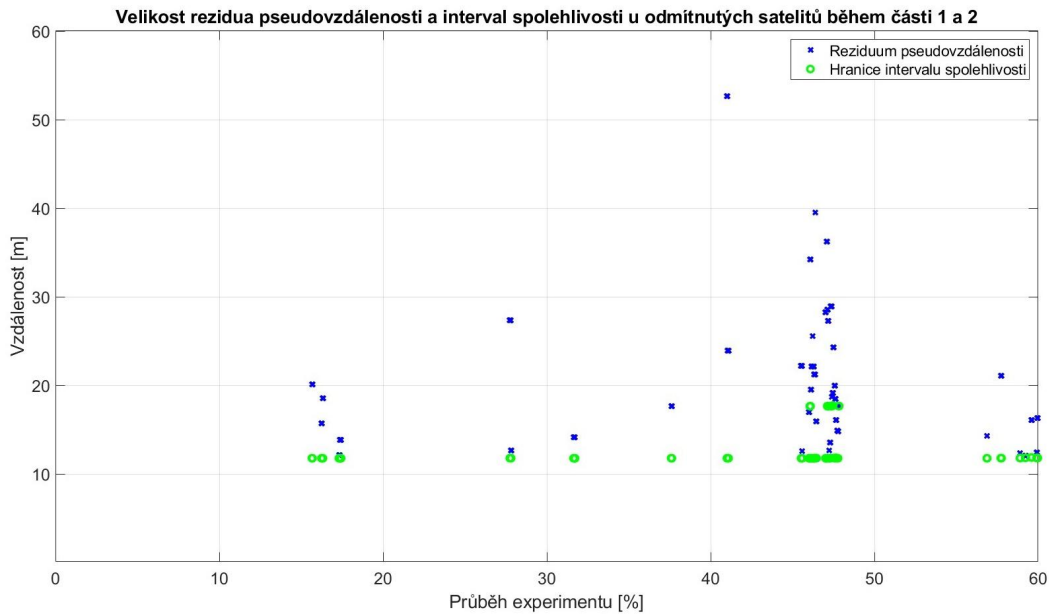
Jak již bylo zmíněno výše, během části 1 a 2 jízdy probíhala i validace měřených pseudovzdáleností, která je blíže popsána v Kapitole 3.2.7. Počet zamítnutých měření ze satelitů testovacím kritériem dle Rovnice (15) je zachycen na Obrázku 5.19. Na Obrázku 5.20 je poté zachycena i velikost reziduí pseudovzdáleností a interval spolehlivosti u odmítnutých satelitů.



Obrázek 5.19. Počet odmítnutých satelitů validačním testem během části 1 a 2 experimentu

Z uvedených obrázků je patrné, že v první a druhé části (jízda otevřeným terénem a jízda po široké městské ulici) validace měření pseudovzdáleností plní svůj účel a odmítá odlehlá měření pseudovzdáleností (viz také velikosti reziduí pseudovzdáleností z vyfiltrovaných satelitů na Obrázku 5.17).

Celkem bylo v této části jízdy odmítnuto 54 měření pseudovzdáleností ze satelitů s průměrnou velikostí rezidua přesahující 20 m, 6 500 měření testovací kritérium splnilo. Zamítnuto tedy bylo necelé 1 % všech měření. Zamítání odlehlých měření ze satelitů nicméně nemělo v naměřených datech žádný statisticky významný efekt na výstupní pozice z Kalmanovy filtrace. Hodnoty v Tabulkách 5.2 i 5.3 dosahují v obou případech stejných velikostí – při zapnutém testovacím kritériu i bez něj. Minimální vliv zamítání odlehlých hodnot je primárně dán dobrými podmínkami pro příjem GNSS signálu v uvedených částech jízdy.



Obrázek 5.20. Absolutní velikost reziduí pseudovzdálenosti odmítnutých satelitů (modře) a velikost hranice 95% intervalu $\epsilon_{\beta}\sigma_z$ spolehlivosti u odmítnutých satelitů (zeleně) během části 1 a 2 experimentu

Ve 3. části jízdy je testovací kritérium vypnuto, jak již bylo zmíněno. Není zde totiž splněna podmínka o nulové střední hodnotě reziduí (často sice mají malý rozptyl, ale o desítky až stovky metrů posunutý střed, viz Obrázek 5.17). Pokud se kritérium ponechá zapnuté, dojde k odmítání všech satelitů ve velké většině případů a spoléhání se pouze na IMU data vede k velké chybě během pár sekund (na konci jízdy dosahuje chyba v pozici velikosti desítek km).

Z těchto důvodů nebylo možné základní implementované testovací kritérium použít v části jízdy s velmi omezeným výhledem na oblohu, kde se signály velmi odrážely od okolních budov a docházelo zde k silnému multi-path efektu. Nicméně chování implementovaného kritéria ve zbytku jízdy bylo prověřeno a zamítání odlehlých měření zde odpovídá očekávanému chování.

Pro budoucí plánované využití tighly coupled architektury algoritmu Kalmanovy filtrace bude nutné podmínky pro detekci odlehlých hodnot GNSS pojmout výrazně komplexněji, což by ovšem mohlo vyjít na samostatnou práci. Pro komplexnější ověření validace pseudovzdáleností by bylo také nutné provést velké množství experimentálních měření za nejrůznějších podmínek.

5.4 Celkové shrnutí výsledků

Byl navrhnout, v *Matlabu* implementován a následně ověřen robustní algoritmus těsně vázané architektury Kalmanovy filtrace, který vznikl komplexním rozšířením obdrženého základního volně vázaného modelu KF. Stavový vektor odchylkovému modelu KF byl rozšířen o chybu δt^s a drift $\delta \dot{t}^s$ hodin GNSS přijímače na 17 prvků (viz Kapitola 3.1). Výstupem algoritmu je pozice, rychlost a orientace v prostoru navigovaného objektu v referenční souřadnicové soustavě (NED). Samotný algoritmus těsně vázané architektury se skládá z několika kroků.

Nejprve byl vytvořen algoritmus na výpočet chyby δt^s a driftu $\delta \dot{t}^s$ hodin GPS satelitu spolu s algoritmem na výpočet pozice a rychlosti GPS satelitu z efemerid z navigačních

zpráv (Kapitola 3.2.2). V rámci navrženého řešení se pracuje pouze s GPS satelity a s frekvencí L1 C/A, které jsou pro ověření základní funkčnosti implementovaného algoritmu dostačující. Následně byla nezávisle ověřena funkčnost těchto částí na základě pozic a chyb hodin satelitů publikovanými NASA. Přesnost vypočítané chyby hodin satelitů, respektive pozic, dosahuje deklarovaných přesností údajů z efemerid.

V dalším kroku byl vytvořen algoritmus na selekci satelitů podle kvality přijatého signálu (poměr šumu signálu k nosné cn_0) a na základě jejich vypočítané výšky nad obzorem (Kapitola 3.2.3). Byly také implementovány modely na výpočet chyby ionosféry I_ρ a troposféry T_ρ , o které jsou měřené pseudovzdálenosti v dalším kroku korigovány (spolu s vypočítanou chybou hodin satelitu δt^s). V předposledním kroku algoritmu těsně vázané architektury se provádí výpočet pseudovzdáleností a jejich změn dle výstupní pozice a rychlosti z inerciální měřicí jednotky. IMU poskytuje pouze specifickou sílu a úhlovou rychlost, alternativní doplnění o absolutní snímač tlaku a magnetometr nebylo z časových důvodů realizováno. Nakonec byl algoritmus také doplněn o základní validaci měřených pseudovzdáleností z GNSS přijímače pro zvýšení robustnosti navrženého algoritmu, viz Kapitola 3.2.7.

Dále bylo provedeno experimentální ověření funkčnosti navrženého a implementovaného algoritmu pro navigační řešení pomocí low-cost inerciálních senzorů spolu s GNSS přijímačem, který poskytuje i hrubá navigační data (Kapitola 4.1). Za referenci byl použit profesionální INS Ekinox-D. Bylo provedeno naměření experimentálních dat při jízdě automobilem za různých podmínek prostředí a provozu – při jízdě otevřeným terénem, mezi rodinnými domy, širokou ulicí města i mezi úzkými ulicemi s omezeným výhledem na oblohu, viz Kapitola 4.2.

Před samotným ověřením výsledků byl vytvořen parser hrubých zpráv z GNSS přijímače a navigačních zpráv GPS satelitů (Kapitola 4.3). Funkčnost této části byla poté úspěšně nezávisle ověřena na základě parametrů efemerid publikovanými NASA. Dále byl také implementován algoritmus na předzpracování naměřených IMU dat (který mj. odstraňuje vyskytující se problémy v datech – odlehle hodnoty, chybějící vzorky a časový posun vzorků) a algoritmus na časovou synchronizaci dat z IMU a z GNSS. Bylo provedeno také srovnání naměřených IMU dat z low-cost senzorů a z referenční jednotky.

Výstupy z finálního vytvořeného a odladěného algoritmu těsně vázané architektury Kalmanovy filtrace byly porovnány s referenční jednotkou za různých podmínek provozu a byla vyhodnocena jeho přesnost, viz Kapitola 5.1. Při jízdě otevřeným terénem a mezi rodinnými domy dosahuje chyba v pozici oproti referenční jednotce v průměru velikosti mezi 1,7 a 2,6 metru se směrodatnou odchylkou mezi 1,1 a 2,6 metru.

Při jízdě širokou městskou ulicí dosahuje chyba v pozici průměrné velikosti mezi 2,1 a 5,5 metru se směrodatnou odchylkou mezi 1,3 a 4,5 metru. Ke drobnému zhoršení parametrů došlo větší dynamikou jízdy, náročnějším charakterem okolního prostředí a s tím související horší kvalitou přijímaného signálu. V této části byla navíc demonstrována jedna z hlavních výhod tightly coupled architektury oproti loosely coupled architektuře – větší robustnost. Během měření došlo k několika výpadkům platných pozic z GNSS přijímače, na hrubá data z GNSS přijímače pro tightly coupled architekturu to ale nemělo významnější vliv.

Během jízdy úzkými ulicemi města s vysokými domy a zelení dosahuje navržený algoritmus horších výsledků a větší chybovosti – průměrná chyba v pozici vůči referenční jednotce se pohybuje mezi 8-15 metry se směrodatnou odchylkou 7 až 21 metrů. Větší směrodatnou odchylku odhadů pozice (až 2 metry) a rychlosti vykazuje v této části i referenční SBG jednotka. Chyby těsně vázaného systému jsou dány malým počtem

dostupných satelitů a jejich méně kvalitními signály a také pravděpodobně také silným vlivem multi-path efektu kvůli odrazům signálů od vysokých budov.

Implementovaný algoritmus na validaci pseudovzdáleností je pouze úplně základním nástrojem pro validaci měřených dat na základě intervalu spolehlivosti. Při jízdě otevřeným terénem a širokou městskou ulicí odmítlo testovací kritérium 54 měření ze satelitů, což představuje necelé 1 % všech měření. Odmítnutí části měření ze satelitů nicméně nemělo v této části žádný statisticky významný výsledek na přesnost výstupní pozice, což je dáno obecně dobrým příjmem GNSS signálů v této části. Nicméně zde bylo ověřeno, že i základní kritérium zde přináší očekávané chování (Kapitola 5.3).

Během jízdy úzkými ulicemi města s vysokými domy bylo toto testovací kritérium vypnuto. Nebyla totiž splněna základní podmínka pro jeho funkčnost, a sice nulová střední hodnota reziduí, které jsou zde posunuty o desítky až stovky metrů mimo nulovou hodnotu. Pokud by se kritérium ponechalo zapnuté, dojde k odmítání všech satelitů ve velké většině případů a velké chybě v pozici, která by byla závislá pouze na IMU datech bez korekcí. Pro budoucí využití tohoto tighly coupled algoritmu je nutné navrhnout robustnější řešení validace dat.

Kapitola 6

Závěr

Cílem diplomové práce bylo navrhnout a v *Matlabu* implementovat algoritmus pro robustní navigační řešení s Kalmanovou filtrací. Vytvořené řešení pracuje s fúzí dat z low-cost inerciální měřicí jednotky a přijímače globálního družicového navigačního systému (GNSS) v tzn. těsně vázané (tightly coupled) architektuře s odchytkovým modelem Kalmanova filtru. Výstupem z algoritmu je pozice, rychlost a natočení navigovaného objektu.

V úvodu práce byla provedena rešerše dané problematiky – inerciálních senzorů, globálních navigačních družicových systémů, Kalmanovy filtrace a používaných architektur na fúzi IMU a GNSS dat. Tightly coupled architektura pracuje s navigačními zprávami a hrubými daty z GNSS přijímače – pseudovzdálenostmi mezi satelitem a přijímačem a s jejich změnami. Jak název napovídá, pseudovzdálenosti nejsou skutečné geometrické vzdálenosti mezi satelitem a přijímačem, protože v sobě zahrnují množství chyb, které je nutné pro správné určení pozice kompenzovat.

V druhé části byl navrhnout a v *Matlabu* implementován samotný algoritmus těsně vázané architektury Kalmanovy filtrace, jejíž stavový vektor musel být rozšířen. Algoritmus se skládá z několika kroků, které jsou klíčové pro tightly coupled architekturu. Nejprve byl v prvním kroku vytvořen algoritmus na výpočet chyby hodin satelitu spolu s algoritmem na výpočet pozice a rychlosti satelitu z efemerid z navigačních zpráv. Funkčnost těchto částí byla nezávisle ověřena na základě pozic a chyb hodin satelitů publikovanými NASA. Přesnost vypočítané chyby hodin satelitů, respektive pozic, dosahuje deklarované přesnosti údajů z efemerid.

V dalším kroku byl vytvořen algoritmus na selekci satelitů podle kvality přijatého signálu a na základě jejich vypočítané výšky nad obzorem. Dále byly implementovány modely na výpočet chyby ionosféry a troposféry, o které jsou měřené pseudovzdálenosti spolu s chybou hodin satelitu korigovány. V předposledním kroku vytvořeného algoritmu těsně vázané architektury se provádí výpočet pseudovzdáleností a jejich změn dle výstupní pozice a rychlosti z inerciální měřicí jednotky. Nakonec byl algoritmus doplněn o základní validaci měřených pseudovzdáleností z GNSS přijímače pro zvýšení robustnosti navrženého algoritmu.

V třetí části práce bylo provedeno experimentální ověření funkčnosti navrženého a implementovaného algoritmu. Pro ověření byly použity low-cost inerciální moduly od firmy STMicroelectronics spolu s GNSS přijímačem U-blox, který poskytuje i hrubá navigační data. Za referenci byl použit profesionální inerciální navigační systém taktické třídy Ekinox-D. Bylo provedeno naměření testovacích dat při jízdě automobilem za různých podmínek – při jízdě otevřeným terénem, mezi rodinnými domy, širokou ulicí města i úzkými ulicemi se zelení s výrazně omezeným výhledem na oblohu.

Před samotným ověřením výsledků byl implementován parser hrubých zpráv z GNSS přijímače a navigačních zpráv GPS satelitů (především rozparsování vysílaných efemerid). Následně byl také vytvořen algoritmus na předzpracování naměřených IMU dat (který mj. odstraňuje vyskytující se chyby v datech) a algoritmus na časovou synchronizaci dat z IMU a z GNSS.

Výstupy z vytvořeného algoritmu těsně vázané architektury Kalmanovy filtrace za různých podmínek byly porovnány s referenční jednotkou. Při jízdě otevřeným terénem a širokou ulicí dosahuje chyba v pozici v průměru velikosti mezi 2 a 5 metry se směrodatnou odchylkou mezi 1 a 4 metry. Algoritmus na základní validaci pseudovzdáleností v této části odmítl 54 měření ze satelitů, což představuje necelé 1 %.

Při jízdě úzkou ulicí s vysokými domy a vegetací vykazuje implementovaný algoritmus horší výsledky a vyšší chybovost. Průměrná chyba pozice vůči referenční jednotce se zde pohybuje mezi 8-15 metry se směrodatnou odchylkou 7 až 21 metrů. Větší chybovost je dána malým počtem dostupných satelitů, méně kvalitními signály, nízkou kvalitou low-cost IMU a pravděpodobně také silným vlivem tzn. multi-path efektu při odrazu signálů od budov. V této části experimentu navíc nebyla splněna základní podmínka algoritmu na validaci měřených pseudovzdáleností, proto musel být validační algoritmus v této části vypnut.

Všechny hlavní body zadání diplomové práce byly splněny. Pro budoucí rozšíření a další zrobustnění práce by bylo vhodné se zaměřit na doplnění detekce a vyhodnocování dynamiky pohybu do Kalmanovy filtrace, na parsování a zpracování navigačních zpráv i z ostatních součástí GNSS a na vícefrekvenční měření. Samostatnou výzvu představuje také rozšíření a/nebo vytvoření nového komplexního algoritmu na validaci měřených pseudovzdáleností (doplněné i o validaci změn pseudovzdáleností). Pro ověření a odladění správné funkčnosti algoritmu s Kalmanovou filtrací za všech podmínek by bylo v budoucnu vhodné realizovat větší množství experimentů za nejrůznějších podmínek a na různých typech navigovaného objektu, nejenom při jízdě s automobilem.

Literatura

- [1] TITTERTON, David H. a John L. WESTON. *Strapdown inertial navigation technology*. Second edition. Stevenage, UK: The Institution of Electrical Engineers, 2004, 576 s. Progress in astronautics and aeronautics, 207. ISBN 978-0-86341-358-2.
- [2] SOTÁK, Miloš, Milan SOPATA, Róbert BRÉDA, Jan ROHÁČ a Luboš VÁCI. *Integrácia navigačných systémov*. Košice: Róbert Bréda – „Vydané nákladom vlastným“, 2006, 344 s. ISBN 80-969619-9-3.
- [3] FARRELL, Jay A. *AIDED NAVIGATION GPS with High Rate Sensors* [online]. USA: McGraw-Hill Companies, 2008 [cit. 2024-04-06]. ISBN 978-0-07-149329-1. Dostupné z: doi:10.1036/0071493298
- [4] NOURELDIN, Aboelmagd, Tashfeen B. KARAMAT a Jacques GEORGY. *Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration* [online]. Heidelberg: Springer Berlin, 2013 [cit. 2024-04-05]. ISBN 978-3-642-30466-8. Dostupné z: doi: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-30466-8>
- [5] Reference frames. *VectorNav* [online]. c2024 [cit. 2024-05-04]. Dostupné z: <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/math-fundamentals/math-refframes>
- [6] Conventional Celestial Reference System. EUROPEAN SPACE AGENCY. *ESA Navipedia* [online]. 2011, 2012-02-23 [cit. 2024-05-04]. Dostupné z: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php?title=Conventional_Celestial_Reference_System
- [7] World Geodetic System 1984 (WGS 84). NATIONAL GEOSPATIAL INTELLIGENCE AGENCY. *Office of Geomatics* [online]. 2024-01-02 [cit. 2024-04-06]. Dostupné z: <https://earth-info.nga.mil/index.php?dir=wgs84&action=wgs84>
- [8] BARTMESS, Michael. ECEF X-coordinate from Celestial Az/El. *VCalc* [online]. 2014, 2020-07-24 [cit. 2024-04-15]. Dostupné z: <https://www.vcalc.com/wiki/MichaelBartmess/ECEF+X-coordinate+from+Celestial+Az/El>
- [9] MEMS Technology. SBG SYSTEMS. *SBG Support Center* [online]. c2023 [cit. 2024-03-24]. Dostupné z: <https://support.sbg-systems.com/sc/kb/latest/inertial-measurements-units/mems-technology>
- [10] GANSSLE, Jack. A Designer's Guide to MEMS Sensors. *DigiKey* [online]. 2012 [cit. 2024-05-05]. Dostupné z: <https://www.digikey.com/en/articles/a-designers-guide-to-mems-sensors>
- [11] SANDWELL, David T. Reference Earth Model - WGS84. *University of California* [online]. c2002 [cit. 2024-05-11]. Dostupné z: https://topex.ucsd.edu/geodynamics/14gravity1_2.pdf
- [12] Accelerometers. SBG SYSTEMS. *SBG Support Center* [online]. c2023 [cit. 2024-03-25]. Dostupné z: <https://support.sbg-systems.com/sc/kb/latest/inertial-measurements-units/accelerometers>

- [13] Gyroscopes. SBG SYSTEMS. *SBG Support Center* [online]. c2023 [cit. 2024-03-25]. Dostupné z: <https://support.sbg-systems.com/sc/kb/latest/inertial-measurements-units/gyroscopes>
- [14] IMU Specifications. *VectorNav* [online]. c2024 [cit. 2024-05-04]. Dostupné z: <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer/specifications--and--error-budgets/specs-imuspecs>
- [15] NORIEGA-MANEZ, R. J. Inertial Navigation. *Stanford University* [online]. 2007 [cit. 2024-05-05]. Dostupné z: <http://large.stanford.edu/courses/2007/ph210/noriega1/>
- [16] EL-SHEIMY, Naser, Haiying HOU a Xiaoji NIU. Analysis and Modeling of Inertial Sensors Using Allan Variance. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement* [online]. 2008, **57**(1), 140-149 [cit. 2024-05-05]. ISSN 0018-9456. Dostupné z: doi:10.1109/TIM.2007.908635
- [17] WANG, Dingjie, Yi DONG, Zhaoyang LI, Qingsong LI a Jie WU. Constrained MEMS-Based GNSS/INS Tightly Coupled System With Robust Kalman Filter for Accurate Land Vehicular Navigation. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement* [online]. 2020, **69**(7), 5138-5148 [cit. 2024-05-04]. ISSN 0018-9456. Dostupné z: doi:10.1109/TIM.2019.2955798
- [18] WU, Fan, Haiyong LUO, Hongwei JIA, Fang ZHAO, Yimin XIAO a Xile GAO. Predicting the Noise Covariance With a Multitask Learning Model for Kalman Filter-Based GNSS/INS Integrated Navigation. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement* [online]. 2021, **70**, 1-13 [cit. 2024-04-14]. ISSN 0018-9456. Dostupné z: doi:10.1109/TIM.2020.3024357
- [19] KAPLAN, Elliott a Christopher HEGARTY. *Understanding GPS/GNSS: Principles and Applications*. Third Edition. Artech House, 2017, 1064 s. ISBN 978-1-63081-058-0.
- [20] Chyby a relativistické korekce. REICHL, Jaroslav a Martin VŠETIČKA. *Encyklopedie fyziky* [online]. c2006-2024 [cit. 2024-04-07]. Dostupné z: <http://fyzika.jreichl.com/main/article/view/1644-chyby-a-relativisticke-korekce>
- [21] GPS Accuracy & Bouncing (Multipath). ARGUS TRACKING. *Argus Tracking Help Center* [online]. 2020, 11. 02. 2020 [cit. 2024-03-14]. Dostupné z: <https://support.argustracking.com/hc/en-us/articles/333757037696-GPS-Accuracy-Bouncing-Multipath>
- [22] Precise Orbit and Clock Products. *International GNSS Service* [online]. c2020 [cit. 2024-04-04]. Dostupné z: https://igs.org/products/#orbits_clocks
- [23] GPS, U.S. GOVERNMENT. *GPS Interface Specification IS-GPS-200: NAVSTAR GPS Space Segment/Navigation User Segment Interfaces* [Online]. Rev. N. 2022 [cit. 2024-04-07]. Dostupné z: <https://www.gps.gov/technical/icwg/IS-GPS-200N.pdf>
- [24] ZEHENTNER, Norbert. *Kinematic orbit positioning applying the raw observation approach to observe time variable gravity* [online]. Graz, 2016 [cit. 2024-05-07]. Dostupné z: <http://dx.doi.org/10.13140/RG.2.2.33916.33927>. Dizertační práce. Graz University of Technology. Vedoucí práce Torsten Mayer-Gürr.
- [25] GREWAL, Mohinder S. a Angus P. ANDREWS. *Kalman Filtering: Theory and Practice with MATLAB* [online]. 3rd Edition. New Jersey: John Wiley & Sons, 2008 [cit. 2024-04-06]. ISBN 9780470377819. Dostupné z: doi:10.1002/9780470377819

- [26] FALCO, Gianluca, Marco PINI a Gianluca MARUCCO. Loose and Tight GNSS/INS Integrations: Comparison of Performance Assessed in Real Urban Scenarios. *Sensors* [online]. 2017, **17**(2) [cit. 2024-05-18]. ISSN 1424-8220. Dostupné z: doi:10.3390/s17020255
- [27] Observables. *GNSS-SDR: An open-source Global Navigation Satellite Systems software-defined receiver* [online]. c2024 [cit. 2024-05-22]. Dostupné z: <https://gnss-sdr.org/docs/sp-blocks/observables/>
- [28] NASA. GNSS Orbit Products. NASA. *CDDIS: NASA's Archive of Space Geodesy Data* [online]. c2024, 2023-12-08 [cit. 2024-03-12]. Dostupné z: https://cddis.nasa.gov/Data_and_Derived_Products/GNSS/orbit_products.html
- [29] Klobuchar Ionospheric Model. EUROPEAN SPACE AGENCY. *ESA Navipedia* [online]. 2011, 2012-02-23 [cit. 2024-05-18]. Dostupné z: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Klobuchar_Ionospheric_Model
- [30] Tropospheric Delay. EUROPEAN SPACE AGENCY. *ESA Navipedia* [online]. 2011, 2013-01-13 [cit. 2024-05-18]. Dostupné z: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Tropospheric_Delay
- [31] FENG, Peng, Fei LI, Jianguo YAN, Fangzhao ZHANG a Jean-Pierre BARRIOT. Assessment of the Accuracy of the Saastamoinen Model and VMF1/VMF3 Mapping Functions with Respect to Ray-Tracing from Radiosonde Data in the Framework of GNSS Meteorology. *Remote Sensing* [online]. 2020, **12**(20), 1-21 [cit. 2024-05-18]. ISSN 2072-4292. Dostupné z: doi:10.3390/rs12203337
- [32] Galileo Tropospheric Correction Model. EUROPEAN SPACE AGENCY. *ESA Navipedia* [online]. 2011, 2019-04-02 [cit. 2024-05-18]. Dostupné z: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Galileo_Tropospheric_Correction_Model
- [33] CHIANG, Kai-Wei, Thanh DUONG a Jhen-Kai LIAO. The Performance Analysis of a Real-Time Integrated INS/GPS Vehicle Navigation System with Abnormal GPS Measurement Elimination. *Sensors* [online]. 2013, **13**(8), 10599-10622 [cit. 2024-05-19]. ISSN 1424-8220. Dostupné z: doi:10.3390/s130810599
- [34] MISRA, Pratap a Per ENGE. *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance*. Second edition. USA: Ganga-Jamuna Press, 2006, 570 s. ISBN 0-9709544-1-7.
- [35] What is an Inertial Measurement Unit? *VectorNav* [online]. c2024 [cit. 2024-05-01]. Dostupné z: <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-articles/what-is-an-inertial-measurement-unit-imu>
- [36] Land Applications. SBG SYSTEMS. *SBG Support Center* [online]. c2023 [cit. 2024-05-01]. Dostupné z: <https://support.sbg-systems.com/sc/hp/latest/operating-handbooks/operations/land-applications>
- [37] STMicroelectronics ISM330DHCXTR. *Mouser Electronics, Inc.* [online]. c2024 [cit. 2024-04-30]. Dostupné z: <https://mou.sr/4a7E1hR>
- [38] Datasheet - ISM330DHCX - iNEMO inertial module with embedded Machine Learning Core: always-on 3D accelerometer and 3D gyroscope with digital output for industrial applications. *STMicroelectronics* [online]. c2024 [cit. 2024-05-01]. Dostupné z: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/ism330dhcx.pdf>
- [39] ZED-F9T Integration manual. *U-blox* [online]. c2022, 2022-01-11 [cit. 2024-05-01]. Dostupné z: https://content.u-blox.com/sites/default/files/ZED-F9T_IntegrationManual_UBX-21040375.pdf

- [40] ZED-F9T Interface Description. *U-blox* [online]. c2021, 2021-30-06 [cit. 2024-05-01]. Dostupné z: https://content.u-blox.com/sites/default/files/ZED-F9T-10B_InterfaceDescription_UBX-20033631.pdf
- [41] GNSS Timing Breakout - ZED-F9T (Qwiic) Hookup Guide. *SparkFun Electronics* [online]. [cit. 2024-04-30]. Dostupné z: <https://learn.sparkfun.com/tutorials/gnss-timing-breakout---zed-f9t-qwiic-hookup-guide/hardware-assembly>
- [42] Ekinox Documentation - Hardware manual. SBG SYSTEMS. *SBG Support Center* [online]. c2023, 2022-11-30 [cit. 2024-04-31]. Dostupné z: <https://support.sbg-systems.com/sc/hp/latest/documentation-resources/ekinox-documentation>
- [43] Lever Arms Calibration Procedure. SBG SYSTEMS. *SBG Support Center* [online]. c2023 [cit. 2024-03-07]. Dostupné z: <https://support.sbg-systems.com/sc/hp/latest/how-to-articles/lever-arms-calibration-procedure>
- [44] GPS, U.S. GOVERNMENT. New Civil Signals. GPS, U.S. GOVERNMENT. *GPS: The Global Positioning System: A global public service brought to you by the U.S. government* [online]. c2024, 2020-08-10 [cit. 2024-03-12]. Dostupné z: <https://www.gps.gov/systems/gps/modernization/civilsignals/>
- [45] GPS Navigation Message. EUROPEAN SPACE AGENCY. *ESA Navipedia* [online]. 2011, 2021-01-29 [cit. 2024-04-04]. Dostupné z: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/GPS_Navigation_Message
- [46] NASA. Broadcast ephemeris data. NASA. *CDDIS: NASA's Archive of Space Geodesy Data* [online]. c2024, 2023-12-08 [cit. 2024-03-12]. Dostupné z: https://cddis.nasa.gov/Data_and_Derived_Products/GNSS/broadcast_ephemeris_data.html

Příloha A

Scénář experimentu pro naměření testovacích dat

A.1 Příprava experimentu

- Otestování připojení Ekinox – USB/Ethernet HUB – notebook
- Otestování logování Ekinox
- Otestování zapojení a logování NavLIS
- Otestování napájení Ekinox z autobaterie přes střídač
- Nalézt vhodný volný prostor pro kalibraci – pro bod A.4
- Nalézt vhodná místa pro sběr dat (volný prostor, zastavěná oblast, ...) – pro bod A.5

A.2 Montáž

- Připevnění 3 GNSS antén, SBG INS a NavLIS IMU na prkno
- Propojení IMU/INS a antén kabely
- Pevná montáž na střechu auta – ideálně tak, aby Ekinox INS byl nad osou zadních kol uprostřed
- Připojení všech kabelů dovnitř auta (napájení Ekinox, datový kabel Ekinox (Ethernet/USB), uBlox anténa, datový kabel IMU NavLIS)
- Fotodokumentace po montáži

A.3 Změření ramen systému

- Pozice Ekinox vs. osa otáčení auta včetně případné chyby misalignment
- Pozice GNSS antény 1 vs. Ekinox (zadní)
- Pozice GNSS antény 2 vs. Ekinox (přední)
- Pozice NavLIS IMU vs. Ekinox
- Pozice u-Blox GNSS antény vs. Ekinox
- Zadání údajů do Ekinox přes webové rozhraní
- Podrobnosti viz [36]

A.4 Kalibrace Ekinox-D

- Řízená automaticky přes webové rozhraní Ekinox
- Nutno nalézt vhodný prostor (větší prázdná plocha/parkoviště) s dobrým výhledem na oblohu (málo budov) – ukázka viz [43]
- Po spuštění je třeba se pohybovat pouze dopředu, min. rychlost 10 km/h, zatáčet, jezdit „osmičky“, brzdit a zrychlovat (čím větší dynamika, tím lepší a rychlejší kalibrace bude). Rovná jízda kalibraci nepomáhá.

- Kalibraci není nutné dokončit ze 100 % (minimum je ale 20 %)
- Po dokončení se kalibrace automaticky uloží a používá se při dalších měřeních
- Podrobnosti ke kalibraci viz [43]

A.5 Naměření dat – testovací jízda

- Ve volném terénu (silnice, ulice)
- V husté zástavbě, v úzkých uličkách s vysokými domy
- Zaznamenat minimálně 5-10 minut jízdy
- Ověřit zapnuté logování Ekinox a NavLIS IMU

Příloha B

Obsah přiložené složky

- `figs/` – obsahuje grafy vnitřních stavů tightly coupled architektury Kalmanovy filtrace,
- `data-parser/` – obsahuje parser GNSS dat z U-blox, parser GPS efemerid, algoritmy na zpracování IMU dat a časovou synchronizaci dat z GNSS a IMU spolu s naměřenými daty,
- `kf/` – obsahuje navržený a implementovaný algoritmus těsně vázané architektury Kalmanovy filtrace.