

Abstrakt

Disertační práce pojednává o navigační výkonnosti GPS/EGNOS v oblasti polohy uživatele. Posouzení navigačních systémových schopností podpory zabezpečení nových letových postupů vychází ze statických observací a příkladů jejich zpracování. Systém GPS/EGNOS je prvním primárním navigačním systémem, který má být využíván pro postupy konečného přiblížení civilního letectví ve vzdušném prostoru České republiky. První část práce se proto zabývá popisem přínosů využití nových postupů, shrnuje dosavadní vývoj a současný stav. Část druhá se věnuje vymezení prvků analyzovaného primárního navigačního systému GPS/EGNOS a jeho charakteristikám. Následně je zpracována metodika kritického hodnocení výkonnosti poskytované navigační služby GPS/EGNOS, která využívá nové metody šetření přesnosti, integrity a kontinuity navigační služby satelitního systému z hlediska polohy uživatele. Současně je vytvořen podpůrný software pro analýzu dat v oblasti polohy uživatele. Na základě statických experimentálních měření a zpracování signálu v prostoru zkoumaného systému a jeho podrobné analýzy jsou prezentována zjištění a provedeny závěry o stavu systému. V závěru práce je navrženo a ověřeno využití permanentních geodetických stanic pro pravidelné hodnocení výkonnosti GNSS pro účely civilního letectví a provedeny závěry o zjištěných chybách a navigační výkonnosti na základě měření vybraných stanic na území ČR.

Abstract

The dissertation deals with the assessment of navigation performance of GPS/EGNOS system in user position domain. Examination is based on a static signal in space monitoring and evaluation campaign to assess the ability to provide sufficient performance for new navigation procedures. GPS/EGNOS system is the first primary navigation system to be used in the airspace of Czech Republic. The first part describes the benefits of using new procedures, summarizes navigation development and current status. The second part defines components of GPS/EGNOS primary navigation system being analysed and its characteristics with the potential impact on the quality of approach navigation services to be provided and ensured by EGNOS. Subsequently, the methodology for critical evaluation of GPS/EGNOS signal in space navigation performance in position domain to be monitored by of air traffic services was formulated, using new methods for investigation of accuracy, integrity and continuity with the focus on final approach procedures. Simultaneously supporting software for data analysis against performance requirements in position domain was designed. Based on campaigns of static experimental measurements and detailed analysis of combined GPS/EGNOS performance against the demands, the level of performance is analysed, the findings are presented and conclusions are made. In the last part, the usage of permanent geodetic stations for regular evaluation of GNSS performance for civil aviation purposes is designed and verified, and the conclusions based on navigation performance evaluation of observations from all selected station in the Czech Republic.

Klíčová slova

Navigační výkonnost, satelitní navigace, GNSS, GPS, EGNOS, signál v prostoru, přesnost, integrita, kontinuita, dostupnost, postupy konečného přiblížení

Key words

Navigation performance, satellite navigation, GNSS, GPS, EGNOS, signal in space, accuracy, integrity, continuity, availability, final approach procedures

Bibliografická citace

PTÁČEK, P. *Výkonnost služby GNSS pro aplikace prostorové navigace civilního letectví v ČR*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2014. 160 s. Vedoucí dizertační práce prof. Ing. Dušan Kevický, CSc.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem disertační práci vypracoval s použitím uvedených zdrojů a samostatně pod odborným vedením prof. Ing. Dušana Kevického, CSc.

V Brně dne 31. 01. 2014

Ing. Pavel Ptáček

.....

Poděkování

Děkuji Leteckému ústavu VUT v Brně za podporu při řešení úkolů disertační práce a rovněž za zapojení do projektového úkolu Centra leteckého a kosmického výzkumu. Dále děkuji všem ostatním, kteří se podíleli na mém odborném směřování v průběhu doktorského studia, zejména mému školiteli prof. Ing. Dušanu Kevickému, CSc. Významné poděkování patří celé mé rodině za dosavadní podporu. Postupný vývoj disertační práce probíhal a byl blíže směřován na základě celé řady konzultací a podpor. Proto dále děkuji Ing. Miroslavu Houdkovi (Iguassu Software Systems), Ing. Tomáši Dukovi (ŘLP), Ing. Michalu Pfliegerovi (TTC Telelomunikace), a Českému úřadu zeměměřičskému a katastrálnímu.

No man is an Iland, intire of itselfe; every man
is a peece of the Continent, a part of the maine;
if a Clod bee washed away by the Sea, Europe
is the lesse, as well as if a Promontorie were, as
well as if a Manor of thy friends or of thine
owne were; any mans death diminishes me,
because I am involved in Mankinde;
And therefore never send to know for whom
the bell tolls; It tolls for thee,

John Donne, 1624

Obsah

Obsah.....	7
1. Úvod.....	9
2. Od počátků navigace k satelitním navigačním systémům.....	10
3. Navigace založená na výkonnosti.....	13
4. Cíle, metody a postup vypracování disertační práce.....	15
4.1. Strategický cíl.....	15
4.2. Taktické cíle.....	15
5. Základní východiska, stav v České republice a v zahraničí.....	18
5.1. Požadavky na rozvoj radionavigační infrastruktury.....	18
5.2. Příklady stavu v ostatních státech ECAC.....	19
5.3. Stabilizované přiblížení RNAV.....	20
6. Globální navigační satelitní systémy – vymezení zkoumaného systému.....	23
6.1. Globální navigační satelitní systém.....	23
6.2. Globální systém určování polohy GPS.....	25
6.3. Poruchy SPS GPS.....	30
6.4. Globální navigační satelitní systém GLONASS.....	31
6.5. Globální navigační satelitní systém Galileo.....	31
6.6. EGNOS – Evropská geostacionární navigační překryvná služba.....	32
6.7. Funkce pozemního segmentu EGNOS a vliv na službu SoL.....	36
7. Parametrické vyjádření navigační výkonnosti.....	40
7.1. Celková výkonnost systému vedení letadla po letové trati.....	40
7.2. Odlišnosti při sledování GNSS oproti konvenčním pozemním LNZ.....	41
7.3. Vymezení klíčových parametrů výkonnosti služby GPS/EGNOS.....	42
7.4. Limity parametrů výkonnosti GNSS pro zkoumané navigační postupy.....	43
7.5. Exkurs: Výpočet celkové navigační chyby systému ILS CAT I ve výšce 200 ft HAT.....	47
8. Aplikované modely měření a určování polohy GPS/EGNOS.....	50
8.1. Úvod - určení pseudovzdálenosti k satelitu.....	50
8.2. Model výpočtu polohy GPS/EGNOS.....	51
8.3. Převody mezi souřadnými systémy.....	54
8.4. Model zbytkových chyb měření pseudovzdálenosti EGNOS a jeho předpoklady.....	55
8.5. Model výpočtu ochranných limitů EGNOS.....	57
8.6. Výpočet ionosférických korekcí jednofrekvenčního přijímače GPS.....	58
9. Metodika šetření navigační výkonnosti GPS/EGNOS.....	60

9.1.	Hodnocení polohových chyb a přesnosti GNSS.....	60
9.2.	Metody hodnocení navigační integrity	66
9.3.	Pravděpodobnost překročení limitní chyby polohy	74
9.4.	Ověření míry časové závislosti autokorelační funkcí a spektrální analýza	74
9.5.	Praktické šetření kontinuity	76
9.6.	Praktické šetření dostupnosti	77
10.	Návrh programového nástroje pro analýzu výkonnosti GPS/EGNOS.....	78
11.	Realizace měřicího pracoviště	81
11.1.	Základní požadavky na pozemní observační stanici.....	81
11.2.	Návrh pracoviště pro experimentální měření a zpracování dat.....	82
12.	Analýza dat a hodnocení experimentu	85
12.1.	Určení referenčních souřadnic základní stanice.....	85
12.2.	Výsledky analýzy charakteristik výkonnosti SIS GNSS	86
12.3.	Výsledky analýzy vzájemné závislosti polohových chyb	105
12.4.	Výsledky spektrální analýzy	111
13.	Návrh a ověření využití sítě geodetických stanic v ČR.....	114
13.1.	Výběr permanentních stanic, praktické ověření sběru a zpracování dat ..	114
13.2.	Polohové chyby a rozdělení pravděpodobnosti.....	119
14.	Závěr	123
15.	Seznam použitých zdrojů a literatury	124
16.	Seznam použitých zkratk	132
17.	Seznam použitých symbolů	140
18.	Seznam příloh	144

1. Úvod

Mezi disciplíny mající významné postavení v leteckém provozu, patří nepochybně letecká navigace. Její význam pro uspokojení přepravních požadavků spočívá ve schopnostech spolehlivě určit polohu dopravního prostředku a dále jej vést vzhledem k zamýšlené trati pohybu. Vývoj letecké navigace v uplynulých dvou dekádách jednoznačně vyzdvihuje výzkumné úsilí o vytvoření a využití družicového navigačního systému, který bude schopen plnit velmi specifické požadavky na bezpečnost letových navigačních postupů. Od konvenčních pozemních systémů se satelitní navigační systémy liší v řadě specifikací. Jejich využití je ovšem podmíněno dosažením rovnocenných hodnot cílových úrovní bezpečnosti odpovídající dané fázi letu.

Problematika satelitních navigačních systémů a kvalifikace jejich výkonnosti pro civilní letectví je v zahraničí studována leteckými výzkumnými ústavy, technickými odděleními rozvoje letových navigačních služeb, univerzitami i nestátními subjekty. V České republice není oblast sledování a vyhodnocování kvality služby GNSS pro využití v civilním letectví zpracována, stejně jako dosud nebyla vypracována studie, která by se měřením a hodnocením navigační výkonnosti prvků GNSS pro civilní letecký provoz podrobněji zabývala. Výzkum v oblasti radiových leteckých navigačních zařízení má však v ČR svoji tradici. [21] Disertační práce má proto v teoretické i praktické rovině přispět k porozumění této perspektivní oblasti GNSS vypracováním postupů a prostředků pro autonomní určování způsobilosti služby konkrétního satelitního navigačního systému v polohové doméně uživatele podle fáze letu, využitelnou národními složkami odpovědnými za kvalitu letových navigačních služeb. Disertační práce předkládá čtenáři studii výkonnosti navigační služby GPS/EGNOS pro civilní letectví k podpoře procesu zavádění prvního primárního satelitního navigačního systému do civilního letectví v ČR. Autor při zpracování využívá dosavadní zkušenosti získané prací na vědecko-výzkumných úkolech v oblasti globálních navigačních satelitních systémů, absolvovanými stážemi a členstvím v organizacích zabývajících se rozvojem letecké navigace.

2. Od počátků navigace k satelitním navigačním systémům

Pohyb planet vzhledem k hvězdám popisovali již staří Řekové ve 4. stol. před Kr. Ještě dříve, mezi lety 550 – 480 před Kr. Hericlides předpověděl rotaci Země kolem své osy a Aristarchos ze Samu mezi lety 310 – 230 před Kr. její oběh kolem Slunce. Parametr polohy, zeměpisná šířka, který je dodnes nedílnou součástí navigace, vytvořil Pytheas. Pro použití na palubě lodi navrhl využití vertikálního ukazatele slunečních hodin – „gnómón“. Následně ve 2. stol. před Kr. Hipparchus vytvořil celistvý systém pro určení polohy s využitím zeměpisných šířek a zeměpisných délek na sféře. Pro přesné určení polohy na traťových úsecích na velkou vzdálenost bylo možné využít Ptolemaiovu definici sférických trojúhelníků, kterou publikoval ve svém díle „*Almagest*“ („*Velká sbírka*“). [7] Navigace vodních plavidel je neodmyslitelně spjata s tvorbou mapových děl, jejichž existence ve formě říčních a pobřežních map je v Číně známá již přibližně 4000 let. V Číně bylo také vynalezeno jedno z prvních navigačních zařízení – „odometr“. Slovo pochází z řeckých slov „hodos“ – cesta a „metron“ – míra. Rychlost pohybu plavidla na vodě je popsána poprvé v plánech římského architekta a inženýra Vitruvia v roce 27 před Kr. [87]

Určování směru s využitím siločar magnetického pole Země, jak jej do současné doby využívá magnetický kompas, pak uvádí rukopis dynastie Chan z roku 83 po Kr., kdy student v zápiscích uvádí záznam o ukazateli ve tvaru lžíce kontrolující jižní směr, v literatuře označovaný jako „south-pointer“. Obdobný princip využívaly vozíky tažené koňmi, na nichž byla umístěna soška, jejíž napřažená ruka stále ukazovala jižní směr. [5] Jiný zdroj uvádí první důkazy primitivního kompasu v počátcích dynastie Chan, v letech 200 - 300 před Kr. Současně připomíná znalost magnetické deklinace, odklonu magnetického meridiánu od zeměpisného, již za dynastie Tchang v roce 500 po Kr. [86] Primitivní konstrukce, magnetizované jehly umístěné na dřevě nebo na hedvábných vláknech plovoucí na vodě, se v Číně využívaly k určování směru od 8. stol. a mezi 11. – 12. stol. se postupně staly navigačním zařízením. V západní Evropě se první zmínka o zařízení pro měření magnetického orientovaného úhlu uvádí okolo roku 1190 v díle „*De naturis rerum*“ („*O přírodních věcech*“) Alexandra Neckama. [47] Popsán byl upravený čínský kompas určující severní směr – „north-pointer“, na základě předpokladu, že cílem je sledovat severní hvězdu – Polárku. [61] O 28 let později uvádí Jacques de Vitry kompas jako nezbytné zařízení pro námořní navigaci. Praktické použití kompasu rozvinula zejména italská přístavní města mezi lety 1295 – 1302. Původní návrh kompasu byl upraven v pokročilé zařízení obdobné konstrukce, jak ji známe dnes. [65]. První perská zmínka o kompasu je datována v letech 1232 – 1233. Arabské označení kompasu „al-konbas“ poprvé uvádějí dochované prameny z roku 1242. [87] Měření kompasem však bylo dlouhou dobu zatížené chybami. Italský vědec Jerome Cardan za účelem omezení metodických chyb měření vynalezl kardanový závěs, který byl později využit také pro omezení chyb palubního chronometru. Samotný vynález chronometru v roce 1764 Johnem Harrisonem umožnil na tehdejší dobu přesné určení zeměpisné délky.

Námořní plavba využívala již o mnoho let dříve námořní astroláb pro měření výšky Slunce a hvězd pro určení zeměpisné šířky, nejčastěji při horní kulminaci Slunce. Na základě znalosti zeměpisné délky mohl být určen čas a naopak. Další navigační zařízení pro měření rychlosti plavby lodi se uvádí přibližně v 15. – 16. stol. [64] Bylo založeno na počítání uzlů na laně, umístěných od sebe ve vzdálenosti 1/120 námořní

míle. Rychlost v námořních uzlech se určovala na základě počtu uzlů odvinutých za 30 sekund (1/120 hodiny) z palubního dřevěného tubusu, umístěného na palubě, k logu (dřevěná výseč kruhu), umístěnému na hladině. Metoda dala jméno základní jednotce rychlosti v námořní a letecké dopravě – uzel („knot“).

Počátkem 19. stol, v roce 1817, byl navržen první model zařízení pracujícího na principu gyroskopu s názvem „Machine“ od Johanna Gottlieba Friedricha von Bohnenbergera. Až následně v roce 1832 vyvinul americký vědec Walter R. Johnson obdobné zařízení, které již využívalo rotujícího disku. V roce 1852 využil Léon Foucault nového modelu k zobrazení zemské rotace. Byl to právě Foucault, který dal zařízení název „gyroskop“. Slovo pochází z řeckých výrazů „skopeein“ – vidět a „gyros“ – rotovat. [64] Vývoj navigace do současného stavu byl podmíněn základním výzkumem a technickým vývojem, na kterém se podílela celá řada velkých vědců, například: Gerhard Kremer, John Napier, Johannes Kepler, Galileo Galilei, Isaac Newton, Christiaan Huygens, Alessandro Volta, Michael Faraday, André-Marie Ampère, James Clerk Maxwell, Heinrich Rudolph Hertz, Henry Raper, Johann Gottlieb Friedrich von Bohnenberger, Jean Foucault, Guglielmo Marconi a mnoho dalších.

Ve dvacátých letech 20. stol. v letecké dopravě započalo využívání světelných majáků. Ze stejného období pochází první primitivní návrh modelu inerciálního systému. V roce 1929 byl zahájen provoz čtyř-směrových radiomajáků. Na jimi vytyčených tratích byly umístěny nesměrové radiomajáky („markery“), které vedly pilota až na nepřesné přístrojové přiblížení, přičemž okolí letiště bylo radiomajáky vybaveno taktéž. Vedení na přistání zajišťovalo například zařízení Lorenz, pro dálkovou navigaci zařízení Elektra a na velmi dlouhé vzdálenosti Elektra-Sonne s užšími paprsky vyzařovacího diagramu, které umožnily rozšířit původní čtyř-směrové vedení. V Anglii bylo zařízení nazýváno Consol. Ve třicátých letech byla letadla již standardně vybavena středovlnnými a krátkovlnnými radiokompasy. Ve čtyřicátých letech bylo započato používání hyperbolických navigačních systémů, a to primárně pro navigaci na střední a dlouhé vzdálenosti (Loran A, Loran B, Gee). V průběhu druhé světové války byl již běžně využívaný gyroskop vyvinut v platformu pro německou balistickou střelu V-2. V padesátých letech z něj vzešel inerciální navigační systém (INS). Na palubě komerčních leteckých dopravců byl poprvé využit v roce 1963. [7] Současně byla zahájena instalace všesměrových radiomajáků VOR, které se staly na počátku padesátých let standardem Mezinárodní organizace pro civilní letectví (ICAO). Po druhé světové válce započala instalace prvních systémů přesného přiblížení ILS. V padesátých letech byly vyvinuty také další systémy, především pro navigaci na dlouhé a velmi dlouhé vzdálenosti – systém Decca (1949 – 2000), Loran C (1957 – 2010) a Omega (1971 – 1997). Měřič vzdálenosti DME byl mezinárodně standardizován na konci padesátých let. Následně vznikl systém VOR/DME, který se stal později základním systémem prostorové navigace. Koncem šedesátých let byl instalován první sovětský systém Chayka, obdoba Loranu C. Vývoj oscilátorů umožnil přesnější měření času na palubě, což mimo jiné umožnilo lepší využití impulsních systémů, jakými jsou dnes pasivní družicové navigační systémy.

Vznik družicových systémů je datován 4. října 1957, kdy byla na oběžnou dráhu Země úspěšně vypuštěna první umělá družice Sputnik 1. Zkušenosti z příjmu a měření dopplerova přírůstku kmitočtu při vývoji zaměřovacího systému družic (Minitrack, Space Surveillance) pozemními stanicemi o známé poloze vedl pracoviště John Hopkins' Applied Physics Laboratory v letech 1960 – 1964 k vývoji prvního

satelitního navigačního systému TRANSIT (NAVSAT). Systém využíval šest družic s nízkými polárními oběžnými drahami ve výšce 600 NM, z nichž byly vysílány signály o kmitočtu 150 a 400 MHz. Přírůstek kmitočtu přijímaný pozemní stanicí pak sloužil k určení polohy lodních plavidel se známou nadmořskou výškou s přesností jedno-frekvenčního přijímače přibližně 500 metrů a 25 metrů s dvou-frekvenčním přijímačem. Od roku 1967 byl uvolněn pro civilní použití. Dvoudimenzionální charakteristika systému a 35 až 100 minutové periody nedostupnosti omezily využití v letectví. V Sovětském svazu byl vyvinut navigační systém Parus (vojenský) s šesti družicemi ve vzdálenosti 30° od výstupního uzlu a Cicada (civilní) s čtyřmi družicemi umístěnými ve vzdálenosti 45° . Celkově má systém 10 satelitů na dvou téměř polárních oběžných drahách. [13] Systémy využívaly nízkých oběžných drah ve výšce 1000 km s oběžnou dobou satelitu 105 minut. [7] Měření polohy bylo možné s přesností 100 metrů v přibližně 1,5 až 2 hodinových intervalech s časem 6 minut pro získání první polohy (TTFF). Princip funkce byl obdobný jako u systému TRANSIT. Měřil se dopplerovský přírůstek kmitočtu, vysílaný satelity na dvou VKV kmitočtech 150 a 400 MHz.

Druhým americkým družicovým systémem byl TIMATION. Tvořen byl dvěma družicemi na skloněných oběžných drahách, vybavenými přesnými palubními hodinami se stabilním krystalovým oscilátorem, později atomovými hodinami se stabilitou několika částic ppt. Systém poprvé umožnil přesné pasivní měření pseudovzdálenosti, časového rozdílu mezi vysláním a příjmem signálu z družice. Vývoj systému, práce výzkumných skupin Brada Parkinsona a Rogera Eastona (U. S. NRL) a programu Air Force's 621B, dal základ programu a konceptu globálního navigačního systému NAVSTAR GPS.

3. Navigace založená na výkonnosti

Hlavním dokumentem pro civilní využití celého souboru GNSS Mezinárodní organizace pro civilní letectví ICAO je Doc 9849 GNSS Manual 2005 (poslední vydání 2012). Vytvořila jej pracovní skupina ICAO GNSS Panel ustanovená v roce 1994 jako výsledek jednání Výboru pro budoucí letecké navigační systémy FANS z roku 1991 o nedostacích tehdejší pozemní navigační infrastruktury. V roce 1993 Letecká navigační konference ICAO požádala skupinu All Weather Operations Panel o rozšíření původního konceptu požadované navigační výkonnosti RNP, určeného výhradně pro traťové lety. Následně byla definována kritéria kvality služby GNSS pro civilní letectví: přesnost, integrita, kontinuita a dostupnost. V roce 2003 byla vytvořena skupina ICAO Navigation System Panel a na 11. Letecké navigační konferenci ICAO byl schválen přechod na systémy GNSS. V roce 2007 byl pak uveřejněn první návrh ICAO Doc 9613 PBN Manuál, který komplexně charakterizuje navigační prostředí jednotnými globálními kritérii pro navigační postupy a jejich implementaci, navigační infrastrukturu a vybavení navigačními systémy.

První traťové lety podle GNSS byly provedeny již v roce 1995, oceánské lety a postupy přiblížení NPA pak v roce 1998. Musely být proto definovány standardy pro separace tratí, bezpečné výšky a jednotné určení polohy v globálním referenčním systému. Na základě schváleného doporučení výboru FANS/4 byl přijat a následně postupně implementován referenční souřadný systém pro civilní letectví WGS-84 do všech ICAO Annex. Tento je závazný a je podrobně specifikován v ICAO Doc 9674.

Dnes navigační doménu leteckých systémů komunikace, navigace a sledování tvoří primárně *Globální navigační satelitní systém (GNSS)* a *Navigace založená na výkonnosti (PBN)*. Pro navigační postupy RNAV a RNP byly konceptem PBN celosvětově určeny radionavigační prostředky snižující nebo odstraňující závislost letové tratě na poloze pozemních radionavigačních prostředků (viz příloha č. 1). Koncept PBN vychází z komponent technické a provozní *navigační specifikace*, které identifikují navigační výkonnost a funkčnost palubního RNAV systému, *navigační infrastruktury* a *navigační aplikace*, kterou získáme současným užitím navigační infrastruktury a navigační specifikace. Dnes jednoznačně určuje navigační postupy RNAV nebo RNP pro všechny fáze letu, kromě postupu přesného přiblížení.

Z principu funkce monitorů pozemních radionavigačních zařízení i soustavy monitorů satelitního navigačního systému vyplývá, že palubní sledování a výstrahu výkonnosti, požadovanou specifikacemi RNP, dnes mohou primárně zajistit pouze systémy využívající GNSS a GNSS/IRS.

Požadavek ICAO na zavádění PBN a přiblížení s vertikálním vedením

Plánované navigační zabezpečení nových letových postupů PBN systémy GNSS nedosáhlo úrovně požadavků systému ILS CAT I tak, aby byl současně schopno pokrýt signálem rozsáhlou pracovní oblast. Současně koncept PBN nevyužívá postupy přesného přiblížení RNP, specifikované v ICAO Doc 9650. Nedostupnost přiblížení pro civilní letectví a požadavek na snížení rizika, vyplývající z příčin událostí CFIT, vedly k přijetí nového požadavku. 37. zasedání mezinárodní organizace ICAO navrhlo implementovat novou kategorii *přiblížení s vertikálním vedením (APV/RNAV)*

na všechny přístrojové RWY s provozem letadel MTOW \geq 5700 kg do roku 2016, s dílčími cíli 30 % RWY do roku 2010 a 70 % RWY do roku 2014. [73] Evropská organizace pro bezpečnost leteckého provozu (EUROCONTROL) zavádění postupů stabilizovaných přiblížení RNAV v tomto rozsahu podporuje. Následující shromáždění ICAO přijalo rezoluci A37-11, která omezuje povinnost využívat postupy APV dle přijatého časového plánu na postupy LNAV, pokud na daném letišti IFR není provozováno žádné letadlo s palubním systémem pro přiblížení APV. Aktualizovaný koncept PBN zařazuje nově pod název navigační specifikace, označovanou RNP APCH, postupy prostorové navigace LNAV&LNAV/VNAV a LP&LPV. [44]. Niže je uveden souhrn typů přiblížení spolu s leteckými navigačními zabezpečujícími zařízeními a minimálními bezpečnými výškami nad překážkou OCH podle L 8168 [83].

Tab. 3.1 – Závislost minimální výšky OCH na typu přiblížení a LNŽ

Typ přiblížení/Letecké navigační zařízení	Minimální bezpečná výška nad překážkami OCH [ft]
NPA (NDB)	350
NPA (VOR)	300
NPA (LOC)	
RNP APCH LNAV (GPS)	
NPA (VOR/DME)	250
RNP APCH LP (SBAS)	
RNP APCH LNAV/VNAV (APV/Baro)	
RNP APCH LPV (APV/SBAS)	200
ILS, GBAS CAT I	

*Při přiblížení na RWY vybavenou pro pouze pro NPA, je minimální výška OCH 300 ft.

** Minimální výška OCH je závislá na lokálních podmínkách v místě RWY v prostoru konečného a nezdařeného přiblížení.

*** Nejnižší povolená OCH v Evropě pro RNP APCH LPV je dnes 250 ft.

4. Cíle, metody a postup vypracování disertační práce

Na základě analýzy současného stavu a provedeného šetření, z nichž významné výsledky jsou předkládány čtenáři v dalších kapitolách, byly po důkladném uvážení a v souladu se závěry státní doktorské zkoušky stanoveny následující cíle disertační práce.

4.1. Strategický cíl

Analyzovat aktuální možnosti evropského GNSS pro zabezpečení letových postupů prostorové navigace civilního letectví pro přiblížení na přistání v ČR, vypracovat metodiku a provést hodnocení kvality poskytované navigační služby.

4.2. Taktické cíle

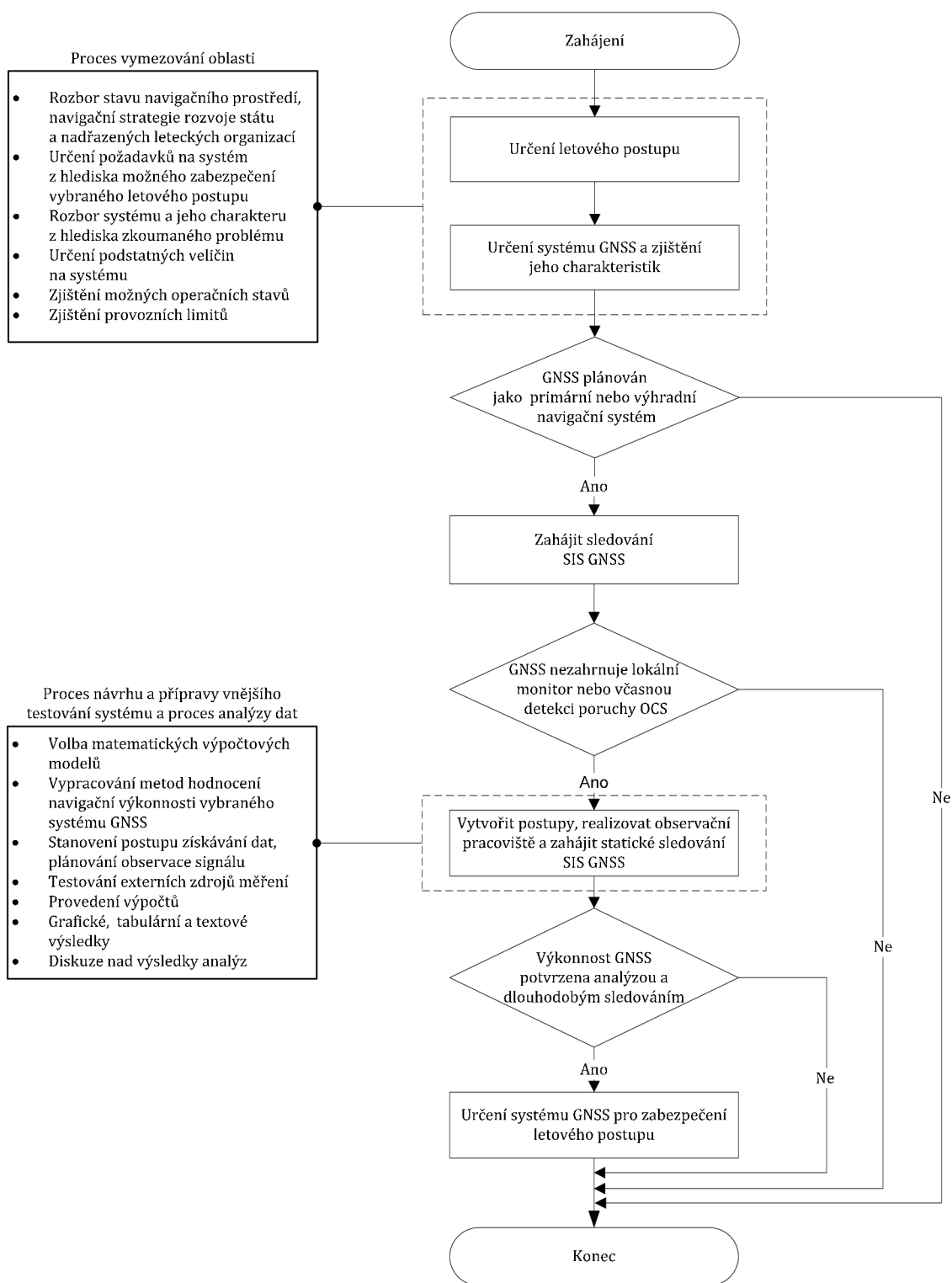
1. Charakterizovat stav GNSS a využití prostorové navigace pro současný rozvoj civilního letectví vzhledem k aktuálně uplatnitelnému rozvoji navigačního prostředí v ČR a mezinárodním požadavkům.
2. Zpracovat metodiku hodnocení navigační výkonnosti – přesnosti, integrity, kontinuity, dostupnosti – pro potřeby sledování signálu GPS/EGNOS letovými navigačními službami pro verifikaci plnění požadavků stanovených pro leteckého uživatele.
3. Experimentálně hodnotit kvalitu služby systému na základě observační studie signálu v prostoru, zahrnující kampaň statických měření. Charakterizovat provozní stavy navigační služby a hodnotit možné důsledky.
4. Využít nové metody analýzy a šetření relací sledovaných parametrů, které umožní hlubší náhled a podrobnější informace o poskytovaném navigačním výkonu SIS GNSS.
5. Vytvořit softwarový modul, který bude využívat nové metody šetření výkonnosti a bude provádět výpočet výkonnosti pro postupy přiblížení LNAV, LNAV/VNAV, LPV 200, APV I, APV II, CAT I. Využít dostupné softwarové simulace uživatelského zařízení GPS/EGNOS a vytvořený modul analýzy dat v programovém prostředí Matlab pro zpracování dlouhodobých dat automatizovat.

Systémový přístup k řešení disertační práce je založen na posloupnosti následujících kroků: vymezení problémové situace, analýza technické soustavy, formulace problému a cílů jeho řešení, sestavení systému relevantních veličin, navržení a ověření metod a technických prostředků pro řešení problému.

Postup práce sleduje současně navržený algoritmus sledování GNSS pro národního poskytovatele letových navigačních služeb, ANSP, který tvoří posloupnost činností a rozhodnutí, které by měl provádět subjekt odpovědný za kvalitu leteckých navigačních služeb pro publikované letové postupy v daném státě. Systém GNSS nebyl dosud v ČR složkami civilního letectví sledován, jelikož nebyl primárním navigačním

prostředkem. I přes to, může být pro potvrzení výkonnosti signál GNSS sledován. Pro jeho dlouhodobé sledování není pro národní složky zpracována podrobná metodika hodnocení navigační výkonnosti a nebylo provedeno systematické měření charakteristik systému. Algoritmus proto vychází z potřeby zjištění stavu poskytovaných navigačních služeb nově plánovaných letových postupů založených na nových systémech GNSS. Postup zpracování vychází také z pozitivních ohlasů na myšlenku zpracování metodiky pro nezávislé hodnocení systému národním poskytovatelem letových navigačních služeb při dosavadních konzultacích a účasti na odborných konferencích, jelikož veřejně dostupné zdroje neposkytují odpovídající charakteristiky v potřebné hloubce a rozsahu pro území ČR. Technický vývoj GNSS není doprovázen vývojem postupů na straně národních ANSP, zejména vzhledem na personální kapacity.

Prvním krokem disertační práce vypracování je charakteristika stávajícího stavu u nás a v zahraničí, provedení komparační analýzy a výběr perspektivního systému GNSS a odpovídajících navigačních postupů. Dále se práce soustředí na vytvoření popisu a analýzy zkoumané soustavy a zpracování požadavků pro verifikační analýzu vzhledem k požadavkům letových navigačních postupů, jejich vymezení včetně systému podstatných veličin. Následně jsou na základě rozboru architektury systému určeny předběžné možné příčiny provozních omezení při zavedení GNSS jako primárního systému – popis chyb navigačního systému a zjištění dosavadních poruch GPS, analýza funkce pozemního segmentu EGNOS s určením možných vlivů na kvalitu navigační služby. Následující krok zahrnuje formalizaci úlohy, určení potřebných matematických výpočtových modelů, které jsou provedeny s ohledem na funkce jednotlivých částí výpočetního programu využívaného při analýzách a klíčových indikátorů kvality SIS GNSS. Na něj navazuje zpracování metod šetření výkonnosti SIS GNSS. Práce následně předkládá pravidla pro ustavení a provoz platformy GPS/ENGOS, s níž je prováděna observační kampaň pro měření signálů GNSS. Proces analýzy dat byl spojen s vypracováním programové podpory podle vlastního návrhu pro analýzu dat a jeho automatizace v programovém komplexu, jenž ovlivnil formování potřebných matematických modelů. Autor využívá k řešení jednotlivých úkolů metody analýzy a syntézy, metody komparační, statistické a indukční.



Obr. 4.1 – Algoritmus návrhu sledování výkonnosti GNSS z hlediska ANSP

5. Základní východiska, stav v České republice a v zahraničí

5.1. Požadavky na rozvoj radionavigační infrastruktury

Vývoj leteckého navigačního prostředí v České republice je koordinován v rámci působnosti Meziřezortní navigační komise MD ČR, jejíž součástí jsou zástupci subjektů civilního letectví (ŘLP, MD ČR, Armáda ČR, zástupci leteckých provozovatelů a další) a jíž je autor členem. Plán rozvoje navigace je definován výhradně Navigační koncepcí ČR, přičemž současná koncepce bude nadále implementovat koncept PBN. Strategie zavedení a použití nevizuálních prostředků zajištění přiblížení na přistání uvádí předpis L 10/I. Na základě dosavadního autorova šetření lze pro rozvoj letecké navigace v ČR shrnout následovně. Předpokládá se zachování zařízení NDB (RAK, HLV, TBV) do roku 2018, zejména pro podporu Armády ČR. Využívání prostorové navigace bude zajišťováno systémy DME/DME a GNSS. Předpokládá kontinuální implementace RNP APCH (APV/Baro-VNAV) a APV/SBAS. V přecházejícím roce proběhla obnova zařízení VOR/DME Brno, Cheb a Vožice. Do roku 2016 se předpokládá rozšíření využívání satelitní navigace a traťová zařízení VOR budou po ukončení jejich životnosti postupně rušena bez náhrady. Pro tratě RNAV 1 se předpokládá primárně využití GNSS, kromě TMA Praha, kde je pokrytí signálem DME/DME zabezpečeno. Mezi lety 2013 – 2016 budou rozšířeny postupy RNP APCH (APV/Baro-VNAV, APV/SBAS), které nahradí nepřesná přístrojová přiblížení na všech letištích IFR. V případě existence přiblížení VOR na letišti, budou rušeny postupy pro nepřesné přístrojové přiblížení s využitím NDB (LKTb Brno, LKMO Ostrava, LKPR Praha). Systém GBAS CAT I je certifikován, jeho uplatnění se nepředpokládá. Pro léta 2016 – 2020 se očekává, že primárním zdrojem letecké navigace budou systémy GNSS s pozemní zálohou optimalizované sítě DME pro zlepšení geometrie. Současná umístění na letištích nejsou vhodná. Pro traťovou navigaci a tratě STAR/SID bude primárně využito RNAV 1. Preferovaným systémem přesného přiblížení zůstává ILS CAT II/III. Navigační strategie ČR současně počítá s možností budoucí implementace GBAS CAT II/III podle poptávky leteckých provozovatelů. [75]

Požadavek ČR implementovat službu EGNOS

Jednou z možných cest využití nových postupů a prostředků založených na GNSS je právě systém EGNOS. Česká republika současně vyjádřila svým Usnesením vlády č. 1595/2008 (Plán nelegislativních úkolů vlády ČR) cíl implementovat EGNOS do zabezpečující techniky dopravní infrastruktury. [84] ČR má současně vypracován Národní kosmický plán, který podporuje implementaci technologií EGNOS a Galileo, vývoj aplikací, které jsou na nich založeny a zároveň deklaruje podporu jejich uplatnění v oblastech pilotních návrhů technických norem v laboratořích a ve zkušebním provozu v oblastech dopravy, energetiky a dalších. [62]. Česká republika spadá do plánované pracovní oblasti, která vyplývá z technického zadání systému EGNOS.

Přínosy a nákladová omezení poskytovatele letových navigačních služeb

Lze očekávat, že význam ekonomické efektivity implementace a provozu služeb systému GNSS bude stoupat vzhledem k dosud poskytovaným letovým navigačním

službám. Jako příklad lze uvést nedostupnost finančních prostředků na výstavbu zařízení DME na letištích LKTB (v počtu 1-2) a LKMO (v počtu 2-3) pro podporu využití RNAV 1. Tržní efekty jsou dotvářeny Nařízením Evropské komise č. EC 1191/2010, kterým se stanovuje společný systém zpoplatňování leteckých navigačních služeb, a které přináší pro ŘLP významný požadavek nákladové efektivity.

Lze očekávat, že využití globálního satelitního navigačního systému v konceptu PBN přinese:

- Snížení provozních nákladů na let;
- Postupným odstraňováním pozemních konvenčních navigačních prostředků snížení provozních nákladů včetně nákladů na letové ověřování národními poskytovateli letových navigačních služeb ANSP a zvýšení kapacity letiště i vzdušného prostoru;
- Zjednodušení pilotního výcviku;
- Snížení rozestupů mezi letadly pro zvýšení kapacity vzdušného prostoru;
- Zavádění zakřivených přiblížení na přistání;
- Snížení požadavků na provozní minima pro přiblížení na letištích, které nejsou vybaveny systémem ILS.

V ČR jsou vhodná následující letiště pro zavedení postupů přiblížení GNSS s vertikálním vedením APV:

- Letiště schválená pro provoz za podmínek letu podle přístrojů IFR: Kunovice (LKKU), Vodochody (LKVO), Karlovy Vary (LKKV), Ostrava (LKMT), Brno (LKTB), Pardubice (LKPD), Přerov (LKPO), Praha (LKPR).
- Letiště schválená pro provoz za podmínek dohlednosti země (VMC), která uvažují o zavedení IFR provozu: České Budějovice (LKCS), Hradec Králové (LKHK), Mnichovo Hradiště (LKMH).

5.2. Příklady stavu v ostatních státech ECAC

Evropská organizace pro bezpečnost leteckého provozu EUROCONTROL dlouhodobě podporuje zavádění postupů RNAV založených na GNSS a postupné odstranění konvenčních navigačních prostředků, které by dále měly plnit úlohu záložní infrastruktury, stejně jako sledování výkonnosti národními poskytovateli letových navigačních služeb. Oblast výzkumu služeb GNSS pro letecký provoz ve státech západní Evropy není zcela ojedinělá. Ze zemí, které se této oblasti civilního letectví věnují a koncentrují svůj vývoj a výzkum v této oblasti lze uvést následující příklady: Francie (DSNA, ESA), Německo (DLR, FAF Munich), Holandsko (ESA, TU Delft, NLR), Španělsko (University of Barcelona, PildoLabs), Anglie (CAA). Dalším příkladem je zavádění GNSS v Polsku, kde byla, s ohledem na rozdílnosti oproti konvenčním navigačním systémům, vytvořena spolupráce ULC a PANSA. Současný rozvoj satelitních navigačních systémů je v Evropské unii intenzivně podporován realizací 7. Rámcového programu EC, které mají mimo jiné za cíl urychlit implementaci GNSS do civilního letectví; nejvýznamnějšími pro civilní letectví jsou: ACCEPTA, dvoufázový projekt GIANT a MEDA.

Mezi okolní státy ČR, které se věnují výzkumným a vývojovým pracím, souvisejícím se zaváděním sledování signálů EGNOS před publikováním letových postupů založených na SBAS, patří například Polsko, Holandsko, Belgie, Anglie, Francie a Německo. Organizace EUROCONTROL (pracovní skupina Airspace and Navigation Team) a evropská agentura pro GNSS podporují přijetí systému EGNOS a vyhodnocování schopností EGNOS plnit požadavky civilního letectví. EUROCONTROL současně provozuje síť pozemních stanic EDCN pro sběr dat signálů GPS/EGNOS, která se v poslední době výrazně rozšířila na území států ECAC. Stejně jako Poskytovatel evropské satelitní služby EGNOS, ESSP, provádí výpočty navigační výkonnosti ve vzdálených oblastech stanic přijímajících signál GNSS extrapolací z referenčních stanic, pro území ČR bez reálného měření. Jakkoliv jsou měření stanic RIMS přesné, nemohou výsledky na nich založené zahrnovat vliv prostorové dekorelace chyb a dalších lokálně specifických podmínek. Do sítě EDCN se ČR v současné době neplánuje zapojit. Aktivity pozemního monitorování GNSS nejsou řízeny organizací ICAO a kromě předpisu ICAO Annex 10/I také regulovány, jsou v kompetencích jednotlivých národních států. V České republice dosud nebyly pro civilní letectví zpracovány postupy a technické prostředky pro autonomní hodnocení výkonnosti poskytované navigační služby GPS/EGNOS, či vypracována studie kriticky hodnotící dosažené navigační výkonnosti na základě měření na území ČR pro spektrum podmínek provozu systému a podporovaných navigačních postupů.

5.3. Stabilizované přiblížení RNAV

Jak vyplývá z požadavků ICAO a konceptu PBN, mají nové postupy RNP APCH stabilizovaného přiblížení významné postavení pro bezpečné vedení letadla po trati konečného přiblížení. Stabilizované přiblížení je charakterizováno směrovým i výškovým vedením letadla po sestupové dráze. Nově zaváděný postup přiblížení s vertikálním vedením APV definuje předpis L 8168: „*Postup přiblížení podle přístrojů s využitím směrového a vertikálního vedení, který ale nesplňuje požadavky stanovené pro přesné přiblížení a přistání*“. [83]

Hlavním motivem zavádění přiblížení APV je snížení počtu radionavigačních prostředků pro NPA a snížení počtu událostí CFIT¹. Zavedením stabilizovaného přiblížení RNAV (GNSS) napomůže současně snížení počtu zrušených letů, zavedení přiblížení na letištích, kde nelze instalovat konvenční systémy, zvýšení dostupnosti letišť zavedením přiblížení na obě RWY a efektivnější tvorbu letových tratí na letiště bez provozu za podmínek letu podle přístrojů.

APV/Baro-VNAV

Palubní výpočetní systém generuje sestupovou dráhu barometrické vertikální navigace na základě informací dodávaných z výškoměru a příčné vedení vypočítává na základě informací ze systému GNSS pro přiblížení, více-senzorovým systémem RNAV INS/GNSS, RNAV DME/DME/INS nebo RNP systémy s hodnotou RNP 0,3 nebo menší. Jsou pro něj charakteristická teplotní omezení, která mohou být v daném rozsahu, odpovídajícím certifikaci konkrétní navigační soustavy, částečně kompenzována (posádkou nebo automaticky - doporučeno). Samotný palubní systém

¹ Mezi lety 1997 – 2006 došlo k celkem 116 nehodám (16 v členských státech EASA), které vedly ke 2900 obětem (137 v letadlech registrovaných v členských státech EASA) vlivem řízeného letu do terénu (CFIT).

VNAV musí podle AMC 20-27A vykazovat maximální chybu nejvýše rovnou 100 ft a výškoměr 80 ft s pravděpodobností 99.7% ve výškách pod 5000 ft. Barovertikální systémy musí uvažovat také chybu propojení dvou různých systémů, která vyplývá z podélné chyby NSE a je rovna 24 ft. Výslednou vertikální navigační chybu 130 ft obdržíme jako kvadratický součet. Pro každé letiště s postupem Baro-VNAV musí být vyhlášena minimální teplota, pod jejíž hodnotu nelze bez kompenzace barometrickou vertikální navigaci provádět. Podle L 8168 [83] pro rozdíl úhlu sklonu přiblížení při změně teploty $\Delta t = t_1 - t_2$ pro $t_1 = +30\text{ °C}$ (VPA = 3,2°) a $t_2 = -31\text{ °C}$ (VPA = 2,5°) nabývá $\Delta VPA = 0,7^\circ$ na hladině moře. Systém proto může v průběhu přiblížení indikovat výšku vyšší, než je výška skutečná, což představuje zdroj provozního rizika v případě ručně kompenzovaného systému. Z hlediska tratě konečného přiblížení je pro postup prostorové navigace Baro-VNAV charakteristické definování bodu konečného přiblížení namísto fixu konečného přiblížení. Za nevýhodu lze označit charakter přiblížení v horizontální rovině, který se konstruuje podobně jako NPA, což může mít v konečném důsledku vliv na hodnotu výšky rozhodnutí DA/DH. Minimální hodnota MDH je 250 ft.

APV/SBAS

Konečné přiblížení APV/SBAS je zcela definováno geometrickou tratí FAS, uloženou v databázi letadla. Ve srovnání s barometrickou vertikální navigací je při používání postupů APV/SBAS odstraněno riziko teplotní kompenzace a ochranný segment konečného přiblížení odpovídá výkonnosti směrového majáku přesného přiblížení. Přímým důsledkem může být přínosné snížení provozních minim DA/DH. Postup přiblížení s výkonností směrového majáku s vertikálním vedením, který má dnes SBAS při nejvyšší dosažené výkonnosti zabezpečit, se označuje LPV. Systém podporuje také postupy LNAV a LNAV/VNAV. Pro severoamerický vzdušný prostor se používá označení LP pro nepřesné přiblížení s horizontální úrovní navádění v úrovni výkonnosti směrového majáku. Při ztrátě výkonnosti SBAS pro navádění v dané kategorii přiblížení je automaticky využito palubního rozšíření ABAS, realizovaného algoritmy detekce a vyloučení chyby, FDE.

Porovnáme-li oba postupy přiblížení, lze pro systém SBAS shrnout, že na rozdíl od postupů APV/BaroVNAV umožní:

- Navigační zabezpečení celého letu od vzletu až do přiblížení na přistání (primární navigační systém);
- Zvýšení přesnosti, kontinuity a dostupnosti ve srovnání s LNAV (FDE);
- Včasnou výstrahu vertikální výkonnosti a její odhad v reálném čase;
- Volitelnou hodnotu sestupového úhlu podle postupu přiblížení;
- Snížit omezení dané překážkovými rovinami;
- Nahradit ztrátu dostupnosti vertikálního vedení algoritmy FDE, na rozdíl od Baro-VNAV;
- Zvýšení dostupnosti regionálních letišť pro všeobecné letectví a letouny business jet;
- Zvýšení bezpečnosti postupů přiblížení, zejména pro vrtulníky;

- Vytvořit zálohu prostředků přesného přiblížení, monitorovat kvalitu navádění podle konvenčních systémů, případně využít kombinace navigačních sensorů pro dosažení vyšší přesnosti a integrity navigační informace.

Zavedení nové kategorie přiblížení s vertikálním APV/SBAS jako alternativního postupu pro současná NPA, bude přínosem pro provozovatele regionálních letišť, letecké společnosti operující z/na daná letiště a skupinu všeobecného letectví (GA), operující z letišť s omezenou infrastrukturou, která většinou nejsou vybavena pokročilým systémem FMS/RNAV. Dle třídy palubní avioniky schválených služeb v dané oblasti je možné využít GNSS (GPS+EGNOS) jako primární prostředek navigace. Každá palubní soustava má schopnost vizuální indikace rozporu mezi úrovní požadované a certifikované výkonnosti. Na rozdíl od APV/Baro-VNAV je národní autoritou vymezena pracovní oblast systému, ve které jsou využitelné postupy EGNOS a jsou pro ně zabezpečeny publikace NOTAM. Výkonnost, která je ověřována ANSP, nebo smluvním partnerem.

Závěr

1. Koncepce rozvoje navigačního prostředí ČR vychází z navigační strategie a implementačního plánu ECAC, jehož dlouhodobým cílem je uplatnit GNSS jako primární prostředek navigace.
2. Postupy podle navigačních zařízení VOR a NDB mají být do roku 2020 zrušeny, postupy NPA budou nahrazeny postupy APV.
3. Navigační zabezpečení GNSS musí být zajištěno minimálně pro navigační postupy RNAV 1, APV a potenciálně CAT I.
4. Metody palubního rozšíření pro autonomní sledování integrity ABAS, implementované v současných přijímačích, nejsou schváleny pro podporu postupů přiblížení s vertikálním vedením založených výhradně na GNSS.
5. Systém GBAS CAT I není v současné koncepci rozvoje navigace ČR uvažován.
6. Implementace všech postupů založených na satelitní navigaci je podmíněna technickou způsobilostí navigačních systémů a pracovníků národních poskytovatelů ANS, provozovatelů a poskytovatelů navigační služby GNSS.
7. Před ukončením provozu pozemních radionavigačních systémů bude muset být prokázáno, že navigační služby primárního systému GNSS jsou spolehlivé.
8. Navigační aplikace zabezpečované systémem SBAS mají být implementovány do vzdušného prostoru ČR, přičemž Česká republika podporuje zavádění systému EGNOS do civilního letectví.

6. Globální navigační satelitní systémy – vymezení zkoumaného systému

6.1. Globální navigační satelitní systém

Definice GNSS

Od vzniku programů družicových navigačních systémů Transit, Timation a Cicada se do současné doby ustálil koncept globálního navigačního satelitního systému, který je technikou rádiového určování polohy měřením vzdálenosti charakterizován pasivním uživatelským zařízením, počtem 24 a více satelitů v konstelaci na střední oběžné dráze (MEO), vůči kterým jsou nepřetržitě určované vzdálenosti pro výpočet polohy a nosným kmitočtem v pásmu L.

Pro účely civilního letectví vymezila ICAO Globální navigační satelitní systém jako: „*Celosvětový systém pro určování polohy a času, který zahrnuje konstelaci jedné nebo více družic, letadlových přijímačů a monitorování integrity systému, rozšířený, je-li to nezbytné, k podpoře požadované navigační výkonnosti pro určitý provoz.*“ [54] Dnes jsou standardizovanými tzv. základními prvky GNSS systému GPS a GLONASS, v souladu s požadavky ICAO, jejichž signály nejsou bez použití systémů rozšíření pro nasazení v civilním letectví certifikovány. Proto skupina ICAO/GNSS označila tyto systémy, spolu s ostatními prvky GNSS k dosažení požadované výkonnosti nezbytné pro uplatnění v civilním letectví, GNSS-1. Nové nebo obměněné systémy splňující institucionální a technické požadavky civilního letectví budou označeny GNSS-2 (např. Galileo).

Stupně integrace GNSS do leteckého provozu

Z letecko-provozního hlediska je míra schopností navigačního systému poskytovat údaje bez potřeby dalších navigačních prostředků důležitá pro hodnocení možností jeho zavedení do služeb ANSP. Současně musí být zohledněny požadavky na navigační infrastrukturu specifické pro jednotlivé tratě PBN.

Schopnost samostatného využití GNSS v leteckém provozu lze charakterizovat následujícími stupni integrace:

1. Pokud lze plánovat provedení letu nebo jeho fáze s využitím systému GNSS vzhledem k plánovaným výpadkům, označuje se jako *Plánovaný primární prostředek navigace*.
2. Pokud je GNSS užíván bez nezbytnosti porovnání s jiným navigačním systémem v průběhu letu (Multisensor) a jsou aplikovány algoritmy autonomního monitorování integrity, označujeme jej jako *Doplňkový systém navigace*; pro případ ztráty schopností doplňkového systému musí být na palubě letadla instalován primární prostředek navigace.
3. Pokud palubní navigační vybavení splňuje požadavky na radionavigaci v rozsahu požadované úrovně výkonnosti pro provedení letu bez potřeby jiného palubního navigačního systému, nazývá se *Primární prostředek*

navigace. Základní systém GNSS může být pro tento účel rozšířen systémy SBAS a GBAS.

4. Organizace EUROCONTROL dále definuje *Prostředek samostatné navigační služby*. Předpokládá GPS (L1+L5) se systémem SBAS a systém Galileo (L1, E5a, E5b). Obě základní konstelace doplněné o pozemní rozšíření GBAS. Společně mají tvořit nezávislé a redundantní systémy (dvě konstelace a dvě frekvence) a kromě GNSS využívají radionavigační signál vně letadla (např. GNSS v kombinaci FMS/IRS).

Sledování navigačních služeb GNSS

Pro úspěšnou transformaci přechodu na systémy GNSS předpokládá ICAO Doc 9849 [58] aktivní úlohu orgánů civilního letectví pro vytvoření výcvikového programu pro všechny jeho rozhodující struktury:

1. Ustanovení 1.3 pro pracovníky regulačních orgánů a poskytovatelů letových navigačních služeb vyžaduje výcvik za účelem lepšího posouzení, jak by mohly instituce přispět k úspěšné implementaci GNSS a znalosti jeho limitů. Personál má být vzdělán v základních charakteristikách provozu GNSS, schopnostech a limitech systému, výkonnosti avioniky a její integrace, operačním konceptu a souvisejících normách.
2. Ustanovení 7.3.4 vyžaduje, aby operační koncept GNSS (CONOPS) zahrnoval postupy letecké informační služby, včetně vydání upozornění na chyby systému, poskytování zpráv o anomáliích a ostatních stavech systému.
3. Současně má CONOPS uvážit všechny technické a provozní aspekty spojené s poskytovanou službou.
4. Ustanovení 7.5 o posouzení bezpečnosti explicitně uvádí, že pokud stát smluvním ujednáním autorizuje využívání letových navigačních služeb s využitím navigačních signálů poskytovaných jiným subjektem, je i nadále odpovědný za dohled nad bezpečností poskytovaných služeb za systém jako celek (ACFT, ATC, AIS, posádka a prvky na letišti).

Posouzení bezpečnosti systému s identifikací a ověřením rizik, testování, verifikace a validace na systémové úrovni není předmětem činností národních ANSP. ICAO Annex 10/I požaduje po státu, aby před zavedením SBAS ve svém vzdušném prostoru poskytl uživateli stav monitorování systému a službu NOTAM. Každý stát je odpovědný za definování obsluhovaných oblastí SBAS a schvalování postupů založených na SBAS ve svém vzdušném prostoru.

Z uvedeného je zřejmé, že organizace ICAO předpokládá, že odpovídající složky státu mají velmi dobrou znalost o charakteristikách služby, rizicích a možných důsledcích jejího vlivu na bezpečnost letového provozu s ohledem na navigační aplikace, které deklaruje jako dostupné a spolehlivě zabezpečené pro využití ve svém vzdušném prostoru.

Navigační řídicí skupina NSG organizace EUROCONTROL pro navigační systémy ve zprávě ze svého 17. zasedání (19. května 2013, Brussels) uvádí potřebu sledování GNSS, ať už pro ověření výkonnosti jako podpora procesu schvalování provozu GNSS,

k ověření souladu s požadavky ICAO Annex 10/I nebo pro detekci interference a anomálií. Dalším aspektem, který má být objasněn, je míra důvěry, kterou kladou certifikovaní poskytovatelé služby SBAS na parametry základní konstelace, jako jsou například intenzity poruch satelitů.

Záznam a vyhodnocování signálů států umožní:

- Nezávislé šetření v případě nehody nebo incidentu;
- Splnění požadavku ICAO na sledování SBAS ve svém vzdušném prostoru před zavedením jeho služeb;
- Individuální posouzení kvality služby GNSS/SBAS v dané lokalitě;
- Dlouhodobé potvrzení výkonnosti GNSS.

Platí, že omezená schopnost nahlédnout do funkčních vlastností a modelů pozemního segmentu SBAS a malé množství historických statistických veřejných záznamů potvrzuje potřebu vytvořit základnu pro získávání a zpracování dat pro subjekty civilního letectví a dlouhodobé sledování a případné potvrzení dostupné navigační výkonnosti.

6.2. Globální systém určování polohy GPS

Americký globální navigační systém GPS je pasivní dálkoměrný systém, který vlastní vláda Spojených států amerických a provozují vzdušné síly USA. Tvoří hlavní strategický prostředek pro určování polohy, navigace a času USA nejméně do roku 2030.

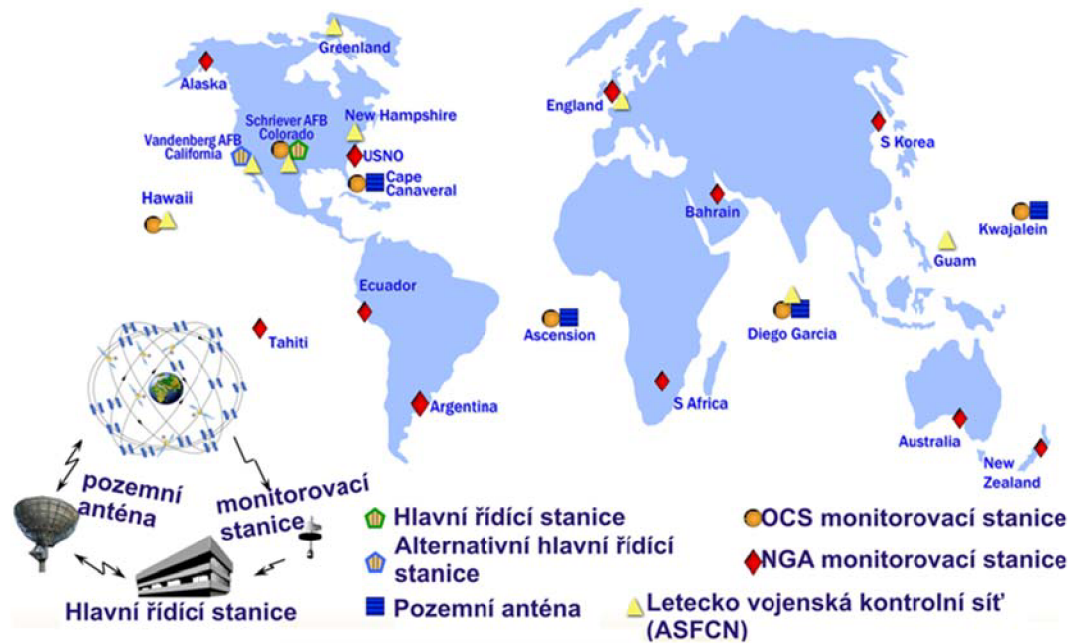
Systém GPS je tvořen ***kosmickým, pozemním a uživatelským segmentem***.

- Struktura *pozemního řídicího segmentu* je zobrazena na Obr. 6.1. Úkolem segmentu je sledovat a řídit satelity GPS a vysílané signály, analyzovat podmínky jejich šíření a vypracovávat podrobné analýzy.
- Opravy chyb měření jsou ve formě navigační zprávy odeslány *uživatelskému zařízení*, které tvoří přijímač.
- *Kosmický segment* byl navržen v základní konstelaci 24 satelitů (4 satelity na celkem 6 oběžných drahách). Jejich základní poloha je charakterizována *Základní 24-slotovou konfigurací*. Systém GPS se v současnosti nachází v *Rozšířitelné 24 slotové konfiguraci*. Průměrný počet dostupných satelitů GPS je provozovatelem systému udržován v rozsahu mezi 29 a 32, proto byla umístěním tří satelitů v provozní fázi do nové polohy *Základní 24-slotová konfigurace* rozšířena na 27 slotů, čímž došlo ke zlepšení zaručené geometrie systému. Výška střední orbitální dráhy satelitů se pohybuje okolo 21 180 km.

Systém GPS vyvinulo a spravuje Ministerstvo obrany USA (MoD). Oblast civilně vojenské spolupráce a koordinaci s ostatními institucemi vede Národní výkonný výbor pro kosmické určování polohy, navigaci a času, jemuž předsedá zástupce Ministerstva dopravy USA (MoT). Dle MoD bude GNSS/GPS hlavním systémem určování polohy, času a navigace nejméně do roku 2030.

Pozemní segment systému je od září roku 2008 významně modernizován. Vyšší frekvence obnovy informací o přesných efemeridách, průběžné snižování chyby stability kmitočtu palubních hodin a vyšší frekvence aktualizace navigační zprávy,

vedly, spolu se zvýšením počtu monitorovacích stanic na celkový počet 16, ke zvýšení přesnosti systému. Podle [49] došlo ke změně hodnoty celkové průměrné chyby měření z 6 m RMS na hodnotu, která nemá převýšit 4 m RMS.



Obr. 6.1 - Pozemní řídicí segment GPS [53]

Navigační signály GPS, které jsou dnes vysílány na kmitočtech f_{L1} , f_{L2} , f_{L5} , jsou násobkem základní společné frekvence $f_0 = 10,23$ MHz (přesně 10,2999999543 MHz).

$$f_{L1} = 154 \cdot f_0 = 1575,42 \text{ MHz}$$

$$f_{L2} = 120 \cdot f_0 = 1227,60 \text{ MHz}$$

$$f_{L5} = 115 \cdot f_0 = 1176,45 \text{ MHz}$$

Nový signál L5 má vyšší vysílací výkon než L1C/A a L2C, širší pásmo (vyšší odolnost proti rušení) a modulaci BOC. V současné době jsou na oběžné dráze Země čtyři satelity vysílající signál L5, určený primárně pro služby kritické z hlediska bezpečnosti. V roce 2014 se předpokládá vypuštění prvního satelitu GPS III, který bude poskytovat signál L1C, navržený pro zvýšení inter-operability mezi satelitními navigačními systémy. Kmitočet L1 leží v chráněném pásmu Letecké radionavigační služby ARNS a Satelitní radionavigační služby RNSS 1559 - 1610 MHz. Druhý kmitočet zvýší robustnost systému proti interferenci a napomůže k odstranění ionosférické chyby měření.

V civilním letectví se dnes využívá většinou pouze navigační signál GPS L1C/A. Vzniká binární operací, exkluzivní disjunkcí (bitová operace logického součtu hradla XOR) unikátních Goldových měřících 1023 bitových pseudonáhodných kódů C/A délky 1 ms a kódu navigační zprávy s přenosovou rychlostí 50 bit/s. Modulace signálů je provedena technikou kódového rozprostření spektra CDMA. Signál L2P(Y) je využíván výhradně autorizovanými uživateli, zejména ozbrojenými složkami. Kmitočet f_{L2} využívají pozemní referenční stanice pro výpočet korekcí chyb měření pseudovzdálenosti. Vysílaný signál GPS pro L1C/A, L1P a L2P lze vyjádřit rovnicí [3]:

$$s_i(t) = \sqrt{2P_C} (C^k(t) \oplus D^k(t)) \cos(2\pi f_{L1}t) + \sqrt{2P_{PL1}} (P^k(t) \oplus D^k(t)) \sin(2\pi f_{L1}t) + \sqrt{2P_{PL2}} (P^k(t) \oplus D^k(t)) \sin(2\pi f_{L2}t) \quad (6.1)$$

System poskytuje měření pro civilní letectví na kmitočtu L1C/A. Aktuálně jsou dostupné čtyři satelity s vysíláním na kmitočtu L5. Veřejně známý L1P a L2P kód je vlivem režimu AS vysílán kontinuálně od 31. ledna 1994 jako kód Y s označením L1P(Y) a L2P(Y). Služba P-kódu není však dle MoT garantována po 31. prosinci 2020. S ohledem na aktivaci GPS lze na základě procesů, které mění jeho stavy, definovat následující provozní módy, jež jsou součástí před-observační a post-observační fáze hodnocení služby SPS:

- a) *Otevřený mód*: SA a AS nejsou aktivní. Navigační zpráva, palubní hodiny a měřicí kódy nejsou měněny nebo kódovány, proto každý certifikovaný přijímač dosáhne definované přesnosti.
- b) *SA mód*: SA je aktivní a AS neaktivní. Chyby efemerid a stabilita hodin jsou měněny pro snížení přesnosti.
- c) *AS mód*: SA je neaktivní a AS aktivní. Efemeridy satelitů nejsou degradovány stejně jako výkonnost palubních hodin. P(Y) kód je dostupný pouze autorizovaným uživatelům.
- d) *SA/AS mód*: SA je aktivní a AS je aktivní také. Omezená služba SPS. [30]

Průměrná chyba měření vzdálenosti k satelitům URE, sledovaná pozemním segmentem GPS, se změnila z hodnoty 1,6 m RMS v roce 2001 na hodnotu 1 m RMS v roce 2008. Předpis L 10/I však v současnosti uvádí jako celosvětový průměr horizontální chybu polohy 13 m (95 %) a vertikální chybu 22 m (95 %). [54]

Provozovatel GPS SPS SIS uživatelům poskytuje informace k provedení:

- Status zdraví satelitu (zdravý, mezní, nezdravý), přesnost měření pseudovzdálenosti (URE, rychlostí změny nebo zrychlením na úrovni pravděpodobnosti 95 %), integrita, kontinuita (plánované přerušení provozu oznámí řídicí segment 48 hodin předem zprávou NANU, pak nemá důsledek na hodnocení kontinuity služby; mezi složkami kontrolního segmentu se doporučuje předání informace 96 hodin předem) a přesnost určení času;
- Zprávy GPS Status Message, GPS Operational Advisory, NANU, Almanach jsou veřejně dostupné.

Služba standardního určování polohy GPS SPS musí mimo jiné zabezpečit [49]:

- Chybu měření vzdálenosti do 30 m, nebo $4,42 \times \text{URA} \leq 150$ m. Hodnota URA uvádí konzervativní odhad očekávané chyby RMS pseudovzdálenosti URE při službě SPS;
- Horizontální a vertikální chybu polohy uživatele GPS, která nemá být vyšší než 33 m a 73 m po 95 % času. Spolehlivost GPS SPS SIS vyžaduje, aby nedošlo k více jak třem závažným selháním za rok pro danou konstelaci. Horizontální chyba polohy SPS GPS zahrnuje výhradně chyby kosmického a pozemního řídicího segmentu. Nezahrnuje příspěvky chyb modelu ionosférického a troposférického zpoždění, chyb vícecestného šíření a chyb měření šumu přijímače.

Na měření v navigačním systému GPS stále působí celá řada přírodních náhodných chyb a poruch. Chyby měření se podílejí na vzniku poruch v poskytování služby SPS GPS, jejíž chyby se musí pro použití systému v civilním letectví včas detekovat nebo opravovat.

Hlavní chyby měření v GPS

Chyba efemerid

Chyba efemerid vyjadřuje rozdíl mezi polohou satelitu vysílanou v aktuálních efemeridách navigační zprávou a reálnou polohou satelitu. Hodnota chyby palubních hodin a satelitu vyjádřená vysílaným odhadem σ_{URA} nabývá dnes hodnot 1 až 2 m.

Chyba ionosféry

Ionosféra tvoří jednu vrstvu zemské atmosféry, která sahá od 50 km až přibližně do 1000 km nad zemský povrch. Vlivem ultrafialového a korpuskulárního slunečního záření dochází k ionizaci atomů a molekul atmosféry. Počet vznikajících volných elektronů je pozemním segmentem GPS měřen a dále modelován v jednotkách celkového počtu volných elektronů, TEC. Ionosféra je disperzní prostředí. Její vliv se projevuje uživateli jako zpoždění při příjmu elektromagnetického signálu, přičemž zpoždění se mění nepřímo úměrně s kvadrátem nosného kmitočtu elektromagnetické vlny. Zpoždění zavádí chybu měření vzdálenosti podle následujícího vztahu, kde TEC je celkový obsah elektronů a f je nosný kmitočet signálu [88]:

$$\Delta s = \frac{40,3 \times TEC}{f^2} [m] \quad (6.2)$$

Ionosférická chyba je vysoce variabilní a závisí na elevaci satelitu, geomagnetické šířce uživatele, úrovni sluneční aktivity, výskytu dalších jevů ovlivňujících ionosféru (např. magnetická bouře), denní době a ročním obdobím. Její důležitou vlastností z hlediska detekce a případně potlačení vlivu ionosférických efektů jednofrekvenčním uživatelským zařízením, je divergence kód-fáze CCD. Ionosféra kódové měření zpožďuje, naopak fázové měření nosného kmitočtu urychluje.

Chyba troposféry

Troposféra je vrstvou atmosféry o šířce od 7 km na zemských pólech do přibližně 20 km v oblasti rovníku. Sféra tlumí elektromagnetické vlny s kmitočty od 20 GHz pro bezoblačný stav atmosféry a přibližně od 5 GHz při dešti. Proto jediným jejím efektem je troposférické zpoždění. Troposférické zpoždění se pohybuje od 2 – 3 m při příchodu signálu ze zenitu, při příchodu z úrovně horizontu dosahuje až 20 – 30 m. Chyba se mění s elevací satelitu. Troposférický model, který vypočítává opravu měření, je uložen v přijímači. [89]

Chyba hodin satelitu a přijímače

Chyba hodin satelitu, udávající referenční čas pro měření palubním přijímačem při pasivním měření pseudovzdálenosti, vzniká vlivem neopravených zbytkových chyb atomového normálu pozemním řídicím segmentem a chybami při spuštění SA módu provozovatelem GPS. Chyba časového normálu přijímače tvoří čtvrtou neznámou, kromě souřadnic uživatele v prostoru.

Chyba vícecestného šíření

Vícecestné šíření vzniká vlivem šíření signálu dvěma či více cestami působením odrazu od překážek v blízkosti přijímače. Chyba se odstraňuje vhodnou konstrukcí přijímače a jeho umístěním.

Šum přijímače

Chyba přijímače zahrnuje zejména termální šum, který se modeluje jako gaussovský bílý šum. Její nekorigovaná hodnota dosahuje při kódovém měření 1 m, při fázovém měření 1 mm. [3]

Opravy chyb měření se realizují na principu diferenčních systémů DGPS, které využívají jedné či více referenčních stanic podle kvality a požadovaného pokrytí diferenčními korekcemi, které se radiovým přenosem zpráv na kmitočtech VKV nebo UKV pro GEO přenáší do uživatelského zařízení. Kvalita opravy závisí na schopnosti pozemního řídicího centra monitorovacích stanic měřit, opravovat a včasné vysílat uživateli korekce měření pseudovzdálenosti GPS. Některé chyby jsou opravovány s využitím matematických modelů opravy chyb implementovaných v přijímači.

Chyby měření GPS se liší svojí *prostorovou* a *časovou* korelací. Chyby efemerid, ionosféry a troposféry se projektují na spojnici uživatel-satelit podle polohy přijímače a nedosahují proto míry časové korelace, jako chyby měření času. Naopak atmosférické chyby a chyby efemerid jsou charakteristické prostorovou korelací. Prostorovou a časovou dekorelací chyb ovlivňuje u rozšiřujících systémů rozmístění a počet referenčních stanic diferenčních systémů. U satelitních systémů je známým jevem závislost atmosférických chyb na elevaci satelitu vzhledem k uživateli.

Tab. 6.1 – Hlavní zdroje chyb a jejich typické hodnoty pro uživatele GPS [93]

Chyba	[m]	Popis
Modelování hodin satelitu	~ 2	Běžná hodnota
Efemeridy satelitu	~ 2	Prostorově korelovaná
Ionosférické zpoždění	~ 2,5 – 5	Vertikální chyba po aplikaci korekcí Klobucharova modelu, závislost na elevačním úhlu satelitu – dosahuje až třikrát větší hodnoty pro malé elevační úhly; prostorově korelovaná
Troposférické zpoždění	< 1	Závislost na úhlu elevace satelitu
Vícecestné šíření signálu	~ 0,2	Lokální chyba, bez prostorové korelace
Šum přijímače	~ 0,3 – 0,5	Závislost na přijímači, lokální chyba, bez prostorové korelace

6.3. Poruchy SPS GPS

Chyba vysílání satelitu základní konstelace GPS představuje pro civilní letectví riziko ztráty požadované úrovně služeb GNSS. Pro účely SPS je vypočítána pravděpodobnost poruchy měření na hodnotu $1,07 \times 10^{-5}/\text{SV}/\text{hod}$, kdy reálná chyba měření pseudovzdálenosti SIS URE překročí 4,42 krát odhad zbytkových chyb URA, přenášený navigační zprávou GPS bez výstrahy. [72] Událost je klasifikována jako závažná porucha služby, která může trvat až 6 hodin. Poruchy vnikají buď vlivem nesprávné funkce řídicího segmentu GNSS nebo referenčních stanic. Mezi poruchy řadíme i atmosférické poruchy nekompensované diferenčními systémy. Mezi hlavní riziko patří anomálie v prostorové dekorelaci ionosféry, které charakterizují ionosférické fronty, jež nabývají podle gradientů zpoždění až 400 mm/km.

Standard GPS SPS neuvažuje ve zdrojích rizik závažné poruchy služby, velká zrychlení chyb hodin satelitu, nízkou úroveň signálu, deformaci kódu C/A, chybu navigačních dat (např. velké chyby efemerid), divergenci nosné a kódu. Dnes využívané metody výpočtu integrity palubních přijímačů uvažují hodnotu pravděpodobnosti poruchy pro palubní algoritmy integrity $P_{SF}^{SVN} = 1 \times 10^{-4}$. Pravděpodobnost se navíc uvažuje pro každý zdroj chyby zvlášť. Pravděpodobnost přerušení služby SPS SIS bez vydání oznámení uživateli vyjadřujeme pravděpodobností 0,0002. [72] Převrácená hodnota umožní získat hodnotu středního času mezi výpadky $\text{MTBO} = 5000$ hodin, který je menší než číslo 9740 hodin, který předpokládá GPS SPS.

Autor našel v literatuře několik případů porušení deklarované služby SPS SIS, která ovlivnila test konzistence redundantních měření v případě výpočtu ochranných limitů systémem palubní augmentace GNSS. Byly pozorovány náhodné chyby kosmického segmentu na souboru měřených dat stanic Mezinárodní služby GNSS (IGS) v období od června 2005 do června 2008, kdy byla služba SPS poskytována v rozporu s požadavky na rozhraní kosmický segment/uživatel GPS. [4] V časovém intervalu tří let bylo naměřeno a prokázáno, že pro 11 ze 13 anomálií, hodnota URA přenášená navigační zprávou satelitu služby SPS nepřenášela žádnou informaci o anomálii funkce satelitu, např. požadavky na ohraničení chyby měření vzdálenosti uživatele nebyly dodrženy při deklaraci stavu „zdraví“. Počet takto nastoupených událostí byl větší než tři v jednom roce pro konstelaci 32 satelitů, jak požadují SPS standardy. Pokud není dostupný pro výpočet RAIM/FDE větší počet satelitů, uvedený stav může přímo ovlivnit integritu polohového řešení leteckého uživatele v závislosti na fázi letu. Dalším příkladem označení stavu satelitu je událost z 10. května 2007, kdy byl v 16:00 zahájen předpokládaný manévr delta-V satelitem SVN54/PRN18 při deklarovaném stavu satelitu přenášeném navigační zprávou uživateli - „zdraví“. Vznikla radiální chyba 600 metrů, kterou sledovaly systémy SBAS a IGS. [4]

Celkem bylo podle [72] v intervalu od ledna 1999 do srpna 2011 zaznamenáno 178 neplánovaných přerušení vysílání. Celková pravděpodobnost nedostupnosti měření systému GPS byla $1,16 \times 10^{-3}/\text{hod}$, tedy $6,51 \times 10^{-5}/\text{SV}/\text{hod}$.

Je zřejmé, že kvalita služby GPS SPS SIS není, i při úvaze nejpřísnějších kritérií SPS, sama o sobě pro civilní letectví dostatečná.

Tab. 6.2 – Přehled hlavních poruch GPS podle příčiny [93]

Závažné poruchy efemerid <i>Obvykle se projevují v měření pseudovzdálenosti jako:</i> a) Chyba způsobená orbitálním manévrem b) Chyba v navigační zprávě GPS	$< 10^{-4}/\text{hod}$
Poruchy palubních hodin satelitu <i>Obvykle se projevují v měření pseudovzdálenosti jako:</i> a) skoková změna b) rampa c) akcelerace	$< 10^{-4}/\text{hod}$
Deformace signálu	$\sim 10^{-4}/\text{hod}$
Divergence kód/nosný kmitočet	$< 10^{-4}/\text{hod}$

6.4. Globální navigační satelitní systém GLONASS

Ruský systém GLONASS byl standardizován organizací ICAO [54]. Pro civilní letectví má hlavní význam Standardní služba určování polohy GLONASS, kterou má zajišťovat nominální konstelace 24 satelitů, rozmístěných na třech téměř kruhových oběžných drahách v průměrné výšce 19 100 km, s inklinací oběžné dráhy $64,8^\circ$ a dobou oběhu 11 hod 18 min. Geometrie satelitů GLONASS umožňuje ve vyšších zeměpisných šířkách dosažení vyšší přesnosti než GPS (testováno v severních regionech Ruska). Zlepšení geometrie celé konstelace, které se projevuje snížením hodnot DOP, je, kromě technické diversifikace a redundance GNSS, jedním z důvodů pro její paralelní/komplementární využití v civilním letectví. Po roce 2020 by mělo být dostupných 24 satelitů s vysíláním signálů s kódově rozprostřeným spektrem CDMA a měla by být dosažena zaručená přesnost určení polohy 5 – 7 m (95 %). Doposud využívaná technika vysílání navigačních signálů s kmitočtově rozprostřeným spektrem FDMA je spojena s omezeními, které vyplývají zejména z velikosti šířky potřebného frekvenčního pásma a interference mezi kanály. V současné době je v provozní fázi 24 satelitů URAGAN.

Dle hlavního nositele výzkumu satelitní navigace v Evropě, organizace ESA, je však pro dosažení integrace systému do konceptu společného užití technologií GNSS (EGNOS, Galileo) nezbytné zavedení modernější techniky kódového digitálního multiplexování v celé konstelaci GLONASS. Systém GLONASS není dnes podporován žádným systémem rozšíření, který by mohl zabezpečit vybrané navigační postupy GNSS v ČR, proto není dále předmětem výzkumu.

6.5. Globální navigační satelitní systém Galileo

Hlavní projekt Evropské unie v oblasti satelitních navigačních systémů se nyní nachází ve fázi IOV. 21. října 2011 došlo k vypuštění dvou satelitů IOV do vesmíru a téměř o rok později, 12. října 2012, následovalo vypuštění dalších dvou satelitů. Systém má být interoperabilní se systémem GPS a v budoucnosti má představovat prvek GNSS-2, jak z hlediska institucionálního, tak z hlediska dostupné integrity navigační služby a dalšího rozšíření aplikací regionálními a místními prvky. V současnosti lze očekávat dosažení stavu FOC na přelomu dekad (2020) a stavu IOC s počtem 18 satelitů nejdříve v roce 2015. [50] Umístění kosmického segmentu má být dle Walkerovy konstelace 27/3/1 s kruhovými orbity MEO ve výšce 23 616 km nad povrchem Země. Satelity budou vysílat pro civilní letectví v pásmu ARNS

s hlavními kmitočty 1175,42 MHz a 1575,45 MHz a kódováním CDMA. Inklinace orbitů má být 56° s oběžnou dobou satelitů 14 hodin a 22 minut. Pro zařazení do civilního letectví je kriticky důležité zajistit šíření signálů E5 a E2/E1 a dat integrity, která měla být počítána na základě výnosu přibližně 30 – 40 monitorovacích stanic (GSS), vhodně umístěných na povrchu Země [30].

Signály systému Galileo, stejně jako signál GPS L5, jsou důležité pro funkci pozemních rozšiřujících systémů, ve kterých není možné modelovat chyby pro stávající systémy SBAS bez měření na dvou vysílaných kmitočtech. Aspekt nabývá na významu s ohledem na skutečnost, že po roce 2020 není garantováno vysílání signálu L2P, který využívají současné pozemní referenční stanice SBAS. Systém Galileo je v současnosti ve výstavbě, proto není dále předmětem výzkumu.

6.6. EGNOS – Evropská geostacionární navigační překryvná služba

S cílem využít systém GPS pro leteckou navigaci v civilním letectví byl vybudován systém Evropské geostacionární navigační překryvné služby EGNOS, který je klasifikován jako systém satelitní rozšiřující služby GNSS, označovaný SBAS. Letecký předpis ICAO Annex 10/I jej definuje jako „rozšířený systém s rozsáhlým pokrytím, ve kterém uživatel přijímá informace z družicového vysílače“.

Systém EGNOS rozšiřuje GPS, společně tvoří základní a rozšiřující prvek GNSS. Jím poskytované navigační služby tvoří objekt výzkumu.

EGNOS je projektem evropské tripartity EC, EUROCONTROL a ESA a je jedním z dnes nově zaváděných prvků GNSS do civilního letectví. Poskytuje otevřenou službu *kritickou z hlediska bezpečnosti SoL*, otevřenou službu *OS* a *pozemní službu přístupu dat EDAS*. Pro civilní letectví je vymezena služba *SoL*, která musí poskytovat uživateli taková data, aby byl schopen s certifikovaným přijímačem pro GPS/EGNOS splnit kritéria uvedená. Konstrukce systému měla být navržena tak, aby při aktivaci SA bylo možné využít měření k satelitům GPS pro určování polohy v civilním letectví. Mezi další existující systémy SBAS dnes patří americký systém WAAS, japonský systém MSAS a budované systémy, indický GAGAN a ruský SDCM. Výhradně systém WAAS dnes dosahuje úrovně výkonnosti požadované pro provoz systému EGNOS.

Mezi hlavní úkoly EGNOS *SoL* patří zvýšení *přesnosti, integrity, kontinuity a dostupnosti* navigačních služeb poskytovaných třetí následujícími službami, které jsou, spolu s charakteristikou systému SBAS, specifikovány v ICAO Annex 10/I.

1. **Služba určování vzdálenosti k satelitům GEO** spolu s korekcemi chyb efemerid a palubních hodin GEO, včetně URA
2. **Základní diferenční korekce měření** pro satelity GPS/GEO – opravy chyb hodin satelitu a efemerid
 - a) Rychlé korekce
 - b) Pomalé korekce
 - c) Odhad zbytkové chyby měření po aplikaci rychlých a pomalých korekcí, UDRE

3. Přesné diferenční korekce měření - opravy ionosférického zpoždění

- a) Ionosférické korekce, GIVD²
- b) Odhad zbytkové vertikální ionosférické chyby měření po aplikaci ionosférických korekcí, GIVE

Chyby měření dané šumem přijímače, vícecestným šířením a vlivem troposféry jsou opravovány v souladu s [24], který definuje modely korekcí, implementované v certifikovaném přijímači. Ionosférické a základní diferenční korekce jsou implementovány přijímačem v souladu s [54].

Přijímač GPS/EGNOS může pracovat ve dvou základních módech podle platnosti navigačních zpráv, dostupnosti služby a polohy uživatele vzhledem k pracovní oblasti EGNOS:

- a) **Autonomní mód GPS**
- b) **Diferenční mód EGNOS³**

Systém GPS/EGNOS má být systémem primární navigace, přičemž podle poskytovaných navigačních dat je uživatelským zařízením klasifikována služba ve dvou módech:

- a) **NPA mód** - systém poskytuje informace pro traťové lety ENR, lety v koncové řízené oblasti TMA, až po postup přiblížení LNAV. V módu nemusí být povinně poskytovány přesné korekce, interval aktualizace a platnosti jednotlivých zpráv MT je delší.^{4,5}
- b) **PA mód** - systém poskytuje informace pro postupy přiblížení LNAV, LNAV/VNAV, LPV, LPV⁶, LPV 200⁷, CAT I.⁸ V módu musí být poskytovány všechny korekce. Pokud nejsou dostupné, dochází ke snížení úrovně služby na úroveň módu NPA.

² Stanice RIMS měří TEC na kmitočtech GPS L1 a L2. Středisko CPF vypočítá z měření všech stanic ke všem satelitům hodnoty GIVD a GIVE pro každý z bodů modelu 2D ionosférické sítě IGP, které jsou následně posílány uživateli každých 5 minut. Model sítě bodů IGP je umístěn v pomyslné výšce 350 km nad Zemským povrchem s odstupem bodů 5° zeměpisné šířky a délky (10° v polárních regionech). Hodnota aplikovaná do výpočtu se vypočte interpolací ze čtyř nebo tří bodů k bodu průniku signálu satelitu sítě IGP.

³ Pokud není uvedeno jinak, chápeme diferenční službu EGNOS v módu PA.

⁴ Základní diferenční korekce měření a funkce určování vzdálenosti, pokud jsou poskytovány, jsou dostupné v oblastí pokrytí signálem GEO, nikoliv pouze v pracovní oblasti systému EGNOS, pro kterou jsou dostupné přesné diferenční korekce.

⁵ NPA označuje v disertační práci současně s typem konečného přiblížení mód provozu GNSS, ve kterém jsou pro let dostupné výhradně ionosférické korekce GPS, tj. nejhorší případ nedostupnosti přesných diferenčních korekcí EGNOS pro všechny satelity ve výpočtu, který může nastat při nedostupnosti vertikálního ionosférického zpoždění pro body sítě IGP, například vlivem scintilace ionosféry, která ovlivňuje měření referenčních stanic RIMS zejména na kmitočtu L2, které se využívá spolu s měřením L1 C/A pro určení ionosférických korekcí. Podle RTCA DO 229D je požadována metoda výpočtu MNC.

⁶ Zkratka není oficiální zkratkou letového postupu ICAO. Označuje postup nepřesného přístrojového přiblížení s výkonností směrového majáku. EUROCONTROL zkratku LP pro postupy RNP APCH LP (SBAS) používá.

⁷ Zkratka není oficiální zkratkou letového postupu ICAO. Označuje postup přiblížení s výkonností směrového majáku s vertikálním vedením s minimální výškou rozhodnutí 200 ft.

⁸ Při letu LNAV/VNAV, LP nebo LPV musí být korekce a data integrity přijímány ze stejného satelitu GEO.

Struktura systému a charakteristika stavu služby

Systém je tvořen pozemním, kosmickým a uživatelským segmentem.

- **Pozemní segment** dnes tvoří síť 39 referenčních monitorovacích stanic RIMS, které jsou napojené na 4 hlavní řídicí centra MCC. Referenční stanice přijímají signály vysílané satelity GPS a geostacionárními satelity. [40] Signál je synchronizován pomocí atomových hodin a jsou v něm vylučovány vlivy vícecestného šíření signálu, místních interferencí a detekovány případné anomálie. Součástí každého centra MCC jsou dvě střediska CPF, která vykonávají hlavní funkce, zpracovávají referenční data naměřená stanicemi RIMS, vytváří a ověřují datový obsah vysílaných korekcí měření k satelitům GPS a informací o integritě v navigační zprávě EGNOS, která je vysílána navigačními pozemními stanicemi NLES. Pro každý satelit GEO jsou určeny dvě stanice. Další podporu systému poskytují střediska PACF a ASQF. Přenos dat mezi pozemními zařízeními je zajišťován vysokorychlostní širokoplošnou datovou sítí EWAN.
- **Kosmický segment** je tvořen třemi geostacionárními satelity GEO PRN 120 (AOR-E/Inmarsat), PRN 124 (ARTEMIS/ESA) a PRN 126 (IND-W/Inmarsat), přičemž jejich operační nasazení se mění. Pro spolehlivý provoz SoL musí poskytovatel ve spolupráci se správcem systému (ESA) zajistit správné přepínání zdrojových korekčních dat z CPF, aby nedocházelo k narušení kontinuity postupů v PA módu. Satelity GEO vysílají RHCP polarizované signály na kmitočtu 1575,42 MHz s 1023 bitovým PRN signálem a 250 bitovou navigační zprávou vytvořenou pozemním segmentem pro viditelné satelity nad pátým stupněm elevace. Vysílání navigačních přenosových zpráv MT EGNOS, v současné době o celkovém počtu 17, je prováděno podle stupně priority.
- **Uživatelské zařízení** tvoří přijímač⁹. [40]

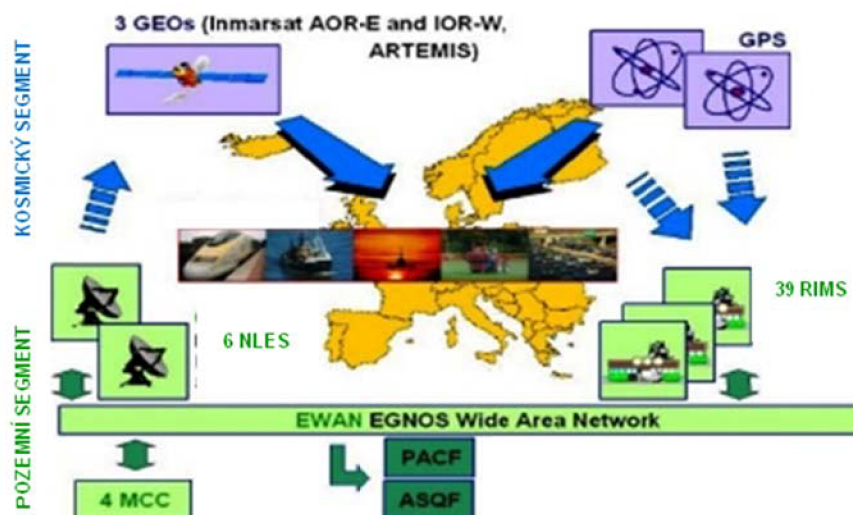
⁹ Evropské certifikační dokumenty palubní avioniky SBAS:

ETSO-C144a – Palubní pasivní anténa Globálního navigačního satelitního systému

ETSO-C145c – Palubní navigační senzory využívající Globální systém určování polohy rozšířený systémem satelitního rozšíření

ETSO-C146c – Samostatné navigační zařízení využívající Globální systém určování polohy rozšířené systémem satelitního rozšíření

ETSO-C190 – Aktivní palubní anténa Globálního navigačního satelitního systému



Obr. 6.2 – Schéma systému EGNOS [30]

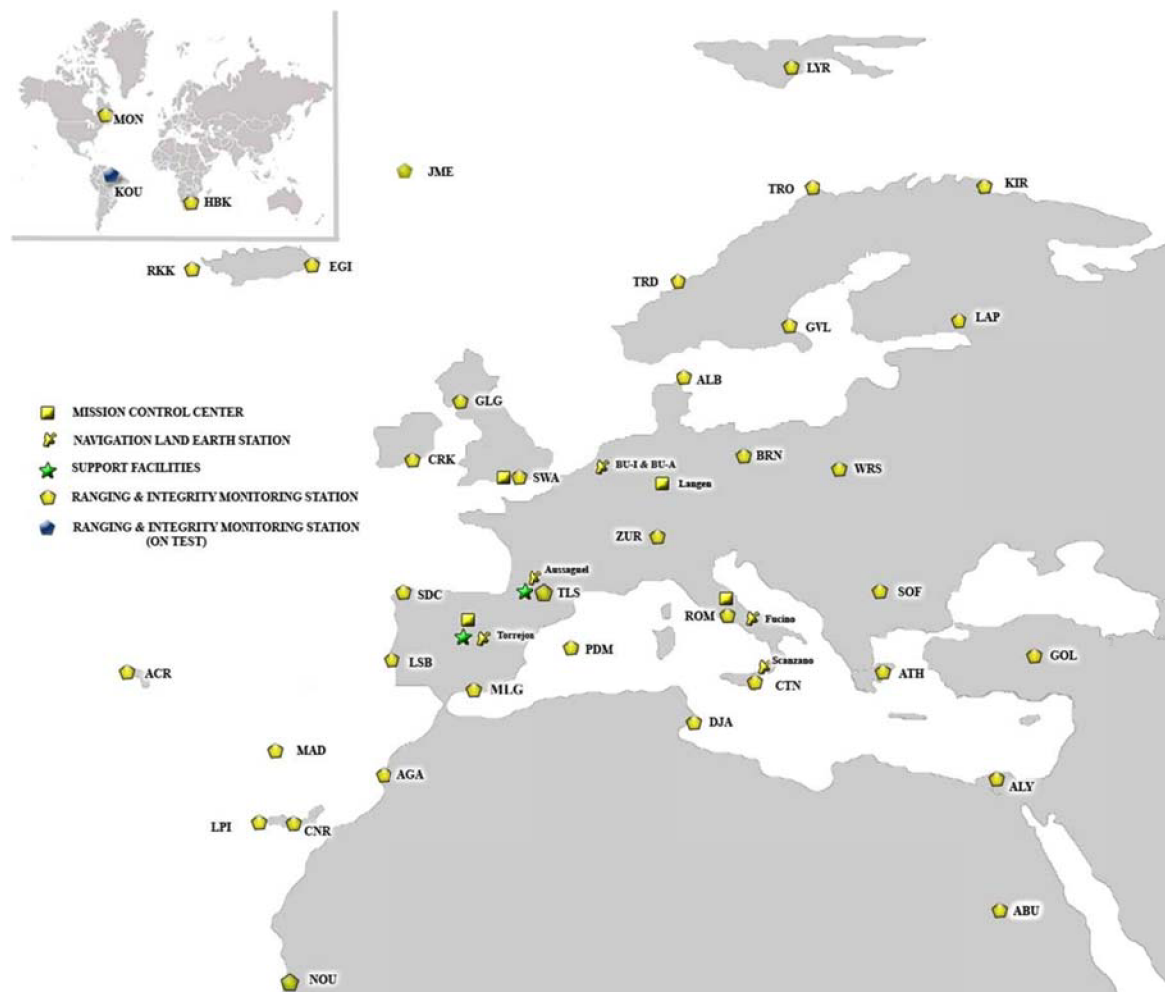
Možné stavy nastoupení monitorovacích stanic pozemního segmentu:

- a) V provozu GPS/RIMS,
- b) Mimo provoz GPS/RIMS,
- c) Predikováno vypnutí GPS/RIMS.

Dostupnost signálu se popisuje pomocí stupnice:

1. Bez plánované údržby ovlivňující dostupnost SIS
2. Plánované vypnutí vysílání
3. Bez plánované údržby (jeden týden před kontrolou)
4. Bez podrobných informací (satelit využíván pro testování)
5. Riziko vzniku výpadku signálu.

Hlavní provozní oblast systému EGNOS je prostor ECAC, proto je většina stanic RIMS situována právě uvnitř této oblasti ECAC.



Obr. 6.3 – Rozmístění pozemního segmentu EGNOS [41]

6.7. Funkce pozemního segmentu EGNOS a vliv na službu SoL

Pro jakoukoliv kombinaci aktivních dat systémem užívateli poskytovaných musí být pravděpodobnost podmínek provozu systému bez vydání včasného varování do 5,2 sekund menší nežli 2×10^{-7} , pokud by měla chyba uživatele v pracovní oblasti přesáhnout maximální deklarovanou hodnotu. I přes to, že kvalita poskytovaných služeb v pracovní oblasti EGNOS je proměnlivá s časem i lokalitou v ECAC, musí být požadavek standardu ICAO Annex 10/I naplněn.

Výkonnost systému EGNOS ovlivňuje zejména:

- a) Geografická poloha pracovní oblasti,
- b) Rozmístění a počet referenčních stanic RIMS,
- c) Způsob zpracování naměřených dat.

Za tvorbu širokoplošných diferenčních korekcí WAD, informací o zpoždění signálu při průchodu ionosférou, data integrity, vydání výstrahy pro individuální chybu satelitu nebo prvku ionosférické bodové sítě a síťového času EGNOS s posunem parametrů vůči UTC, je odpovědné středisko zpracování informací CPF. Součástí CPF je monitor integrity, který slouží pro detekci anomálií všech satelitů v provozu, kontrolu WAD a dat integrity. V architektuře systému EGNOS je autonomní středisko CPF umístěno

mezi stanice RIMS a NLES, s určeným blokovým časem výpočtu 750 ms pro generování výstupních zpráv s frekvencí 1 Hz, který je základním intervalem obnovy systému.

Výpočet WAD vychází z observací stanic RIMS (včetně RIMS v místě NLES). Nezávislá hrubá data RIMS včetně vysílaných navigačních zpráv GEO jsou nepřetržitě monitorována pro ověření integrity poskytované služby. CPF poskytuje stanici NLES pravidelné výstupní zprávy, které jsou vysílány GEO. Zahrnují také informace, které využívá NLES pro CPF, jako je kvalita služby a několik dalších informací o stavu systémových elementů (např. body ionosférické sítě).

Jednotka CPF je z hlediska funkčního složena ze soustavy zpracování dat PS a dvou nezávislých soustav kontroly konzistence dat a dat o integritě CS. V nominální konfiguraci vysílá data s využitím tří různých GEO (technická možnost rozšíření až na šest), může však vysílat zprávy dvěma nebo pouze jedním satelitem GEO. Technika redundance architektury systému je uplatněna v návrhu funkce NLES/GEO, která může získávat informace z různých CPF podle dostupné kvality, jejíž hodnocení je součástí výstupní zprávy. Sekvence vysílaných zpráv EGNOS, které se označují MT, si vybírá stanice NLES podle priority a z konkrétní CPF podle aktuálně deklarované kvality, proto se mohou výsledné hodnoty výkonnosti pro jednu polohu lišit podle toho, které GEO je právě využíváno. Z hlediska rizika nastoupení poruchy je software soustavy zpracování dat *úrovně C*, zatímco pro kontrolní soustavu je *úrovně B* podle hodnocení RTCA DO-178. Stanice RIMS jsou označovány A, B nebo C podle toho, jestli jsou jimi získaná data využívána soustavou zpracování PS (RIMS A) nebo kontrolní soustavou CS (RIMS B, RIMS C) střediska CPF.

Deklarace funkce CPF je výhradně pro definovanou provozní oblast ECAC. Obsah zprávy kontroluje CPF každých 600 sekund. Nekonzistence nebo nepřijetí zprávy MT 27 by mělo vést vždy k vyřazení CPF. Obdobné lze předpokládat, pokud se vnější region pracovní oblasti liší od maximální hodnoty $\delta_{UDRE} = 100$ m a pokud je vnitřní region odlišný od deklarované provozní oblasti ECAC. CPF (ať už PS nebo CS) by měl označit poruchu.

Rozbor zprávy pro určení provozní oblasti musí být prováděn, jelikož spolu se sítí stanic RIMS ovlivňuje funkci a relativní výkonnost CPF. Změna ovlivní výběr RIMS pro korekci hodin a výpočet nejhorší polohy uživatele v pracovní oblasti, pro kterou jsou dále vypočítávány zbytkové chyby efemerid a měření času UDRE. Jsou určeny oběžné dráhy satelitů, o kterých předpokládáme, že je bude stanice sledovat. Stejně tak ovlivní výběr RIMS pro výpočet síťového času EGNOS ENT (uvažují se stanice ve vnitřním pracovním regionu s maskou elevace 5°).

Výpočet hodnoty UDRE pro daný satelit soustavou PS je založen na maximální velikosti projekce vektoru chyby orbitální dráhy satelitu v deklarované pracovní oblasti. Naopak kontrolní soustava CS využívá pro ověření konzistence dat pracovní oblast zjištěnou měřením a dekódováním zprávy, aby určila nejhorší přípustnou zbytkovou chybu měření k satelitu po korekci.

Výstupní zprávy soustavy PS centrálního střediska zpracování (včetně navigačních dat) a soustavy CS jsou přijímány NLES a současně záložními NLES pro zajištění kontinuity.

Výpočty jsou v jednotlivých částech systému EGNOS prováděny v cyklech. V jednom cyklu musí být hrubá naměřená data za méně než 745 ms, aby mohla být do cyklu zpracování ještě zařazena. Následně trvá celých pět cyklů, než budou vyslané zprávy přijaty zpět střediskem NLES, předány CPF a následně zpracovány. Celková doba na tvorbu výstupní zprávy z aktuálních dat RIMS a přenos do NLES nesmí překročit interval 750 ms od předcházejícího přijetí zprávy dané epochy EGNOS. V každém dalším cyklu bude zpětná kontrola NLES dostupná CPF nejpozději 995 ms od předcházející epochy času EGNOS.

Systém využívá přesně dělení základního intervalu 1 sekundy pro své vnitřní funkce. Jsou určeny přesné časy na příjem zpráv RIMS a zpětné vazby NLES na výstupní zprávy CPF, dále na odeslání hodnocení výstupních zpráv PS soustavou CS. Jejich nesplnění může vést k nedostupnosti dat pro PS v délce jedné až dvou sekund, která nemá vliv na kontinuitu služby.

Nedostupnost dat RIMS v intervalu překračujícím dvě sekundy vede k nemožnosti výpočtu UDRE. Satelit bude indikovat, že není monitorován a zprávy ionosférického zpoždění označí stavem „nepoužívat“ a body sítě IGP stavem „nemonitorovány“. Výsledkem je snížení počtu využitelných satelitů pro výpočet polohy v módu PA. Interval obnovy funkce je obvykle v řádu minut. Pokud CS neobdrží informaci od několika RIMS a počet využitelných RIMS se sníží pod minimální stanovený počet, nemůže být dále zajištěna integrita systému.

Obecně platí, že pokud počet RIMS klesne pod minimum a tento stav trvá déle než stanovené maximum, CPF vydá zprávu o selhání. Pokud selžou všechny CPF, systém ukončí činnost do tří sekund, ve kterých vyše tři po sobě jdoucí nulové zprávy MT 63 do NLES. Pro další analýzu je možné využít data EDAS.

Pro každé GEO jsou určeny v systému dvě stanice NLES. Každá NLES si vybírá CPF na základě čísla kvality služby CPF poskytovanou soustavou PS i CS. Středisko CPF s vyhlášeným stavem „aktivní“ přechází do stavu „zálohy“, pokud čtyři po sobě jdoucí epochy neobdrží z hrubých naměřených dat jakoukoliv RIMS předpokládanou navigační zprávu, která má být vysílána satelitem GEO, aniž by ji muselo nezbytně vyslat dané CPF. Pokud po přepnutí NLES na záložní CPF zjistí, že není přijímána správná navigační zpráva GEO na stanicích RIMS, vyslaná stanicemi NLES do 15 minut, je CPF zcela vyřazena. [30]

Na základě charakteristiky funkce CPF můžeme pro systém EGNOS vyjádřit následující závěry

1. Vyřazení CPF může způsobit krátkodobé snížení kontinuity.
2. Časové intervaly jednotlivých činností v kontextu nedostupnosti dat mohou způsobit krátké výpadky (1 – 3 sekundy), nedostupnost informace EGNOS, avšak bez vlivu na kvalitu služby.
3. Technický limit intervalu obnovy informací systému dnes odpovídá CAT I. Pro určení polohy můžeme využít vyšší frekvenci obnovy pro zvýšení přesnosti (5 Hz pro PA mód), informace o integritě mohou být obnovovány s periodou 1 Hz.

4. Interval zařazení nového satelitu GPS do masky vysílání EGNOS omezuje počet signálů satelitů dostupných uživateli, využitelných ve výpočtu.
5. Příliš malá aktuální pracovní oblast ovlivní počet využitelných RIMS při současném snížení viditelnosti satelitů, což povede k omezení možnosti využít měření k satelitům vně pracovní oblasti, s vlivem na kvalitu tvorby ionosférických informací IGP.
6. Příliš velká aktuální pracovní oblast opět ovlivní počet a rozmístění RIMS a výpočet UDRE pro nejhorší polohu uživatele v pracovní oblasti a ovlivňuje proto dostupnost a kontinuitu satelitů a jednotlivé IGP.
7. Systém využívá dvourozměrný síťový model pro vícevrstvé třídimenzionální ionosférické jevy a převod na spojnici uživatel-satelit faktorem šikmosti.
8. Systém není schopen modelovat všechny ionosférické vlivy (zejména lokální), vytvářet korekce, zbytkové nejistoty a efektivně je přenášet výhradně definovanými body rastru ionosférické sítě.

Neustálý rozvoj EGNOS ve formě nových verzí systému by měl přinést zlepšení. Extrémní projevy ionosféry jsou detekovatelné systémy EGNOS i WAAS. Vedou však k nedostupnosti služby, zejména všech postupů s vertikálním vedením. Zdroj [80] uvádí, že v takovém případě je vertikální služba systému WAAS mimo provoz minimálně osm hodin až do obnovy standardních podmínek ionosféry.

7. Parametrické vyjádření navigační výkonnosti

7.1. Celková výkonnost systému vedení letadla po letové trati

Výkonnost systému RNAV je definována pro danou navigační specifikaci požadavky na *přesnost, integritu, kontinuitu, dostupnost a funkcionalitu*, nezbytnými pro provoz v daném vzdušném prostoru. Ty je však nutné rozlišit ve vztahu k požadavkům výkonnosti na signál v prostoru navigačního systému, který sledujeme.

Požadavek přesnosti musí být splněn v rozsahu $\pm x$ NM po 95 % letové doby, kde x je hodnota zaručené polohové chyby navigační specifikace RNP nebo RNAV, vyjádřená v námořních mílích. Platí, že narušení integrity palubní soustavy je charakterizováno jako porucha navigační výbavy letadla a je klasifikováno jako významná porucha s pravděpodobností nastoupení 1×10^{-5} na jednu hodinu letu až do úrovně předmětného postupu RNP APCH. Chyba kontinuity je pak klasifikována jako nezávažná, pokud lze využít jiný navigační systém a pokračovat k vhodnému letišti. [56] V případě palubního systému prostorové navigace v kombinaci s pilotem se předpokládá, že pokud nejsou splněny požadavky na přesnost, vydá systém výstrahu o nezpůsobilosti pro provoz na dané trati. Zároveň s tím musí zabezpečení integrity vydat výstrahu, když pravděpodobnost, že vznikne chyba vlivem signálu v prostoru větší než dvojnásobek požadované hodnoty zaručené celkové přesnosti, překročí hodnotu 1×10^{-7} , kterou uvádí předpis L 10/I.

Přesnost vedení letadla po letové cestě je v příčném směru vyjádřena nepřímo, celkovou chybou systému (TSE), která je dána *středním kvadratickým součtem* komponent:

$$\sigma_{TSE} = \sqrt{\sigma_{FTE}^2 + \sigma_{PDE}^2 + \sigma_{NSE}^2}, \quad (7.1)$$

kde

σ_{TSE}	chyba definice letové cesty PDE
σ_{FTE}	letově technická chyba FTE
σ_{NSE}	chyba navigačního systému NSE.

Rozložení pravděpodobnosti chyb PDE, FTE a NSE se předpokládá normální s nulovou střední hodnotou. Vzájemné poměry FTE a NSE se liší podle fáze letu. Požadavky na výkonnost signálu v prostoru, na něž je postup praktického hodnocení s využitím simulace bezchybného uživatelského zařízení zaměřen, jsou uvedeny v Tab. 7.1 a reprezentují ekvivalentní navigační systémové parametry výkonnosti pro GNSS.

Je zřejmé, že navigační chyba systému stanovuje šířku tratí ATC, traťové rozestupy a podílí se na riziku vzniku kolize letadel. Proto schopnost oznámit posádce letadla překročení limitů pro danou fázi letu je klíčová. Z hlediska navigačního systému GNSS, s uvážením všech jeho prvků, je pro úspěšné vedení letadla určující tzv. chyba signálu v prostoru, která charakterizuje základní požadavky na celý navigační systém pro vedení letadla při využití GNSS.

7.2. Odlišnosti při sledování GNSS oproti konvenčním pozemním LNZ

Konvenční radionavigační prostředky VOR, DME nebo ILS jsou v porovnání se satelitními systémy charakteristické tím, že funkce monitoringu kvality služby je povinně realizována monitorovacím pracovištěm poskytovatele letových navigačních služeb v celé šíři, včetně hodnocení kvality signálu. Detekce chyby je prováděna samostatným monitorem nebo monitory kvality vysílaného signálu. Jeho charakteristika odpovídá druhu, aktuální konstrukci a umístění navigačního zařízení. Nezávislý monitor musí předat výstrahu v požadovaném čase uživateli a provozovateli LNZ, pokud nejsou splněny provozní charakteristiky vysílaných signálů (např. pro ILS – omezení rozsahu pokrytí /pracovní oblasti, změna polohy kurzové a sestupové čáry, snížení výstupního výkonu vysílače, intenzita pole, amplituda rozdílu hloubky modulace, tolerance kmitočtů navigačních tónů). Vzdálený nebo blízký monitor udává informaci o překročení provozních limitů pozemního zařízení, včetně jeho přesnosti, přičemž míra aktuálního „ohrožení“ není přenášena z pozemního zařízení na palubu letadla.

Jelikož je poloha monitoru známa, měřenou hodnotu porovnáваме s hodnotou referenční. V případě vzniku nadměrných odchylek je degradovaný signál z vysílání odstraněn. Integrita je proto relativně jednoduše zajištěna. Obvykle je omezení specifikováno maximální četností výskytu falešné výstrahy systému.

Tradiční přístup poskytování integrity není v případě systémů GNSS realizovatelný, jelikož by byla nezbytná hustá síť monitorovacích a vysílacích stanic, které by reagovaly na kritickou událost. Chyby vznikající vlivem lokality se neopravují, současně nepůsobí negativně na ostatní uživatele v jiné oblasti. Systém GNSS, na rozdíl od systémů ILS, VOR a dalších, není stacionární z principu své konstrukce. Např. chyby radiál VOR je možno prověřit během letu a zjištěné systematické chyby je možné vyloučit.

V případě chyby GNSS se mění také s ohledem na stupeň rozšíření, které je charakteristické filtrací a opravou teoreticky normálně rozložených hrubých měření pseudovzdáleností, jejich chyb a odchylek s nulovou střední hodnotou. Normalita chyb měření po filtraci objektem výzkumu EGNOS bude ověřena. Při komplexním hodnocení je nezbytné ověřit velikost chyb a jejich charakter, rozdělení chybovosti v závislosti na čase a místě.

Stabilita provozních parametrů musí setrvávat v rozsahu limitů, které vychází z podložené znalosti požadavků bezpečnosti pro danou kategorii provozu. Integrita je zabezpečována pozemním monitorovacím systémem, který automaticky hlásí překročení maximálních povolených odchylek od normálního provozu, přičemž o narušení správné funkce musí být informována kontrolní stanoviště ŘLP a uživatel. Vzdálený nebo blízký monitor udává informaci o splnění, či nesplnění provozních limitů pozemního zařízení, včetně jeho přesnosti, přičemž míra aktuálního ohrožení není přenášena z majáku na palubu letadla, jako je tomu v případě GNSS. Tento tradiční přístup poskytování integrity není dnes v případě systémů GNSS realizovatelný, jelikož by byla nezbytná hustá síť monitorovacích a vysílacích stanic, které by reagovaly na kritickou událost. Chyby vznikající vlivem lokality se neopravují a nepůsobí negativně na ostatní uživatele v jiné oblasti pokrytí navigačním signálem. Tento koncept je uplatněn pro monitorování nikoliv vysílačů navigačního signálu, ale monitorovacích stanic a dalších komponent globálního systému.

7.3. Vymezení klíčových parametrů výkonnosti služby GPS/EGNOS

Navigace je podle Webstrova slovníku (1995): „*věda, která využívá geometrie, astronomie, radaru a dalších k určení polohy lodí nebo letadla nebo k jeho vedení*“. Definice navigace podle [12] uvádí, že: „*navigace je určování polohy a rychlosti pohybujícího se objektu*“. Správná funkce navigačního systému je podmínkou bezpečného a efektivního leteckého provozu. Pro navigační systémy rozlišujeme kvalitativní parametry: přesnost, integrita, kontinuita, dostupnost, kapacita, pracovní oblast, pokrytí, dimenze, aktualizace a spolehlivost. [12]. První čtyři uvedené jsou *principiálními* stochastickými parametry navigační výkonnosti, které se využívají jako hlavní kritéria kvality služby GNSS.

Přesnost

Přesnost měření navigačních parametrů je definována stupněm shody mezi předpokládanou nebo měřenou hodnotou a skutečnou (*přímo*), nebo chybami měření (*nepřímo*). Pro vyhodnocování GNSS v civilním letectví přijalo ICAO nepřímý přístup. Navigační přesnost je pro účely aplikace standardů a doporučených postupů GNSS definována jako [54]: „*Rozdíl mezi odhadovanou a aktuální polohou letadla. Pro rozsáhlý soubor nezávislých vzorků se má nacházet alespoň 95 % v limitu požadavků*“. Přesnost je samostatným parametrem kvality z hlediska hodnocení navigační výkonnosti GNSS.

Integrita

Integrita je pro systémy GNSS definována [58] jako: „*Míra důvěryhodnosti ve správnost informací poskytovaných celým systémem*“. Funkce navigační integrity zahrnuje schopnost systému provádět včasné varování, pokud systém nemůže být použit pro danou fázi letu. Uživatel musí být informován v každém případě poruchy funkce navigačního systému v dané fázi letu nejpozději v určeném čase do výstrahy TTA. Čas do výstrahy je podle [24]: „*maximální přípustný čas, který uplyne od počátku chyby v určování polohy do doby, kdy zařízení vyhlásí výstrahu*“.

Pravděpodobnost, že uživatel nebude informován o vzniku poruchy v průběhu dané fáze letu v čase TTA, se označuje jako riziko integrity R_I . Všechny hodnoty parametrů jsou definovány pro každý zamýšlený navigační postup.

Kontinuita

Kontinuita je definována jako: „*Schopnost systému vykonávat požadované funkce bez neplánovaných přerušování v průběhu zamýšleného provozu*“ [7,54]. Vyjádření požadavku kontinuity se proto uvádí pro danou fázi letu jako pravděpodobnost, že systém bude udržován způsobilý v průběhu celé fáze letu za předpokladu, že byl dostupný při jejím zahájení a byl predikován jako dostupný v jejím průběhu. Systém je udržován způsobilý, pokud je schopen v daných v podmínkách užívání setrvat ve stavu, v němž může plnit požadované funkce. [24]. Riziko, že navigační systém nebude plnit požadavky kontinuity, označujeme R_C . Pokud bude reálné riziko kontinuity větší nežli R_C , systém se bude nacházet ve stavu nedostupnosti častěji, než-li je požadavek odpovídající dané fázi letu.

Událost narušení kontinuity je též udávána pravděpodobností, že je navigační systém schopen plnit požadavky přesnosti a integrity [54]. Parametr přesnosti podle

uvedené definice není možné sledovat uživatelským zařízením GNSS v reálném čase. Z hlediska způsobilosti navigačního systému je vyhodnocován pozemní stanicí za delší období. Proto je vhodnější pro účel hodnocení SIS GNSS chápat parametr kontinuity podle předešlého vyjádření pravděpodobnosti.

Dostupnost

Dostupnost je definována jako: „*procento času v určeném časovém intervalu, ve kterém je služba dostupná pro využití, uvážíme-li všechny výpadky bez ohledu na jejich příčinu*“. [58] Systém má být dostupný pro navigaci, pokud jsou splněny požadavky na přesnost, integritu a kontinuitu. Dostupnost navigačního systému je schopnost poskytovat požadované funkce a výkonnost na počátku zamýšlené fáze letu a je funkcí jak fyzikálních charakteristik prostředí, tak technických schopností systému.

7.4. Limity parametrů výkonnosti GNSS pro zkoumané navigační postupy

Výkonnost navigačního signálu GNSS vychází z požadavků na celkovou chybu polohy a jejích komponent a pravděpodobnosti vztažené k důsledkům ohlášených a neohlášených poruch navigačních funkcí pro daný letový postup a hustotě letového provozu.

Signál v prostoru zahrnuje důsledky charakteru přijímaného signálu, informace o kvalitě měření při uvážení všech chyb měření a zabezpečení letového postupu. Dělení rizika narušení limitů výkonnosti neuvažuje chybu danou palubním přijímačem a jeho umístěním, vliv vícecestného šíření, interference signálu, masku krytí příjmu signálů a chyby vlastního přijímače. Proto koncept signálu v prostoru uvažuje tzv. bezchybný přijímač. V praxi je proto nutné určit, jestli systém poskytuje navigační výkonnost i s uvážení uvedených jevů. Naopak při usuzování o kvalitě navigační služby prvků GNSS je nezbytné v případě poruch měření určit, jestli je zdrojem poruch systém SBAS, který poskytuje rozšíření základní konstelace GNSS, nebo jsou jimi lokální vlivy.

Dle ICAO Annex 10/I [54], kombinace prvků GNSS a bezporuchového přijímače musí vyhovovat požadavkům na výkonnost signálu v prostoru. Definice využívá kombinace bezporuchového přijímače jako prostředku pro definování výkonnosti různých seskupení letadlových prvků GNSS. Bezporuchovým přijímačem chápeme přijímač, který nemá poruchy ovlivňující integritu, dostupnost a průchodnost.

Charakteristiky integrity a kontinuity signálu v prostoru GNSS jsou definovány vždy v oblasti polohy uživatele až do úrovně přiblížení CAT I. Chceme-li vyjádřit oblast, ve které se bude letadlo při letu podle GPS/EGNOS a pro daný navigační postup nacházet, musíme vyjádřit polohu letadla s pravděpodobností odpovídající riziku narušení maximální povolené polohové chyby pro danou fázi letu, která nebyla ohlášena v čase TTA.

Pro oblast, ve které se letadlo nachází s minimální pravděpodobností odpovídající $1-R_l$ a její maximální přípustné hranici podle alokace rizika, jsou definovány parametry:

- a) Horizontální úroveň ochrany HPL,
- b) Vertikální úroveň ochrany VPL,
- c) Horizontální limit výstrahy HAL,
- d) Vertikální limit výstrahy VAL.

Horizontální úroveň ochrany HPL je definována jako: „Rádus kruhu v horizontální rovině (tečná rovina k elipsoidu WGS 84) se středem umístěným ve skutečné poloze letadla, který popisuje oblast, ve které se nachází horizontální poloha se zaručenou pravděpodobností“.

Vertikální úroveň ochrany VPL je definován jako: „Polovina délky úseku na vertikální ose (rovina kolmá na elipsoid WGS 84) se středem ve skutečné poloze letadla, jež popisuje rádus kruhu (rovina tangenciální k elipsoidu WGS 84) se středem umístěným ve skutečné poloze letadla, který popisuje oblast, ve které se nachází vertikální poloha se zaručenou pravděpodobností“.

Horizontální limit výstrahy HAL je definován jako: „Poloměr kruhu v horizontální rovině (lokální tangenciální rovina k elipsoidu WGS-84) se středem ve skutečné poloze letadla, který popisuje oblast, ve které se má nacházet indikovaná horizontální poloha s pravděpodobností odpovídající navigačnímu postupu“.¹⁰

Vertikální limit výstrahy VAL je definován jako: „Polovina délky segmentu na vertikální ose (kolmé k horizontální rovině elipsoidu WGS-84) se středem ve skutečné poloze letadla, který popisuje oblast, ve které se má nacházet indikovaná vertikální poloha s pravděpodobností odpovídající navigačnímu postupu.“

Čas do výstrahy TTA je definován jako maximální možný čas, který uběhne mezi vznikem polohové chyby a vydáním výstrahy uživatelským zařízením. [24]

Parametry HPL, VPL, HAL, VAL, TTA a R_1 jsou základní parametry zabezpečení navigační integrity pro uvedené letové postupy.

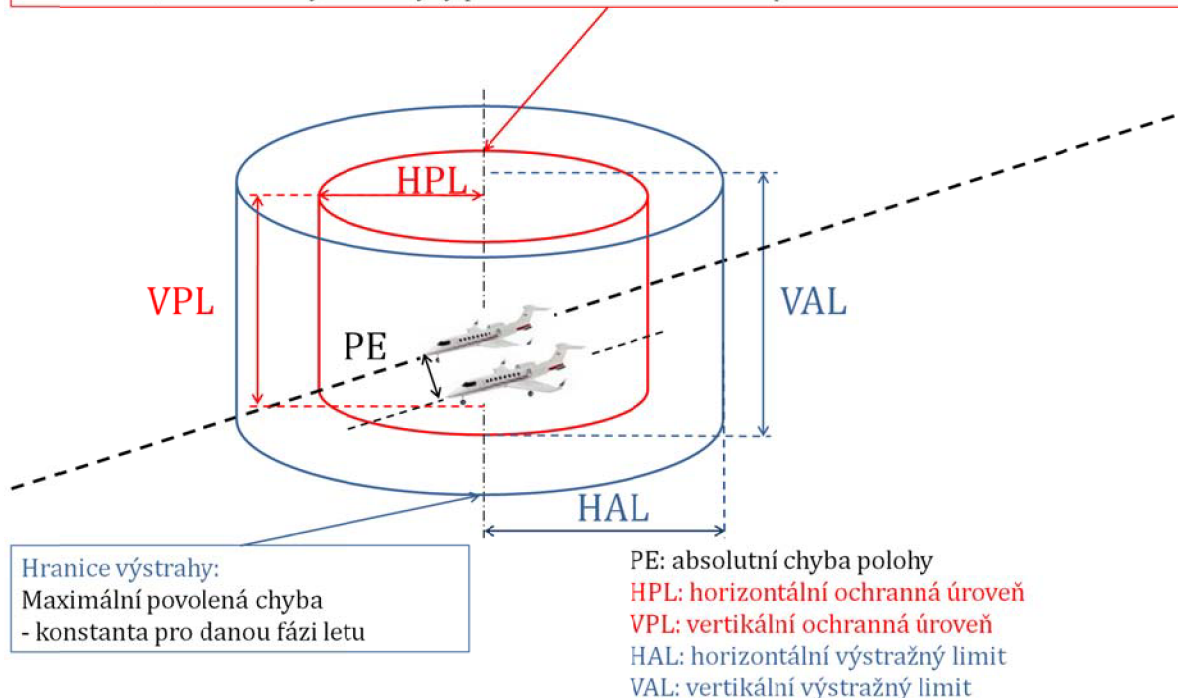
¹⁰ Pokud dojde ke ztrátě dostupnosti služby EGNOS v intervalu přiblížení, je pro další pokračování v letu využito algoritmů autonomní detekce a vyloučení chyb FDE měření k satelitům GPS.

Tab. 7.1 – Požadavky na výkonnost signálu v prostoru GNSS [54]

Úroveň výkonnosti/ Postup přiblížení	Přesnost (95%)		Integrita			Pravděpodobnost poruchy		Dostupnost
	Horizont [m]	Vertikála [m]	HAL [m]	VAL [m]	TTA [s]	Neohlášená	Ohlášená	
						Integrita R_i	Kontinuita R_c	
Trat', TMA	740	N/A	1850	N/A	15	$1 \cdot 10^{-7}$ /hod	$1 \cdot 10^{-4}$ /h až $1 \cdot 10^{-8}$ /h	0,99 až 0,99999
NPA LNAV	220	N/A	556	N/A	15	$1 \cdot 10^{-7}$ /hod	$1 \cdot 10^{-4}$ /h až $1 \cdot 10^{-8}$ /h	0,99 až 0,99999
APV/ BaroVNAV LNAV/VNAV	220	20	556	50	10	$2 \cdot 10^{-7}$ /APP	$1 \cdot 10^{-4}$ /h až $1 \cdot 10^{-8}$ /h	0,99 až 0,99999
APV I LPV	16	20	40	50	10	$2 \cdot 10^{-7}$ /APP	$8 \cdot 10^{-6}$ /15s	0,99 až 0,99999
APV II LPV	16	8	40	20	6	$2 \cdot 10^{-7}$ /APP	$8 \cdot 10^{-6}$ /15s	0,99 až 0,99999
APV LPV 200	16	4	40	35	6	$2 \cdot 10^{-7}$ /APP	$8 \cdot 10^{-6}$ /15s	0,99 až 0,99999
CAT I	16	4	40	35-10	6	$2 \cdot 10^{-7}$ /APP	$8 \cdot 10^{-6}$ /15s	0,99 až 0,99999

Ochranný prostor:

Aktuální hodnota ochranných úrovní je počítána palubním přijímačem pro každou epochu na základě přijatých zpráv EGNOS. Rozměry ochranného prostoru ve tvaru válce jsou proměnné v čase vzhledem k aktuálním chybám měření signálu, geometrii kosmického segmentu, kvalitě korekcí EGNOS chyb měření GPS, odhadům zbytkové chyby pseudovzdálenosti a módu přiblížení.



Obr. 7.1 – Zobrazení tvaru ochranného segmentu

Pro uvedené limity výkonnosti lze shrnout následující zásady pro uplatnění:

1. 95% kvantil chyb polohy GNSS pro odpovídající postupy je specifikován v nejnižší výšce na HAT v souladu s dosavadní definicí výkonnosti v referenční výšce systému přesného přiblížení ILS.
2. Parametry přesnosti a integrity jsou specifikovány pro případ nominální výkonnosti bezchybného přijímače GNSS.
3. Požadavek kontinuity je specifikován podle daného letového postupu při uvážení typu a hustoty zamýšleného letového provozu, komplexnosti vzdušného prostoru a dostupnosti alternativních navigačních prostředků.
4. Rozsah hodnot dostupnosti se použije podle frekvence provozu, meteorologických podmínek, velikosti a délce výpadků služby, dostupnosti alternativních navigačních prostředků, pokrytí radarem, hustoty letového provozu a záložních provozních postupů. Nejnižší hodnoty představují minimální provozní dostupnost systému, které však nejsou dostačující jako úplná náhrada konvenčních navigačních prostředků. Vyšší hodnoty se použijí zejména v oblastech s výhradní podporou GNSS.
5. Použití hodnoty vertikálního ochranného limitu pro určitý systém při přiblížení CAT I větší než 10 metrů (dosavadní standard monitoru ILS/GP) může být pouze v případě, že byla provedena analýza bezpečnosti. Hodnota 35 metrů byla prokázána jako maximální možná pro zabezpečení požadovaných bezpečných výšek nad překážkami ILS v nominálním provozu GNSS, za předpokladu, že výška rozhodnutí je letadlem stanovena nezávisle z barometrického tlaku. [54]
6. Průměrná délka přiblížení je rovna délce expozice letadla riziku integrity, která byla určena jako časový interval 150 s, viz např. [22], ve kterém letadlo proletí vzdálenost od bodu FAP do DH/DA 200ft.
7. Pro všechna přiblížení do úrovně CAT I je riziko kontinuity vztaženo k poslednímu úseku konečného přiblížení v délce 15 vteřin.
8. Pro přiblížení výkonnosti CAT I je maximální hodnota odchylky letadla od předepsané sestupové dráhy GP systému ILS odvozené v [33] z ICAO modelu navigačního systému ILS CAT I pro riziko střetu s překážkou, uvažujeme-li výhradně chyby navigačního systému, rovna 12 m.

Požadavky na SIS GNSS musí být dosaženy při využití systému GPS/EGNOS na výstupu přijímače, který splňuje požadavky uvedené RTCA DO-229C, FAA TSO-C145A/TSO-C146A. Uvedený požadavek musí být uvážen při návrhu metodiky šetření navigační výkonnosti.

Jak je patrné z Tab. 7.1, jednotlivá přiblížení APV I, APV II a LPV 200 se liší pouze v úrovni vertikálního vedení. Požadavek na stranový výkon odpovídá požadavku kurzového vedení ILS CAT I. Vertikální vedení postupů pro postupy LPV nemusí dosahovat výkonu sestupového majáku ILS CAT I. Vyšší hodnoty vertikálních limitů výstrahy dosažené vertikální výkonnosti zvyšují výslednou výšku OCA/OCH postupu konečného přiblížení.

Požadavek přesnosti 16 metrů na horizontu a 4 metry ve vertikále pro systémy CAT I má vycházet z dosavadních standardů ILS. Komparace požadavků výkonnosti je součástí disertační práce, proto dále provádíme výpočet a názorné zobrazení úlohy pro ověření.

7.5. Exkurs: Výpočet celkové navigační chyby systému ILS CAT I ve výšce 200 ft HAT

Do současné doby je mezinárodní organizací ICAO jako primární navigační systém pro řízení přesného přiblížení v civilním letectví standardizován systém ILS. Letadlo s palubním přijímačem je systémem ILS CAT I naváděno ve fázi konečného přiblížení signály vedení v kurzové a vertikální rovině standardně do výšky rozhodnutí 200 ft. Určení ekvivalentních požadavků na přesnost signálu v prostoru GNSS ze systému ILS standard ICAO Annex 10/I neuvádí. Proto je níže vypracován postup odvození ekvivalentních požadavků na základě celkové chyby systému ILS, určené v referenční výšce ILS nad prahem dráhy, pro výšku 200 ft HAT.

Celková navigační chyba systému ILS je ve stanovené výšce HAT určena:

- a) chybou seřízení kurzové čáry,
- b) chybou seřízení sestupové čáry,
- c) chybou palubního přijímače kurzového majáku LOC,
- d) chybou palubního přijímače sestupového majáku GP.

Pro analytické vyjádření maximální celkové navigační chyby letadla v nejnižší výšce rozhodnutí 200 ft HAT při přiblížení podle ILS CAT I jsme využili charakteristiku chyb směrového a sestupového majáku ILS, parametrů palubního přijímače při standardních počátečních podmínkách nastavení úhlu sestupu a výšky letadla nad prahem dráhy.

Tab. 7.2 - Charakteristiky navigační chyby při letu podle sestupového majáku GP

Počáteční podmínky		Sestupová rovina**		Pásmo*
α_{GPA} [°]	HAT [ft]	α_{max}^* [°]	FSD [DDM]	ST (95%) [DDM]
3	200	0,225	0,175	0,035

* ICAO Annex 10/I

** RTCA DO-192, DO-195

Tab. 7.3 – Charakteristiky navigační chyby při letu podle kurzového majáku LOC

Počáteční podmínky				Kurzová rovina**		Pásmo*
α_{GPA} [°]	HAT [ft]	TCH [ft]	$D_{Loc-THR(GTK)}$ [m]	L_{max} [m]	FSD [DDM]	ST (95%) [DDM]
3	200	55	3000	10,5	0,155	0,015

* ICAO Annex 10/I

** RTCA DO-192, DO-195

Výpočet celkové navigační chyby při letu po GP závisí primárně na úhlu sestupové dráhy α_{GPA} , výšce letadla nad prahem dráhy HAT, vzdálenosti letadla od antény sestupového majáku, měřené podél osy sestupu, limitu monitoru GP, sledování sestupové čáry α_{max} , plné výchylce břevna palubního indikátoru FSD, jmenovité hodnotě polohové citlivosti uvnitř sestupového sektoru $0,0875 \text{ DDM}/(0,14 \cdot \alpha_{GPA})$, povolené chybě zobrazení informace břevnem palubního indikátoru, vyjádřené v procentech standardní odchylky $\alpha_{STD_{GP}}$, která je vyjádřena v procentech FSD, toleranci struktury svazku, vyjádřené v procentech rozdílu hloubky modulace DDM a počátečních podmínkách.

Výpočet celkové navigační chyby při letu podle LOC závisí na přímé vzdálenosti letadla od kurzové antény $D_{LOC-TCH(ATK)}$ podél trati, nastavení limitu výchylky svazku pozemního monitoru, povolené chybě zobrazení informace břevnem palubního indikátoru v procentech $\Delta_{STD_{LOC}}$, která je vyjádřena dílem FSD, jmenovité hodnotě polohové citlivosti uvnitř polovičního kurzového sektoru $0,00145 \text{ DDM}/m$, toleranci struktury svazku směrového majáku ST v DDM a počátečních podmínkách.

Tab. 7.4 – Algoritmus výpočtu geometrických charakteristik a složek celkové navigační chyby LOC a GP

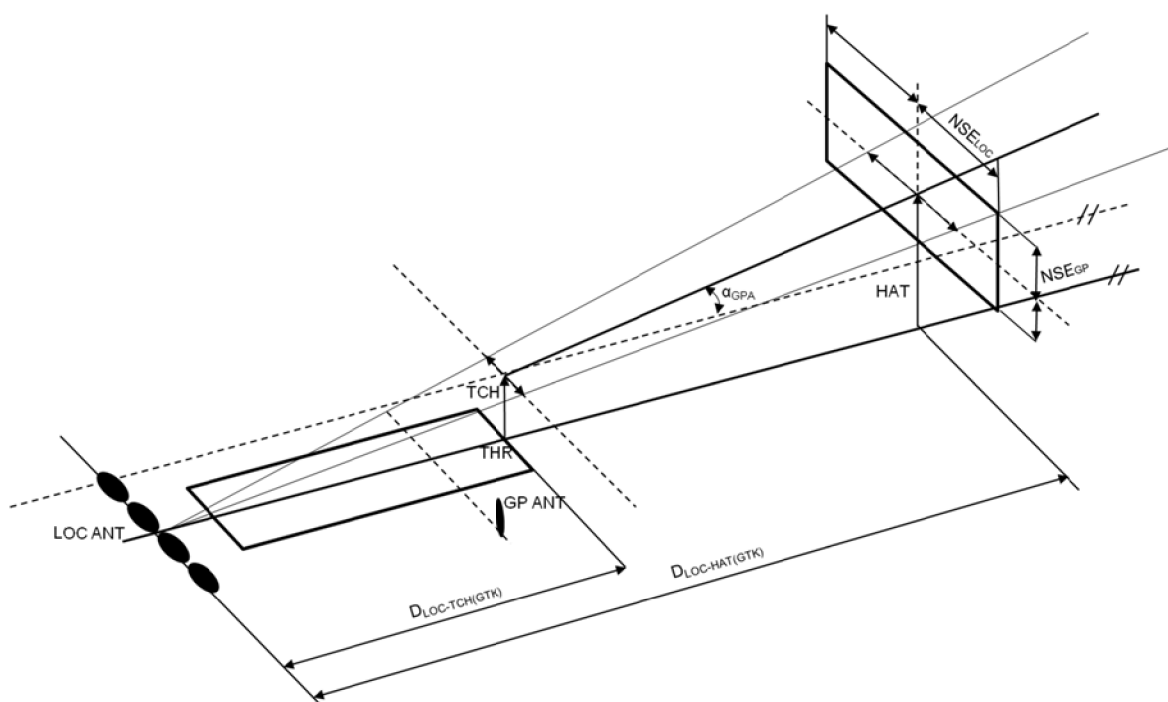
GP	LOC
$D_{GP(ATK)} = \frac{HAT}{\sin(\alpha_{GPA})}$	$D_{LOC-HAT(GTK)} = 3000 + \frac{(HAT - TCH)}{\tan(\alpha_{GPA})}$
$\alpha_{max} = 0,075 \cdot \alpha_{GPA}$	$D_{LOC-HAT(ATK)} = \sqrt{HAT^2 + D_{LOC-HAT(GTK)}^2}$
$\alpha_{TCH} = \frac{\alpha_{max}}{3} \cdot 1,96$	$D_{LOC-TCH(ATK)} = \sqrt{TCH^2 + 3000^2}$
$\Delta_{HAT_{GP}} = D_{GP(ATK)} \cdot \tan \alpha_{TCH}$	$L_{HAT} = \frac{L_{max}}{3} \cdot 1,96 \cdot S_{LOC}$
$FSD_{(m)} = \frac{FSD_{(DDM)}}{0,0875} \cdot 0,12 \cdot \alpha_{GPA}$	$FSD_{(m)} = \frac{FSD_{(DDM)}}{0,00145}$
$\alpha_{STD_{GP}} = 0,52 \cdot FSD_{(m)}$	$\Delta_{STD_{LOC}} = FSD_{(m)} \cdot 0,6$
$\alpha_{R_{GP}HAT} = 0,13 \cdot \alpha_{STD_{GP}}$	$\Delta_{R_{LOC}HAT} = 0,11 \cdot \Delta_{STD_{LOC}} \cdot S_{LOC}$
$\Delta_{R_{GP}HAT} = D_{GP(ATK)} \cdot \tan(\alpha_{R_{GP}HAT})$	$B_{LOC} = \frac{ST}{0,00145}$
$B_{GP} = D_{GP(ATK)} \cdot \tan\left(\frac{ST}{0,0875} \cdot 0,12 \cdot \alpha_{GPA}\right)$	$NSE_{LOC} = \sqrt{L_{HAT}^2 + \Delta_{R_{LOC-HAT}}^2 + B_{LOC}^2}$
$NSE_{GP} = \sqrt{\Delta_{HAT}^2 + \Delta_{R_{GP}HAT}^2 + B_{GP}^2}$	

* Geometrický koeficient středového promítání S_{LOC} z THR do HAT s počátkem promítání v místě antény LOC je roven 1,28.

Celkovou hodnotu chyby ve 200 ft pak vyjádříme následovně:

$$NSE_{GP}^{CAT 1} = \sqrt{2,99^2 + 0,99^2 + 2,9^2} = 4,3 \text{ m (95 \%)} \quad (7.2)$$

$$NSE_{LOC}^{CAT 1} = \sqrt{8,78^2 + 9,03^2 + 10,3^2} = 16,3 \text{ m (95\%)} \quad (7.3)$$



Obr. 7.2 – Zobrazení k výpočtu celkové navigační chyby ILS ve 200 ft HAT s příkladem projekce komponent chyby LOC (není v měřítku)

8. Aplikované modely měření a určování polohy GPS/EGNOS

Tvorba postupu hodnocení navigační výkonnosti a zejména výpočetní implementace zahrnuje zpracování potřebných matematických modelů. Vyjma úvodní kapitoly 8.1 do měření GPS vycházíme z potřeb softwarové implementace, uvedené v kap. 10.

8.1. Úvod - určení pseudovzdálenosti k satelitu

Výpočet polohy přijímače dálkoměrných systémů GNSS je založen na měření času mezi vysláním a příjmem signálu mezi satelitem a přijímačem. Časový normál přijímače, zpravidla teplotně kompenzovaný krystalový oscilátor, nedosahuje stability a přesnosti atomového normálu palubních hodin satelitů GPS, které řídí jejich vysílání. Proto musí být vypočtena kromě souřadnic uživatele také chyba hodin přijímače. Současně musí být i velice přesné atomové hodiny palubních hodin satelitu průběžně korigovány s ohledem na časový normál, který udává řídicí segment GPS. Pro postup výpočtu vycházíme níže z dosavadních poznatků, které můžeme nalézt v literatuře [3,29].

Označme geometrickou vzdálenost mezi satelitem m a přijímačem i jako ρ_i^m , rychlost světla c , chybu hodin přijímače dt_i , chybu hodin satelitu dt^m , troposférickou chybu T_i^m , ionosférickou chybu I_i^m a chybu observace pseudovzdálenosti e_i^m (termální šum a vícecestné šíření).

Potom [3] definuje základní observační rovnici:

$$P_i^m = \rho_i^m + c(dt_i - dt^m) + T_i^m + I_i^m + e_i^m, \quad (8.1)$$

vztah pro geometrickou vzdálenost ρ_i^m mezi přijímačem a daným satelitem:

$$\rho_i^m = \sqrt{(X^m - X_i)^2 + (Y^m - Y_i)^2 + (Z^m - Z_i)^2} \quad (8.2)$$

a výsledný vztah pro výpočet pseudovzdálenosti:

$$P_i^m = \sqrt{(X^m - X_i)^2 + (Y^m - Y_i)^2 + (Z^m - Z_i)^2} + c(dt_i - dt^m) + T_i^m + I_i^m + e_i^m \quad (8.3)$$

Z efemerid vysílaných navigační zprávou GPS se určí chyba atomových hodin satelitu dt^k vzhledem k referenčnímu času pozemního segmentu. Zpoždění měřicího signálu při průchodu ionosférou a troposférou je pro standardní službu určování polohy GPS dáno modely troposférického zpoždění, implementovanými v přijímači uživatele. Pro korekci ionosféry využívá systém GPS známý osmi prvkový *Klobucharův model* zpoždění signálu v ionosféře. Koeficienty modelu jsou přenášeny navigační zprávou GPS.

Rovnice 8.3 má čtyři neznámé. Počet satelitů m dnes však značně převyšuje počet neznámých. Aby bylo možné využít výpočet lineárních modelů a tedy současně minimalizovat chyby e_i^m , musíme nejprve provést linearizaci nelineárních komponent rovnice 8.4:

$$f(X_i, Y_i, Z_i) = \sqrt{(X^m - X_i)^2 + (Y^m - Y_i)^2 + (Z^m - Z_i)^2}. \quad (8.4)$$

Počátek linearizace $(X_{i,0}, Y_{i,0}, Z_{i,0})$ je obecně při tzv. studeném startu přijímače neznámý a je proto umístěn do středu Země o souřadnicích ECEF $[0,0,0]$. Pokud přijímač prochází tzv. teplým startem (do dvou hodin od provedení posledního měření), můžeme dle [29] předpokládat, že efemeridy (parametry predikované polohy satelitů přenášené navigační zprávou GPS) v paměti přijímače a satelitů detekovaných po opětovném zpuštění, budou značně rozdílné, avšak apriorní poloha uživatele se bude nacházet přibližně do 150 km od skutečné. V opačném případě se bude apriorní poloha nacházet více než 150 km od skutečné.

Přírůstky linearizace $\Delta X_i, \Delta Y_i, \Delta Z_i$ zpřesňují přibližnou polohu přijímače.

$$X_{i,1} = X_{i,0} + \Delta X_i; \quad Y_{i,1} = Y_{i,0} + \Delta Y_i; \quad Z_{i,1} = Z_{i,0} + \Delta Z_i \quad (8.5)$$

Taylorův rozvoj $f(X_{i,0} + \Delta X_i, Y_{i,0} + \Delta Y_i, Z_{i,0} + \Delta Z_i)$ lze pak zapsat [3]:

$$\begin{aligned} (X_{i,1}, Y_{i,1}, Z_{i,1}) = f(X_{i,0}, Y_{i,0}, Z_{i,0}) &+ \frac{\partial f(X_{i,0}, Y_{i,0}, Z_{i,0})}{\partial X_{i,0}} \Delta X_i + \frac{\partial f(X_{i,0}, Y_{i,0}, Z_{i,0})}{\partial Y_{i,0}} \Delta Y_i \\ &+ \frac{\partial f(X_{i,0}, Y_{i,0}, Z_{i,0})}{\partial Z_{i,0}} \Delta Z_i + \frac{1}{2!} \frac{\partial^2 f}{\partial X^2} \dots \end{aligned} \quad (8.6)$$

kde dílčí derivace jsou:

$$\frac{\partial f(X_{i,0}, Y_{i,0}, Z_{i,0})}{\partial X_{i,0}} = -\frac{X^m - X_{i,0}}{\rho_i^m}; \quad \frac{\partial f(X_{i,0}, Y_{i,0}, Z_{i,0})}{\partial Y_{i,0}} = -\frac{Y^m - Y_{i,0}}{\rho_i^m}; \quad \frac{\partial f(X_{i,0}, Y_{i,0}, Z_{i,0})}{\partial Z_{i,0}} = -\frac{Z^m - Z_{i,0}}{\rho_i^m} \quad (8.7)$$

Pro přibližnou polohu přijímače

$$\rho_{i,0}^m = \sqrt{(X^m - X_{i,0})^2 + (Y^m - Y_{i,0})^2 + (Z^m - Z_{i,0})^2} \quad (8.8)$$

pak můžeme psát linearizovanou rovnici observace:

$$\rho_i^m = \rho_{i,0}^m - \frac{X^m - X_{i,0}}{\rho_i^m} - \frac{Y^m - Y_{i,0}}{\rho_i^m} - \frac{Z^m - Z_{i,0}}{\rho_i^m} + c(dt_i - dt^m) + T_i^m + I_i^m + e_i^m \quad (8.9)$$

8.2. Model výpočtu polohy GPS/EGNOS

Kvalita odhadů parametrů je dána obecně kvalitou dat, použitými modely a metodou odhadu parametrů. Jak jsme výše ukázali, vzájemný vztah mezi měřenou navigační veličinou a vypočítanou polohou v systému GPS není lineární. Lineární model má však v letecké navigaci významné postavení pro svoji univerzálnost, dobrou znalost metod řešení soustavy rovnic, zpravidla dostatečnou přesnost a menší výpočetní náročnost pro dosažení odpovídající rychlosti obnovy polohové informace.

Výpočet polohy s využitím měřených, či opravených pseudovzdáleností lze realizovat různými metodami. Mezi ty, které jsou v literatuře nejčastěji uváděné, patří:

- a) Přímý výpočet,
- b) Metoda nejmenších čtverců (MNČ),

c) Metoda Kalmánovy filtrace.

Metoda přímého výpočtu neuvažuje chyby měření pseudovzdálenosti, je omezena minimálním/maximálním potřebným počtem čtyř satelitů nezbytných pro určení polohy a nevyužívá znalost polohy v předcházejícím časovém vzorku, která je typická pro navigační systém.

Metoda nejmenších čtverců uvažuje chyby měření k satelitům a jejich celkový dostupný počet. Dosahuje proto vyšší přesnosti. Na rozdíl od metod Kalmánovy filtrace představuje rigorózní, kritické hodnocení, při kterém neznáme model parametrů a nemůžeme potlačit korelované zdroje chyb, či využívat jiných zdrojů měření pro získání lepšího odhadu při dynamických aplikacích. Je potřeba zdůraznit, že s využitím jakéhokoliv výpočtu máme při současně dostupné konstelaci satelitů většinou velmi předurčenou soustavu rovnic. Metoda nejmenších čtverců je také typická pro využití v geodetických přístrojích a měřeních.

Na základě rešerše dokumentů RTCA týkajících se specifikace minimální provozní výkonnosti (DO-208, DO-229D, DO-246A a DO-253C) lze shrnout, že dosavadní navigační standardy civilního letectví využívají lineární model jako výchozí. Výrobci musí certifikační autoritě prokazovat schopnost plnit stanovené požadavky pro různé třídy navigačního systému při použití lineárního modelu.

Výpočtové modely polohy jsou používány ve dvou kategoriích

a) Autonomní GPS

Užita nevážená metoda nejmenších čtverců pro navigační řešení na základě měření k satelitům s předpokladem, že měření ke všem satelitům jsou zatížena stejnou chybou měření pseudovzdálenosti.

b) Přesné přiblížení EGNOS

Užita vážená metoda nejmenších čtverců založená na předpokladu, že měření s vyšší nejistotou určení polohy by mělo být váženo více (váhy jsou převrácené hodnoty rozptylů chyb a jsou založeny na kvadratickém součtu modelů rozptylů chyb SBAS při určování vzdálenosti). Měření zatížené větší nejistotou musí být váženo více.

Poměr mezi měřenou navigační veličinou a polohovým vektorem letadla popisuje vztah:

$$Hx = r + e, \tag{8.10}$$

kde H je geometrická matice rozměru $m \times n$ ($m \gg n$), r je m rozměrný vektor měřených pseudovzdáleností (rovný P_i^m) a x je n rozměrný neznámý vektor polohy a času. Geometrická matice (též observační matice) udává lineární vztah mezi měřeními a neznámými, jejichž hodnotu předpokládáme vždy maximální $h(A) = n$. Vektor chyb je náhodná veličina, pro kterou platí:

$$E(\hat{e}) = 0, \text{cov}(\hat{e}) = E(\hat{e}^T \hat{e})' = \sigma^2 I. \tag{8.11}$$

Pokud předpokládáme, že chyby měření ke všem satelitům po aplikaci korekcí jsou stejné, lze rozptyl výsledné polohové chyby polohového řešení v autonomním módu GPS charakterizovat jako:

$$D(X) = \sigma^2(H^T H)^{-1} \quad (8.12)$$

Pro výpočet soustavy rovnic využíváme matematicko-statistickou metodu nejmenších čtverců, která nalézá nestranný odhad vektoru polohy \hat{x} , který bude minimalizovat velikost rozdílu $Hx-r$ nalezením nulového gradientu pomocí derivace. Proto lze \hat{x} vyjádřit následovně:

$$\begin{aligned} \hat{x} &= \arg \min_x (e^T e) = (e^T e)' = [(Hx - y)^T (Hx - y)]' \\ &= [x^T H^T Hx - x^T H^T r - r^T Hx + r^T r]' = 2H^T Hx - 2H^T r \end{aligned} \quad (8.13)$$

$$H^T Hx = H^T r, \quad (8.14)$$

$$\hat{x} = (H^T H)^{-1} H^T r \quad (8.15)$$

Výše uvedený postup MNČ představuje nejlepší nestranný lineární odhad lineární kombinace závislých proměnných s nejmenším rozptylem. Řešení je využito v autonomním módu GPS.

V případě PA módu EGNOS známe apriorní konzervativní odhad zbytkových chyb, matice vah jednotlivých měření W , jako je tomu v případě diferenčního módu EGNOS,

$$W = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & & & \\ & \cdot & & \\ & & \cdot & \\ & & & \sigma_i^2 \end{bmatrix} \quad (8.16)$$

a rovnice 8.15 přechází do tvaru:

$$\hat{x} = (H^T W^{-1} H)^{-1} H^T W^{-1} r \quad (8.17)$$

kde r je vektor měřených vyhlazených a opravených pseudovzdáleností. Rozptyl σ_i^2 je definován vztahem 8.28.

Rozptyl polohové chyby v diferenčním módu EGNOS určíme ze vztahu:

$$D(X) = (H^T W^{-1} H)^{-1} \quad (8.18)$$

Pro projekční matici polohového řešení S (projekce z oblasti pseudovzdálenosti do oblasti polohy) píšeme:

$$S = (H^T W^{-1} H)^{-1} H^T W^{-1} = \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdot & \cdot & S_{x,n} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdot & \cdot & S_{y,n} \\ S_{z,1} & S_{z,2} & \cdot & \cdot & S_{z,n} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdot & \cdot & S_{t,n} \end{bmatrix} \quad (8.19)$$

V případě, že známe počáteční polohu uživatele (např. statické měření na referenčním bodě), nahrazujeme vektor měření r rozdílem naměřených a geometrických pseudovzdáleností a vypočítáme polohové chyby v jediné iteraci.

$$\Delta \hat{x} = S \cdot \Delta r \quad (8.20)$$

8.3. Převody mezi souřadnými systémy

Povinným horizontálním referenčním geodetickým systémem v civilním letectví je Světový geodetický systém – 1984 (WGS-84). Praktické výpočty polohy uživatele a satelitů GPS probíhají nejčastěji v pravoúhlém souřadném systému ECEF. Geodetické souřadnice uváděné ve stupních zeměpisné šířky a zeměpisné délky a elipsoidická výška $[\phi, \lambda, H]$ WGS-84 převádíme na ECEF pravoúhlé souřadnice $[X, Y, Z]$, uváděné v metrech podle vztahů 8.21 – 8.23. Počátek ECEF je totožný s počátkem referenčního elipsoidu WGS-84, který tvoří těžiště Země. Souřadná osa X protíná meridián v Greenwich, rovina XY tvoří rovinu rovníku, polární osa Z je na ni kolmá. Elipsoidická výška H udává výšku vztaženou k referenčnímu elipsoidu WGS-84, měřenou podle vnější normály procházející daným bodem.

$$X = (\rho + H)\cos(\phi) \cos(\lambda) \quad (8.21)$$

$$Y = (\rho + H)\cos(\phi) \sin(\lambda), \quad (8.22)$$

$$Z = ((1 - e^2)\rho + H) \sin(\phi), \quad (8.23)$$

kde jednotlivé prvky transformace jsou:

$$e \quad \text{excentricita referenčního elipsoidu}$$

$$e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}} = \frac{\sqrt{2f^{-1}-1}}{f^{-1}} \quad (8.24)$$

$$\rho \quad \text{příčný poloměr křivosti referenčního elipsoidu}$$

$$\rho = \frac{a}{\sqrt{1-e^2\sin^2(\phi)}} \quad (8.25)$$

a	velká poloosa referenčního elipsoidu (pro WGS-84, $a = 6378137,0$ m)
b	malá poloosa referenčního elipsoidu,
f^1	inverzní hodnota zploštění elipsoidu (pro WGS-84, $f^1 = 298,257223563$)
ϕ	zeměpisná geodetická šířka [°]
λ	zeměpisná geodetická délka [°]
H	elipsoidická výška [m].

Souřadnice satelitů GPS v ECEF jsou dostupné na výstupu přijímačů pro analýzu EGNOS nebo simulačních programů. V opačném případě jsou vypočítány převodem z parametrů efemerid GPS uváděných v navigační zprávě, například podle [29].

Pokud chceme charakterizovat schopnost uživatelského zařízení určit správnou polohu a posoudit požadavky definované v oblasti polohy leteckého uživatele, vyjádříme jeho souřadnice v lokální souřadné soustavě vzhledem k referenčnímu bodu. Osa severního směru N leží ve směru severního zeměpisného pólu, osa E leží spolu s N v rovině tečné k Zemi a výška H je normálou k povrchu Země. Systém je označován NED. Provádíme převod polohových vektorů ze souřadné soustavy s počátkem ve středu Země do lokální souřadné soustavy s počátkem v referenčním bodě a osami směřujícími k severu, východu a ve směru normály vně referenčního elipsoidu.

Vztah mezi polohovými vektory vyjadřuje následující maticová rovnice [8]:

$$r_{lok} = \begin{bmatrix} N \\ E \\ H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin(\phi_{ref})\cos(\lambda_{ref}) & -\sin(\phi_{ref})\sin(\lambda_{ref}) & \cos(\phi_{ref}) \\ -\sin(\lambda_{ref}) & \cos(\lambda_{ref}) & 0 \\ \cos(\phi_{ref})\cos(\lambda_{ref}) & \cos(\phi_{ref})\sin(\lambda_{ref}) & \sin(\phi_{ref}) \end{bmatrix} (r_{ref} - r) \quad (8.26)$$

kde

ϕ_{ref}	je zeměpisná geodetická šířka referenčního bodu ve stupních,
λ_{ref}	je zeměpisná geodetická délka referenčního bodu ve stupních,
r_{ref}	je polohový vektor referenčního bodu $[\phi_{ref}, \lambda_{ref}, H_{ref}]$,
r	je převáděný vypočtený odhad polohového vektoru,
r_{lok}	je vektor převedený do místní souřadné soustavy $[N, E, H]$.

8.4. Model zbytkových chyb měření pseudovzdálenosti EGNOS a jeho předpoklady

Navigační systém s přísnými požadavky integrity, jakým je systém EGNOS, je nezbytné hodnotit konzervativně z hlediska možných rizik nastoupení událostí, které mohou vyplývat z různých příčin měření v systémech GNSS a použití optimistických předpokladů při vytváření modelů odhadů chyb. Mezi hlavní předpoklady modelů pro výpočet HPL a VPL, které je potřebné při hodnocení uvážit, patří [86]:

- Mezi měřeními pseudovzdálenosti se nepředpokládá korelace;
- Zbytkové chyby jsou dány primárně hodnotami UDRE a GIVE;
- Normální rozdělení polohových chyb s nulovou střední hodnotou $N(0, \sigma)$.

Předpoklad o rozdělení chyb SBAS říká, že může být ohraničeno normálním rozdělením s nulovou střední hodnotou. [54] Předpoklad musí být splněn i za podmínek vzniku velké systematické chyby, což vede provozovatele k nadměrnému zvýšení směrodatné odchylky modelující zbytkovou chybu, která může mít za následek ztrátu dostupnosti navigační služby.

Modely chyb měření pseudovzdálenosti, jako i model reziduí chyb po aplikaci všech korekcí pseudovzdálenosti EGNOS pro každé měření k danému satelitu uvádí RTCA DO-229D. Z hlediska vstupních parametrů výpočtu vytvářeného výpočtového modulu v kap. 10, při znalosti opravených a vyhlazených pseudovzdáleností, je pro výpočet parametrů integrity, jako i zkoumání limitních provozních stavů pro módy EGNOS, potřeba znát právě model zbytkových chyb EGNOS.

Za generování složek zbytkové chyby měření GIVE a UDRE v oblasti pseudovzdálenosti je zodpovědný provozovatel systému. Hodnoty vycházejí ze znalosti aktuálních chyb zjištěných pozemním segmentem, který musí zabezpečit dostatečnou integritu pro nejhorší případ měření uživatelem v pracovní oblasti systému. Vytvořené a zprávou MT přenesené reprezentativní zbytkové chyby musí překrýt všechny měřené chyby s malou pravděpodobností nastoupení (okrajové části funkce hustoty pravděpodobnosti pro hodnoty s malou pravděpodobností nastoupení). K tomu využívá provozovatel veřejně nedostupné modely, které

vyjadřují ohrožení danou chybou a extrapolují reálně získaná data podle fyzikálních předpokladů. Pro bezpečnost z hlediska rizika R_i (P_{HMI}) je důležité, že musí být překryty všechny chyby měření v okrajových částech rozdělení pravděpodobnosti a uvažovány aktuální systematické chyby a korelace v měření pseudovzdálenosti každého uživatele v pracovní oblasti. Proto musí platit vzhledem ke všem rizikům v nominálním provozu GPS/EGNOS:

$$R_i = \sum_{rizika} p_{riziko,i} P(VPE > VPL \vee HPE > HPL | riziko_i) \leq 2 * 10^{-7} \quad (8.27)$$

kde pravděpodobnost $p_{riziko,i}$ reprezentuje pravděpodobnost nastoupení rizika i v nominálních podmínkách, jejichž analýzu musí mít každý tvůrce systému SBAS zpracovánu, ať už bylo riziko historicky zaznamenáno, či nikoliv. Poskytovatel EGNOS proto musí využít pro VPL přísnější model rizik s odhadem rozdělení pravděpodobností nastoupení poruch v daném rozsahu. Samotná měření stanic RIMS proto nemohou být k vytvoření zbytkových chyb odpovídající velikosti dostačující.

Zbytkovou chybu měření k satelitům charakterizuje směrodatná odchylka σ_i , přičemž z definice systému SBAS podle [24] vyplývá předpoklad nulové střední hodnoty.

$$\sigma_i = \sqrt{\sigma_{i,flt}^2 + \sigma_{i,UIRE}^2 + \sigma_{i,air}^2 + \sigma_{i,tropo}^2} \quad (8.28)$$

kde členy kvadratického součtu znamenají:

σ_i	směrodatná odchylka měření k satelitu i
$\sigma_{i,flt}$	směrodatná odchylka rychlých a pomalých korekcí měření k SVN_i
$\sigma_{i,UIRE}$	směrodatná odchylka odhadu ionosférického zpoždění pro měření k SVN_i
$\sigma_{i,air}$	směrodatná odchylka šumu přijímače a vícecestného šíření pro měření k SVN_i , modelovaného Gaussovým bílým šumem
$\sigma_{i,tropo}$	směrodatná odchylka troposférického zpoždění.

Směrodatná odchylka $\sigma_{i,flt}$ pro rychlé a pomalé korekce (opravy chyb hodin a efemerid) v rovnici je odvozena přímo z $\sigma_{UDRE,i}$ projekcí na spojnicí uživatel-satelit. Směrodatná odchylka $\sigma_{UDRE,i}$ normálního rozdělení s nulovou střední hodnotou charakterizuje zbytkovou chybu měření vzdálenosti uživatele UDRE pro každý satelit využitý v měření po aplikaci rychlých a pomalých korekcí (bez uvážení chyb přijímače a atmosférických chyb). (Přenos dat navigační zprávou MT a implementace v přijímači)

Směrodatná odchylka $\sigma_{UIRE,i}$ normálního rozdělení s nulovou střední hodnotou charakterizuje zbytkovou ionosférickou chybu měření vzdálenosti na frekvenci GPS L1 pro každý satelit. Hodnoty získáme z rozptylu $\sigma_{GIVE,i}$ pro bod průniku signálu ionosférickou sítí IGP. (Přenos dat navigační zprávou MT a implementace v přijímači)

Směrodatná odchylka $\sigma_{i,air}$ normálního rozdělení s nulovou střední hodnotou a směrodatnou odchylkou, vyjadřující chybu zavedenou vícecestným šířením a šumem přijímače. (Implementace v přijímači)

Směrodatná odchylka pro korekce a odpovídající odhady zbytkových chyb $\sigma_{i,air}$ a $\sigma_{i,tropo}$ jsou vypočívány na základě modelů uložených v uživatelském zařízení. [54]

Pozemní segment EGNOS je primárně odpovědný za včasnou a správnou aktualizaci nejen korekcí chyb efemerid, času a ionosféry, ale zejména za odhady zbytkových chyb $\sigma_{GIVE,i}$ a $\sigma_{UDRE,i}$, které mají nejlépe charakterizovat průběh nejistot zůstatkových chyb měření, ať už vlivem jejich vysokého gradientu chyby nebo omezené možnosti jejich modelování v aktuálním čase.

8.5. Model výpočtu ochranných limitů EGNOS

Hlavní současný přínos EGNOS spočívá v poskytování navigační služby s GPS v módu PA, při kterém musí být dostupné základní, ale i přesné ionosférické korekce podle výpočtového modelu definovaného v [54] a současně odhady zbytkových chyb měření opravených pseudovzdáleností korekcemi EGNOS pro každé měření k satelitu, které má být využito ve výpočtu. Zbytkové chyby jsou hlavními vstupními parametry výpočtu ochranných limitů HPL a VPL v lokálním souřadném systému a jsou proto klíčovými parametry integrity.

$$\sigma_{I,N}^2 = \sum_{i=1}^n s_{x,i}^2 \sigma_i^2 \quad (8.29)$$

$$\sigma_{I,E}^2 = \sum_{i=1}^n s_{y,i}^2 \sigma_i^2 \quad (8.30)$$

$$\sigma_{I,NE} = \sum_{i=1}^n s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2 \quad (8.31)$$

$$\sigma_{I,V}^2 = \sum_{i=1}^n s_{z,i}^2 \sigma_i^2 \quad (8.32)$$

kde

$s_{x,i}, s_{x,i}^2, s_{y,i}^2$ jsou prvky projekční matice polohového řešení S , definované vztahem (8.19)

$\sigma_N^2, \sigma_E^2, \sigma_V^2$ rozptyly chyb po projekci do NEH, které musí překrýt rozdělení naměřených chyb v lokálním souřadném systému,

σ_{NE} , kovariance zbytkových chyb ve směru N a E.

Pro nalezení velikosti hlavní poloosy elipsy chyb řešíme následující charakteristickou rovnici a hledáme vlastní číslo λ_1

$$\det(C_{I,H} - \lambda I) = 0 \quad (8.33)$$

kde I je jednotková matice.

Potom velikost hlavní poloosy odhadovaných zbytkových chyb v horizontu určíme podle:

$$\sigma_{max} = \sqrt{\lambda_1} = \sqrt{\frac{\sigma_E^2 + \sigma_N^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_E^2 - \sigma_N^2}{2}\right)^2} + \sigma_{EN}^2} \quad (8.34)$$

Výpočet HPL a VPL je dán vztahy:

$$HPL = K_{H,NPA} \cdot \sigma_{max} \quad (8.35)$$

$$HPL = K_{H,PA} \cdot \sigma_{max} \quad (8.36)$$

$$VPL = K_{V,PA} \cdot \sigma_{I,V} \quad (8.37)$$

Výpočet ochranných limitů provádíme pro každý platný vzorek při vzorkovací frekvenci 1 Hz.

Výsledné hodnoty HPL a VPL musí splnit podmínky dané vztahy:

$$HPL = \arg \max_{HAL \in R} P_{HMI,H}(HAL) \leq R_{I,H} \quad (8.38)$$

$$HPL = \arg \max_{VAL \in R} P_{HMI,V}(VAL) \leq R_{I,V} \quad (8.39)$$

Riziko integrity v horizontálním $R_{I,H}$ a vertikálním směru $R_{I,V}$ musí být společně menší nebo nejvýše rovno celkovému riziku R_I .

Mezi výstupní parametry certifikovaného přijímače EGNOS dostupné pilotovi při letu patří také odhady předpokládané přesnosti měření, označované v horizontální rovině HFOM a ve vertikální rovině VFOM, které se od HPL a VPL liší tím, že jsou definovány s 95 % pravděpodobností. Jejich výpočet usnadňuje porovnání s dosahovanou úrovní přesnosti dalších sensorů na palubě letadla. Faktory K použité ve vztazích 8.35 až 8.37 jsou nahrazeny faktorem $K_{FOM} = 1.96$.

8.6. Výpočet ionosférických korekcí jednofrekvenčního přijímače GPS

Z hlediska šetřených postupů, které umožňují vertikální vedení podle primárního navigačního systému, jsou velmi důležité včasnost a úplnost dostupných ionosférických korekcí a zbytkových chyb $\sigma_{GIVE,i}$ stavu ionosféry nebo schopnosti systému EGNOS nejistotu zbytkové chyby modelovat a včas přenést uživateli.

Pokud chceme uvážit nejhorší případ změny mezi módy EGNOS, musíme se zabývat důsledky aktuálního stavu ionosféry a schopností systému neopravené zbytkové chyby modelovat. Příčinou stavu mohou být ionosférické poruchy, omezení dostupnosti ionosférických korekcí nebo odhadovaných zbytkových chyb pro body ionosférické sítě v oblasti průchodu signálů přijímaných satelitů. Proto musíme použít výpočet, kdy budou využívány výhradně korekce modelu ionosféry standardního přijímače GPS a směrodatné odchylky, které z nich vychází. Významná je závislost na poloze a aktuálních funkčních schopnostech RIMS.

Letecké přijímače GPS, jako i ostatní běžné jednofrekvenční přijímače bez dostupného signálu podsystémů SBAS, GBAS a GRAS s odpovídající implementací v uživatelském zařízení, využívají pro výpočet opravy ionosférické chyby Klobucharův model. Vstupní parametry výpočtu jsou přenášeny uživateli navigační zprávou GPS. Model je dostatečně jednoduchý pro praktické uplatnění v procesu určování polohy v reálném čase, s nízkým požadavkem na kapacitu přenosu. Uvádí se, že model je schopen kompenzovat přibližně 50 % chyby určování vzdálenosti k danému satelitu, způsobené ionosférou. [88] Jednoduchost modelu a četnost obnovy vstupních parametrů neumožňuje samostatné využití pro jiné postupy přiblížení, než pro postupy do úrovně nepřesného přístrojového přiblížení LNAV nebo LNAV/BaroVNAV. Mezi vstupní parametry patří souřadnice uživatele - zeměpisná šířka Φ_v a zeměpisná délka λ_u , elevace E a azimut A satelitu, koeficient α a β_n .

Postup výpočtu vychází z [15, 8] a zahrnuje výpočet¹¹:

1. Geometrického úhlu mezi bodem průniku signálu ionosférou a přijímačem, ψ

$$\psi = \frac{0,0137}{(E+0,11)} - 0,022 \quad (8.40)$$

2. Zeměpisné šířky bodu průniku signálu ionosférou, Φ_{pp}

$$\Phi_i = \Phi_v + \psi \cos A \quad (8.41)$$

Jestliže $\Phi_i > +0,416$, pak $\Phi_i = +0,416$

Jestliže $\Phi_i < -0,416$, pak $\Phi_i = -0,416$

Zeměpisné délky bodu průniku signálu ionosférou, λ_i

$$\lambda_i = \lambda_u + \left(\frac{\psi \sin A}{\cos \Phi_i} \right) \quad (8.42)$$

3. Geomagnetické šířky, Φ_m , bodu průniku signálu ionosférou

$$\Phi_m = \Phi_i + 0,064 \cos(\lambda_i - 1,617) \quad (8.43)$$

4. Místního času dopadu signálu na ionosféru, t

$$t = 4,32 \times 10^4 \lambda_i + t_{GPS} \quad (8.44)$$

Pokud je $t > 86\,400$, pak $t = t - 86\,400$

Pokud je $t < 0$, $t +$ pak $86\,400$.

5. Koeficientu šikmosti dopadu signálu, F , převod do směru uživatel-satelit

$$F = 1,0 + 16,0 \times (0,53 - E)^3 \quad (8.45)$$

6. Inosférické zpoždění, T_{iono}

$$x = \frac{2\pi(t-50400)}{\sum_{n=0}^3 \beta_n \Phi_m^n} \quad (8.46)$$

$$\text{Pro } |x| > 1,57 \text{ je } T_{iono} = F \times (5 \times 10^{-9}) \quad (8.47)$$

Pro $|x| < 1,57$ je

$$T_{iono} = F \times \left[5 \times 10^{-9} + \sum_{n=0}^3 \alpha_n \Phi_m^n \times \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right] \quad (8.48)$$

Pokud využíváme Klobucharův model, určíme odhad zbytkové chyby pseudovzdálenosti podle [24]:

$$\sigma_{i,UIRE}^2 = \max \left\{ \left(\frac{c \cdot T_{iono}}{5} \right)^2, (F_{pp} \cdot \tau_{vert})^2 \right\}, \quad (8.49)$$

kde jednotlivé členy vztahu znamenají:

c	rychlost světla ve vakuu ($2,99792458 \times 10^8$ m/s)[IS-GPS-200D]
T_{iono}	ionosférická korekce
Φ_m	magnetická šířka [IS-GPS-200D]
τ_{vert}	ionosférické zpoždění, které nabývá hodnot podle stupně magnetické šířky hodnot:

$$\tau_{vert} = \begin{cases} 9 \text{ m}, & 0 \leq |\Phi_m| \leq 20 \\ 4,5 \text{ m}, & 20 < |\Phi_m| \leq 55 \\ 6 \text{ m}, & 55 < |\Phi_m| \end{cases}$$

¹¹ Všechny úhly jsou v sc.

9. Metodika šetření navigační výkonnosti GPS/EGNOS

Kapitola představuje soubor metod k ověření předpokladů o chování každého primárního navigačního systému SBAS a je založena na kritickém přístupu hodnocení budoucího primárního navigačního systému pro ČR. Metody mohou být využity složkami ANSP pro hodnocení krátkodobých i dlouhodobých statických měření signálů GNSS, zpracovávají nové postupy a uvádějí dosavadní zkušenosti v souladu s ICAO [54], EUROCONTROL [46,47], RTCA [24] a autorových dosavadních zjištěních, která jsou prakticky využitelná pro systémy SBAS a z hlediska šetřených postupů.

Dělení polohových vzorků pro výpočty

Měřená data signálů GNSS jsou zpracována s cílem získat reprezentativní popis sledovaných parametrů v oblasti polohy uživatele. Pro posouzení charakteru polohových vzorků empiricky získaného statistického souboru dat využijeme třídění do skupin *předpokládaný počet vzorků, počet platných vzorků a počet dostupných vzorků*.

Předpokládaný počet vzorků je dán délkou záznamu sledování a vzorkovací frekvencí. *Platný vzorek* je každý, pro který je dostupné platné řešení EGNOS v odpovídajícím módu podle [54], bez vlivu chyb záznamu, lokality nebo chyb přijímače. *Dostupný vzorek* je každý platný vzorek pro letový postup, který splňuje podmínku $HPL < HAL$ pro horizont, $VPL < VAL$ pro vertikálu. Dostupný vzorek chápeme automaticky jako platný a jejich celkový počet ve sledovaném období označujeme n_d . Pokud bychom uvažovali pro hodnocení letového postupu vzorky, kdy je služba nedostupná, byly by údaje o navigační systémové chybě zkreslené.

9.1. Hodnocení polohových chyb a přesnosti GNSS

Pro implementaci GNSS je proto důležité provádět kritické hodnocení s cílem zvýšit důvěru k prováděným analýzám a charakteristikám chyb, jelikož přesnost systému nevyhodnocujeme nepřetržitě. Současně není hodnocení přesnosti vyžadováno manuálem pro letové ověřování postupů GNSS, pozemní inspekce SBAS není popsána.

Kritériem úspěšnosti určení polohy navigačního systému v intervalu dané fáze letu vzhledem na požadavky SIS GNSS je hodnota vyjadřující míru polohy rozdělení pravděpodobnosti absolutních chyb polohy, 95% kvantil uspořádaného souboru dostupných polohových vzorků chyb. Kvantil vyjadřuje určenou *navigační chybu systému NSE*, kterou označujeme podle rozměru na horizontální *HNSE* nebo vertikální *VNSE*. Hodnoty jednotlivých absolutních polohových chyb *PE* pak označujeme opět podle dimenze *HPE* a *VPE*.

Celkový počet platných vzorků pro výpočet polohového řešení je ovlivněn délkou časové konstanty vyhlazovacího filtru kódového měření nosným kmitočtem a délkou stabilizace filtru, charakteru a počtu narušení načítání fáze nosné, počtem všech načtených efemerid a zpráv EGNOS při zahájení měření.

Letecký standard [54] vyžaduje, aby požadavek na přesnost signálu v prostoru byl splněn pro nejhorší případ geometrie, pro kterou je systém prohlášen za dostupný

pro odstranění variability výsledné přesnosti, která je způsobena geometrií obíhajících družic. Kvantifikaci zaručené konstelace formou pravděpodobnosti jejího nastoupení standard pro operační nasazení neumožňuje. Odhad předpokládaného počtu dostupných a využitelných satelitů ve výpočtu je možné využít pro zjištění charakteru služby EGNOS, rozdílnosti v počtu dostupných zdrojů měření, stejně jako predikce jejich dostupnosti v dané lokalitě.

Požadované charakteristiky nejsou pro systém GPS/EGNOS veřejně dostupné. Ošetření variability geometrie GPS/EGNOS můžeme provést dvěma způsoby pro každý z módů GPS a EGNOS. Prvním je metoda váhových koeficientů a druhým metoda bezpečnostně kritické konstelace.

9.1.1. Metoda váhových koeficientů

Autonomní mód GPS

Autonomním mód GPS je schopen zabezpečit určení polohy podle [54] pro letové postupy ENR, TMA, LNAV, pokud hodnota geometrického horizontálního faktoru snížení přesnosti HDOP nepřesáhne hodnotu 6. Změřená chyba polohy musí být vážena pro nejhorší případ geometrie podle:

$$sHPE_i^{NPA} = \frac{6}{HDOP_i} \times HPE_i^{NPA} \quad (9.1)$$

$$sHNSE^{NPA} = P95 (sHPE_1^{NPA}, sHPE_2^{NPA}, \dots, sHPE_n^{NPA}) \quad (9.2)$$

kde symboly znamenají:

n	celkový počet dostupných vzorků
HPE_i	vypočtená chyba polohy pro každý vzorek i
$sHPE_i^{NPA}$	vážená chyba polohy pro vzorek i v módu NPA
$sHNSE^{NPA}$	výsledná vážená hodnota navigační systémové chyby pro n .

$$SF_i^{NPA} = \frac{6}{HDOP_i} \quad (9.3)$$

SF_i^{NPA} je váhovací faktor polohové chyby v módu NPA.

Kvantil P95 chyb $HNSE$ a kvantil P95 váhovaných chyb $sHNSE$ musí být vždy menší, nejvýše roven limitu přesnosti pro signál v prostoru GNSS. Vliv výpadku funkce integrity na navigační přesnost můžeme vypočítat, pokud neprovedeme výběr dat podle kritéria $HDOP \leq 6$.

Diferenční mód EGNOS

Pro přiblížení s vertikálním vedením je změřená chyba polohy vážena pro nejhorší případ geometrie poměrem maximální možné chyby pro letový postup a maximální chyby vypočtené uživatelem s pravděpodobností $1 - 1 \times 10^{-7}$ pro vertikálu a $1 - 1 \times 10^{-9}$ pro horizont.

$$sPE_i^{PA} = \frac{AL}{PL_i} \times PE_i^{PA} \quad (9.4)$$

$$sNSE^{PA} = P95 (sPE_{i=1}^{PA}, sPE_{i=2}^{PA}, \dots, sPE_n^{PA}) \quad (9.5)$$

kde n je celkový počet dostupných vzorků pro daný postup. Vztahy jsou platné pro horizontální i vertikální navigační chybu SIS GNSS s odpovídajícím limitem výstrahy.

$$SF_i^{PA} = \frac{AL}{PL_i} \quad (9.6)$$

a SF_i^{PA} je váhovací faktor polohové chyby v módu PA. Vliv výpadku funkce integrity na navigační přesnost můžeme opět vypočítat, pokud neprovedeme výběr dat podle kritéria $PL \leq AL$.

Hodnota limitu výstrahy AL je pro daný postup konstantou a ochranná úroveň PL závisí na odhadované zbytkové chybě pseudovzdálenosti systémem EGNOS a aktuální geometrii satelitů. Hodnota je proto proměnná pro každé měření. Při dané zbytkové chybě měření k satelitům, vypočtené každým uživatelským zařízením podle přenášených zpráv a modelů EGNOS, zůstává zbytkovým vlivem na hodnotu PL geometrie přijímaného počtu využitelných signálů satelitů pro polohové řešení EGNOS, které se mohou měnit v závislosti na aktuálních podmínkách uživatele a jeho zařízení.

Celkový počet shromážděných vzorků musí být dostatečný pro statistickou reprezentativnost výsledku. Na rozdíl od konvenčních radionavigačních prostředků, jejichž chyby jsou lokálně monitorovány a mezi letovým ověřováním se předpokládá dostatečná opakovatelnost chyb, v případě systémů GNSS může docházet ke krátkodobým i dlouhodobým poruchám geometrie kosmického segmentu s odpovídajícím vlivem na dostupnost navigační služby, např. v případě korekce chyb satelitu. Poskytovaná přesnost signálu v prostoru GNSS nemůže být v běžném provozu uživatelským zařízením hodnocena v reálném čase. K prokázání výkonnosti by měly být vzorky odebírány po delší časové období, zdroj [54] uvádí příklad 24 hodin.

Pro hodnocení parametru přesnosti SIS GNSS navrhuje pro vypracování metodiky minimální standardní dobu záznamu dat statické observace jako čas, který uplyne mezi dvěma oběhy satelitů po orbitální dráze, po jehož uplynutí se satelit nachází přibližně ve výchozí poloze. Interval je teoreticky roven délce siderického dne 23 hod 56 min 4 s, který je ovšem nezbytné opravit o vliv perturbace orbitální dráhy, čímž získáme minimální interval sběru dat 23 hod 55 min 55 s [60]. Zvolený interval umožňuje získat dostatečnou opakovatelnost měření, uvážit vliv geometrie satelitů a souvisejících denních chyb.

9.1.2. Metoda nejhorší geometrie pro dostupné polohové řešení

Metoda poskytuje podrobnější informace o rozsazích nejhorší možné polohové chyby pro daný platný vzorek nalezením nejhorší konstelace z hlediska vlivu na polohovou chybu, při které je služba dostupná. Navigační chyba systému je opět určena jako kvantil 95 % uspořádaného souboru takto vypočtených chyb. Metoda je z hlediska výpočetního výkonu náročná a lze ji provést podle postupu uvedeného v kap. 9.2.4 s tím, že se ze všech kombinací satelitů vybírá takové řešení pro měření v dané epoše, které splňuje podmínku dostupnosti pro letový postup a maximální polohové chyby. Pro obě uvedené metody platí, že musí být k dispozici přesné hodnoty celé časové řady chyb a ochranných limitů, které ve veřejně dostupných popisech systému nenacházíme, stejně jako i uvedené charakteristiky.

9.1.3. Normované polohové chyby

Překročení HPL aktuální hodnotou HPE v módu PA, ve kterém uvažujeme R_l vztažené na interval přiblížení 150 sekund, může mít závažné následky z hlediska zajištění bezpečné výšky nad překážkou a pohybu letadla ve vymezeném ochranném prostoru pro postup přiblížení. Pro všechny postupy LPV a postup LP jsou využívány značně užší ochranné prostory ve srovnání s postupy LNAV, LNAV/VNAV, ekvivalentní postupu CAT I. Vypočítáváme proto normované polohové chyby, které jsou dány poměrem aktuální absolutní polohové chyby a systémem predikované maximální chyby s pravděpodobností R_l .

$$nHPE = \frac{HPE_i}{HPL_i} \quad (9.7)$$

$$nVPE = \frac{|VPE_i|}{VPL_i} \quad (9.8)$$

9.1.4. Elipsa chyb

Nejlepší charakteristikou polohových chyb náhodného charakteru je funkce hustoty pravděpodobnosti. Rozdělení chyb v rovině popisujeme dvourozměrným normálním rozdělením, zcela charakterizujícím rozdělení náhodných chyb. Pro závislé 2D chyby platí:

$$f(x, y) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y\sqrt{1-\rho^2}} e^{\left[-\frac{1}{2(1-\rho^2)}\left(\frac{x^2}{\sigma_x^2} + \frac{y^2}{\sigma_y^2} - 2\rho\frac{xy}{\sigma_x\sigma_y}\right)\right]} \quad (9.9)$$

Elipsa chyb je geometrické místo koncových bodů vektorů vyskytující se se stejnou hustotou pravděpodobnosti. Pro její konstrukci využíváme charakteristik polohových chyb všech platných polohových vzorků bez dalšího omezení. Vyloučení hodnot podle velikosti HPL, VPL ve vztahu k HAL, VAL by vedlo k optimistickým předpokladům, jelikož chceme charakterizovat chyby polohového řešení získaného měřením k navigačnímu systému bez filtrace dat podle fáze letu.

Závislost empiricky zjištěných středních chyb v horizontálních osách souřadného systému se projeví natočením poloosy. Při konstrukci elipsy polohové souřadnice chyb v lokálním NED systému transformujeme do soustavy nové určené směry hlavní a vedlejší poloosy s nulovou korelací v obou směrech. Pro výpočet využíváme kovarianční matici, nyní však empiricky zjištěných polohových chyb C_H . Elipsa polohových chyb vyjadřuje velikost chyb ve směru svých poloos, jejichž velikost a, b odpovídá odmocninám vlastních čísel kovarianční matice chyb celého empiricky zjištěného souboru hodnot, směr poloos odpovídá jejím vlastním vektorům.

Řešením charakteristické rovnice:

$$\det(C_H - \lambda I) = 0 \quad (9.10)$$

kde I je jednotková matice, získáme požadované velikosti hlavní a vedlejší poloosy naměřených chyb podle vztahů:

$$a = \sqrt{\lambda_1} = \sqrt{\frac{\sigma_E^2 + \sigma_N^2}{2} + \sqrt{(\sigma_E^2 - \sigma_N^2)^2 + 4\rho^2\sigma_E^2\sigma_N^2}} \quad (9.11)$$

$$b = \sqrt{\lambda_2} = \sqrt{\frac{\sigma_E^2 + \sigma_N^2}{2} - \sqrt{(\sigma_E^2 - \sigma_N^2)^2 + 4\rho^2 \sigma_E^2 \sigma_N^2}} \quad (9.12)$$

9.1.5. Postupy pro LPV 200

Před implementací postupu LPV s minimální výškou DH 200 ft je vzhledem k dosud jedinému kritériu okamžité vertikální chyby systému 35 m potřeba definovat kritérium doplňkové pro případ vzniku poruchy pozemního segmentu systému SBAS, které by umožnilo dlouhodobé zhodnocení. Organizace ICAO předpokládá, že pro vertikální chybu větší než 15 m dojde při přiblížení k významnému snížení bezpečnosti (přistání před bod THR nebo s vysokou rychlostí klesání) a zatížení posádky.

Pro případ vzniku závažné poruchy základního nebo rozšiřujícího systému GNSS byl ICAO [54] stanoven limit podmíněný pravděpodobností překročení vertikální chyby 15 metrů stanovená na 10^{-5} .

$$P(VPE \geq 15 \text{ m} | \text{porucha}) P(\text{porucha}) \leq 10^{-5} \quad (9.13)$$

Pokud by systém dosahoval v každém ze sledovaných kritérií hodnot přesnosti SIS GNSS, stejně tak i limitu přesnosti LPV a zároveň by se odhadované zbytkové chyby blížily limitu VAL, nemohl by být postup LPV 200 implementován.

Z uvedeného je zřejmá provázanost přesnosti a integrity. Zatímco uživatel vyhodnocuje HPL a VPL v reálném čase, přesnost poskytovaná navigačním systémem GPS/EGNOS by měla být vždy sledována a vyhodnocována dlouhodobě.

9.1.6. Předpokládaný charakter polohových chyb a jejich hodnocení

Druhá odmocnina čtverce dvou nezávislých proměnných X , Y , v našem případě polohových chyb v horizontu s Normálním rozdělením $N(0, \sigma^2)$, určených v lokálním topocentrickém souřadném systému, popisuje v rovině euklidovská norma $Z = \sqrt{X^2 + Y^2}$. Výsledná radiální polohová chyba má *Rayleighovo rozdělení* pravděpodobnosti, tj. *Chí-kvadrát χ^2 rozdělení* se dvěma stupni volnosti $\nu = 2$. Hustotu náhodné veličiny Z lze podle potom vyjádřit [15]:

$$G(z) = P(Z \leq z) = 1 - e^{-\frac{z^2}{2\sigma^2}}, \quad z \geq 0 \quad (9.14)$$

V diferenčním režimu EGNOS se předpokládá, že odchylky letadla v příčném i vertikální směru mají normální rozdělení. Distribuční funkci pravděpodobnosti Normálního rozdělení $N(\mu, \sigma^2)$, kde μ, σ^2 jsou reálná čísla, $\sigma^2 > 0$, náhodné veličiny X , lze vyjádřit [11]:

$$F(x) = \int_{-\infty}^x \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\left[\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}\right]} dx, \quad x \in (-\infty, \infty) \quad (9.15)$$

$$E(X) = x_{0,5} = \hat{x} = \mu; D(X) = \sigma^2 \quad (9.16)$$

Mezi základní charakteristiky realizace náhodného vektoru výběrového souboru, které využíváme, patří funkce hustoty pravděpodobnosti, distribuční funkce, odhad střední hodnoty $E(X)$, kolísání hodnot kolem $E(X)$, nazývané disperze $D(X)$,

směrodatná odchylka $\sigma(X)$, vzájemný vztah složek náhodného vektoru ve formě kovarianční matice C , míra lineární závislosti náhodných veličin R , korelační koeficient, který je následně vyjádřen v korelační matici K . [11]

$$\sigma(X) = \sqrt{D(X)} \quad (9.17)$$

$$\rho(X, Y) = \frac{\text{cov}(X, Y)}{\sqrt{D(X)D(Y)}} \quad (9.18)$$

$$C = \begin{pmatrix} D(X) & \text{cov}(X, Y) \\ \text{cov}(Y, X) & D(Y) \end{pmatrix} \quad (9.19)$$

$$K = \begin{pmatrix} 1 & \rho(X, Y) \\ \rho(Y, X) & 1 \end{pmatrix} \quad (9.20)$$

Charakteristiky výběrového souboru námi analyzovaných dat popisují: výběrový průměr, výběrový rozptyl, výběrová směrodatná odchylka a výběrový koeficient korelace [11].

$$\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i \quad (9.21)$$

$$S^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2, S = \sqrt{S^2} \quad (9.22)$$

$$R = \frac{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})}{S(X)S(Y)} \quad (9.23)$$

Bodové odhady $E(X)$, $D(X)$, $\sigma(x)$ a $\rho(X, Y)$ se při opakovaných měřeních náhodně mění. Jsou dány empiricky zjištěnými charakteristikami chyb \bar{x} , s^2 , s , r , získanými z naměřeného statistického souboru dat x_1, \dots, x_n , přičemž počet pozorovaných hodnot pro statické experimenty nabývá pro předmětná statická měření GNSS běžně hodnot $n \geq 80\,000$. Robustnější charakteristikou korelace je Spearmanův korelační koeficient pořadové korelace ρ_s , který můžeme použít v případě, že změřené odchylky nesledují normální rozdělení, což je podmínka užití Pearsonova korelačního koeficientu (lineární závislosti). Koeficient je založený na pořadích vzorků, uspořádaných podle velikosti vzhledem k chybám v obou směrech NE . Do úvahy se neberou hodnoty znaků, ale jejich pořadí, jejichž rozdíl d_i uvádí. Odhad ρ_s je níže vyjádřen vztahem pro r_s podle [6].

$$r_s = 1 - \frac{6 \sum_{i=1}^n d_i^2}{n(n^2 - 1)} \quad (9.24)$$

Chybu polohy vyjadřujeme kromě již uvedených charakteristik také středním kvadratickým průměrem RMS, který je možné pro výběrový soubor polohových chyb x_i určit podle:

$$RMS = \sqrt{s^2 + \bar{x}^2} \quad (9.25)$$

9.2. Metody hodnocení navigační integrity

9.2.1. Výpočet rizika integrity u konvenčního systému ILS

Postup výpočtu rizika integrity R_I vychází z pravděpodobnosti vyslání nebezpečných informací P_F , poruchy vysílací soustavy P_T a současně detekce poruchy signálu monitorem P_M .

$$R_I = 1 - P_F; P_F = P_T P_M \quad (9.26)$$

Výpočet pravděpodobnosti pro systém ILS je:

$$R_I = \frac{T_1 T_2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}, \quad (9.27)$$

kde R_I vyjadřuje pravděpodobnost současné chyby ve vysílacím a monitorovacím systému, která vede k chybnému vysílání, jež není detekováno, Střední doba mezi poruchami vysílacího MTBF je M_1 , MTBF monitorovacího a kontrolního systému je označena M_2 , perioda mezi kontrolami vysílačů je T_1 , perioda mezi kontrolami monitorovacího a kontrolního systému je T_2 . Číslo $1/\alpha_1$ vyjadřuje poměr intenzity poruch vysílače, které vedou k vysílání chybného signálu, k intenzitě všech poruch vysílače. Číslo $1/\alpha_2$ vyjadřuje poměr intenzity poruch monitorovacího a kontrolního systému, které vedou k neschopnosti detekce chybných signálů vysílače, k poměru všech chyb monitorovacího a kontrolního systému. [54]

9.2.2. Stanovení P_{md} a parametrů výpočtu HPL, VPL z rizika integrity

Riziko integrity je vztažené k časovému intervalu letového postupu. Výpočet aktuálního odhadu zbytkové polohové chyby s pravděpodobností $1-R_I$ musí být prováděn v každé požadované epoše měření. Výpočet ochranných limitů musí být proto vztažen k pravděpodobnosti, že chyba nebude bezchybným uživatelským zařízením v nominálních podmínkách provozu detekována. Nazývá se pravděpodobnost nezdařené detekce chyby P_{md} .

Závislost polohových vzorků vzniká v systému GPS vlivem korekcí SBAS, zpracováním měření a korekcí přijímačem. Pravděpodobnost nezdařené detekce P_{md} vypočteme jako poměr přiřazeného rizika integrity a počtu nezávislých vzorků v intervalu expozice letadla riziku integrity. Počet nezávislých vzorků určíme ze vztahu 9.29, kde N_{op} je počet vzorků v intervalu expozice, závislý na vzorkovací periodě, N_s je počet nezávislých vzorků a T_{dec} je čas dekorelace.

$$P_{md} = \frac{R_I}{N_s} \quad (9.28)$$

$$N_s = \frac{N_{op}}{T_{dec}} \quad (9.29)$$

Výpočet pravděpodobnosti nezdařené detekce chyby P_{md} pro hodnocení palubním přijímačem v každém časovém vzorku je pro všechny systémy SBAS možné shrnout posloupností následujících kroků:

1. Přiřadit riziko integrity ve vertikálním a horizontálním směru podle směru navádění letadla.

2. Určit interval časové dekorelace polohových vzorků pro zajištění dostatečné nezávislosti.
3. Určit počet nezávislých časových vzorků v intervalu expozice riziku letového postupu.
4. Násobit riziko integrity poměrem časové dekorelace a délky letového postupu.
5. Vyjádřit K-faktor (násobek směrodatné odchylky) v souladu s předpokladem o rozdělení pravděpodobnosti zůstatkových chyb.

Pravděpodobnost nezdařené detekce je proto možné pro systém SBAS vyjádřit podle módu přiblížení:

NPA mód

- Riziko integrity $R_I = 1 \times 10^{-7}$ /hod je alokováno pouze v horizontálním směru;
- Čas dekorelace T_c byl stanoven podle ionosférických korekcí na 360 s pro zajištění dostatečné nezávislosti vzorků;
- Čas expozice letadla riziku integrity je pro postupy ENR, TMA až do úrovně LNAV roven 1 hod. Při vzorkovací periodě 1 Hz je N_{OP} rovno 3600. Proto předpokládáme 10 nezávislých vzorků v intervalu letového postupu. Pravděpodobnost nezdařené detekce je proto vypočtena:

$$P_{md,HPL} = 0,5 \times 10^{-7} \times \frac{360}{3600} = 5 \times 10^{-9} / \text{vzorek} \quad (9.30)$$

- Chyba musí být ohraničena podél i napříč letové trati. V souladu s [24] předpokládáme rozdělení chyb do kruhu, tj. velikost hlavní i vedlejší poloosy elipsy polohových chyb v horizontu je stejná. Dvourozměrný faktor $K_{H,NPA} = 6,18$ je proto určen z Rayleighova rozdělení (např. v Matlab funkci *raylinv(1-5e-9,1)*).

Tab. 9.1 – Příklad vyjádření faktorů K_{md} v závislosti na zvolené P_{md} pro Rayleigho rozdělení pravděpodobnosti

P_{md}	5×10^{-2}	1×10^{-2}	1×10^{-3}	1×10^{-4}	1×10^{-5}	1×10^{-6}	1×10^{-7}	1×10^{-8}	1×10^{-9}	1×10^{-10}	1×10^{-11}
K	2,44	3,03	3,72	4,29	4,80	5,26	5,68	6,07	6,44	6,79	7,12

PA mód

- Riziko integrity je přiřazeno horizontálnímu a vertikálnímu směru. Většinou je alokováno ve vertikálním směru v souladu s předpokladem důsledků poruch určování pseudovzdálenosti GPS a jejich detekce systémem SBAS. Přiřazení rizika v horizontu, teoreticky směru příčnému k ose letové trati, je minimalizováno, jelikož existuje předpoklad menších chyb a větší maximální povolené chyby vyplývající z velikosti ochranného segmentu letové tratě. Tím je dosaženo minimálního faktoru $K_{md,V}$ pro vertikální směr. Nepředpokládá se, že by vyšší hodnota $K_{md,H}$ měla mít důsledek na kontinuitu, případně dostupnost. Lze také předpokládat, že hodnoty zbytkových chyb v horizontu budou menší, než ve vertikálním směru. Požadavek není stanoven ve 2D,

jelikož přesnost příčného navádění v módu PA systému EGNOS je požadována o mnoho větší, nežli potřebná přesnost polohy v podélném směru;

- Čas dekorelace je opět 360 s;
- Čas expozice letadla riziku integrity je pro postupy APV a PA roven 150 s, proto předpokládáme jeden nezávislý vzorek při vzorkovací periodě 1 Hz;
- Pravděpodobnost nezdařené detekce pro výpočet HPL a VPL byla proto určena tak, že $P_{HPL-md} = 10^{-9}/\text{vzorek}$ a $P_{VPL-md} = 10^{-7}/\text{vzorek}$;
- Podle 9.37 vypočítáme faktor K_{md} z doplňkové distribuční funkce $R(x)$, která určuje odlehlost odhadu chyby pro nejhorší případ s pravděpodobností P_{md} . Nejhorší případ znamená, že systém musí plnit funkci integrity pro jakéhokoliv uživatele v deklarované pracovní oblasti SBAS při využití jakékoliv konstelace satelitů GPS s pravděpodobností $1 - R_l$.

Podcenění času dekorelace může vést k optimistickým předpokladům o ohraničení polohové chyby algoritmy integrity. Je zřejmé, že s uvedením dvoufrekvenčních měření na civilních kmitočtech dojde ke snížení vlivu nemodelované zbytkové ionosférické chyby na čas dekorelace jednotlivých měření k satelitu. Splnění/nesplnění uvedeného předpokladu pro systém EGNOS bude ověřeno při praktické aplikaci zpracovávaného postupu.

Riziko integrity pro navigační postup nesmí být překročeno bez včasného vydání výstrahy ani v nejhorším případě natočení elipsy odhadovaných chyb s velikostí hlavní poloosy σ_{max} , která je kolmá na směr letové tratě a kdy dosahuje maximální hodnota poloměru kruhu HPL maxima a je proto rovna HAL. V prostoru vymezeném HPL se má nacházet dvoudimenzionální chyba HPE s pravděpodobností odpovídající navigačnímu postupu. Již z definice HPL vyplývá, že je poloměrem kruhu, ve kterém se má nacházet 2D polohová chyba, avšak standardizovaný výpočet HPL je založen výhradně na přiřazení rizika integrity hlavnímu příčnému směru, vypočítávaného výhradně podle velikosti hlavní poloosy, bez jakéhokoliv dalšího přiřazení pro poloosu vedlejší. Pravděpodobnost, že se bude HPE nacházet v kruhu o poloměru σ_{max} je též větší, než že se bude nacházet uvnitř elipsy chyb. Proto bude nutné provést detailní šetření poměrů PE/PL pro extrémní hodnoty statistického souboru. Skutečnost se může projevit při snížení počtu dostupné geometrie satelitů.

Ověřena musí být i závislost polohových chyb. Vysoká lineární závislost polohových chyb v příčném směru a významně menší v případě hodnot HPL může vést k narušení správné funkce integrity, stejně jako přítomnost systematické chyby.

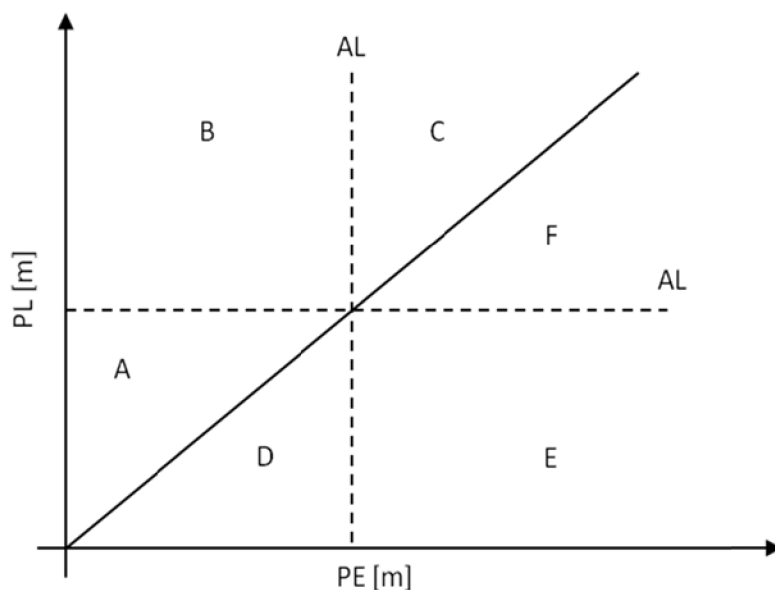
9.2.3. Klasifikace provozního stavu systému

Výsledek testu kvality navigační služby lze obecně popsat základními čtyřmi stavy detekce chyby v měření nebo výpočtu polohy, které vychází z popisu výsledku statistického testu. Jsou to:

- a) *Falešná výstraha* - nastává v případě, že systém detekuje chybu, která nenastala, tzv. chyba prvního druhu. Je zřejmé, že počet událostí falešných výstrah musí být mnohem menší, než počet nevyhovujících měření;
- b) *Nezdařená detekce* - nastává v případě, kdy nastává chyba navigační služby, avšak není detekována, tzv. chyba druhého druhu;

- c) *Chybné potvrzení služby* - nastává v případě, kdy služba systému nevyhovuje kritériu výkonnosti, avšak systém je pro navigační službu akceptován;
- d) *Normální provoz* - nastává v případě, kdy není detekována žádná chyba a navigační služba je poskytována v mezích specifikované navigační výkonnosti. [8]

Jednou z dnes již běžně využívaných metod pro hodnocení integrity a kontinuity v oblasti polohy uživatelského segmentu satelitního navigačního systému je tzv. Stanford diagram. Představuje histogram, ve kterém je četnost vzorků odpovídajících si hodnot PL a PE v elementárním čtverci rastru, o uživatelem specifikovaných rozměrech, zobrazena barevným měřítkem frekvenčního rozložení.



Obr. 9.1 – Klasifikace operačního stavu systému ve Stanfordském diagramu

V praxi je výhodné znát více informací o kvalitě a možných rizicích, spojených mírou rizika přijetí navigační výkonnosti. Proto definujeme šest možných *operačních stavů*, v souladu s tzv. Stanfordským diagramem, podle následujících nerovností:

- | | | |
|----|----------------|--|
| a) | $PE < PL < AL$ | <i>Nominální provoz,</i> |
| b) | $PE < AL < PL$ | <i>Nedostupný (příliš konzervativní),</i> |
| c) | $AL < PE < PL$ | <i>Nedostupný,</i> |
| d) | $PL < PE < AL$ | <i>Zavádějící informace (příliš optimistické),</i> |
| e) | $PL < AL < PE$ | <i>Nebezpečná zavádějící informace,</i> |
| f) | $AL < PL < PE$ | <i>Zavádějící informace.</i> |

Následně se porovná s fixní hodnotou pro letový postup AL. Algoritmus výstrahy se spustí, pokud je $PL > AL$. Případ jednotlivých naměřených epoch vyskytujících se v oblasti bezpečné zóny vlevo od diagonály je vyhodnocen $PL > PE$. Naměřené vzorky dat při nominální funkci systému vyjadřuje případ, kdy $PL < AL$, tedy systém je dostupný. Pokud je $PL > AL$, systém nemůže zajistit dostatečnou integritu a dochází ke ztrátě provozní schopnosti. Oblast diagramu $PL < PE < AL$ označuje situaci, kdy systém poskytuje zavádějící informaci MI. Oblast $PL < AL < PE$ zobrazuje

situaci nedostupnosti systému spolu s $PE > AL$, hodnota je mimo toleranční pole a uživatel nebyl informován v čase TTA HMI.

Pro charakteristiku rizika integrity, hodnocenou na sledovaných vzorcích, je využíváno označení zavádějící informace MI, která představuje každý výstup navigačního systému, jehož vlivem je výsledná navigační chyba letadla větší než ochranný limit výstrahy AL a není o tom vydána zpráva ve stanoveném čase pro vydání výstrahy TTA. Platí, že pokud nastane operační stav D a není vydána výstraha uživatelským zařízením, nastává událost *Zavádějící informace MI*. Pokud nastane operační stav E a není vydána výstraha uživatelským zařízením, nastává událost *Nebezpečné zavádějící informace HMI*.

9.2.4. Metoda analýzy všech konstelací

Pro kritické hodnocení způsobilosti navigačního systému musíme uvážit podmínky základní konstelace GPS, ve kterých nejsou dostupné všechny satelity. Vycházíme ze standardního minimálního počtu 24 slotové základní konfigurace konstelace. Minimální zaručená pravděpodobnost geometrie kosmického segmentu je uvedena níže.

Tab. 9.2 – Zaručená dostupnost konstelace podle SPS SIS GP (2008)

Počet vysílajících satelitů základní konstelace se statusem „zdravý“	Pravděpodobnost
24	0,652
23	0,276
22	0,082
21	0,019
20	0,00315

Počet satelitů je menší, nežli je celkový počet dnes dostupných satelitů. Pro měření uživatelským zařízením není možné zaručit, kterou konstelaci bude konkrétní přijímač přijímat a jaký bude celkový počet satelitů, které bude moci uvážit ve výpočtu. Kromě poruch GPS může příjem ovlivnit aktuální stav ionosféry. Proto je metoda šetření provozních stavů systému metodou výpočtu a zobrazení Stanfordského diagramu nedostačující.

Nová metoda umožňuje zjištění důsledků využití všech možných dostupných geometrií pro danou epochu. Je známá jako tzv. Stanford ESA diagram [30]. Výpočet vážené metody nejmenších čtverců a zobrazení výsledků HPE, VPE, HPL a VPL do 2D histogramu je proveden pro všechny kombinace satelitů od počtu 4 do celkového počtu dostupných pro každou vyhodnocovanou epochu v daném módu SBAS. Výsledkem je zobrazení 2D histogramu, ze kterého je možné usuzovat na četnost a vzájemný poměr hodnot XPE, XPL, počet událostí MI, HMI a umožňuje tak hodnotit bezpečnost systému. Metoda systematicky posuzuje, jestli je systém bezpečný a jaké má dostatečné bezpečnostní rezervy pro provoz v dané kategorii přiblížení.

Metoda hodnotí primárně rozsah možných stavů poskytované služby v místě uživatele z hlediska událostí integrity MI a HMI. Druhým výstupem jsou informace o vlivu aktuální počítané geometrie konstelace na polohovou chybu uživatele. Projeví

se efekt zvýšené chyby vycházejících satelitů nad nastavenou masku přijímače a počáteční velikosti nejistot pro tyto satelity. Metoda je pro své zobrazení do grafu Stanford nazývána Stanford ESA diagram a je doporučena Evropskou agenturou pro globální navigační satelitní systém (GSA) jako hlavní technika posouzení integrity v oblasti polohy. Proto bude v následující kapitole implementován.

Počet kombinací k-té třídy z n prvků bez opakování satelitů pro danou epochu podle dostupného počtu satelitů je roven:

$$C_K(n) = \sum_{k=4}^n \frac{V(k,n)}{k!} = \sum_{k=4}^n \frac{n!}{(n-k)! \cdot k!} \quad (9.31)$$

Počet využitelných měření k satelitům, pro něž jsou dostupná a platná všechna data EGNOS, je proměnný v čase. Algoritmus výpočtu proto vychází z geometrické matice vektoru měření, která zahrnuje měření všech aktuálně využitelných satelitů.

Tab. 9.3 – Počet kombinací a celkového počtu výpočtů HPE, VPE, HPL, VPL pro NPA a PA mód pro základní interval observace signálu 85795 sekund

Počet satelitů [-]	Počet kombinací [-]	Celkový počet výpočtů pro sadu HPE, VPE, HPL, VPL (počet platných vzorků 85795) [-]
4	1	85795
5	6	514770
6	22	1887490
7	64	5490880
8	163	13984585
9	382	32773690
10	848	72754160

Výsledný počet provedených operací bude záviset na počtu využitelných měření satelitů v každé epoše měření. Pro každou událost MI, HMI musí být provedeno šetření k určení příčiny, ať už je způsobena lokálními vlivy nebo daty poskytovanými systémem EGNOS.

9.2.5. Určení kritických konstelací z hlediska bezpečnosti

Úkoly simulace nejhorší dostupné služby z hlediska konstelace družic

- Stanovení hodnoty indexu bezpečnosti SI pro každou možnou variantu konstelace dostupných družic v rámci všech epoch, obsažených v měřených datech;
- Výběr konstelace s minimální hodnotou SI a vykreslení dosažené xPE/XL do Stanford diagramu.

Při každém průběhu výpočetní smyčkou pro jednotlivé konstelace satelitů se provede výpočet SI podle následujícího vztahu:

$$SI_{min} = \min_n \left(\frac{XPL_i}{XPE_i} \right) \quad (9.32)$$

Po dokončení zpracování celé epochy se hodnoty SI vyhodnotí a určí se konstelace s minimální hodnotou SI zvláště v horizontální rovině a ve vertikále. Odpovídající údaje o HPE, HPL, VPE a VPL se zaznamenají do souboru a vykreslí do histogramů Stanford.¹²

8.2.6. Limitní hodnoty chyb a ochranných úrovní

Šetření limitních hodnot nastoupení HPE, HPL, HPE_{norm} , VPE, VPL, VPE_{norm} , v závislosti na jejich maximálních hodnotách pro všechny platné vzorky šetřeného souboru, zpracováváme tabulárně pro zobrazení limitních případů. Potenciální vznik zavádějící události MI nebo nebezpečně zavádějící události HMI nastává v případě, kdy hodnota normalizované polohové chyby je větší než 0,75.

8.2.7. Ověření překrytí chyb normálním rozdělením pravděpodobnosti

Pro analýzu a interpretaci funkce integrity je vhodné zavést funkci rizika $R(x)$, která je doplňkovou distribuční funkcí k $F(x)$ a vyjadřuje pravděpodobnost v okrajové části rozdělení pravděpodobnosti, že velikost náhodné veličiny X překročí hodnotu x . Daný stav lze potom charakterizovat jako narušení integrity nedostatečným překrytím reálných chyb polohy zbytkovými chybami systémem odhadovaných s pravděpodobností R_i .

$$R(x) = 1 - F(x) = P(X > x) \quad (9.33)$$

Transformací náhodné veličiny X s normálním rozdělením $N(\mu, \sigma^2)$ na náhodnou veličinu U získáme normované normální rozdělení $N(0,1)$ s distribuční funkcí $\Phi(u)$, pro které platí:

$$U = \frac{x - \mu}{\sigma} \quad (9.34)$$

$$\Phi(-u) = 1 - \Phi(u) \quad (9.35)$$

Pro distribuční funkci veličiny X , která má normální rozdělení $N(\mu, \sigma^2)$, platí:

$$F(x) = \Phi\left(\frac{x - \mu}{\sigma}\right) \quad (9.36)$$

$$R(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^{\infty} e^{-\frac{u^2}{2}} du \quad (9.37)$$

Ověření správné funkce integrity EGNOS můžeme zjistit pomocí oboustranného překrytí horizontálních a vertikálních normalizovaných chyb. Proto vytváříme funkci $R(u)_{norm}$, která vychází z distribuční funkce normovaného normálního rozdělení podle 9.35.

$$R(u)_{norm} = 2 - 2\Phi(u) \quad (9.38)$$

Funkce $R(u)_{norm}$ je doplňkem k distribuční funkci normovaného normálního rozdělení $\Phi(u)$.

¹² Vztah 9.32 využívá ve výpočtech ESA. Maximem převrácené hodnoty XPEi/XPLi vypočítává safety index EUROCONTROL, který je pak roven normalizované polohové chybě.

Analyzované hodnoty empirické kumulativní distribuční funkce pro normalizované horizontální a vertikální polohové chyby $x_{(i)}$ jsou pro statistický soubor uspořádaný dle velikosti určeny body:

$$\left[x_{(i)}; 1 - \frac{i}{n+1} \right], \text{ pro } i = 1, \dots, n \quad (9.39)$$

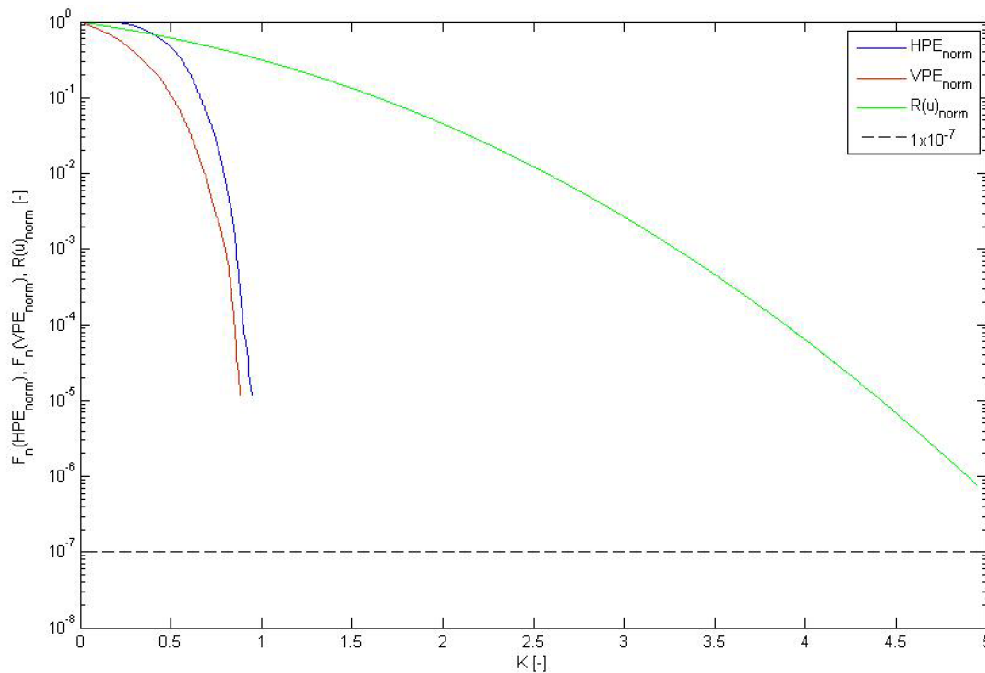
kde n je počet platných vzorků.

Normalizované polohové chyby definujeme pro ověření funkce zabezpečení integrity vztahy 9.40 a 9.41 a zobrazujeme na příkladu níže.

$$HPE_{norm,i} = 6.0 \times \frac{HPE_i}{HPL_i} \quad (9.40)$$

$$VPE_{norm,i} = 5.33 \times \frac{|VPE_i|}{VPL_i} \quad (9.41)$$

Graf uspořádaných normalizovaných polohových chyb slouží k zobrazení kvality překrytí chyb modelovanými zbytkovými chybami systémem EGNOS. Ideální překrytí zobrazuje zelená křivka funkce $R(u)_{norm}$. Vertikální osa v logaritmickém měřítku zobrazuje empirické pravděpodobnosti pro HPE_{norm} a VPE_{norm} a teoretickou pravděpodobnost normálního rozdělení. Proto čím větší množství analyzovaných dat, tím delší je trend HPE_{norm} a VPE_{norm} . Na horizontální ose čteme kvalitu překrytí polohových chyb. Pro $R(u)_{norm}$ reprezentují čísla násobky směrodatné odchylky normálního rozdělení. Počáteční přesah empirických chyb křivky $R(u)_{norm}$ je na počátku možný, pro jiné oblasti nesmí pro danou hodnotu K nabývat vyšších hodnot pravděpodobnosti.



Obr. 9.2 – Ověření překrytí normalizovaných polohových chyb

Pokud trend chyb překročí hodnoty funkce $R(x)_{norm}$, měly by být vždy zjištěny příčiny. Obr. 9.2 zobrazuje správné překrytí reálně naměřených chyb odhadovanými zbytkovými chybami systémem EGNOS, vyjádřených na požadované úrovni pravděpodobnosti ochrannými limity. Rychlé změny trendu indikují významné změny v systému a vzorky by měly být podrobněji analyzovány. Trend rovnoběžný se základnou je kritický, jelikož na změnu polohové chyby systém EGNOS nereaguje, případně nereaguje včas. K řešení je možné využít metodu extrémních hodnot, EVT, která je nad rámec cílů disertační práce.

9.3. Pravděpodobnost překročení limitní chyby polohy

Pravděpodobnost, že zkoumané hodnoty polohových chyb, ať už vážených či nevážených, překročí maximální povolenou hodnotu, můžeme obecně vyjádřit komplementární Gaussovo chybovou funkcí $erfc(x)$ [36]:

$$y = erf(x) = \frac{2}{\pi} \int_0^x e^{-t^2} dt, x \geq 0, y \in \langle 0,1 \rangle \quad (9.42)$$

$$1 - y = erfc(x) = 1 - erf(x) = \frac{2}{\pi} \int_x^\infty e^{-t^2} dt, x \geq 0, y \in \langle 0,1 \rangle \quad (9.43)$$

kde

$$t = \frac{x}{\sqrt{2}\sigma}$$

Riziko překročení limitní hodnoty můžeme zkoumat jak pro kritéria integrity, tak přesnosti. Pokud existuje v datech systematická chyba, může mít její existence primárně dopad na navigační integritu systému v oblasti vertikály, kde jsou požadavky na limitní hodnotu chyby nejpřísnější.

Pravděpodobnost překročení limitu VAL hodnotou VPE můžeme vyjádřit ze vztahu:

$$P(VPE || |VPE| > VAL) = \frac{1}{2} erfc\left(\frac{\mu - VAL}{\sigma\sqrt{2}}\right) - \frac{1}{2} erfc\left(\frac{\mu + VAL}{\sigma\sqrt{2}}\right) \quad (9.44)$$

9.4. Ověření míry časové závislosti autokorelační funkcí a spektrální analýza

Analýza závislosti časové řady vzorků chyb je nezbytná pro ověření základního předpokladu rovnic integrity EGNOS o času de Korelace ve výpočtu ochranných limitů. Rovnice integrity pro výpočet HPL, VPL navíc předpokládají nezávislost měřených chyb pseudovzdálenosti. Proto se dále věnujeme rozboru závislosti časové řady polohových chyb na 24 hodinovém souboru. Pro popis společných vlastností chyb určení polohy využijeme počátečního momentu druhého řádu náhodného procesu, korelační funkce. Spolu s analýzou spektrální hustoty využíváme pro určení sezónnosti v časových řadách.

Spektrální analýza patří k metodám statistické analýzy, která využívá výkonové spektrální hustoty. Metoda má v řešeném úkolu za cíl určit cyklické složky a dominantní cyklickou frekvenci pomocí funkcí sinus a cosinus určité vlnové délky. Analýza může napomoci nalézt opakující se složky, které se mohou zdát jako náhodný šum. Vysoké hodnoty v určité frekvenci indikují přítomnost periody určité délky.

Význam uvedené analýzy výstupních charakteristik systému zdůrazňuje např. [9], kde je popsána jako prakticky nejvýznamnější charakteristika současné inženýrské praxe. Při návrhu navigačních systémů má své nezastupitelné místo.

Autokorelační funkci využíváme pro charakteristiku náhodných procesů, k popisu obecné závislosti jedné datové řady ve dvou různých okamžicích. Pokud předpokládáme ergodický náhodný proces, můžeme psát [27]:

$$R_{xx}(\tau) = \lim_{T_M \rightarrow \infty} \frac{1}{T_M} \int_0^{T_M} x(t)x(t + \tau)dt \quad (9.45)$$

Autokorelační funkce centralizovaného náhodného procesu lze vypočítat podle:

$$R(\tau) = \lim_{T_M \rightarrow \infty} \frac{1}{T_M} \int_0^{T_M} [x(t) - \mu_x][x(t + \tau) - \mu_x]dt = R_{xx}(\tau) - \mu_x^2 \quad (9.46)$$

Pro centralizovaný náhodný proces se definuje normovaná autokorelační funkce:

$$q_{\Delta x \Delta x}(\tau) = \frac{R(\tau)}{\sigma_x^2} \quad (9.47)$$

Pro časové posunutí $\tau = 0$ platí:

$$R(0) = R(0) - \mu_x^2 = \sigma_x^2 = D(X) \quad (9.48)$$

Jelikož je záznam polohy dán frekvencí záznamu přijímače GPS/EGNOS 1 Hz, vyhodnocujeme pro epochy x_i , $i = 1, 2, \dots, N$ autokorelační funkci pro vzájemné posunutí o celočíselný násobek frekvence záznamu přijímače, pro $\tau = k\Delta t$. Výsledné hodnoty výpočtu autokorelační funkce reprezentují vzájemné korelační posloupnosti pro všechny kombinace sloupců matice (matice korelací) mezi prvky náhodné proměnné x míru vzájemné závislosti časových řad při posunutí τ . Při výpočtu určuje nastavení korelační funkce způsob normalizace.

Pro praktický výpočet ACF byl využit nepřímý postup, výpočetně optimální, který vychází ze vztahu mezi výkonovou spektrální hustotou a autokorelační funkcí (uvádí Wiener-Chinčinové vztahy) [27] a algoritmu Inverzní rychlé Fourierovy transformace (IFFT). Výpočetní cyklus ACF zahrnuje odečtení střední hodnoty souboru od každého vzorku, doplnění nul na délku $2N$, výpočet FFT, PSD a závěrem provedení IFFT. Platí, že všechny sledované parametry mají běžně nenulový odhad střední hodnoty. Proto je vždy nezbytné centrování časové řady (střední hodnota je nulová), aby nedocházelo ke zkreslení průběhu korelační funkce.

Implementovaný výpočet nestranného odhadu (v grafech označovaný „un-biased ACF“) odpovídá stručnému zápisu následující posloupnosti výpočtů:

$$F_R(f) = FFT(x(t) - \mu_x) \quad (9.49)$$

$$S(f) = F_R(f)F_R^*(f) \quad (9.50)$$

$$R_{\Delta x \Delta x}(\tau) = IFFT(S(f)) \quad (9.51)$$

$$q_{\Delta x \Delta x} = \frac{R(\tau)}{\sigma^2} = \frac{R(\tau)}{R(0)} \quad (9.52)$$

kde

$x(t)$	je zkoumaná veličina,
μ_x	je střední hodnota zkoumané veličiny,
$S(f)$	je spektrální výkonová hustota (PSD),
$R(\tau)$	je autokorelační funkce (ACF),
$q_{\Delta x \Delta x}(\tau)$	je normovaná autokorelační funkce,
FFT	je operátor rychlé Fourierovy transformace,
$IFFT$	je operátor rychlé inverzní Fourierovy transformace,
$F_R(f)$	je Fourierův obraz,
$F_R^*(f)$	je komplexně sdružený Fourierův obraz.

Určení času dekorelace slouží k ověření předpokladu v rovnicích integrity. V případě, že by byl počet nezávislých vzorků větší, hodnoty K faktorů by musely být větší pro zabezpečení integrity na požadované úrovni pravděpodobnosti.

9.5. Praktické šetření kontinuity

Konvenční pozemní systémy vyjadřují pravděpodobnost kontinuity poskytované služby poměrem intervalu dané operace t_{op} , kdy je letadlo vystaveno riziku události narušení rizika kontinuity R_C a střednímu času mezi výpadky. Narušení schopností systému poskytovat požadované navigační služby, ať už vlivem nedostupnosti měření k satelitům GPS, výstrahou systémů SBAS, nedostupností měření, či rizika překročení ochranného segmentu oznámené v TTA, označujeme jako diskontinuita. Minimální hodnota pravděpodobnosti, že nedojde k narušení kontinuity pro všechny zkoumané fáze letu kromě ENR, TMA a LNAV, je normalizována na interval $t_{op} = 15$ s a je rovna $1-8 \times 10^{-6}$. Interval představuje poslední fázi konečného přiblížení, v němž je letadlo vystaveno riziku porušení cílové úrovně bezpečnosti TLS, stanovené pro fázi letu. Systém EGNOS proto musí poskytovat jen takové korekce chyb měření a odhady komponent σ_i , aby nedocházelo zbytečně k nadměrnému překročení HPL nebo VPL výstražných limitů.

Šetření kontinuity musí uvážit důsledky požadavku SIS GNSS, který předpokládá bezchybný přijímač, tedy možný vliv lokálních efektů, chybu zápisu zprávy MT, poruchy v přijímaném výkonu, chyby ve sledování signálu EGNOS a metodu analýzy dat. Ztráta zprávy MT přijímačem by měla být ověřena z jiného datového zdroje (např. měření více stanicemi, služba EDAS, která poskytuje data RIMS, nebo server ESA pro ukládání zpráv EGNOS EMS).

Narušení kontinuity je možné vyjádřit počtem diskontinuit a pravděpodobností, že systém bude udržován způsobilý v průběhu celé fáze letu za předpokladu, že byl dostupný při jejím zahájení a byl predikován jako dostupný v jejím průběhu. Pro šetření kontinuity je možné využít následující metody.

9.5.1. Metoda průměrování

Diskontinuitu chápeme jako každý spojitý časový interval platných polohových vzorků, ve kterém je systém *nedostupný*, HPL nebo VPL větší než odpovídající limit výstrahy. Bez ohledu na polohu diskontinuity a délku jejího trvání je riziko kontinuity

počítáno jako celkový počet diskontinuit dělený celkovým počtem platných vzorků a násobený t_{op} . Pravděpodobnost diskontinuity je pak dána:

$$P_D = \frac{N_d}{N_t} \times 15 \quad (9.53)$$

Nevýhodou postupu je, že neuvažuje vzájemnou polohu po sobě jdoucích diskontinuit v intervalech odstu 15 vteřin.

9.5.2. Metoda posuvného okna

Diskontinuitu rozumíme událostí, ve které je systém *dostupný* na počátku intervalu t_{op} , HPL nebo VPL menší nebo rovno odpovídajícímu limitu výstrahy a stává se nedostupným v jednom ze 14 po sobě jdoucích platných vzorků. Metoda zohledňuje polohu diskontinuity a délku jejího trvání a odpovídá lépe definici kontinuity uvedené. Pravděpodobnosti nastoupení diskontinuity metodou posuvného okna určíme následovně:

$$P_{D,sw} = \frac{N_d}{N_t} \quad (9.54)$$

9.6. Praktické šetření dostupnosti

Pro praktické šetření dostupnosti využíváme pro všechny postupy u nového systému GPS/EGNOS základní a nejnižší přípustnou hodnotu dostupnosti (99 %). Zjišťujeme ji poměrem součtů dostupných vzorků pro letový postup a celkového počtu platných vzorků. Pokud je nedostupnost systému ohlášena předem, není součástí hodnocení.

10. Návrh programového nástroje pro analýzu výkonnosti GPS/EGNOS

Výpočetní modely pro hodnocení dat byly vytvořeny transformací uživatelských požadavků na technická kritéria kvality - přesnost, modularita, provozuschopnost, popisnost, jednoduchost a opakovatelnost.

Navržený software *EGNOS Performance Reporting Software* (EPRS) umožňuje výpočet základních a pokročilých parametrů kvality satelitní navigační služby a současně automatickou tvorbu grafů pro analýzu způsobilosti systému podle fáze letu. Samostatně spustitelný software realizuje běh výpočetního jádra, automatického výpočetního modulu, pro hodnocení naměřených signálů GPS a EGNOS v módu post-processing. Výpočetní jádro tvoří posloupnost funkcí navigačních algoritmů, algoritmů pro načítání, ukládání a zpracování dat v programu Matlab. Implementace modulu Matlab je od počátku vystavěna tak, aby využívala výstupních charakteristik softwarové simulace přijímače SBAS Prototype EGNOS and GBAS Analysis System Using SAPPHIRE 4.6, který byl pro Letecký ústav VUT získán pro řešení výzkumného úkolu od EUROCONTROL. Nástroj EUROCONTROL je jediný autorovi známý bezúplatně dostupný software, jenž zahrnuje softwarovou simulaci pro výpočty v oblasti pseudovzdálenosti, který lze využít pro zpracování surových naměřených dat v doméně měření, v souladu s požadavky RTCA DO-229C. Program má modulovou strukturu a byl vytvořen pro zapojení vlastních výpočetních algoritmů. Zvolené řešení umožnilo také automatizaci celého výpočtu.

Strojově spustitelný soubor *eprs.exe* spouští hlavní okno programu, ve kterém uživatel nastavuje GEO PRN, jejichž zprávy MT mají být využity ve výpočtu, adresu vstupních souborů, cestu k programu SBAS Prototype EGNOS and GBAS Analysis System Using SAPPHIRE 4.6, jehož moduly Scheduler, Convertor a GNSS Solution se v analýze využívají. Modul Scheduler vykonává definovanou posloupnost interních volání všech modulů výpočtu, modul Convertor převádí a zapisuje vstupní data (RINEX observační soubor, navigační soubor, almanach, zprávy MT) do jednotného formátu programu. Modul GNSS Solution je využit v programu k výpočtům všech parametrů v oblasti pseudovzdálenosti k němu uvedených na Obr. 10.2, vzhledem k nimž byly připraveny matematické modely v předcházejících kapitolách podle předprogramovaného nastavení v souboru „Parameters“ (*EgnosAnalysis.par*) podle [24].

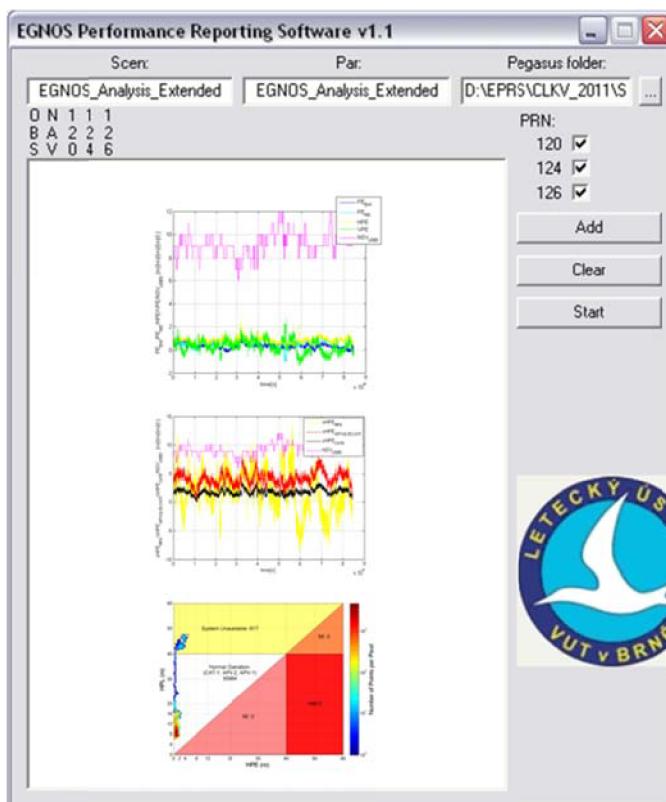
Standardní nastavení analýzy programu zahrnuje určení módu provozu EGNOS. Označen je 0/2, pokud systém vysílá diferenční korekce měření ve zprávě MT, která je jinak alokována výstraže a informaci o vyloučení služby systému pro leteckou navigaci. Režim neumožňuje využít službu certifikovaným přijímačem pro leteckou navigaci. Byl aktivní do spuštění služby SoL. Mód provozu 0 označuje standardní vysílání EGNOS SoL pro civilní letectví.

Při výpočtu určujeme světový koordinovaný čas UTC, který je dán mezinárodním atomovým časem, opraveným o změny rychlosti v rotaci Země. Přijímač GPS provádí výpočty v systémovém čase GPS, který je založen na atomovém normálu, udávaném hodinami pozemního segmentu. Pro převod na UTC, který vychází z mezinárodního

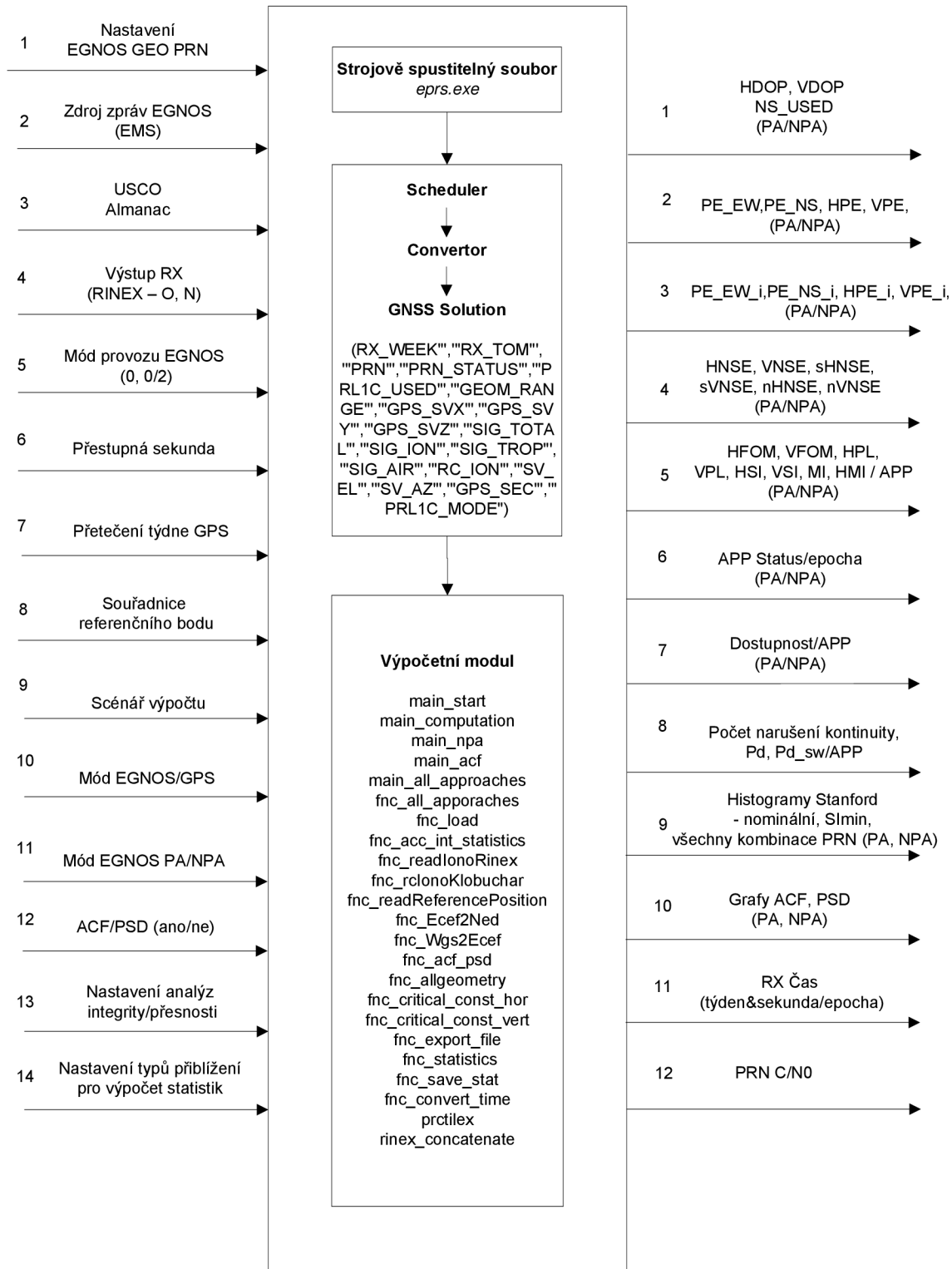
atomového času TAI a dále je „udržován“ synchronní se středním slunečním časem zavedením přestupné sekundy, je potřebné jej zpětně opravit. Počet přestupných sekund odpovídá celkovému počtu postupně zavedených sekund od počátku atomového času GPS, tedy od sobotní noci mezi 5. a 6. lednem 1980. Přestupné sekundy se zavádí v polovině kalendářního roku nebo na jeho konci. Dnes je jejich počet roven 16. Poslední sekunda byla zavedena 30. června 2012, předchozí 15. sekunda byla zavedena 31. prosince 2008. Podle [15] je GPS synchronizován k času UTC do 10 ns, s výjimkou přestupné sekundy. Čas GPS je vyjádřen počtem týdnů TOW a počtem sekund GPS SEC uplynulých od půlnoci mezi poslední sobotou a nedělí. Přetečení týdne GPS vyjadřuje, kolikrát má být číslo maximálního počtu týdnů GPS rovno 1023 přenositelným formátem navigační zprávy GPS přidáno k počtu TOW aktuálně zprávou udávanou, k určení počtu týdnů od počátku časové osy.

Výběrem autonomního nebo diferenčního módu výpočtu vybíráme matematický model navigačního řešení, způsob implementace korekcí a výpočtu integrity. Nastavení simulace zahrnuje výběr jednoho nebo obou módů NPA/PA. Samostanou volbou je výpočet autokorelačních funkcí a výkonových spektrálních hustot, stejně jako analýza všech konstelací a výpočet kritických s grafickými výstupy.

EPRS implementuje navržené metody hodnocení výkonnosti v oblasti polohy, jejichž výpočet je autorem zpracován v předcházejících kapitolách, ověřen a prezentován dále na konkrétních měřeních pro podmínky ČR. Software nalezne čtenář v elektronické příloze disertační práce. Popis vstupů a výstupů EPRS je na Obr. 10.2. Příklad textové výstupní zprávy je uveden v příloze č. 2.



Obr. 10.1 – Startovní okno výpočetního software EPRS



Obr. 10.2 – Vstupy a výstupy EPRS

11. Realizace měřicího pracoviště

Praktická měření mají za cíl získat potřebná data k ověření výkonnosti a tvorbě doporučení možností pro jejich sběr.

11.1. Základní požadavky na pozemní observační stanici

Pro experimentální měření signálu GPS/EGNOS byly vymezeny základní zásady pro tvorbu měřicího pracoviště v následujících kritériích.

Umístění stanice

- Pokud má stanice hodnotit kvalitu funkcí EGNOS, musí být situována tak, aby byl v co nejvyšší míře omezen vliv vícecestného šíření, interference nebo jiná deformace či omezení přijímaných signálů satelitů. Již vlastní výběr stanice i antény významně napomáhá omezení vlivu vícecestného šíření;
- Neměla by se v okolí nacházet vzrostlá vegetace, stavby, kovové předměty zejména ostrých hran a tvarů a byl pokud možno nezakrytý výhled na všechny viditelné satelity na nebeské sféře, odpovídající dané zeměpisné šířce;
- Pro dlouhodobé sledování má být k dispozici možnost napájení, dostatečná kapacita datového média pro pravidelný záznam dat nebo zavedení datového přenosu pro ukládání do vzdálené výpočetní jednotky;
- Pokud je stanice situována na letištích v nepříznivých geografických lokalitách, případně jsou přítomny zdroje možného rušení či příjmu signálů apod., musí být vliv efektů vyhodnocen, zejména vzhledem k dostupnosti signálů EGNOS a možnému vlivu na celkovou výkonnost navigační služby. Činnost vykonává Oddělení letového ověřování ŘLP.

Upevnění

- Při stálém umístění přijímače je vhodné využít vetknutou ohybově tuhou konstrukci, která, vzhledem k danému umístění, bude schopna přenést namáhání odpovídající místním povětrnostním podmínkám. Při instalaci permanentní stanice je důležitá též klimatická odolnost. Pro mobilní aplikace je zpravidla postačující kovový stojan s variabilní trojnožkou, kterou je možné pro delší měření ukotvit ocelovými lany.

Výběr a ověření správné funkce

- Ověření správné funkce stanice, jež bude tvořit stanici referenční pro měření signálů GPS/EGNOS, je možné provést na referenčním bodě (např. geodetický trigonometrický bod) s pravidly shodnými pro její umístění.

Napájení

- Při měření v délce 24 hodin je vzhledem ke kapacitě akumulátoru nezbytné zabezpečit externí napájecí zdroj, pro přijímač ProMark 3 je to 12 V (transformátorem z elektrické sítě nebo například z akumulátoru automobilu).

Požadavky na záznam dat

- Stanice se zpracovatelským zařízením by měla umožnit minimálně záznam podle následujících kritérií, která jsou v souladu s [54]. Standardní dobu záznamu dat statické observace jsme určili z doby, která uplyne mezi dvěma oběhy satelitů po orbitální dráze, kdy se satelit nachází přibližně ve výchozí poloze. Interval je roven délce siderického dne 23 hod 56 min 4 s opraveném o vliv perturbace orbitální dráhy, tj. 23 hod 55 min 55 s. [60] Zvolený minimální časový interval umožňuje získat dostatečnou opakovatelnost měření, uvážit vliv geometrie satelitů a souvisejících denních chyb.

Tab. 11.1 – Doporučený minimální záznam monitorovací stanice

L1	Fázové měření (GPS)
C1	Kódové měření C/A (GPS)
D1	Dopplerovo měření (GPS)
S/N (C/N ₀)	Poměr signál-šum (GPS)
S1	Měření (EGNOS)
EMS MT	Zprávy EGNOS MT Server
RINEX Corr	CZEPOS lokální diferencální korekce (ČÚZK)
Úhel krytí masky	5°
Minimální doba záznamu	24 hod
Rychlost záznamu	1 Hz

Záznam podle manuálu pro letové ověřování ICAO Doc 8071/Volume II by měl zahrnovat následující GNSS parametry: nepřetržitá indikace přijímaného C/N₀ každého satelitu, HDOP, hodnoty ochranných úrovní, vypočtené algoritmy RAIM, datum a čas UTC, poloha a počet viditelných satelitů a počet sledovaných satelitů. RAIM pro řešení úkol nevyužíváme.

Výkon přijímaného signálu vyjadřujeme silou signálu [dBm] nebo poměrem nosné C [W] k šumu N₀ [W/Hz], označovanou C/N₀ [dB-Hz]. Je známou skutečností, že satelity s nižším úhlem elevace mají nižší poměr C/N₀.

11.2. Návrh pracoviště pro experimentální měření a zpracování dat

Základní stanici pro experimentální získání dat tvoří jednoduchá aparatura certifikovaného jednofrekvenčního přijímače Ashtech ProMark 3 s anténou Thales NAP 100 pracoviště Leteckého ústavu VUT, který může přijímat signály GPS/EGNOS/WAAS (viz Tab. 11.2). Volba geodetické aparatury umožňuje získávání dat v módech vysílání zpráv MT EGNOS 0 i 0/2, při zpracování dat v softwarové simulaci přijímače. Standardně není provoz v módu 0/2 s certifikovaným leteckým přijímačem možný. S aparaturou provádíme absolutní měření polohy technikou kódového měření a následně vyhlazení pseudovzdálenosti fází nosného kmitočtu při počítačovém zpracování hrubých naměřených dat.

Aparatura splňuje požadavky reprezentativního příjemce podle odst. 4.1 ICAO Annex 10/I.¹³

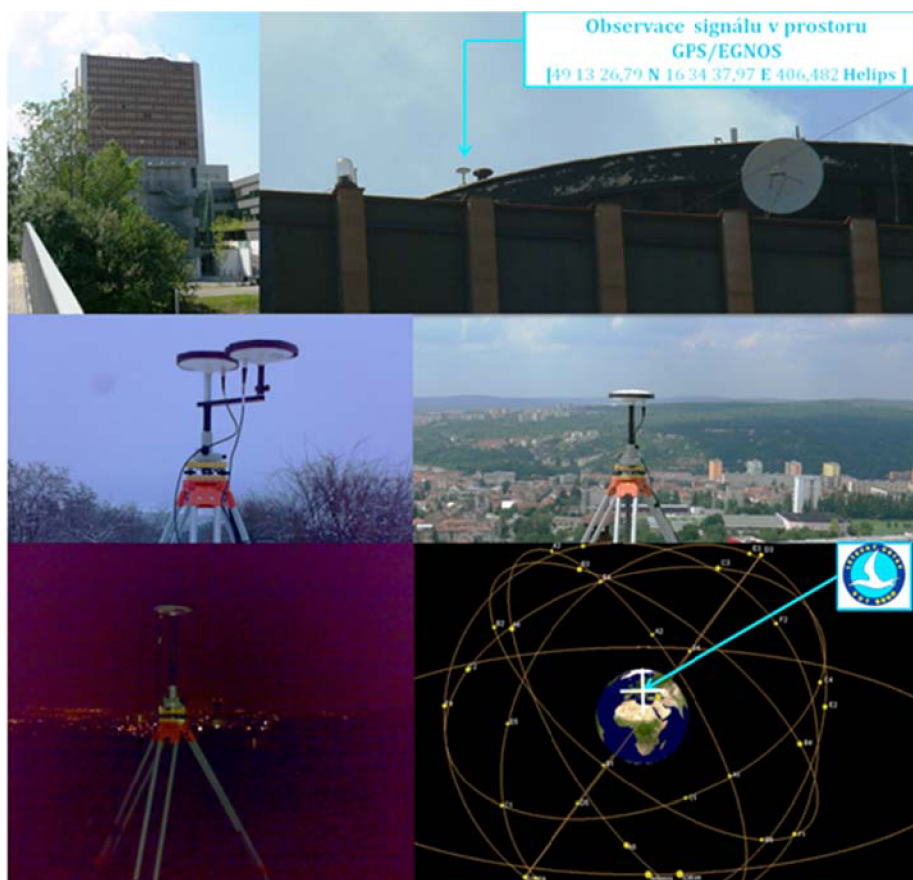
Pro ověření služby GNSS byla na budově Fakulty strojního inženýrství VUT vytvořena permanentní stanice pro sledování signálů GPS a EGNOS. Místo se nachází 2,5 km od stanice TUBO, provozovanou Geodetickým ústavem Fakulty stavební VUT, která poskytuje lokální diferenční korekce RINEX pro měření ProMark 3 kurčení referenčních souřadnic. Lokalizace měřicí platformy na území, které je předmětem šetření, spolu s přesnou znalostí referenčních souřadnic, umožní spolehlivější detekci chyb měření, včetně důsledků závislostí měření GPS/EGNOS, které měřením stálých stanic ESA (požadavek na přesné zaměření není definován) nebo velmi přesných stanic RIMS, na základě jejichž měření jsou generovány systémem diferenční korekce, není možné prakticky zjistit.

S ohledem na zabezpečení potřebné kvality záznamu zpráv EGNOS, využití pouze jedné observační stanice, byly paralelně získávány zprávy MT datovým přenosem ze serveru ESA pro ukládání vyslaných zpráv systémem EGNOS, EMS [42].

¹³ Je navržen v souladu s ICD-GPS-200C, používá úhel masky 5°, provádí výpočty polohy, družice a geometrické vzdálenosti s pomocí aktuální verze souřadnicového systému ECEF (geocentrický zemský souřadnicový systém) Světového geodetického systému - 1984 (WGS-84), stanovuje polohu a čas na základě dat vysílaných ze všech družic v zorném poli, kompenzuje vliv dynamického Dopplerova posuvu na fázi nosné nominálního SPS signálu (pro měření vzdálenosti a kódu C/A), při zjišťování polohy vylučuje nefunkční družice, používá aktuální a interně konzistentní časové údaje a údaje o efemeridách všech družic, které využívá pro stanovení polohy, ztrácí funkčnost v případě, že GPS družice přestane vysílat kód C/A. Přesnost určení polohy plní dvanáctikanálový příjemce, který je schopen sledovat pouze 4 družice.

Tab. 11.2 – Charakteristika použité aparatury

<p>Přijímač: Ashtech ProMark 3 Anténa: Thales NAP 100</p>
<ul style="list-style-type: none"> • 14 paralelních kanálů GNSS • Příjem signálu GPS L1 C/A – kód a fáze a signálů EGNOS/WAAS • Interval obnovy 1 Hz • Protokol NMEA, RTCM CV-104, 2.1, RINEX 2.11 • Provozní teplota přijímače -10°C až 60°C • Provozní teplota antény -40°C až 70°C • Polarizace antény RHCP • Přesnost statického měření <ul style="list-style-type: none"> ○ Horizont: 0,005 m + 1 ppm ○ Vertikála: 0,01 m + 2 ppm • Přesnost měření SBAS <ul style="list-style-type: none"> ○ Horizont: < 1 m ○ Vertikála: < N/A • Přenos dat: USB, RS 232, Bluetooth, paměťová karta SD • Napájení <ul style="list-style-type: none"> ○ Typ baterie: 3.7 V Li-Ion, 3900 mAh ○ Výdrž: 8 – 12 hodin ○ Externí napájení 12



Obr. 11.1 – Instalace základní stanice LÚ

12. Analýza dat a hodnocení experimentu

Hodnocení experimentu a analýza dat využívá znalosti a závěry z předcházejících kapitol a aplikuje zpracovanou metodiku na měření základní stanice LÚ VUT. Před periodickou observací na stanovišti VUT byla provedena řada testovacích měření na trigonometrickém bodě „U střelnice“ a následně na stanovišti VUT, kde byla ověřena správná funkčnost aparatury a zvolených postupů měření. Při výběru umístění bylo zejména nezbytné omezit vliv všech lokálních zdrojů, které by ovlivnily záznam dat a nesplnily by předpoklady konceptu bezchybného uživatelského zařízení, na nichž jsou zpracované metody hodnocení integrity a kontinuity služby vystaveny. Pokud existuje podezření, že mohlo být měření ovlivněno, musí být provedeno šetření k zjištění příčin možných poruch.

Z hlediska rozšířených parametrů výkonnosti služby navigačního systému je možné pro GPS a EGNOS shrnout, že *pracovní oblast* je dle deklarace stavu rozbořem přenosové zprávy EGNOS vymezena prostorem mezi 20° a 70° severní šířky, -40° západní a 40° východní délky. *Interval obnovy* informací 1 Hz byl potvrzen. Zprávy MT byly vždy vysílány oběma deklarovanými geostacionárními satelity v provozu.

12.1. Určení referenčních souřadnic základní stanice

Měření jednofrekvenčním přijímačem jsou zatížena systematickými i náhodnými vlivy, proto není vhodné z hlediska hodnocení aplikací kritických z hlediska bezpečnosti provádět běžně užívané průměrování polohy naměřené GPS/EGNOS. Jednou z možností je zaměřit anténu stanice geodetickým pracovníkem nebo pro účely monitorování funkce GNSS provést opravy dlouhodobého měření stanice na základě korekčních souborů měření GPS stálé geodetické stanice, jež jsou garantované a geodetičtí pracovníci je využívají při jednofrekvenčních měřeních.

Byly provedeny opravy polohového řešení autonomního měření GPS přijímače ProMark 3 na základě referenčního měření geodetické stanice TUBO, provozované na střeše budovy Ústavu geodézie Fakulty stavební VUT. Stanice je součástí České sítě permanentních stanic pro určování polohy, která, mimo jiné, poskytuje za úplatu soubory velmi přesných korekčních dat s deklarovanou přesností korekcí v řádu centimetrů až milimetrů. Stanice je pro výzkumný úkol zcela postačující. Data jsou zpřístupněna v nezávislém formátu GNSS pro výměnu dat RINEX 2.11 nebo 2.10.

V programovém prostředí *GNSS Solution* (Ashtech) byly vypočítány polohové souřadnice antény platformy v autonomním a diferenčním režimu s aplikací korekčních dat ze stanice TUBO (Brno) metodou vyrovnání měření pro každé měření v Tab. 12.1. Zvolená metoda určení souřadnic základní stanice LÚ VUT poskytuje stabilní hodnoty a může být použita pro určení souřadnic dalších měřících stanic.

Referenční souřadnice antény byly určeny:

E [16° 34' 37,97056"], N [49° 13' 26,78621"], $H_{\text{elips}} = 406,48$ m

Tab. 12.1 – Stabilita polohových souřadnic antény základní stanice, vypočtená denním průměrováním odhadnutých řešení

Datum	DOY	E [°/' /"]	N [°/' /"]	H _{elips} [m]
09.-10. 06. 2010	161-162	16° 34' 37,97634"	49° 13' 26,84799"	407,606
21.-22. 07. 2010	202-203	16° 34' 37,97721"	49° 13' 26,86170"	405,548
22.-23. 07. 2010	203-204	16° 34' 37,98365"	49° 13' 26,87252"	406,030
17.-18. 01. 2011	017-018	16° 34' 38,00084"	49° 13' 26,82472"	406,493
21.-22. 03. 2011	080-081	16° 34' 37,99009"	49° 13' 26,83052"	406,629
06.-08. 04. 2011	096-097	16° 34' 37,98080"	49° 13' 26,82424"	407,325

Tab. 12.2 – Polohové souřadnice antény základní stanice po vyrovnání metodou nejmenších čtverců - data korekcí ze stanice TUBO

Datum	DOY	E [°/' /"]	N [°/' /"]	H _{elips} [m]
09.-10. 06. 2010	161-162	16° 34' 37,96824"	49° 13' 26,78407"	406,486
21.-22. 07. 2010	202-203	16° 34' 37,97068"	49° 13' 26,78637"	406,482
22.-23. 07. 2010	203-204	16° 34' 37,97086"	49° 13' 26,78669"	406,488
17.-18. 01. 2011	017-018	16° 34' 37,97106"	49° 13' 26,78653"	406,459
21.-22. 03. 2011	080-081	16° 34' 37,97129"	49° 13' 26,78640"	406,481
06.-07. 04. 2011	096-097	16° 34' 37,97117"	49° 13' 26,78719"	406,476

12.2. Výsledky analýzy charakteristik výkonnosti SIS GNSS

Pro základní charakteristiku systému data nejsou filtrována podle dostupnosti letového postupu a zohledňují tak obecný charakter chyb systému bez omezení na požadavky civilního letectví pro danou fázi letu. Zpracováváme kampaň pěti měření, získaných při observacích signálů GPS/EGNOS základní stanice LÚ VUT, přičemž podrobněji uvádíme zpracování výsledků v souladu s metodikou pro měření ze dnů 24. 05. - 25. 05. 2011. Zprávy MT byly vyslány z GEO PRN 120.

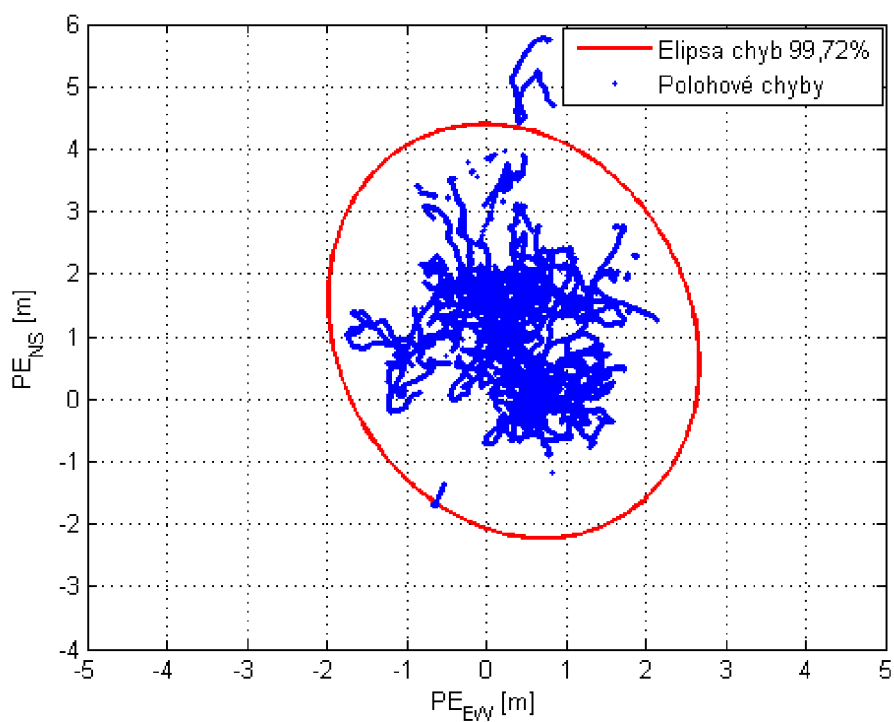
Dle [12] pro navigační systémy obecně platí, že pokud je série měření provedena na jedné navigační soustavě (GPS/EGNOS), budou výsledky seskupené v okolí referenčního bodu měření. A pokud nebude do automatické funkce systému úmyslně zasahováno a výsledky se nebudou významně měnit v čase, lze prakticky předpokládat přibližně stacionaritu a ergodicitu.

Před zahájením analýzy dat byly odstraněny extrémní hodnoty vlivem lokálního efektu a prvních 1000 vzorků pro omezení vlivu konstanty vyhlazovacího filtru a načtení zpráv EGNOS přijímačem. Nalezené chyby v měření jsou náhodné i systematické. Náhodné chyby reprezentují nevyhnutelný příspěvek chyb, ať už vlivem působení nedokonalosti modelu systému, funkce pozemního a kosmického segmentu, metody měření, nezávislých příspěvků chyb, jakými jsou

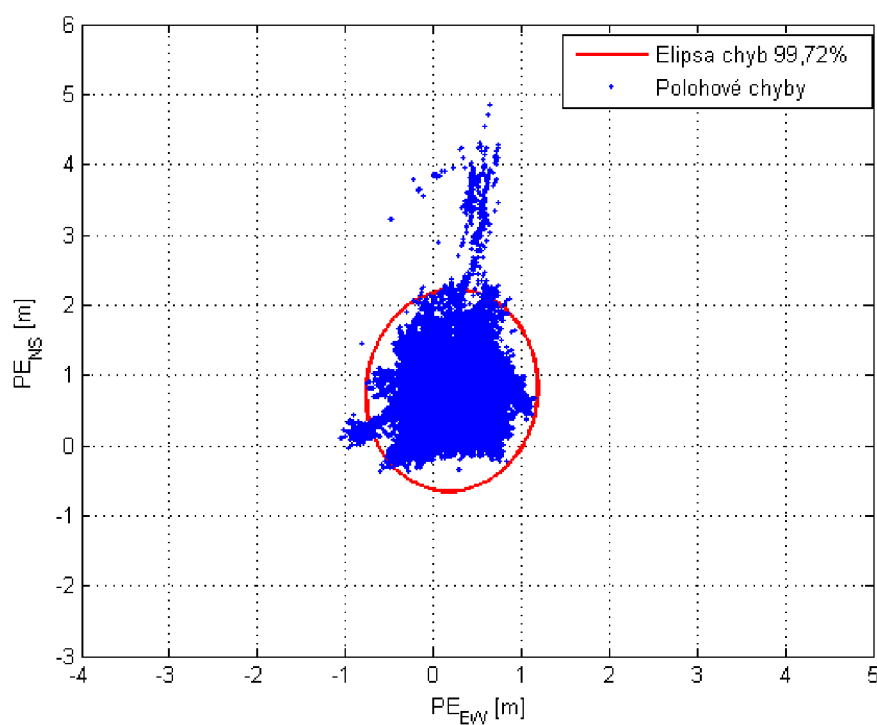
chyby efemerid, hodin satelitu, atmosférické chyby a další. Celkový šum měření jsme vyjádřili směrodatnou odchylkou normálního rozdělení pravděpodobnosti. Systematické chyby jsou popsány jako vychýlení střední hodnoty polohy vzhledem k referenčním souřadnicím antény.

Diskuze nad výsledky a závěry

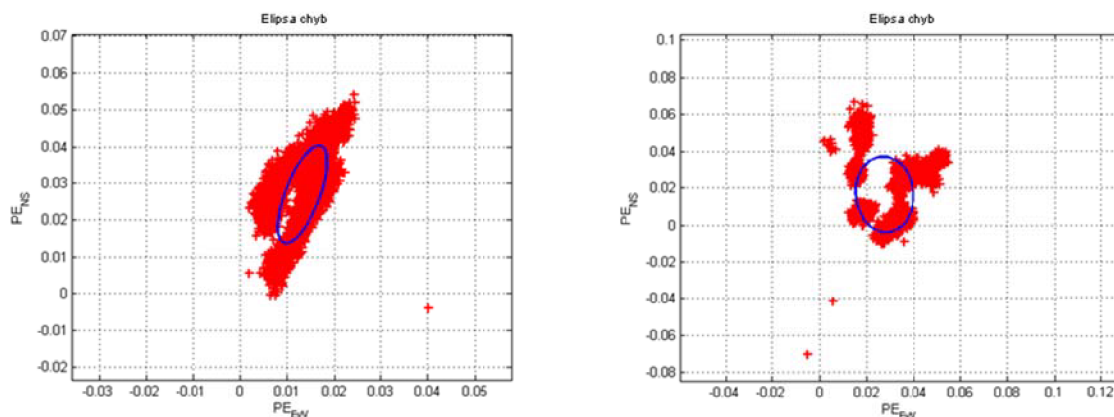
- Při průběžném studiu výsledků aplikace metody elips chyb v různých časových intervalech docházelo k výrazné změně průběhu její velikosti a směru. Uvedená skutečnost potvrzuje správnost minimálního intervalu záznamu pro hodnocení polohových chyb.
- Vzájemný vztah mezi hodnotami složek horizontálních chyb ve směru os sever-jih a východ-západ vyplývá z korelační matice, ze které lze usuzovat slabou korelaci dat ve sledovaném intervalu (viz Tab. 12.3, Obr. 12.1 a Obr. 12.2). V intervalu pravidelné observace byla hodnota korelačního koeficientu vždy menší, než 0,17. Rozložení chyb není ve sledovaných intervalech zcela do kruhu. Odchylka polohové chyby ve směru sever-jih nabývala větší hodnoty, než ve směru východ-západ, jak je patrné z popisných statistik výběrového souboru a z velikosti a orientace hlavní poloosy elipsy.
- Měření v módu EGNOS PA vykazovalo značně větší přesnost určení polohy. Vzorky ležící ve výběrových intervalech charakterizovaly opět elipsy o různých velikostech a orientaci. Přítomny byly odlehlé výsledky, které jednoznačně nesledují průběh četnosti výskytu udávaného normálním rozdělením.
- V základních intervalech observace byla prokázána korelačním koeficientem velmi slabá závislost složek chyb v lokálním horizontálním souřadném systému. Jejich popis je uveden jednorozměrnými charakteristikami výběrového souboru v osách lokálního souřadného systému. Pro grafické zobrazení výsledků měření pro dny observace 24. – 25. 5. 2011 jsou patrné odlehlé hodnoty. Skutečnost, že se chyby vyskytují za hranicí 3σ vedou k hledání příčiny, že data nesledují předpokládanou četnost normálního rozdělení v následujících kapitolách. Referenční poloha antény přijímače ležela vždy uvnitř elipsy chyb 95%.
- Velikost a orientace elipsy chyb se mění podle rozsahu výběru, zejména v krátkých intervalech stovek až tisíců vzorků, stejně jako velikost korelace.
- Hodnoty variačního rozpětí a maxim chyb dokazují, že EGNOS není schopen kompenzovat všechny důsledky chyb měření GPS na chybu polohy EGNOS pouze poskytováním diferenčních základních a přesných korekcí, které mohou v GPS vzniknout. Riziko narušení limitů SIS GNSS, zejména ve vertikální doméně, vlivem nárůstu chyb musí být minimalizováno funkcí integrity.



Obr. 12.1 – Polohové chyby v módu Autonomní GPS a elipsa chyb 99,72%

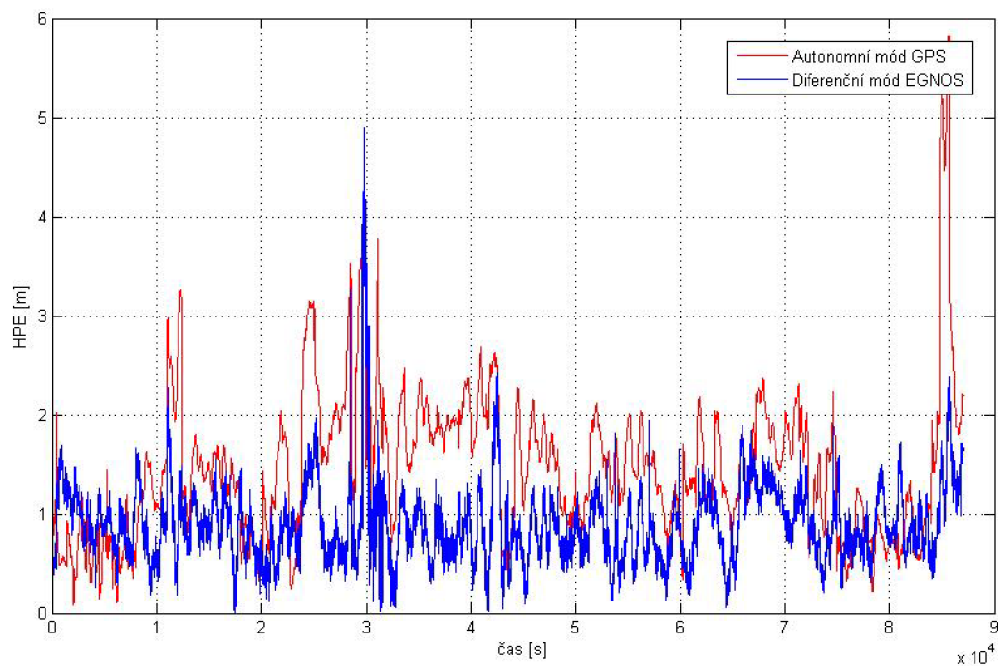


Obr. 12.2 – Polohové chyby v diferenčním módu EGNOS a elipsa chyb 99,72%

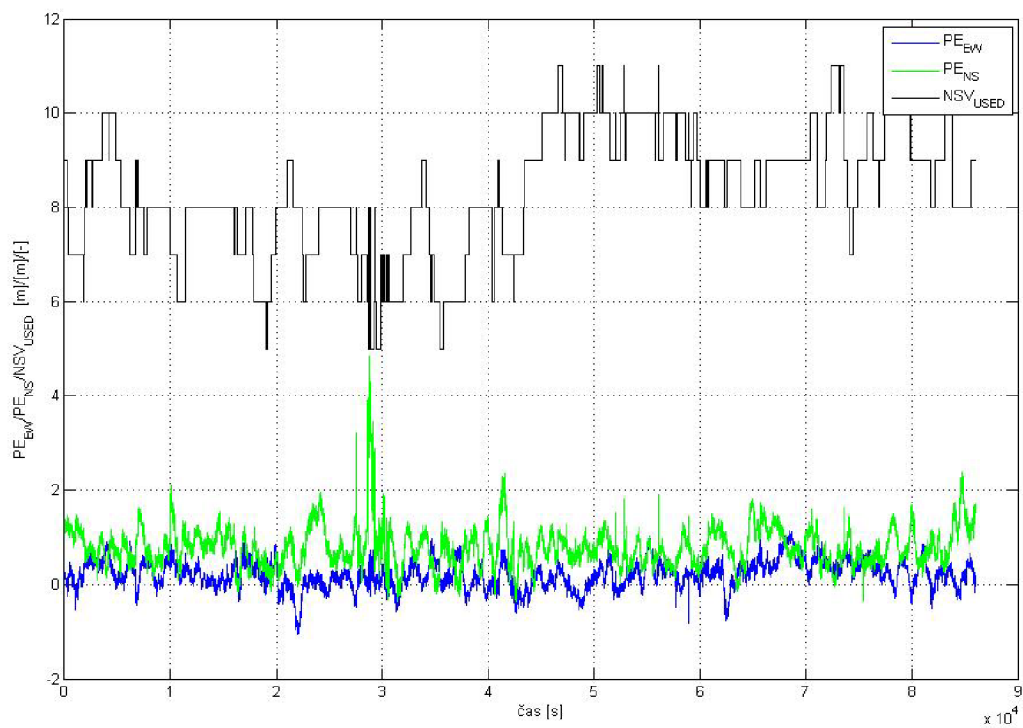


Obr. 12.3 – Výběr polohových chyb z jednodenního souboru dat v módu PA a elipsa chyb 95%; nalevo vzorky 3500-10000, napravo vzorky 64000 – 84000

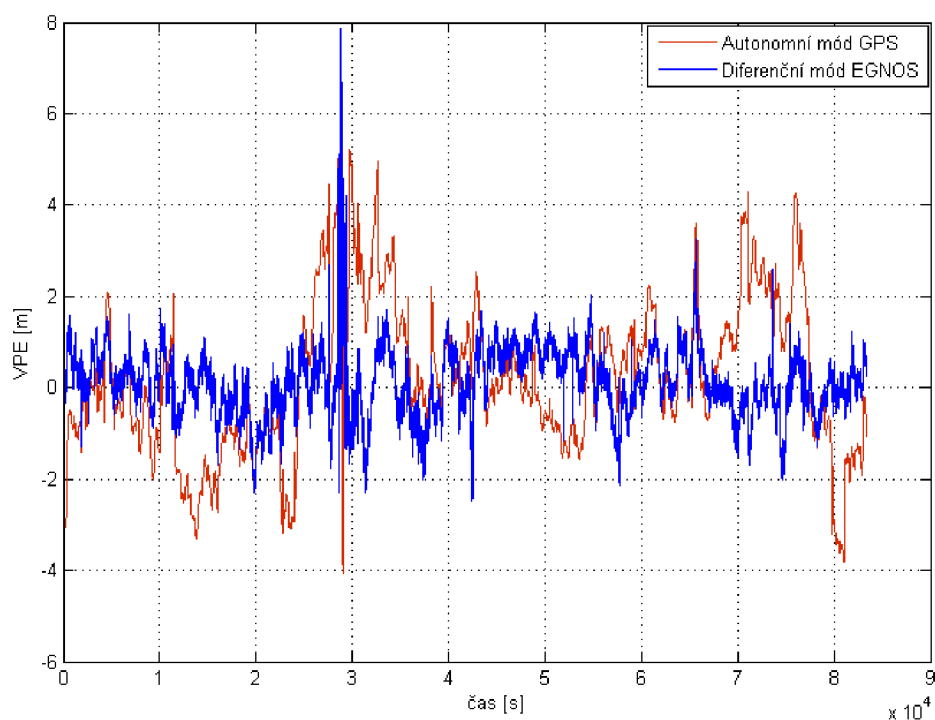
- Zpracováním dat měření v autonomním módu GPS byla popsána náhodná a systematická chyba polohy ve všech měřeních, jejichž dominantní složky jsou v severním směru. Vliv chyb při měření GPS se projevuje relativně vzhledem ke spojenci uživatel-satelit. Velikost chyby polohy je ovlivněna matematickou metodou výpočtu. Pro autonomní mód měření k jednotlivým satelitům nejsou vážena měření jednotlivým satelitům, proto se efekt geometrie systému projeví výrazněji. Připomeňme, že atmosférické chyby měření jsou závislé na elevaci satelitu vzhledem k poloze uživatele. Velikost chyby je však z hlediska požadavků přesnosti pro fáze letu ENR, TMA a LNAV zanedbatelná.
- Kompenzace polohové chyby systémem EGNOS byla předmětem porovnání výsledků s výsledky měření ENGOS. Z Obr. 12.2 je patrné, že aplikací korekcí systému EGNOS a metody výpočtu VMNČ dochází k významnému snížení náhodné i systematické chyby v poloze ve srovnání s autonomním řešením GPS. Velikost náhodné i systematické chyby je vzhledem k požadavkům na přesnost pro všechny zkoumané kategorie přiblížení prakticky.
- Při měření EGNOS využíváme nižší, nejvýše stejný, počet satelitů odpovídajících v autonomním módu GPS. Pro posouzení geometrie také platí, že chyba polohy nemůže být porovnána pouze faktory DOP (předpokládají stejnou chybu měření ke všem satelitům), ale musí být zohledněno vážení měření k jednotlivým satelitům, které omezí projekci chyb ze satelitů s vyšší předpokládanou chybou měření.
- Jak je patrné z grafů časové řady, horizontální i vertikální chyba je v popisovaném měření v diferenčním módu EGNOS větší než v autonomním módu GPS, což z popisných statistik výběrového souboru nemusí být obecně zřejmé.



Obr. 12.4 – Časová řada chyb HPE pro autonomní mód GPS a diferenční mód EGNOS



Obr. 12.5 – Časová řada chyb PE_{EW} , PE_{NS} pro mód PA



Obr. 12.6 – Časová řada chyb VPE pro autonomní mód GPS a diferenční mód EGNOS

Tab. 12.3 – Kovarianční a korelační matice polohových chyb výběrového souboru dat pro získaná měření z diferenčního a autonomního módu GPS

Datum	DOY	Označení matice	Autonomní mód GPS		Diferenční mód EGNOS	
22. – 23. 3. 2011	080-081	C	0,47	-0,07	0,13	-0,02
			-0,07	0,85	-0,02	0,17
		R	1	-0,11	1	-0,10
			-0,11	1	-0,10	1
6. – 7. 4. 2011	092-093	C	0,84	-0,19	0,16	-0,05
			-0,12	0,83	-0,05	0,18
		R	1	-0,10	1	-0,31
			-0,10	1	-0,31	1
22. – 23. 4. 2011	112-113	C	0,66	0,13	0,10	-0,02
			0,13	0,77	-0,02	0,14
		R	1	0,18	1	-0,13
			0,18	1	-0,13	1
24. – 25. 5. 2011	144-145	C	0,46	-0,11	0,08	0,00
			-0,11	0,95	0,00	0,18
		R	1	-0,17	1	0,03
			-0,17	1	0,03	1
10. – 11. 6. 2011	161-162	C	0,47	0,06	0,08	-0,02
			0,06	0,85	-0,02	0,12
		R	1	0,10	1	-0,21
			0,01	1	-0,21	1

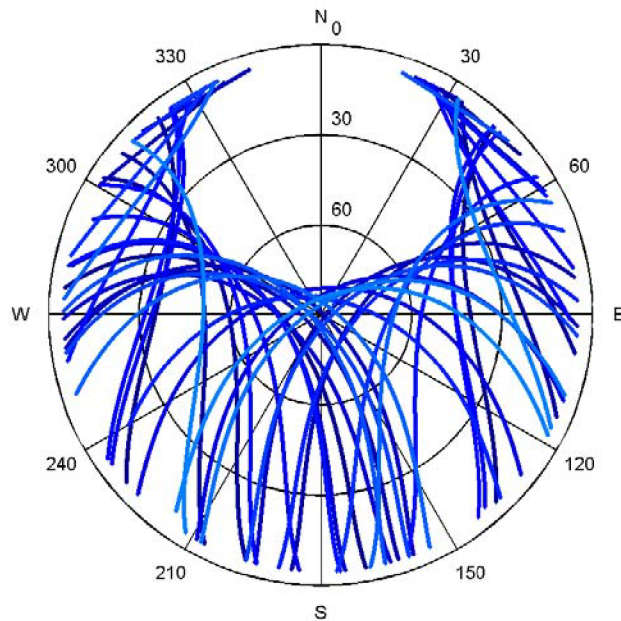
Tab. 12.4 - Odhadované parametry výběrového souboru pro získaná měření z diferenčního módu EGNOS a autonomního módu GPS pro periodická měření

		Diferenční mód EGNOS				Autonomní mód GPS			
		EW	NS	HPE	VPE	EW	NS	HPE	VPE
Ozn.	DOY Rok GEO	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]
x_{min}	80 2011 120	-1,79	-0,74	0,02	-8,90	-1,63	-1,41	0,00	-4,54
x_{max}		2,74	2,31	3,44	3,71	3,01	4,68	4,69	12,2
\bar{x}		0,45	0,71	0,93	0,11	0,60	0,10	1,42	1,18
\tilde{x}		0,44	0,69	0,89	0,20	0,47	0,96	1,38	1,15
s		0,35	0,39	0,36	0,83	0,68	0,90	0,79	3,32
$x_{(n)}-x_{(1)}$		4,52	3,10	3,43	12,61	4,64	6,09	4,69	16,7
x_{min}	96 2011 120	-1,45	-1,18	0,01	-3,15	-1,91	-1,66	0,12	-7,64
x_{max}		2,08	3,24	3,51	5,07	3,07	8,49	8,62	15,2
\bar{x}		0,38	0,44	0,72	0,70	0,88	1,84	2,33	3,55
\tilde{x}		0,37	0,45	0,70	0,69	0,78	1,68	2,18	2,80
s		0,33	0,39	0,30	0,79	0,87	1,36	1,16	5,75
$x_{(n)}-x_{(1)}$		3,54	4,42	3,51	8,22	4,98	10,2	8,50	22,8
x_{min}	112 2011 120	-0,88	-1,19	0,00	-3,16	-1,77	-0,6	0,01	-4,55
x_{max}		1,45	1,97	1,97	2,39	2,47	4,79	4,88	11,7
\bar{x}		0,30	0,54	0,73	-0,19	0,36	1,34	1,65	2,86
\tilde{x}		0,29	0,55	0,71	-0,09	0,37	1,22	1,59	2,8
s		0,30	0,37	0,28	0,73	0,80	0,87	0,79	4,48
$x_{(n)}-x_{(1)}$		2,32	3,16	1,99	5,56	4,24	5,41	4,87	16,3
x_{min}	144 2011 120	-1,06	-0,36	0,01	-2,50	-1,74	-1,72	0,08	-4,54
x_{max}		1,15	4,86	4,90	7,86	2,14	5,78	5,82	5,20
\bar{x}		0,21	0,79	0,88	0,12	0,34	1,10	1,47	0,18
\tilde{x}		0,21	0,75	0,84	0,11	0,38	1,13	1,40	0,04
s		0,28	0,42	0,39	0,77	0,68	0,97	0,75	1,68
$x_{(n)}-x_{(1)}$		2,21	5,22	4,89	10,36	3,90	7,49	5,74	9,73
x_{min}	161 2011 120	-0,96	-0,76	0,00	-2,41	-1,74	-1,07	0,10	-3,82
x_{max}		1,21	1,87	1,89	2,17	2,16	5,78	5,82	9,27
\bar{x}		0,25	0,55	0,69	0,05	0,32	1,39	1,65	2,76
\tilde{x}		0,26	0,54	0,68	0,07	0,32	1,36	1,58	3,08
s		0,28	0,34	0,28	0,61	0,69	0,99	0,80	2,70
$x_{(n)}-x_{(1)}$		2,17	2,63	1,89	4,58	3,40	6,85	5,72	13,1

- Na základě analýzy dat byl učiněn závěr, že odchýlení polohových vzorků v severním směru bylo způsobeno snížením počtu využitelných satelitů pro výpočet EGNOS. Satelity PRN 21 a PRN 25 v čase vzniku události nesměly být dle zprávy EGNOS používány. Měření vzdálenosti s využitím geostacionárních satelitů PRN 120 a PRN 124 nebylo možné. PRN 14 neměl dostupné platné Dopplerovské měření a byl označen jako nevyužitelný. Další analýzou přenášených zpráv bylo zjištěno, že indikátor 15. veličiny URA (maximální možný) deklaroval, že satelit není možné využít pro měření vzdálenosti, což je jedna z funkcí systému SBAS. I přes původní předpoklad zlepšení geometrie služby měřením k satelitům GEO ji nelze v současné době při určování polohy s leteckým přijímačem ke GEO satelitům dosáhnout.
- V časovém úseku před vznikem události diskontinuity bylo využíváno 6 SV (PRN 31, PRN 29, PRN 2, PRN 12, PRN 4, PRN 9). Na základě hodnocení geometrie kosmického segmentu, zdrojů chyb a jejich odchylek bylo zjištěno, že hlavní příčinou vzniku nastoupené události diskontinuity bylo snížení počtu satelitů ve výpočtu z počtu 6 na 5. Počet viditelných satelitů byl 10. Tomu odpovídala rychlá změna faktorů snížení přesnosti (HDOP z 1,11 na 6,65) v situaci, kdy kromě jediného satelitu bylo zbylých 5 v segmentu 49° na nebeské sféře, mezi 16° a 65° úhlu elevace, vzhledem k místu referenční stanice. Měření k satelitu PRN 9 s elevací 7° a azimutem 153° bylo možné využít ve výpočtu dalších 330 sekund před dosažením masky přijímače 5° . Nedostupností zprávy vertikálního ionosférického zpoždění UIVD pro bod průniku signálu PRN 9 ionosférickou sítí, nedostupností ionosférických korekcí, při úhlu elevace v rozmezí mezi 5° - $7,5^\circ$, došlo k významné degradaci geometrie. Satelit byl vyřazen z masky vysílané zprávy MT, i když signál satelitu PRN 10 nově přijímaného byl zařazen do výpočtu za 895 sekund.
- Bylo zjištěno, že poloha uživatele v pracovní oblasti EGNOS a geometrie základní konstelace může mít při aktuálním systému vysílání všech zpráv EGNOS maskou MT 1 za následek výpadek dostupnosti služby SoL GPS/EGNOS.
- Analyzovanou chybu podpory masky MT je třeba odlišit od chyb svými projevy v poloze zdánlivě podobných, kdy vlivem rozdílu mezi rychlostí změny měřené pseudovzdálenosti a počtu načtených cyklů fáze nosného kmitočtu překročí mez a v důsledku filtrace signálu v přijímači ovlivní přesnost určení polohy i v řádu stovek sekund. Vzniklou chybu v poloze bude možné identifikovat jednak z empirické distribuční funkce normalizovaných chyb, a také v histogramech Stanford, zobrazujících řešení pro všechny konstelace a konstelace kritické. Skluz fáze a případná ztráta zaklíčování znamená nutnost opětovného zařazení satelitu do výpočtu a v časovém intervalu expozice 15 s pro přiblížení APV nebo CAT I již nemůže být satelit do výpočtu zařazen. Letadlo musí pokračovat v letu podle indikovaných hodnot HPL, VPL. K obdobným jevům může docházet vlivem scintilace ionosféry (rychlé změny fáze a amplitudy signálu vysílaného satelitem, způsobené nepravidelnostmi a turbulencemi v ionosféře). Pokud není dodržen interval aktualizace zpráv, dochází zpravidla nejprve ke zvýšení odhadu zbytkové chyby uživatelským zařízením, až k vyřazení měření satelitu z výpočtu.

Tab. 12.5 – Vliv geometrie sníženého počtu satelitů a nedostupnost ionosférické korekce na polohovou chybu

WEEK	TOW	SV	VDOP	PDOP	ΔH	ΔNS	ΔEW	ΔHOR
[-]	[s]	[-]	[-]	[-]	[m]	[m]	[m]	[m]
1637	240 253	6	1,5	1,86	0,42	1,03	0,05	1,03
1637	240 254	5	6,65	7,86	4,94	3,5	0,41	3,52



Obr. 12.7 – Zobrazení satelitů na nebeské sféře

- Diskontinuita vzniká nejčastěji v důsledku zvyšování odhadu zbytkových chyb pro měření k satelitům, zhoršením geometrie využitelné konstelace satelitů, nebo přijetím výstražné zprávy. Diskontinuitu označujeme časovým okamžikem vyjádřeným počtem vteřin v daném týdnu GPS a délkou trvání.
- Zobrazení trajektorie satelitů relativně k místu pozorovatele/observační stanice v průběhu 24 hodin ve dnech 24. – 25. 05. 2011 poukazuje na důsledky navržené inklinace orbit satelitů GPS 55°. Překročení zeměpisné šířky uživatelem o úhel větší, nežli je teoretická hodnota inklinace drah, vede k význačné změně hodnoty DOP a tedy přesnosti určení polohy, následkem čehož lze očekávat snížení dostupnosti GNSS. Z grafu konstelace satelitů (Obr. 12.7) vyplývají předpoklady pro dostupnou geometrii, které jsou inherentní systému GPS s danou konstelací a které budou předmětem analýzy dat při uplatnění diferenciálních korekcí.

Pro pokračující kampaň měření základní stanice LÚ VUT ve dnech uvedených v Tab. 12.6 byly vypočítány požadované charakteristiky výkonnosti. Současně byly analyzovány i ostatní parametry výkonnosti. V první fázi vývoje EPRS byly výpočty použity pro přiblížení výkonnosti APV I, II a CAT I.

Tab. 12.6 – Dny observace signálu GNSS základní stanicí LÚ VUT pro hodnocení všech parametrů SIS GNSS

Pořadí	Datum
1	22. - 23. 04. 2011
2	24. - 25. 05. 2011
3	10. - 11. 06. 2011
4	27. - 28. 01. 2012

Podrobné grafické výsledky aplikace metodiky jsou zpracovány dále pro měření z intervalu 24. 05 – 25. 05. 2011. Numerické výsledky jsou zpracovány tabulárně pro všechny dny měření.

- I přes původní předpoklad zlepšení geometrie služby měřením k satelitům GEO, nelze měření pseudovzdálenosti v současné době s leteckým přijímačem ke GEO provádět. Analýzou přenášených zpráv bylo zjištěno, že indikátor 15. veličiny URA (maximální možný) deklaroval, že satelit není možné využít.
- Hodnoty HDOP nepřekročily v autonomním módu GPS hodnotu 6, která je jednou z podmínek využitelnosti SPS GPS pro postupy ENR, TMA, LNAV.
- Přesnost z hlediska požadavků na signál v prostoru GPS/EGNOS byla pro všechny analyzovaná přiblížení dostatečná.

Tab. 12.8 – Dny observace signálu GNSS základní stanicí LÚ VUT pro hodnocení parametrů SIS GNSS

	n_p [-]	APP	n_d [-]	N_D [-]	P_{Dsw} [%]	D [%]	MI [-]	HMI [-]
1	86606	APV I	86606	0	0	100,00	0	0
		APV II	83569	55	0,249	96,493	0	0
		CAT I	25490	1338	12,401	29,432	0	0
2	86601	APV I	85984	2	0,029	99,00	0	0
		APV II	81157	26	0,238	93,00	0	0
		CAT I	15291	696	10,222	17,657	0	0
3	86624	APV I	86624	0	0	100,00	0	0
		APV II	80548	532	1,649	98,10	0	0
		CAT I	20722	824	10,221	35,90	0	0
4	85800	APV I	84151	0	0	100,00	0	0
		APV II	84151	3	0,053	98,078	0	0
		CAT I	30816	1574	11,374	35,916	0	0

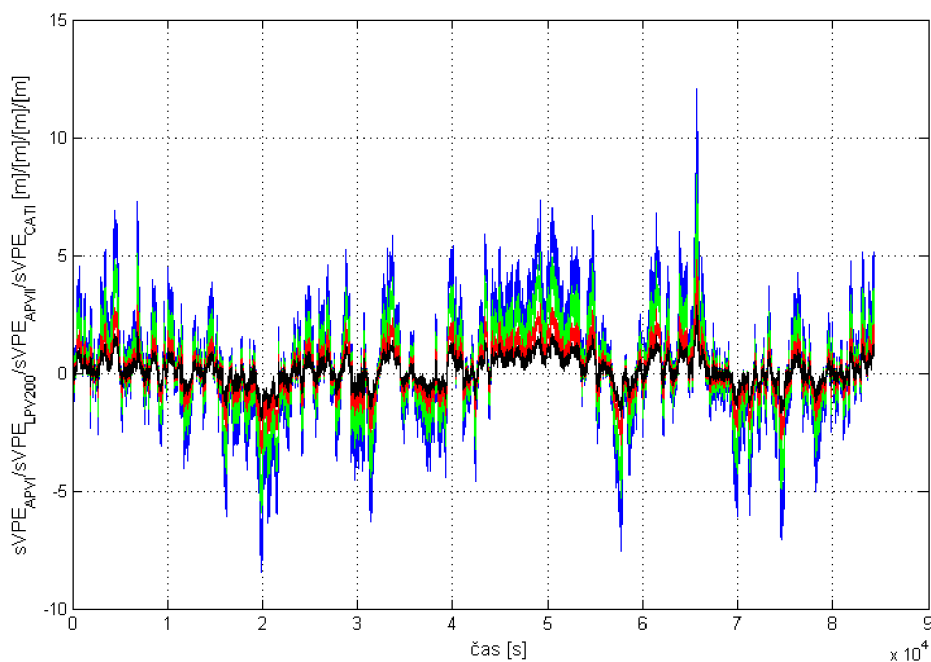
Tab. 12.7 – Naměřené a vážené hodnoty NSE (SIS GNSS) podle letového postupu

	APV I				APV II				CAT I			
	HNSE [m]	sHNSE [m]	VNSE [m]	sVNSE [m]	HNSE [m]	sHNSE [m]	VNSE [m]	sVNSE [m]	HNSE [m]	sHNSE [m]	VNSE [m]	sVNSE [m]
1	1,20	5,75	1,52	5,72	1,21	5,78	1,50	2,23	1,11	5,69	1,23	1,37
2	1,47	6,85	1,31	4,92	1,48	6,91	1,29	1,99	1,25	6,22	1,18	1,32
3	1,19	5,51	1,23	4,69	1,17	5,57	1,23	1,91	1,16	5,59	1,21	1,31
4	1,23	5,83	1,38	5,10	1,23	5,84	1,38	2,05	1,21	6,06	1,13	1,22

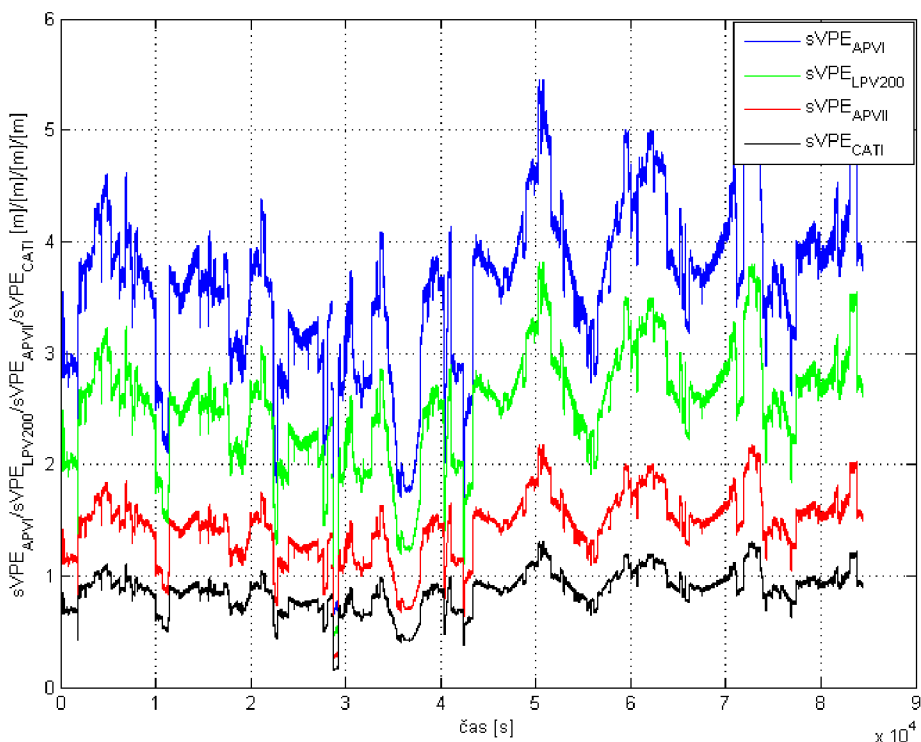
Tab. 12.8 – Limitní hodnoty chyb a ochranných limitů

	TOW	HPE [m]	HPL [m]	nHPE [m]	VPE [m]	VPL [m]	nVPE [m]
nHPE	235820	1,96	8,08	0,24	-0,72	15,50	0,05
nVPE	277263	1,34	8,59	0,16	3,26	13,51	0,24
HPE _{max}	240370	4,90	47,27	0,10	7,86	74,97	0,11
VPE _{max}	240370	4,90	47,27	0,10	7,86	74,97	0,11
HPL _{min}	269168	0,34	6,25	0,06	-1,53	12,57	0,12
VPL _{min}	262311	0,98	7,97	0,12	0,97	9,17	0,11

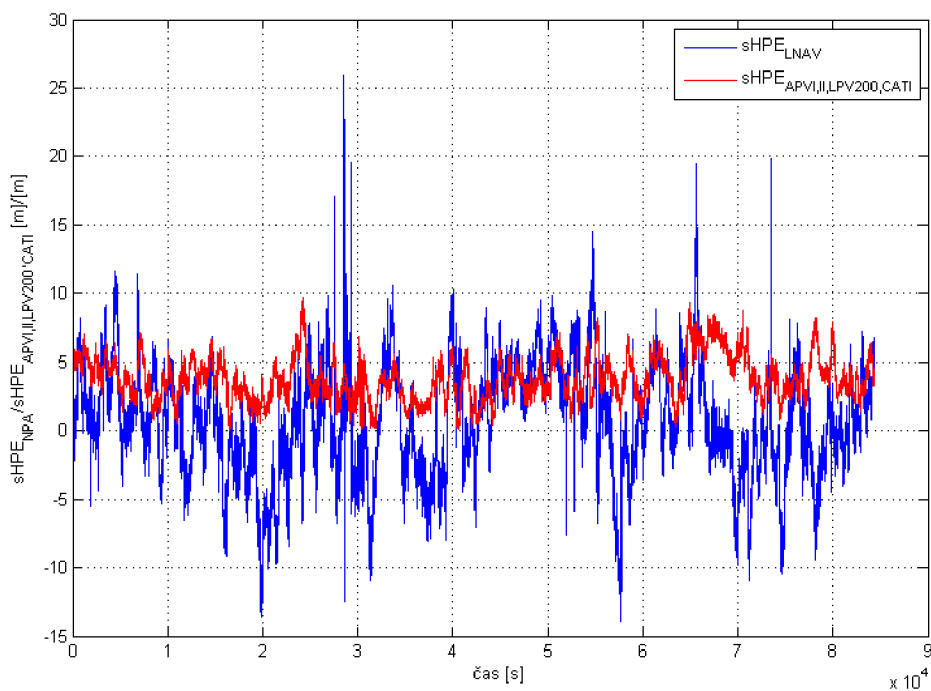
- Hodnoty maximálních polohových chyb při výpočtu všech kombinací satelitů pro dostupná řešení dosahovaly v horizontu 9 m a ve vertikále postupně pro APV I/APV II/CAT I hodnot 11,5/5,5/2,5 m. Normalizované polohové chyby jsou zobrazeny na Obr. 12.15 ve formě empirické distribuční funkce. Hodnoty ve všech provedených měřeních se nacházely v limitech přesnosti SIS GNSS vybraných letových postupů.
- Z analýzy dat provedené observační kampaně vyplývá, že systém EGNOS neposkytoval ve dnech měření službu kritickou z hlediska bezpečnosti pro civilní letectví s dostatečnou kontinuitou pro požadovanou úroveň výkonnosti APV II a CAT I, požadavek APV I byl narušen v jednom případě.
- Dostupnost navigační služby splnila požadavky pouze pro APV I.
- Vliv ztráty dostupnosti přesných diferenčních korekcí EGNOS v testovém módu NPA nebo módu PA s následným přechodem do testového módu NPA, jejich náhrada ionosférickými korekcemi a modelem odhadu zbytkové chyby, jsou zobrazeny níže. Jak z grafů vyplývá, důsledky poruchy se projeví zejména ve vertikálním směru (Obr. 12.12). Význam dostupnosti reprezentativních ionosférických korekcí pro vertikální vedení je viditelný z časových řad příkladu HPE_{NPAi} a VPE_{NPAi} , ve kterých byly ionosférické korekce z výpočtu odstraněny.



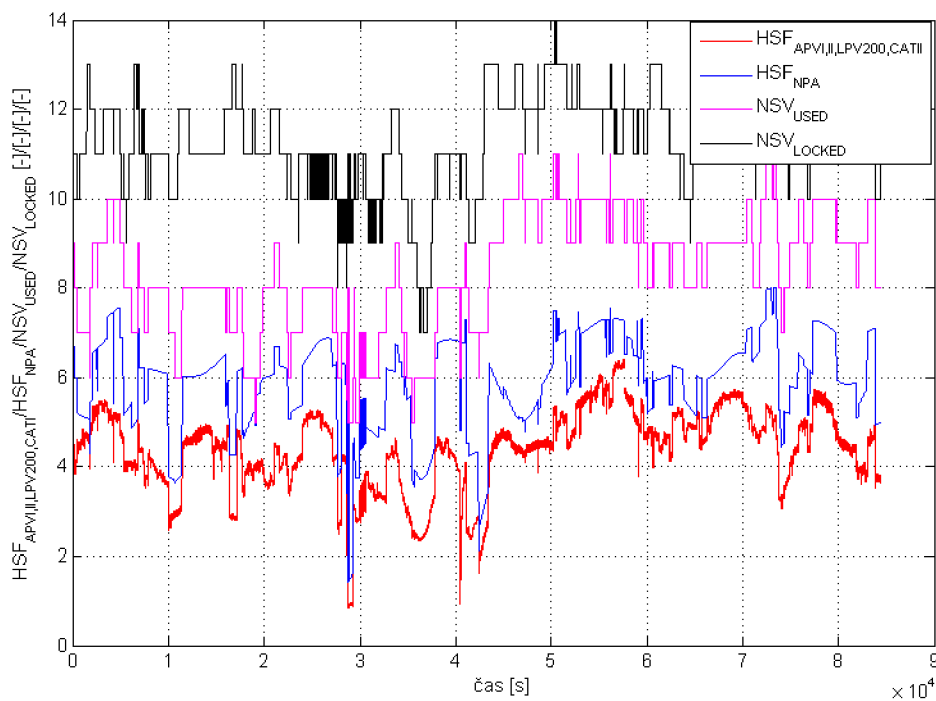
Obr. 12.8 – Časový průběh váhovaných vertikálních polohových chyb pro jednotlivé typy přiblížení



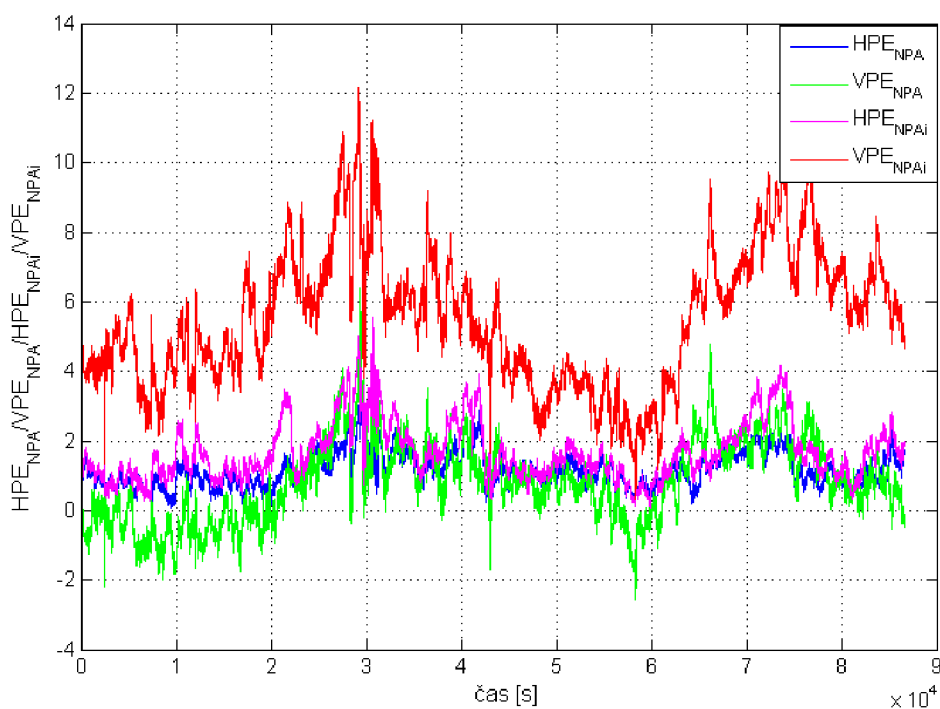
Obr. 12.9 – Časový průběh váhovacích faktorů pro jednotlivé typy přiblížení



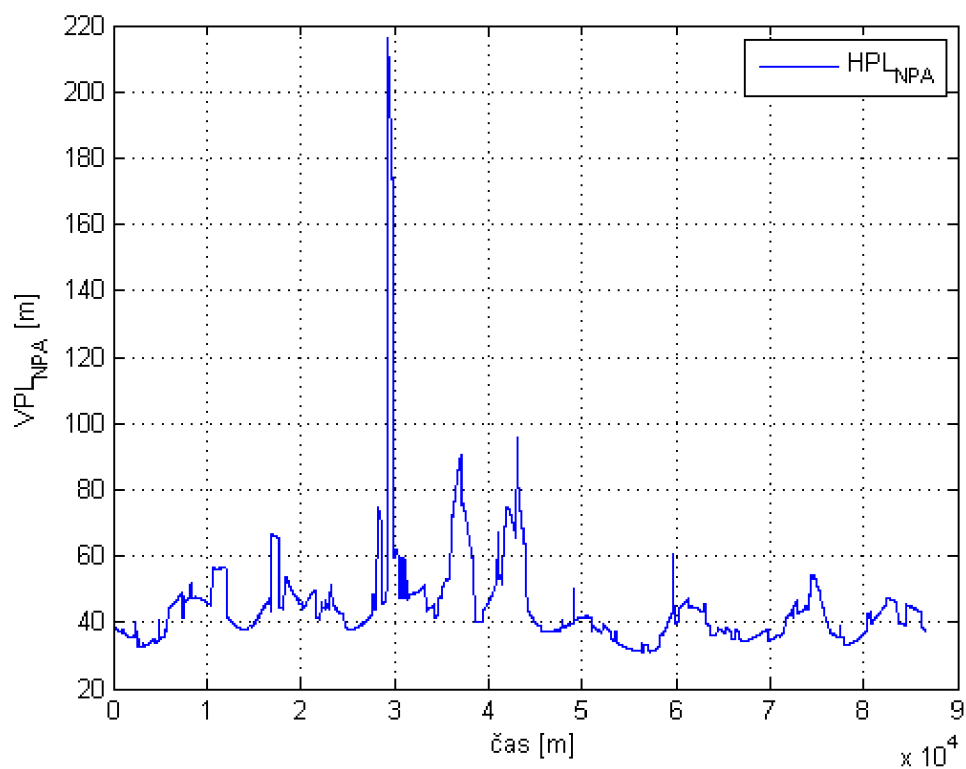
Obr. 12.10 – Časový průběh vážených polohových chyb pro postupy LNAV, postupy s vertikálním vedením a CAT I



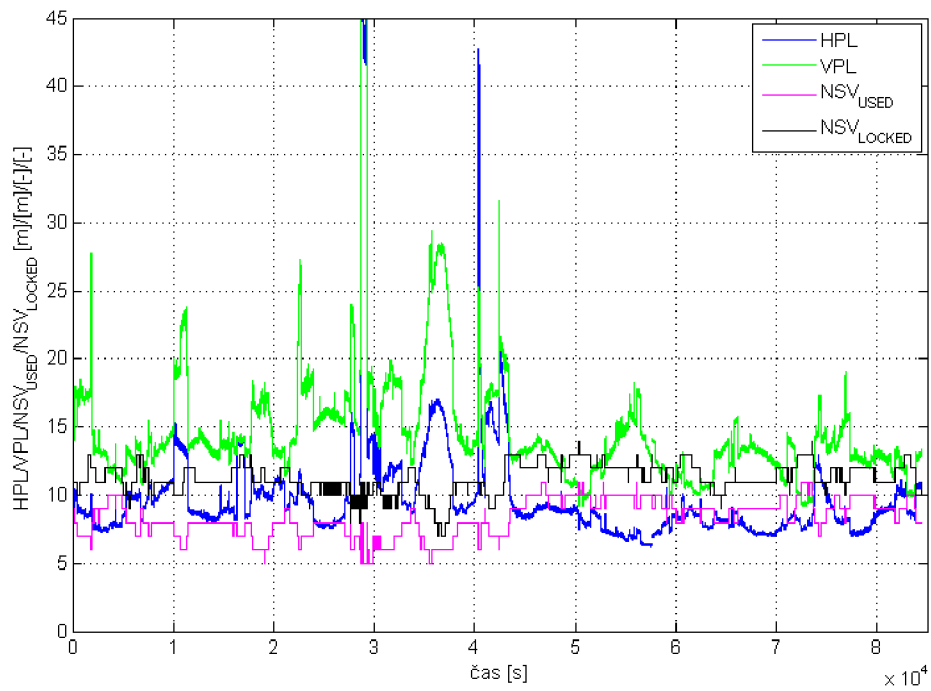
Obr. 12.11 – Časový průběh horizontálních váhovacích faktorů pro jednotlivé typy přiblížení



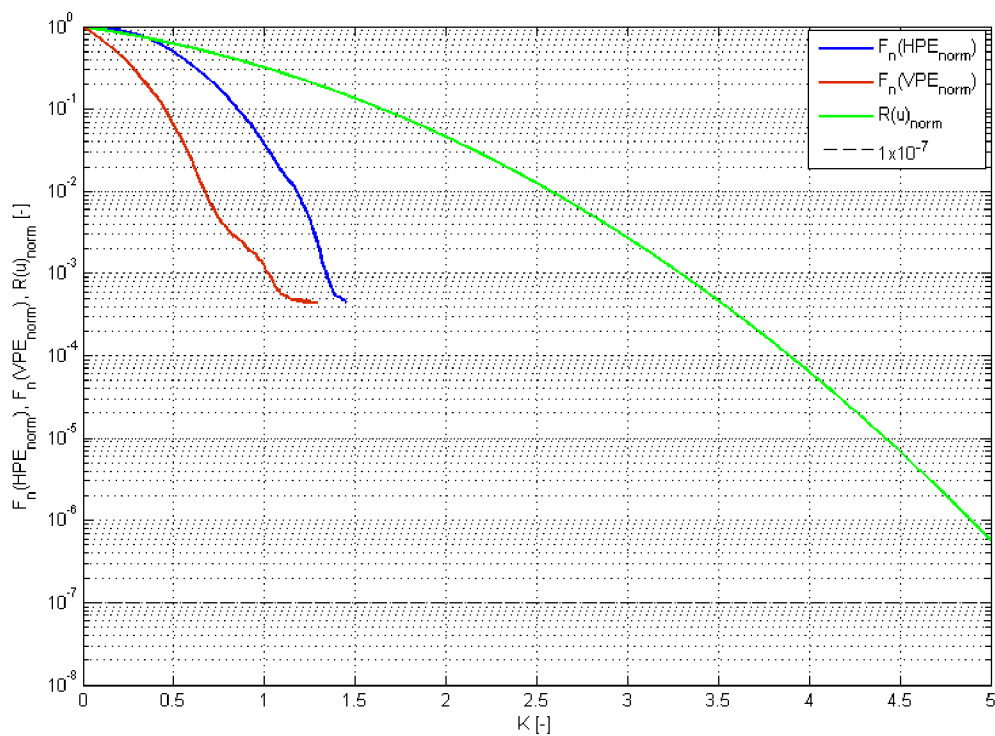
Obr. 12.12 – Časový průběh chyb s ionosférickými korekcemi Klobucharova modelu a bez korekcí



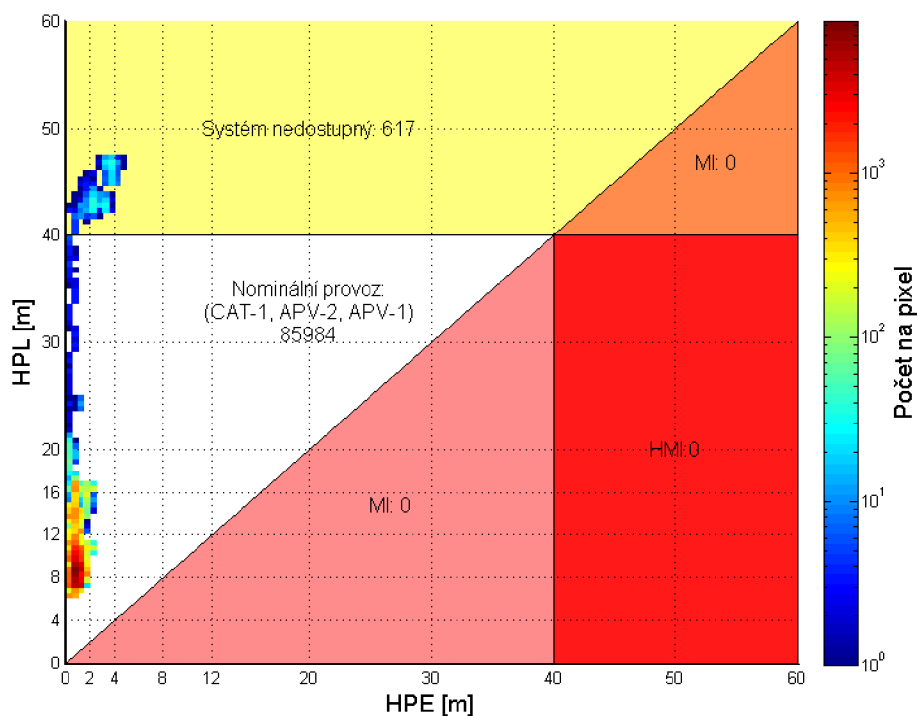
Obr. 12.13 – Časový průběh HPL v testovaném módu NPA



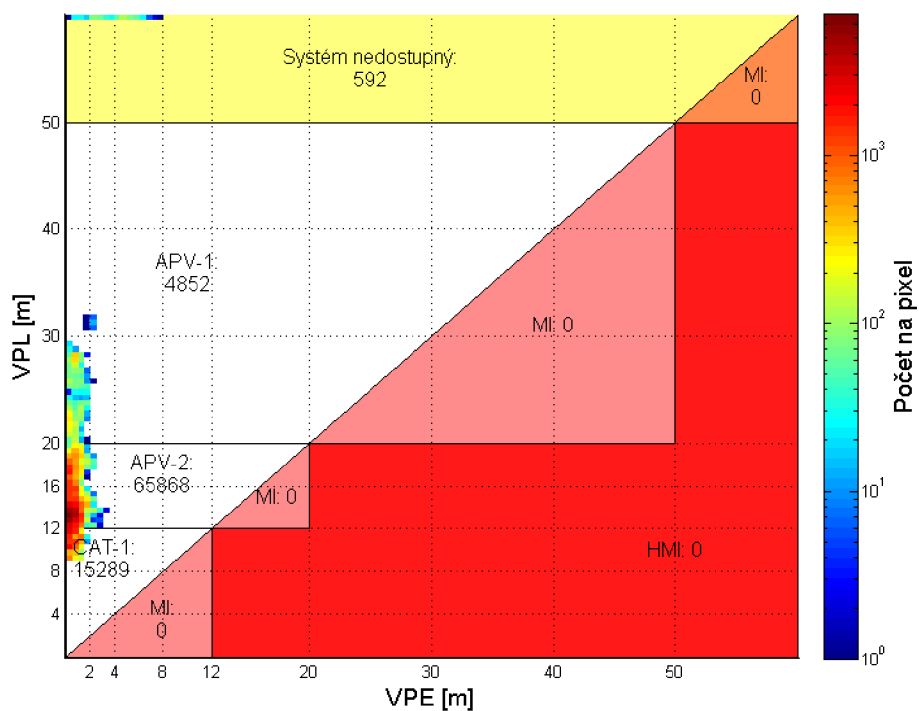
Obr. 12.14 – Časový průběh ochranných limitů v módu PA



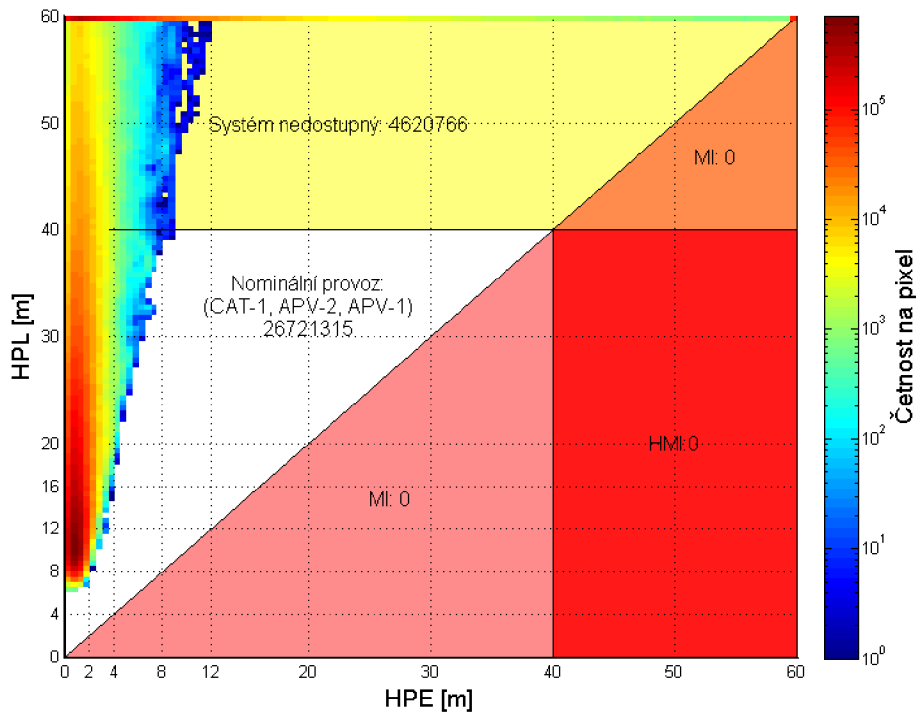
Obr. 12.15 – Empirická distribuční funkce normalizovaných chyb HPE, VPE a funkce $R(u)_{norm}$



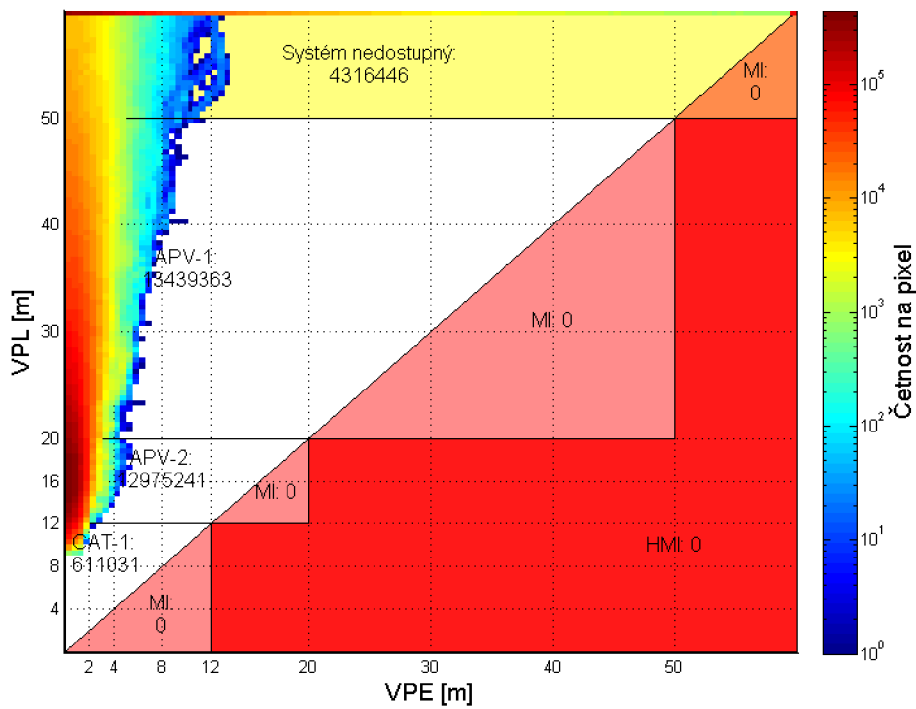
Obr. 12.16 – Histogram hodnot VPE a VPL



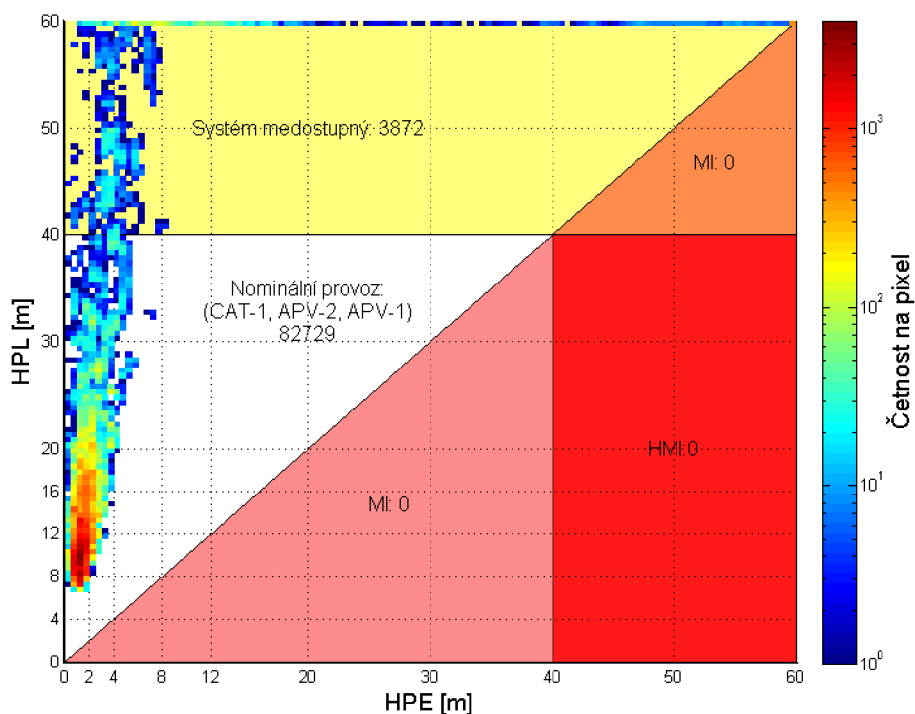
Obr. 12.17 – Histogram hodnot VPE a VPL



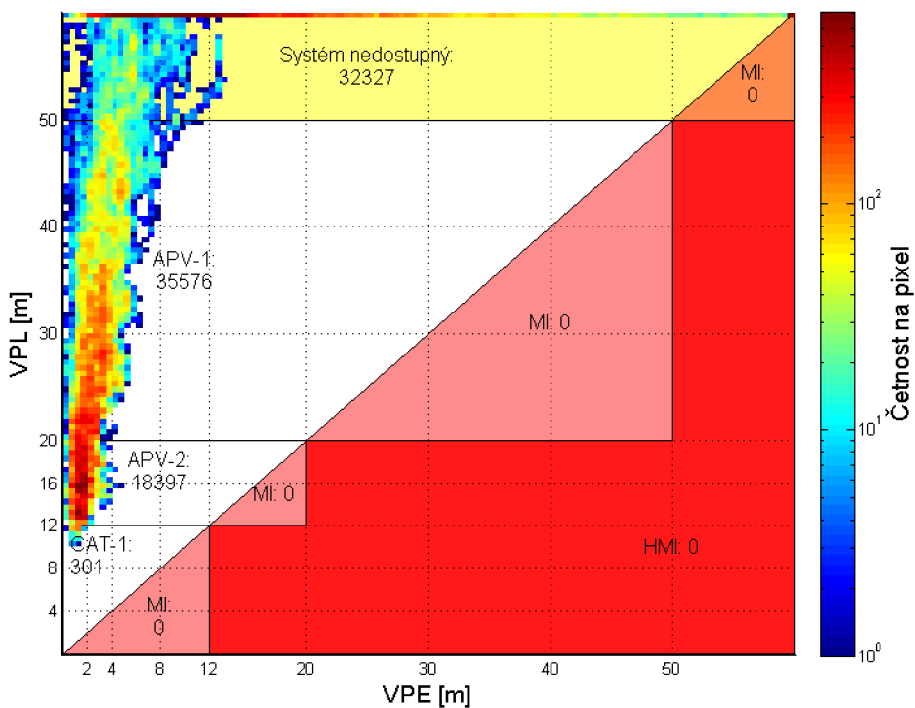
Obr. 12.18 – Histogram hodnot VPE a VPL při simulaci pro všechny kombinace dostupných konstelací



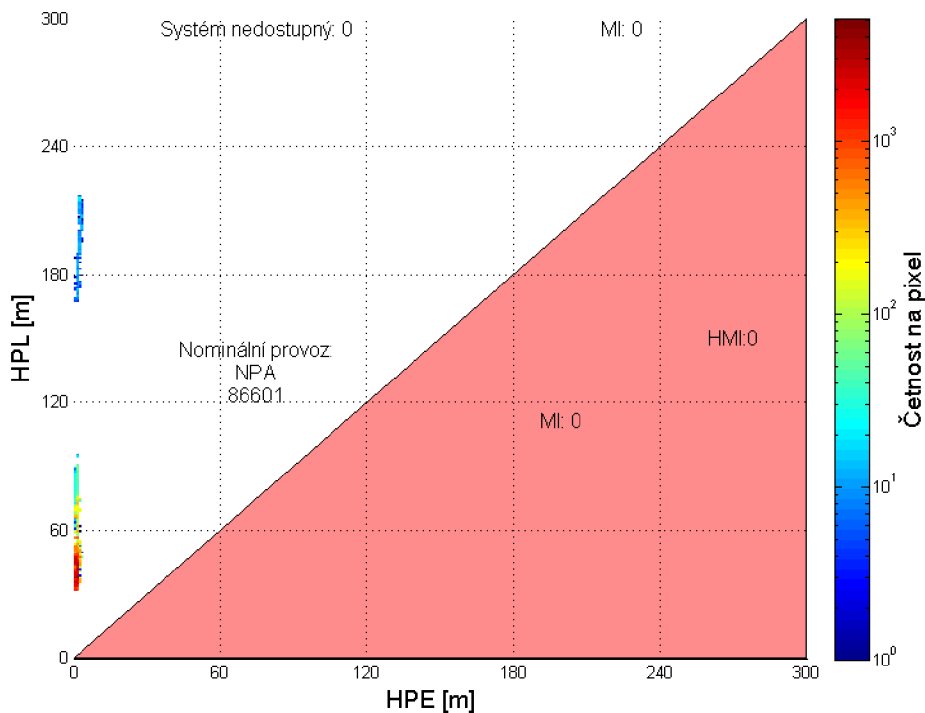
Obr. 12.19 – Histogram hodnot VPE a VPL při simulaci pro všechny kombinace dostupných konstelací



Obr. 12.20 – Histogram hodnot VPE a VPL při simulaci nejhorší dostupné služby - nejkritičtější konstelace každé měřené epochy



Obr. 12.21 – Histogram hodnot HPE a HPL při simulaci nejhorší dostupné služby - nejkritičtější konstelace každé měřené epochy



Obr. 12.22 – Histogram hodnot VPE a VPL pro postup NPA

- Zakrytí signálů satelitů ve výhledu, jejich nezařazení do masky vysílání, nebo nemožnost sledování signálu je zobrazena v histogramech Stanford-ESA. Z porovnání histogramů Stanford je zřejmý vliv aktuálního počtu satelitů GPS v rozšířitelné 27-slotové konfiguraci, kdy průměrný aktuální počet satelitů zařazených do provozu je 31, což ve svém důsledku zvyšuje přesnost měření a dostupnost letových postupů. Z grafů je též čitelné, jaký důsledek může mít ztráta dostupnosti satelitů vlivem jakékoliv příčiny uvedené metodikou.
- Porovnáním výsledků zjistíme, že užitím metod Stanfordského diagramu získáme značně optimističtější výsledky než při použití metody analýzy všech kombinací Stanford-ESA.
- Je prokázán předpoklad modelů integrity SBAS, že většina zbytkových chyb je tvořena hodnotami UDRE a GIVE. Hodnoty jsou určovány i vzhledem k modelům, zatímco ostatní chyby jsou korigovány výhradně modelem. V průběhu měření nabývala $\sigma_{i,flt}$ hodnot z intervalu 0,93 až 4,7 m, $\sigma_{i,UIRE}$ hodnot 0,65 až 18,2 m, $\sigma_{i,air}$ hodnot 0,37 – 0,58 m a $\sigma_{i,tropo}$ hodnot 0,12 – 1,27 m. Předpoklady modelu integrity o normálním rozdělení a závislosti jsou testovány v kapitole 13.2.
- Příčina změny trendu průběhu empirické distribuční funkce byla identifikována jako nastavení masky vysílání zpráv MT, která nepodporovala poskytování korekcí satelitu ve výhledu, čímž došlo krátkodobě ke snížení počtu využitelných satelitů.

- Pokud dojde k úplné ztrátě měření signálu GPS uživatelským zařízením vlivem jakékoliv příčiny, je jeho opětovné zařazení do výpočtu podle [24] možné nejdříve po periodě stabilizace a potvrzení Hatchova filtru pro vyhlazení kódových měření za 360 s, která přesahuje normalizovaný čas pro vyjádření rizik kontinuity.
- Maximální polohové chyby dostupných řešení, vyplývající z metody analýzy všech konstelací, dosahují ve sledovaném období až trojnásobných hodnot pro HPE a VPE, pokud byly uváženy všechny kombinace satelitů.
- Ve všech dnech observace signálu nedošlo k narušení integrity vznikem události MI nebo HMI.
- V testovaném módu NPA horizontální ochranný limit nepřekročil limit výstrahy 556 m.
- V analyzovaných datech nedošlo k překročení hodnoty vertikální chyby 15 m.

Denní hodnocení parametrů výkonnosti rozšířené o metodu analýzy všech konstelací umožní ANSP lépe určit bezpečnostní rezervy systému. K tomuto účelu byl softwarový modul automatizován a vytvořena automatická výstupní zpráva (viz Tab. 13.2). Vzhledem k narůstajícímu počtu satelitů ve výhledu by bylo vhodné vysílání maskou MT optimalizovat.

12.3. Výsledky analýzy vzájemné závislosti polohových chyb

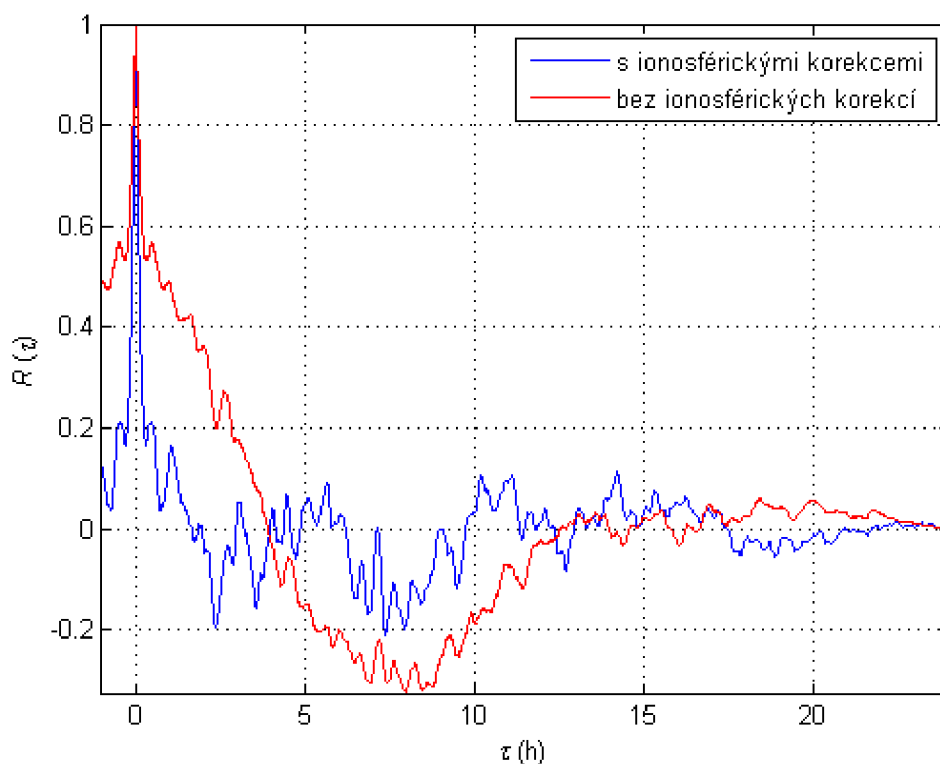
Grafy autokorelace představují nástroj k posouzení závislosti naměřených dat analyzovaného systému s ohledem na časové posunutí v řadě a umožňují nalezení opakujících se jevů, jako je přítomnost periodických složek, které se na časově omezených výběrech nejvíce podílejí na stupni závislosti, stejně jako předpokladu o následujícím vzorku.

Ionosférické korekce EGNOS jsou dnes dominantní opravou pseudovzdálenosti měření jednofrekvenčního uživatele, která je modelována pozemním segmentem. Jejich kvalita a včasná aktualizace je dána architekturou pozemního segmentu rozšiřujícího systému. Pro případ jejich občasného či úplného výpadku (např. okolní body ionosférické sítě IGP k bodu průniku signálu přijímaných satelitů jsou ve stavu nemonitorovány), jsou počítány i případy úplné nedostupnosti ionosférických korekcí.

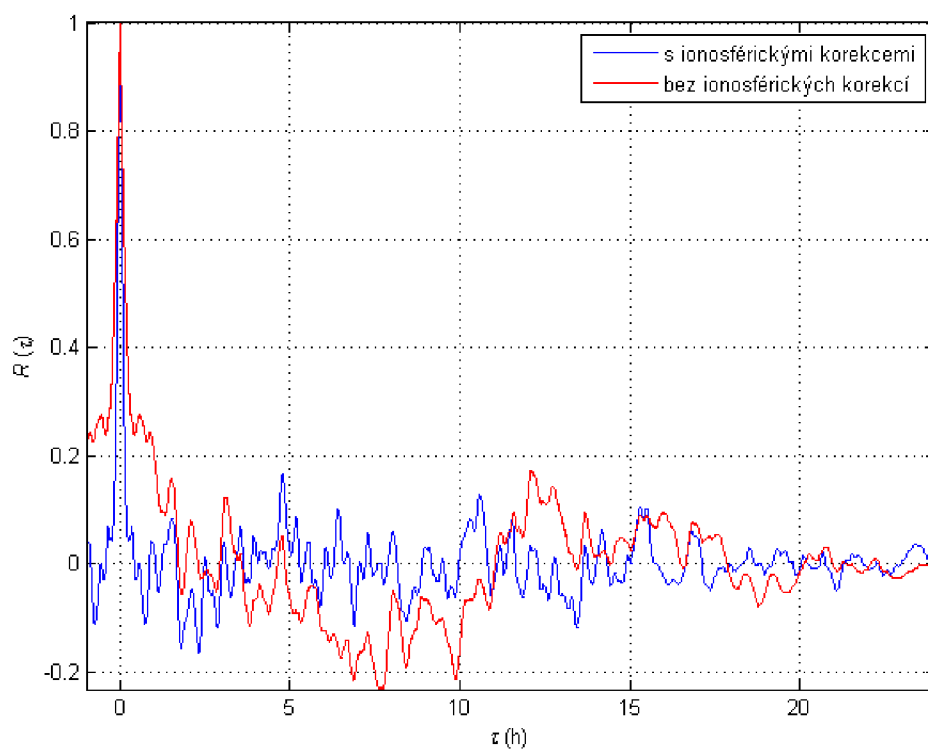
Výsledky analýzy ACF časové řady polohových chyb a závěry:

- Předpoklad o délce času dekorelace, který vzniká vyhlazováním pomocí nosného kmitočtu v Hatchově filtru při $\tau = 100$ s, byl významně překročen. Závislosti jsou dány mnoha dalšími příčinami. Kromě filtrování měření obvody přijímače lze mezi důležité zařadit atmosférické vlivy. I přes velmi malé kovariance celého souboru dat vidíme ve funkcích ACF závislosti, které jsou způsobeny neúplnou kompenzací chyb měření. Mezi další působící vlivy časové korelace chyb je možné zařadit chyby hodin satelitu, chyby efemerid, které se projeví zejména v autonomním módu GPS a vícecestné šíření.

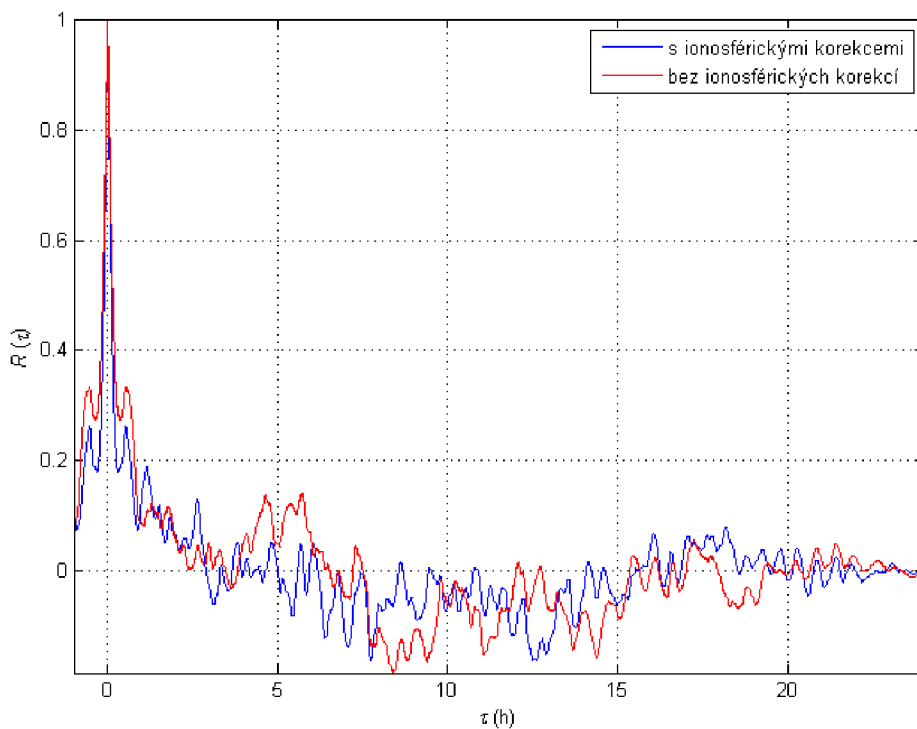
- Je patrné, že časové řady chyb v horizontálním i vertikálním směru nemají v intervalu přiblížení náhodný charakter a že jsou charakterizovány vysokým stupeň závislosti mezi po sobě jdoucími měřeními.
- Změna stavu ionosféry a míra schopnosti kompenzovat ji je patrná zejména pro horizontální i vertikální chyby bez aplikace ionosférických korekcí módu PA. Projevuje se též efekt rozmístění satelitů GPS na nebeské sféře a závislost atmosférických chyb na elevaci satelitu, kdy polohová chyba je ve směru NS větší.
- Z grafů je dobře patrná změna geometrie systému, zejména průběhu jednoho oběhu satelitů GPS po orbitě, který je přibližně 11 hodin a 58 minut. Vliv je zejména patrný v módu NPA a pro vertikální komponentu chyby.
- Vzájemná závislost vertikální složky chyby pro případ bez aplikace ionosférických korekcí v módu PA je pro hodnotu $R(\tau) = 0,3$ až jedenácti násobně větší, než pro chyby, kdy byly využity všechny korekce. Nižší, přesto velmi patrný, je rozdíl v horizontální doméně. V módu NPA jsou rozdíly zanedbatelné. Důvodem je patrně omezená schopnost Klobucharova modelu implementovaného v GPS kompenzovat ionosférické chyby.
- Odhady zbytkových chyb po aplikaci korekcí v horizontální a vertikální rovině, vyjádřené hodnotou HPL a VPL, jsou ve srovnání s reálnými polohovými chybami navigačního systému málo korelované (viz příloha č. 3).
- Je prokázáno, že polohové chyby a atmosférické poruchy jsou korelované. Informace není dostupná letadlu v reálném čase a nemůže být proto využita ve výpočtu integrity EGNOS.
- Čas dekorelace je v NPA módu o mnoho větší, nežli je původní odhad, proto je volba K faktoru dostatečně konzervativní a bezpečná.
- Z grafického zpracování lze usuzovat, že vlastnosti systému EGNOS jsou dnes takové, že splňují předpoklad alespoň jednoho nezávislého vzorku v intervalu konečného přiblížení v modelu výpočtu parametrů integrity v módu PA i NPA. Po proběhnutí 360 s byla dosažena nejnižší hodnota $R(\tau) = 0,4$ pro HPE v módu PA.
- Implementace korekcí EGNOS významně zvyšuje navigační přesnost a ve studovaných intervalech snižuje závislost polohových chyb.



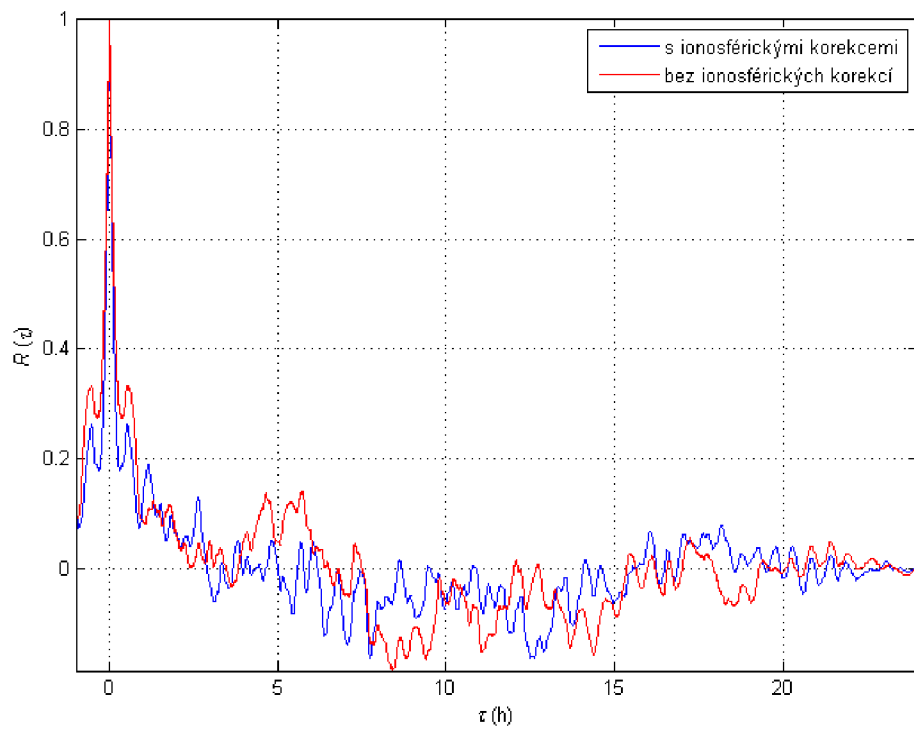
Obr. 12.23 – Normalizovaná autokorelační funkce centrované řady VPE s nulovou střední hodnotou – mód PA



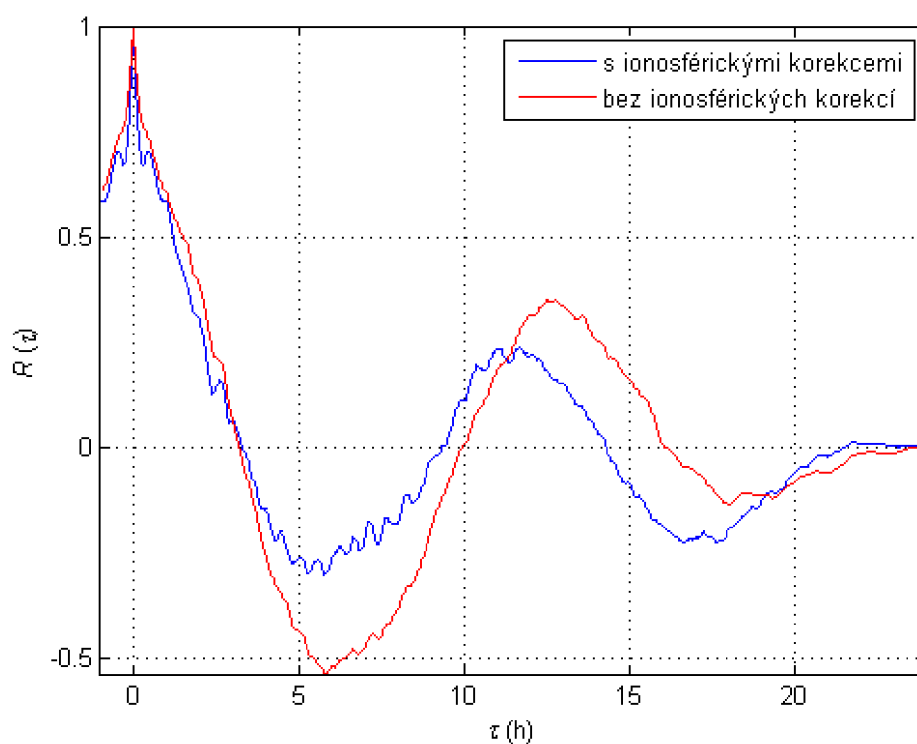
Obr. 12.24 – Normalizovaná autokorelační funkce centrované řady HPE s nulovou střední hodnotou – mód PA



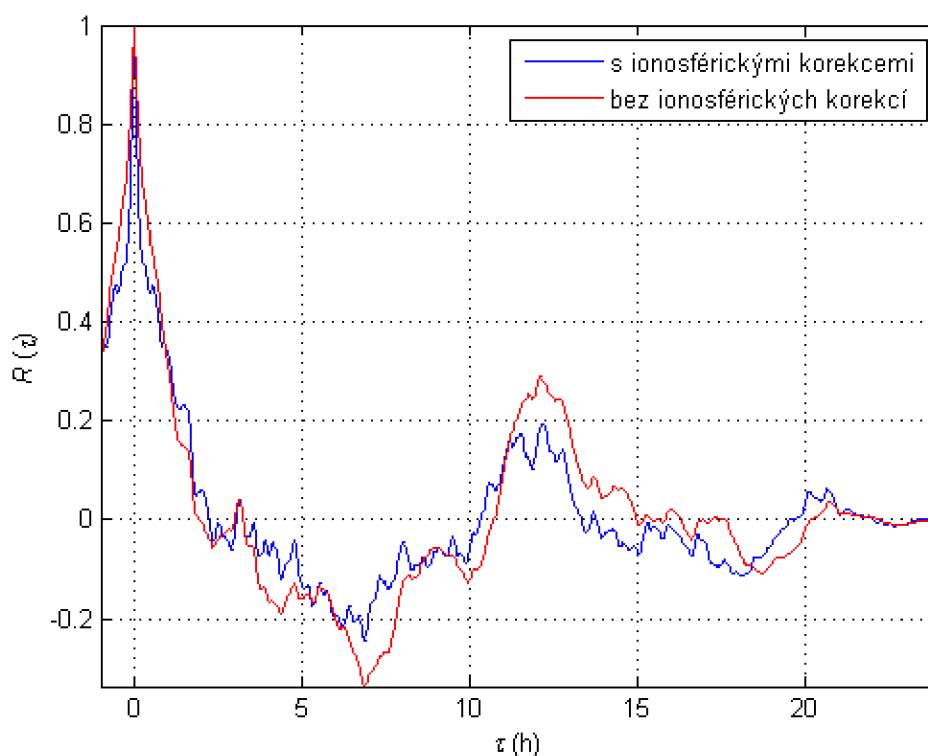
Obr. 12.25 – Normalizovaná autokorelační funkce centrované řady PE_{NS} s nulovou střední hodnotou – mód PA



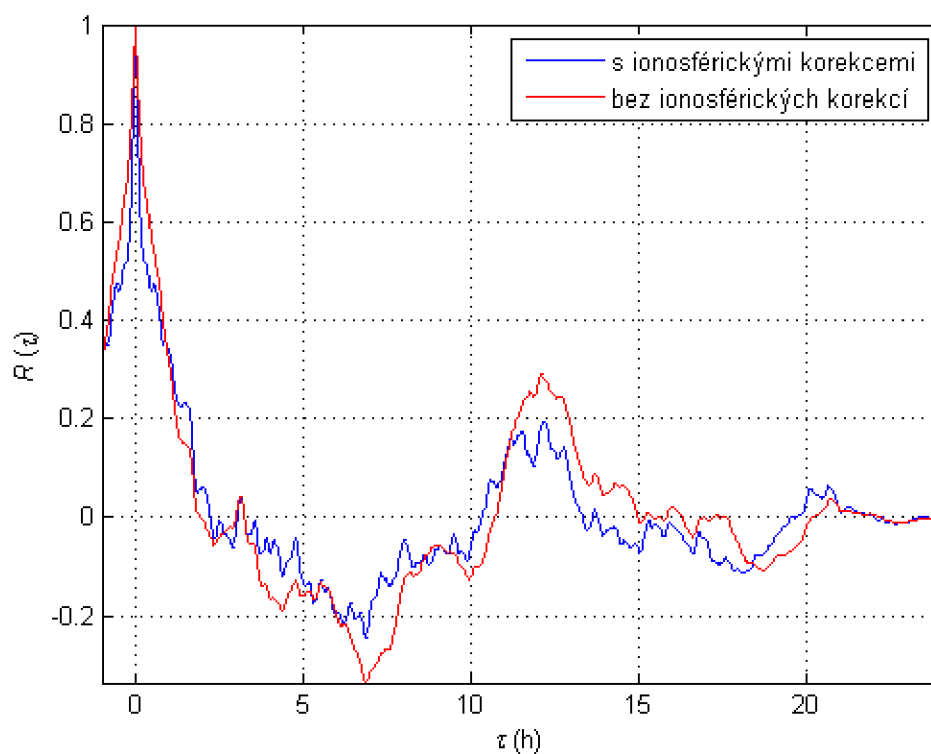
Obr. 12.26 – Normalizovaná autokorelační funkce centrované řady PE_{EW} s nulovou střední hodnotou – mód PA



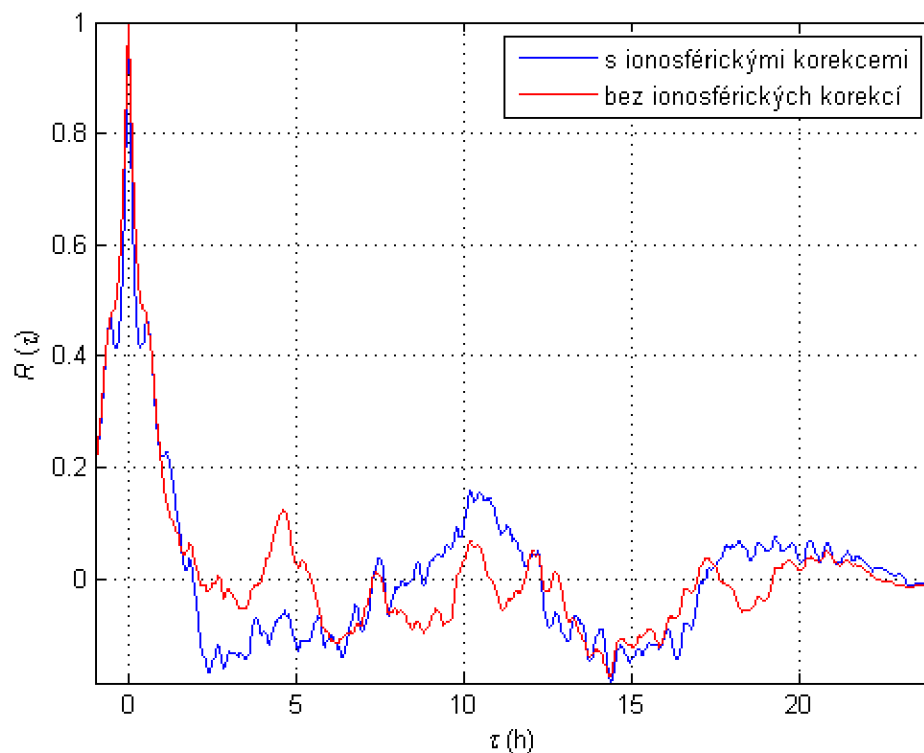
Obr. 12.27 – Normalizovaná autokorelační funkce centrované řady VPE s nulovou střední hodnotou – mód NPA



Obr. 12.28 – Normalizovaná autokorelační funkce centrované řady HPE s nulovou střední hodnotou – mód NPA



Obr. 12.29 – Normalizovaná autokorelační funkce centrované řady PE_{NS} s nulovou střední hodnotou – mód NPA



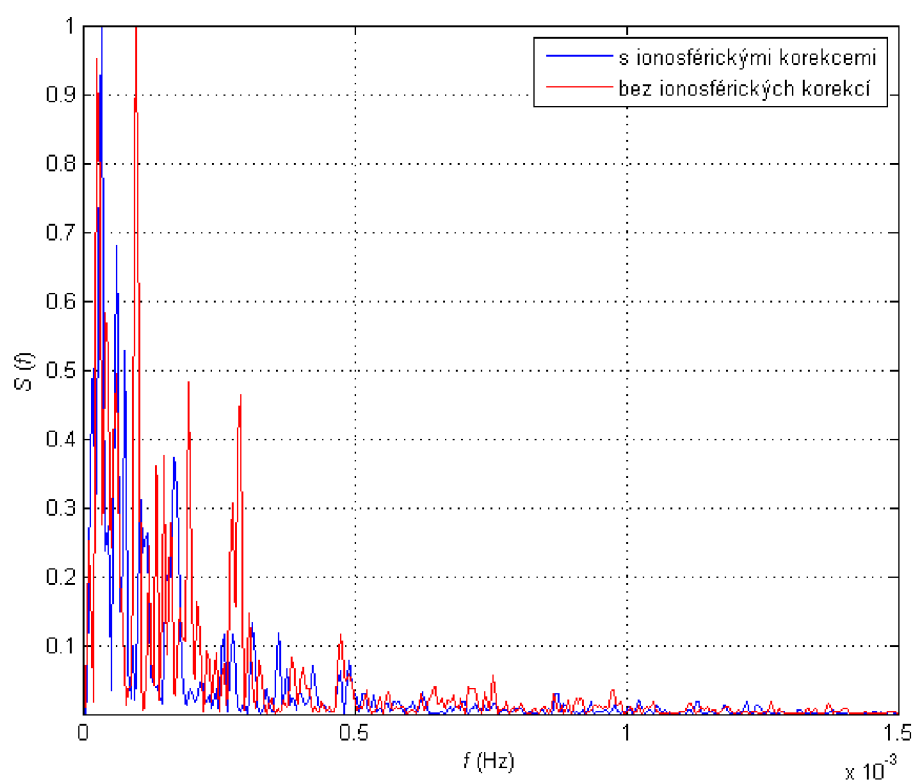
Obr. 12.30 – Normalizovaná autokorelační funkce centrované řady PE_{EW} s nulovou střední hodnotou – mód NPA

12.4. Výsledky spektrální analýzy

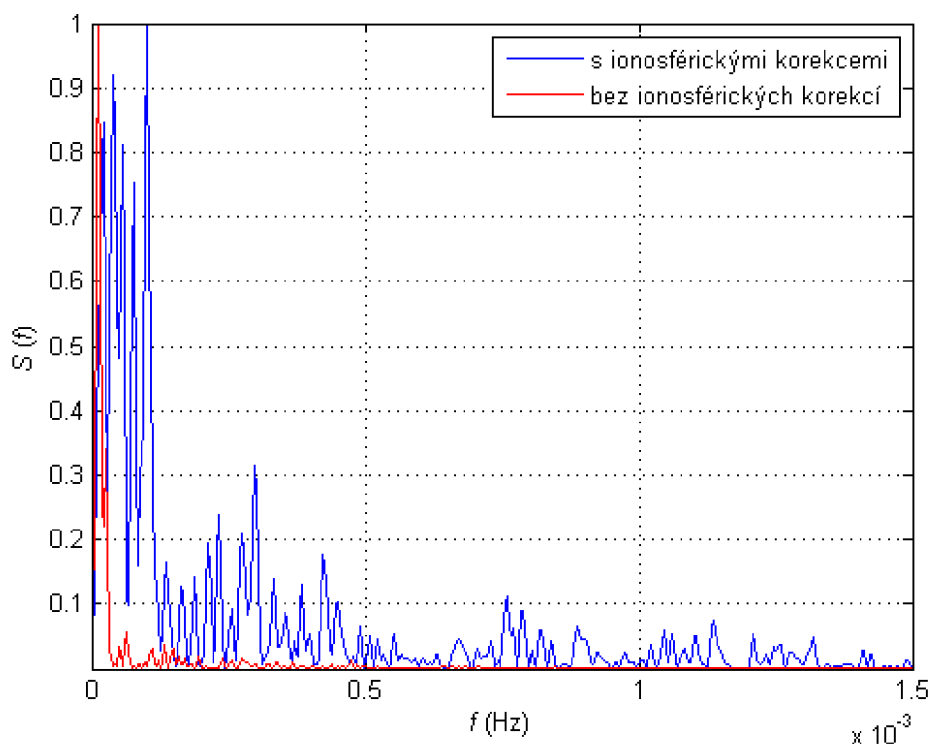
Další charakteristikou užitou při studiu chyb navigačních systémů je spektrální analýza. Časové rozsahy analyzovaných souborů jsou opět 24 hodin. Pro každé zpracování byly automatickým modulem generovány grafy PSD. Data pro analýzu jsou výsledky výpočtu programu pro měření stanice ProMark3, umístěné na střeše FSI VUT dne 24. - 25. 05. 2011.

Z analyzovaných dat pro mód PA a NPA systému EGNOS lze vyvodit pro výsledky měření a zpracování následující závěry (Použitá vzorkovací perioda $F_s = 1$.):

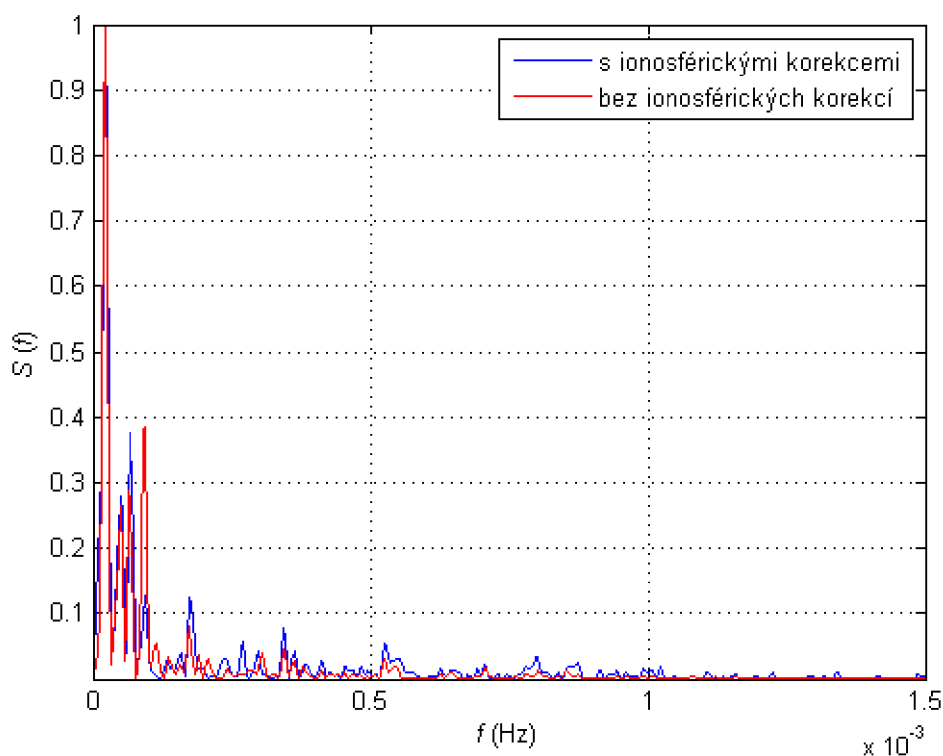
- Spektrální obsah chyb HPE, VPE pro hlavní spektrum kmitočtu se pohybuje okolo $2 - 2,5 \times 10^{-5}$. Perioda odpovídá přibližně periodě siderického dne, ve které je ukončen jeden oběh satelitů po orbitální dráze.
- Ve vysokofrekvenčních složkách bylo identifikováno nejvyšší spektrum na frekvenci 0,25 Hz, nižší pak odpovídalo 0,5 Hz (viz příloha č. 4). Můžeme předpokládat, že zjištěné periody 4 a 2 sekundy odpovídají běžnému intervalu obnovy rychlých a pomalých korekcí zpráv MT.
- Analýza umožňuje zvýraznění periodických vlivů, které jsou mimo jiné dány mírou kompenzace chyb. Vidíme, že spektrální hustota chyb v periodě odpovídající časovému intervalu přesného přiblížení 150 s je velmi nízká.
- Výsledky spektrální analýzy významně ovlivňuje filtrování v obvodu sledování kódu přijímaného signálu satelitu přijímačem a nastavení Hatchova filtru $\tau = 100$ s, perioda dané geometrie konstelace, která se projeví projekcí ionosférických a dalších nekompensovaných chyb do polohového řešení.
- Skutečnost, že v analýze využíváme spíše než velikosti střední chyby náhodné veličiny její variability, se projevuje v porovnání grafických výsledků standardního PA módu a NPA módu EGNOS, kdy jsou implementovány korekce Klobucharova modelu na místo ionosférických korekcí SBAS.
- Doložená citlivost konzistence polohového řešení PA módu EGNOS odpovídá též překročení validních polohových vzorků hranice elipsy chyb pro PA mód v kapitole o hodnocení polohových chyb.
- Z grafu pro NPA mód EGNOS lze též usoudit, že ionosférické korekce standardního modelu GPS mají prakticky zanedbatelný vliv na charakter spektrální hustoty horizontálních i vertikálních chyb NPA polohového řešení. Spektrum chyb současně reprezentuje více současně působících jevů, periodické siderické komponenty jako výsledek vlivu zbytkové chyby ionosféry, dlouhodobých korekcí EGNOS, vícecestného šíření a změny geometrie.
- Nízkofrekvenční složky mohou přispívat ke změně chyb vytvářením systematické chyby nebo v případě poruchy GPS velmi pomalým nárůstem rampy. V takovém případě se jejich vliv projevuje v intervalech dalece přesahující čas přiblížení letadla na přistání, které je předmětem analýz.



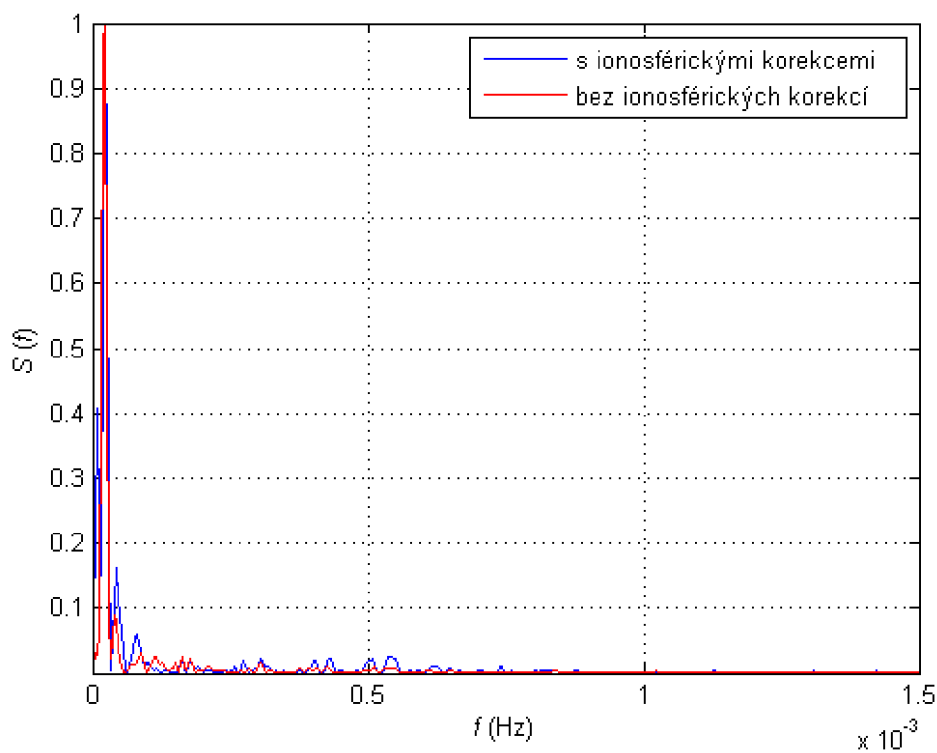
Obr. 12.31 – Normalizovaná spektrální výkonová hustota centrované řady HPE s nulovou střední hodnotou – PA mód EGNOS



Obr. 12.32 - Normalizovaná spektrální výkonová hustota centrované řady VPE s nulovou střední hodnotou - PA mód EGNOS



Obr. 12.33 – Normalizovaná spektrální výkonová hustota centované řady PE_{NS} s nulovou střední hodnotou – PA mód EGNOS



Obr. 12.34 – Normalizovaná spektrální výkonová hustota centované řady PE_{EW} s nulovou střední hodnotou – PA mód EGNOS

13. Návrh a ověření využití sítě geodetických stanic v ČR

13.1. Výběr permanentních stanic, praktické ověření sběru a zpracování dat

Nalézání alternativ řešení problému získávání relevantních dat popisujících aktuální stav zkoumaného systému a nemožnost měření vlastní základnou v čase na více místech v ČR vedlo k myšlence využití permanentních geodetických stanic dostupných na území ČR pro civilní letectví, jejichž měření jsou provozovateli garantována. V České republice je Českým úřadem zeměměřičským a katastrálním provozována síť stanic CZEPOS.

Stálé geodetické stanice jsou vysoce kvalitní a nákladné aparatury (Obr. 13.1), které jsou charakterizovány účinnou ochranou statických měření proti vícecestnému šíření a ostatním lokálním efektům (zvláštní konstrukce antény i přijímače), nízkým šumem aparatury, stabilitou klíčovacích smyček signálů GPS, informací o dostupnosti měření pro daný časový interval a velmi přesnou a aktuální informací o referenčních souřadnicích antény stanice CZEPOS. Neumožňují příjem signálu EGNOS, můžou však tvořit velmi spolehlivá referenční měření pro hodnocení EGNOS SoL pro měření a současně mohou sloužit pro porovnání s měřeními, získanými vlastní stanicí v zájmové lokalitě. Odlišnosti, které vznikají, mohou být dány konstrukcí antény a přijímače, případně lokálními vlivy, které má za úkol zjistit měření v dané lokalitě. Pro zjištění příčin odlišností můžeme využít spektrální analýzu.

Návrh využití dat z permanentních stanic pro:

1. Prvotní zmapování výkonnosti EGNOS
2. Ověření výsledků měření vlastní observační stanice v regionu
3. Periodické hodnocení výkonnosti na území ČR

Kvalita poskytovaných dat je pro jakékoliv hodnocení výkonnosti SIS GNSS významná zejména vzhledem ke konceptu bezchybného zabezpečení integrity systému GPS systémem satelitního rozšíření (SBAS), který předpokládá teoreticky nulový příspěvek chyby uživatelským zařízením nad rámec modelovaných chyb a poruch alokovaných pozemnímu a kosmickému segmentu.

Výběr stanice v zájmovém regionu implementace navigační služby EGNOS by měl uvážit následující kritéria výběru:

1. Celistvost poskytovaného souboru dat v minimálním rozsahu 24 hodin [%]
2. Frekvence záznamu měření [Hz]
3. Průměrný počet sledovaných satelitů [-]
4. Střední kvadratická chyba vícecestného šíření signálu na kmitočtu L1 [m]
5. Počet po sobě jdoucích skluzů fáze [-]
6. Hodnota PDOP [-]
7. Formát observačních měření a navigační zprávy

Denní soubory měření stanic jsou standardně rozděleny v délce 1 hod. Maximální frekvence záznamu měření všech geodetických stanic CZEPOS je 1 Hz. Celistvost

hodinových souborů je klasifikována stupni: *dostupný, nedostupný, dostupnost není možné ověřit*. Výběr minimálního intervalu měření odpovídá opět délce 23 hod 55 min 55 s.

Za účelem ověření autorových předpokladů došlo k vytvoření dohody mezi FSI VUT a ČÚZK za účelem poskytování observačních dat GPS ze sítě stanic CZEPOS. Praktická realizace experimentu byla provedena v rámci fakultního studentského projektu „Nové technologie a postupy pro udržitelnost leteckého provozu IFR na regionálním letišti“, v průběhu kterého byla data naměřena a získána. Měření jsou poskytována v nezávislém výměnném formátu dat RINEX.



Obr. 13.1 – Anténa Leica AT504 (RHCP) a přijímač GRX1200PRO

Pro účely hodnocení výkonnosti byly vybrány podle geografické polohy v ČR a předpokladech pracovní oblasti EGNOS následující stanice, jejichž detailní popis je zpracován v příloze č. 9.

Tab. 13.1 – Názvy a označení vybraných permanentních stanic na území ČR

Označení	Název stanice
TUBO	Brno
CKAP	Kaplice
CKVA	Karlovy Vary
CHOD	Hodonín
CPRG	Praha
CVSE	Vsetín

Zpracování dat pro všechny vybrané stanice proběhlo již dokončeným automatizovaným výpočtovým komplexem EPRS pro typy přiblížení podle navolených výstupů programu. V Tab. 13.2 jsou uvedeny tabulárně zpracované numerické výsledky pro měření stanice Kaplice dne 27. 01. 2012 pro všechny typy přiblížení, včetně testování módu NPA. Poloha stanice CKAP je přibližně 23 km od letiště České Budějovice, které deklaruje svůj záměr o zřízení provozu IFR, přičemž není vybaveno žádným pozemním radionavigačním systémem pro přiblížení na přistání. Pro porovnání jsou uvedeny níže též výsledky stanice Vsetín. Výsledky analýzy pro ostatní stanice jsou uvedeny v příloze č. 6.

Tab. 13.2 – Výsledky hodnocení výkonnosti automatické textové výstupní zprávy softwaru EPRS pro měření stanice pro všechny typy přiblížení včetně módu NPA, Kaplice dne 27. 01. 2012

CKAP	NPA	LNAV	LNAV/VNAV	APV I	LPV 200	APV II	CAT I
HNSE [m]	1,96	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,21
VNSE [m]	2,86	1,38	1,38	1,38	1,38	1,38	1,13
sHNSE [m]	12,55	80,98	81,10	5,83	5,83	5,85	6,06
sVNSE [m]	-	-	5,11	5,11	3,57	2,05	1,22
n _d [-]	85801	85801	85801	85801	85801	84153	30961
D [%]	100,00	100,00	100,00	100,00	100,00	98,08	36,08
N _D [-]	0	0	0	0	0	4	1595
P _D [%]	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,05	11,35
N _{D,sw} [-]	0	0	0	0	0	43	3513
P _{D,sw} [%]	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,05	11,35
HMI [-]	0	0	0	0	0	0	0
HMI [-]	0	0	0	0	0	0	0
HMI [-]	0	0	0	0	0	0	0
HPE (\bar{x}) [m]	1,38	0,84	0,84	0,84	0,84	0,84	0,82
VPE (\bar{x}) [m]	1,10	0,60	0,60	0,59	0,60	0,59	0,52
HPE (s) [m]	0,34	0,25	0,25	0,25	0,25	0,25	0,23
VPE (s) [m]	0,90	0,41	0,41	0,41	0,41	0,41	0,35
HPE RMS [m]	1,42	0,88	0,88	0,88	0,88	0,88	0,85
VPE RMS [m]	1,42	-	0,73	0,72	0,73	0,72	0,63
HPL (\bar{x}) [m]	41,46	8,90	8,90	8,85	8,90	8,85	7,99
VPL (\bar{x}) [m]	-	-	13,18	13,01	13,18	13,01	11,20
HPL (s) [m]	5,92	1,38	1,38	1,33	1,38	1,33	0,79
VPL (s) [m]	-	-	2,31	1,98	2,31	1,98	0,64
HFOM (\bar{x}) [m]	51,39	11,70	2,97	2,95	2,97	2,95	2,66
VFOM (\bar{x}) [m]	21,74	17,95	4,95	4,88	4,95	4,88	4,20
HFOM (s) [m]	1,92	2,97	0,46	0,44	0,46	0,44	0,26
VFOM (s) [m]	3,40	0,87	0,87	0,74	0,87	0,74	0,24
HFOM (P95) [m]	16,63	3,90	3,90	3,83	3,90	3,83	3,11
VFOM (P95) [m]	28,61	6,74	6,74	6,42	6,74	6,42	4,48

Tab. 13.3 – Výsledky hodnocení výkonnosti automatické textové výstupní zprávy softwaru EPRS pro měření stanice Vsetín dne 27. 01. 2012

CVSE		LNAV/VNAV	APV I	LPV 200	APV II	CAT I
HNSE	[m]	1,29	1,29	1,30	1,29	1,05
VNSE	[m]	1,18	1,18	1,18	1,16	0,92
sHNSE	[m]	77,13	5,55	5,55	5,58	5,48
sVNSE	[m]	4,10	4,10	2,88	1,66	0,98
n _d	[-]	85801	85801	85361	80707	16868
D	[%]	100,00	100,00	99,49	94,06	19,66
N _D	[-]	0	0	87	260	1483
P _D	[%]	0,00	0,00	0,36	0,85	19,74
N _{Dsw}	[-]	0	0	306	688	3330
P _{D,sw}	[%]	0,00	0,00	0,36	0,85	19,74
HMI	[-]	0	0	0	0	0
HMI	[-]	0	0	0	0	0
HMI	[-]	0	0	0	0	0
HPE (\bar{x})	[m]	0,85	0,85	0,85	0,86	0,84
VPE (\bar{x})	[m]	0,45	0,45	0,45	0,44	0,41
HPE (<i>s</i>)	[m]	0,27	0,27	0,27	0,26	0,20
VPE (<i>s</i>)	[m]	0,40	0,40	0,40	0,40	0,35
HPE RMS	[m]	0,89	0,89	0,89	0,90	0,86
VPE RMS	[m]	0,60	0,60	0,60	0,60	0,54
HPL (\bar{x})	[m]	9,53	9,53	9,48	9,19	8,07
VPL (\bar{x})	[m]	-	14,21	14,09	13,58	11,33
HPL (<i>s</i>)	[m]	2,32	2,32	2,21	1,62	0,86
VPL (<i>s</i>)	[m]	-	3,51	3,05	2,06	0,58
HFOM (\bar{x})	[m]	3,18	3,18	3,16	3,06	2,69
VFOM (\bar{x})	[m]	5,33	5,33	5,29	5,09	4,25
HFOM (<i>s</i>)	[m]	0,77	0,77	0,74	0,54	0,29
VFOM (<i>s</i>)	[m]	1,32	1,32	1,14	0,77	0,22
HFOM (P95)	[m]	4,41	4,41	4,37	4,13	3,15
VFOM (P95)	[m]	7,79	7,79	7,59	6,82	4,49

Diskuze nad výsledky a závěry

- Všechny stanice vykazují pro šetřené dny vzájemně stabilní charakteristiky výkonnosti.
- V průběhu měření nedocházelo k degradaci signálu. Lokality vybraných stanic velmi dobře splňovaly podmínky pro umístění referenční stanice a jsou proto využitelné jako referenční pro potřeby měření leteckého provozu.
- Měření mohou být prováděna stálá, nebo mohou být využita jako kontrolní ke stanovišti zřízenému ASNP, které má schopnost příjmu signálu EGNOS.
- Požadavky na přesnost SIS GNSS jsou splněny v celém spektru šetřených letových postupů.
- Hodnoty VFOM (P95), se pro dostupné typy přiblížení nacházely v rozsahu 6,5 – 7,8 m (16 – 25,8 ft). Výsledky HFOM a VFOM lze využít pro účely integrace nebo porovnání aktuálního odhadu navigační přesnosti s ostatními senzory pro zvýšení přesnosti a integrity. Nejvyšší hodnota VNSE byla 1,53 m. Je proto zřejmé, že systém bude při letu dosahovat vyšší navigační přesnosti než systém barovertikální navigace.
- Systém dosahuje stabilně ekvivalentních úrovní přesnosti systému ILS CAT I, nedosahuje hodnot ochranných úrovní ekvivalentních hodnotám aplikovaných pro monitory LOC a GP.
- Požadavky na parametry dostupnosti a kontinuity byly pro měření ve všech geografických lokalitách splněny pro podmínky postupů v rozsahu ENR, TMA, NPA, LNAV, LNAV/VNAV, APV I a LPV 200, pro postupy s požadovanou úrovní výkonnosti APV II a CAT I nikoliv. Pro měření stanic TUBO, CHOD a CVSE nebyly splněny požadavky také pro postup LPV 200.
- Chyby byly vždy ohraničené doplňkovou distribuční funkcí. Nedošlo k událostem MI nebo HMI při použití výpočtu všech kombinací dostupných satelitů.
- Z výsledků analýzy podle geografického rozmístění stanic vyplývá, že ve východní a jihovýchodní části ČR může být zvýšené riziko nastoupení diskontinuity pro přiblížení s vertikálním vedením LPV 200, APV II, CAT I. Snížení dostupnosti pod limitní hodnotu nastalo u postupů APV II a CAT I. Posádky letadel však dnes mohou v podmínkách ČR plánovat záložní letiště vybavené konvenčními systémy, dokud nebude dosaženo vyšší verze systému EGNOS. Lze předpokládat, že postupný vývoj pozemního segmentu a přechod na vyšší verze systému od dnů observace sníží aktuální riziko kontinuity.
- Před zavedením postupů LPV 200 musí být systém EGNOS nezbytně dlouhodobě sledován, jelikož narušení kontinuity navigační funkce při maximální hodnotě neohlášené chyby 115 ft ve výšce 200 ft by vedlo k významnému snížení bezpečnosti.

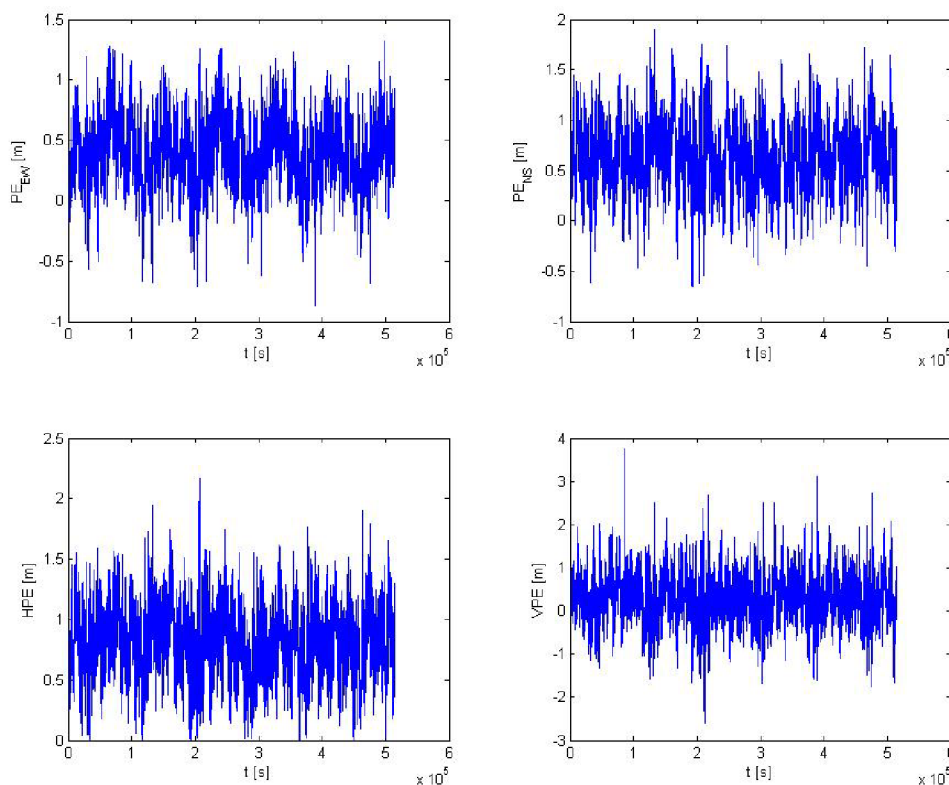
- Národní poskytovatelé ANSP mohou vytvořit zpracovatelské centrum pro sběr a analýzu dat založených na denních měřeních, získaných vlastní stanicí s příjmem signálů EGNOS a měřeních vybraných stanic sítě CZEPOS, získaných automatickým datovým přenosem ze serveru CZEPOS.

V provozní praxi je pak v případě nestandardních projevů systému EGNOS, určených parametry výkonnosti SIS GNSS, jakými jsou zejména narušení kontinuity ve formě časté změny dostupnosti pro postup přiblížení, nebo výskyt podmínek ohrožení integrity, získanými užitím jakékoliv ze zpracovaných metod, potřebné, aby odpovědné složky ANSP kontaktovaly jmenovaného poskytovatele služby ESSP s žádostí o vysvětlení příčin a provedených a plánovaných nápravných opatření k omezení výskytu chyb.

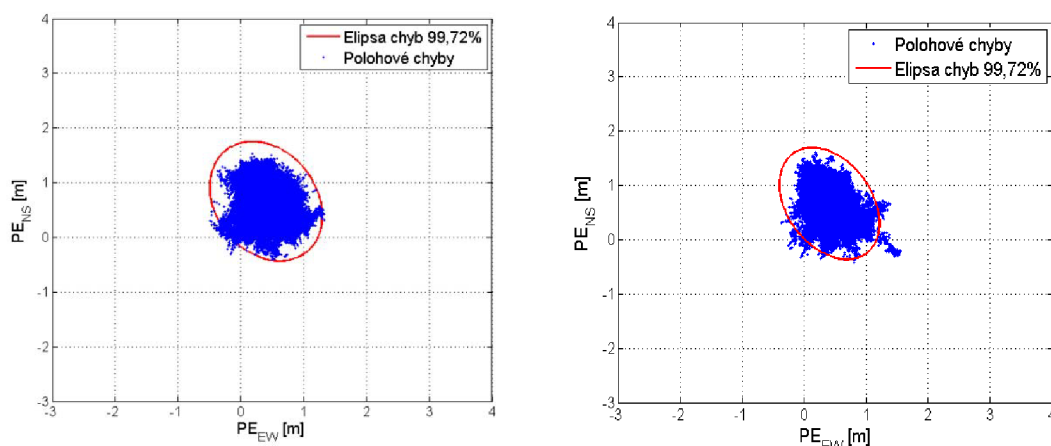
13.2. Polohové chyby a rozdělení pravděpodobnosti

Cílem sběru a zpracování dat v mnohonásobné délce standardního intervalu je ověření předpokladů o rozdělení pravděpodobnosti včetně popisných statistik, založených na časově i místně odlehleém pozorování základní stanice LÚ VUT. Opět bylo využito observací stanice CKAP.

Systém ve sledovaném období od 28. 01. 2012 14:40 UTC do 02. 02. 2012 14:20 vykazoval stabilní hodnoty polohových chyb s hlavní trendovou složkou měnící se periodicky podle geometrie kosmického segmentu s dostupnými a platnými zprávami EGNOS. Potvrzena byla správná volba minimálního intervalu sledování, zvolená v metodice.



Obr. 13.2 – Časový průběh složek polohové chyby měření, mód PA



Obr. 13.3 – Horizontální polohové chyby a elipsy chyb 99,72 % pro stanici CKAP a CKVA, mód PA

Pro ověření předpokladu o tom, že polohové chyby při měření k GPS, opravené o úplné korekce EGNOS, pocházejí ze základního souboru s normálním rozdělením, provádíme testy dobré shody Kolmogorov-Smirnov, Anderson-Darling a Chí-kvadrát. Test Kolmogorov-Smirnov je obecný pro jakýkoliv typ rozdělení a hodnotí, zda data pocházejí z populace s předpokládanou distribuční funkcí. Srovnáváme empirickou distribuční funkci χ^2 s hodnotami teoretické distribuční funkce pro všechny platné prvky výběru. Testovací statistika je určena maximem jejich absolutního rozdílu, které porovnáváme s kritickými hodnotami. Podle [7] test Anderson-Darling ve srovnání s testem Kolmogorov-Smirnov váží více krajní hodnoty souboru a pro výpočet kritických hodnot testu vychází ze znalosti konkrétního rozdělení, které je testováno, proto se předpokládá větší citlivost testu. Pokud je testovací statistika větší než kritická hodnota, zamítáme hypotézu H_0 na hladině významnosti α . Test dobré shody používáme obecně k testování shody četností (především u nominálních znaků - kategoriálních dat).

Využíváme současně grafické metody histogramu, pravděpodobnostního grafu P-P a grafu kvantilů Q-Q. Pro získání statisticky významného výběru je vzato 500 000 vzorků v každém statistickém znaku PE_{EW} , PE_{NS} , HPE, VPE, což odpovídá přibližně intervalu 12 oběhů satelitů GPS po orbitální dráze v průběhu šesti dní, po odečtení délky stabilizace vyhlazovacího filtru při započetí měření. Dále jsou testovány denní výběry. Všechny prvky výběrových souborů byly platné vzorky.

Konstrukce elipsy opět vychází z kovarianční matice polohových chyb a předpokladu normálního rozdělení chyb. Pravděpodobnost polohy naměřených vzorků uvnitř vypočtené elipsy chyb je při splnění předpokladů přibližně 99,73 %.

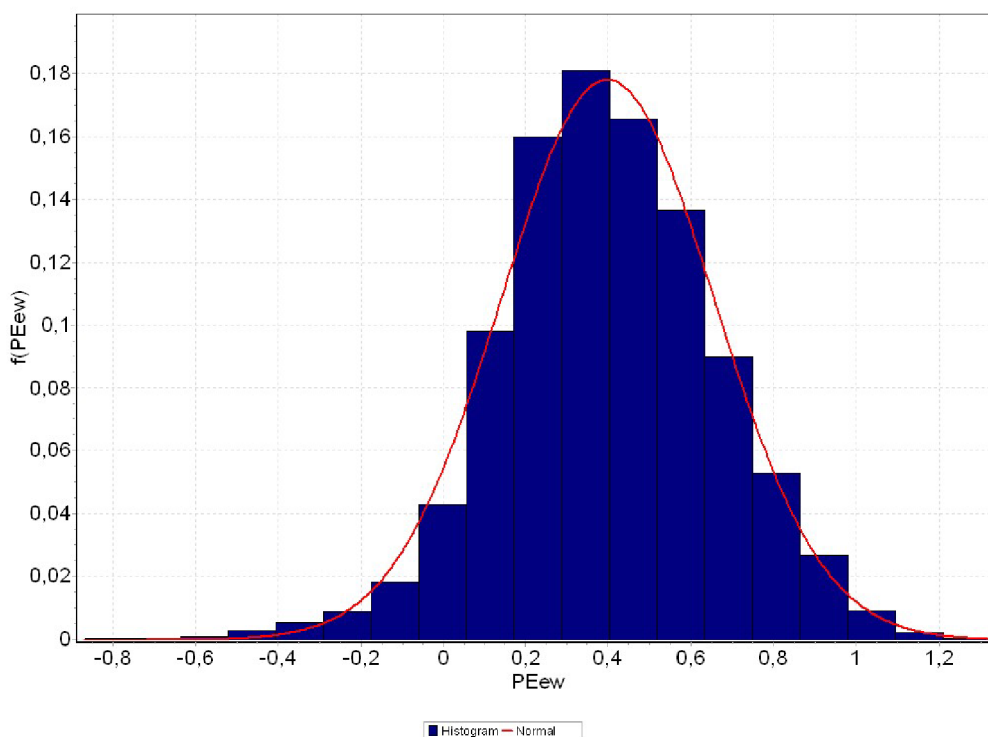
Po provedení všech tří testů zamítáme nulovou hypotézu na testovaných hladinách významnosti $\alpha = \{0,01; 0,02; 0,05; 0,1; 0,2\}$ pro šestidenní výběr i výběry denní. Histogramy, včetně teoretického normálního rozložení vyplývajícího z odhadů, jsou níže zobrazeny. Míru rozdílu mezi teoretickým předpokladem a empiricky zjištěným rozdělením můžeme posoudit z rozdílů pozorovaných a teoretických kvantilů, uvedených v grafu Q-Q. Zobrazují odlišnost od normálního rozdělení v krajních

hodnotách zkoumaného statistického souboru, zřetelnou zejména pro složky PE_{NS} a VPE . Rozdíly ve střední části zobrazuje graf P-P teoretického a reálného kumulativního rozdělení a rozdíl empirické a teoretické distribuční funkce (viz příloha č. 7).

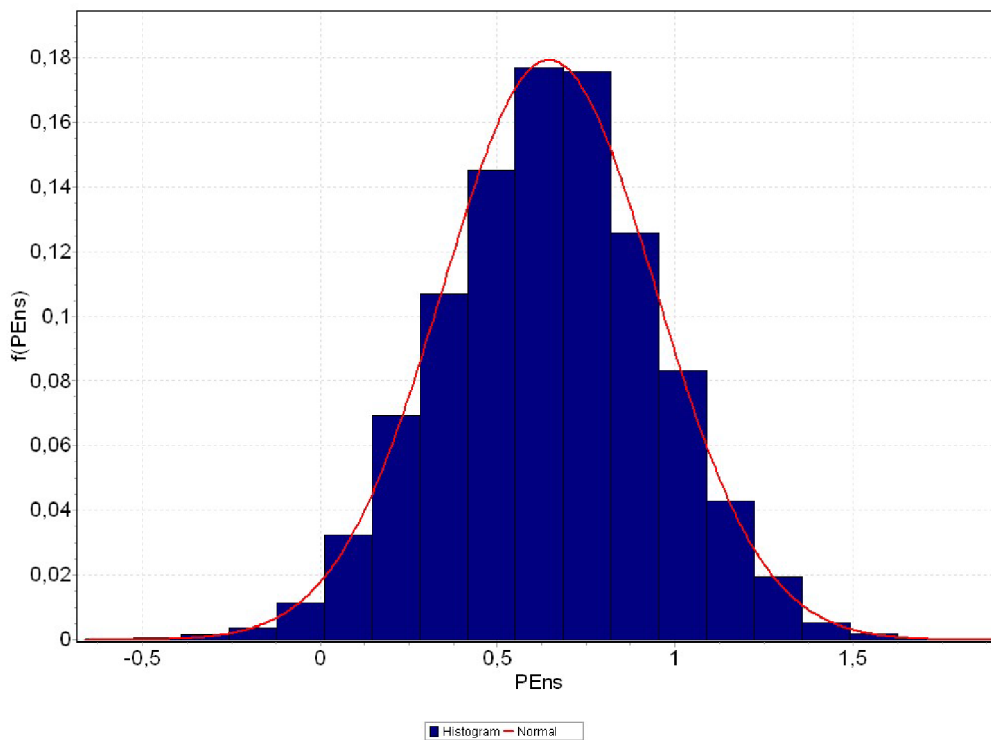
Pro další studium rozdělení by bylo vhodné zpracovávat data z delšího časového období. Z histogramů je však zřejmé, že naměřená data přibližně sledují teoretickou křivku hustoty pravděpodobnosti s odchylkami, které jsou graficky zpracovány v příloze.

Normální rozdělení je téměř vždy užito jako aproximace z praktických důvodů. Volba normálního rozdělení je kromě již uvedených důvodů vhodná z hlediska omezené kapacity přenosu geostacionárním kanálem, nízké výpočetní náročnosti přijímače a certifikaci algoritmů.

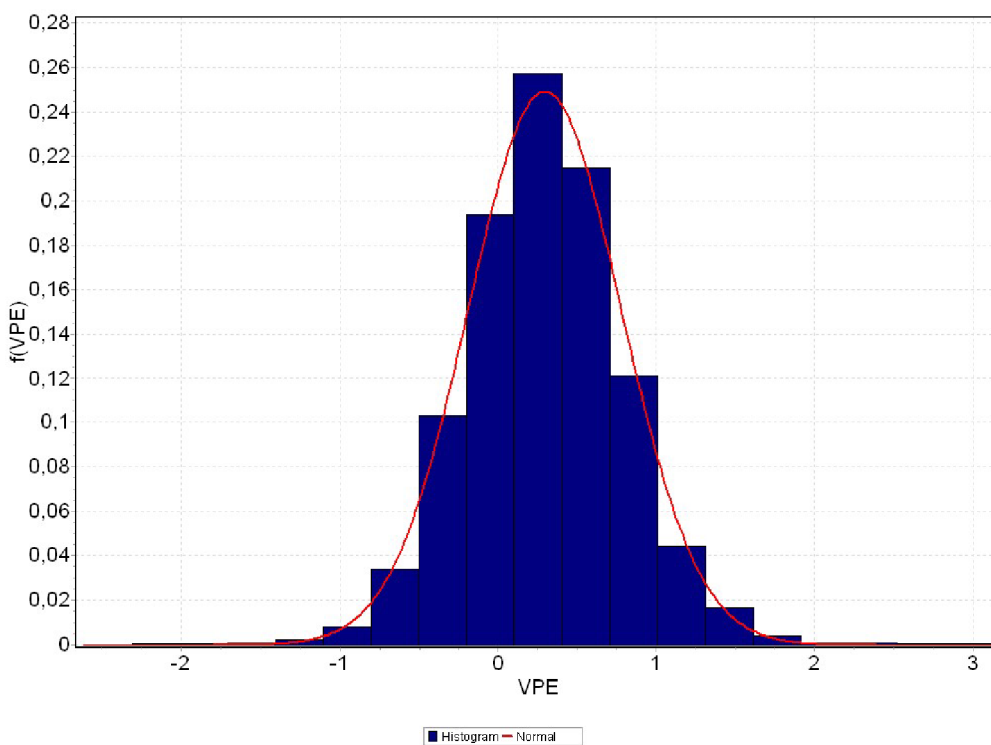
Konvenční metodu vylučování odlehlých měření, jež označuje hodnoty přesahující interval 3σ za hrubou chybu, viz např. [2], není možné uplatnit na chyby měření GPS/EGNOS bez uvážení dostupnosti zkoumaného polohového vzorku. Je zřejmé, že i přesto, že řada hodnot leží vně elipsy chyb, nejsou odlehlými hodnotami a nepředstavují poruchu.



Obr. 13.4 – Histogram polohových chyb PE_{EW} , mód PA , $\bar{x} = 0,40$ m, $s = 0,26$ m



Obr. 13.5 - Histogram polohových chyb PE_{NS} , mód PA, $\bar{x} = 0,65$ m, $s = 0,3$ m



Obr. 13.6 - Histogram polohových chyb VPE , mód PA, $\bar{x} = 0,30$, $s = 0,48$ m

14. Závěr

Dosavadní vývoj zavádění postupů EGNOS v Evropě, navigační strategie ČR a rozvoj systémů SBAS ve světě potvrdil správnost zaměření disertační práce v počátcích jejího vypracovávání. Disertační práce je vypracována v souladu s algoritmem návrhu sledování výkonnosti GNSS z hlediska ANSP navrženého v úvodní části. Význam dosažených výsledků spočívá v komplexnosti informací, které o prvním primárním satelitním navigačním systému autor přináší a které dosud pro civilní letectví nebyly na základě řady observací signálů GNSS v ČR zpracovány. Práce předkládá charakteristiku systémů GPS a EGNOS, teoretický rozbor metod pro hodnocení výkonnosti rozšiřující služby EGNOS a poskytuje doporučení. Současně rozšiřuje pracoviště Leteckého ústavu o software EPRS, který je využitelný spolu s metodikou pro kritické hodnocení systému GPS/EGNOS. Výsledky mohou být dobře využity složkami ANSP. Postupy šetření jsou aplikovány na měření signálu v prostoru a rozšiřují tak dostupný popis charakteristik evropského systému satelitní navigační služby. Prováděné analýzy výkonnosti byly založeny na vlastních experimentech, kampani statických měřeních. Na jejím základě, a v souladu s vypracovaným postupem, byla hodnocena výkonnost ve vztahu k požadované úrovni pro letové postupy, jež má systém zabezpečovat. Závěrečná část práce přináší návrh využití permanentních geodetických stanic pro civilní letectví za účelem pravidelného hodnocení výkonnosti GNSS. Návrh je prakticky ověřen a je provedeno zhodnocení pro testované lokality na území ČR.

15. Seznam použitých zdrojů a literatury

Tištěné zdroje

1. BALAEI, Asghar Tabatabaei a Dennis M. AKOS. Cross Correlation Impacts and Observations in GNSS Receivers. *Navigation: Journal of the Institute of Navigation*. 2011, roč. 58, Winter, s. 10. ISSN: 0028-1522
2. BITTERER, Ladislav. *Vyrovňovací počet*. 1. vyd. Žilina: EDIS, 2006. 280s. ISBN 80-8070-517-8.
3. BORRE, Kai; AKOS, Dennis M.; BERTELSEN, Nicolaj; RINDER, Peter; JENSEN, Søren H. *A Software-Defined GPS and Galileo Receiver : A Single-Frequency Approach*. Boston, Basel, Berlin : Birkhäuser, 2007. 176 s. ISBN 978-0-8176-4390-4.
4. COHENOUR, Curtis; VAN GRASS, Frank. GPS Orbit and Clock Error Distributions. *NAVIGATION : Journal of The Institute of Navigation*. Spring 2011, Vol. 58, No. 1, s. 17 – 28. ISSN 0028-1522.
5. European Commission : Directorate-General for Enterprise and Industry. *EGNOS : Safety of Life : Service Definition Document*. European Union, 2011. 53 s. ISBN 978-92-79-16414-9.
6. HENDL, Jan. *Přehled statistických metod zpracování dat : Analýza a meta analýza dat*. Praha : Nakladatelství Portál, 2004. 583s. ISBN 80-7178-820-1.
7. HOFMANN-WELLENHOF, Bernhard; LEGAT, Klaus; WIESER, Manfred. *Navigation: Principles of Positioning and Guidance*. Wien: Springer Wien New York, 2003. 427 s. ISBN 3-211-00828-4.
8. HRDINA, Zdeněk; PÁNEK, Petr; VEJRAŽKA, František. *Rádiové určování polohy : Družicový systém GPS*. Praha : Vydavatelství ČVUT, 1995. 267 s. Skripta ČVUT. ISBN 80-01-01386-3.
9. JANÍČEK, Přemysl. *Systémové pojetí vybraných oborů pro techniky : Hledání souvislostí : Učební texty I*. Brno : Akademické nakladatelství CERM[®], s.r.o., 2007. 682 s. ISBN (CERM) 978-80-7204-555-6.
10. JANÍČEK, Přemysl. *Systémové pojetí vybraných oborů pro techniky : Hledání souvislostí : Učební texty II*. Brno : Akademické nakladatelství CERM[®], s.r.o., 2007. 682 s. ISBN (CERM) 978-80-7204-556-3
11. KARPÍŠEK, Zdeněk. *Matematika IV: statistika a pravděpodobnost*. 3. dopl. vyd. Brno: CERM, 2007, 170 s. ISBN 978-80-214-3380-9.
12. KAYTON, Myron; FRIED, Walter R. *Avionics Navigation Systems*. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1997. 773 s. ISBN 0-471-54795-6.
13. KEVICKÝ, Dušan; KALAŠOVÁ, Alica. *Satelitné navigačné systémy*. 1. vyd. Žilina : Žilinská univerzita v Žiline, 2004. 197 s. ISBN 80-8070-295-0.
14. KOSSIAKOFF, Alexander; SWEET, William N.; SEYMOUR, Samuel J.; BIEMER, Steven M. *Systems Engineering Principles and Practice*. 2nd Edition. New Jersey : John Wiley & Sons, Inc., 2011. 528 s. ISBN 978-0-470-40548-2.

15. PARKINSON, Bradford W.; SPILKER JR., James J. (eds.). *Global Positioning System : Theory and Applications : Vol. I*. Washington : American Institute of Aeronautics, Inc., 1996. 793 s. Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. 163. ISBN 1-56347-106-X.
16. PTÁČEK, Pavel. Exploration of the GPS/ EGNOS Position Errors and Navigation Accuracy for Different Types of Final Approach Procedure. *RESEARCH BULLETIN*, 2012, roč. 2012, č. 22, s. 1-12. ISSN: 1425- 2104.
17. PTÁČEK, Pavel. Introduction to Software Development for GNSS Infrastructure Assessment : Safety of Air Navigation Services. In *New Trends in Civil Aviation 2013*. Brno : Akademické nakladatelství CERM[®], s.r.o., 2013. s. 81-83. ISBN: 978-80-7204-843- 4.
18. PTÁČEK, Pavel. Monitoring of the European Wide Area GNSS-1 for the Navigation Application of Civil Aviation. *Perners' Contacts*, 2011, roč. VI, č. III, s. 124-134. ISSN: 1801- 674X.
19. PTÁČEK, Pavel. Stabilizované přiblížení RNAV - APV. In *Zvyšovanie bezpečnosti a kvality v civilnom a vojenskom letectve*. Žilina : Žilinská univerzita v Žilině - nakladatelství EDIS, 2010, s. 156-161. ISBN: 978-80-554-0184- 3.
20. PTÁČEK, Pavel. Today's GNSS Navigation Accuracy with Combined GPS/ EGNOS. In *Zvyšovanie kvality a bezpečnosti v civilnom a vojenskom letectve*. Žilina : Žilinská univerzita v Žilině - nakladatelství EDIS, 2012. s. 251-261. ISBN: 978-80-554-0519- 3.
21. *Radiová letecká navigace: Sborník přednášek z III. semináře o leteckých palubních přístrojích*. Uherské Hradiště, 1973.
22. RTCA, Inc. *Minimum Aviation System Performance Standards for the Local Area Augmentation Systems (LAAS)*. RTCA DO-245A. Washington, D.C. : Radio Technical Commission for Aeronautics, December 9, 2004.
23. RTCA, Inc. *Minimum Operational Performance Standards for Airborne Supplemental Navigation Equipment Using Global Positioning System (GPS)*. RTCA DO-208. Washington, D.C. : Radio Technical Commission for Aeronautics, December 7, 1991.
24. RTCA, Inc. *Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment*. RTCA DO-229D. Washington, D.C. : Radio Technical Commission for Aeronautics, December 13, 2006. 296 s. + přílohy.
25. RTCA, Inc. *Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment*. RTCA DO-253C. Washington, D.C. : Radio Technical Commission for Aeronautics, December 16, 2008.
26. SAMAMA, Nel. *Global Positioning : Technologies and Performance*. New Jersey : Wiley-Interscience, 2008. 419 s. ISBN 978-0-471-79376-2.
27. SEDLÁČEK, Miloš; ŠMÍD Radislav. *MATLAB v měření*. Vyd. 1. Praha: ČVUT, 2004, 204 s. ISBN 80-010-2851-8.
28. SUDARSHAN, Hindupur V. *Seamless Sky*. Hampshire : Ashgate Publishing Limited, 2003. 377 s. ISBN 0-7546-3176-1.

29. VAN DIGGELEN, Frank. *A-GPS : Asisted GPS, GNSS, and SBAS*. London : Artech House, 2009. 380 s. ISBN 978-1-59693-374-3.
30. VENTURA-TRAVESET, Javier; FLAMENT, Didier. *EGNOS : The European Geostationary Navigation Overlay System – A cornerstone of Galileo*. Noordwijk : European Space Agency, 2006. 564 s. EASA SP-1303. ISBN 92-9092-453-5.
31. VOSECKÝ, Slavomír; JURÁNEK Josef (eds.). *Základy leteckých navigačních zařízení I*. Brno: VAAZ, 1988. 396 s.

Elektronické zdroje

32. BLOMENHOFER, Helmut; EHRET, Walter; BLOMENHOFER, Eduarda. *Performance Analysis of GNSS Global and Regional Integrity Concepts* [online]. [cit. 2008-02-03] First published in: Proceedings of ION-GNSS-2003, Portland, Oregon, September 9 - 12, 2003. Dostupný z WWW: <http://navpos.de/Publications/IONGPS2003_Blomenhofer_GNSS_Integrity.pdf>.
33. BOEING. *Volume IV – Determining the Vertical Alert Limit Requirements for a Level of GBAS Service that is Appropriate to Support CAT II/III Operations* [online]. October 19, 2005. [cit. 2012-12-03].
34. BREGMAN, Howard; DORFMAN, Gerald; DILEO, John; DIVITO, Robert; IWATA, Amy; MACWILLIAMS, Kara. *Safety Benefits of Precision vs. Non Precision Approaches* [online]. [cit. 2011-10-11]. Presented in September 22, 2010. Dostupný z WWW: <http://www.bluecoat.org/reports/MITRE_1997_PAvsNPA.pdf>.
35. BREEUWER, Edward; FARNWORTH, Rick; VAN DEN BERG, Axel; VERMEIJ, Jeroen. *Analysis and validation of GNSS performance* [online]. [cit. 2008-01-14]. Presented at GNSS'99, Genoa, Italy, October 1999. Dostupný z WWW: <<http://www.valileo.nl/download/gnss99.pdf>>.
36. CULHAM, J.R. *Special Functions & Applied Differential Equations: Error and Complementary Error Functions* [online]. University of Waterloo, 2004, s. 44 [cit. 2013-02-18]. Dostupný z WWW: <<http://www.mhtlab.uwaterloo.ca/courses/me755/>>
37. DE SMEDT, David. *Vertical Navigation for PBN* [online]. [cit. 2012-12-04] Presented at 2nd Military CNS Technical Implementation Information Days, Brussels, Belgium, September, 2012. Dostupný z WWW: <<http://www.eurocontrol.int/sites/default/files/content/documents/events/Presentations/120925-2nd-cns-vertical-navigation-dds.pdf>>.
38. EGNOS Cost Benefit Analysis in Aviation [online]. L.E.K. Consulting S.r.l., July 2009 [cit. 2010-04-05]. Produced by L.E.K. Consulting S.r.l. for GSA – GNSS Supervisory Authority. Dostupný z WWW: <http://egnos-portal.gsa.europa.eu/sites/default/files/content/study_cost_benefit_analysis_aviation_en.pdf>.
39. EGNOS News [online]. January 2008, Vol. 7, Issue I [cit. 2008-11-28], s. 2. Issue – EGNOS and Aviation. Dostupný z WWW: <http://www.egnos-pro.esa.int/newsletters/EGNOS_News_Vol7_Iss_1_2008.pdf>.

40. ESSP. EGNOS User Support [online]. 2013 [cit. 2013-10-04]. Dostupný z: <http://egnos-user-support.essp-sas.eu/egnos_ops/egnos_system/system_description/current_architecture>
41. ESSP. EGNOS User Support [online]. 2013 [cit. 2013-06-30]. Dostupný z: <http://www.essp-sas.eu/service_notices>
42. ESA. EGNOS Message Server [online]. Dostupný z: <<ftp://131.176.49.48>>
43. EUROCONTROL. *Long-Term Forecast : IFR Flight Movements 2010 – 2030* [online]. Brussels : EUROCONTROL Headquarters, 2010-12-17. [cit. 2011-09-08]. Edition Number: v1.0. Released Issue. Dostupný z WWW: <http://www.eurocontrol.int/statfor/gallery/content/public/forecasts/Doc4_15-LTF10-Report-Vol1.pdf>.
44. EUROCONTROL. *Introducing Performance Based Navigation (PBN) and Advanced RNP (A-RNP)*. [online]. 2013 [cit. 2013-06-28]. Dostupný z: <<https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/publication/files/2013-introducing-pbn-a-rnp.pdf>>.
45. EUROCONTROL. *Recommendations toward the harmonization of data collection campaigns*. Working paper 2, GSA, 2005-10-08. [cit. 2011-03-01]
46. EUROCONTROL. *Pegasus software version 4.6.0*. Documentation. 2001-2009.
47. Federal Space Agency of Russia. *Glonass Status* [online]. Korolev (Russia) : Information-analytical centre, © 2005-2011 [cit. 2011-05-20] Dostupný z WWW: <<http://www.glonass-center.ru/en/GLONASS>>.
48. GIES, Frances; GIES, Joseph. *Cathedral, Forge, and Waterwheel : Technology and Invention in the Middle Ages*. New York : HarperCollins Publishers, 1994. ISBN 0-06-092581-7. [cit. 2013-05-15]
49. *Global Positioning System : Standard Positioning Service : Performance Standard* [online]. Washington (D.C.) : U. S. Department of Defence, September 2008 [cit. 2010-06-27]. 4th Edition. Dostupný z WWW: <<http://www.pnt.gov/public/docs/2008/spsp2008.pdf>>.
50. GNSS Program Updates : Modernization efforts move ahead. *ION Newsletter : The Quarterly Newsletter of The Institute of Navigation*. Spring 2011, Vol. 21, No. 1, s. 16 – 19. Dostupný z WWW: <<http://www.ion.org/publications/upload/v21n1.pdf>>.
51. GSA. *GNSS Market Report : Issue 1* [online]. European GNSS Supervisory Authority, October 2010. [cit. 2011-02-07] Dostupný z WWW: <<http://www.gsa.europa.eu/files/dmfile/GSAGNSSMarketreportIssue1.pdf>>.
52. HATCH, R., R. The synergism of GPS code and carrier measurements. *Proceedings of the Third International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning*. La Cruces, NM, 1982, s. 1212-1232.
53. HESSIN, Col Robert M. GPS Constellation, Modernization Plans and Policy. In: Official U.S. Government information about the Global Positioning System (GPS) and related topics [online]. 10.11.2011 [cit. 2012-03-23]. Dostupné z: <<http://www.gps.gov/multimedia/presentations/2011/11/USTTI/hessin.pdf>>.

54. ICAO. *Annex 10 : Aeronautical Telecommunications. Volume I – Radio navigation Aids*, International Civil Aviation Organisation, 2006 [cit. 2012-10-19]. 6th Edition.
55. ICAO. Doc 8071 : Manual on Testing of Radio Navigation Aids. Volume II. Montréal : International Civil Aviation Organisation, 2007.
56. ICAO. *Doc 9613 : Performance based navigation (PBN) manual* [online]. Montréal : International Civil Aviation Organisation, 2008 [cit. 2009-10-19]. 3rd Edition. Dostupný z WWW: <<http://www.ecacnav.com/downloads/PBN%20Manual%20-%20Doc%209613%20Final%205.10.08%20with%20bookmarks.pdf>>. ISBN 978-92-9231-198-8.
57. ICAO. *Doc 9849 : Global Navigation Satellite System (GNSS) Manual*. Montreal : International Civil Aviation Organisation, 2005. [cit. 2012-12-10] Dostupný z WWW: <http://www.icao.int/Meetings/PBN-Symposium/Documents/9849_cons_en%5B1%5D.pdf>. ISBN 92-9194-455-6.
58. ICAO. *Doc 9849 : Global Navigation Satellite System (GNSS) Manual*. Montreal : International Civil Aviation Organisation, 2012. [cit. 2013-05-01] Dostupný z WWW: <<http://www.gobookee.net/icao-gnss-manual>>.
59. ICAO. *Doc 9750 : Global Air Navigation Plan* [online]. Montréal : International Civil Aviation Organisation, 2007 [cit. 2009-02-20]. 3rd Edition. Dostupný z WWW: <http://legacy.icao.int/icaonet/dcs/9750/9750_cons_en.pdf>.
60. LACHAPELLE, Gérard a Mark PETOVELLO. Orbital Precession, Optimal Dual-Frequency Techniques, and Galileo Receivers. In: *Inside GNSS* [online]. 2006 [cit. 2010-03-15]. Dostupný z WWW: <http://www.insidegnss.com/node/276>>.
61. LOWRIE, William. *Fundamentals of Geophysics*. 2nd Edition. New York : Cambridge University Press, 2007. ISBN 978-0-521-85902-8. [cit. 2013-05-18].
62. Ministerstvo dopravy. *Národní kosmický plán* [online]. Poslední změna 2010-07-14 [cit. 2011-03-25]. Dostupný z WWW: <<http://www.msmt.cz/file/11400>>.
63. Magellan: *Uživatelský průvodce ProMark3*.
64. MAY, Marvin. Speed Through the Water : From Vitruvius' Wheel to Thomas' Harpoon Log. *ION Newsletter : The Quarterly Newsletter of The Institute of Navigation*. Spring 2012, Vol. 22, No. 1, s. 8 - 9. [cit. 2013-05-18]. Dostupný z WWW: <<http://www.ion.org/publications/upload/v22n1.pdf>>.
65. MAY, Marvin. Navigation Controversies. *ION Newsletter : The Quarterly Newsletter of The Institute of Navigation*. Winter 2010 - 2011, Vol. 20, No. 4, s. 7 - 9 [cit. 2013-05-18]. Dostupný z WWW: <<http://www.ion.org/publications/upload/v20n4.pdf>>.
66. NAGLE, Thomas J. *Global Positioning System (GPS) Civil Monitoring Performance Specification* [online]. Washington (D.C.) : U. S. Department of Transportation, April 30, 2009 [cit. 2011-5-23]. [42 s.]. 2nd Edition. DOT-VNTSC-FAA-09-08. Dostupný z WWW: <<http://www.pnt.gov/public/docs/2009/CMPS2009.pdf>>.

67. Nariadenie komisie (EÚ) č. 1191/2010. *Úradný vestník Európskej únie* [online]. 17. decembra 2010, Zväzok 53, L 333/6 [cit. 2011-05-28]. Dostupný z WWW: <<http://eur-lex.europa.eu/LexUriServ/LexUriServ.do?uri=OJ:L:2010:333:0006:0020:SK:PDF>>. ISSN 1725-5147.
68. OBER, Pieter Bastiaan; BREEUWER, Edward; FARNWORTH, Rick; VAN WILLIGEN, Durk. Overbounding the SBAS Integrity Equation. In *Integricom* [online]. Integricom, P. B. Ober, ©2011 [cit. 2011-12-11]. First published in: The proceedings of GNSS 2001, Sevilla, Spain, May 2001. Dostupný z WWW: <<http://www.integricom.nl/publications/GNSS%202001%20-%20Overbounding%20The%20SBAS%20Integrity%20Equation.pdf>>.
69. PEREZ, Javier; CHARTRE, Eric. *Recommendation towards the harmonisation of EGNOS data collection campaigns*. European GNSS Supervisory Authority, Sixth Meeting RAFG/ESV/6, October 2005.
70. PLZÁK, Zbyněk. *Jak překládat precision, accuracy a trueness?* [online]. © 2009 [cit. 2011-09-15]. Metodické listy EURACHEM-ČR, Metodický list 2. Dostupný z WWW: <http://www.eurachem.cz/user-iles/files/metodickylist2_2009.pdf>.
71. PRŮCHA, Ladislav. *Matematická statistika a teorie pravděpodobnosti : Bodové odhady parametrů*. [online] České vysoké učení technické, Fakulta elektrotechniky. 2010, s. 27 [cit. 2011-03-02]. Dostupný z WWW: <<http://math.feld.cvut.cz/prucha/mstp/5pu.pdf>>
72. PULLEN, Sam; ENGE, Per. Using Outage History to Exclude High-Risk Satellites from GBAS Corrections. *NAVIGATION : Journal of the Institute of Navigation*. Spring 2013, Vol. 60, No. 1, s. 41 – 51. ISSN 0028-1522.
73. Resolution A 36-23: Performance based navigation global goals. In ICAO. *Resolutions Adopted by the Assembly* [online]. Montréal: International Civil Aviation Organisation, September 2007 [cit. 2008-04-01]. s. 102 – 103. Assembly — 36th Session, Montréal, 18 – 28 September 2007, Provisional Edition. Dostupný z WWW: <http://www.icao.int/icao/en/assembl/a36/docs/A36_res_prov_en.pdf>.
74. RUTLEDGE, David. Accuracy versus Precision : A Primer on GPS Truth. *GPS World : The Business and Technology of GNSS* [online]. May 2010, Vol. 21, No. 5 [cit. 2011-06-07], s. 42 - 49. Dostupný z WWW: <<http://www.nxtbook.com/nxtbooks/questex/gps0510/>>. ISSN 1048-5104.
75. Řízení letového provozu ČR. *Letecká informační služba* [online]. Jeneč : Řízení letového provozu ČR, s.p., March 22, 2012 [cit. 2013-5-23]. AIC A 1/12 : Koncepce rozvoje navigačního prostředí České republiky v období do roku 2020 [4 s.]. Dostupný z WWW: <http://lis.rlp.cz/ais_data/www_main_control/frm_cz_aic.htm>.
76. Řízení letového provozu ČR. *Letecká informační služba* [online]. Jeneč : Řízení letového provozu ČR, s.p., October 07, 2010 [cit. 2011-11-04]. AIC C 24/10 : Vysvětlující materiál k využívání systému EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) v civilním letectví [3 s.]. Dostupný z WWW: <http://ais.ans.cz/ais_data/aic/data/c_2010-024.pdf>.
77. Stanford University. *WAAS Precision Approach Metrics* [online]. [cit. 2011-06-11] Dostupný z WWW: <<http://waas.stanford.edu/metrics.html>>.

78. SUARD, Norbert. PRN1/SVN049 L5 Payload Drawback and PRN 27 Outage on the 30th of June 2009: GNSS Receiver Reactions and Lessons Learnt. *23rd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation* [online]. Portland (OR), September 21-24, 2010. Dostupný z WWW: <<http://www.ion.org/publications/abstract.cfm?articleID=9310>>
79. *Technical Standard Order : Stand-Alone Airborne Navigation Equipment Using the Global Positioning System Augmented by the Satellite Based Augmentation System* [online]. Washington (D.C.) : U. S. Department of Transportation : Federal Aviation Administration, September 05, 2008 [cit. 2010-09-10]. [10 s.]. TSO-C146c. Dostupný z WWW: <[http://rgl.faa.gov/Regulatory and Guidance Library/rgTSO.nsf/0/623a0cac2a0c3849862574480062d38b/\\$FILE/TSO-C146c.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory%20and%20Guidance%20Library/rgTSO.nsf/0/623a0cac2a0c3849862574480062d38b/$FILE/TSO-C146c.pdf)>.
80. The Effects of the Ionosphere on Satellite Navigation Systems. *SatNavNews* [online]. 2011, Spring [cit. 2011-12-28]. Dostupný z WWW: <<http://gps.faa.gov>>.
81. TOSSAINT, M, et al. The Stanford - ESA Integrity Diagram: A New Tool for The User Domain SBAS Integrity Assessment. *NAVIGATION : Journal of The Institute of Navigation* [online]. Spring, Vol. 54, No. 4 [cit. 2012-02-28], s. 153 – 162. Dostupný z WWW: <<https://www.ion.org/publications/abstract.cfm?ip=j&articleID=2445>>
82. Úřad pro civilní letectví. *Letecký předpis L 15 : O letecké informační službě* [online]. Praha : Ministerstvo dopravy České republiky, 2007, poslední změna 2013-05-09 [cit. 2012-08-31]. Uveřejněno pod č.j. 51/2007-910-ILD/6. Dostupný z WWW: <<http://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/index.htm>>.
83. Úřad pro civilní letectví. *Letecký předpis L 8168 : Provoz letadel - letové postupy* [online]. Praha : Ministerstvo dopravy České republiky, 2006, poslední změna 2010-12-16 [cit. 2011-08-31]. Uveřejněno pod č. j. 946/2006-220-SP/1. Dostupný z WWW: <<http://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/index.htm>>.
84. *Usnesení vlády České republiky ze dne 16. prosince 2008 č. 1595 o Plánu nelegislativních úkolů vlády na 1. pololetí 2009 a o Přehledu námětů pro Plán nelegislativních úkolů vlády na 2. pololetí 2009* [online]. [cit. 2011-06-04]. Dostupný z WWW: <http://racek.vlada.cz/usneseni/usneseni_webtest.nsf/web/cs?Open&2008&12-16>.
85. US Navigation Centre. *GPS Status and Reports* [online]. [cit. 2011-06-11] Dostupný z WWW: <<http://www.navcen.uscg.gov/?pageName=GPS>>.
86. WALTER, Todd; ENGE, Peter; HANSENS, Andrew. *An Integrity Equations for Use with Space Based Augmentatin Systems* [online]. [cit. 2012-07-11] Dostupný z WWW: <[http://waas.stanford.edu/papers/sbas integrity tw97.pdf](http://waas.stanford.edu/papers/sbas%20integrity%20tw97.pdf)>
87. WORTHEN, Shana. *The Memory of Medieval Inventions, 1200-1600: Windmills, Spectacles, Mechanical Clocks, and Sandglasses*. Ph.D. Thesis [cit. 2011-06-11].

Nepublikované zdroje

88. ARBESSER-RASTBURG, Bertram. *Ionospheric Effects on GNSS*. Nepublikovaná přednáška přednesená na ESA International Summer School on GNSS :

-
- Towards a Multi-Constellation Multi-Frequency GNSS and SBAS, Berchtesgaden, Germany, July 29-30, 2011
89. ARBESSER-RASTBURG, Bertram. *Ionospheric Effects on GNSS*. Nepublikovaná přednáška přednesená na ESA International Summer School on GNSS : Towards a Multi-Constellation Multi-Frequency GNSS and SBAS, Berchtesgaden, Germany, July 29-30, 2011
90. EUROCONTROL. Report on NSG 17th meeting. Brussels, May 15 – 19, 2013.
91. HEIN, Guenter W. *Towards Multi-Frequency Multi-Constellation SBAS*. July 29, 2011. Nepublikovaná přednáška přednesená na ESA International Summer School on GNSS : Towards a Multi-Constellation Multi-Frequency GNSS and SBAS, Berchtesgaden, Germany, July 20 – 30, 2011.
92. OOSTERLINCK, René. *Liability issues in GNSS*. July 22, 2011. Nepublikovaná přednáška přednesená na ESA International Summer School on GNSS : Towards a Multi-Constellation Multi-Frequency GNSS and SBAS, Berchtesgaden, Germany, July 20 – 30, 2011.
93. VENTURA-TRAVERSE, Javier. *EGNOS and Worldwide SBAS Systems*. July 28, 2011. Nepublikovaná přednáška přednesená na ESA International Summer School on GNSS : Towards a Multi-Constellation Multi-Frequency GNSS and SBAS, Berchtesgaden, Germany, July 20 – 30, 2011.

16. Seznam použitých zkratk

2D	Two- dimensional	Dvourozměrný
3D	Three-dimensional	Trojrozměrný
ABAS	Aircraft Based Augmentation System	Palubní systém rozšíření
ACCEPTA	Accelerating EGNOS Adoption in Aviation	Urychlení zapojení EGNOS do letectví
ACF	Auto-Correlation Function	Auto-korelační funkce
ACFT	Aircraft	Letadlo
AIS	Aeronautical Information Services	Letecké informační služby
AL	Alert/Alarm Limit	Limit výstrahy
ANS	Air Navigation Service	Letové navigační služby
ANSP	Air Navigation Service Provider	Poskytovatel letových navigačních služeb
APCH	Approach	Přiblížení
APV	Approach with Vertical Guidance	Přiblížení s vertikálním vedením
ARNS	Aeronautical Radio-Navigation	Letecká radionavigační služba
AS	Anti-Spoofing	
ASQF	Application-Specific Qualification Facility	Pomocné zařízení pro validaci služeb EGNOS
ATC	Air traffic control	Řízení letového provozu
ATK	Along Track	Podél trati
Baro-VNAV	Barometric Vertical Navigation	Barometrická vertikální navigace
BOC	Binary Offset Carrier	
BUT	Brno University of Technology	Vysoké učení technické v Brně
CAA	Civil Aviation Authority	Úřad pro civilní letectví
CAT	Category	Kategorie
CDMA	Code Division Multiple Access	Kódové dělení kanálů
CFIT	Controlled Flight into Terrain	Řízený let do terénu
CONOPS	Concept of Operations	Operační koncept
CPF	Central Processing Facility	Středisko zpracování dat
CS	Check Set	Kontrolní soustava
CZEPOS	Czech Network of Permanent Stations for Positioning	Česká síť permanentních stanic pro určování polohy
ČR	Czech Republic	Česká republika
ČUZK	Czech Office For Surveying, Mapping And Cadastre	Český úřad zeměměřičský a katastrální
DA	Decision Altitude	Nadmořská výška rozhodnutí
DDM	Difference in Depth of	Rozdíl v hloubce modulace

	Modulation	
DGPS	Differential Global Positioning System	Diferenciální globální systém pro určení polohy
DH	Decision Height	Výška rozhodnutí
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.	Německé středisko pro letectví a kosmonautiku
DME	Distance Measuring Equipment	Měřič vzdálenosti
DOP	Dilution of Precision	Faktor snížení přesnosti
DOY	Day of Year	Číslo dne v roce
DSNA	Direction des Services de la navigation aérienne	Řízení letových navigačních služeb, Francie
EASA	European Aviation Safety Agency	Evropská agentura pro bezpečnost letectví
EC	European Commission	Evropská komise
ECAC	European Civil Aviation Conference	Evropská konference pro civilní letectví
ECEF	Earth-Centred, Earth-Fixed	Kartézský souřadnicový systém
EDAS	EGNOS Data Access Service	Služba přístupu dat EGNOS
EDCN	EGNOS Data Collection Network	Síť pro sběr dat EGNOS
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service	Evropská geostacionární navigační překryvná služba
EMS	EGNOS Message Server	Server s uloženými vyslanými zprávami MT EGNOS
ENR	En route	Tratě, traťový
ENT	EGNOS Network Time	Síťový čas EGNOS
EPRS	EGNOS Performance Reporting Software	Software pro tvorbu zpráv výkonnosti
ERFC	Gauss Error Function	Gaussova chybová funkce
ESA	European Space Agency	Evropská kosmická agentura
ESSP	European Satellite Services Provider	Poskytovatel evropské satelitní služby
EUROCONTROL	European Organisation for the Safety of Air Navigation	Evropská organizace pro bezpečnost leteckého provozu
EVT	Extreme Value Theory	Teorie extrémních hodnot
EWAN	EGNOS Wide Area Network	Širokoplošná přenosová síť EGNOS
FAA	Federal Aviation Administration (U. S.)	Federální letecké velení (USA)
FAF Munich	University of the Federal Armed Forces Munich, Germany	Spolková univerzita ozbrojených sil, Mnichov, Německo
FANS	Special Committee on Future Air Navigation System	Výbor pro budoucí letecké navigační systémy
FAP	Final Approach Point	Bod konečného přiblížení
FAS	Final Approach Segment	Úsek konečného přiblížení

FDE	Fault Detection and Exclusion	Detekce a vyloučení chyby
FDMA	Frequency Division Multiple Access	Frekvenční dělení kanálů
FFT	Fast Fourier Transformation	Rychlá Fourierova transformace
FMS	Flight Management System	Systém pro řízení a optimalizaci letu
FOC	Full Operational Capability	Plná operační způsobilost
FSD	Full Scale Deviation	Plná výchylka
FSI	Faculty of Mechanical Engineering (BUT)	Fakulta strojního inženýrství (VUT)
FTE	Flight Technical Error	Letově technická chyba
GA	General Aviation	Všeobecné letectví
GAGAN	Global Positioning System (GPS) Aided Geostationary Earth Orbit (GEO) Augmented Navigation	Indický systém SBAS
GALILEO	European global navigation satellite system	Evropský globální navigační družicový systém
GBAS	Ground Based Augmentation System	Pozemní systém rozšíření
GEO	Geostationary Satellite	Geostacionární satelit
GEOM_RANGE	Geometrical range	Geometrická vzdálenost satelit-uživatel
GIANT	GNSS Introduction in the Aviation Sector	Zavedení GNSS do letectví
GIVD	Grid Ionosphere Vertical Delay	Vertikální ionosférické zpoždění v bodu sítě IGP
GIVE	Grid Ionosphere Vertical Error	Zbytková chyba po aplikaci ionosférických korekcí v bodu sítě IGP
GLONASS	Globalnaja navigacionnaja sputnikovaja sistema	Globální družicový polohový systém
GNSS	Global Navigation Satellite System	Globální navigační satelitní systém
GP	Glide Path	Sestupový maják ILS, sestupová rovina
GPA	Glide Path Angle	Úhel sestupové dráhy
GPS	Global Positioning System	Globální systém pro určení polohy
GPS_SVX, GPS_SVY, GPS_SVZ	GPS Coordinates in ECEF	Polohové souřadnice satelitů GPS v ECEF
GRAS	Ground-based Regional Augmentation System	Systém s pozemním oblastním rozšířením
GSA	European GNSS Agency	Evropský úřad pro dohled nad GNSS
GSS	Ground Sensor Station	Pozemní monitorovací stanice

GTK	Ground Track	Pozemní trať
HAL	Horizontal Alert Limit	Horizontální limit výstrahy
HAT	Height Above Threshold	Výška nad prahem dráhy
HDOP	Horizontal Dilution of Precision	Horizontální faktor snížení přesnosti
HFOM	Horizontal Figure of Merit	Odhad navigační přesnosti v horizontální rovině
HMI	Hazardous Misleading Information	Nebezpečná zavádějící informace
HNSE	Horizontal Navigation System Error	Horizontální navigační chyba systému
HPE	Horizontal Position Error	Horizontální polohová chyba
HPL	Horizontal Protection Level	Horizontální úroveň ochrany
ICAO	International Civil Aviation Organization	Mezinárodní organizace pro civilní letectví
ICD	Interface Control Document	Dokument pro ovládání rozhraní
IFFT	Inverse Fast Fourier Transformation	Inverzní rychlá Fourierova transformace
IFR	Instrument Flight Rules	Pravidla pro let podle přístrojů
IGP	Ionospheric Grid Point	Bod ionosférické sítě
IGS	International GNSS Service	Mezinárodní služba GNSS
ILS	Instrument Landing System	System pro přesné přiblížení a přistání
INS	Inertial Navigation System	Inerční navigační systém
IOC	Initial Operational Capability	Počáteční operační způsobilost
IOV	Initial Orbit Validation	Počáteční validace na orbitě
IRS	Inertial Reference System	Inerční referenční systém
LNAV	Lateral Navigation	Příčná navigace
LNS	Air Navigation Systems	Letecké navigační systémy
LNZ	Air Navigation Means	Letecké navigační prostředky
LOC	Localizer	Kurzový maják ILS
LORAN	Long Range Air Navigation System	Radionavigační systém dalekého dosahu
LP	Localizer Performance	Výkonnost směrového (postup přiblížení)
LPV	Localizer Performance with Vertical Guidance	Výkonnost směrového majáku s vertikálním vedením (postup přiblížení)
LÚ	Institute of Aerospace Engineering (BUT)	Letecký ústav (VUT)
MCC	Master Control and Processing Centre	Hlavní středisko řízení a zpracování EGNOS
MD ČR	Ministry of Transport of the Czech Republic	Ministerstvo dopravy České republiky
MDA	Minimum Descent Altitude	Minimální nadmořská výška

MDH	Minimum Descent Height	Minimální výška pro klesání
MEDA	Extension of EGNOS to Africa Mediterranean Area	Rozšíření systému EGNOS do oblasti Středoziemního moře a Afriky
MEO	Medium Earth Orbit	Střední oběžná dráha
MI	Misleading Information	Zavádějící informace
MNČ	Least Square Method	Metoda nejmenších čtverců
MoD	Ministry of Defence (U. S.)	Ministerstvo obrany (USA)
MoT	Ministry of Transport (U. S.)	Ministerstvo dopravy (USA)
MSAS	Multi-function Transport Satellite (MTSAT) Satellite based Augmentation System	Japonský systém SBAS
MT	Message Type	Typ zprávy SBAS
MTBF	Mean Time Between Failure	Střední čas do poruchy
MTBO	Mean Time Between Outages	Střední čas mezi výpadky
MTOW	Maximum Take-off Weight	Maximální vzletová hmotnost
NANU	Notice Advisory to NAVSTAR Users	Zpráva upozorňující uživatele GPS
NAVSAT	Navy Navigation Satellite System	První družicový polohový systém (též TRANSIT)
NAVSTAR GPS	Navigation Signal Timing and Ranging Global Positioning System	Družicový systém určení polohy a času
NDB	Non-directional Radio Beacon	Nesměrový radiomaják
NED	North East Down	Sever Východ Vertikála
NLES	Navigation Land-Earth Station	Pozemní vysílací stanice navigačních zpráv EGNOS
NLR	The National Aerospace Laboratory of the Netherlands	Národní kosmická laboratoř, Holandsko
NOTAM	A notice concerning the establishment, condition or change in any aeronautical facility, service, procedure or hazard	Zpráva o zřízení, stavu nebo změně kteréhokoli leteckého zařízení, služby nebo postupů, nebo o nebezpečí
NPA	Non Precision Approach	Nepřesné přiblížení
NSE	Navigation System Error	Chyba navigačního systému
NSG	Navigation Steering Group	Navigační řídicí skupina
NSV	Number of Space Vehicles	Počet družic
OA	Operational Advisory	Provozní oznámení provozovatele GPS
OCA	Obstacle Clearance Altitude	Bezpečná nadmořská výška nad překážkami
OCS	Obstacle Clearance Surface	Překážková rovina
OCH	Obstacle Clearance Height	Bezpečná výška nad překážkou
OS	Open Service	Otevřená služba

PA	Precision Approach	Přesné přiblížení
PACF	Performance Assessment and Check-out Facility	Podpůrné zařízení pro tvorbu analýz EGNOS
PANSA	Polish Air Navigation Services	Polské letecké navigační služby
PBN	Performance Based Navigation	Navigace založená na výkonnosti
PDE	Path Definition Error	Chyba definice letové cesty
PEGASUS	Prototype EGNOS Analysis System Using SAPPHIRE	Modelový systém pro analýzu EGNOS s využitím SAPPHIRE
PL	Protection Level	Úroveň ochrany
PPT	Parts per Trillion	Dílů či částic na jeden trilion
PRL1C_MODE	Usability Indicator of PRN for EGNOS position solution	Indikátor využitelnosti pseudovzdálenosti k PRN v polohovém řešení EGNOS
PRL1C_USED	Pseudorange to be used for position computation	Pseudovzdálenost využitelná ve výpočtu
PRN	Pseudo Random Noise	Pseudonáhodný šum
PRN_STATUS	Satellite measurement usability indicator	Indikátor využitelnosti měření k PRN
PS	Processing Set	Soustava zpracování
PSD	Power Spectral Density	Výkonová spektrální hustota
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitoring	Autonomní monitorování integrity přijímače
RC_ION		Ionosférické korekce
RHCP	Right Hand Circular Polarization	Kruhová pravotočivá polarizace
RIMS	Ranging and Integrity Monitoring Station	Monitorovací stanice měření vzdálenosti a integrity
RINEX	Receiver Independent Exchange Format	Nezávislý formát výměny dat GNSS
RMS	Root Mean Square	Střední kvadratická hodnota
RNAV	Area Navigation	Prostorová navigace
RNP	Required Navigation Performance	Požadovaná navigační výkonnost
RNSS	Radio Navigation Satellite Service	Satelitní radionavigační služba
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics	Radiotechnická komise pro letectví
RWY	Runway	Dráha
RX	Receiver	Přijímač
RX_TOM	TOW computed by RX	Počet vteřin týdne RX_WEEK indikovaný přijímačem
RX_WEEK	GPS WEEK computed by RX	Týden GPS indikovaný přijímačem
ŘLP	Air Traffic Control	Řízení letového provozu
SA	Selected Availability	Výběrová dostupnost
SAPPHIRE	Satellite and Aircraft Database	Program pro výzkum integrity

	Project for System Integrity Research	EUROCONTROL
SBAS	Satellite Based Augmentation System	Satelitní systém rozšíření
SC	Semicircles	Půlkruhy
SDCM	System of Differential Correction and Monitoring	Ruský systém SBAS
SES	Single European Sky	Jednotné evropské nebe
SI	Safety Index	Bezpečnostní index
SID	Standard Instrument Departure	Standardní přístrojový odlet
SIG_AIR	One sigma RX noise and multipath residual error	Odhad zbytkových chyb měření šumu přijímače a vícecestného šířením
SIG_ION	One sigma ionosphere residual error	Odhad zbytkových ionosférických chyb měření pseudovzdálenosti
SIG_TOTAL	One sigma total residual error	Odhad celkových zbytkových chyb měření pseudovzdálenosti
SIG_TROP	One sigma troposphere residual error	Odhad zbytkových troposférických chyb měření pseudovzdálenosti
SIS	Signal in Space	Signál v prostoru
SoL	Safety of Live	Služba kritická z hlediska bezpečnosti
SPS	Standard Positioning Services	Standardní služba určování polohy
ST	Structure tolerance (ILS bands)	Pásma kurzové/sestupové čáry
STAR	Standard Instrument Arrival	Standardní přístrojový přilet
STATFOR	Air Traffic Statistics and Forecasts	Statistiky a předpovědi leteckého provozu
SV	Space Vehicle	Vesmírná družice
SV_AZ	Space Vehicle Azimuth	Azimut satelitu GPS
SV_EL	Space Vehicle Elevation	Elevace satelitu GPS
SVN	Space Vehicle Number	Číslo družice
SW	Sliding Window	Posuvné okno
TAI	Temps Atomic International	Mezinárodní atomový čas
TEC	Total Electron Content	Celková koncentrace elektronů
THR	Threshold	Práh dráhy
TCH	Threshold Crossing Height	Výška přeletu prahu
TLS	Target Level of Safety	Cílová úroveň bezpečnosti
TMA	Terminal Control Area	Koncová řízená oblast
TOW	Time of Week	Čas v týdnu
TSE	Total System Error	Celková chyba systému

TTA	Time to Alert	Čas do výstrahy
TTFF	Time to First Fix	Čas do první polohy
TU Delft	Delft University of Technology	Technická univerzita Delft
U. S. NAVCEN	United States Navigation Centre	Navigační středisko Spojených států
U. S. NRL	United States Naval Research Laboratory	Americká námořní výzkumná laboratoř
UDRE	User Differential Range Error	Zbytková chyba po aplikaci rychlých a pomalých korekcí SBAS
UIVD	User Ionosphere Vertical Delay	Inosférické zpoždění uživatele
UKV	Ultra High Frequency	Ultra krátké vlny
ULC	Polish Civil Aviation Authority	Polský Úřad pro civilní letectví
URA	User Range Accuracy	Přesnost měření pseudovzdálenosti
URE	User Range Error	Chyba měření pseudovzdálenosti
USA	United States of America	Spojené státy americké
UTC	Coordinated Universal Time	Světový koordinovaný čas
VAL	Vertical Alert Limit	Vertikální limit výstrahy
VFOM	Vertical Figure of Merit	Odhad vertikální navigační přesnosti
VKV	Very High Frequency	Velmi krátké vlny
VMC	Visual Meteorological Conditions	Meteorologické podmínky pro let za viditelnosti
VNAV	Vertical Navigation	Vertikální navigace
VNSE	Vertical Navigation System Error	Vertikální chyba navigačního systému
VOR	Very High Frequency Omnidirectional Radio Range	VKV všesměrový radiomaják
VPA	Vertical Path Angle	Úhel vertikální dráhy
VPE	Vertical Position Error	Vertikální polohová chyba
VPL	Vertical Protection Level	Vertikální limit ochrany
VUT	Brno University of Technology	Vysoké učení technické v Brně
WAAS	Wide Area Augmentation System	Americký systém SBAS
WAD	Wide Area Differential correction	Širokoplošné diferenciální korekce
WEEK	GPS Week	Týden GPS
WGS-84	World Geodetic System - 1984	Světový geodetický systém - 1984
XOR	Exclusive Disjunction	Exkluzivní disjunkce

17. Seznam použitých symbolů

$x(t)$	[s]	Zkoumaná veličina v čase
μ_x	[m]	Střední hodnota zkoumané veličiny,
$S(f)$	[W/Hz]	Spektrální výkonová hustota PSD,
$R(\tau)$	[-]	Autokorelační funkce ACF,
$q_{\Delta x \Delta x}(\tau)$	[-]	Normovaná autokorelační funkce,
FFT	[-]	Operátor rychlé Fourierovy transformace,
$IFFT$	[-]	Operátor rychlé inverzní Fourierovy transformace,
$P(t_i)$	[m]	Kódové měření pseudovzdálenosti
n_d	[-]	Počet dostupných vzorků
D	[%]	Dostupnost
H	[-]	Geometrická matice
S	[-]	Projekční matice polohového řešení
W	[1/m ²]	Váhovací matice
I	[-]	Jednotková matice
ϕ	[°]	Zeměpisná geodetická šířka
ϕ_{ref}	[°]	Zeměpisná geodetická šířka referenčního bodu
λ	[°]	Zeměpisná geodetická délka
λ_{ref}	[°]	Zeměpisná geodetická délka referenčního bodu
r_{ref}	[m]	Polohový vektor referenčního bodu [$\phi_{ref}, \lambda_{ref}, H_{ref}$]
r	[m]	Převáděný vypočtený odhad polohového vektoru
r_{lok}	[m]	Vektor převedený do místní souřadné soustavy [N, E, H]
a	[m]	Velká poloosa referenčního elipsoidu
b	[m]	Malá poloosa referenčního elipsoidu
e	[-]	Excentricita referenčního elipsoidu
f^1	[-]	Inverzní hodnota zploštění elipsoidu
N_D	[-]	Počet diskontinuit
P_D	[%]	Pravděpodobnost diskontinuity
N_{Dsw}	[-]	Počet diskontinuit určených metodou SW
$P_{D,SW}$	[%]	Pravděpodobnost diskontinuity určená metodou SW
P_i^m	[m]	Pseudovzdálenost
ρ_i^m	[m]	Geometrická vzdálenost uživatel – satelit
I_i^m	[m]	Ionosférická chyba
T_i^m	[m]	Troposférická chyba
$D_{LOC-HAT(GTK)}$	[m]	Vzdálenost od antény LOC v ose dráhy k bodu v HAT
$D_{LOC-HAT(ATK)}$	[m]	Přímá vzdálenost od antény LOC v ose dráhy k bodu v HAT
$D_{LOC-TCH(ATK)}$	[m]	Přímá vzdálenost od antény LOC v ose dráhy k bodu v TCH
$D_{GP(ATK)}$	[m]	Přímá vzdálenost v ose dráhy k bodu na úrovni antény GP

$FSD_{(m)}$	[m]	Plná výchylka palubního indikátoru LOC v metrech
$FSD_{(DDM)}$	[DDM]	Plná výchylka palubního indikátoru LOC v DDM
$\Delta_{STD_{LOC}}$	[m]	Standardní odchylka přijímače LOC
$\Delta_{R_{LOC_{HAT}}}$	[m]	Chyba přijímače LOC ve výšce HAT
$\Delta_{HAT_{GP}}$	[m]	Chyba sestupové čáry v HAT
$\Delta_{R_{GP_{HAT}}}$	[m]	Chyba přijímače GP v HAT
α_{GPA}	[°]	Úhel sestupové dráhy
$\alpha_{STD_{GP}}$	[°]	Standardní odchylka přijímače GP
α_{max}	[°]	Maximální odchylka sestupové čáry
α_{TCH}	[°]	Ekvivalentní hodnota limitu v TCH
$\alpha_{R_{GP_{HAT}}}$	[°]	Chyba přijímače GP v HAT
B_{LOC}	[m]	Chyba pásem kurzové čáry
B_{GP}	[m]	Chyba pásem sestupové čáry
L_{HAT}	[m]	Výchylka kurzové čáry v HAT kolmá na dráhu
L_{max}	[m]	Maximální výchylka kurzové čáry v THR kolmá na dráhu
S_{LOC}	[m]	Geometrický koeficient středového promítání
ST	[DDM]	Tolerance struktury (pásma) kurzové/sestupové čáry
$L1 C/N_0$	[dBHz]	Poměr hustoty signálu k šumu
$C^k(t)$	[bit/s]	Pseudonáhodný kód GPS C/A
$D^k(t)$	[bit/s]	Kód navigační zprávy GPS
$P^k(t)$	[bit/s]	Pseudonáhodný kód GPS P(Y)
σ_i	[m]	Celková odhadovaná zbytková chyba pseudovzdálenosti
f_{L1}	[Hz]	Nosný kmitočet GPS L1
f_{L2}	[Hz]	Nosný kmitočet GPS L2
t	[s]	Čas
$\sigma_{i,N}^2, \sigma_{i,E}^2, \sigma_{i,V}^2$	[m]	Rozptyly rozdělení zbytkových chyb po projekci do NEH
σ_{TSE}	[m]	Celková chyba polohy
σ_{PDE}	[m]	Chyba definice letové cesty
σ_{FTE}	[m]	Letově technická chyba
σ_{NSE}	[m]	Chyba navigačního systému
σ_{max}	[m]	Hlavní poloosa elipsy chyb/odhadovaných chyb v horizontální rovině
$\sigma_{i,air}$	[m]	Odhad zbytkové chyby měření k satelitu šumu přijímače
$\sigma_{i,flt}$	[m]	Odhad zbytkové chyby měření k satelitu po aplikaci rychlých a pomalých korekcí
$\sigma_{UIRE,i}$	[m]	Odhad zbytkové chyby měření k satelitu po aplikaci ionosférických korekcí
$\sigma_{i,tropo}$	[m]	Odhad zbytkové chyby měření k satelitu po aplikaci troposférických korekcí
Δs	[m]	Ionosférická chyba měření pseudovzdálenosti
$P_{HMI,H}$	[-]	Pravděpodobnost nastoupení události HMI v horizontu
$P_{HMI,V}$	[-]	Pravděpodobnost nastoupení události HMI ve vertikále

$K_{H,NPA}$	[-]	Faktor integrity, horizontální rovina, mód NPA
$K_{H,PA}$	[-]	Faktor integrity, příčný směr k trati letu, mód PA
NSE_{LOC}	[m]	Celková navigační chyba při letu podle kurzového majáku ILS
NSE_{GP}	[m]	Celková navigační chyba při letu podle sestupového majáku ILS
$sHPE_i^{NPA}$	[m]	Vážená polohová chyba v módu NPA
$sHNSE^{NPA}$	[m]	Vážená navigační systémová chyba v módu NPA
SF_i^{NPA}	[-]	Váhovací faktor v módu NPA
PE_i^{PA}	[-]	Polohová chyba v horizontálním nebo vertikálním směru v módu PA
sPE_i^{PA}	[-]	Vážená polohová chyba v horizontálním nebo vertikálním směru v módu PA
$sNSE^{PA}$	[-]	Vážená navigační systémová chyba v horizontálním nebo vertikálním směru v módu NPA
$nHPE$	[-]	Normovaná horizontální polohová chyba
$nVPE$	[-]	Normovaná vertikální polohová chyba
PE_{NS}	[m]	Složka polohové chyby ve směru severní osy souřadného systému
PE_{EW}	[m]	Složka polohové chyby ve směru východní osy souřadného systému
$G(z)$		Distribuční funkce Rayleigho rozdělení
$F(x)$		Distribuční funkce normálního rozdělení
$f(x, y)$		Dvourozměrná funkce hustoty pravděpodobnosti
P_{md}	[-]	Pravděpodobnost nezdařené detekce chyby
N_s	[-]	Počet nezávislých vzorků
N_{op}	[-]	Počet vzorků v dané periodě
T_{dec}	[s]	Čas dekorelace
T_1	[s]	Perioda mezi kontrolami vysílačů T1
T_2	[s]	Perioda mezi kontrolami monitorovacího a kontrolního systému ILS
α_1	[-]	Poměry intenzity poruchy vysílače ILS
α_2	[-]	Poměr intenzity poruchy monitorovacího a kontrolního systému ILS
M_1	[hod]	Střední doba do poruchy vysílače ILS
M_2	[hod]	Střední doba do poruchy monitorovacího a kontrolního systému ILS
P_T		Pravděpodobnost poruchy vysílací soustavy
P_M	[-]	Pravděpodobnost detekce chyby monitorem ILS
$C_K(n)$	[-]	Kombinace k-té třídy z n prvků bez opakování
SI_{min}	[-]	Index bezpečnosti
$\Phi(u)$		Distribuční funkce normovaného normálního rozdělení
$R(x)$		Distribuční funkce rizika
$R(u)_{norm}$		Doplňková distribuční funkce normovaného normálního rozdělení normalizovaných chyb
$erfc$		Komplementární Gaussova chybová funkce
erf		Gaussova chybová funkce
$HPE_{norm,i}$	[-]	Normalizovaná polohová chyba
$VPE_{norm,i}$	[-]	Normalizovaná polohová chyba
$F_R(f)$	[-]	Fourierův obraz

$F_R^*(f)$	[-]	Komplexně sdružený Fourierův obraz
$C^k(t)$	[bit/s]	Pseudonáhodný kód GPS C/A
$D^k(t)$	[bit/s]	Kód navigační zprávy GPS
$P^k(t)$	[bit/s]	Pseudonáhodný kód GPS P(Y)
K	[-]	Korelační matice polohových chyb HPE
C	[m ²]	Kovarianční matice chyb polohy v HPE
x_{min}	[m]	Minimální hodnota
x_{max}	[m]	Maximální hodnota
\bar{x}	[m]	Průměrná hodnota
\tilde{x}	[m]	Medián
s	[m ²]	Výběrová směrodatná odchylka
$X_{(n)}-X_{(1)}$	[m]	Variační rozpětí

18. Seznam příloh

- Příloha č. 1: Určení GNSS jako perspektivního prostředku letecké navigace v souladu s ICAO PBN
- Příloha č. 2: Příklad výstupní textové zprávy EPRS
- Příloha č. 3: Normalizovaná ACF centrované řady HPL, mód PA
- Příloha č. 4: Určení významných frekvenčních komponent v časové řadě
- Příloha č. 5: Poměry hustoty signálu k šumu C/N0; určení pro satelity využívané k měření pseudovzdálenosti
- Příloha č. 6: Výsledky hodnocení výkonnosti SIS GNSS
- Příloha č. 7: Grafické výsledky Q-Q, P-P a rozdílů $F_n(x)-F(x)$ pro dlouhodobé měření stanice CKAP
- Příloha č. 8: Vysílané zprávy EGNOS
- Příloha č. 9: Parametry observačních stanic GNSS

Příloha č. 1: Určení GNSS jako perspektivního prostředku letecké navigace v souladu s ICAO PBN

Tab. 1.1 – Navigační zabezpečení jednotlivých navigačních specifikací leteckými navigačními systémy podle ICAO [56]

Navigační specifikace	GNSS	INS(IRU)	DME/DME	DME/DME/INS(IRU)	VOR/DME
RNAV 10	✓	✓			
RNAV 5	✓	✓	✓	✓	✓
RNAV 2	✓		✓	✓	✓
RNAV 1	✓		✓	✓	✓
RNP 4	✓				
Basic-RNP 1	✓				
RNP APCH	✓				
RNP AR APCH	✓				

Příloha č. 2: Příklad výstupní textové zprávy EPRS

```

C:\05_Report_all_approaches.txt - Viewer
File Edit Search View Convert Options Help
-----
LPU-200:
-----
HAL:                40
VAL:                35
HNSE:               1.47 m
UNSE:               1.31 m
scaled HNSE:        6.85 m
scaled UNSE:        3.44 m
Valid samples:      85984
Availability:        99.29%
Continuity events:  18 (0.26 %)
Continuity events sw: 222 (0.26 %)
HMI events (total): 0
HMI events (hor.):  0
HMI events (vert.): 0
HPE mean:           0.87 m
UPE mean:           0.56 m
HPE std:            0.34 m
UPE std:            0.42 m
HPE rms:            0.94 m
UPE rms:            0.70 m
HPL mean:           9.49 m
UPL mean:           14.35m
HPL std:            2.42 m
UPL std:            3.32 m
HPL p95:            14.59m
UPL p95:            21.07m
HFOM mean:          3.16 m
UFOM mean:          5.39 m
HFOM std:           0.81 m
UFOM std:           1.25 m
HFOM p95:           4.86 m
UFOM p95:           7.91 m
-----

LNAU/UNAU:
-----
HAL:                556
VAL:                50
HNSE:               1.47 m
UNSE:               1.31 m
scaled HNSE:        95.22m
scaled UNSE:        4.92 m
Valid samples:      86009
Availability:        99.32%
Continuity events:  17 (0.24 %)
Continuity events sw: 208 (0.24 %)
HMI events (total): 0
HMI events (hor.):  0
HMI events (vert.): 0
HPE mean:           0.87 m
UPE mean:           0.56 m
HPE std:            0.34 m
UPE std:            0.42 m
HPE rms:            0.93 m
UPE rms:            0.70 m
HPL mean:           9.50 m
UPL mean:           14.36m
HPL std:            2.48 m
UPL std:            3.32 m
HPL p95:            14.60m

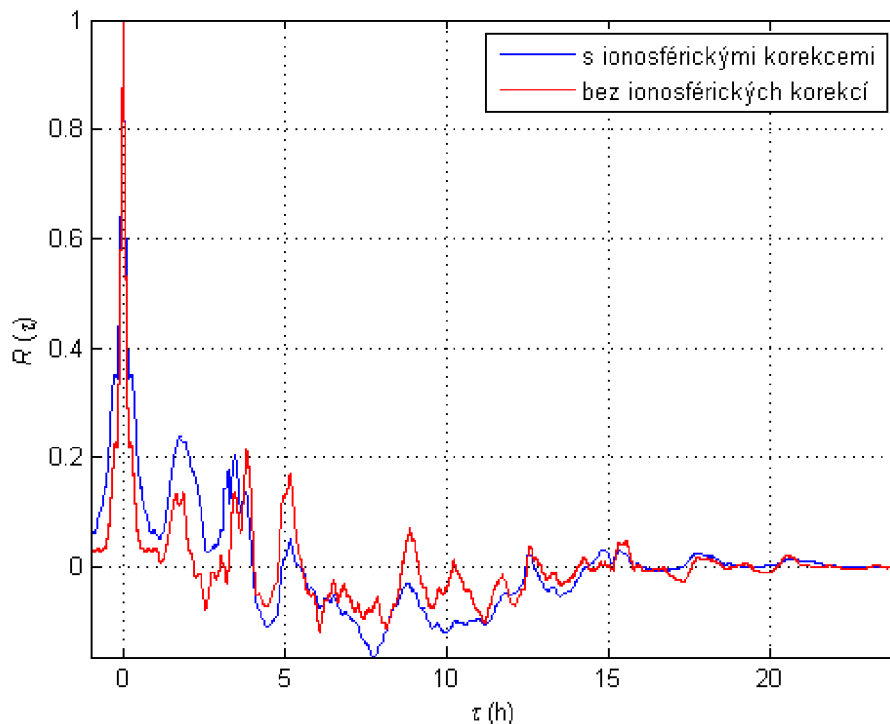
C:\05_Report_npa.txt - Viewer
File Edit Search View Convert Options Help
-----
Global:
-----
Duration:           24h 10m 1s
Expected samples:   87001
Valid samples:      86601
HNSE:               2.08 m
UNSE:               2.67 m
MI events (total):  0
MI events (hor.):   0
MI events (vert.):  0
-----

NPA:
-----
HAL:                556
VAL:                -1
HNSE:               2.08 m
UNSE:               2.67 m
scaled HNSE:        13.43m
Valid samples:      86601
Availability:        100.00%
Continuity events:  20 (0.02 %)
Continuity events sw: 242 (0.28 %)
HMI events (total): 0
HMI events (hor.):  0
HMI events (vert.): 0
HPE mean:           1.15 m
UPE mean:           1.12 m
HPE std:            0.49 m
UPE std:            0.81 m
HPE rms:            1.26 m
UPE rms:            1.38 m
HPL mean:           44.59m
UPL mean:           64.56m
HPL std:            15.78m
UPL std:            26.42m
HPL p95:            68.49m
UPL p95:            98.31m
HFOM mean:          14.43m
UFOM mean:          24.22m
HFOM std:           5.11 m
UFOM std:           9.91 m
HFOM p95:           22.16m
UFOM p95:           36.89m
-----

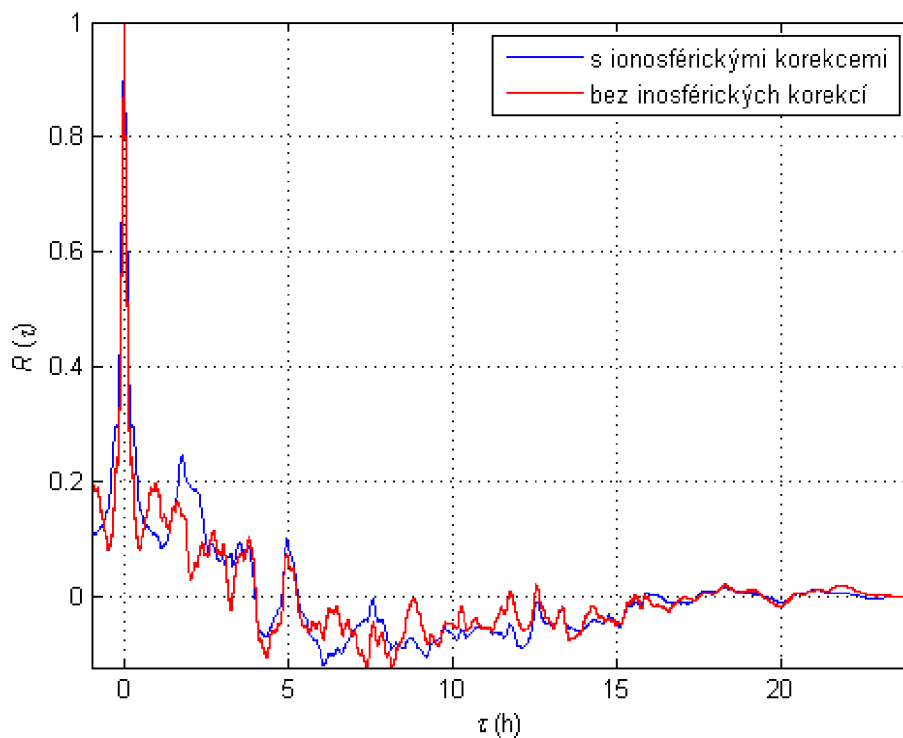
```

Obr. II.1 – Příklad výstupních textových souborů EPRS

Příloha č. 3: Normalizovaná ACF centrované řady HPL, mód PA



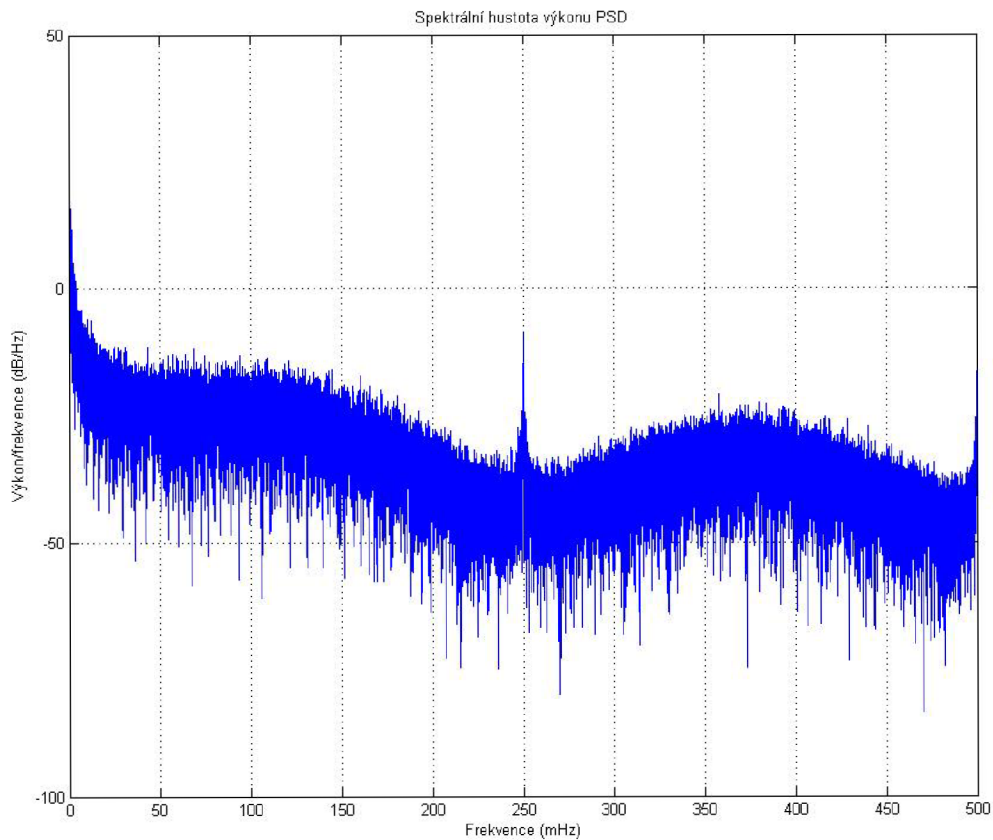
Obr. III.1 – Normalizovaná autokorelační funkce centrované řady HPL s nulovou střední hodnotou – mód PA



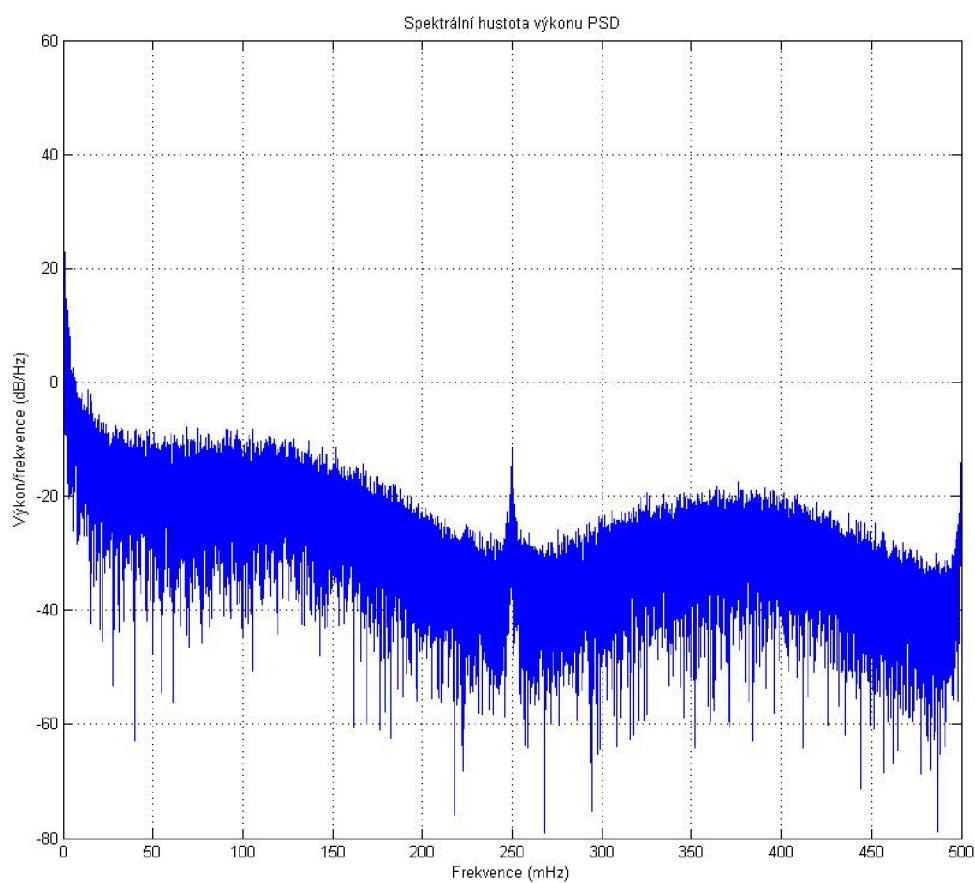
Obr. III.2 – Normalizovaná autokorelační funkce centrované řady VPL s nulovou střední hodnotou – mód PA

Příloha č. 4: Určení významných frekvenčních komponent v časové řadě

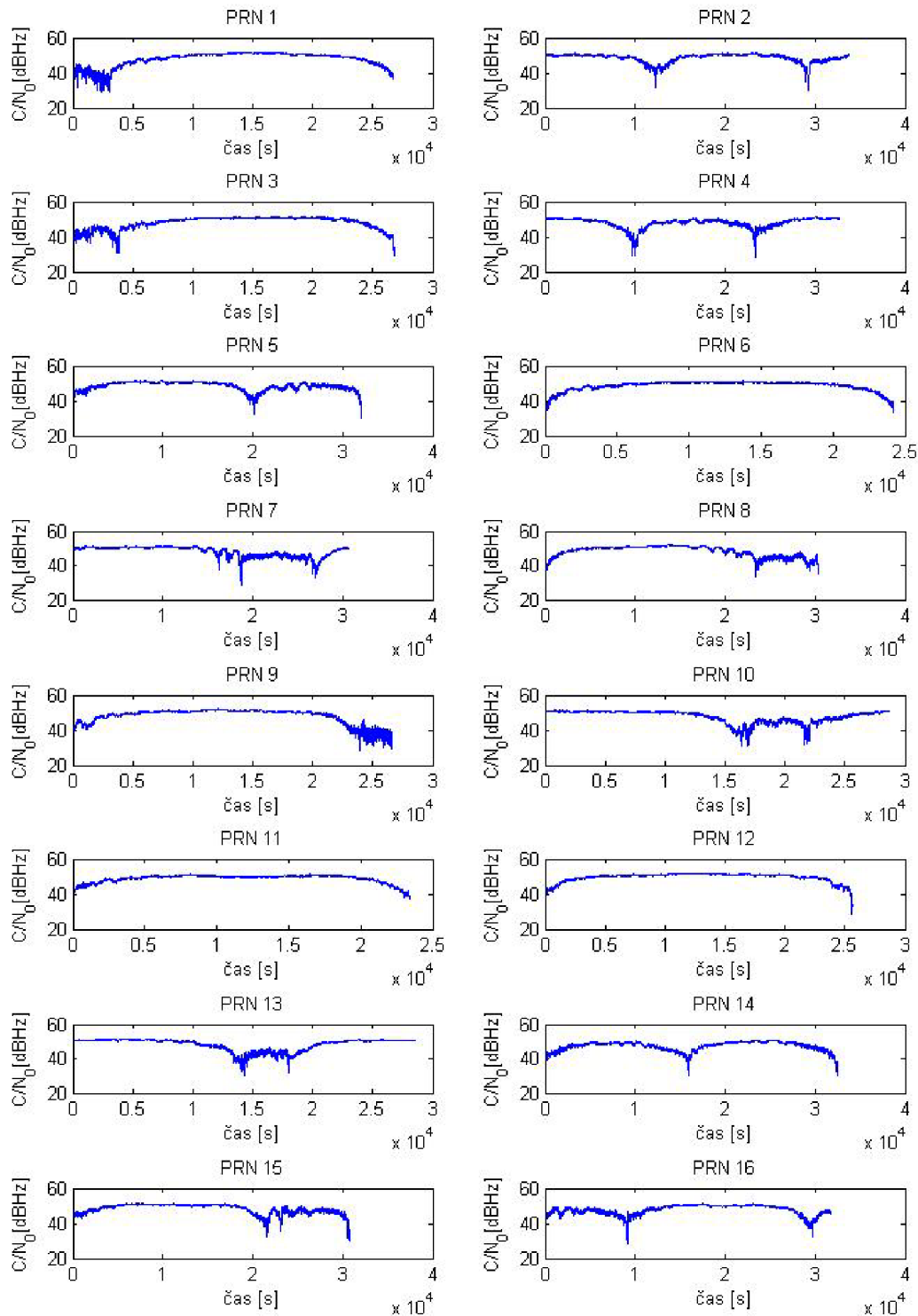
Výpočtem integrálu spektrální hustoty ve sledovaném frekvenčním pásmu získáme průměrný výkon. Pro identifikaci významných komponent PSD v zašumělém signálu, časové řadě, využíváme funkce Matlab ($psd = dspdata.psd(Data)$), na jejíž vstup přivádíme odhad spektrální hustoty výkonu a vektorů frekvencí.

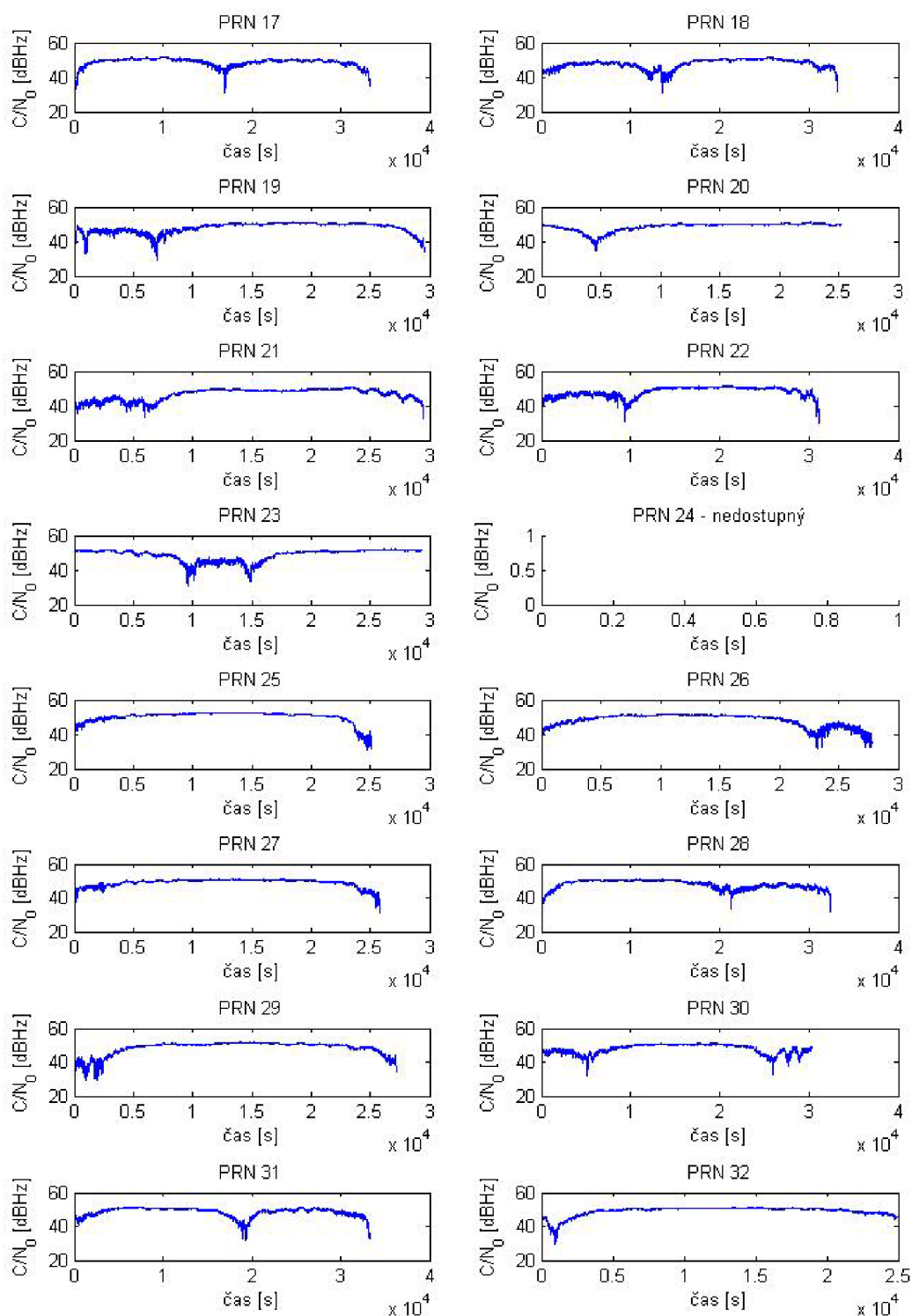


Obr. IV.1 – Spektrální hustota výkonu pro HPE, mód PA



Obr. IV.2 – Spektrální hustota výkonu pro VPE, mód PA

Příloha č. 5: Poměry hustoty signálu k šumu C/N_0 ; určení pro satelity využívané k měření pseudovzdálenosti*Obr. V.1 – Hustota výkonu C/N_0 pro satelity PRN 1 až PRN 16, stanice CKAP 2*



Obr. V.2 – Hustota výkonu C/N_0 pro satelity PRN 17 až PRN 32

Příloha č. 6: Výsledky hodnocení výkonnosti SIS GNSS

Tab. VI.1 – Výsledky hodnocení výkonnosti EPRS pro měření stanice Brno dne 27. 01. 2012

TUBO		LNAV/VNAV	APV I	LPV 200	APV II	CAT I
HNSE	[m]	1,40	1,40	1,39	1,39	1,16
VNSE	[m]	1,52	1,52	1,52	1,51	1,30
sHNSE	[m]	85,64	6,16	6,16	6,18	5,90
sVNSE	[m]	5,70	5,70	3,99	2,29	1,42
n _d	[-]	85800	85800	85749	83274	20253
D	[%]	100,00	100,00	99,94	97,06	23,60
N _D	[-]	0	0	41	34	1543
P _D	[%]	0,00	0,00	0,14	0,19	16,84
N _{Dsw}	[-]	0	0	124	161	3411
P _{D,sw}	[%]	0,00	0,00	0,14	0,19	16,84
HMI	[-]	0	0	0	0	0
HMI	[-]	0	0	0	0	0
HMI	[-]	0	0	0	0	0
HPE (\bar{x})	[m]	0,87	0,87	0,87	0,87	0,82
VPE (\bar{x})	[m]	0,70	0,70	0,70	0,70	0,70
HPE (s)	[m]	0,31	0,31	0,31	0,30	0,23
VPE (s)	[m]	0,46	0,46	0,46	0,46	0,36
HPE RMS	[m]	0,92	0,92	0,92	0,92	0,85
VPE RMS	[m]	0,84	0,84	0,84	0,83	0,79
HPL (\bar{x})	[m]	9,24	9,24	9,24	9,11	8,02
VPL (\bar{x})	[m]	-	13,78	13,77	13,47	11,20
HPL (s)	[m]	1,85	1,85	1,82	1,53	0,75
VPL (s)	[m]	-	2,83	2,78	2,10	0,62
HFOM (\bar{x})	[m]	3,08	3,08	3,08	3,04	2,67
VFOM (\bar{x})	[m]	5,17	5,17	5,17	5,06	4,20
HFOM (s)	[m]	0,62	0,62	0,61	0,51	0,25
VFOM (s)	[m]	1,06	1,06	1,04	0,79	0,23
HFOM (P95)	[m]	4,16	4,16	4,16	4,09	3,07
VFOM (P95)	[m]	7,12	7,12	7,11	6,79	4,49

Tab. VI.2 – Výsledky hodnocení výkonnosti softwarem EPRS pro měření stanice Karlovy Vary dne 27. 01. 2012

CKVA	LNAV/VNAV	APV I	LPV 200	APV II	CAT I
HNSE [m]	1,19	1,19	1,19	1,19	1,17
VNSE [m]	1,43	1,43	1,43	1,43	1,28
sHNSE [m]	82,94	5,97	5,97	5,98	6,11
sVNSE [m]	5,73	5,73	4,01	2,30	1,40
n _d [-]	85801	85801	85801	83808	33042
D [%]	100,00	100,00	100,00	97,68	38,51
N _D [-]	0	0	0	9	2082
P _D [%]	0,00	0,00	0,00	0,04	13,51
N _{Dsw} [-]	0	0	0	37	4463
P _{D,sw} [%]	0,00	0,00	0,00	0,04	13,51
HMI [-]	0	0	0	0	0
HMI [-]	0	0	0	0	0
HMI [-]	0	0	0	0	0
HPE (\bar{x}) [m]	0,83	0,83	0,83	0,84	0,83
VPE (\bar{x}) [m]	0,71	0,71	0,71	0,70	0,64
HPE (s) [m]	0,24	0,24	0,24	0,23	0,22
VPE (s) [m]	0,41	0,41	0,41	0,41	0,36
HPE RMS [m]	0,87	0,87	0,87	0,87	0,86
VPE RMS [m]	0,82	0,82	0,82	0,82	0,73
HPL (\bar{x}) [m]	8,78	8,78	8,78	8,71	7,93
VPL (\bar{x}) [m]	-	12,94	12,94	12,71	11,11
HPL (s) [m]	1,40	1,40	1,40	1,32	0,89
VPL (s) [m]	-	2,32	2,32	1,84	0,67
HFOM (\bar{x}) [m]	2,93	2,93	2,93	2,90	2,64
VFOM (\bar{x}) [m]	4,85	4,85	4,85	4,77	4,17
HFOM (s) [m]	0,47	0,47	0,47	0,44	0,30
VFOM (s) [m]	0,87	0,87	0,87	0,69	0,25
HFOM (P95) [m]	3,87	3,87	3,87	3,70	3,21
VFOM (P95) [m]	6,60	6,60	6,60	6,22	4,48

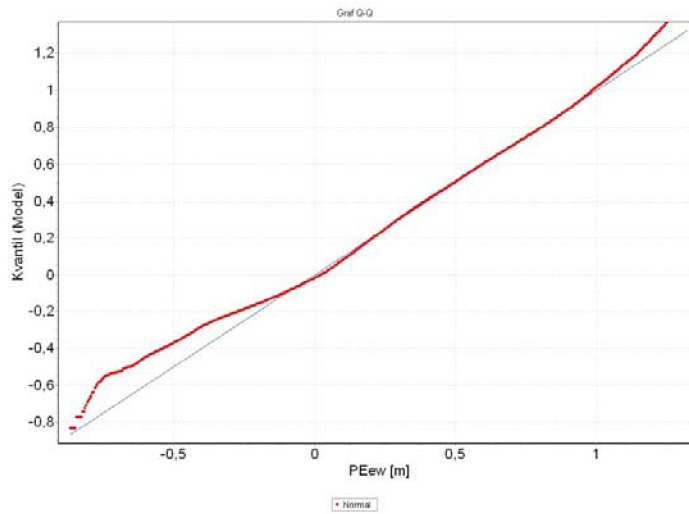
Tab. VI.3 – Výsledky hodnocení výkonnosti softwarem EPRS pro měření stanice Hodonín dne 27. 01. 2012

CHOD	LNAV/VNAV	APV I	LPV 200	APV II	CAT I
HNSE [m]	1,28	1,28	1,28	1,28	1,10
VNSE [m]	0,97	0,97	0,95	0,96	0,84
sHNSE [m]	78,92	5,68	5,68	5,69	5,58
sVNSE [m]	3,56	3,56	2,50	1,44	0,92
n _d [-]	85801	85801	85485	83303	20435
D [%]	100,00	100,00	99,63	97,09	23,82
N _D [-]	0	0	42	65	1673
P _D [%]	0,00	0,00	0,16	0,23	17,47
N _{Dsw} [-]	0	0	134	191	3571
P _{D,sw} [%]	0,00	0,00	0,16	0,23	17,47
HMI [-]	0	0	0	0	0
HMI [-]	0	0	0	0	0
HMI [-]	0	0	0	0	0
HPE (\bar{x}) [m]	0,87	0,87	0,86	0,87	0,83
VPE (\bar{x}) [m]	0,39	0,39	0,38	0,38	0,34
HPE (s) [m]	0,26	0,26	0,26	0,26	0,19
VPE (s) [m]	0,30	0,30	0,29	0,29	0,25
HPE RMS [m]	0,90	0,90	0,90	0,90	0,85
VPE RMS [m]	0,49	0,49	0,48	0,48	0,42
HPL (\bar{x}) [m]	9,26	9,26	9,22	9,10	8,10
VPL (\bar{x}) [m]	-	13,73	13,64	13,38	11,20
HPL (s) [m]	1,95	1,95	1,84	1,55	0,80
VPL (s) [m]	-	3,02	2,67	2,02	0,66
HFOM (\bar{x}) [m]	3,09	3,09	3,07	3,03	2,70
VFOM (\bar{x}) [m]	5,15	5,15	5,12	5,02	4,20
HFOM (s) [m]	0,65	0,65	0,61	0,52	0,27
VFOM (s) [m]	1,13	1,13	1,00	0,76	0,25
HFOM (P95) [m]	4,24	4,24	4,20	4,12	3,14
VFOM (P95) [m]	7,07	7,07	7,02	6,69	4,49

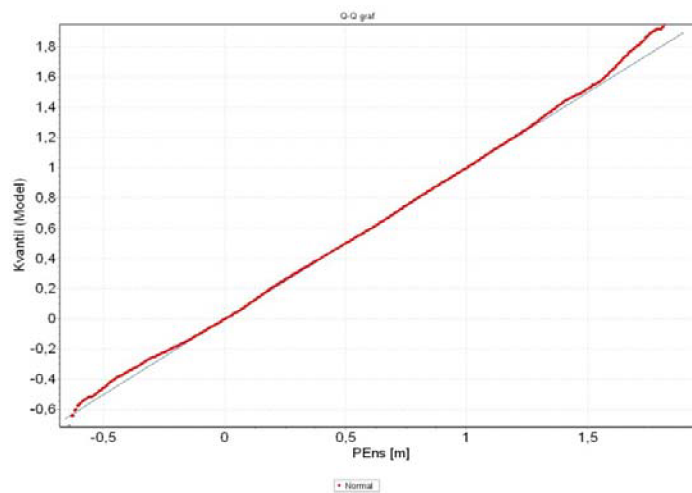
Tab. VI.4 – Výsledky hodnocení výkonnosti softwarem EPRS pro měření stanice Praha dne 28. 01. 2012

CPRG		LNAV/VNAV	APV I	LPV 200	APV II	CAT I
HNSE	[m]	1,35	1,35	1,35	1,35	1,23
VNSE	[m]	1,35	1,35	1,35	1,35	1,20
sHNSE	[m]	89,85	6,46	6,46	6,48	6,42
sVNSE	[m]	5,41	5,41	3,79	2,17	1,32
n _d	[-]	85801	85801	85801	84731	32834
D	[%]	100,00	100,00	100,00	98,75	38,27
N _D	[-]	0	0	0	141	1232
P _D	[%]	0,00	0,00	0,00	0,17	3,75
N _{Dsw}	[-]	0	0	0	355	3109
P _{D,sw}	[%]	0,00	0,00	0,00	0,42	9,47
HMI	[-]	0	0	0	0	0
HMI	[-]	0	0	0	0	0
HMI	[-]	0	0	0	0	0
HPE (\bar{x})	[m]	0,90	0,90	0,90	0,90	0,86
VPE (\bar{x})	[m]	0,57	0,57	0,57	0,57	0,57
HPE (s)	[m]	0,27	0,27	0,27	0,27	0,22
VPE (s)	[m]	0,40	0,40	0,40	0,40	0,35
HPE RMS	[m]	0,94	0,94	0,94	0,94	0,88
VPE RMS	[m]	0,69	0,69	0,69	0,69	0,67
HPL (\bar{x})	[m]	8,74	8,74	8,74	8,71	7,87
VPL (\bar{x})	[m]	-	12,96	12,96	12,86	11,06
HPL (s)	[m]	1,36	1,36	1,36	1,34	0,83
VPL (s)	[m]	-	2,22	2,22	2,03	0,65
HFOM (\bar{x})	[m]	2,91	2,91	2,91	2,90	2,62
VFOM (\bar{x})	[m]	4,86	4,86	4,86	4,83	4,15
HFOM (s)	[m]	0,45	0,45	0,45	0,45	0,28
VFOM (s)	[m]	0,83	0,83	0,83	0,76	0,24
HFOM (P95)	[m]	3,71	3,71	3,71	3,68	3,12
VFOM (P95)	[m]	6,69	6,69	6,69	6,52	4,47

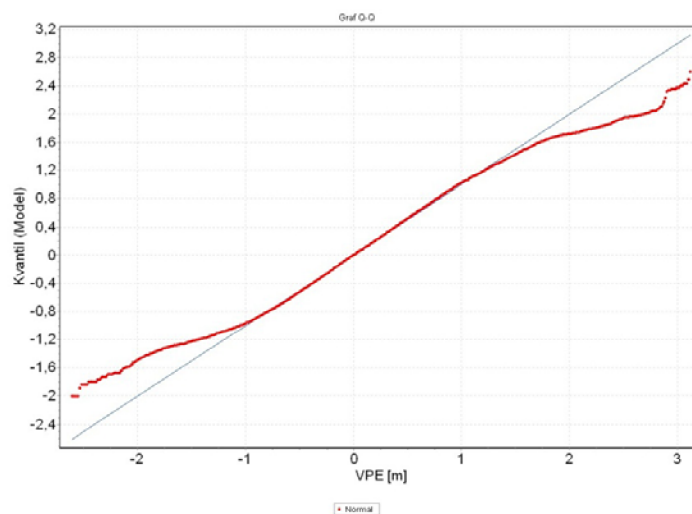
Příloha č. 7: Grafické výsledky Q-Q, P-P a rozdílů $F_n(x)-F(x)$ pro dlouhodobé měření stanice CKAP



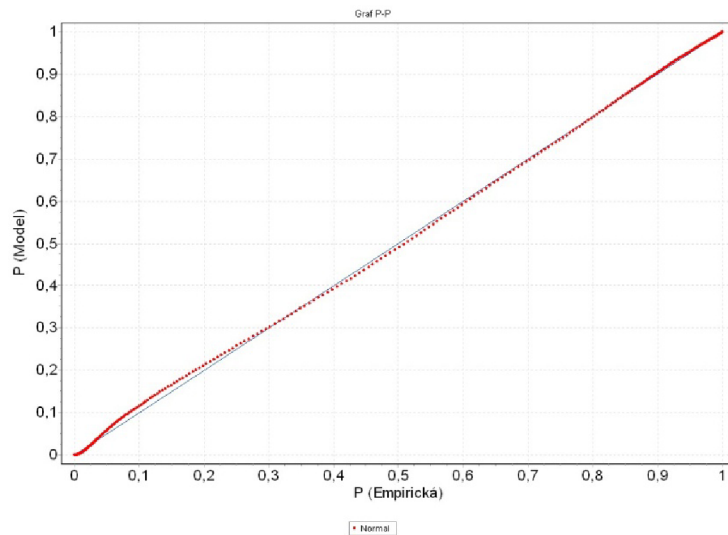
Obr. VII.1 – Graf Q-Q pro PE_{EW}



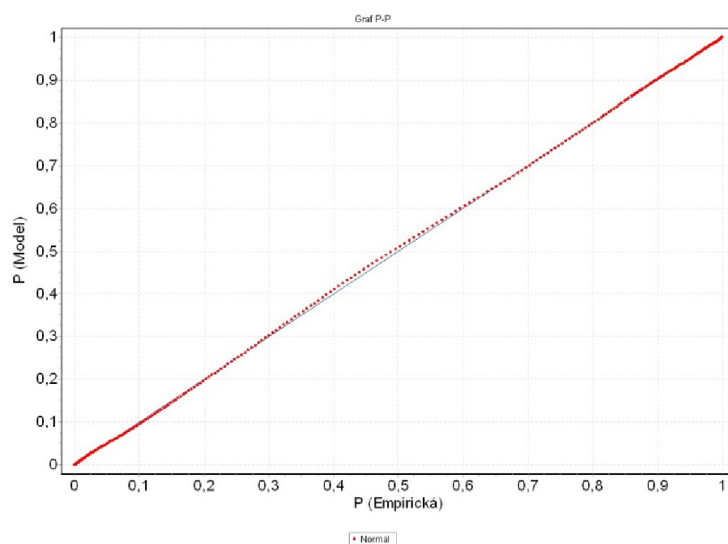
Obr. VII.2 – Graf Q-Q pro PE_{NS}



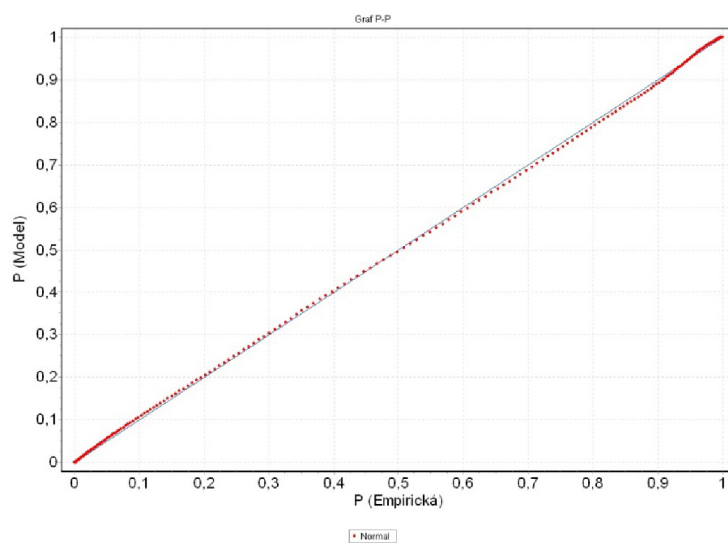
Obr. VII.3 – Graf Q-Q pro VPE



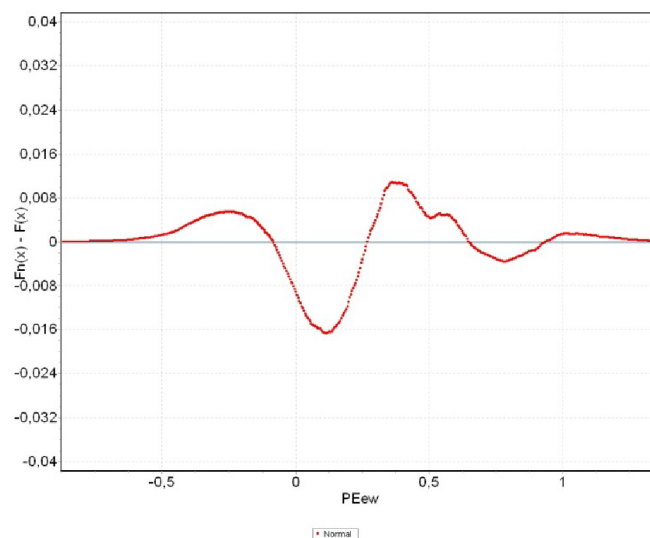
Obr. VII.4 – Graf P-P pro PE_{EW}



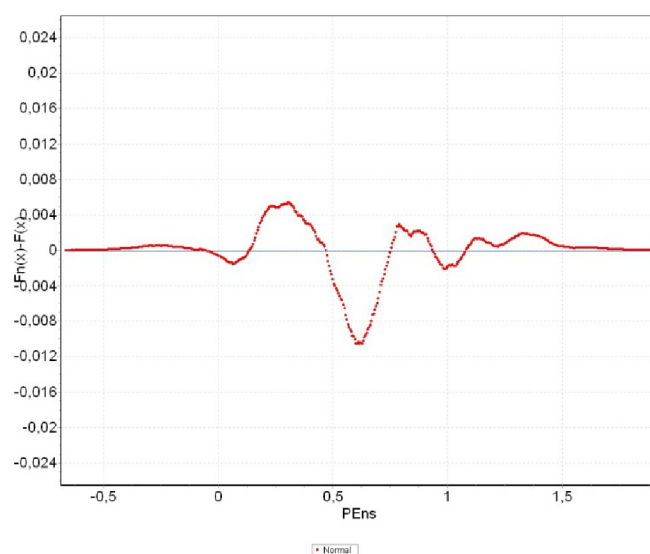
Obr. VII.5 – Graf P-P pro PE_{NS}



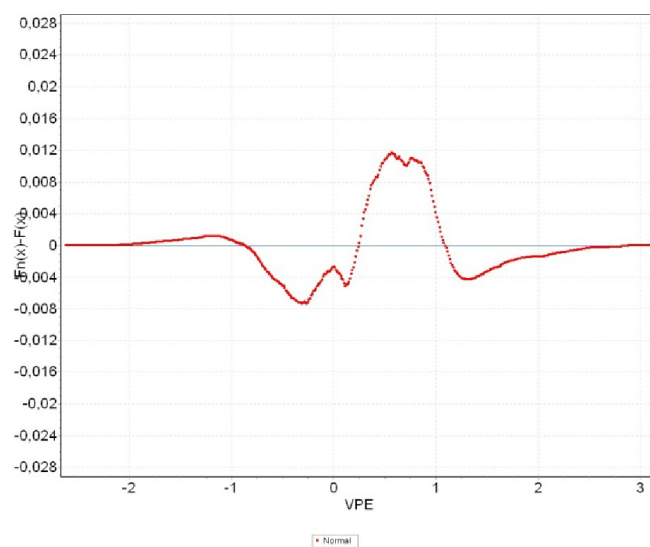
Obr. VII.6 – Graf P-P pro VPE



Obr. VII.7 – Rozdíl empirické a teoretické distribuční funkce chyb PE_{EW}



Obr. VII.8 – Rozdíl empirické a teoretické distribuční funkce chyb PE_{NS}



Obr. VII.9 – Rozdíl empirické a teoretické distribuční funkce chyb VPE

Příloha č. 8: Vysílané zprávy EGNOS

Tab. VIII.1 – Typy zpráv MT [30]

Typ zprávy MT	Význam/obsah zprávy EGNOS
0	Nevyužívat pro aplikace SoL
1	Určení masky PRN vysílání korekcí pro satelity GPS
2-5	Rychlé korekce
6	Informace o integritě
7	Degradační faktory rychlých korekcí
9	Navigační zpráva GEO
10*	Degradační parametry
12	Síťový čas SBAS/parametry konverze na UTC
17	Almanach satelitů GEO
18*	Maska ionosférické bodové sítě
24	Rychlé a dlouhodobé korekce chyb satelitů
25	Dlouhodobé korekce satelitů
26*	Korekce ionosférického zpoždění
27	Servisní zpráva EGNOS (definice pracovní oblasti)
28	Kovarianční matice hodin a efemerid
62	Počáteční testovací zpráva
63	Nulová zpráva

* Zprávy musí být využívány v módu PA, pro postupy ENR, TMA a postupy nepřesného přístrojového přiblížení NPA jejich využití není povinné.

Příloha č. 9: Parametry observačních stanic GNSS

Tab. IX.1 – Parametry observačních stanic, ze kterých byla zpracovávána data

Název	Brno	Hodonín	Ostrava	Vsetín
Kód	VUT-LÚ	CHOD	VSBO	CVSE
Zeměpisná šířka N [°]	49,22410733	48,84962011	49,83351385	49,33801148
Zeměpisná délka E [°]	16,57721408	17,12906709	18,16383293	17,99101296
Elipsoidická výška H_{elips} [m]	406,482	228,389	340,914	407,325
Typ přijímače	Ashtech ProMark 3	LEICA GRX1200PRO	TPS NETG3	LEICA GRX1200PRO
Základní konstelace	GPS (L1)	GPS (L1,L2), GLONASS	GPS (L1,L2), GLONASS	GPS (L1,L2)
Typ antény	Thales NAP 100	LEICA AT504	TPSCR3 G3	LEICA AT504
Pokrytí – rádius diferenční služby [km]	-	30	30	30
Úhel masky [°]	5	5	5	5
Interval záznamu [s]	1	1	1	1
Název	Praha	Karlovy Vary	Kaplice	Brno
Kód	CPRG	CKVA	CKAP	TUBO
Zeměpisná šířka N [°]	50,1252295 N	50,2325932	48,73926599	49,20589173
Zeměpisná délka E [°]	14,45605687 E	12,84187541	14,49376316	16,59283443
Elipsoidická výška H_{elips} [m]	356,025	446,082	599,768	324,272
Typ přijímače	LEICA GRX1200GGPRO	LEICA GRX1200PRO	LEICA GRX1200PRO	GRX1200 Pro
Základní konstelace	GPS (L1,L2), GLONASS	GPS (L1,L2), GLONASS	GPS (L1,L2), GLONASS	GPS (L1,L2), GLONASS
Typ antény	LEICA AT504GG	LEICA AT504	LEICA AT504	AT504 LEIS
Pokrytí – rádius diferenční služby [km]	30	30	30	30
Úhel masky [°]	5	5	5	5
Interval záznamu [s]	1	1	1	1