

**Západočeská univerzita v Plzni**

**Fakulta aplikovaných věd**

**Katedra kybernetiky**

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

**PLZEŇ, 2016**

**JAN HADÁČEK**

## **Prohlášení**

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě diplomovou práci zpracovanou na závěr studia na Fakultě aplikovaných věd Západočeské univerzity v Plzni.

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci vypracoval samostatně a výhradně s použitím odborné literatury a pramenů, jejichž úplný seznam je její součástí.

V Plzni dne 30. 8. 2016

.....

## **Abstrakt**

Diplomová práce se zabývá globálními navigačními satelitními systémy (GNSS). Konkrétně se zaměřuje na kvalitu navigační informace poskytované těmito systémy a jednu její důležitou část – integritu. Jedním z hlavních témat práce jsou tak autonomní metody pro zajištění integrity. Nejdříve je vysvětlen pojem GNSS, je popsána jeho obecná struktura, oblasti použití a jsou představeny současné GNSS včetně aktuálního stavu. V další části je popsán princip odhadu polohy v GNSS a jsou uvedeny vztahy pro její výpočet použitím metody vážených nejmenších čtverců. Další dvě části jsou zaměřené na integritu navigační informace a metody pro její zajištění. Podrobně jsou popsány systémy RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) a metoda Solution Separation. V poslední části je implementována metoda vážených nejmenších pro odhad polohy a metoda Solution Separation pro výpočet protekčních úrovní pro systém RAIM v programovém prostředí Matlab. Nakonec je spuštěna a vyhodnocena simulace běhu GNSS s použitím testovacích dat.

### **Klíčová slova:**

GNSS, Integrita, RAIM, Solution Separation, HPL, VPL, Metoda vážených nejmenších čtverců

## **Abstract**

This diploma thesis deals with the global navigation satellite systems (GNSS). In particular, it focuses on the assessment of the quality of the navigation information provided by these systems in terms accuracy and especially integrity. Autonomous systems for integrity monitoring are therefore of the main interest of the thesis. In the thesis, the basic principle of the GNSS is explained together with their general structure and the fields of application. All existing GNSS are introduced with respect to their actual status. The principle of the position estimation based on the GNSS measurements is explained and formulas for calculation using the weighted least-squares method are stated. Then, the motivation, concepts, and basic methods of the integrity monitoring of the navigation information are introduced. Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) systems and Solution Separation method are described in detail and the relations for computation of the position protection levels, which are tied with the integrity of the navigation information, are summarized. The weighted least-squares based on solution separation method is implemented in Matlab software and simulated using test data. The results are thoroughly illustrated and discussed.

### **Keywords:**

GNSS, Integrity, RAIM, Solution Separation, HPL, VPL, Weighted Least Squares method

## **Poděkování**

Tímto bych chtěl velice poděkovat mému vedoucímu práce Ing. Jindřichu Duníkovi, Ph.D. za příkladné vedení práce, ochotnou spolupráci, cenné rady a odborné připomínky.

Také bych chtěl poděkovat rodinným příslušníkům za psychickou podporu a pomoc při závěrečných úpravách práce.

# Obsah

Obsah .....	1
Seznam zkratk .....	3
1 Úvod.....	6
2 Satelitní navigační systém a jeho využití.....	8
2.1 Satelitní navigace .....	8
2.2 Obecná struktura globálních navigačních satelitních systémů.....	9
2.3 Oblasti použití GNSS .....	10
2.4 Global Positioning System .....	12
2.5 GLONASS .....	15
2.6 Galileo .....	17
2.7 BeiDou .....	19
3 Odhad polohy objektu využitím satelitních měření a metody nejmenších čtverců	22
3.1 Souřadné systémy.....	22
3.1.1 ECEF.....	22
3.1.2 Lokální souřadný systém .....	24
3.1.3 Vztahy pro převod kovariančních matic mezi ECEF a lokálním souřadným systémem.....	25
3.2 Metody pro odhad polohy .....	25
3.3 Model měření pseudovzdáleností.....	26
3.4 Vlivy atmosféry na přesnost odhadu polohy.....	27
3.5 Ostatní vlivy na přesnost odhadu polohy .....	29
3.6 Úplný model pseudovzdáleností .....	29
3.7 Výpočet polohy .....	30
4 Integrita navigační informace a metody pro její zaručení .....	33
4.1 Integrita a metody detekce chyb .....	33
4.2 Příčiny selhání GNSS.....	35
4.3 Požadavky na kvalitu GNSS v civilním letectví .....	37
4.4 Požadavky na integritu z hlediska bezpečnosti .....	37
5 Zajištění integrity .....	39
5.1 Podpůrné systémy GNSS .....	39
5.1.1 SBAS .....	39

5.1.2	GBAS.....	42
5.1.3	ABAS.....	43
5.2	Autonomní systémy pro zajištění integrity .....	44
5.2.1	System SS RAIM.....	44
5.2.2	Parametry systému RAIM .....	46
5.2.3	Solution separation .....	48
5.2.4	ARAIM .....	52
6	Implementace a ověření metody .....	54
6.1	Testovací data.....	54
6.2	Implementace metody pro odhad polohy .....	54
6.3	Implementace metody pro výpočet protekčních úrovní.....	56
6.4	Ověření metody .....	57
7	Závěr .....	64
	Seznam literatury .....	65
	Příloha 1 .....	68
	Příloha 2 .....	69

## **Seznam zkratek**

<b>AAIM</b>	Aircraft Autonomous Integrity Monitoring
<b>ABAS</b>	Aircraft Based Augmentation Systems
<b>APV</b>	Approach operations with vertical guidance
<b>ARAIM</b>	Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring
<b>AS</b>	Authorized Service
<b>C/A</b>	Coarse/Acquisition
<b>CC</b>	Control Center
<b>CDMA</b>	Code Division Multiple Access
<b>CS</b>	Commercial Service
<b>ECEF</b>	Earth-Centered, Earth-Fixed
<b>EGNOS</b>	European Geostationary Navigation Overlay Service
<b>EWAN</b>	EGNOS Wide Area Network
<b>FAA</b>	Federal Aviation Administration
<b>FD</b>	Fault Detection
<b>FDE</b>	Fault Detection and Exclusion
<b>FDI</b>	Fault Detection and Isolation
<b>FDMA</b>	Frequency Division Multiple Access
<b>FDR</b>	Fault Detection and Recovery
<b>GAGAN</b>	GPS-aided Geo-Augmented Navigation
<b>GBAS</b>	Ground Based Augmentation System
<b>GCS</b>	Ground Control Segment
<b>GLONASS</b>	Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema
<b>GMS</b>	Ground Mission Segment
<b>GNSS</b>	Global Navigation Satellite System



<b>GPS</b>	Global Positioning System
<b>GSS</b>	Galileo Sensor Stations
<b>HP</b>	High Positioning
<b>HPL</b>	Horizontal Protection Level
<b>IRNSS</b>	Indian Regional Navigation Satellite System
<b>LCA</b>	Liability Critical Applications
<b>MCC</b>	Mission Control Center
<b>MCS</b>	Master Control Station
<b>MS</b>	Monitor Station
<b>MSAS</b>	MTSAT Satellite Augmentation System
<b>MTSAT</b>	Multifunctional Transport Satellites
<b>NATO</b>	North Atlantic Treaty Organization
<b>NCA</b>	Non-Critical Applications
<b>NLES</b>	Navigation Land Earth Stations
<b>NPA</b>	Non-precision approach
<b>OS</b>	Open Service
<b>PPS</b>	Precise Position Service
<b>PRN</b>	Pseudo Random Noise
<b>PRS</b>	Public Regulated Service
<b>QZSS</b>	Quasi-Zenith Satellite System
<b>RAIM</b>	Receiver Autonomous Integrity Monitoring
<b>RB RAIM</b>	Residual-based RAIM
<b>RIMS</b>	Ranging and Integrity Monitoring Stations
<b>SA</b>	Selective Availability
<b>SAR</b>	Search and Rescue
<b>SBAS</b>	Satellite Based Augmentation System

<b>SCA</b>	Safety Critical Applications
<b>SCC</b>	System Control Center
<b>SDCM</b>	System for Differential Corrections and Monitoring
<b>SLR</b>	Station for Laser Ranging
<b>SMS</b>	Short Message Service
<b>SoL</b>	Safety of Life
<b>SP</b>	Standard Positioning
<b>SPS</b>	Standard Positioning Service
<b>SS RAIM</b>	Solution Separation RAIM
<b>TT&amp;C</b>	Telemetry, Tracking and Command
<b>ULS</b>	Uplink Station
<b>VHF</b>	Very High Frequency
<b>VPL</b>	Vertical Protection Level
<b>WAAS</b>	Wide Area Augmentation System

# 1 Úvod

Tato diplomová práce se zabývá globálními navigačními satelitními systémy (dále jen GNSS, z anglického *Global Navigation Satellite System*). Konkrétně se zaměřuje na důležitou oblast tohoto širokého tématu, kterou je kvalita informací poskytovaných GNSS, zejména jedna její část – integrita. Jedním z hlavních témat je představení systémů pro autonomní zajištění integrity. Jejich princip bude podrobně vysvětlen v teoretické rovině a zaměřuje se na ně i praktická část práce.

Satelitní navigační systémy fungují již více než 20 let. Původně byly určeny zejména pro vojenské účely, jejich využití a kvalita v průběhu času však rostly i v civilním segmentu, zatímco cena potřebného vybavení naopak klesala. Díky tomu došlo v poslední dekádě k obrovskému rozšíření technologií používajících satelitní navigaci v oborech, kde je navigace stěžejní součástí, ale také tam, kde slouží pouze ke zvýšení uživatelského komfortu. V současnosti se vybavení pro určení polohy na zemském povrchu pomocí některého GNSS nachází téměř v každém lepším mobilním telefonu, v takzvané nositelné elektronice, v dopravě, ať už se jedná o automobily, lodě nebo letadla, zemědělství a mnoha dalších oblastech.

V leteckém průmyslu se proti zmíněným oblastem satelitní navigace používá již velmi dlouho. Nevyhovující kvalita, zejména malá přesnost a nedostatečná odolnost proti chybám však neumožňovaly, a částečně stále ani neumožňují, používat satelitní navigační systémy pro kritické fáze letu, jako je přiblížení k letišti a případně i autonomní přistání, které je stále ve fázi vývoje. Druhý jmenovaný parametr kvality GNSS, tedy schopnost odhalit a případně i eliminovat chybu satelitního navigačního systému, se nazývá integrita. A právě integrita a její zajištění je nosné téma této práce. O integritě bude většinou pojednáváno ve vztahu s civilním letectvím, kde jsou na tuto vlastnost kladeny vysoké nároky a příslušné technologie se neustále vyvíjejí.

Diplomová práce je rozdělena do pěti hlavních částí. V první z nich jsou podrobněji vysvětleny pojmy navigace, satelitní navigace a satelitní navigační systém. Dále bude představena obecná struktura GNSS a popsány všechny současné GNSS včetně jejich aktuálního stavu. Také jsou zde uvedeny oblasti použití GNSS. Ve druhé části je ukázán postup pro odhad polohy objektu s využitím satelitních měření. Nejdříve budou představeny souřadné systémy, převodní vztahy mezi nimi a metody pro odhad polohy. Dále je zde vysvětlen pojem pseudovzdálenost, ukázán postup, jak ji vypočítat, a vyjmenovány všechny vlivy, které na její velikost mohou působit. Konec části bude věnován výpočtu odhadu polohy pomocí metody nejmenších čtverců. Třetí část se zabývá integritou navigační informace a metodami pro její zaručení. Jsou tady také uvedeny režimy selhání GNSS a požadavky na jeho kvalitu v civilním letectví. Čtvrtá část se zabývá zajištěním integrity. Budou zde představeny podpůrné systémy GNSS a

detailněji popsány autonomní systémy pro zajištění integrity. Velmi podrobně bude vysvětlena metoda Solution Separation, která je implementována v praktické části práce. Poslední část ukazuje implementaci zmíněné metody v prostředí Matlab a simulaci s použitím vygenerovaných testovacích dat. Nakonec uvádím zhodnocení výstupů simulace a ověření teoretických předpokladů.

## 2 Satelitní navigační systém a jeho využití

Na začátek vysvětleme pojem navigace pomocí citace z [22]. Navigace je souhrnný název pro postupy, jimiž lze kdekoliv na zeměkouli, moři či obecně v nějakém prostoru stanovit svou polohu a nalézt cestu, která je podle zvolených kritérií nejvhodnější (například nejrychlejší, nejkratší atd.). Hlavními úkoly navigace je tedy určení polohy platformy nesoucí navigační systém a nalezení cesty. Tyto úkoly řeší lidstvo již od doby, kdy začaly vznikat první civilizace. V této kapitole bylo čerpáno ze zdrojů [7], [9], [12], [20].

### 2.1 Satelitní navigace

Nejdříve byly k navigaci využívány poznatky z oblasti astrologie, jako je poloha slunce nebo rozestavení hvězd na noční obloze, a také různé přírodní úkazy, například poloha rozeznatelných přírodních útvarů. Později přibýly přesnější mapy, kompasy a buzoly.

Revolucí v navigaci bychom pak mohli nazvat vynález elektromagnetických vln na začátku dvacátého století. Radiolokace, tedy zjišťování objektů v prostoru a určování jejich polohy a parametrů pohybu pomocí elektromagnetických vln [23], zlepšila uživatelský komfort a hlavně výrazně zvýšila přesnost určení polohy. První radiolokační systémy většinou pokrývaly pouze určitou oblast, u některých byla sice tato oblast poměrně velká, stále se však nejednalo o ryze globální navigační systém, tedy takový, který by dokázal určit polohu kdekoliv na Zemi. Potřeba takového systému ovšem velice rychle rostla, hlavně se zvyšujícím se počtem lodí, vlaků a s rozvojem civilní letecké dopravy. Řešení tohoto problému měly přinést globální navigační satelitní systémy, jejichž vývoj začal ve druhé polovině dvacátého století, a z dnešního pohledu můžeme tvrdit, že se jim to povedlo.

Globální navigační satelitní systém se skládá ze satelitů vhodně umístěných na oběžných drahách Země, pozemní infrastruktury pro koordinaci operací se satelity a uživatelských přijímačů. Jeho úlohou je určení polohy objektu kdekoliv na Zemi, tedy na pevnině, v oceánu i nad povrchem Země. Přitom požadujeme, aby navigace byla rychlá, přesná a spolehlivá. Pro úplnost ještě dodejme, že satelitem je v tomto kontextu myšleno umělé kosmické těleso obíhající po oběžné dráze Země, které slouží k danému účelu, zde tedy k navigaci.

Schopnost lokalizace libovolného objektu kdekoliv na Zemi je zřejmě zásadní taktickou výhodou, není tedy velkým překvapením, že většina současných GNSS byla na začátku určena výhradně k vojenským účelům. Některé k nim slouží i v dnešní době, ale zvláště v poslední dekádě došlo k výraznému rozšíření GNSS i v civilním sektoru. Tomu pomohlo vypnutí umělé chyby Selective Availability systému GPS (*Global*

*Positioning System*) v roce 2000, modernizace stávajících a vývoj nových GNSS a v neposlední řadě také snížení nákladů na výrobu uživatelského vybavení, které se tak stalo mnohem dostupnějším pro civilní využití.

V následujících podkapitolách bude představena obecná struktura GNSS, oblasti využití těchto systémů, podrobněji pak budou popsány všechny současné GNSS, tedy GPS, GLONASS (*Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema*), Galileo a BeiDou.

Ještě poznamenejme, že existují i regionální navigační satelitní systémy, které pokrývají vždy jen určité území, nejčastěji jednoho státu. Mezi nejznámější patří japonský QZSS (*Quasi-Zenith Satellite System*) a indický IRNSS (*Indian Regional Navigation Satellite System*). Tyto systémy nebudou v práci podrobněji popsány.

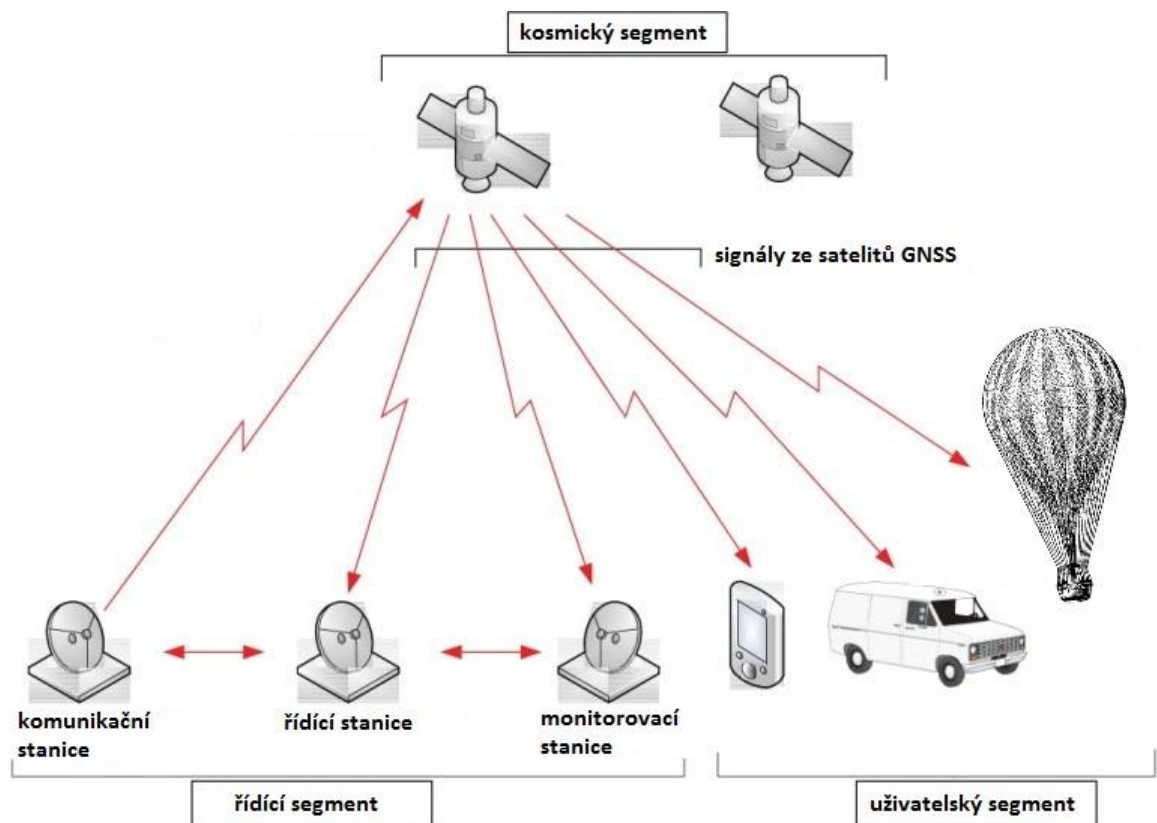
## **2.2 Obecná struktura globálních navigačních satelitních systémů**

Každý GNSS se skládá ze tří segmentů. Prvním je kosmický segment, který obsahuje samotné satelity. Ty obíhají po různých oběžných drahách a jsou rozmístěny tak, aby z každého místa na Zemi byl vidět alespoň minimální počet satelitů potřebných pro určení polohy, tedy nejméně čtyři. Také kvůli splnění této podmínky, používají současné GNSS v plném provozu dvacet až třicet satelitů. Kosmický segment tvoří i satelity, které se v danou chvíli nepoužívají k určení polohy. Spadají tam tedy i momentálně nefunkční satelity, nebo ty, které se dočasně nepoužívají kvůli údržbě. Satelity všech současných GNSS se pohybují ve výškách okolo 20 000 km. Spadají tedy do pásma nazývaného střední oběžná dráha MEO (*Medium Earth Orbit*), to se rozprostírá od 2 000 do 35 000 km nad povrchem Země. Výšky, ve kterých se pohybují satelity jednotlivých GNSS, se však ze zřejmých důvodů liší.

Další součástí GNSS je řídicí segment. Ten se skládá z řídicích a monitorovacích stanic. Hlavní řídicí stanice obstarává veškerou komunikaci s kosmickým segmentem. Jejím hlavním úkolem je zajistit bezchybnou funkčnost kosmického segmentu, stará se tedy o kontrolu aktuálního stavu každého satelitu, korekci jejich dráhy při vychýlení, synchronizaci vnitřních atomových hodin satelitů se světovým referenčním časem a poskytování aktuálních dat, například o korekcích dráhy nebo atmosférického modelu. Dalším úkolem řídicího segmentu je přidávání nových satelitů do konstelace, nebo naopak odebrání těch vysloužilých. Ostatní řídicí stanice slouží jako záloha v případě selhání hlavní stanice. Počet monitorovacích stanic je obvykle vyšší než počet řídicích, jsou umístěné po celém světě a jejich úlohou je sběr informací ze všech satelitů kosmického segmentu a jejich distribuce do hlavní řídicí stanice. Jedním z nejdůležitějších úkolů monitorovacích stanic je kontrola vzdáleností jednotlivých satelitů, proto musí být známa přesná poloha každé stanice. Do řídicího segmentu patří

také komunikační stanice (*data upload station*), které slouží k posílání dat satelitům. Komunikační stanice mohou být součástí monitorovacích nebo řídicích stanic.

Poslední částí je uživatelský segment. Sem spadají veškerá zařízení schopná přijmout a vyhodnotit signál GNSS. Obecně se tyto přijímače dělí do dvou kategorií. V první kategorii jsou přístroje, které jen udávají nebo zaznamenávají aktuální polohu, například v současnosti oblíbené doplňky pro sledování sportovní aktivity. Do druhé kategorie pak spadají navigační přístroje, které obsahují mapové podklady, ty jsou schopné vypočítat trasu z aktuální pozice do vybraného bodu a po této trase potom uživatele navigovat. Do této skupiny patří všechny přístroje, pro které se vžil označení „navigace“. Kromě zmíněných oblastí můžeme v současnosti přijímače některého z GNSS najít obecně v libovolném dopravním prostředku, tedy v automobilech, letadlech, vlacích, lodích, dále v zemědělské technice, přenosných turistických navigačních přístrojích, mobilních telefonech, cyklopočítačích a v mnoha dalších oblastech. A nezapomeňme na odvětví, které se o vznik satelitních navigačních systémů zasloužilo, tedy na vojenský sektor. Jednotlivé segmenty GNSS můžeme vidět na obrázku 1.



Obrázek 1: Segmenty GNSS, zdroj: <http://unclouvain.be>, upraveno

## 2.3 Oblasti použití GNSS

Globální navigační satelitní systémy se v dnešní době používají v mnoha oblastech, v této podkapitole budou představeny ty hlavní včetně krátkého popisu.

### **Vojenské využití**

Téměř všechny současné GNSS byly původně vyvíjeny pro armády světových mocností, a přestože byly později uvolněny i pro civilní využití, stále slouží také vojenským účelům. Využití je v této oblasti široké, od lokalizace vlastních i nepřátelských jednotek, přes navigaci na bitevním poli až po navádění řízených střel. To vše na pevnině, na moři i ve vzduchu.

### **Automobilová doprava**

Navigace s mapovými podkladky, ukládáním tras a zobrazením zájmových bodů patří dnes mezi běžnou výbavu moderních automobilů. Výjimkou nejsou ani speciální navigace pro kamiony nebo sociální aplikace pro mobilní telefony, které pomocí GNSS upozorní na zácpu, nehodu nebo policejní radar a automaticky vyhledají objížděnou trasu.

### **Lodní doprava**

Navigace s námořními mapami pomáhají v civilní i nákladní lodní dopravě. GNSS může také sloužit k přesné lokalizaci lodí nebo ke zjištění polohy ve stavu nouze.

### **Letecká doprava**

V letecké dopravě slouží GNSS k navigaci během letu, při řízení letadla autopilotem a s podpůrnými systémy pomáhá při přiblížení letadla k patřičně vybavenému letišti. Systém Galileo, který je zatím ve fázi vývoje, slibuje přesnější navigaci a zaručení vysoké integrity navigační informace. Díky tomu se předpokládá jeho rozšíření právě v letecké dopravě, kde by v budoucnu mohl kromě fáze přiblížení k letišti sloužit i k autonomnímu přistávání.

### **Mobilní telefony**

S miniaturizací a klesající cenou potřebného vybavení se GNSS přijímače staly součástí vybavení téměř každého mobilního telefonu. Dražší přístroje mohou disponovat i duálním přijímačem GPS a GLONASS. Míra použití závisí pouze na softwarové výbavě telefonu, GNSS může sloužit ke klasické navigaci s mapovými podklady, k lokalizaci aktuální polohy pro předpověď počasí, k záznamu trasy při vysokohorské túře a jiným aplikacím.

### **Turistické navigace**

Spolu s příslušnými mapovými podklady slouží pro navigaci v přírodě, případně k zaznamenání polohy zajímavého místa.

### **Geocaching**

Turistické navigace a mobilní telefony jsou často využívány při hře Geocaching. Ta spočívá v hledání speciálních schránek na místech zadaných GNSS souřadnicemi.



## Zemědělství

V zemědělství může GNSS sloužit k přesnému zaměření polí, sledování pohybu zvířat nebo přesnému dávkování hnojiva a postřiků v daném místě.

## Sledování objektů

Pomocí GNSS lze sledovat polohu a pohyb prakticky jakéhokoliv objektu na Zemi. Může jít například o důležitou osobu, flotilu služebních automobilů nebo domácího mazlíčka. GNSS může také posloužit v případě nouze, například pro lokalizaci zraněného člověka nebo havarovaného automobilu.

Nakonec poznamenejme, že existuje mnoho dalších oblastí využití GNSS, které zde nebyly zmíněny.

## 2.4 Global Positioning System

NAVSTAR GPS (*Navigation Signal and Ranging Positioning System*), jak zní správné kompletní označení, je v současnosti světově nejrozšířenější, nejznámější, nejpoužívanější, a mohli bychom tvrdit, že i nejspolehlivější, globální navigační satelitní systém. Jeho vývoj i provoz zajišťuje ministerstvo obrany Spojených států amerických (*United States of America, USA*), z toho lze soudit, že tento navigační systém měl původně sloužit výhradně k vojenským účelům, v současné době však slouží i široké veřejnosti. V této podkapitole bylo čerpáno ze zdrojů [7], [9], [20], [25].

Vývoj systému začal v roce 1973, koncem sedmdesátých let byl z americké letecké základny Vandenberg, která mimochodem v současnosti slouží jako záloha hlavní řídicí stanice systému GPS, vypuštěn první satelit generace nazvané Block I. V následujících letech bylo vypuštěno několik dalších satelitů Block I. Systém se v této době nacházel ve fázi vývoje, šlo tedy spíše o prototypy. Satelity z druhé generace zvané Block II již byly určeny k plnému operačnímu provozu. Postupem let přibýlo několik modernizovaných verzí druhé generace, ty se nazývají Block IIA, Block IIR, Block IIR(M) a v současnosti nejmodernější Block IIF. Poslední satelit Block IIA byl odebrán v roce 2016, ostatní modernizované verze jsou stále v aktivním provozu.

Kosmický segment byl připravený k provozu v roce 1993, celý navigační systém pak nabyl plné operační schopnosti v dubnu 1995.

Systém poskytuje dva druhy služeb. První je služba SPS (*Standard Positioning Service*), ta je spíše známá pod názvem civilní služba (*civil service*), druhou je pak PPS (*Precise Position Service*), neboli vojenská služba (*military service*). SPS je dostupná každému, kdo disponuje příslušným vybavením, PPS používá šifrované signály a je určena pouze subjektům pověřeným vládou USA, organizací NATO (*North Atlantic Treaty Organization*) a jejich spojencům. Jak z anglických názvů vyplývá, PPS disponuje vyšší přesností při určování polohy než SPS. Během devadesátých let byla navíc u SPS zapnuta technika zvaná SA (*Selective Availability*). Ta zaváděla umělou

chybu v řádu stovek metrů, rozdíl mezi SPS a PPS byl v té době z hlediska přesnosti určení polohy obrovský. Hlavním důvodem zavedení SA bylo neposkytnutí tehdejšími nepřátelům armády spojených států možnost přesné navigace, zatímco ona sama využívala velmi přesnou službu PPS. SA byla v roce 2000 vypnuta a později bylo rozhodnuto, že nové generace satelitů nebudou SA vůbec podporovat.

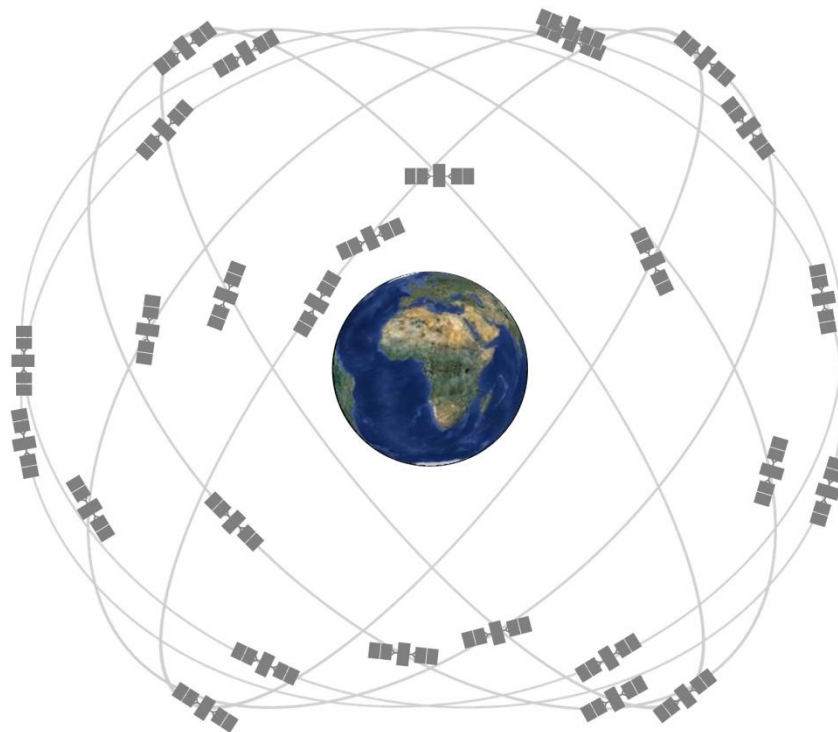
Signály základních služeb GPS jsou vysílány ve dvou frekvenčních pásmech, L1 pro služby SPS i PPS a L2 pouze pro služby PPS. Nosné frekvence jsou odvozeny od základní frekvence atomových hodin 10,23 MHz. L1 je 154 násobek této hodnoty a frekvence je tedy 1575,42 MHz, L2 s kmitočtem 1227,60 MHz je 120 násobkem. Dále GPS disponuje pásmem L3 o frekvenci 1381,05 MHz, které je součástí systému detekce jaderných výbuchů a pásmo L4 s frekvencí 1841,40 MHz, to slouží k monitorování velikost ionosférického zpoždění. Satelity typu Block IIF vysílané na oběžné dráhy v letech 2010 – 2016 přidávají pásmo L5 s frekvencí 1176,45 MHz, která je určena pro civilní sektor, tedy pro služby SPS. Tímto pásmem bude disponovat i připravovaná generace satelitů Block III.

Původně byl signál vysílaný satelity systému GPS modulován dvěma kódy nazvanými C/A (*Coarse/Acquisition*) a P (*Precision*). C/A kód je modulován pouze na nosné frekvenci L1 a používá ho služba SPS. Slouží tedy k civilním účelům a dokáže ho zpracovat běžný přijímač GPS. Každý satelit moduluje signál jinou verzí C/A kódu, aby bylo možné od sebe jednotlivé satelity rozeznat. Jednotlivé verze C/A kódu lze identifikovat pomocí takzvaného PRN (*Pseudo Random Noise*) čísla, těch je k dispozici 36. I v současnosti většina zařízení podporujících GPS určených pro civilní použití pracuje právě s pásmem L1 a modulací C/A kódem, do tohoto kódu byla také zanesena zmíněná umělá chyba SA. P kód je modulován na obou nosných frekvencích L1 i L2 a slouží výhradně vojenským účelům. Právě kvůli svému určení je P kód zašifrován tajným W kódem, který zná jen vláda USA a její spojenci. Bez znalosti W kódu není možné používat službu PPS. Po dešifrování se P kód změní na kód zvaný Y, celek proto bývá označován jako P/Y kód. Se satelity Block IIR(M) přišla podpora nového civilního kódu L2C modulového na nosnou frekvenci L2 a také nový M (*military*) kód modulovaný na frekvencích L1 a L2 určený pro PPS služby. Pásmo L5 pak používá vlastní kódování. Pro satelity nové generace Block III je plánováno přidání podpory dalšího civilního kódu L1C.

V současné době tvoří kosmický segment GPS 12 satelitů Block IIR, 7 satelitů Block IIR(M) a 12 satelitů Block IIF. Systém tedy v současné době disponuje 31 satelity schopnými plného provozu, vláda USA navíc garantuje minimálně 24 satelitů v plném provozu po 95 % času. Satelity jsou umístěny v pásmu střední oběžné dráhy (MEO) ve výšce přibližně 20 200 km nad povrchem Země. Konstelace používaná do roku 2011 byla navržena pro 24 satelitů, které se pohybují po šesti oběžných drahách. Na každou z orbit tedy připadají čtyři satelity. Ty mají na své oběžné dráze přesně

danou pozici, takzvaný slot. V případě dlouhodobé poruchy nebo konce životnosti je satelit ze slotu odebrán, nový pak zabere jeho místo, aby zůstala zachována ideální konstelace. Oběžné dráhy jsou vůči sobě pootočený o  $60^\circ$  a jejich sklon od roviny rovníku je  $55^\circ$ . Každý satelit oběhne Zemi za 11 hodin a 58 minut. Konstelace s parametry uvedenými výše by měla zajistit viditelnost alespoň šesti satelitů z libovolného místa na Zemi.

V roce 2011 došlo k rozšíření, kdy byly do konstelace přidány další tři sloty, do kterých mohly být přidány satelity, které v té době sloužily pouze jako záložní. Tím se ještě zvýšila dostupnost GPS. V současnosti tedy základní konstelace obsahuje 27 satelitů základní konstelace a 4 náhradní satelity připravené pro případ poruchy. Ilustraci konstelace můžeme vidět na obrázku 2.



Obrázek 2: Konstelace systému GPS, zdroj: <http://gps.gov>

Řídící segment GPS se skládá z hlavní řídicí stanice na letecké základně Schriever v Coloradu, záložní řídicí stanice na letecké základně Vandenberg v Kalifornii, 15 monitorovacích a 11 komunikačních stanic rozmístěných po celém světě. Chod celého systému zajišťuje sekce vesmírných operací patřící pod letectvo USA.

Uživatelský segment tvoří všechna zařízení schopná přijmout a vyhodnotit signál GPS, jejich příklady byly uvedeny v kapitole 2.2. Systém GPS je používán jak pro vojenské účely, tak v civilním sektoru.

## 2.5 GLONASS

GLONASS (*Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema*) začal v sedmdesátých letech dvacátého století vyvíjet Sovětský svaz jako globální navigační systém pro vojenské i civilní účely. První satelit byl vypuštěn v roce 1982. Po rozpadu Sovětského svazu pokračovalo ve vývoji systému GLONASS Rusko. V roce 1995 pak systém dosáhl plné operační schopnosti. Kvůli finančním problémům a relativně nízké životnosti satelitů došlo na konci devadesátých let k úpadku systému, v roce 2001 obsahoval kosmický segment pouze 7 satelitů a systém byl prakticky nepoužitelný. V témže roce byl ruskou vládou schválen program na obnovu kosmického segmentu, přidání nových signálů a omlazení řídicího segmentu. Plán počítal s plnou operační schopností a kompletní konstelací na konci roku 2009. Od prosince 2004 se na vývoji systému podílí také Indie. V této podkapitole bylo čerpáno ze zdrojů [7], [9], [20], [26], [34].

První generace satelitů se nazývala Uragan nebo také Glonass a trpěla velmi krátkou životností, která byla stanovena pouze na tři roky. V roce 2003 začalo vypouštění modernizované řady Uragan-M, která měla prodlouženou životnost na sedm let. Zcela nová generace satelitů nazvaná Uragan-K, později přejmenovaná na Uragan-K1, přinesla opět prodloužení životnosti a výrazné snížení hmotnosti satelitů. Dalším vylepšením bylo přidání frekvenčního pásma L3, zatímco předchozí generace disponovaly pouze pásmy L1 a L2. Ve fázi vývoje jsou satelity typu Uragan-K2 a Uragan-KM, ty by kromě jiných vylepšení měly obsahovat frekvenční pásmo L5, které zajistí spolupráci se systémy GPS a Galileo. V současnosti zajišťují chod systému satelity Uragan-M a Uragan-K1.

Signály systému GLONASS používají frekvenční dělení FDMA (*Frequency Division Multiple Access*), které není u GNSS příliš obvyklé. Každý satelit tedy používá jinou nosnou frekvenci. Frekvenční pásma se nazývají L1 a L2 a stejně jako u GPS jsou odvozeny od základní referenční frekvence 10,23 MHz. Pásmo L1 má rozsah 1592,95 až 1613,86 MHz. Z tohoto pásma má pak každý satelit přidělenou frekvenci  $1602 + 0,5625k$  MHz, kde  $k$  je číslo satelitu. Této vlastní frekvenci se také říká kanál. Podobně pak u pásma L2, které má rozsah 1237,83 až 1256,36 MHz, každý satelit disponuje frekvencí  $1246 + 0,4375k$  MHz. Původně měl každý satelit přidělen vlastní kanál, v základní konstelaci se tedy používalo 24 kanálů. Kvůli vzájemnému rušení bylo později rozhodnuto, že se bude používat pouze 12 kanálů. Nedostatek volných kanálů byl potom vyřešen tak, že satelity, které jsou ve slotech na oběžné dráze proti sobě, používají stejnou nosnou frekvenci. Satelity generace Uragan-K1 a novější podporují také kódové dělení CDMA (*Code Division Multiple Access*), které používají i ostatní GNSS.

Stejně jako GPS poskytuje GLONASS dva druhy služeb. Službu HP (*High Positioning*) může využívat ruská vláda a autorizovaní uživatelé, služba SP (*Standard Positioning*) je pak určena pro civilní sektor. Kód pro službu SP je obdobou C/A kódu systému GPS, kód pro službu HP je pak obdobou P kódu. U prvních generací satelitů byla služba SP dostupná pouze v pásmu L1, od Uragan-K je služba dostupná i v pásmu L2, zatímco služba HP je od začátku podporovaná v obou pásmech. V novém pásmu L3 jsou dostupné obě služby.

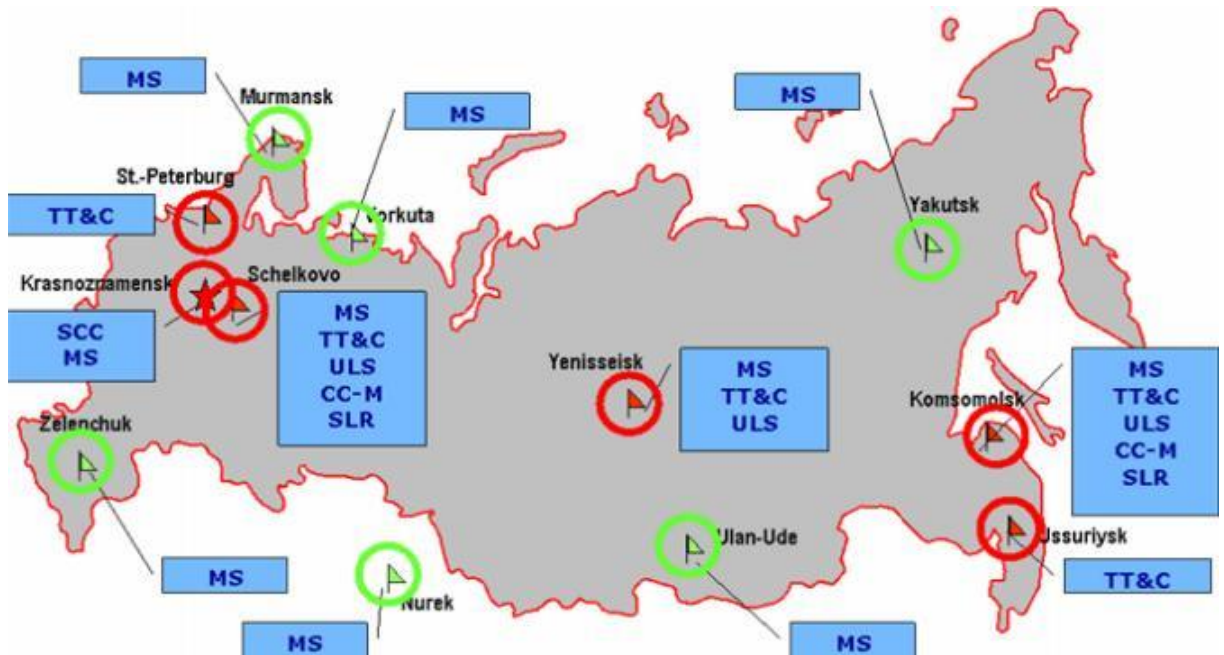
Kosmický segment GLONASS v současné době obsahuje 27 satelitů, z toho 24 tvoří základní konstelaci, dva jsou záložní a jeden je v testovací fázi. Satelity obíhají ve výšce 19 130 km na třech oběžných drahách, které jsou pootočené o 120° a od rovníku jsou odkloněny o 64,8°. Základní konstelace zaručuje stejně jako u GPS viditelnost minimálně šesti satelitů na libovolném místě na Zemi. Oběžná doba satelitů je 11 hodin a 16 minut. Ilustraci konstelace systému GLONASS můžeme vidět na obrázku 3.



Obrázek 3: Konstelace systému GLONASS, zdroj: <http://navipedia.net>

Řídicí segment GLONASS se skládá z hlavní řídicí stanice SCC (*System Control Center*) v Krasnoznamensku, šesti monitorovacích stanic MS (*Monitor Station*), dvou telemetrických a monitorovacích stanic TT&C (*Telemetry, Tracking and Command*) a tří rozšířených stanic, které kromě TT&C a MS podporují další funkce dle vybavení, kterým disponují. Tyto funkce jsou laserové měřicí stanice SLR (*Station for Laser Ranging*), řídicí stanice CC (*Control Center*) a komunikační stanice ULS (*Uplink*)

Station). Celý řídicí segment se rozprostírá na území bývalého Sovětského svazu, z toho plyne nevýhoda omezeného času pro monitoring satelitů. Mapu řídicího segmentu můžeme vidět na obrázku 4.



Obrázek 4: Řídicí segment GLONASS, zdroj: <http://navipedia.net>

Uživatelský segment tvoří ruská armáda a její spojenci, v květnu 2007 byl systém GLONASS oficiálně uvolněn pro civilní použití bez jakéhokoliv omezení. Nicméně zejména díky problémům tohoto GNSS na začátku 21. století není v civilním sektoru GLONASS zdaleka tak rozšířený jako GPS. Spíše než přístroje podporující pouze GLONASS se v posledních letech objevují ty, které umí pracovat se signály z GPS i GLONASS zároveň, to zaručuje vyšší přesnost určení polohy.

## 2.6 Galileo

Globální navigační satelitní systém Galileo je z představovaných systémů nejmladší a je stále ve fázi vývoje. Systém Galileo je určen výhradě pro civilní použití, není tedy jako GPS a GLONASS primárně vojenským systémem řízeným armádou některé z mocností. V případě vojenského konfliktu, kdy by mohlo teoreticky dojít k omezení nebo vypnutí GPS a GLONASS pro civilní sektor, by služby systému Galileo neměly být nijak omezeny. Galileo je projektem Evropské komise (*European Commission*), Evropské vesmírné agentury (*European Space Agency*) a dalších institucí spadajících pod Evropskou unii. Vývoj začal v devadesátých letech, na konci roku 2005 byla vypuštěna první družice GIOVE-A. V této podkapitole bylo čerpáno ze zdrojů [7], [9], [20], [30-33].

Signály jsou rozděleny do tří pásem odvozených od základní frekvence 10,23 MHz. Pásma se u systému Galileo značí E místo obvyklého L. Pásmo E1 používá

nosnou frekvenci 1575,42 MHz, pásmo E5 je rozdělené E5a s frekvencí 1176,45 MHz a E5b s frekvencí 1207,14 MHz, poslední pásmo E6 pak používá frekvenci 1278,75 MHz.

Systém Galileo nabízí celkem pět služeb. Základní služba OS (*Open Service*) je zdarma a dostupná pro všechny uživatele disponující příslušným vybavením. OS je určena pro navigaci v automobilech, mobilních telefonech, turistických navigačních přístrojích a podobně.

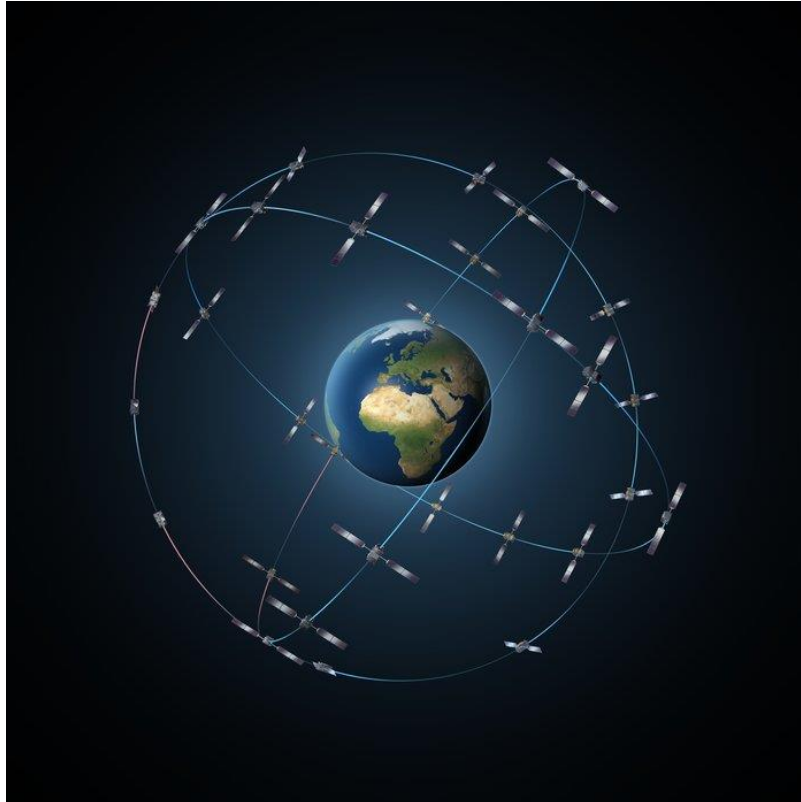
Komerční služba CS (*Commercial Service*) nabízí vyšší přesnost díky použití více signálů. Signály jsou kódovány a službu tak mohou využívat jen organizace disponující příslušným klíčem.

Veřejně regulovaná služba PRS (*Public Regulated Service*) je také zašifrovaná a slouží bezpečnostním složkám členských zemí EU.

Služba se zajištěnou bezpečností SoL (*Safety of Life*) garantuje vysokou míru integrity. Je určena převážně pro použití v civilní letecké dopravě.

Tísňová služba SAR (*Search and Rescue*) je určena k lokalizaci ohroženého objektu, například automobilu při dopravní nehodě. Služba má vyhrazen vlastní kanál v pásmu E6.

Kosmický segment by v plném operačním provozu mělo tvořit 30 satelitů obíhajících na třech oběžných drahách ve výšce 23 222 km, tedy v pásmu střední oběžné dráhy MEO. 27 satelitů tvoří základní konstelace, tři zbývající slouží jako záložní. Ilustraci konstelace můžeme vidět na obrázku 5. Oběžné dráhy jsou vzájemně odkloněny o 120° a sklon k rovníku je 56°. Tato konstelace by měla zajistit lepší pokrytí než GPS, zvláště v oblasti pólů. V současné době je v plném provozu 9 satelitů, dva jsou ve fázi testování a další dva ve fázi spouštění. Dokončení kosmického segmentu je plánováno na rok 2020.



Obrázek 5: Konstelace systému Galileo, zdroj <http://esa.int>

Řídící segment systému Galileo je stále ve výstavbě. Jeho hlavními články budou dvě hlavní řídicí centra GCS (*Ground Control Segment*) v německém Oberpfaffenhofenu a GMS (*Ground Mission Segment*) v italském Fucinu. Úkolem GCS je údržba kosmického segmentu, zatímco GMS má na starost navigační systém. V budoucnu by měly obě stanice disponovat vybavením, které umožní plnit úkoly spadající pod GCS i GMS, v případě výpadku jedné ji nahradí ta druhá. Řídící segment pak doplní monitorovací stanice GSS (*Galileo Sensor Stations*) rozmístěné po celém světě a komunikační stanice ULS (*Uplink Station*).

Uživatelský segment budou tvořit přijímače používané ve všech odvětvích civilního sektoru. Vzhledem k plánované vyšší přesnosti a důrazu kladeném na integritu systému se počítá s velkým rozšířením v civilní letecké dopravě. Přijímače pro systém Galileo zatím nejsou dostupné v běžném prodeji, protože systém není v současnosti plně funkční.

## 2.7 BeiDou

Posledním globálním navigačním satelitním systémem je čínský BeiDou, někdy také nazývaný COMPASS. Vývoj začal v devadesátých letech a původně bylo zamýšleno, že půjde o regionální systém pro území Číny. Později bylo rozhodnuto o vybudování globálního navigačního systému nazvaného BeiDou-II. Vývoj začal



v devadesátých letech dvacátého století, první dvě družice BeiDou 1A a 1B byly vypuštěny v roce 2000. V této podkapitole bylo čerpáno ze zdrojů [7], [9], [20], [27-29].

V plném provozu se počítá s 35 satelity. Pět z nich bude na geostacionárních oběžných dráhách, tři by měly být na geosynchronní oběžné dráze ve výšce kolem 36 000 km. Zbylých 27 satelitů bude obíhat na třech oběžných dráhách ve výšce 21 363 km. Ilustraci plánované konstelace můžeme vidět na obrázku 6.

BeiDou používá tři frekvenční pásma, jsou to B1 s nosnou frekvencí 1561,098 MHz, B2 s frekvencí 1207,14 MHz, a B3 s frekvencí 1268,52 MHz. Signály se nazývají B1-I, B1-Q, B2-I, B2-Q, B3-I a B3-Q a používá se technika CDMA.

Systém podporuje tři služby. První OS (*Open Service*) pracuje na stejném principu jako u systému Galileo. Služba AS (*Authorized Service*) je, jak název napovídá, určena pouze autorizovaným uživatelům a slouží výhradně vojenským účelům. Poslední službou je SMS (*Short Message Service*), ta umožňuje posílání krátkých textových zpráv.

Aktuálně kosmický segment tvoří 19 satelitů. V roce 2012 fungoval systém pro území Číny, plná globální operační schopnost je plánována na rok 2020. V roce 2003 se stala Čína partnerem evropského navigačního systému Galileo.



Obrázek 6: Konstelace systému BeiDou, zdroj: <http://spaceflight101.com>

Pozemní segment v roce 2011 tvořila hlavní řídicí stanice MCS (*Master Control Station*), dvě komunikační stanice US (*Upload Station*) a 30 monitorovacích stanic MS (*Monitor Station*).

V původní regionální verzi BeiDou se poloha počítala v MCS a posílala se zpět do přijímače, v současné verzi dochází k výpočtu polohy přímo v přijímači, tedy stejně jako u ostatních GNSS. Další odlišností je schopnost posílání krátkých textových zpráv.

### 3 Odhad polohy objektu využitím satelitních měření a metody nejmenších čtverců

V následující části bude objasněn základní princip odhadu polohy s využitím satelitních měření a metody nejmenších čtverců.

Na začátku si krátce představíme používané souřadné systémy a jejich parametry. Dále popíšeme metody, které mohou být použity pro odhad polohy pomocí GNSS. Také budou ukázány negativní vlivy na šíření signálu, vysvětlen pojem pseudovzdálenost a odvozen vztah pro její výpočet. V poslední kapitole této části budou uvedeny vztahy pro odhad polohy přijímače s použitím metody nejmenších čtverců.

#### 3.1 Souřadné systémy

V systémech GNSS se pro určení polohy používají hlavně dva souřadné systémy. Prvním je ECEF (*Earth-Centered, Earth-Fixed*), v GNSS jsou v něm uloženy informace o poloze satelitů a používá se také při výpočtu polohy přijímače. Polohu objektu je možné vyjádřit pomocí kartézských nebo geodetických souřadnic. Taktéž existují vztahy pro převod z jednoho typu souřadnic na druhý a naopak. Druhým je lokální souřadný systém, někdy označován také jako navigační souřadný systém, který ukazuje polohu ve vztahu k zemskému povrchu, je tedy vhodnější k zobrazení polohy na straně uživatele. Po vypočtení polohy je tedy vhodné převést některé statistiky týkající se odhadu polohy, například kovarianční matici chyby odhadu, do lokálního souřadného systému, který přirozeně popisuje horizontální a vertikální směr tak, jak je vnímán v daném místě. V této kapitole bylo čerpáno ze zdrojů [9], [12], [20].

##### 3.1.1 ECEF

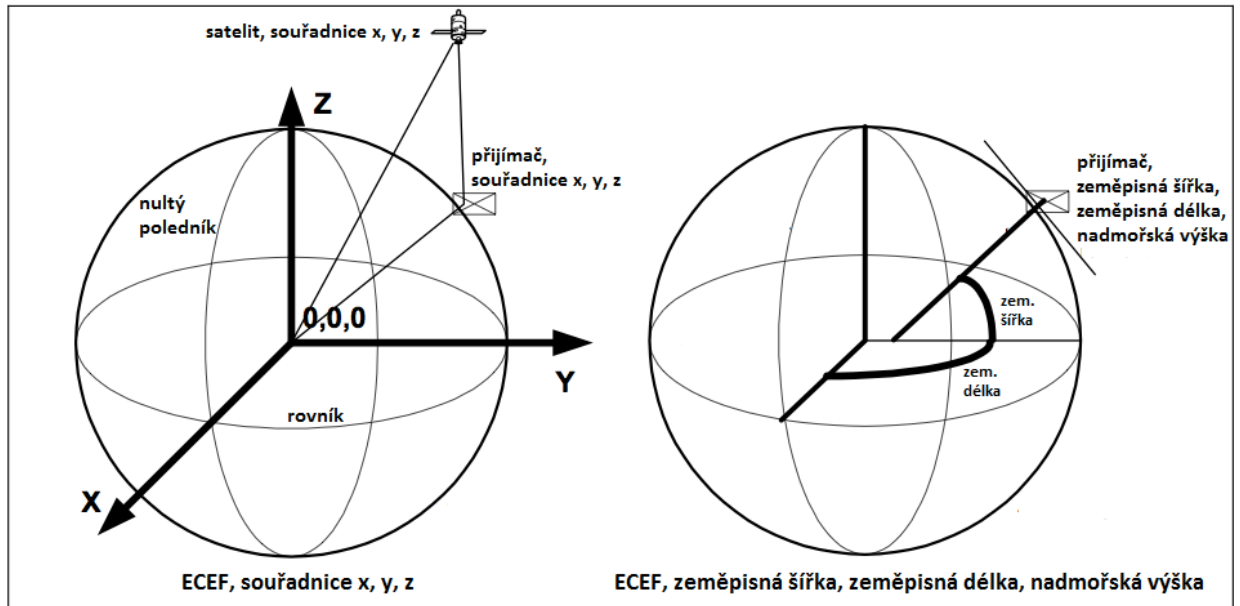
Na začátek připomeňme, že rovník, tedy nultá rovnoběžka, rozděluje Zemi na severní a jižní polokouli a nultý (Greenwichský) poledník zase na východní a západní polokouli.

Souřadný systém ECEF má, jak název napovídá, počátek ve středu Země a také se spolu s ní otáčí. Tvar Země může být pro tento systém zjednodušen na tvar koule. Osa  $z$  splývá s osou rotace Země a směřuje k severnímu pólu. Osa  $x$  prochází průsečíkem nultého poledníku a rovníku, osa  $y$  je kolmá na osu  $x$  a prochází tedy průsečíkem rovníku a devadesátého poledníku na východní polokouli.

Fyzikální model povrchu Země se nazývá geoid. Ten lze aproximovat elipsoidem, tedy tělesem, které vznikne rotací elipsy podél jedné z jejích os. Země sice vzdáleně připomíná kouli, ale je známým faktem, že v oblasti pólů je tato koule zploštělá, proto se jako vhodný model planety jeví právě elipsoid. Ten také tvoří základ světově uznávaného referenčního modelu Země WGS 84. Použitím referenčního modelu WGS

84 místo prostého modelu koule bude tedy určení polohy v souřadném systému ECEF mnohem přesnější.

Poloha se v tomto souřadném systému udává buď v kartézských souřadnicích, tedy  $[x, y, z]^T$ , nebo v geodetických souřadnicích  $r, \phi, \lambda$ . Kde  $r$  je elipsoidická výška, ze které můžeme započtením rozdílu mezi povrchem elipsoidu a geoidu určit nadmořskou výšku,  $\phi$  je zeměpisná šířka a  $\lambda$  zeměpisná délka. Vztah kartézských a geodetických souřadnic můžeme vidět na obrázku 7.



Obrázek 7: Vztah kartézských a geodetických souřadnic v souřadném systému ECEF

Souřadnice se mezi sebou dají převádět pomocí převodních vztahů [20]. Pro převod geodetických souřadnic na kartézské platí

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (N + r) \cos \varphi \cos \lambda \\ (N + r) \cos \varphi \sin \lambda \\ (N(1 - e^2) + r) \sin \varphi \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Převod kartézských souřadnic na geodetické je možný buď iteračním výpočtem, nebo standardním výpočtem uvedeným níže, souřadnice se však musí počítat v daném pořadí, a to  $\lambda$ ,  $\phi$  a nakonec  $r$  [21]. Vztah pro převod je tedy

$$\begin{bmatrix} r \\ \varphi \\ \lambda \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{z^2 + y^2}}{\cos \varphi} - N \\ \arctan \left( \frac{z + e^2 b \sin^3 \theta}{\sqrt{x^2 + y^2} - e^2 a \cos^3 \theta} \right) \\ \arctan \frac{y}{x} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

kde  $N$  je poloměr zakřivení daný vztahem

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}, \quad (3)$$

$e$  je excentricita elipsy spočítaná jako

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}, \quad (4)$$

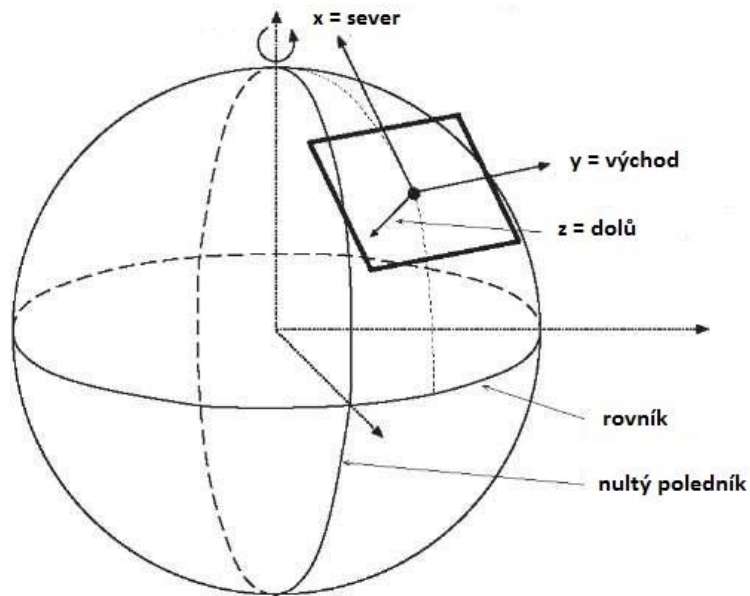
kde  $a$  délka hlavní poloosy a  $b$  délka vedlejší poloosy elipsoidu, nakonec bylo pro zjednodušení zavedeno

$$\theta = \arctan\left(\frac{az}{b\sqrt{x^2 + y^2}}\right). \quad (5)$$

### 3.1.2 Lokální souřadný systém

Počátek souřadnic lokálního souřadného systému (*Local Navigation Frame*) se nachází v těžišti objektu, jehož polohu určujeme. Osa  $z$  je normála k povrchu referenčního elipsoidu směřující do středu Země (dolů), osa  $x$  je kolmá na osu  $z$  a směřuje od počátku k severnímu pólu. Osa  $y$  doplňuje pravouhlý souřadný systém a míří tedy na východ. Tato nejpoužívanější forma souřadného systému, kterou můžeme vidět na obrázku 8, se nazývá North, East, Down dle názvů příslušných směrů v angličtině. V ostatních verzích může osa  $z$  směřovat opačným směrem, nebo osa  $x$  směřovat na jih, značení ostatních os se poté také změní dle příslušných směrů. Vždy však první dva směry určují horizontální (tečnou) rovinu v daném místě prostoru.

Souřadný systém je důležitý pro navigaci zkoumaného objektu vzhledem k povrchu Země a je vhodný k reprezentaci kovariančních matic chyby odhadu a příslušných charakteristik popisujících integritu v horizontálním a vertikálním směru.



Obrázek 8: Lokální souřadný systém s uspořádáním North, East, Down, zdroj: <http://what-when-how.com>, upraveno

### 3.1.3 Vztahy pro převod kovariančních matic mezi ECEF a lokálním souřadným systémem

Dle [9] můžeme pro převod kovariačních matic ze souřadného systému ECEF do lokálního souřadného systému použít rotační matici

$$C_n^e = \begin{pmatrix} -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \lambda & -\cos \varphi \cos \lambda \\ -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \lambda & -\cos \varphi \sin \lambda \\ \cos \varphi & 0 & -\sin \varphi \end{pmatrix}, \quad (6)$$

pro opačný převod pak matici

$$C_e^n = \begin{pmatrix} -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\cos \varphi \cos \lambda & -\cos \varphi \sin \lambda & -\sin \varphi \end{pmatrix}, \quad (7)$$

kde index  $n$  značí lokální souřadný systém, index  $e$  souřadný systém ECEF,  $\varphi$  označuje zeměpisnou šířku a  $\lambda$  zeměpisnou délku definující střed lokálního souřadného systému.

## 3.2 Metody pro odhad polohy

Nejdříve připomeňme, že princip odhadu polohy u systémů GNSS se zakládá na známé poloze satelitů a vzájemné komunikaci satelit - přijímač. Existuje několik metod, pomocí kterých můžeme určit polohu přijímače.

Úhломěrná metoda je založena na měření elevačního úhlu satelitu, dopplerovská metoda využívá při odhadu polohy Dopplerova jevu, tedy rozdílných frekvencí odesílaného a přijímaného signálu. Interferometrická metoda používá dvě antény na stejné základně s určitou vzájemnou vzdáleností, od každé z antén je měřena zdánlivá

vzdálenost ke stejnému satelitu a s použitím všech tří vzdáleností je určen elevační úhel, poté je využita metoda úhломěrná. Interferometrické měření nosné pracuje na stejném principu jako předchozí metoda, ale místo vzdálenosti měříme rozdíly fází nosné vlny signálů přijímaných z jednoho satelitu [7].

Základem současných nejznámějších GNSS je metoda dálkoměrná. Tato metoda využívá k určení polohy měření vzdálenosti mezi přijímačem a satelity. Nejdříve změříme zpoždění signálu mezi jeho odvysíláním satelitem a přijetím na přijímači, měřenou veličinou je tedy čas.

Signál z každého satelitu používá stejnou nosnou frekvenci a je modulován jedinečným kódem, kódy jednotlivých satelitů GNSS jsou vzájemně nekorelované. Tak mimo jiné vysílač pozná, z jakého satelitu je daný signál přijímán. Během příjmu signálu přijímač generuje stejně modulovaný signál, ten pak porovná se signálem ze satelitu a podle velikosti posunu vypočte hledanou časovou odchylku.

Potřebnou vzdálenost pak získáme vynásobením tohoto času rychlostí světla. Vztah pro výpočet vzdálenosti mezi přijímačem a  $i$ -tým satelitem je tedy

$$d_i = \tau_{di}c, \quad (8)$$

kde  $d_i$  je hledaná vzdálenost,  $\tau_{di}$  je zpoždění signálu, to je čas uplynulý mezi vysláním signálu satelitem a jeho přijetím přijímačem, a  $c$  je rychlost světla, jehož hodnota je  $c = 2,99792458 \cdot 10^8 \text{ ms}^{-1}$ . Obecně se předpokládá, že elektromagnetické vlny se šíří právě rychlostí světla.

### 3.3 Model měření pseudovzdáleností

Pro ilustraci si představme, že přijímač leží na povrchu koule, která má střed v místě aktuální polohy satelitu, ke kterému měříme vzdálenost. Vzdálenost mezi satelitem a přijímačem bude tedy poloměr této koule. Dosazením vzdálenosti do rovnice koule dostaneme

$$d_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2}, \quad (9)$$

kde  $d_i$  je vzdálenost přijímač – satelit,  $[x_i, y_i, z_i]^T$  jsou dané souřadnice  $i$ -tého satelitu (střed koule) a  $[x, y, z]^T$  jsou hledané souřadnice přijímače. Souřadnice jednotlivých satelitů, takzvané efemeridy, jsou vysílány společně s dalšími údaji v navigačních zprávách. Efemeridy jsou také uloženy přímo v paměti přijímačů, díky tomu je určení aktuální polohy po zapnutí přístroje mnohem rychlejší.

Pro výpočet neznámých tedy potřebujeme minimálně tři rovnice, to znamená měření minimálně ze tří satelitů. Abychom mohli určovat polohu tímto způsobem, musí

být splněna důležitá podmínka, tou je naprosto přesná synchronizace času mezi přijímačem a všemi satelity. Dle [12] odchylka 1  $\mu\text{s}$  představuje chybu 300 metrů ve výpočtu vzdálenosti  $d_i$ . Přesná synchronizace času je sice technicky proveditelná, velikost, energetická náročnost a hlavně cena přijímačů by však byla pro použití v civilním sektoru nepřijatelná. Abychom tedy nemuseli přesně synchronizovat čas mezi přijímačem a satelity, byla do výpočtu zavedena čtvrtá proměnná. Tou je odchylka hodin přijímače a satelitů  $\tau$ .

Tuto odchylku není třeba počítat pro každý satelit zvlášť, protože samotný GNSS garantuje přesnou synchronizaci hodin mezi jednotlivými satelity. Ty disponují velmi přesnými atomovými hodinami, jejichž vzájemnou synchronizaci a také synchronizaci se světovým referenčním časem zajišťuje řídicí segment GNSS.

Vzdálenost způsobenou odchylkou hodin přijímače a satelitů značíme písmenem  $b$  a vypočítáme vynásobením rychlostí světla, tedy

$$b = \tau \cdot c. \quad (10)$$

Dosazením do vztahu přibude jedna neznámá, z toho vyplývá, že pro určení polohy potřebujeme měření minimálně ze čtyř satelitů, soustava rovnic pak bude mít tvar

$$\rho_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + b, i = 1..N, N \geq 4. \quad (11)$$

Nyní je zřejmé, že díky chybám způsobeným odchylkou hodin přijímače a satelitů a odchylkám způsobeným dalšími vlivy, které budou popsány později, není vzdálenost vypočtena zcela přesně. Proto ji nazýváme pseudovzdáleností (pseudorange) a značíme  $\rho$ .

Nutnost synchronizace časové základny přijímače a satelitů je nutná pouze u pasivních systémů, tedy těch, které signál ze satelitů pouze přijímají, ale samy žádný nevysílají. Existují také aktivní systémy, které vyšlou signál satelitu, a ten ho po uběhnutí daného času pošle zpět, na základě velikosti zpoždění je pak vypočtena vzdálenost. Nevýhoda těchto systémů spočívá ve větší složitosti navigačního přístroje a větší energetické náročnosti. Je tedy zřejmé, že se tento princip příliš nehodí pro přenosné navigační přístroje. Navigační přístroje pro všechny současné GNSS pracují na principu pasivních systémů.

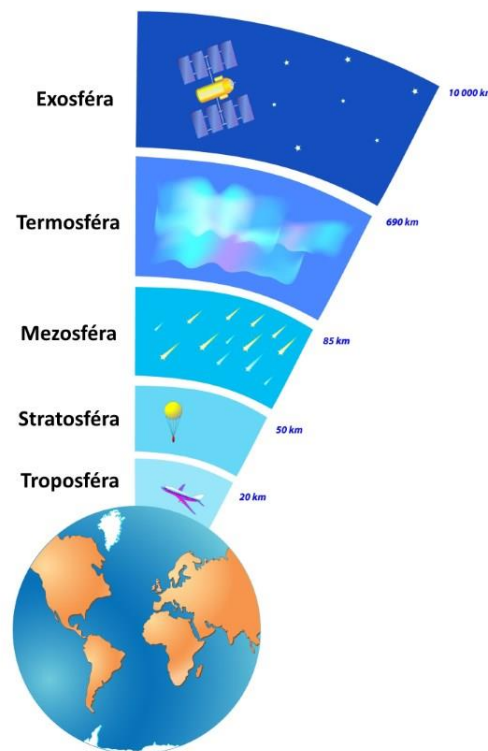
### 3.4 Vlivy atmosféry na přesnost odhadu polohy

Jak bylo v předchozí kapitole zmíněno, velikost pseudovzdáleností mohou měnit kromě odchylky hodin přijímače a satelitů také další vlivy. Mezi nejvýznamnější faktory ovlivňující měření vzdáleností patří atmosféra. V předchozí kapitole jsme zavedli předpoklad, že elektromagnetické vlny se šíří rychlostí světla. To platí pro



nejvyšší vrstvy atmosféry, které mají podobné vlastnosti jako vakuum. Neplatí to však pro nižší vrstvy atmosféry, kde je díky vyšší koncentraci atmosférických plynů rychlost šíření elektromagnetických vln závislá na tlaku, vlhkosti, teplotě a dalších veličinách, které se mohou rychle měnit. Je zřejmé, že změna rychlosti šíření elektromagnetických vln ovlivňuje velikost pseudovzdáleností [12].

Rychlost šíření elektromagnetických vln nejvíce ovlivňuje ionosféra. Ionosféra je ionizovaná část atmosféry, která se nachází v oblastech mezoféry a termosféry. Jednotlivé vrstvy atmosféry můžeme vidět na obrázku 9. Vlivem slunečního záření obsahuje velké množství iontů a volných elektronů, kvůli kterým dochází k ovlivnění rychlosti šíření elektromagnetických vln. V porovnání s ostatními zdroji chyb způsobuje vliv ionosféry vůbec největší odchylky v odhadnuté poloze, standardní odchylka je dle [9] čtyři metry.



Obrázek 9: Vrstvy atmosféry, zdroj: <http://meteocentrum.cz>

Další vrstvou atmosféry, která ovlivňuje velikost naměřených pseudovzdáleností, je troposféra. Jak můžeme vidět na obrázku 9, troposféra je část atmosféry nejbližší položená Zemi. V troposféře dochází k ovlivnění rychlosti šíření signálu zejména díky neustále se měnícímu se charakteru počasí. Velikost odchylky způsobené vlivem troposféry je sice mnohem menší než v případě ionosféry, není však zanedbatelná. Díky rychlým změnám meteorologických podmínek, které není možné spolehlivě předpovídat, nelze chybu způsobenou vlivem troposféry úplně eliminovat [12].

Chyby způsobené vlivem ionosféry a troposféry lze částečně kompenzovat příslušnými modely. Odvození těchto modelů by bylo nad rámec této práce, zavedeme tedy jen označení  $\delta_I$  pro model vlivu ionosféry a  $\delta_T$  pro model vlivu troposféry.

### 3.5 Ostatní vlivy na přesnost odhadu polohy

Kromě již zmíněných vlivů mohou přesnost odhadu polohy ovlivňovat další faktory.

Prvním je vícecestné šíření signálu. To je způsobené odrazy signálu od pevných překážek, dochází k nim hlavně v hustě zastavěných městských územích nebo horských oblastech.

Dále jde o chyby v efemeridách, tedy o nepřesné informace o poloze družic.

Dalším zdrojem nepřesností může být nesprávná synchronizace hodin satelitů. Ta je sice, jak už bylo zmíněno, zajištěna řídicím segmentem GNSS, k chybě přesto dojít může.

Odchyłka může být způsobena také na straně přijímače. Její příčina může být v zašumění signálu nebo v nesprávném výpočtu odhadu polohy způsobeného aproximací či zaokrouhlováním.

Poslední ze známých příčin je záměrné zavedení chyby vlastníkem GNSS, které má bránit jeho zneužití. U GPS se tato technika nazývá *Selective Availability* a byla popsána v kapitole 2.4. Tato umělá chyba byla vypnuta v roce 2000 a v současnosti se už nepoužívá.

### 3.6 Úplný model pseudovzdáleností

Dosazením proměnných představujících chyby měření pseudovzdáleností, které byly popsány v kapitolách 3.4 a 3.5, do rovnice z 3.3 dostaneme úplný model pseudovzdáleností

$$\rho_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + b + \delta_{I_i} + \delta_{T_i} + \varepsilon_i, \quad (12)$$

kde  $\varepsilon_i$  představuje shrnutí všech vlivů z předchozí kapitoly [12]. Pro účely této práce model ještě zjednodušíme tím, že všechny chyby včetně těch způsobených atmosférickými vlivy, shrneme do jedné chybové proměnné  $w$ . Soustava rovnic pro výpočet pseudovzdáleností bude mít tvar

$$\rho_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + b + w_i, i = 1..N, N \geq 4, \quad (13)$$

### 3.7 Výpočet polohy

Máme tedy soustavu  $N$  nelineárních rovnic o 4 neznámých. Jedním z možných řešení je aproximace Taylorovým rozvojem pro vhodně zvolený odhad polohy přijímače  $\hat{x}$ . Odhad pseudovzdálenosti potom bude

$$\hat{\rho}_i = \sqrt{(\hat{x} - x_i)^2 + (\hat{y} - y_i)^2 + (\hat{z} - z_i)^2} + b + w_i. \quad (14)$$

Poloha nelineárního a linearizovaného modelu pak bude vykazovat určité odchylky

$$\begin{aligned} \Delta x &= x_i - \hat{x}, \\ \Delta y &= y_i - \hat{y}, \\ \Delta z &= z_i - \hat{z}. \end{aligned} \quad (15)$$

Taylorův rozvoj se zanedbáním vyšších řádů má tvar

$$\begin{aligned} \rho_i &= f(x_i, y_i, z_i, \hat{x} + \Delta x, \hat{y} + \Delta y, \hat{z} + \Delta z) = f(*) = \\ &= f(*) + \frac{\partial f(*)}{\partial \hat{x}} \Delta x + \frac{\partial f(*)}{\partial \hat{y}} \Delta y + \frac{\partial f(*)}{\partial \hat{z}} \Delta z + b + w. \end{aligned} \quad (16)$$

Poté spočítáme odchylku pseudovzdálenosti nelineárního a linearizovaného modelu pomocí vztahu

$$\Delta \rho_i = \hat{\rho}_i - \rho_i. \quad (17)$$

Tu můžeme dle [12] přepsat na

$$\Delta \rho_i = a_{xi} \Delta \hat{x} + a_{yi} \Delta \hat{y} + a_{zi} \Delta \hat{z} + b + w. \quad (18)$$

Členy  $a_{xi}$ ,  $a_{yi}$  a  $a_{zi}$  jsou parciální derivace z (16), tedy

$$\begin{aligned} a_{xi} &= \frac{\partial f(*)}{\partial \hat{x}} = \frac{x_i - \hat{x}}{\hat{r}_i}, \\ a_{yi} &= \frac{\partial f(*)}{\partial \hat{y}} = \frac{y_i - \hat{y}}{\hat{r}_i}, \\ a_{zi} &= \frac{\partial f(*)}{\partial \hat{z}} = \frac{z_i - \hat{z}}{\hat{r}_i}, \end{aligned} \quad (19)$$

kde

$$\hat{r}_i = \sqrt{(\hat{x} - x_i)^2 + (\hat{y} - y_i)^2 + (\hat{z} - z_i)^2}. \quad (20)$$

Rovnice můžeme přepsat do maticového tvaru

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho_1 \\ \Delta\rho_2 \\ \vdots \\ \Delta\rho_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ \vdots \\ w_n \end{bmatrix}, \quad (21)$$

zkráceně pak

$$\Delta\rho = H\Delta x + w. \quad (22)$$

Za předpokladu, že střední hodnota chyb působících na signál je nulová, tedy

$$E(w) = 0, \quad (23)$$

lze rovnici řešit metodou nejmenších čtverců

$$\Delta x = (H^T H)^{-1} H^T \Delta\tilde{\rho} \quad (24)$$

nebo pro účely této práce preferovanou metodou vážených nejmenších čtverců. Jde o modifikaci vztahu (24), kdy matici jednotlivá měření ještě násobíme váhovou maticí  $W$ , odhad je potom dán

$$\Delta x = (H^T W H)^{-1} H^T W \Delta\tilde{\rho}, \quad (25)$$

kde  $\Delta\tilde{\rho}$  je odchylka mezi měřenou pseudovzdáleností  $\tilde{\rho}_i$  a její linearizovanou predikcí  $\hat{\rho}_i$  a  $W$  je inverzní matice k matici  $R$ , která zahrnuje veškeré chyby měření pseudovzdáleností, tedy platí

$$W = R^{-1} \quad (26)$$

a také

$$R = \text{cov}[w]. \quad (27)$$

Matice  $R$  je známá, lze ji dopočítat na základě polohy satelitů a chyb modelů popsaných například v [24].

Vztah můžeme ještě upravit na

$$\Delta x = S \Delta\rho, \quad (28)$$

kde

$$S = (H^T W H)^{-1} H^T W. \quad (29)$$

Vztah pro výpočet kovarianční matice chyby odhadu je

$$\text{cov}(\Delta x) = S R S^T = (H^T W H)^{-1}. \quad (30)$$

Výsledkem je vektor odchylek polohového vektoru nelineárního a linearizovaného modelu. Vypočítané odchylky se poté přičtou k původnímu odhadu,

tím vznikne nový odhad, a výpočet se iterativně opakuje, dokud není odchylka dostatečně malá. Obvykle postačuje několik kroků pro dosažení velmi malé odchylky [7].

Použitý postup představuje Newtonovu iterační metodu, k výpočtu odhadu polohy lze použít i jiné metody, například algebraickou metodu pro čtyři satelity nebo Bancroftovu algebraickou metodu [12].

## 4 Integrita navigační informace a metody pro její zaručení

Kvalita služeb GNSS je definována následujícími parametry:

- **Přesnost (*Accuracy*)** je rozdíl mezi odhadem a skutečným řešením, u GNSS jde typicky o polohu.
- **Kontinuita (*Continuity*)** vyjadřuje schopnost navigačního systému poskytnout výstup s danou přesností a integritou po celou dobu trvání navigační úlohy, tedy bez přerušení. Samotný parametr udává s jakou pravděpodobností je systém schopný tuto podmínku splnit.
- **Dostupnost (*Availability*)** je úsek času, kdy je systém používán a je dostupná spolehlivá navigační informace. U GNSS se dostupnost systému v podstatě rovná dostupnosti satelitních signálů a je udávána v procentech. Například 99,8 % času byl dostupný dostatečný počet satelitů k určení polohy.
- **Integrita (*Integrity*)** je schopnost informovat uživatele navigačního systému o chybě v systému či výpadku některé jeho části.
- **Čas do upozornění (*Time-to-alert*)** je údaj související s integritou a udává, jaká může být maximální doba, za kterou je uživatel upozorněn na její narušení.

V této části bude vysvětlen pojem integrita, dále míra a důvod její důležitosti v navigaci. Budou popsány chyby, které mohou integritu narušit, systémy, které zajišťují monitorování těchto chyb, a případně i zabránění či zmírnění rizika jejich vzniku. Na začátek ještě poznamenejme, že bude popisována integrita v souvislosti se satelitními navigačními systémy, nikoliv v obecné rovině.

### 4.1 Integrita a metody detekce chyb

Jak můžeme vidět na příkladech uvedených níže, definice pojmu integrita se v různých zdrojích liší.

- Integrita je míra důvěry v navigační informaci, kterou navigační systém podává uživateli [13].
- Integrita je schopnost systému předem varovat uživatele, že v systému nastala chyba a neměl by se používat k navigaci [14].
- Integrita navigačního systému je narušena, pokud dojde k závadě v kosmickém nebo řídicím segmentu GNSS [7].

Z předchozích definic vyplývá, že zřejmě zatím neexistuje jednotná definice pojmu integrita, nicméně jednotlivé definice se vzájemně nevylučují, naopak se doplňují.

Pro ilustraci si představme dopravní letadlo, které přistává pomocí autopilota, a pro navigaci používá pouze GPS. Pro tento model předpokládáme přesnost GPS za normálních podmínek v řádu desítek centimetrů v horizontálním i vertikálním směru. Je třeba poznamenat, že v současné době nelze takové přesnosti samotného systému GPS reálně dosáhnout, a také automatické přistání pouze pomocí GPS je zatím taktéž idealizovaná představa.

Za normálních podmínek tedy letadlo bez problému přistane, protože je bezpečně navedeno přesně na dráhu (horizontální směr) a má přesnou informaci o výšce (vertikální směr). V tomto případě byla integrita navigačního systému v pořádku.

Nyní předpokládejme, že nastane neočekávaná událost, může to být porucha satelitu – například porucha vnitřních hodin, vychýlení z dráhy a podobně, neobvyklé atmosférické podmínky v podobě solární nebo meteorologické bouře, případně porucha v řídicím segmentu – selhání hodin, nahrání chybných dat do satelitů, atd. Pokud bychom v takovém případě neměli o poruše žádnou informaci, letadlo by mohlo začít přistávat například do oceánu (chyba polohy v horizontálním směru), nebyl by včas vysunut podvozek (chyba polohy ve vertikálním směru) nebo v nejhorším případě kombinace obojího. V tomto případě byla integrita navigačního systému narušena, ale narušení nebylo detekováno a pilot o tom nebyl včas nebo vůbec informován.

Doplňme ještě třetí situaci, předpokládejme stejné podmínky jako u té předchozí, tedy že v navigačním systému nastala chyba. Nyní je však navigační systém vybaven kontrolou integrity s přísně nastavenými limity pro upozornění, což je pro kritickou část letu, jako je přistání, nutnost. V tomto případě systém kontroly integrity okamžitě vyhodnotí, že v navigačním systému nastala chyba, a pošle varování do přijímače. Systémy v letadle poté varují pilota a případně přepnou na jiný navigační systém. Nastala tedy chyba navigačního systému, která způsobila poskytnutí nesprávné informace o poloze uživateli, ale systém pro kontrolu integrity ji dokázal včas odhalit a zabránit tak ztrátám na lidských životech a majetku.

Úkolem systémů pro kontrolu integrity je tedy odhalení selhání a chyb navigačního systému a ochrana navigačního řešení jako celku před těmito chybami [9].

Dále je zřejmé, že varování o narušení integrity musí být uživateli sděleno v co nejkratším čase. Pro situaci uvedenou v ilustračním příkladu musí přijít varování o narušení integrity maximálně v řádu jednotek vteřin, jinak by mohlo dojít k ohrožení bezpečnosti. Maximální časy do upozornění se liší podle fází letu a jsou uvedeny v tabulce v příloze 1.

Dalším poznatkem je, že v případě narušení integrity GNSS je kladen důraz na to, aby kromě informování uživatele byla integrita v co nejkratší době obnovena, tedy abychom co nejdříve mohli informaci o poloze opět věřit. Práce systémů pro kontrolu integrity dělí do několika úrovní podle použité metody detekce chyb [9]:

- **Detekce selhání FD** (*Fault Detection*) odhalí přítomnost chyby a informuje uživatele.
- **Detekce selhání a obnovení FDR** (*Fault Detection and Recovery*) zjistí, kde nastala chyba, a pokusí se obnovit navigační řešení do stavu před poruchou.
- **Detekce selhání a izolace FDI** (*Fault Detection and Isolation*) poskytuje navigační řešení, které je izolováno od chybných dat způsobených poruchou.
- **Detekce selhání a vyloučení FDE** (*Fault Detection and Exclusion*) navíc ověřuje, že obnovené navigační řešení neobsahuje chyby.

Mnoho technik pro monitorování integrity spoléhá na kontrolu konzistence mezi měřeními, z toho plyne, že je potřeba více měření, a tedy i více viditelných satelitů, než pro samotné určení polohy. V režimu FD je potřeba minimálně o jedno měření víc, v režimu FDE už to jsou minimálně dvě měření navíc.

Vzhledem k tomu, že integrita a její kontrola je kritická pro používání GNSS v leteckém průmyslu, budou následující části této kapitoly zaměřeny převážně na toto odvětví.

## 4.2 Příčiny selhání GNSS

Příčiny selhání GNSS mohou být různé, můžeme je rozdělit do následujících kategorií [9].

### Selhání satelitů

K selhání samotného satelitu může dojít v důsledku chyby jeho hardwarové nebo softwarové části. Nejčastěji se jedná o nízký vysílací výkon, chybná navigační data nebo selhání vnitřních hodin. Chyby tohoto typu nejlépe odhalí pozemní monitorovací stanice systémů SBAS (*Satellite Based Augmentation System*), GBAS (*Ground Based Augmentation System*), případně samotného GNSS. Jejich prostřednictvím je také vysílána zpráva o poruše uživateli.

### Neobvyklé atmosférické podmínky

Při průchodu signálu ionosférou a troposférou může dojít kde zpomalení jeho šíření v důsledku solárních nebo meteorologických bouří, které neodpovídají typicky



používaným matematickým modelům. Tyto chyby mohou, ale nemusí být odhaleny pozemními monitorovacími stanicemi, záleží na intenzitě a lokaci.

### **Selhání vybavení uživatele**

Vybavení uživatele může selhat buď částečně, nebo úplně.

Částečné selhání nastane, například pokud je měření z jednoho satelitu chybné, zatímco měření z ostatních satelitů jsou v pořádku. Dalšími příčinami může být vícecestné šíření signálu způsobené jeho odrazy, hardwarová nebo softwarová porucha přijímače. Z povahy poruchy vyplývá, že i selhání satelitů a neobvyklé atmosférické podmínky mohou být detekovány jako částečné selhání vybavení uživatele. Tento druh poruch lze eliminovat režimy FDI a FDE zmíněnými v kapitole 4.1, chybné měření se v tomto případě nepoužije pro výpočet polohy.

Celkové selhání vybavení uživatele ovlivňuje všechny satelitní signály. Může způsobit, že zařízení vůbec nefunguje nebo dává chybné výstupy na všech kanálech. Druhý případ může být pro uživatele nebezpečný, proto je v takovém případě nutné chybu detekovat. Chyby mohou být stejně jako u satelitů buď softwarové nebo hardwarové, například selhání antény nebo přijímače signálu (v tomto kontextu za přijímač považujeme část navigačního přístroje, ne přístroj jako celek). Softwarové chyby může opravit reset přístroje, případně nová verze softwaru, v případě selhání hardwaru je nutné vadnou část vyměnit.

I když selhání GNSS patřící do první kategorie není příliš pravděpodobné, přesto k takovým incidentům dochází. Jako příklad můžeme uvést aktuální případ z ledna 2016, kdy při odebrání satelitu z konstelace došlo k posunutí hodin o 13 mikrosekund, což mohlo způsobit problémy na straně uživatelů systému GPS po několik hodin. Zde šlo o chybu v té části GPS, která poskytuje přesný čas, navigace tedy tentokrát ohrožena nebyla, nicméně je zřejmé, že ani kosmický segment GPS není bezchybný. Pozdější vyšetřování incidentu ukázalo, že se jednalo o softwarovou chybu [6]. Originální znění zprávy je v příloze 2.

Z povahy chyb druhé kategorie je zřejmé, že nastávají náhodně a nemůžeme je nijak ovlivnit. Chyby způsobené selháním GNSS spadajícím do první a druhé kategorie mohou odhalit a v některých případech i eliminovat systémy pro kontrolu integrity GNSS, které budou podrobněji popsány v dalších kapitolách.

Pravděpodobnost selhání patřícího do třetí kategorie závisí především na kvalitě a stáří vybavení uživatele. Nicméně k poruše může dojít i u nového profesionálního přístroje. Je zřejmé, že tato selhání nelze detekovat systémy pro monitorování integrity. Prevence těchto selhání spočívá v redundanci použitého vybavení. Je tedy například použito více přijímačů GNSS a v případě selhání jednoho jeho práci zastane náhradní přijímač.

### 4.3 Požadavky na kvalitu GNSS v civilním letectví

Požadavky na kvalitu GNSS v civilním letectví jsou dány určitými hodnotami parametrů zmíněných na začátku této kapitoly. Tyto hodnoty se liší podle fází letu [8]. Konkrétní hodnoty můžeme vidět v tabulce v příloze 1.

Fáze nazývaná jako „en-route“ označuje část letu, kdy letadlo není v oblasti letiště, tedy po opuštění výchozího letiště a před přiblížením k letišti cílovému. Letadlo se v tuto dobu může nacházet nad pevninou nebo nad oceánem.

Nepřesné přiblížení NPA (*Non-precision approach*) značí přiblížení podle přístrojů, kdy je zajištěna navigace v horizontálním směru, ale nikoliv ve směru vertikálním.

Přiblížení s vertikálním vedením APV I a II (*Approach operations with vertical guidance*) označuje přiblížení pomocí přístrojů, kdy je poskytována navigace v horizontálním i ve vertikálním směru. Pro kategorii II jsou některé z parametrů nastaveny přísněji, ani ta však nesplňuje limity pro přesné přiblížení.

Přesné přiblížení kategorie I (*Category I precision approach*) je přesné přiblížení a přistání pomocí přístrojů s horizontální i vertikální navigací, limity jsou zde ještě přísnější než u APV. Existuje ještě dalších několik kategorií pro přesné přiblížení (*precision approach*).

Parametry jednotlivých kategorií pro přiblížení se vztahují hlavně k povětrnostním a meteorologickým podmínkám na letišti, zejména k viditelnosti. Také platí, že podmínkou pro přiblížení dané kategorie je příslušná certifikace letiště i letadla. Každé letiště má jinou certifikaci.

### 4.4 Požadavky na integritu z hlediska bezpečnosti

Dle [17] můžeme úlohy využívající satelitní navigační systémy z hlediska bezpečnosti rozdělit do 3 kategorií.

První kategorie SCA (*Safety Critical Applications*) obsahuje systémy, ve kterých může důsledkem chyby GNSS dojít k ohrožení zdraví nebo života lidí, poškození majetku nebo životního prostředí. Do této kategorie můžeme zařadit uvedený příklad s navigací dopravního letadla při přistání nebo například autonomní řízení automobilů, jehož vývoj zaznamenal v posledních letech značné pokroky.

Do druhé kategorie LCA (*Liability Critical Applications*) spadají systémy, kde porucha GNSS může mít ekonomické nebo právní následky. Můžeme si představit například systém pro výběr mytného na dálnicích, kde v případě nesprávných údajů z GNSS může dojít k nesprávnému výpočtu ujeté vzdálenosti, a tím pádem i požadované peněžní částky.

V poslední kategorii NCA (*Non-Critical Applications*) jsou všechny ostatní systémy, které nepatří do SCA nebo LCA. Zde, jak z názvu vyplývá, je poskytnutí nesprávných informací o poloze sice nepříjemné, ale v žádném případě by nemělo ohrožovat zdraví nebo život uživatele či mít jakékoliv jiné fatální následky. Představme si například řidiče, kterému navigace v automobilu radí, aby odbočil přímo do pole, nebo hráče hry Geocaching, který marně hledá schránku skrytou stovky metrů od místa, na které ho dovedla turistická navigace.

Je zřejmé, že kontrola integrity je nezbytná v úlohách spadajících do kategorie SCA a zároveň je vyžadována či vhodná ve všech ostatních úlohách GNSS, tedy těch, které patří do kategorií LCA a NCA. Poznamenejme také, že spolu s integritou musí být v každé ze jmenovaných kategorií dodrženy i požadavky na další parametry GNSS, tedy na přesnost, kontinuitu a dostupnost.

## 5 Zajištění integrity

Monitorování a zajištění integrity GNSS je možné pomocí podpůrných systémů GNSS. Ty se dělí na tři hlavní kategorie - SBAS, GBAS a ABAS (*Aircraft Based Augmentation Systems*). Princip a současný stav systémů SBAS a GBAS bude popsán v následujících podkapitolách. Základem systémů ABAS jsou autonomní systémy pro zajištění integrity, které jsou hlavním tématem této práce, a proto budou podrobně popsány v samostatné kapitole.

### 5.1 Podpůrné systémy GNSS

V této podkapitole budou za podpůrné systémy považovány SBAS a GBAS, autonomním systémům je pak věnována samostatná kapitola.

Základem těchto systémů je síť pozemních referenčních stanic, jejichž přesná poloha je známá. Pokud se v dané oblasti nachází přijímač podporující takový systém, je jeho poloha porovnána se známou polohou referenčních stanic, na základě těchto měření jsou vypočítány korekce navigačních informací a ty jsou poté poslány zpět uživateli. Tuto metodu obecně nazýváme diferenční GPS (*Differential GPS*, DGPS). Podpůrné systémy GNSS se dělí do dvou hlavních kategorií – satelitní podpůrný systém (*Satellite Based Augmentation System*, SBAS) a pozemní podpůrný systém (*Ground Based Augmentation System*, GBAS). Hlavní výhodou systémů SBAS a GBAS je značné zvýšení přesnosti při určování polohy a snadné odhalení vadných satelitů. Nevýhodou jsou náklady na vybudování sítě pozemních stanic a také omezený prostor, kde systém funguje. Z toho také plyne požadavek na vzájemnou kompatibilitu podpůrných systémů. Vzhledem k problémům systému GLONASS, rozšíření a všeobecné oblibě systému GPS a neexistence dalšího plně funkčního GNSS v době počátku vývoje augmentačních systémů, jich většina slouží jako podpůrné systémy právě pro GPS.

#### 5.1.1 SBAS

Základní princip tohoto systému byl vysvětlen v předchozí kapitole a je stejný pro SBAS i GBAS. Hlavní rozdíly těchto dvou systémů jsou ve velikosti pokryté oblasti a způsobu distribuce korekcí navigační informace uživateli. Systémy SBAS pokrývají velkou plochu, typicky to bývá území jednoho nebo několika států. Korekce navigačních informací počítají hlavní stanice (*master station*), poté se posílají pomocí vysílacích stanic na nezávislé družice na geostacionární dráze (ty nejsou součástí monitorovaného GNSS), jejichž prostřednictvím putují korekce zpět k uživateli. Výhodou takového řešení je, že geostacionární družice mohou stejně jako satelity GNSS poskytovat rovněž informace o poloze, které se použijí pro další zpřesnění odhadů. U GPS se při použití některého z SBAS systémů dosahuje zlepšení přesnosti

z cca 5 metrů na méně než jeden metr. V následujících podkapitolách budou stručně popsány nejznámější SBAS systémy používané v současnosti.

### **Systém WAAS**

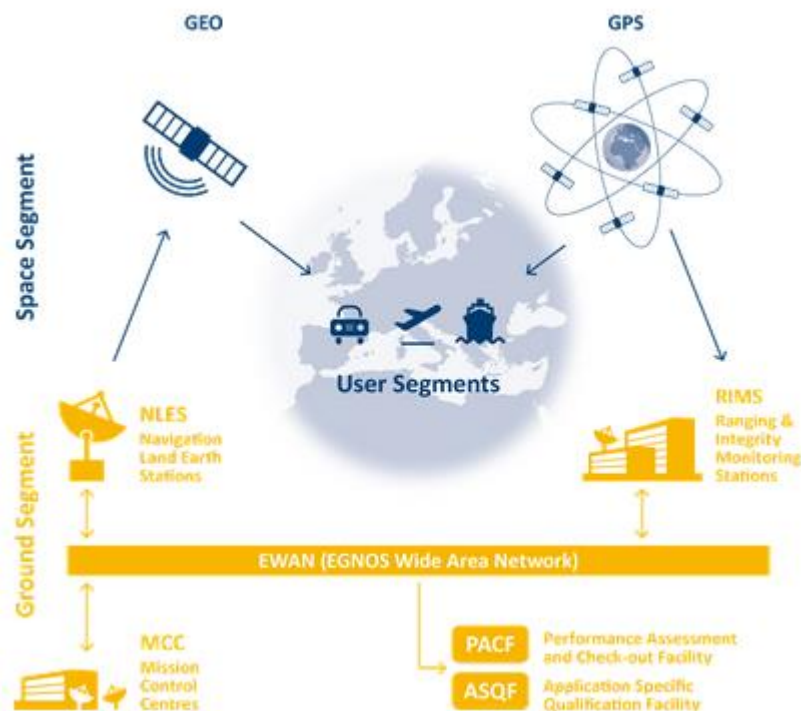
Motivací ke vzniku systému WAAS (*Wide Area Augmentation System*) byly požadavky federálního leteckého úřadu USA (*Federal Aviation Administration, FAA*) na zlepšení kvality navigační informace systému GPS do takové míry, aby ho bylo možné používat jako hlavní navigační prostředek v civilním letectví. Jelikož je systém GPS primárně vojenský, nebylo možné zajistit potřebné parametry pro civilní sektor a bylo tedy nutné vybudovat nezávislý podpůrný systém. WAAS je tedy systém typu SBAS fungující na území USA. Byl uveden do provozu v roce 2003, v roce 2014 se skládal z 38 referenčních stanic, tří hlavních stanic, dvou řídicích středisek a využíval tři geostacionární satelity [1]. Systém byl také částečně rozšířen na území Kanady a Mexika. Systém WAAS se dnes používá také v lodní dopravě, zemědělství nebo při vytváření přesných map.

### **Systém EGNOS**

Dalším SBAS systémem je EGNOS (*European Geostationary Navigation Overlay Service*) fungující na území Evropy. Původně měl sloužit pro augmentaci amerického GPS, ale také ruského GLONASS. Vzhledem k problémům systému GLONASS v době, kdy byl EGNOS vyvíjen, bylo rozhodnuto, že systém bude poskytovat korekce pouze pro GPS. Do budoucna se počítá s tím, že systém EGNOS bude používat také GNSS Galileo. Systém byl spuštěn v roce 2009 a poskytuje 3 úrovně služeb:

- 1) **Základní služba OS (*Open Service*)** – základní služba, která je zdarma pro všechny uživatele a je ji možné používat v běžných navigačních přístrojích.
- 2) **Služba se zajištěnou bezpečností SoL (*Safety-of-life Service*)** – zajišťuje vysokou integritu navigační informace, je tedy vhodná pro aplikace na úrovni SCA. V roce 2011 byla služba certifikována pro využití v civilním letectví.
- 3) **Služba EGNOS Data Access** – komerční služba umožňující okamžitý přístup k datům sbíraným a vytvářeným systémem EGNOS.

EGNOS je tvořen 39 referenčními stanicemi nazývanými RIMS (*Ranging and Integrity Monitoring Stations*), dvěma řídicími centry MCC (*Mission Control Center*) a šesti stanicemi NLES (*Navigation Land Earth Stations*), pomocí kterých je signál vysílán na 3 geostacionární družice. Všechny jmenované části jsou spojeny pomocí komunikační sítě nazývané EWAN (*EGNOS Wide Area Network*) [2]. Strukturu systému EGNOS můžeme vidět na obrázku 10.



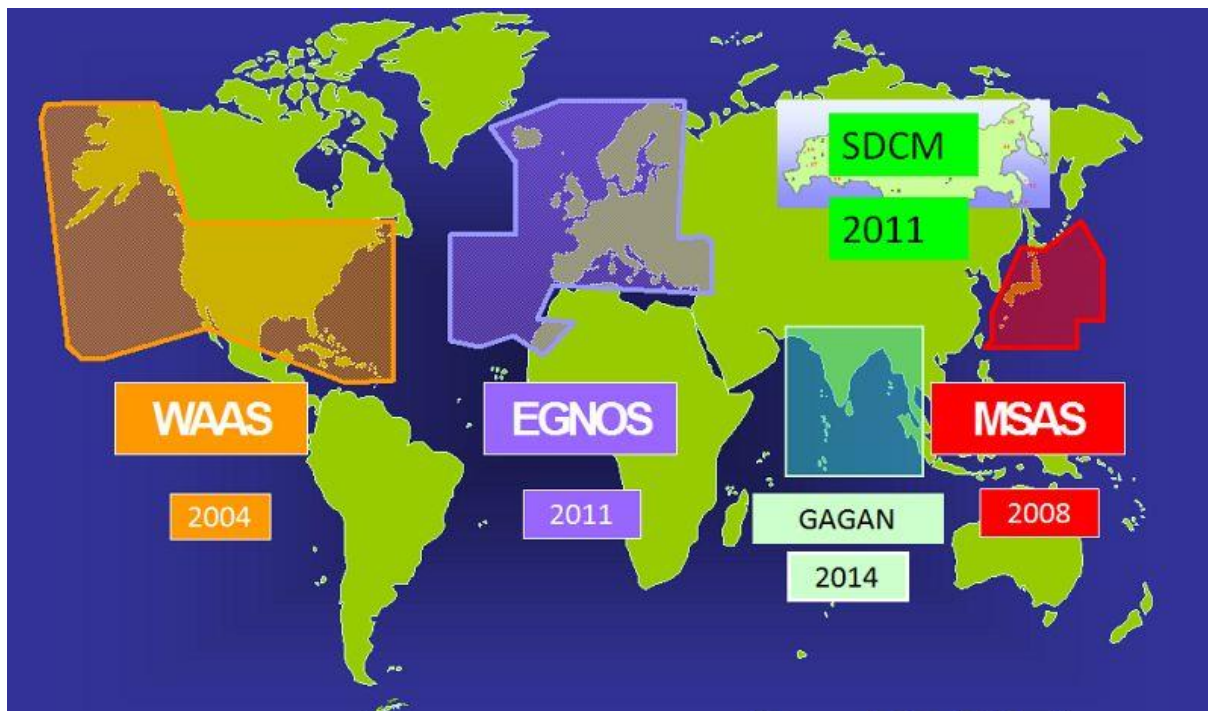
Obrázek 10: Schéma systému EGNOS, zdroj: [egnos-user-support.essp-sas.eu](http://egnos-user-support.essp-sas.eu)

### Ostatní systémy SBAS

Vzhledem k tomu, že princip systémů SBAS je velmi podobný a jejich podrobný popis je nad rámec této práce, budou ostatní SBAS systémy zmíněny jen velmi stručně.

Prvním je japonský MSAS (*MTSAT Satellite Augmentation System*). Byl spuštěn v roce 2007, tvoří ho šest monitorovacích a dvě řídicí stanice, které zároveň slouží k odesílání dat na dvě geostacionární MTSAT (*Multifunctional Transport Satellites*) družice [3]. Dalším je indický GAGAN (*GPS-aided Geo-Augmented Navigation*) spuštěný v roce 2014 [16]. Oba systémy slouží k augmentaci GPS.

Dále můžeme zmínit ruský SDCM (*System for Differential Corrections and Monitoring*), který je sice primárně vyvíjen pro doplnění ruského GNSS GLONASS, využívá však data i ze systému GPS, to zatím žádný ze současných SBAS neumí. SDCM je nyní stále ve vývoji. K vývoji nových SBAS systémů dochází také i na dosud nepokrytých územích, například v Africe nebo v Jižní Americe. Pokrytí různých částí Země systémy SBAS můžeme vidět na obrázku 11.



Obrázek 11: Pokrytí systémy SBAS, zdroj: theflyingengineer.com

Jak už bylo zmíněno v úvodu této části, je žádoucí, aby jednotlivé systémy SBAS byly vzájemně kompatibilní, a to zejména z hlediska přenášených signálů. Díky tomu mohou letadla létající na mezikontinentálních linkách využívat různé systémy SBAS a nepotřebují pro každý z nich jiné speciální vybavení. V současnosti jsou největší plně funkční světové SBAS systémy, tedy WAAS, EGNOS, MSAS a GAGAN vzájemně kompatibilní [7].

Podmínkou pro využití systémů SBAS je příslušné vybavení a certifikace letiště, také samotné letadlo musí být patřičně vybaveno. V roce 2014 bylo pro různé kategorie přístrojového přiblížení pomocí systému WAAS vybaveno několik tisíc letišť v USA a desítky tisíc letadel [1]. Certifikací pro systém EGNOS v současnosti disponují stovky evropských letišť a u dalších stovek se zavedení systému plánuje v nejbližších několika letech [15]. Pro systém GAGAN je certifikováno šest letišť v Indii, na dalších devíti probíhají přípravy. Do pěti let je plánováno vybavení všech funkčních letišť v Indii [16]. Pro ostatní systémy SBAS nejsou podrobné informace o stavu veřejně k dispozici.

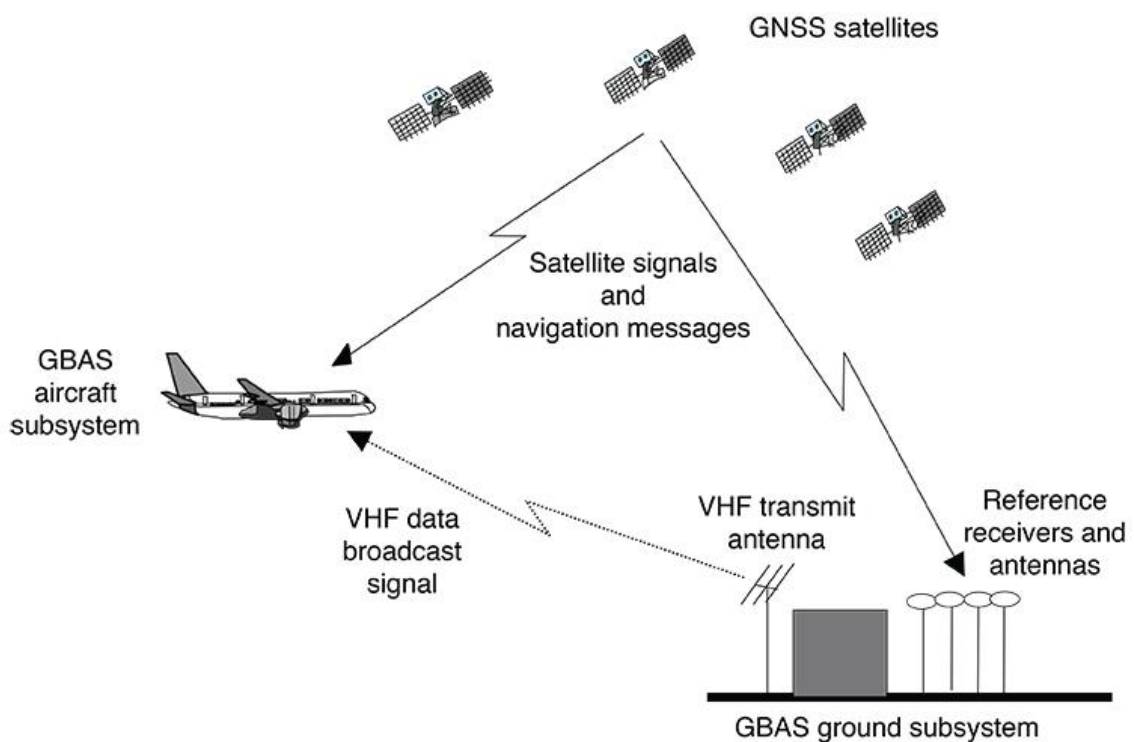
### 5.1.2 GBAS

Princip GBAS je v základu stejný jako u SBAS, používá se tedy opět diferenční měření vzhledem k pozemním referenčním stanicím. U GBAS pokrývají stanice mnohem menší území než SBAS, většinou se jedná o samotné letiště a jeho blízké okolí, také počet těchto stanic je logicky mnohem nižší. Druhý rozdíl je v distribuci korekcí navigačních informací uživateli. Místo geostacionárních družic se používají

rádiové velmi krátké vlny VHF (*Very High Frequency*) vysílané z pozemních vysílačů, které jsou, jak můžeme vidět na obrázku 12, součástí pozemního segmentu GBAS.

Ze zmíněných vlastností je zřejmé, že se systémy GBAS používají primárně při manévrech na letišti a v jeho blízkosti, zejména jde o navigaci při přistání. Díky tomu, že aktualizované navigační informace jsou uživateli posílány každých 0,5 sekundy, a také zlepšení přesnosti z 5 metrů na méně než 0,5 metru, je možné tyto systémy použít i pro přistání vyžadující přísnější limity než kategorie I, jejichž podpora zatím není plánována u systémů SBAS [5].

Stejně jako u systému SBAS platí, že pro použití GBAS musí být vybaveno jak letiště, tak letadlo. V současnosti se potřebná výbava montuje například do typů Boeing B-737NG, B-787, B747-8, Airbus A-320 a A-380. Vzhledem k velmi rychlému vývoji těchto systémů v posledních letech zájem o takto vybavená letadla roste. V roce 2015 se systém GBAS pravidelně používal při přistání například na letištích v Houstonu, Sydney, Frankfurtu nebo v Curychu [4].



Obrázek 12: Schéma systému GBAS, zdroj: gpsworld.com

### 5.1.3 ABAS

Systémy ABAS zpřesňují informace z GNSS pomocí dat z ostatních přístrojů na palubě letadla. Základem jsou autonomní systémy pro monitorování integrity. Prvním je RAIM (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*), který bude podrobně popsán v další kapitole. Druhým systémem spadajícím pod ABAS je AAIM (*Aircraft Autonomous Integrity Monitoring*). AAIM používá data z inerciálního navigačního



systemu pro kontrolu integrity GNSS ve chvílích, kdy je RAIM nedostupný, například pokud přijímač v danou chvíli nemá v přímém dohledu dostatečný počet satelitů [18]. Inerciální navigační systém používá senzory na palubě letadla, například gyroskopy a akcelerometry, k určení polohy, rychlosti a směru letu.

## 5.2 Autonomní systémy pro zajištění integrity

Metody pro autonomní monitorování integrity (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*, RAIM) používají redundantní informace pro detekci chyby GNSS. Tato kontrola probíhá přímo v přijímači, mohli bychom tedy říct, že GNSS přijímač kontroluje sám sebe. Výhodou této metody je, že funguje globálně v rámci již existující infrastruktury GNSS a není tedy třeba budovat další podpůrné systémy. Nevýhodou je, že z principu potřebujeme redundantní informace, tedy více viditelných satelitů. Ve své základní verzi není metoda, hrubě řečeno, tak účinná jako u systémů SBAS a GBAS, není ji tedy možné použít pro přesné přiblížení a ostatní kritické části letu s vysokými požadavky na kvalitu GNSS. Tuto nevýhodu by však mělo v blízké budoucnosti vyřešit rozšíření ARAIM (*Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring*), které bude v této kapitole také popsáno.

Metody RAIM se dělí na dvě hlavní skupiny, a to metody v doméně měření a metody v doméně pozice. Dále můžeme metody dělit podle algoritmu použitého pro výpočet žádaných hodnot. Dle [19] byly v posledních dvaceti letech nejvíce rozšířeny dvě metody typu RAIM.

První z nich je RB RAIM (*Residual-based RAIM*), která patří do první skupiny. RB RAIM je založen na hledání největší chyby měření v rámci jedné testovací statistiky.

Druhou metodou je SS RAIM (*Solution Separation RAIM*), který patří do skupiny metod v doméně pozice. SS RAIM počítá úroveň ochrany (*Protection Level*) na základě testovacích statistik pro řešení s použitím měření ze všech viditelných satelitů a také pro všechna dílčí řešení, kde je vždy jedno měření vynecháno.

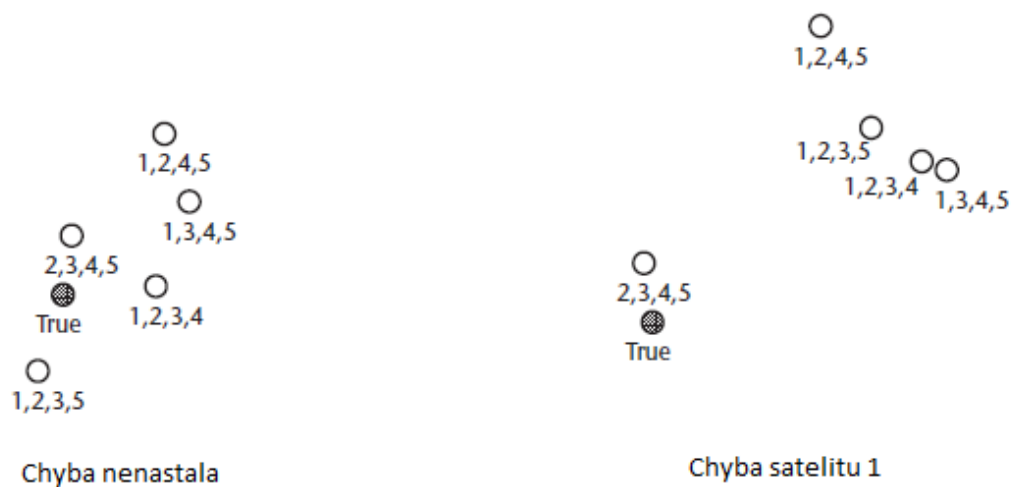
RB RAIM nabízí proti SS RAIM méně konzervativní řešení, avšak za cenu výrazně složitějšího návrhu algoritmu pro monitorování integrity při současném selhání více satelitů. V následujících podkapitolách bude podrobně popsána metoda SS RAIM, která je uvažována v budoucím uspořádání letového provozu [5], a jejíž implementace je předmětem praktické části této práce.

### 5.2.1 Systém SS RAIM

Základní princip systému SS RAIM (dále už jen RAIM) spočívá v porovnávání odhadů poloh spočtených pro plný počet viditelných satelitů a pro každé dílčí řešení,

kde jeden ze satelitů z výpočtu vyloučíme. Předpokladem pro správnou funkčnost této metody je, že v danou chvíli může být chybné měření pouze jednoho ze satelitů. V kapitole 3.3 bylo ukázáno, že pro výpočet polohy pomocí GNSS je potřeba minimálně čtyř satelitů. To znamená, že pro použití metody RAIM potřebujeme minimálně pět satelitů, jelikož při výpočtu dílčích řešení vždy jeden satelit vyloučíme. V případě správné funkčnosti GNSS by nemělo žádné z řešení vykazovat velkou odchylku. Pokud nastane chyba v jednom satelitu, tak poloha vypočtená v každém dílčím řešení používající data z tohoto satelitu bude vykazovat značnou odchylku. Z toho vyplývá, že v případě pěti viditelných satelitů správnou polohu poskytne pouze jedno dílčí řešení, kdy bude z výpočtu vyloučen právě vadný satelit. Je také zřejmé, že v tomto případě správnou polohu neposkytne ani úplné řešení, kde budou využita data ze všech viditelných satelitů.

Ilustraci chování systému RAIM můžeme vidět na obrázku 13. Vyplněné kolečko označuje skutečnou pozici přijímače, nevyplněná kolečka označují dílčí řešení, kde byla použita pouze měření ze satelitů uvedených u značky. Vlevo je případ, kdy v systému nastala chyba a všechna řešení tedy vykazují malou vzájemnou odchylku, vpravo došlo k chybě satelitu 1, všechna řešení obsahující data z tohoto satelitu tedy vykazují značnou odchylku [9].



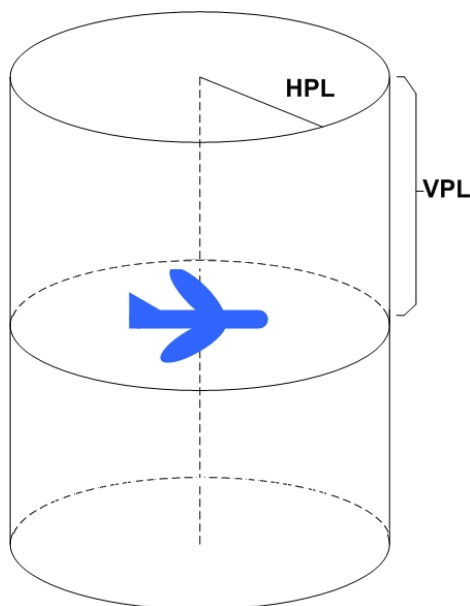
Obrázek 13: Princip systému SS RAIM, převzato z [9]

Ve své základní verzi je tedy systém RAIM schopen detekovat poruchu (úroveň FD). V rozšířené verzi, kde potřebujeme alespoň šest viditelných satelitů, je systém schopný nejen chybu detekovat, ale i satelit poskytující chybné navigační informace vyřadit z navigačního řešení (úroveň FDE).

V poslední době vzrostl zájem o monitorování integrity na základě RAIM, a proto také bylo investováno více prostředků do jeho dalšího vývoje. Tento fakt je mimo jiné důsledkem poměrně rychlého vývoje nových i stávajících GNSS, hlavně systémů Galileo a GLONASS. Jak už bylo zmíněno, pro systémy typu RAIM jsou stěžejní podmínkou redundantní měření. Může se stát, že pokud k výpočtu polohy používáme data pouze z jednoho GNSS, nemusí být tato podmínka vždy a všude splněna, a tím pádem nemusí být systém RAIM plně funkční. Pokud bychom ale použili navigační data z více GNSS najednou, byla by pravděpodobnost splnění podmínky mnohem větší. I s tímto vylepšením se mimo jiné počítá při vývoji rozšířené verze RAIM nazvané ARAIM.

### 5.2.2 Parametry systému RAIM

Nejdříve vysvětlíme pojmy horizontální protekční úroveň (*Horizontal Protection Level, HPL*) a vertikální protekční úroveň (*Vertical Protection Level, VPL*). Tyto hodnoty představují protekční úroveň, tedy maximální vzdálenost výsledného odhadu polohy plného řešení od skutečné pozice v horizontálním a vertikálním směru s předem definovanou pravděpodobností. Pokud je tato vzdálenost v jakémkoliv směru větší než limit daný pro danou část letu, tak došlo k narušení integrity, jinými slovy odhad polohy je příliš nepřesný. Ilustraci HPL a VPL můžeme vidět na obrázku 14.



Obrázek 14: Horizontal Protection Level a Vertical Protection Level, zdroj: <http://navipedia.net>

Pro výpočet vzdálenosti bychom potřebovali znát přesnou polohu, to ovšem není možné. Proto se hodnoty HPL a VPL počítají na základě odhadu polohy, pravděpodobnosti falešného upozornění  $P_{fa}$  (*False Alert Probability*) a pravděpodobnosti nezachycené chyby  $P_{md}$  (*Missed Detection Probability*).

Při běhu systému RAIM, respektive obecně jakéhokoliv systému pro kontrolu integrity GNSS, mohou nastat čtyři situace:

- 1) V GNSS nenastane chyba a RAIM nic nehlásí, jedná se tedy o očekávané a správné chování.
- 2) V GNSS nastane chyba, RAIM ji detekuje a nahlásí, opět jde o správné chování.
- 3) V GNSS nenastane chyba, ale RAIM chybu nahlásí. Nyní už se jedná o chybu, tento případ označujeme jako falešné upozornění (*false alert*) a zmíněná  $P_{fa}$  je pravděpodobnost, se kterou k této situaci dojde. Pokud bychom použili terminologii z teorie testování hypotéz, tak by se jednalo o chybu prvního druhu.
- 4) V GNSS nastane chyba, ale RAIM ji nedetekuje. Opět jde o chybné chování, označuje se jako nezachycená chyba (*missed detection*) a  $P_{md}$  je opět pravděpodobnost, že k této situaci dojde. Pravděpodobnost nezachycené chyby se obecně označuje jako chyba druhého druhu.

Chování v případě popsaném v bodě 3 je sice chybné, ovšem dojde pouze k ohlášení chyby a například vyřazení jednoho satelitu z výpočtu odhadu polohy, i když tento žádnou poruchu neměl. Nedojde tedy k žádnému ohrožení života, zdraví či majetku. Čtvrtý případ je nejhorší scénář, který může nastat, protože chyba nastane, ale uživatel se o tom nedozví. Zde již může být ohrožena bezpečnost.

Máme tedy množinu měřených pseudovzdáleností a dané pravděpodobnosti  $P_{fa}$  a  $P_{md}$ , ze kterých vypočítáme HPL a VPL. Ty potom porovnáme s limity pro danou fázi letu. Tyto limity nazýváme HAL (*Horizontal Alert Level*) a VAL (*Vertical Alert Level*) a jsou různé pro dané části letu. HAL a VAL pro běžné části letu určené mezinárodní organizací pro civilní letectví ICAO (*Internation Civil Aviation Organization*) můžeme vidět v tabulce 1 [8].

Část letu	HAL	VAL
En-route (oceanic/continental)	7,4 km	-
En-route (continental)	3,7 km	-
En-route, Terminal	1,85 km	-
Non-precision approach	556 m	-
Approach operations with vertical guidance I	40 m	50 m
Approach operations with vertical guidance II	40 m	20 m
Category I precision approach	40 m	od 35 m do 10 m

Tabulka 1: Hodnoty HAL a VAL pro běžné části letu

Hodnoty HPL a VPL se počítají pro každý odhad polohy a porovnávají se s limity HAL a VAL, dojde-li k překročení některého z limitů, je hlášeno narušení integrity

GNSS. Z toho také plyne požadavek na vyšší výpočetní výkon pro systémy RAIM, což může být považováno za mírnou nevýhodu.

### 5.2.3 Solution separation

Cílem metody je výpočet hodnot HPL a VPL s použitím daných hodnot  $P_{fa}$  a  $P_{md}$  a vypočítaných hodnot odhadů polohy přijímače  $\hat{x}$ , respektive odchylek nelineárního a linearizovaného modelu pseudovzdáleností  $\Delta x$ . Princip metody je založen na vzájemném porovnání měření plného řešení (*full solution*), tedy stavu, kdy jsou k výpočtu použita data ze všech viditelných satelitů, a všech dílčích řešení (*sub-solution*), v tomto případě nejsou data z jednoho satelitu použita, pro každé dílčí řešení je vynechán jiný satelit.

#### Výpočet odhadu polohy a kovarianční matice

Nejdříve je třeba spočítat odhad polohy a kovarianční matici pro plné a všechna dílčí řešení, použijeme k tomu vztahy odvozené v kapitole 3.7.

Pro výpočet plného řešení použitého v metodě Solution separation označme příslušné matice indexem 0 [11], stejně tak budou matice a vektory náležící plnému řešení označeny v dalších vzorcích. Nejdříve spočteme vektor odchylek pseudovzdáleností  $\Delta \rho$ . Ten je dán vztahem

$$\Delta \rho = H_0 \Delta x_0 + w, \quad (31)$$

kde  $H_0$  je matice jednotkových vektorů vzdáleností od přijímače ke všem viditelným satelitům,  $\Delta x_0$  vektor odchylek polohového vektoru a  $w$  je vektor šumu, který zahrnuje veškeré vlivy působící na model pseudovzdáleností, tedy odchylku hodin satelitu a přijímače, vliv troposféry a ionosféry a další. Kovarianční matici chyby měření  $w$  značíme  $R_0$ , tedy

$$\text{cov}[w] = R_0. \quad (32)$$

Odchylku polohového vektoru potom spočítáme metodou vážených nejmenších čtverců

$$\Delta x_0 = S_0 \Delta \rho, \quad (33)$$

kde

$$S_0 = (H_0^T W_0 H_0)^{-1} H_0^T W_0 \quad (34)$$

a příslušná kovarianční matice

$$P_0 = S_0 R_0 S_0^T = (H_0^T W_0 H_0)^{-1}, \quad (35)$$

kde

$$W_0 = R_0^{-1}. \quad (36)$$

Nyní je třeba stejné parametry spočítat pro každé n-té dílčí řešení, to je řešení bez uvažování n-tého satelitu. Odchylku polohového vektoru spočítáme jako

$$\Delta x_n = S_n \Delta \rho = (H_n^T W_n H_n)^{-1} H_n^T W_n \Delta \rho = (H_0^T E_n W_0 H_0)^{-1} H_0^T E_n W_0 \Delta \rho, \quad (37)$$

kde

$H_n = E_n H_0$ ,  $W_n = E_n W_0$  a  $E_n$  je jednotková matice s nulovým n-tým řádkem. Vztah pro výpočet kovarianční matice je

$$P_n = S_n R_n S_n^T = (H_0^T E_n W_0 H_0)^{-1}. \quad (38)$$

### Testovací statistika a její vlastnosti

Budeme tedy porovnávat dvojice  $[\Delta x_0, P_0]$  a  $[\Delta x_n, P_n]$  pro všechna n-tá dílčí řešení. Nejdříve spočítáme testovací statistiku  $d_n$ , která představuje vzdálenost mezi plným a n-tým dílčím řešením

$$\begin{aligned} d_n &= \Delta x_0 - \Delta x_n = \hat{x}_0 - \hat{x}_n = S_0 \Delta \rho - S_n \Delta \rho = (S_0 - S_n) \Delta \rho \\ &= ((H_0^T W_0 H_0)^{-1} H_0^T W_0 - (H_0^T E_n W_0 H_0)^{-1} H_0^T E_n W_0) (H_0 \Delta x_0 + w) \\ &= (S_0 - S_n) w. \end{aligned} \quad (39)$$

Ta má střední hodnotu

$$E[d_n] = (S_0 - S_n) E[w] = 0 \quad (40)$$

a kovarianční matici

$$\begin{aligned} dP_n &= cov[d_n] = (S_0 - S_n) E[ww^T] (S_0 - S_n)^T = (S_0 - S_n) R_0 (S_0 - S_n)^T \\ &= P_n - P_0 \end{aligned} \quad (41)$$

pro všechna  $n$ .

### Výpočet prahu pro detekci chyb

Kovarianční matice  $dP_n$  tedy popisuje vztah mezi plným a n-tým dílčím řešením. S její pomocí můžeme spočítat hodnoty prahu pro detekci chyb (*decision threshold*)  $D_n$ , které udávají maximální hodnotu  $d_n$ , kdy ještě nejde o falešné upozornění.

Pro VPL platí

$$D_n^{VPL} = \sqrt{dP_n(3,3)} Q^{-1}(P_{fd,n}), \quad (42)$$

kde

$$P_{fd,n} = \frac{P_{fd}}{2N} \quad (43)$$

je alokovaná pravděpodobnost chybné detekce pro n-té dílčí řešení,  $dP_n(3,3)$  je variance chyby odhadu v ose  $z$ ,  $N$  je počet satelitů plného řešení a  $Q^{-1}$  je inverzí chybová funkce definovaná jako

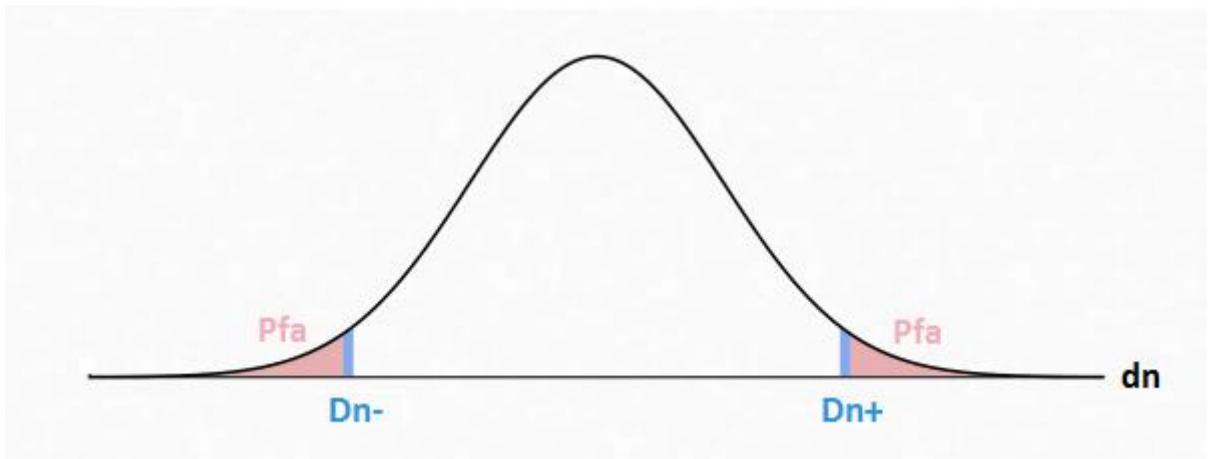
$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt. \quad (44)$$

Pro HPL pak platí

$$D_n^{HPL} = \sqrt{\lambda^{dP_n}} Q^{-1}(P_{fd,n}), \quad (45)$$

kde  $Q^{-1}$  a  $P_{fd,n}$  mají stejný význam jako v předchozím případě a  $\lambda^{dP_n}$  je největší vlastní číslo kovarianční matice pro chyby odhadu v osách  $x$  a  $y$ .

Pro lepší představu můžeme hodnoty prahů  $D_n$  a pravděpodobnosti falešného upozornění  $P_{fa}$  vidět graficky znázorněné na obrázku 15. Pokud je  $|d_n| \leq D_n$ , pak je vše v pořádku, pokud  $|d_n| > D_n$ , pak dojde za předpokladu, že v GNSS nenastala chyba, k falešnému upozornění (*false alarm*). Poznamenejme, že  $P_{fd,n}$  je počítáno na základě množství satelitů a celkové dovolené pravděpodobnosti  $P_{fd}$  s přihlédnutím k tomu, zda je výstupem protekční úroveň v horizontále, nebo i ve vertikále. Způsoby pro alokaci pravděpodobností jsou diskutovány například v [24].



Obrázek 15: Znázornění prahů  $D_n$  a pravděpodobností falešného upozornění  $P_{fa}$

### Výpočet hodnoty $a_n$

Další hodnotou, kterou potřebujeme pro výpočet HPL a VPL, je  $a_n$ . K jejímu výpočtu potřebujeme kovarianční matici dílčích řešení  $P_n$  a pravděpodobnost nezachycené chyby pro n-té dílčí řešení  $P_{md,n}$ . Pro VPL ji spočítáme

$$a_n^{VPL} = \sqrt{P_n(3,3)} Q^{-1}(P_{md,n}), \quad (46)$$

kde  $P_n(3,3)$  je variance chyby odhadu v ose  $z$ ,  $Q^{-1}$  má stejný význam ve vztahu (42) a  $P_{md,n}$  je pravděpodobnost nezachycené chyby pro  $n$ -té dílčí řešení.

A pro HPL potom platí

$$a_n^{HPL} = \sqrt{\lambda^{P_n}} Q^{-1}(P_{md,n}), \quad (47)$$

kde  $Q^{-1}$  a  $P_{md,n}$  mají stejný význam jako v předchozím případě a  $\lambda^{P_n}$  je největší vlastní číslo kovarianční matice pro chyby odhadu v osách  $x$  a  $y$ . Poznamenejme také, že  $P_{md,n}$  je počítáno na základě množství satelitů a celkové dovolené pravděpodobnosti  $P_{md}$  s přihlédnutím k tomu, zda je výstupem protekční úroveň v horizontále, nebo i ve vertikále.  $P_{md,n}$  může být počítáno jako  $\frac{P_{md}}{N}$ . Jiné způsoby pro alokaci pravděpodobností jsou diskutovány například v [24].

### Výpočet protekčních úrovní

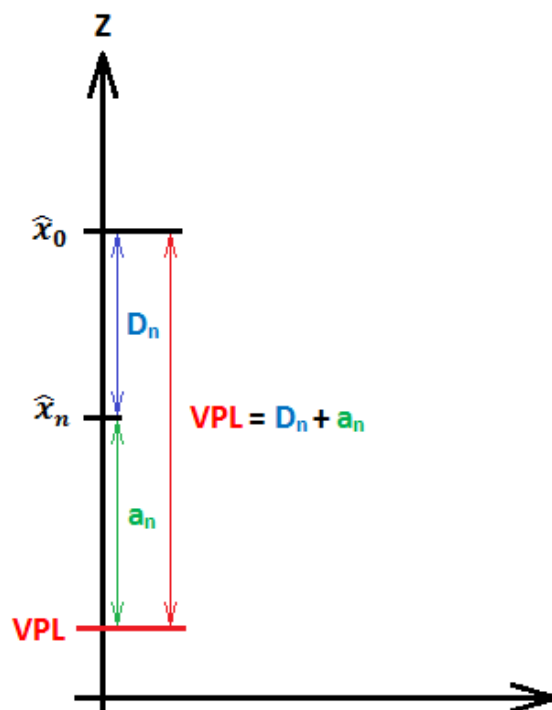
Nyní už můžeme spočítat samotné hodnoty HPL (*Horizontal Protection Level*) a VPL (*Vertical Protection Level*)

$$HPL = \max\{D_n^{HPL} + a_n^{HPL}\}, \forall n, \quad (48)$$

$$VPL = \max\{D_n^{VPL} + a_n^{VPL}\}, \forall n. \quad (49)$$

Pro snazší pochopení, co jednotlivé hodnoty počítané výše znamenají, si můžeme PL představit jako maximální vzdálenost odhadnuté pozice založené na všech dostupných měřeních od té skutečné,  $d_n$  jako vzdálenost  $n$ -tého dílčího řešení, které je potenciaálně správně, od plného řešení, práh  $D_n$  jako maximum této vzdálenosti a  $a_n$  jako vzdálenost  $n$ -tého dílčího řešení od skutečné pozice. Znázornění těchto hodnot pro vertikální směr, tedy osu  $z$ , můžeme vidět na obrázku 16.  $\hat{x}_0$  zde představuje odhad polohy plného řešení a  $\hat{x}_n$  odhad polohy  $n$ -tého dílčího řešení.





Obrázek 16: Znázornění hodnot  $D_n$ ,  $a_n$  a  $VPL$

Pro ilustraci principu uvažujme dvě situace: v systému není chybné měření a v systému je jedno měření chybné, ale chyba není detekována. V první situaci bude porušení integrity pozorováno tehdy, když libovolná testovací statistika překročí práh, tedy když  $|d_n| > D_n$ . Tato situace nastane, s přihlédnutím k alokaci  $P_{fd}$  jednotlivým dílčím řešením, s pravděpodobností  $P_{fd}$ .

Ve druhé situaci uvažujme, že chyba nastala v  $n$ -tém satelitu, ale nebyla detekována. Pak jediné správné řešení je  $n$ -té dílčí řešení  $[\hat{x}_n, P_n]$ , výstupem systému je však plné řešení  $[\hat{x}_0, P_0]$ . V tomto případě člen  $D_n$  udává maximální vzdálenost mezi plným a dílčím řešením, zatímco člen  $a_n$  charakterizuje vlastnosti vzdálenosti mezi odhadem  $\hat{x}_n$  a skutečnou polohou  $x$ . Hrubě řečeno, skutečná poloha bude mimo interval určený mezi  $a_n$  pouze s pravděpodobností  $P_{md,n}$  a se stejnou pravděpodobností bude také mimo oblast určenou protekční úrovní a plným odhadem  $\hat{x}_0$ .

#### 5.2.4 ARAIM

ARAIM (*Advanced RAIM*) je plánované rozšíření systémů RAIM, které vychází z [5]. Hlavním rozdílem je to, že ARAIM explicitně uvažuje i vertikální navigaci při uvažování selhání více satelitů či celé konstelace, zatímco RAIM v současné době podporuje navigaci pouze v horizontálním směru při uvažování poruchy jen v jednom satelitu.

Obecný princip systémů ARAIM je ve zvýšení přesnosti odhadu a výkonnosti monitorování integrity použitím zejména dvou různých signálů a pokročilých algoritmů pro alokaci pravděpodobnosti chybné detekce a pravděpodobnosti nezachycené chyby pro jednotlivá dílčí řešení. Princip RAIM stále platí, porovnávají se tedy měření, případně pozice, nyní jsou však použity i odhady naměřené s použitím druhého signálu. Toho je možné dosáhnout buď použitím dvou signálů o různých frekvencích v rámci jednoho GNSS, nebo použitím signálů ze dvou nebo více na sobě nezávislých GNSS.

První přístup můžeme u GPS aplikovat použitím signálů o frekvencích L1 a L2. Signál L2 je však určen pouze pro vojenské účely a nelze ho tedy používat v civilním letectví. Do budoucna se počítá s použitím signálu L5, který je stejně jako L1 určen pro civilní sektor. Podmínkou pro jeho použití je modernizace satelitů stávajících GNSS. Staré satelity, které jsou stále funkční součástí stávajících GNSS, vysílání na frekvenci L5 nepodporují a jejich výměna probíhá velmi pomalu. Z důvodů uvedených výše a také díky menším nárokům na parametry systému, které nespĺňují limity pro civilní letectví, je tato verze v současnosti určená pouze pro vojenské účely. Systém ARAIM, který používá dva signály o různých frekvencích v rámci jednoho GNSS, nazýváme Single-constellation ARAIM.

Systémy RAIM z principu potřebují určité minimální množství viditelných satelitů, to však v současnosti nelze v rámci jednoho GNSS na celé planetě zajistit. Druhým navrhovaným vylepšením systému RAIM je použití signálů z více než jednoho GNSS. Pokud by přijímač podporoval současně například systémy GPS a GALILEO, potom by podmínka minimálního počtu viditelných satelitů byla splněna kdekoli na Zemi s téměř stoprocentní pravděpodobností. Tento přístup vyžaduje plnou funkčnost a vzájemnou kompatibilitu GNSS, respektive spolupráci zemí vyvíjejících tyto systémy. Další podmínkou je příslušné vybavení na straně uživatele, tedy přijímač s podporou různých GNSS a systému ARAIM. Do budoucna se počítá i s použitím více než dvou GNSS zároveň, tento přístup se obecně nazývá Multi-constellation ARAIM.

Při implementaci metody ARAIM byl modifikován algoritmus SS RAIM, jelikož jeho úprava byla snadnější z hlediska požadavků ARAIM [5].

## 6 Implementace a ověření metody

Pro ověření teoretických poznatků z předchozích částí práce byl proveden simulační experiment v programovém prostředí pro vědecké výpočty Matlab. Nejprve byla implementována metoda vážených nejmenších čtverců pro odhad polohy představená v kapitole 3.7, poté byl naprogramován algoritmus pro výpočet protekčních úrovní postavený na principu metody Solution Separation vysvětlené v kapitole 5.2.3. Cílem je tedy odhad polohy přijímače a výpočet protekčních úrovní pro každý časový okamžik simulace. Testovací data, která představují údaje o satelitech dvou konstelací GNSS, konkrétně 24 satelitů systému GPS a 24 satelitů systému Galileo, byla vygenerována hodnověrným systémem pro modelování a simulaci GNSS měření. V následujících podkapitolách bude popsán formát testovací dat, implementace obou metod a nakonec budou vyhodnoceny výstupy simulace.

### 6.1 Testovací data

Testovací data obsahují všechny důležité hodnoty potřebné pro výpočet odhadu polohy a protekčních úrovní. Data byla vygenerována pro 10 000 časových okamžiků. V každém okamžiku obsahují informace o

- celkovém počtu satelitů,
- počtu viditelných satelitů,
- kartézských souřadnic každého satelitu v souřadném systému ECEF,
- změřené pseudovzdálenosti ke každému ze satelitů,
- skutečné pseudovzdálenosti ke každému ze satelitů,
- chybách působících na pseudovzdálenosti a variančních chyb měření každého ze satelitů dle modelů určených pro výpočet protekčních úrovní.

Nechybí také souřadnice počáteční polohy a jejího odhadu.

### 6.2 Implementace metody pro odhad polohy

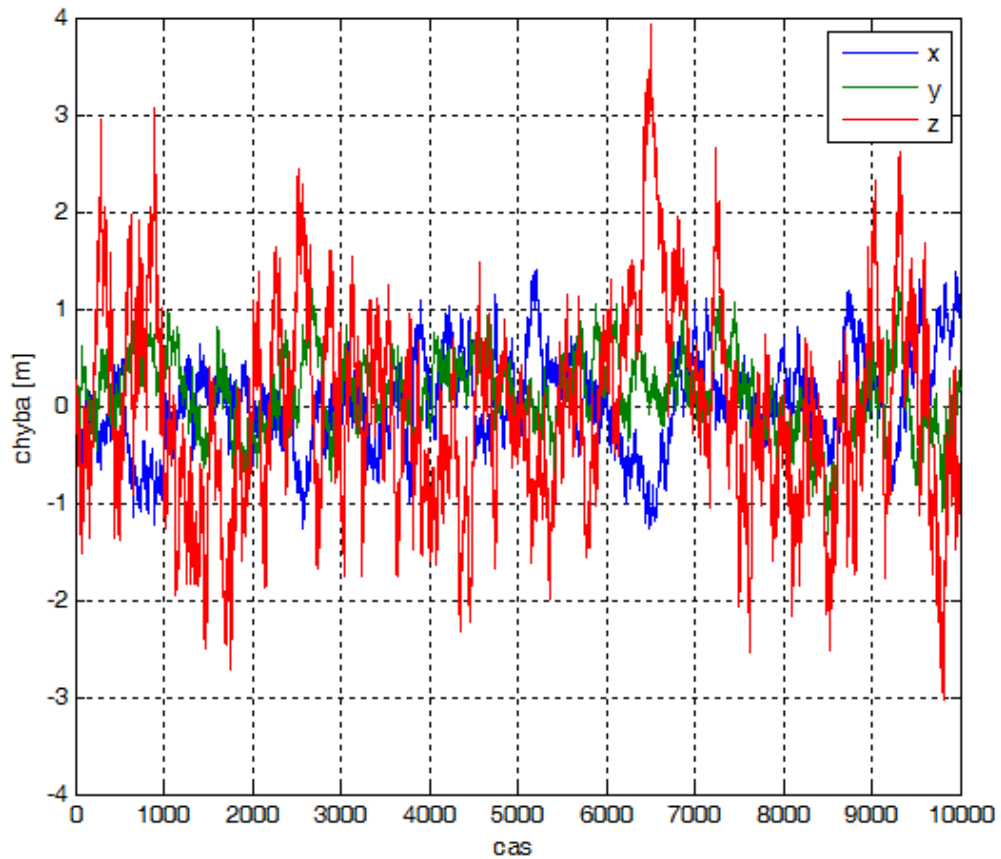
Celý algoritmus se opakuje v cyklech, v každém cyklu probíhají výpočty pro jeden časový okamžik a jsou zpracovávána pouze data pro satelity, které jsou v daný okamžik viditelné.

Nejdříve je vypočítána matice  $H$  dle vztahů (19) a (21), ze směrodatných odchylek je pak sestavena váhová matice  $W$  pro metodu vážených nejmenších čtverců.

Dalším bodem je výpočet  $\Delta\tilde{\rho}$ , tedy odchylky mezi měřenou pseudovzdáleností  $\tilde{\rho}_i$  a její linearizovanou predikcí  $\hat{\rho}_i$ .

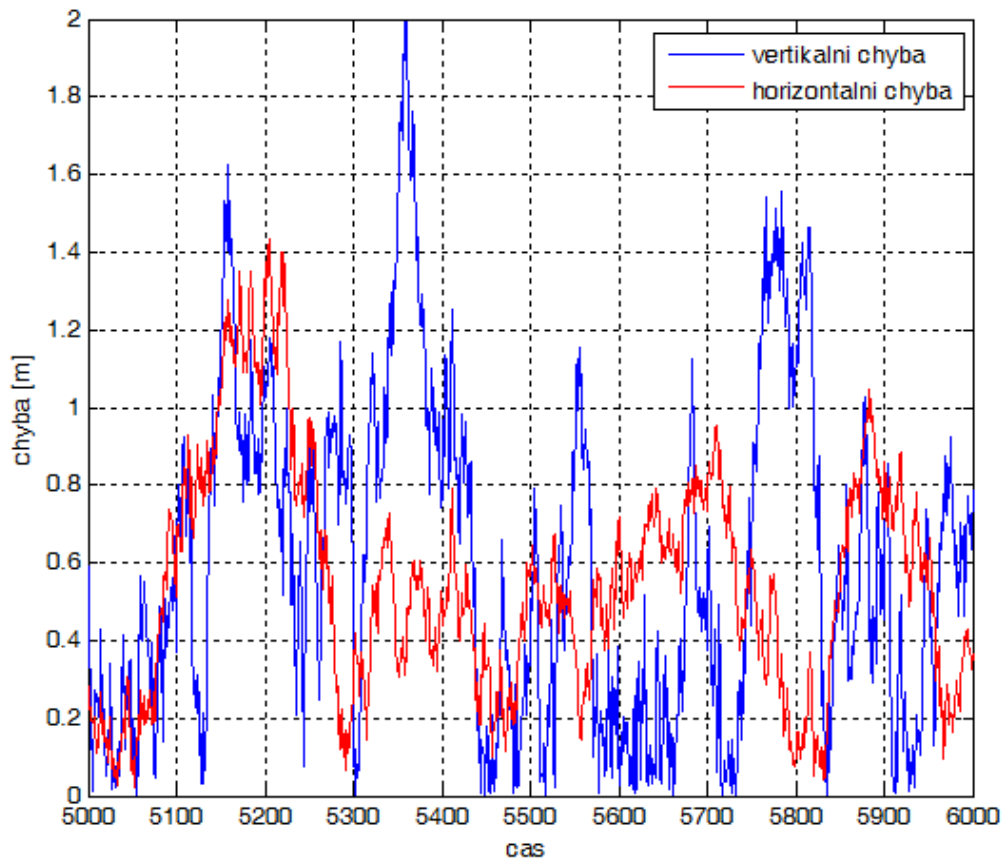
Poté už můžeme vypočítat vektor odchylek polohového vektoru nelineárního a linearizovaného modelu  $\Delta x$  využitím vztahu (25) a také příslušnou kovarianční matici  $\text{cov}(\Delta x)$  dle vztahu (30). Přičtením zmíněné odchylky k počátečnímu odhadu, který je

součástí testovacích dat, dostaneme odhad polohy. Odečtením skutečných hodnot na osách  $x$ ,  $y$  a  $z$  od těch odhadnutých získáme velikost chyby, ta je pro všechny osy znázorněna na obrázku 17.



Obrázek 17: Chyba odhadu ve směrech  $x$ ,  $y$ ,  $z$

Z praktického pohledu je zajímavější velikost absolutní chyby ve vertikálním a horizontálním směru, kterou můžeme vidět na obrázku 18. Pro větší přehlednost grafu byl zobrazen úsek tisíce časových okamžiků.



Obrázek 18: Absolutní chyba ve vertikálním a horizontálním směru

Z kovarianční matice potom vypočítáme směrodatnou odchylku chyby v horizontálním a vertikálním směru.

### 6.3 Implementace metody pro výpočet protekčních úrovní

Algoritmus se také opakuje v cyklech, výpočet v tomto případě probíhá pro každý satelit viditelný v daném časovém okamžiku.

Na začátku je nutné nastavit hodnoty pravděpodobností  $P_{fa}$  a  $P_{md}$ , ty byly nastaveny na

$$P_{fa} = 2 \cdot 10^{-6} \text{ a } P_{md} = 1 \cdot 10^{-3}.$$

Poté je spočítána matice  $S_0$  pro plné řešení a matice  $S_n$  pro všechna dílčí řešení, respektive odchylky polohových vektorů  $\Delta x_0$  a  $\Delta x_n$  dle vztahů (33) a (37). Pro výpočet je použita matice  $H$  vypočítaná v předchozí kapitole. Pro dvě konstelace o 48 satelitech bylo během času simulace viditelných 16 až 19 satelitů, čemuž odpovídá počet dílčích řešení, tedy i počet matic  $S_n$ . Pomocí vztahů (35) a (38) pak spočítáme také kovarianční matice  $P_0$  a  $P_n$ .

V dalším kroku spočítáme kovarianční matici testovací statistiky  $dP_n$  pro všechna dílčí řešení, k tomu použijeme vztah (41).

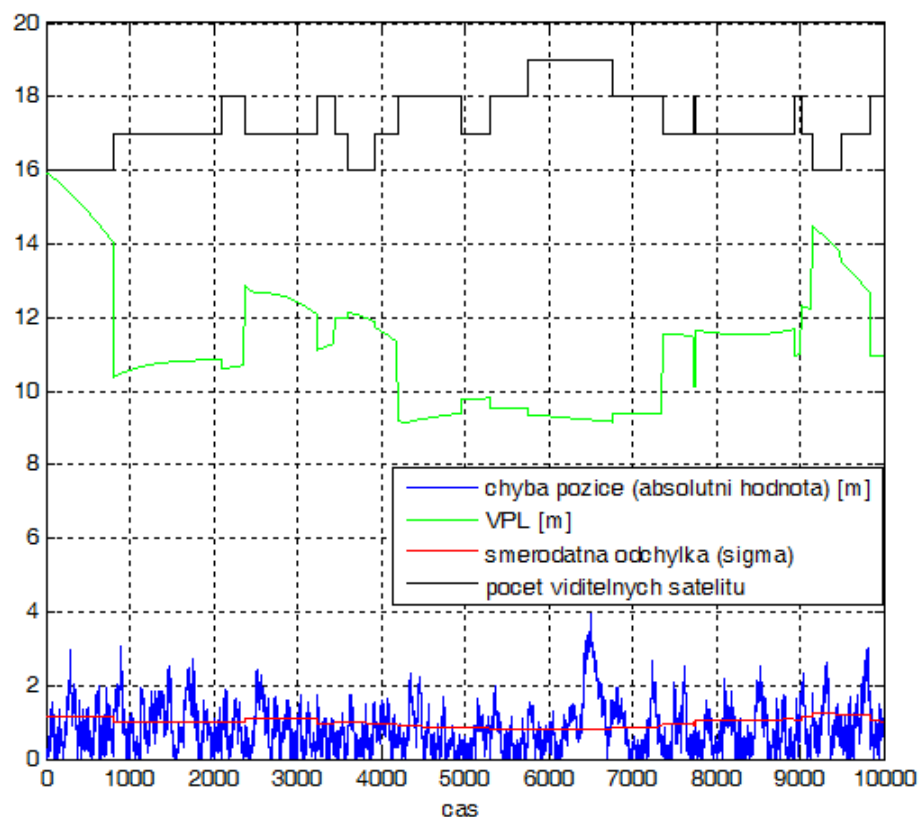
Dále vypočteme inverzní chybovou funkci  $Q^{-1}$  dle vztahu (44) s parametrem  $P_{fd,n}$  definovaným v (43), k tomu použijeme funkci Matlabu *erfcinv*. Nyní už můžeme spočítat hodnotu prahu  $D_n$  pro vertikální a horizontální směr použitím vztahů (42) a (45).

Potom opět dle vztahu (44) vypočítáme hodnotu inverzní chybové funkce, tentokrát ale s parametrem  $P_{md,n}$  a následně můžeme spočítat hodnoty  $a_n$  pro horizontální a vertikální směr pomocí vztahů (46) a (47).

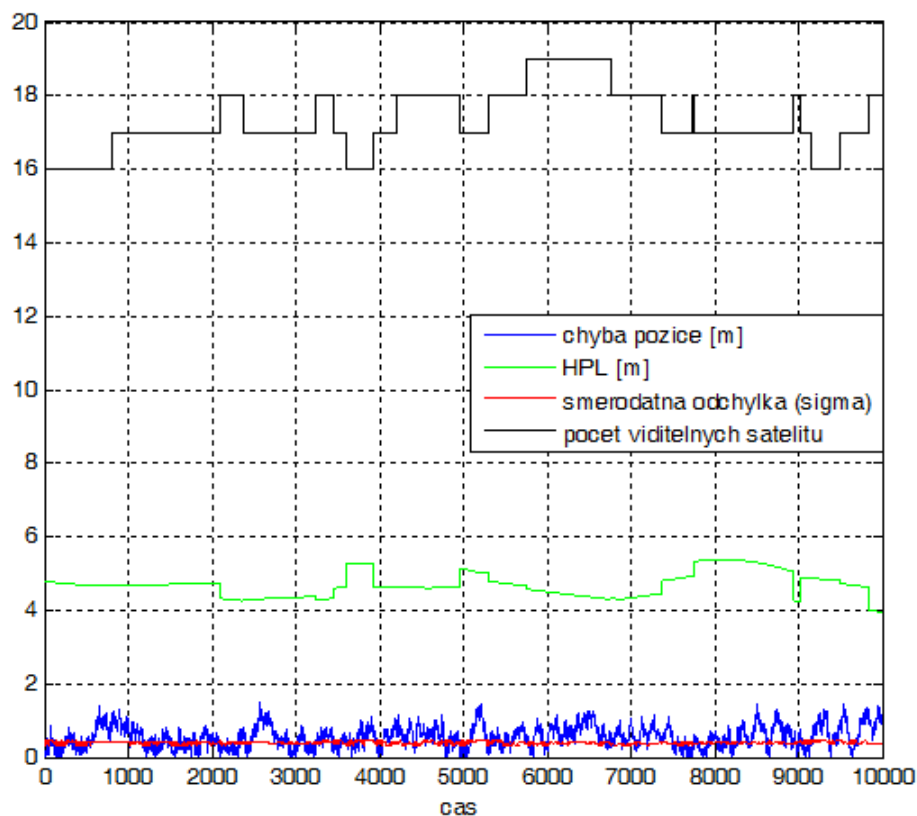
Sečtením hodnot  $D_n$  a  $a_n$  pro horizontální a vertikální směr získáme hodnoty HPL a VPL pro každé dílčí řešení, vypočtením maxima těchto hodnot s použitím vztahů (48) a (49) pak získáme požadované hodnoty protekčních úrovní pro daný časový okamžik.

## 6.4 Ověření metody

V následující podkapitole budou vyhodnoceny výsledky simulace.

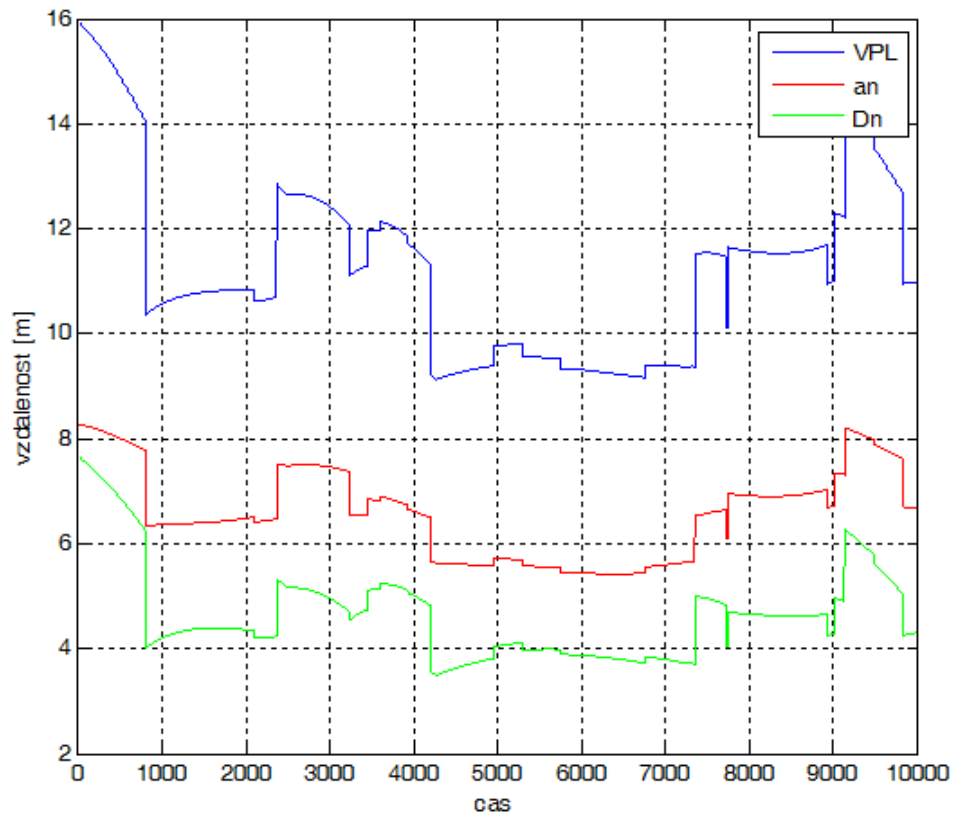


Obrázek 19: Absolutní chyba pozice, výsledná protekční úroveň VPL, směrodatná odchylka a počet viditelných satelitů



Obrázek 20: Absolutní chyba pozice, výsledná protekční úroveň HPL, směrodatná odchylka a počet viditelných satelitů

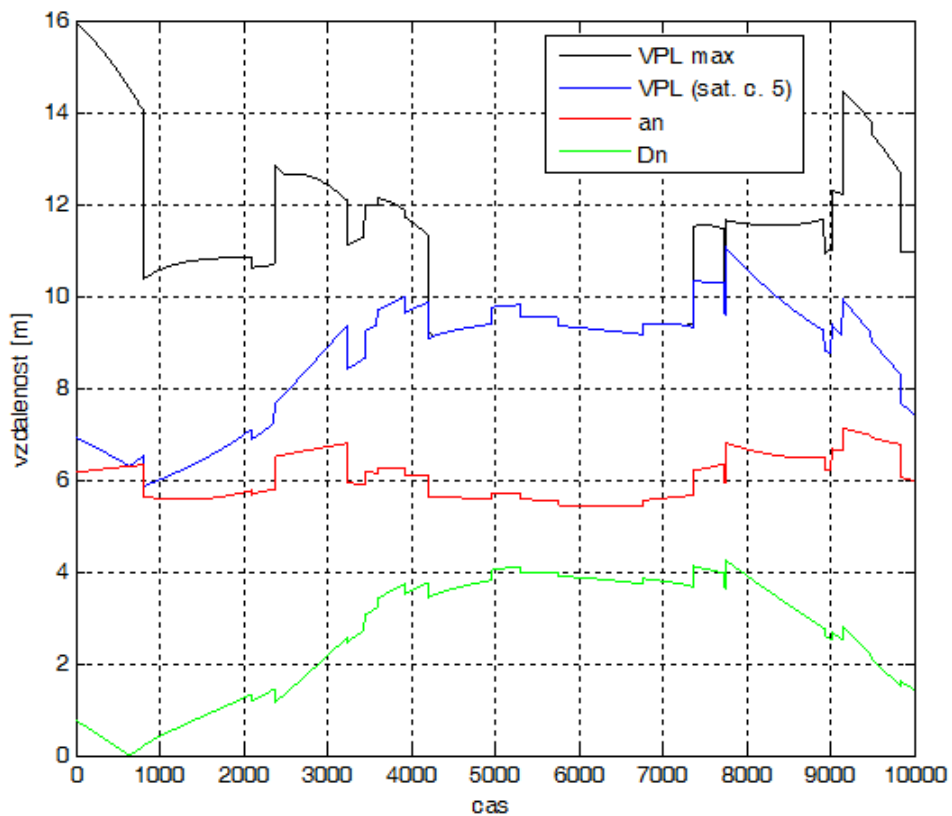
Na obrázcích 19 a 20 můžeme vidět vývoj protekčních úrovní spolu s počtem viditelných satelitů v daný okamžik. Dle očekávání se se změnou počtu viditelných satelitů mění i velikost protekčních úrovní. Z grafů je také zřejmé, že po celý čas simulace byla chyba pod hranicí protekčních úrovní, můžeme tedy říct, že v GNSS nedošlo k chybě, která by signalizovala narušení integrity při limitech  $P_{fa}$  a  $P_{md}$  nastavených na začátku této kapitoly.



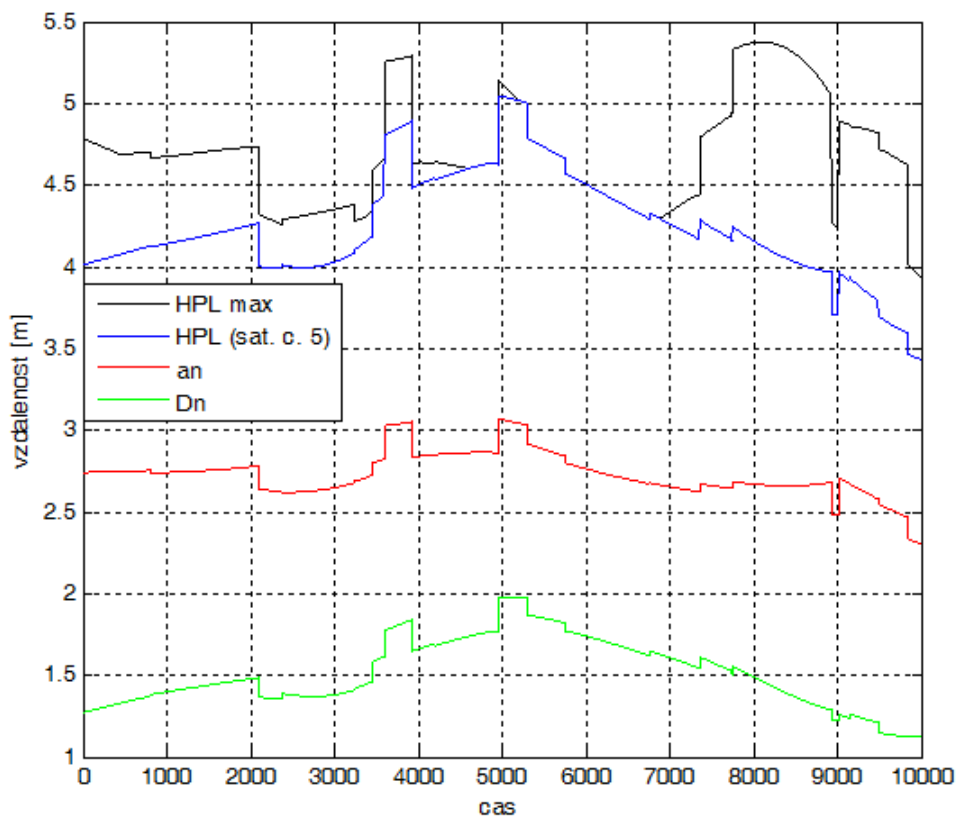
Obrázek 21: Protekční úroveň VPL s hodnotami  $a_n$  a  $D_n$

Na obrázku 21 můžeme vidět, jak se jednotlivé složky  $a_n$  a  $D_n$  podílejí hodnotě protekční úrovně VPL. V tomto případě jde o výslednou, tedy maximální, hodnotu VPL, v každém časovém okamžiku se tak může jednat o jiný satelit, respektive jiné dílčí řešení.



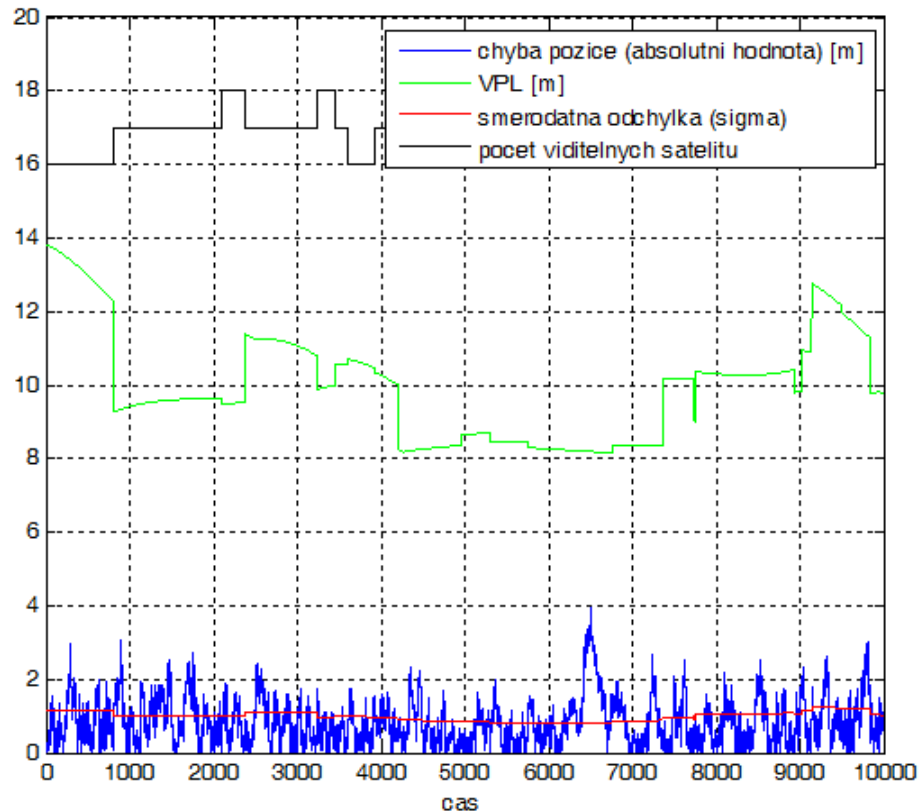


Obrázek 22: Hodnoty VPL,  $a_n$  a  $D_n$  pro satelit číslo 5



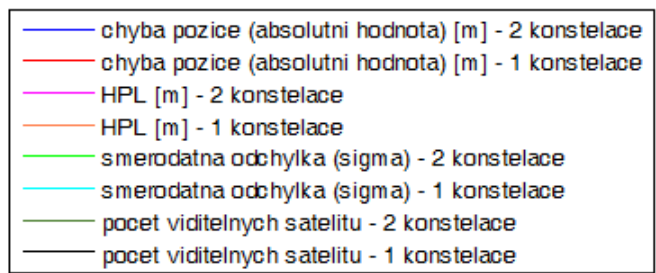
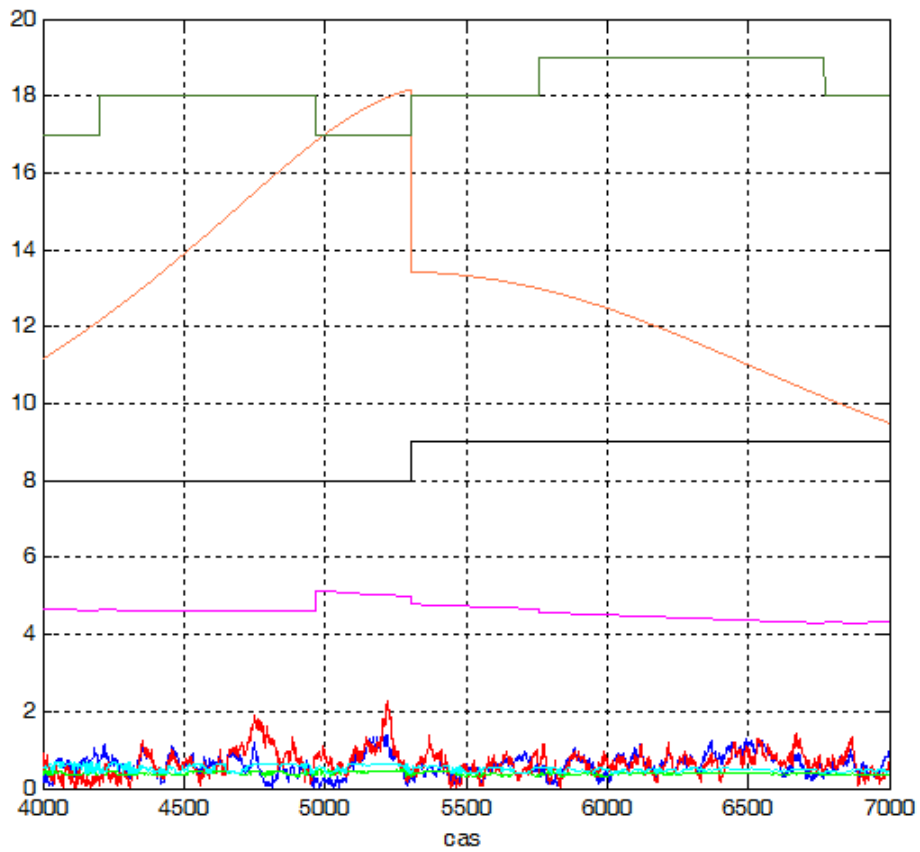
Obrázek 23: Hodnoty HPL,  $a_n$  a  $D_n$  pro satelit číslo 5

Na obrázcích 22 a 23 je zobrazen průběh hodnot  $a_n$ ,  $D_n$  a protekčních úrovní pro jedno dílčí řešení, konkrétně se jedná řešení pro satelit číslo 5, tento satelit musel být viditelný po celou dobu simulace. Zajímavé je srovnání s výslednou hodnotou protekčních úrovní. Po většinu času jsou protekční úrovně pro dílčí řešení nižší než ty výsledné, v některých okamžicích se ale úrovně překrývají. To znamená, že protekční úrovně pro toto konkrétní dílčí řešení byly maximální a byly tedy použity i jako výsledné řešení.

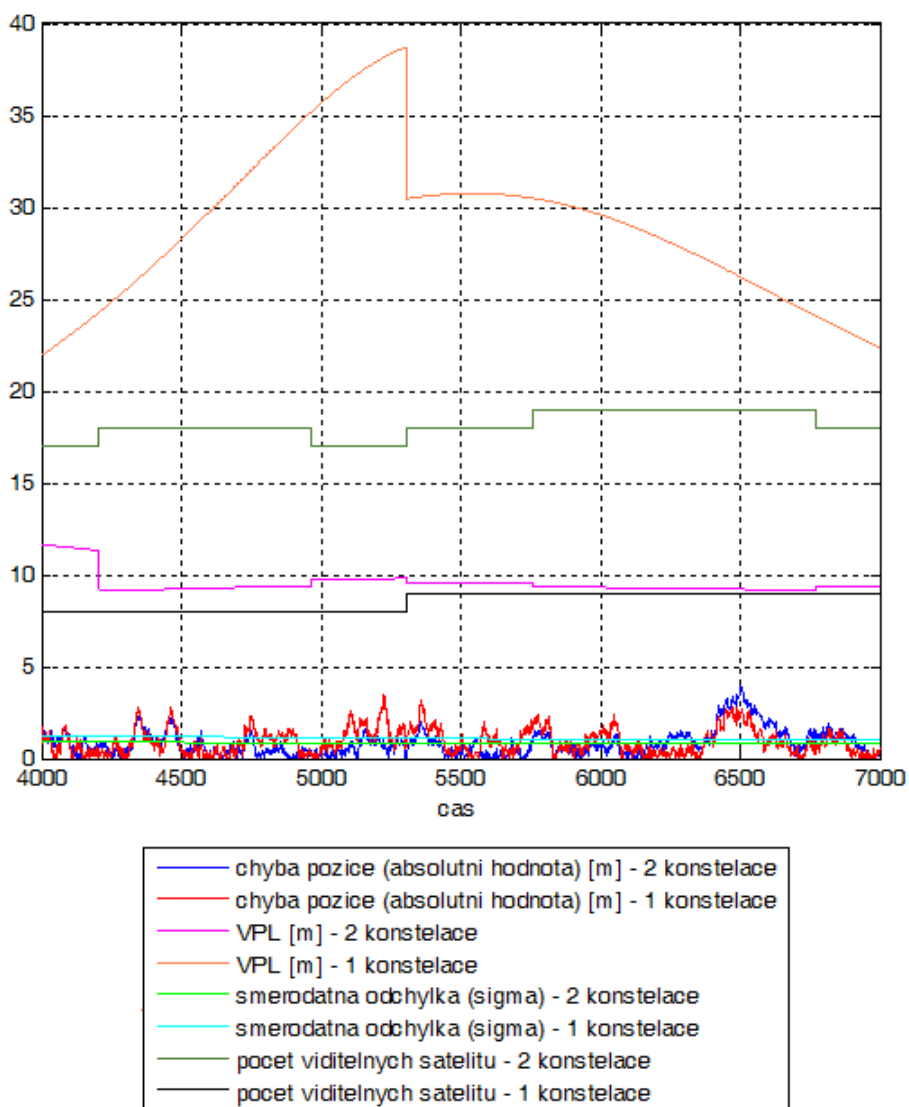


Obrázek 24: Výsledná hodnota VPL při zvýšené pravděpodobnosti  $P_{fa}$

Poté byla simulace spuštěna s vyšší hodnotou  $P_{fa}$ , konkrétně  $P_{fa} = 2 \cdot 10^{-3}$ , ostatní podmínky zůstaly stejné. Na obrázku 24 pak můžeme vidět vývoj hodnot VPL. Ty jsou dle očekávání nižší než pro původní hodnotu  $P_{fa}$ , kde se hodnoty VPL pohybovaly v rozmezí přibližně 9 až 16 metrů. Podobný vývoj lze očekávat pro hodnoty HPL a také při zvýšení pravděpodobnosti  $P_{md}$ . Můžeme tedy konstatovat, že vyšší hodnoty pravděpodobností  $P_{fa}$  a  $P_{md}$  vedou ke snížení protekčních úrovní.



Obrázek 25: Chyba pozice, směrodatná odchylka, hodnoty HPL a počet viditelných satelitů pro jednu a dvě konstelace



**Obrázek 26:** Chyba pozice, směrodatná odchylka, hodnoty VPL a počet viditelných satelitů pro jednu a dvě konstelace

Nakonec byla simulace spuštěna pro jednu konstelaci, tedy 24 satelitů, a výsledky byly porovnány s hodnotami pro dvě konstelace. Na obrázcích 25 a 26 můžeme vidět vývoj protekčních úrovní HPL a VPL. Jejich hodnoty pro jednu konstelaci jsou mnohem vyšší, protože počet viditelných satelitů je maximálně 9, zatímco pro dvě konstelace to bylo až 19. V případě jedné konstelace lze také pozorovat mnohem větší změnu hodnot HPL a VPL při změně počtu satelitů.

## 7 Závěr

Diplomová práce nabízí komplexní pohled na problematiku globálních navigačních satelitních systémů a integrity navigační informace v těchto systémech s bližším zaměřením na autonomní systémy pro zajištění integrity. Integrita je zde většinou probírána ve vztahu k civilnímu letectví, kde je tento aspekt velmi důležitý.

První část práce přináší celkový přehled o GNSS, tedy základní princip, obecnou strukturu a detailnější pohled na všechny současné GNSS včetně jejich aktuálního stavu. V další části je vysvětlen princip odhadu polohy v GNSS a jsou také představeny základní vztahy pro výpočet odhadu polohy pomocí metody nejmenší čtverců. Dále je zkoumána problematika kvality GNSS, a to hlavně z hlediska integrity navigační informace. Další část je věnována tématu zajištění integrity, podrobněji jsou probrány podpůrné systémy GNSS, autonomní systémy pro zajištění integrity a metoda Solution Separation, která se v těchto systémech používá.

Praktická část potom obsahuje implementaci metod pro odhad polohy a výpočet protekčních úrovní systému RAIM. Pro ověření metody je nakonec provedena simulace s vygenerovanými daty a shrnutí výsledků. Testovací data byla sice vygenerována, ale jsou velmi blízká výstupům reálných GNSS. Vzhledem k tomuto faktu by mohly být prezentované výsledky užitečné například při vývoji a testování nových algoritmů pro autonomní systémy pro zajištění integrity budoucí generace.

Práce může také sloužit jako pomůcka pro pochopení základních principů odhadu polohy a monitorování integrity pro inženýry, kteří se rozhodnou věnovat se tomuto velmi zajímavému oboru.

## Seznam literatury

- [1] BUNCE, Deane. *Augmentation System (WAAS) Status and History* [online]. In: . 2014 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <http://www.gps.gov/multimedia/presentations/2014/09/ION/bunce.pdf>
- [2] About EGNOS. *EGNOS User Support* [online]. [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [https://egnos-user-support.essp-sas.eu/new\\_egnos\\_ops/?q=content/about-egnos](https://egnos-user-support.essp-sas.eu/new_egnos_ops/?q=content/about-egnos)
- [3] MSAS General Introduction. *Navipedia* [online]. 2011 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.navipedia.net/index.php/MSAS\\_General\\_Introduction](http://www.navipedia.net/index.php/MSAS_General_Introduction)
- [4] FAA: GBAS Operational at Airports Worldwide. *GPS World* [online]. [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <http://gpsworld.com/faa-gbas-operational-at-airports-worldwide/>
- [5] Phase II of the GNSS Evolutionary Architecture Study. In: *Federal Aviation Administration* [online]. 2010 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/library/documents/media/GEASPhaseII\\_Final.pdf](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/library/documents/media/GEASPhaseII_Final.pdf)
- [6] *AIR FORCE OFFICIAL PRESS RELEASE - GPS GROUND SYSTEM ANOMALY* [online]. In: . 2016 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <http://www.navcen.uscg.gov/pdf/gps/AirForceOfficialPressRelease.pdf>
- [7] ŠEBESTA, Jiří. *Globální navigační systémy*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, Ústav radioelektroniky, 2012. ISBN 978-80-214-4500-0.
- [8] GBAS CAT II/III Development Baseline SARPs. In: *ICAO* [online]. 2010 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.icao.int/secretariat/AirNavigation/Documents/gnss\\_cat\\_ii\\_iii.pdf](http://www.icao.int/secretariat/AirNavigation/Documents/gnss_cat_ii_iii.pdf)
- [9] GROVES, Paul D. *Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems*. Boston: Artech House, c2008. GNSS technology and applications series.
- [10] ČAPKOVÁ, Markéta. *Přiblížení podle přístrojů* [online]. In: . 2009 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://pernerscontacts.upce.cz/15\\_2009/Capkova2.pdf](http://pernerscontacts.upce.cz/15_2009/Capkova2.pdf)
- [11] BRENNER, Matts. Integrated GPS/Inertial Fault Detection Availability. *NAVIGATION, Journal of The Institute of Navigation*. 1996, 43(2), 111-130.
- [12] ŠKACH, Jan. *Odhad polohy stacionárního objektu pomocí globálního navigačního satelitního systému*. Plzeň, 2011. Bakalářská práce.
- [13] Integrity. *Navipedia* [online]. 2011 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <http://www.navipedia.net/index.php/Integrity>
- [14] PULLEN, Sam. *Augmented GNSS: Fundamentals and Keys to Integrity and Continuity* [online]. In: . 2011 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www-leland.stanford.edu/~spullen/ION%20GNSS%202011%20Tutorial%20-%20Aug-GNSS%20final%20\(Pullen,%2009-16-11\).pdf](http://www-leland.stanford.edu/~spullen/ION%20GNSS%202011%20Tutorial%20-%20Aug-GNSS%20final%20(Pullen,%2009-16-11).pdf)

- [15] *EGNOS procedures availability* [online]. [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [https://egnos-user-support.essp-sas.eu/new\\_egnos\\_ops/lpv\\_map/map.php?width=980&height=800&iframe=true](https://egnos-user-support.essp-sas.eu/new_egnos_ops/lpv_map/map.php?width=980&height=800&iframe=true)
- [16] RAMASUBRAMANIAN, R. *GAGAN Status and Plan* [online]. In: . 2016 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.icao.int/RO\\_MID/Documents/2016/ACAC-ICAO%20GNSS/Presentation%20on%20Gagan%20and%20status\\_GNSS%20workshop\\_Rabat.pdf](http://www.icao.int/RO_MID/Documents/2016/ACAC-ICAO%20GNSS/Presentation%20on%20Gagan%20and%20status_GNSS%20workshop_Rabat.pdf)
- [17] Criticality of GNSS Applications. *Navipedia* [online]. 2011 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.navipedia.net/index.php/Criticality\\_of\\_GNSS\\_Applications](http://www.navipedia.net/index.php/Criticality_of_GNSS_Applications)
- [18] Aviation Applications. *Navipedia* [online]. 2011 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.navipedia.net/index.php/Aviation\\_Applications](http://www.navipedia.net/index.php/Aviation_Applications)
- [19] JOERGER, MATHIEU, FANG-CHENG CHAN a BORIS PERVAN. *Solution Separation Versus Residual-Based RAIM* [online]. In: . 2014 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.navlab.iit.edu/uploads/5/9/7/3/59735535/joerger\\_svsrb\\_navigation\\_winter2014.pdf](http://www.navlab.iit.edu/uploads/5/9/7/3/59735535/joerger_svsrb_navigation_winter2014.pdf)
- [20] ŠKACH, Jan. *Stanovení polohy pohybujícího se objektu pomocí satelitního systému*. Plzeň, 2013. Diplomová práce.
- [21] *Datum Transformations of GPS Positions* [online]. In: . 1999 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <https://microem.ru/files/2012/08/GPS.G1-X-00006.pdf>
- [22] Navigace. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Navigace>
- [23] ŠEBESTA, Jiří. *Radiolokace a radionavigace* [online]. In: . [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.urel.feec.vutbr.cz/~sebestaj/RAR/literatura/Radiolokace\\_a\\_radionavigace\\_2004.pdf](http://www.urel.feec.vutbr.cz/~sebestaj/RAR/literatura/Radiolokace_a_radionavigace_2004.pdf)
- [24] BLANCH, Juan et al. *Advanced RAIM User Algorithm Description: Integrity Support Message Processing, Fault Detection, Exclusion, and Protection Level Calculation* [online]. In: . [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://gps.stanford.edu/papers/Blanch\\_et\\_al\\_IONGNSS\\_2012\\_B5\\_nr7\\_post\\_submission\\_rev3.pdf](http://gps.stanford.edu/papers/Blanch_et_al_IONGNSS_2012_B5_nr7_post_submission_rev3.pdf)
- [25] *The Global Positioning System* [online]. [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <http://www.gps.gov/systems/gps/>
- [26] *Information and Analysis Center for Positioning, Navigation and Timing* [online]. [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <https://www.glonass-iac.ru/en/index.php>
- [27] BeiDou General Introduction. *Navipedia* [online]. 2011 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.navipedia.net/index.php/BeiDou\\_General\\_Introduction](http://www.navipedia.net/index.php/BeiDou_General_Introduction)
- [28] *BeiDou Navigation Satellite System* [online]. [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <http://en.beidou.gov.cn/index.html>

- [29] BeiDou Navigation Satellite System. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/BeiDou\\_Navigation\\_Satellite\\_System](https://en.wikipedia.org/wiki/BeiDou_Navigation_Satellite_System)
- [30] *Galileo Navigation* [online]. [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.esa.int/Our\\_Activities/Navigation/Galileo/What\\_is\\_Galileo](http://www.esa.int/Our_Activities/Navigation/Galileo/What_is_Galileo)
- [31] *What is Galileo?* [online]. [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <https://www.gsc-europa.eu/galileo-overview/what-is-galileo>
- [32] Galileo General Introduction. *Navipedia* [online]. 2011 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.navipedia.net/index.php/Galileo\\_General\\_Introduction](http://www.navipedia.net/index.php/Galileo_General_Introduction)
- [33] *Constellation Information* [online]. [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: <https://www.gsc-europa.eu/system-status/Constellation-Information>
- [34] GLONASS General Introduction. *Navipedia* [online]. 2011 [cit. 2016-08-30]. Dostupné z: [http://www.navipedia.net/index.php/GLONASS\\_General\\_Introduction](http://www.navipedia.net/index.php/GLONASS_General_Introduction)



## Příloha 1

Fáze letu	Horizontální přesnost	Vertikální přesnost	Integrita	Čas do upozornění	Kontinuita	Dostupnost
En-route	3,7 km	-	1 - $1 \times 10^{-7}$ /h	5 min	1 - $1 \times 10^{-8}$ /h až 1 - $1 \times 10^{-4}$ /h	0,99 až 0,99999
En-route, Terminal	0,74 km	-	1 - $1 \times 10^{-7}$ /h	15 s	1 - $1 \times 10^{-8}$ /h až 1 - $1 \times 10^{-4}$ /h	0,99 až 0,99999
Non-precision approach	220 m	-	1 - $1 \times 10^{-7}$ /h	10 s	1 - $1 \times 10^{-8}$ /h až 1 - $1 \times 10^{-4}$ /h	0,99 až 0,99999
Approach operations with vertical guidance I	16 m	20 m	1 - $2 \times 10^{-7}$ každé přiblížení	10 s	1 - $8 \times 10^{-6}$ každých 15 s	0,99 až 0,99999
Approach operations with vertical guidance II	16 m	8 m	1 - $2 \times 10^{-7}$ každé přiblížení	6 s	1 - $8 \times 10^{-6}$ každých 15 s	0,99 až 0,99999
Category I precision approach	16 m	4 - 6 m	1 - $2 \times 10^{-7}$ každé přiblížení	6 s	1 - $8 \times 10^{-6}$ každých 15 s	0,99 až 0,99999

Tabulka: Požadavky na kvalitu GNSS pro civilní letectví, zdroj [8]

## **Příloha 2**

### **AIR FORCE OFFICIAL PRESS RELEASE - GPS GROUND SYSTEM ANOMALY JAN 27, 2016**

On 26 January at 12:49 a.m. MST, the 2nd Space Operations Squadron at the 50th Space Wing, Schriever Air Force Base, Colo., verified users were experiencing GPS timing issues. Further investigation revealed an issue in the Global Positioning System ground software which only affected the time on legacy L-band signals. This change occurred when the oldest vehicle, SVN 23, was removed from the constellation. While the core navigation systems were working normally, the coordinated universal time timing signal was off by 13 microseconds which exceeded the design specifications. The issue was resolved at 6:10 a.m. MST, however global users may have experienced GPS timing issues for several hours. U.S. Strategic Command's Commercial Integration Cell, operating out of the Joint Space Operations Center, effectively served as the portal to determine the scope of commercial user impacts. Additionally, the Joint Space Operations Center at Vandenberg AFB has not received any reports of issues with GPS-aided munitions, and has determined that the timing error is not attributable to any type of outside interference such as jamming or spoofing. Operator procedures were modified to preclude a repeat of this issue until the ground system software is corrected, and the 50th Space Wing will conduct an Operational Review Board to review procedures and impacts on users. Commercial and civil users who experienced impacts can contact the U.S. Coast Guard Navigation Center at (703) 313-5900.