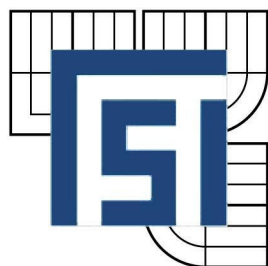


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

MOŽNOSTI ZVYŠOVÁNÍ VÝKONOSTI GNSS PRO ZAJIŠTĚNÍ PROVOZU RNP-RNAV

Ways of Improving GNSS Performance for RNP-RNAV Operations

DIPLOMOVÁ PRÁCE
DIPLOMA THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

ALEŠ KVÍČALA

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

ING. PAVEL PTÁČEK

ABSTRAKT

Cílem této práce je analýza současných požadavků na systém navigace RNP RNAV. Jedná se zejména o zhodnocení stávajících způsobů a popis budoucích možností zvyšování výkonnosti GNSS. V předložené práci je popsán dosavadní vývoj prostorové navigace RNAV a požadovaného navigačního výkonu RNP. Dále se práce zabývá obecnými přístupy ke zvyšování výkonnostních parametrů, jejich zhodnocením a náznakem řešení u budoucích systémů.

ABSTRACT

The goal of this thesis is to analyze current requirements of navigation system RNP RNAV. Particularly is behaving about estimation current ways and description of future improving GNSS performance. In submitted thesis is describes present evolution of area navigation and required navigation performance RNP. The next part deals with the common access how to raise the performance parameters, their estimation and also description how it'll be solve in future systems.

KLÍČOVÁ SLOVA

GNSS, Galileo, RNAV, SBAS, RNP, integrita

KEY WORDS

GNSS, Galileo, RNAV, SBAS, RNP, integrity

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

KVÍČALA, A. *Možnosti zvyšování výkonnosti GNSS pro zajištění provozu RNP-RNAV*.
Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2008. 65 s. Vedoucí
diplomové práce Ing. Pavel Ptáček.

PROHLÁŠENÍ

Tímto prohlašuji, že jsem diplomovou práci vypracoval sám pod vedením Ing. Pavla Ptáčka, s využitím vlastních znalostí a uvedené odborné literatury.

Aleš Kvíčala, Brno, 2008

Datum: 21.5.2008

Podpis

PODĚKOVÁNÍ

Tímto bych velmi rád poděkoval vedoucímu mé diplomové práce Ing. Pavlu Ptáčkovi, za jeho cenné rady a ochotu při řešení dané problematiky. Dále bych chtěl poděkovat mé přítelkyni a rodičům za jejich trpělivost a nejen psychickou podporu.

Děkuji

OBSAH

1. Úvod	5
1.1 Co je to navigace ?	5
1.2 Historie navigace	6
2. Koncepte budoucích navigačních systémů	9
2.1 Koncepte FANS	9
2.1 Koncepte ATM 2000+	10
2.2 Letecká navigace v ČR v období od 2015 do 2020	11
3. Dosavadní vývoj RNAV a aplikace RNP	11
3.1 Prostorová navigace - RNAV	11
3.1.1 Basic RNAV (B-RNAV)	11
3.1.2 Precision RNAV (P-RNAV)	12
3.1.3 Navigační zařízení použita pro RNAV	13
3.2 Požadovaná navigační výkonnost RNP	14
3.2.1 Typy RNP	14
3.3 RNP RNAV	16
4. Zabezpečení provozu systému navigace RNP RNAV	19
4.1 Požadavky na výkonnost navigačního systému	19
4.2 Odvození požadavků GNSS SIS	22
4.3 Výpočet úrovně zabezpečení	24
5. Popis systémů GNSS	26
5.1 Určování polohy pomocí rádiových navigačních systémů	26
5.2 GPS	28
5.3 GLONASS	31
5.4 BEIDOU	33
5.5 IRNSS	34
5.6 QZSS	34
6. Rozšiřující systémy	34
6.1 Systém ABAS	34
6.2 Systémy SBAS	35
6.2.1 WAAS	36
6.2.2 EGNOS	38
6.2.3 MSAS	41
6.2.4 GAGAN	41
6.2.5 SNAS	42
6.2.6 SDCM	42
6.3 Systémy GBAS	42
6.3.1 LAAS	42
7. Nové přístupy ke zvyšování úrovně výkonnostních parametrů	44
7.1 Galileo	44
7.1.1 Složení systému	44
7.1.2 Experimentální družice Galileo	47
7.1.3 Služby Galilea	48

7.1.4 Galileo kódy.....	51
7.1.5 Řešení integrity systému Galileo	51
7.2 Nové způsoby zvyšování úrovně GNSS	52
7.2.1 Spojení Galileo a EGNOS.....	52
7.2.2 Možnosti zvyšování výkonnosti GNSS	53
8. Závěr.....	54
9. Seznam použitých zdrojů.....	55
10. Seznam zkratk	57
11. Seznam příloh.....	64
12. Přílohy	65

1. Úvod

1.1 Co je to navigace ?

Navigace je cílevědomé navádění dopravních prostředků např. letadel, lodí, aut, ale také osob z jednoho místa na druhé po předem určené trase. Dříve se pojem navigace používal hlavně ve spojení s námořní přepravou. Odtud také vznikl její název, jako složenina dvou latinských slov *navis* „lod“ a *agere* „přemisťovat“ [16].

Navigace je metoda, založená na různých fyzikálních a matematických principech. A podle těchto principů ji můžeme dělit na:

- ✓ **navigace podle orientačních bodů**

Při tomto způsobu navigace využíváme význačných bodů v terénu, jako jsou například skály, útesy, osamělé stromy, majáky nebo bóje. Postupně se k určování směru začal používat kompas. Kompasem se začaly odměřovat úhly od jediného orientačního bodu – severního pólu. Odměřování úhlů od severního pólu se provádělo ve směru hodinových ručiček. Tyto úhly se nazývaly azimuty.

- ✓ **astronomická navigace**

Tato metoda je založena na pozorování hvězd, planet, Měsíce a Slunce. Každá hvězda má svoji hvězdnou šířku tzv. deklinaci. Jestliže je nám známa deklinace hvězdy, která se nachází v zenitu, pak také pozorovatel se nachází na stejné zeměpisné šířce. Jestliže se hvězda nenachází v zenitu, jsme schopni pomocí sextantu odměřit úhel mezi hvězdou a zenitem a tím určit svoji polohu.

- ✓ **navigace výpočtem**

Při tomto způsobu navigace se aktuální poloha určuje pomocí zakreslování směru pohybu a uražené vzdálenosti za jednotku času od poslední známé polohy.

- ✓ **inerciální navigace**

K inerciální navigaci se používají gyroskopy. Gyroskop je přístroj, ve kterém je rychle se otáčející setrvačnick, uložený v pohyblivém rámu. Rotující setrvačnick nemění při pohybu letadla svou polohu, ale hýbe se rám kolem něj. Tím dává informaci o orientaci letadla v prostoru. V dnešní době se už moc nepoužívají mechanické gyroskopy, ale jsou postupně nahrazovány optickými gyroskopy, které ke své funkci využívají šíření laserového impulsu ve dlouhém, do cívky stočeném skleněném vlákne. Dalším snímačem pohybu resp. zrychlení jsou inerciální navigační systémy založené na principu velmi přesných akcelerometrů. Tyto systémy musí spolupracovat s vyhodnocovací jednotkou, která průběžně integruje výstupní hodnoty z akcelerometrů a zjišťuje tak aktuální polohu.

- ✓ **radiová navigace**

K radiové navigaci se používají moderní navigační prostředky, které využívají fyzikálních zákonitostí šíření rádiových vln např. VOR, DME, GNSS [16].

1.2 Historie navigace

Zrod pojmu navigace se datuje asi 3500 let před naším letopočtem, kdy lidé začali přepravovat náklad na větší vzdálenost pomocí lodí. V té době neexistovaly žádné mapy, mořeplavci pluli v blízkosti pobřeží a orientovali se podle význačných bodů na pobřeží. Plavby však nebylo možné provádět v noci a za zhoršených povětrnostních podmínek např. mlha, hustý déšť.

Když se začali námořníci vydávat na otevřené moře, potřebovali najít nové orientační body, podle kterých by byli schopni zaměřit svoji polohu a určit nový směr plavby. Těmito orientačními body se staly ve dne Slunce a v noci hvězdy, nejvíce Severka. Jejich pozorováním byli schopni určit zeměpisnou šířku, na které se nacházeli např. podle výšky Slunce nad obzorem.

První námořní mapy vytvořili Řekové a Féničané, kteří se začali plavit po Středoziemním moři. Vymysleli jednoduchou navigaci výpočtem, kde vycházeli ze znalosti směru, rychlosti a doby plavby. Čas měřili na palubě lodi pomocí přesýpacích hodin a uraženou vzdálenost za tuto dobu zakreslovali do mapy vzhledem k minulému bodu a tak získali novou polohu lodi.

Velký pokrok v navigaci nastal ve 13. století, kdy byl vynalezen námořní kompas, předchůdce magnetického kompasu. Z počátku k němu námořníci nechovali velkou důvěru a tak ho používali jenom za špatného počasí. Nedokázali si totiž vysvětlit odchylky mezi magnetickým a zeměpisným severem. Z tohoto důvodu raději používali olovnici, kterou měřili hloubku moře a také charakter dna moře např. šedý písek. V této době vznikají první námořní mapy, nazývané Portolano Charts (viz Obr.1). Na těchto mapách byly zakresleny obrysy pobřeží, větrné růžice, znázorňující azimuty plavby od jednoho přístavu k druhému. Také zde zaznamenávali své nashromážděné znalosti a zkušenosti. Mapy nebyly kdovíjak přesné z důvodu neznalosti zakreslování zakřivených povrchů na plochý podklad a také z důvodu nevhodné metody měření vzdáleností.

K navigaci námořníci také používali předchůdce pozdějšího sextantu, tzv. astroláb, který se používal k měření úhlu hvězd resp. Slunce nad obzorem a následně se podle něj určila zeměpisná šířka. Tento přístroj měl na své palubě také Kryštof Kolumbus.

K největšímu rozmachu astronomické navigace došlo v 15. století, kdy Portugalci začali plout podél Afrického pobřeží. V 16. století vznikl primitivní měřič rychlosti plavby nazvaný chip log. Jednalo se o lehké lano, na kterém byly v pravidelných intervalech navázány uzlíky. Jako zátěž byla na konci lana zavěšena deska. Po vhození do moře se lano začalo rychle odvíjet. Námořníci počítali počet uzlů, které se odvinuly za daný čas a tím určili rychlost plavby. Od té doby se rychlost plavby vyjadřuje v uzlech.



Obr.1 Portolano Charts, John Thornton, English, 1641-1708

Dalším zpřesňujícím prvkem bylo zavedení Merkátorova zobrazení. Toto zobrazení umožňovalo první přesné zakreslení sféry na plochý podklad. Dále znázorňovalo azimuty jako přímky, což umožňovalo mořeplavcům plout po nejkratších trasách. V 17. století byly vytvořeny na základě systematických astronomických pozorování tzv. námořní almanachy. Námořní almanach obsahoval informace o parametrech oběžných drah astronomických objektů.

V roce 1764 vynalezl John Harisson námořní chronometr, který dosáhl přesností lepší než jedna desetina sekundy za den. Tento chronometr použil při své plavbě kolem světa James Cook s výslednou navigační chybou 8 námořních mil. James Cook se zasadil o rozvoj navigace detailními mapami, které vytvořil v průběhu této plavby v roce 1779.

Velký problém v navigaci představovala nejednotnost zeměpisných délek na mapách vytvořenými různými státy. Tento nedostatek byl odstraněn v roce 1884, kdy byl ustanoven nultý poledník – Greenwich. V roce 1907 se podařilo odstranit deklinaci přístroje vynalezením gyroskopického kompasu, který vždy ukazuje k zeměpisnému severu.

Základy přenosu informací na velké vzdálenosti pomocí rádiových vln položil na začátku 20. století Ital Guglielmo Marconi. Vybudované radiomajáky vysílaly smluvené signály potřebné pro navigaci. Navigace se prováděla za pomoci směrových antén, které umožňovaly odměřování azimutů k radiomajákům. Pro určení polohy stačilo odměřit azimuty minimálně ke dvěma radiomajákům. Jedinou podmínkou bylo, aby objekt zaměření byl v dosahu radiomajáku, protože s rostoucí vzdáleností od radiomajáku rostla chyba zaměření.

První použitelný radar (radio detection and ranging) byl vyvinut v roce 1935. Radar umožňoval určovat polohu, vzdálenost, rychlost a směr pohybu objektu. Využíval se hlavně v noci a při omezené viditelnosti. V další fázi vývoje byly vynalezeny systémy na bázi časových měření. Tyto systémy byly nezávislé na vzdálenosti od radiomajáků, čímž se zvýšila přesnost zaměření polohy. Na přesnost zaměření má největší vliv ionosféra a troposféra, kterou se šíří radiová vlna. V porovnání se systémy úhlového měření jsou tyto chyby zanedbatelné.

Ve Spojených státech amerických byl na počátku 40. let vyvinut radionavigační systém Loran (Long Range Navigation). Jeho základem je pulzní vysílání rádiového signálu z hlavních a vedlejších stanic. Systém pracuje na principu měření časového rozdílu mezi příchodem signálů z několika dvojic vysílačů. Loran-C dosahoval přesnosti stovek metrů, a to až do vzdálenosti 1800 km od majáku. Na přesnost zaměření měli největší vlivy atmosférické a elektronické efekty počasí. Tento systém byl velice náročný na údržbu a provoz, proto se uvažovalo o jeho vyřazení z provozu. Federální navigační plán z roku 2005 však plánuje zachovat Loran-C jako záložní systém pro GPS např. v období válek či výpadku systému.

V 60. letech se v Anglii začaly objevovat hyperbolické navigační systémy DECCA a DECTRA. Tyto systémy pracovaly na principu fázového hyperbolického systému. Pracovní prostor systému DECCA se pohyboval okolo 300 NM a v této oblasti dosahoval přesnosti zaměření polohy cca 0,5 NM. Z důvodu globálního nerozšíření oba systémy zanikly. Po druhé světové válce vznikl v USA požadavek na globální navigační systém, jehož pracovní oblast by se rozšířila až na 10 000 km a dosahoval přesnosti zaměření 2 km. Jednalo se o tzv. navigaci na dlouhých vlnách. Tento systém dostal vývojový název RADUX. Postupně byl přejmenován na RADUX – OMEGA a nakonec OMEGA. Největšího rozšíření dosáhl v 80. letech. Pozemní systém sestával s 8 stanic. K určení polohy musel uživatel zachytit signál nejméně od 3 stanic. Na dosah vysílání měla největší vliv rotace Země. Proto směrem na východ od stanice byl dosah cca 10 000 NM, 5 000 NM na západ a 7 500 NM severním a jižním směrem.

4. října 1957 byla vyslána do vesmíru první umělá družice Země Sputnik 1. Na základě poznatků z přijímání signálů vysílaných z této družice došli vědci z americké The John Hopkins University k závěru, že lze určit parametry oběžné dráhy družice z Dopplerova posunu signálů a známých souřadnic přijímače. V následujících letech byla vyvinuta její inverzní podoba, tedy na základě známých parametrů oběžné dráhy družice a známé polohy družice můžeme určit polohu uživatele. Tento objev položil základní kámen k prvnímu navigačnímu systému Transit.

Transit byl vybudován v USA v 60. letech. Primárně byl určen pro navigaci letadlových lodí a jaderných ponorek. Postupně se rozšířil i v civilní námořní dopravě. Systém byl tvořen 6 družicemi, které obíhaly na polárních, skoro kruhových oběžných drahách ve výšce 1100 km. Družice vysílaly signály na dvou frekvencích 150 MHz a 400 MHz. Poloha uživatele se určovala na základě měření Dopplerova posunu na obou nosných frekvencích. Hlavně se používal pro určování dvojrozměrné polohy s přesností 0,5 NM. Díky vývoji dosáhl nakonec přesnosti 100 - 30 m. Pro aplikaci v letectví nebyl použitelný z důvodu omezené dostupnosti. Zaměřit polohu trvalo někdy až 2 hodiny.

V roce 1972 byl představen nový systém Timation, který byl zaměřen na vysílání přesného času. V roce 1967 vypustili Rusové na oběžnou dráhu 9 družic, které vytvořily tajný systém Parus (Cikáda-M). Poté byl na nižší oběžné dráhy umístěn podobný systém, který byl určen pro komerční využití, jménem Cikáda. Oba systému pracovaly na obdobném principu jako americký Transit.

Nový globální navigační systém, který by umožňoval určovat trojrozměrnou polohu přijímače, rychlost jeho pohybu a přesný čas v místě měření, začaly vyvíjet USA v roce 1973. Hlavním požadavkem tohoto systému bylo, aby byl dostupný kdekoliv, kdykoliv, v kteroukoliv roční a denní dobu, za jakýchkoliv povětrnostních podmínek. Tímto systémem se stal NAVSTAR GPS, později GPS. Současně vznikl v SSSR obdobný systém GLONASS. Ten je prozatím funkční jen z části. Hlavní nevýhodou obou systémů je jejich vojenská podstata. Nelze je tedy použít se 100 % jistotou v civilním letectví, jako primární zdroj navigace. To vedlo Evropskou komisi k rozhodnutí, že také Evropská unie bude budovat svůj vlastní civilní systém GALILEO. Ten bude kompatibilní s GPS a snad také do té doby dobudovaným systémem GLONASS [16].

2. Koncepte budoucích navigačních systémů

2.1 Koncepte FANS

Z důvodu zvyšující se hustoty letecké dopravy a přesycenosti vzdušného prostoru ustanovila mezinárodní organizace civilního letectví ICAO v roce 1983 výbor FANS (Future Air Navigation System). Tento výbor v období 1983 – 1988 vypracoval koncepci pro spojení, navigaci, sledování CNS (Communication, Navigation and Surveillance) a organizaci letového provozu ATM (Air Traffic Management). V koncepci FANS je také doporučení, aby budoucí navigační systémy byly založeny na družicové navigaci, a to pokud možno globálně [2].

Koncepte FANS v oblasti navigace:

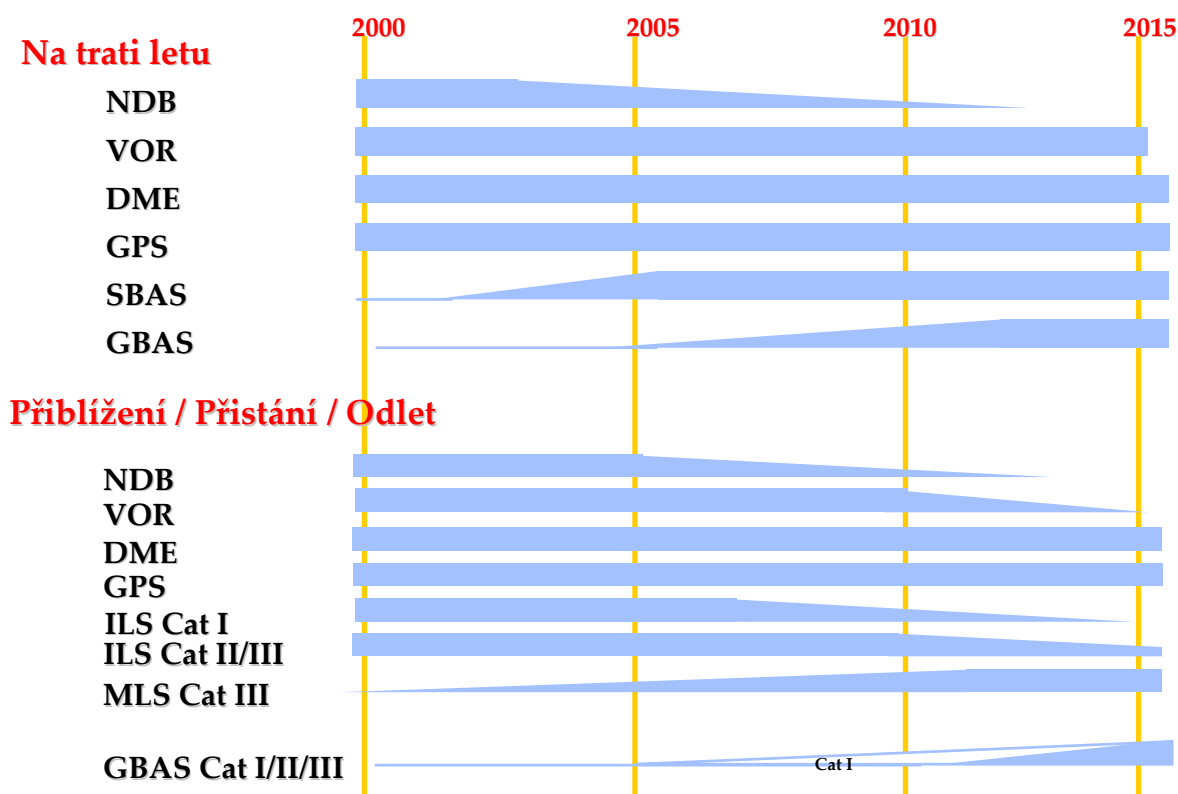
Základním kamenem koncepce FANS je globální družicový navigační systém GNSS (Global Navigation Satellite System), celosvětový systém určení polohy a času. GNSS bude poskytovat určení polohy letadla ve většině fázích letu. Výbor FANS vyvinul a ICAO dále vyvíjí koncepci požadovaného navigačního výkonu RNP (Required Navigation Performance). Tato koncepce definuje schopnost, kterou musí mít letadlo pro navigaci v dané části vzdušného prostoru. RNP také podporuje vývoj pružnějšího traťového systému a prostředí prostorové navigace. GNSS umožní určit polohu na palubě letadla s vysokou přesností a integritou. Dále bude uživateli poskytovat včasná varování související s integritou dat. Stanovily se dva základní přístupy k řešení integrity: buď to autonomním monitorováním integrity přijímačem RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring), a nebo pozemním vysíláním informací o integritě GNSS GIB (GNSS Integrity Broadcasting) [2].

Přínosy GNSS:

- ✓ GNSS bude poskytovat celosvětové navigační služby o vysoké integritě a přesnosti pro lety po trati, konečné přiblížení a přesné přiblížení na přistání.
- ✓ GNSS umožní na celém světě dosáhnout zvýšení kapacity při omezených nákladech.
- ✓ Letadlo bude schopné létat ve všech vzdušných prostorech, kdekoli na světě s využitím jediného navigačního zařízení.
- ✓ Pro navigaci nebude potřebná většina dnešních pozemních navigačních zařízení, což povede k ušetření nákladů.
- ✓ Zlepšení přesnosti v trojrozměrné a čtyřrozměrné navigaci.

2.1 Koncepte ATM 2000+

V souvislosti s rozvojem a postupným zaváděním družicové navigace musí dojít k nahrazení stávajících pozemních navigačních zařízení, zejména NDB, VOR. K přeměně od pozemní k družicové navigaci jsou vytvořeny tzv. „plány přechodu“. Jedním z těchto plánů je ATM 2000+ (viz Obr.2). Tento plán vypracovala organizace EUROCONTROL, která zodpovídá za plnění strategie rozvoje leteckého provozu (koncepte FANS). Dle českého AIC A 3/07 se na trati letu povoluje požívat zařízení NDB a VOR až do roku 2012, oproti původnímu předpokladu s ukončením provozu v roce 2008. Preferovaným druhem přiblížení dle přístrojů zůstává až do roku 2012 přesné přiblížení ILS [11, 12].



Obr.2 ATM 2000+ modifikovaný dle AIC A 3/07

2.2 Letecká navigace v ČR v období od 2015 do 2020

V tomto období se budou plně využívat satelitní systémy GPS, GLONASS a GALILEO. V plném rozsahu se budou využívat systémy SBAS (EGNOS) a GBAS. Předpokládá se zavedení 4D RNAV pro traťovou navigaci. Pro traťovou navigaci se předpokládá využívání RNP-RNAV. Pro navigaci v TMA se předpokládá RNP-RNAV SID a STAR založené na GNSS a DME/DME. Preferovaným druhem přiblížení podle přístrojů zůstává přesné přiblížení ILS. Lze předpokládat rozšíření přiblížení CAT II/III i na další letiště. Pro zajištění co nejvyšší kapacity letiště Praha Ruzyně v době zhoršených meteorologických podmínek se předpokládá instalace zařízení MLS pro přiblížení CAT II/III. Budou zaváděna GBAS přiblížení CAT II/III. Nepřesná přístrojová přiblížení budou nahrazena postupy APV (RNAV nebo BARO-VNAV). Na letištích vybavených pro přiblížení CAT II/III bude možné provádět řízený vzlet na zařízení ILS/LLZ. Také lze očekávat využívání satelitní navigace pro vedení letadel na pohybové ploše letišť [11].

3. Dosavadní vývoj RNAV a aplikace RNP

3.1 Prostorová navigace - RNAV

Prostorová navigace RNAV (Area Navigation) umožňuje navigovat letadlo po jakékoli požadované letové trati s garancí požadované úrovně přesnosti RNP, aniž by musel létat od jednoho pozemního navigačního zařízení k druhému. Základním kamenem prostorové navigace je vybavení paluby letadla navigačním zařízením (RNAV systémem), díky kterému se na displeji automaticky zobrazuje aktuální poloha a navádí letadlo po trati letu [4].

Požadovanou přesnost navigace dosáhneme použitím navigačního zařízení:

VOR / DME
DME / DME
ILS / MLS
INS / IRS
GNSS.

Výhody RNAV:

zkrácení ATS tratí (doba letu)
úspora paliva
volba přímější tratě – flexibilita
zvýšení kapacity propustnosti vzdušného prostoru
snížení vertikálních i horizontálních rozestupů.

3.1.1 Basic RNAV (B-RNAV)

Palubní navigační vybavení letadla musí splňovat požadavky navigační výkonnosti RNP 5. Navigační schopnost letadla musí zajistit polohovou a navigační přesnost

na trati ± 5 NM ($\pm 9,26$ km) nebo lepší po 95 % doby letu. Chyba zdroje signálu, chyba palubního přijímače a chyba displeje navigačního systému je zahrnuta v hodnotě RNP. Požadované navigační výkonnosti B-RNAV můžeme dosáhnout využitím např. VOR/DME s omezením do vzdálenosti 62 NM od radiomajáku VOR nebo pomocí DME/DME, INS/IRS, GNSS.

Hlavní využití B-RNAV je na trati letu. S platností od 23. dubna 1998 je schválené palubní vybavení pro B-RNAV povinné v celém vzdušném prostoru států ECAC. V České republice se B-RNAV uplatňuje nad hladinou FL 125. Minimální podmínkou pro lety nad evropským kontinentálním prostorem je vybavení paluby letadla jedním počítačem FMS (Flight Management System) a jedním senzorem VOR/DME nebo DME/DME a dalšími nezávislými senzory INS/IRS, GPS. Pro lety nad oceány a odlehlými oblastmi platí povinné vybavení LRNS (Long Range Navigation Specification), proto může být požadován zdvojený palubní počítač FMS doplněný dvěma senzory INS/IRS nebo dvěma GPS přijímači [4].

Minimální systémové požadavky B-RNAV:

- ✓ Na navigačním displeji musí být spojitá indikace polohy letadla vůči trati.
- ✓ Na navigačním displeji musí být zobrazení a zaměření vzdálenosti k aktivnímu „TO“ traťovému bodu (waypoint).
- ✓ Musí být zobrazena traťová rychlost nebo doba k aktivnímu „TO“ traťovému bodu.
- ✓ Možnost uložení minimálně 4 traťových bodů do paměti.
- ✓ Funkce signalizace poruchy systému RNAV.
- ✓ Je doporučeno, aby systém měl možnost připojit se na autopilota.

3.1.2 Precision RNAV (P-RNAV)

Palubní navigační vybavení musí splňovat požadavky navigační výkonnosti RNP 1. Letadlo bude muset být schopno dodržovat stanovenou trať s přesností ± 1 NM ($\pm 1,85$ km) nebo lepší po 95 % doby letu. Tuto přesnost umožňuje použití zařízení DME/DME s automatickým počítačovým vyhodnocením nebo použití GPS, popř. INS. Využívání P-RNAV v koncových vzdušných prostorech členských států ECAC, umožní státům přípravu RNAV postupů pro tyto prostory, který zajistí úspory paliva, optimální profily letů, napřimění tratí a snížení hluku [4].

Aplikace P-RNAV v TMA letišť v České republice:

- ✓ TMA Praha – duben 2008
- ✓ TMA Brno – říjen 2009
- ✓ TMA Ostrava – říjen 2010
- ✓ TMA Karlovy Vary – není určeno

Na základě dohody států ECAC se ČR v českém AIC 8/06 z 9 NOV 2006 zavázala zavést od 10 APR 2008 P-RNAV tratě v TMA Praha. V prvním kroku jde o přepsání

současných RNAV tratí na P-RNAV tratě. V druhém kroku již budou P-RNAV tratě konstruovány tak, aby vyhovovaly provozu i na paralelní RWY 06/24. Lety na těchto tratích budou monitorovány radarem. Hlavním navigačním prostředkem pro P-RNAV tratě je DME. TMA Praha má plnohodnotné pokrytí [29].

3.1.3 Navigační zařízení použita pro RNAV

VOR/DME

Jsou nejjednodušší systémy, ve kterých se používá posunutí polohy VOR/DME. V systému RNAV tohoto typu počítač automaticky posune vybrané zařízení VOR/DME (ve vzdálenosti i úhlu, vypočteným a určeným operátorem) do následujícího bodu trati. V tom případě navedení letadla se uskutečňuje na VOR posunutém do daného traťového bodu. Na přesnost tohoto zařízení má velký vliv stanovený provozní prostor a omezení charakteristik daného zařízení a také další chyby, pramenící ze systému samotného. Pro získání povolení na provoz takového vybavení RNAV, musí mít tento systém možnost zadávat minimálně tři použité body tratě. Toto zařízení RNAV se používá pro lety na ATS tratích v rámci prostoru činnosti VOR/DME [2].

INS

INS (Inertial Navigation System) je plně autonomní zařízení, jehož princip činnosti je založen na měření zrychlení, které vzniká při pohybu letadla, pomocí zdrojů umístěných v gyroskopicky stabilizované základně. Systém zajišťuje přesnou informaci o průběžné poloze, navigační data, příkazy řízení, a také informace o úhlech náklonu a kursu. Většina letadel má zdvojený až ztrojený INS. Dle běžné praxe se před vzletem letadla do systému zavádí informace o poloze letadla, která je určena s vysokou přesností. Na základě dříve naprogramované řady bodů trati systém vede letadlo po zadané trati letu. Body trati se většinou programují před vzletem, avšak nové body je možno do systému zavádět v libovolný čas. Základním nedostatkem inerciálních systémů je to, že jejich přesnost se snižuje v průběhu času od poslední korekce informace, přitom se připouští lineární odchylka 2,8 - 3,7 km (1,5 - 2 NM) za hodinu, přestože v praxi se často zajišťuje značně vyšší přesnost. Očekává se, že INS může zajistit navedení letadla v rámci normálních odchylek odpovídajících tratím vymezených VOR na vzdálenost větší než 1850 km (1000 NM) po odpovídajícím nastavení systému před vzletem. Velký počet letadel je vybaven třemi INS, které pracují v tzv. triplexním režimu. Tento režim zajišťuje zprůměrování údajů o poloze od tří nezávislých systémů. Obyčejně tento princip dovolí přesněji vypočíst polohu, protože pokud se údaje jedné ze tří stanic značně odlišují od zbývajících dvou, je možno tyto údaje zprůměrování vypustit.

DME/DME

V současné době nejpřesnější metodou získání informace pro vybavení RNAV a systém řízení letu v rámci kontinentálního prostoru je použití signálů od několika stanic DME. Přitom pro stanovení polohy se musí použít minimálně dvě, vhodným způsobem rozmístěné stanice. Kvalita informace o poloze závisí na vzájemné poloze

DME a jejich vzdálenosti od letadla a proto se do systému zavádí doplňkový program, který umožní použít kombinace dalších prostředků.

GNSS

Pokud uživatel určuje polohu na palubě na základě informací vysílaných z řady družic, tak mu systém GNSS zajišťuje nezávislou navigaci. GNSS bude zajišťovat globální činnost s vysokou spolehlivostí, přesností a úplností. Koncepce RNP připouští současné použití několika družicových navigačních systémů, z hlediska palubního vybavení má podstatný význam maximální spolupráce, protože tato značně zjednoduší požadavky na palubní vybavení a sníží jeho cenu. Mimo to je užitečné, aby jeden systém doplňoval druhý a popřípadě byl rezervou. V současné době se vypracovávají kritéria odpovídající kontroly úplnosti a upozornění na poruchy družicových navigačních systémů [8].

3.2 Požadovaná navigační výkonnost RNP

Požadovaná výkonnost navigačních zařízení RNP (Required Navigation Performance) je kvantitativním ukazatelem kvality zařízení CNS v dané části vzdušného prostoru. Obecně je RNP definována jako maximální přípustná hodnota celkové chyby měření polohy. V hodnotě RNP jsou zahrnuty chyby palubního přijímače, chyba zdroje signálu, chyba navigačního displeje, chyba navigačních senzorů a také letová technická chyba FTE (Flight Technical Error) a celková chyba systému TSE (Total System Error). Díky modernímu počítačovému vybavení FMS spočívá další ohromná výhoda RNP v tom, že lze získat přesné trojrozměrné (3D) trasy letu pro standardizované přilety, přiblížení, přerušená přiblížení i odlety, vše uložené v paměti počítače. Vzhledem k tomu, že s letounem lze přesně manévrovat tak, aby byl vždy ve správné poloze na stanovené zakřivené dráze, otevírá to celou řadu možností při snižování hlučnosti nebo vyhýbání se jiným citlivým oblastem. Pro aplikaci a využívání výhod RNP není potřeba instalovat na paluby letadel vybavené systémy FMS žádná nová zařízení. Možnost přesnějšího navádění letadel, zvláště na zakřivených drahách přiblížení, je klíčová pro další snižování odstupů mezi jednotlivými letadly, což přináší snížení spotřeby paliva a zkrácení zpoždění [1, 7].

3.2.1 Typy RNP

S cílem zjednodušení typů RNP a zajištění rychlé představy u specialistů plánování vzdušného prostoru, výrobců a provozovatelů letadel a požadované přesnosti se typ RNP definuje hodnotou přesnosti, která platí v daném prostoru RNP. Např. RNP 1 předpokládá přesnost dodržování navigačních charakteristik do 1,85 km (1,0 NM), to je v rámci daného prostoru, se dodržují navigační charakteristiky všemi typy letadel s přesností do 1,85 km (1,0 NM) s 95 % úrovní dodržení. V Tab.1 jsou uvedeny čtyři základní typy RNP, určené pro obecné použití při letech po tratích. Zdůvodnění výběru těchto hodnot přesnosti RNP je uvedeno v dodatku B k ICAO Doc 9613.

RNP 1 se předpokládá pro zajištění nejefektivnějších letů po tratích ATS v důsledku využití nejpřesnějších informací o poloze. Tento typ představuje nejefektivnější zajištění letů a organizaci vzdušného prostoru při přechodu z prostoru letiště k požadované trati ATS a v opačném směru.

RNP 4 je určen pro tratě ATS a struktur vzdušného prostoru, založených na omezené vzdálenosti mezi navigačními prostředky. Tento typ RNP se obvykle používá v kontinentálním vzdušném prostoru.

RNP 12,6 zajišťuje omezenou optimalizaci tratí v prostorech se sníženou úrovní zabezpečení navigačními prostředky.

RNP 20 charakterizuje minimální možnosti, které se považují za vyhovující pro zajištění letů na tratích ATS. Předpokládá se, že tato minimální úroveň charakteristik bude dodržována libovolným letadlem v libovolném řízeném vzdušném prostoru v libovolný čas. Struktury vzdušného prostoru, lety nebo pravidla, založené na nižších možnostech než RNP 20 se nebudou zavádět, s výjimkou zvláštních případů.

Přesnější typy RNP budou vyžadovány pro lety v blízkosti většiny letišť, tedy při přechodu do prostoru letiště z tratě ATS a naopak. ICAO posuzuje možnost rozšíření koncepce RNP na lety v prostorech letišť. Pro zajištění možnosti pokračovat ve využití stávajícího navigačního zařízení bez změny současné struktury tratí, vznikl u některých států požadavek na dočasné zavedení RNP 5 v kvalitě odvozené RNP 4 [7].

Typ RNP				
	1	4	12,6	20
Přesnost polohy dodržována s 95%	±1,85 km	± 7,4 km	± 23,3 km	± 37 km
Přesnosti v daném vzdušném prostoru	(±1,0 NM)	(±4,0 NM)	(±12,6 NM)	(±20,0 NM)

Tab. 1 Typy RNP

V novém PBN manuálu (Performance Based Navigation manual) jsou definované nové typy RNP. Pro lety nad oceány a nad odlehlými oblastmi se plánuje RNP 4. Primárním navigačním zařízením se stává GNSS, nebo je alespoň součástí FMS. Celková systémová chyba TSE nesmí překročit ±4,0 NM, s požadavkem na integritu 10^{-5} /letová hodina. Pro odletové a přistávací procedury na letištích s nízkým nebo středním provozem, je určen Basic-RNP1. Celková systémová chyba TSE nesmí překročit hodnotu 2NM v koncové řízené oblasti TMA a 4NM na trati letu, s požadavkem na integritu 10^{-5} /letová hodina. Pro přibližovací procedury je určen RNP APP (RNP Approach), kde pro úsek počátečního, středního a nezdařeného přiblížení je povolena TSE ±1,0 NM a pro konečné přiblížení je hodnota TSE ±0.3 NM. Primárním navigačním prostředkem je GNSS s možností kombinace DME/DME. Požadavek na

integritu je 10^{-5} /letová hodina. Dále se připravují RNP 2, A-RNP1 a RNP AR APP (RNP Authorization Required Approach) [6].

3.3 RNP RNAV

Postupné přechodné kroky by měly vést od RNAV k RNP a poté k jejich kombinaci RNP-RNAV. Odstupy letadel a přistávací minima budou založeny na přesnosti vybavení palubních navigačních prostředků letadel, ale také na použitých senzorech a navigačních pomůckách. Řídicí letového provozu při uvažování o ochranném vzdušném prostoru pro každé letadlo uvažují v mezích sbíhavého kuželovitého úseku vzdušného prostoru. Při navádění přiblížení podle RNP se to mění na trubkovitý prostor, jehož průměr je odvislý od přesnosti určení polohy letadla. U RNP je to objem obklopující letadlo s 95% přesností. U RNP RNAV se objem "trubky" kolem letadla uvnitř zdvojnásobuje, ale přesnost určení aktuální polohy současně roste na 99,999 % (viz. Obr.3). Takové možnosti zlepšují navádění letadel, což dovolí menší rozestupy na letových trasách i vertikální odstup mezi stejně vybavenými letadly. Je zapotřebí vyvinout způsob navádění, postupy pro bezpečné a účinné zvládnání provozu v TMA, a také nové standardy podporující snížená minima rozestupů a odstupů RNP RNAV mezi letadly popř. letadly a terénními překážkami (viz Tab. 2).

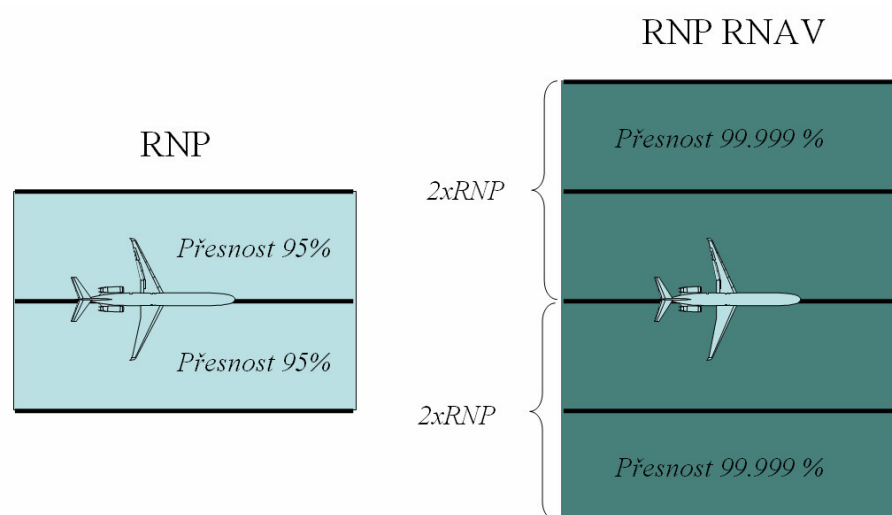
Dalším problémem bude zvládnutí dostupné pozemní navigační infrastruktury. Většina senzorů RNP totiž přebírá informace pro posádku ze starších navigačních zařízení, jejichž výkonnost a dostupnost je odvislá od toho, jak rychle budou technicky zastarávat, případně budou vyřazovány z provozu [6, 8].

Typ RNP	Požadovaná přesnost (95% doby letu)	Popis
0.003/z	± 0.003 NM [$\pm z$ ft]	Cat. IIIa, IIIb přesné přiblížení a přistání. ILS, MLS, GBAS
0.01/15	± 0.01 NM [± 15 ft]	Cat. II přesné přiblížení na přistání 100 ft DH ILS, MLS, GBAS
0.02/40	± 0.02 NM [± 40 ft]	Cat. I 1 přesné přiblížení a přistání 200ft DH ILS, MLS, GBAS a SBAS
0.03/50	± 0.03 NM [± 50 ft]	RNAV/VNAV přiblížení SBAS
0.3/125	± 0.3 NM [± 125 ft]	RNAV/VNAV přiblížení Barometrické vstupy nebo SBAS
0.3	± 0.3 NM	Počáteční, střední přiblížení, 2D RNAV vzlety a přistání, bude nejvíce využíván
0.5	± 0.5 NM	Počáteční, střední přiblížení, vzlety a přistání, využíván tam, kde kvůli slabé navigační struktuře nelze použít RNP 0.3

Tab. 2 Typy RNP RNAV [8]

Aerolinie Alaska Airlines už mezitím tuto metodu úspěšně vyzkoušely v rámci zkušebního provozu na dráze 26 letiště Juneau na Aljašce, jenž vyžaduje průlet v zatáčce mezi skalisky nad průlivem Gastineau. Přesného přiblížení v takové zatáčce by se nedalo dosáhnout žádným pozemním přesným navigačním přístrojem. Tyto nové postupy se zkráceně nazývají RNP-RNAV (viz Obr.4). RNP pouze vymezuje přesnost navigace potřebnou pro provádění určitých procedur bez toho, aby provozovatelé museli do svých letadel montovat nějaké další vybavení. Naopak systém RNAV umožňuje pilotům létat mezi dvěma body s využíváním různých čidel a navigačních zařízení bez toho, aniž by museli sledovat letové cesty nebo přelétávat pozemní navigační zařízení. Palubní počítač FMS propočte polohu letadla a trasu letu mezi otočnými body s využitím kombinace dat danými radiálními majáky VOR a ulétnuté vzdálenosti získaných ze zařízení DME, DME/DME, a nebo přístrojů Loran-C a GPS. RNP RNAV přidává požadavky na integritu a spojitost v ochranném prostoru [6, 26]. Tyto požadavky jsou definovány v dokumentu RTCA DO 236A/EUROCAE ED-75A, Minimum Aviation System Performance Standards (MASPS): Required Navigation Performance for Area Navigation (RNP RNAV).

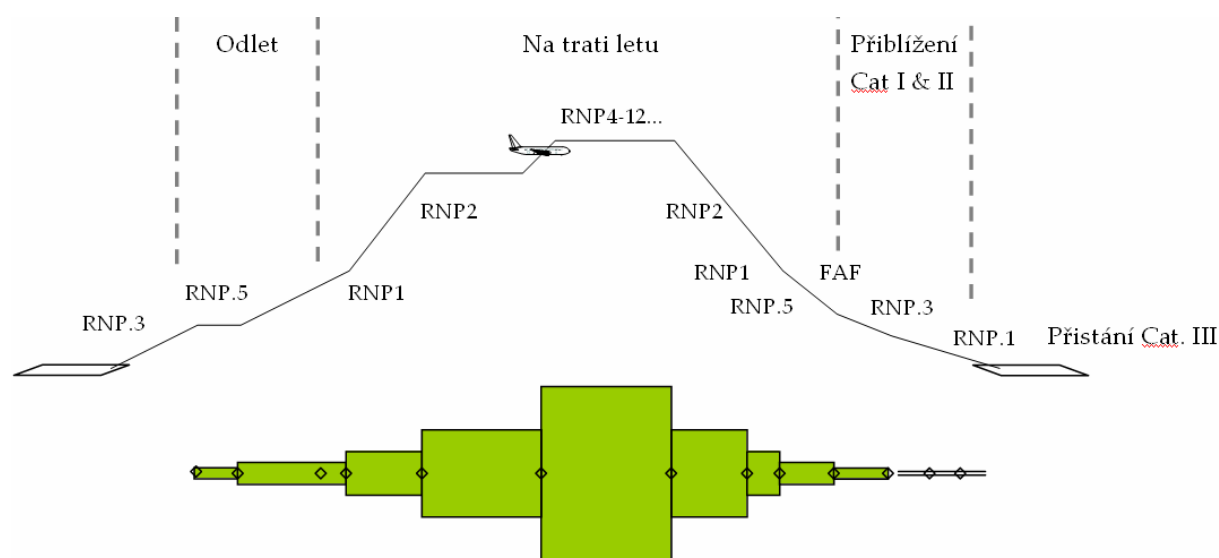
- Přesnost:** letadlo, které operuje v prostoru RNP musí mít celkovou chybu systému jak v podélné tak stranové složce, menší než daná hodnota RNP po 95 % času.
- Integrita:** pravděpodobnost, že celková chyba systému letadla operujícího v prostoru RNP RNAV tj. ochranný prostor $2 \times \text{RNP}$, bude menší než 1×10^{-5} /letová hodina.
- Spojitost:** pravděpodobnost, že oznámení o ztrátě způsobilosti operovat v prostoru RNP RNAV bude menší než 10^{-4} /letová hodina.



Obr.3 Grafické znázornění rozdílu mezi RNP a RNP RNAV [7]

Navádění podobné ILS nahradí přibližně 18 používaných způsobů a zásadně zjednoduší postupy prováděné posádkami, stejně jako jejich výcvik. RNP eliminuje

nepřesný způsob přiblížení schodovitým klesáním, nazývaný některými piloty “dive and drive” (“střemhlav a vodorovně”) a nahradí ho delším stabilizovaným klesáním, podobným navádění podle ILS i s jeho postupy. Každý pilot s kvalifikací pro létání podle přístrojů ví, o kolik je snazší a bezpečnější provádění sestupné fáze s konstantní rychlostí opadání, která umožňuje více času na změny konfigurace a stabilizaci letadla, i provádění kontroly kabiny před přistáním. Jako další výhoda vertikálního navádění je uvedeno možné snížení rizika střetu s terémem při řízeném letu, což je dnes nejčastější příčinou leteckých nehod. Nicméně toto bylo dosud možné pouze v prostorech s přesným naváděním na přiblížení: podle ILS, s mikrovlnnými nebo GPS přistávacími systémy (GLS) či přesnými přistávacími radary.



Obr. 4 Schématické znázornění RNP RNAV

Výhody RNP RNAV:

- ✓ Snížení horizontálních a vertikálních vzdáleností, více přímých tratí
- ✓ Více duálních a paralelních tratí povedou ke zvětšení kapacity vzdušného prostoru
- ✓ Lepší pozice vyčkávacích obrazců
- ✓ Nové postupy přesného přiblížení, nové tratě
- ✓ Využití VNAV/LNAV postupů
- ✓ Bezpečnější sestupovou trať než „dive and drive“
- ✓ Zvýšení dostupnosti vzdušného prostoru.

Minimální vybavení paluby letadlo pro zajištění RNP RNAV:

- ✓ Displej primárních letových veličin a navigační displej
- ✓ Víceúčelová řídicí jednotka MCDU
- ✓ Systém indikace a varování posádek
- ✓ Počítač řízení a optimalizace letu FMC

- ✓ Systém automatického řízení letu AFDS
- ✓ Inerční referenční systém IRS
- ✓ Navigační senzory, např. DME, GPS.

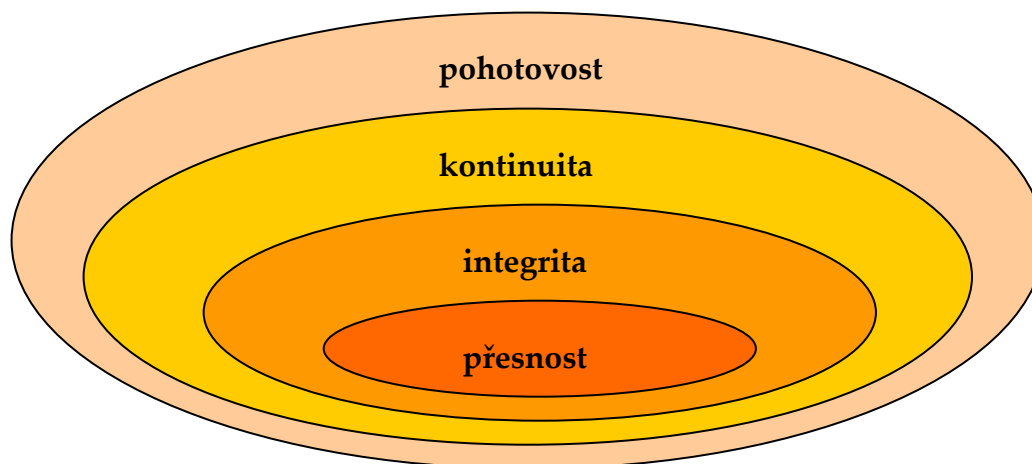
4. Zabezpečení provozu systému navigace RNP RNAV

4.1 Požadavky na výkonnost navigačního systému

Požadavky na výkonnost jsou definované v Doc. 9613 Manuál pro požadovanou výkonnost navigace (RNP). Z těchto požadavků byly odvozeny požadavky na charakteristiky GNSS signálu v prostoru. Tyto požadavky musí být přísnější, protože GNSS systémy budou najednou používány více letadly.

Přesnost

Přesnost je definovaná jako statistické vyjádření systémové navigační chyby NSE (Navigation System Error), která se určí z rozdílu mezi odhadnutou polohou a skutečnou polohou za bezchybných podmínek. Vyjadřuje se jako $2\sigma_{NSE}$ (95%). Přesnost tvoří základní kámen pro ostatní ukazatele kvality (viz Obr. 5). Chyba GNSS se oproti chybovým charakteristikám VOR a ILS mění s časem. Chyby polohy vyplývají z oběhu družic a chybových charakteristik GNSS. Navíc se přesnost mění odlišnou geometrií družic.



Obr.5 Vztah mezi ukazateli kvality signálu GNSS [15]

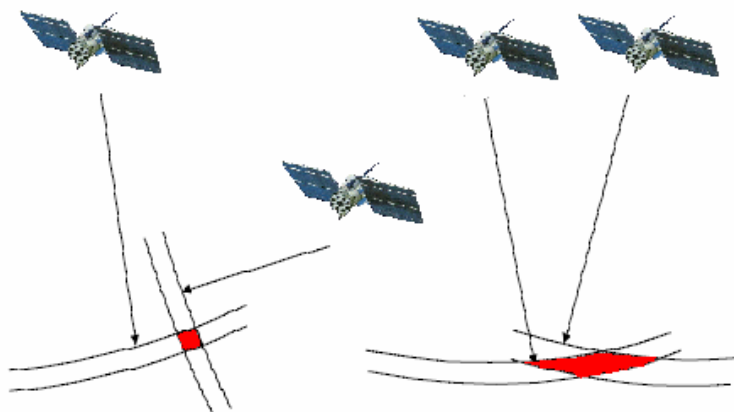
Geometrické uspořádání viditelných družic

Pokud jsou družice seskupeny v relativně malé oblasti, pak výsledky určování polohy jsou o mnoho horší, než když jsou družice co nejdál od sebe. Za ideální stav se považuje, když se jedna nachází v zenitu a zbylé tři $15^\circ - 20^\circ$ nad obzorem a 120°

od sebe. Kvalitu geometrického uspořádání družic je možné vyjádřit matematicky. K tomu se používá parametr nazvaný snížení přesnosti DOP (Dilution of Precision), který je indikátorem kvality určení polohy popř. času. Nižší hodnota DOP nám říká, že dané uspořádání umožňuje určovat polohu a čas s vyšší přesností. Naopak vyšší hodnota znamená, že uspořádání družic není vhodné a nezaručuje dostatečnou přesnost. Existuje několik parametrů DOP:

PDOP (Position DOP)

Trojrozměrný faktor snížení přesnosti polohy. Je nejčastěji používaným indikátorem vhodného uspořádání družic. Určuje trojrozměrný DOP. Bod, jehož polohu určujeme,



leží v průsečíku kulových ploch, jejichž středy se nacházejí v družicích. Poloměr těchto kulových ploch odpovídá změřené vzdálenosti od přijímače k družicím. Protože se kulové plochy neprotínou v jednom bodě, ale vymezí určitý prostor, ve kterém se tento bod nachází.

Obr.6 Princip určení PDOP

Čím je objem tohoto prostoru menší, tím přesněji můžeme určit polohu. Nejmenší objemu dosáhneme tehdy, když se kulové plochy protínají kolmo. Naopak, pokud jsou družice blízko sebe, pak se kulové plochy protínají pod malým úhlem a objem prostoru je velký, čili přesnost určení polohy je malá (viz Obr.6). Pro dosažení co nejmenších hodnot parametrů DOP, je nutné využívat co největšího počtu viditelných družic, které jsou od sebe co nejvíce vzdálené [16].

$$PDOP = \frac{1}{\sigma_p} \cdot \sqrt{(\sigma_\varphi^2 + \sigma_\lambda^2 + \sigma_h^2)}$$

HDOP (Horizontal DOP)

Dvojrozměrný faktor snížení přesnosti horizontální polohy.

$$HDOP = \frac{1}{\sigma_p} \cdot \sqrt{(\sigma_\varphi^2 + \sigma_\lambda^2)}$$

VDOP (Vertical DOP)

Jednorozměrný faktor snížení přesnosti v určení výšky.

$$VDOP = \frac{1}{\sigma_p} \cdot \sqrt{(\sigma_\varphi^2)}$$

TDOP (Time DOP)

Faktor snížení přesnosti korekce hodin přijímače [1].

$$TDOP = \frac{1}{\sigma_p} \cdot \sqrt{(\sigma_t)^2}$$

kde

- σ_p – směrodatná odchylka měření vzdáleností
- σ_ϕ – směrodatná odchylka zeměpisné šířky
- σ_λ – směrodatná odchylka zeměpisné délky
- σ_h – směrodatná odchylka elipsoidické výšky
- σ_t – směrodatná odchylka posunu hodin přijímače

Integrita

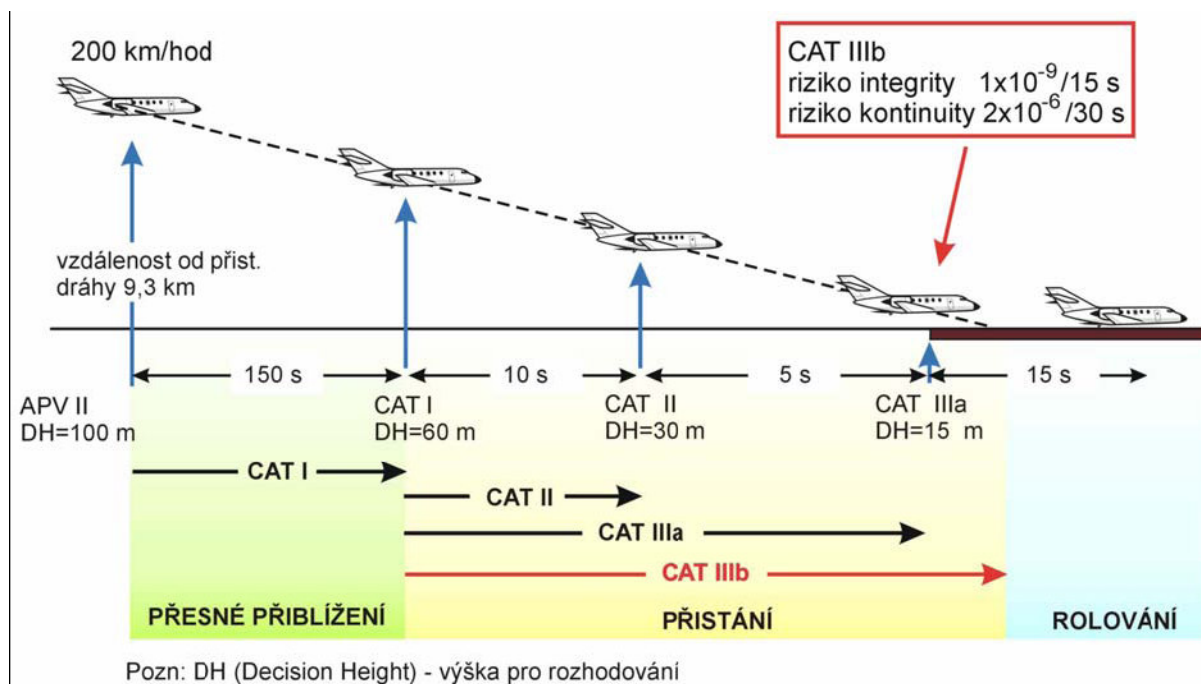
Integrita zahrnuje schopnost systému provádět včasné a odůvodněné varování pro uživatele ve chvíli, kdy systém nesmí být použit pro určitou fázi letu. Vyjadřuje se pomocí tzv. rizika integrity IR, což je pravděpodobnost, že vypočítaná chyba určení polohy přesáhne odpovídající mez výstrahy AL (Alert Time), aniž by informoval uživatele v daném časovém intervalu TTA (Time To Alert). Integrita je měřítkem důvěry v korektnost informací poskytovaným celým systémem. Limit výstrahy je definován jako největší chyba polohy, která ještě zaručuje bezpečný provoz. Požadavek na integritu navigačního systému jednoho letadla pro zajištění traťového letu, počátečního přiblížení, konečného přiblížení, nepřehného přiblížení a odletu je 1×10^{-5} za hod [15].

Kontinuita

Je pravděpodobnost provádění navigace bez přerušení během daného časového intervalu. Obvykle se vyjadřuje pomocí tzv. rizika kontinuity CR, což je maximální přípustná pravděpodobnost neplánovaného přerušení služby pro uvažované časový interval. Požadavek kontinuity navigačního systému pro jedno letadlo při letu po trati je 1×10^{-4} /hod.

Pohotovost

Je procentní vyjádření času, během kterého jsou služby navigačního systému poskytované s požadovanou přesností, integritou a kontinuitou [16].

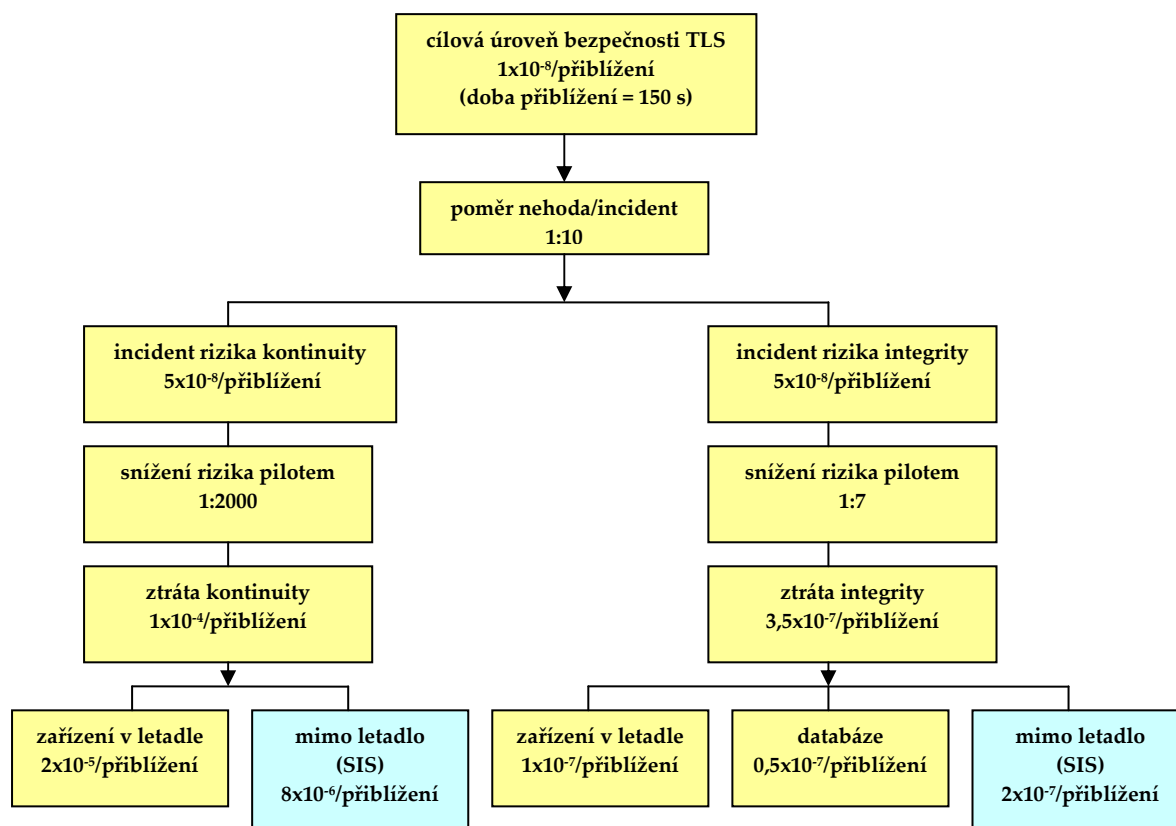


Obr.7 Znázornění operací přesného přiblížení a přistání [16]

4.2 Odvození požadavků GNSS SIS

Určení rizika v letectví vychází z tzv. cílové úrovně bezpečnosti TLS (Target Level of Safety), pro kterou byla experty stanovena hodnota $TLS = 10^{-7}/\text{hod}$. Tato hodnota byla určena na základě statistických údajů o nehodách. Ze znalosti průměrné délky letu, druhu operací prováděných během letu od vzletu až po přistání, míry jejich nebezpečnosti a průměrné doby trvání operací bylo provedeno určení rizika pro jednotlivé operace. Z této analýzy vyplynulo, že cílová pravděpodobnost nehody při konečném přiblížení CAT I, CAT II, CAT III (viz Obr.7) má maximální hodnotu $1 \times 10^{-8}/\text{přiblížení}$. Podle stromu rizika (viz Obr.8) byly odvozeny požadavky na kontinuitu a integritu SIS.

Například pro operace přesného přiblížení CAT I je ze stromu rizika na Obr.8 určeno riziko kontinuity SIS s hodnotou $8 \times 10^{-6}/15 \text{ s}$ a riziko integrity SIS s hodnotou $2 \times 10^{-7}/150 \text{ s}$. Podobně se odvozují i nejnáročnější požadavky na ukazatele kvality SIS pro operaci přistání dle CAT IIIb, kde je pro SIS vyžadováno riziko integrity $1 \times 10^{-9}/30 \text{ s}$ v horizontální rovině a $2 \times 10^{-6}/15 \text{ s}$ ve vertikální rovině (viz Tab.3).



Obr.8 Strom rizika pro konečné přiblížení letadla CAT I [16]

		Operace			
		APV II	CAT I	CAT II/IIIa	CAT IIIb
Přesnost (95%)	horizontální	16 m	16 m	5 m	5 m
	vertikální	8 m	4 m	2,9 m	2,9 m
Mez výstrahy	horizontální (HAL)	40 m	40 m	17 m	17 m
	vertikální (VAL)	20 m	10 m	10 m	10 m
Riziko integrity	horizontální	2x10 ⁻⁷ /150 s	2x10 ⁻⁷ /150 s	1x10 ⁻⁹ /15 s	1x10 ⁻⁹ /30 s
	vertikální				1x10 ⁻⁹ /15 s
Riziko kontinuity	horizontální	8x10 ⁻⁶ /15 s	8x10 ⁻⁶ /15 s	4x10 ⁻⁶ /15 s	2x10 ⁻⁶ /30 s
	vertikální				2x10 ⁻⁶ /15 s
Čas do výstrahy		6 s	6 s	2 s	2 s (1s)
Pohotovost		0,99 až 0,999999	0,99 až 0,999999	0,99 až 0,999999	0,99 až 0,999999
Satelitní navigační systém		GPS Galileo	WAAS EGNOS	LAAS	LAAS

Tab. 3 Požadavky na SIS pro přiblížení letadel s vertikálním naváděním [16]

Typické operace	Horizont. přesnost 95%	Vertikální přesnost 95%	Integrita (1-Risk)	Čas do výstrahy	Spojitosť (1-Risk)	Dostupnost
Let nad oceánem (Oceanic)	22,9 km (12,4 NM)	nepoužito	1-10-7/h	2 min	1-10-4/h až 1-10-8/h	0,99 až 0,99999
Let po trati (En route)	3,7 km (2,0 NM)	nepoužito	1-10-7/h	1 min	1-10-4/h až 1-10-8/h	0,99 až 0,99999
Let po trati, konečná fáze (Terminal)	0,74 km (0,4 NM)	nepoužito	1-10-7/h	30 s	1-10-4/h až 1-10-8/h	0,99 až 0,99999
Počáteční přiblížení, střední přiblížení, přístrojové přiblížení (NPA), odlety	220 m (720 ft)	nepoužito	1-10-7/h	10 s	1-10-4/h až 1-10-8/h	0,99 až 0,99999
Přístrojové přiblížení s vertikálním vedením (APV-I)	220 m (720 ft).	20 m (66 ft)	1-2x10 ⁻⁷ na přiblížení	10 s	1-8x10 ⁻⁶ během každých 15 s	0,99 až 0,99999

Tab. 4 Výkonnostní požadavky GNSS [5]

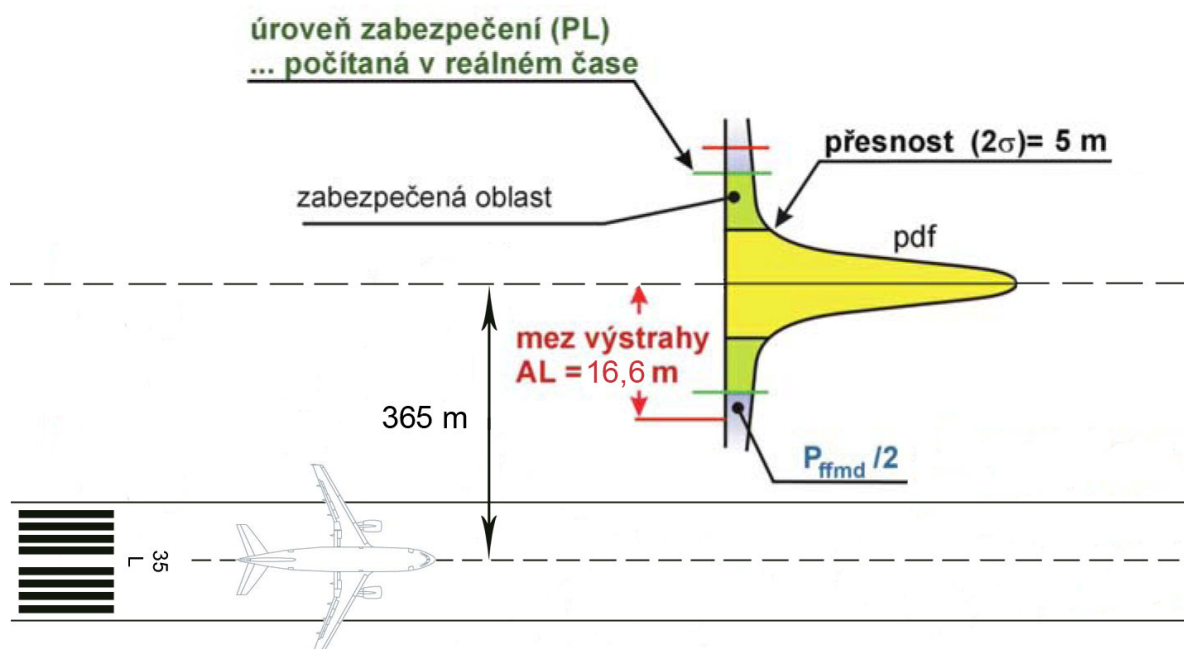
4.3 Výpočet úrovně zabezpečení

Palubní přijímač GNSS počítá úroveň zabezpečení PL (Protection Level), která ohraničuje chybu polohy s požadovanou pravděpodobností. Úrovně zabezpečení PL jsou počítány na základě bezchybné hypotézy H_0 a hypotézy H_1 , že pozemní referenční přijímač selhal. Každá úroveň zabezpečení PL se porovnává s mezí výstrahy AL (Alert Limit), což je maximální dovolená chyba polohy, která může být překročena s pravděpodobností udávanou s úrovní zabezpečení. Úroveň zabezpečení PL_{H0} výrazně omezuje geometrii satelitů. Úroveň zabezpečení PL_{H1} se pokouší odhadnout průměrnou korekci v důsledku závady měření j -tým referenčním přijímačem pro i -tou družici. Pro každý typ úrovně zabezpečení požadovaná pravděpodobnost ohraničení celkové příčné chyby je poskytnuta násobiteli selhání detekce K_{ffmd} . Požadavek na 95% přesnost reprezentuje chyby ke kterým typicky dochází. Požadavek přesnosti GNSS je splněn pro nejhorší případ geometrie, pro kterou je systém prohlášen za použitelný. Pro lepší názornost jsem vytvořil následující příklad určení meze výstrahy.

Příklad určení meze výstrahy

Jako příklad si vezmeme paralelní VPD 35L a 35C na mezinárodním letišti Fort Worth v Dallasu. Tyto paralelní dráhy jsou od sebe vzdáleny 365 m. Při vysvětlování určení meze výstrahy AL budu počítat s přiblížením na přistání CAT IIIb, kde je vyžadovaná horizontální přesnost GNSS přijímače 5m ($2\sigma_{NSE}$). Vztah mezi AL a σ_{NSE} je daný jako $AL = \sigma_{NSE} \cdot K_{ffmd}$, kde K_{ffmd} je násobitel selhání detekce. K_{ffmd} je určen požadavky na integritu systému SIS a závisí na počtu referenčních přijímačů GNSS. Pro případ bez závady a pro lokální prvek GNSS se třemi referenčními přijímači má hodnotu 6,64. Vypočtená mez výstrahy AL pro požadované riziko integrity $IR 1 \times 10^{-9}/30s$ má hodnotu 16,6 m.

Vztah mezi přesností, rizikem integrity (IR), úrovní zabezpečení (PL) a mezi výstrahy (AL) je graficky znázorněn na Obr.9 pomocí omezující funkce pdf. Omezující funkce pdf je charakteristická tím, že koncové hodnoty, tedy hodnoty kolem minima funkce jsou shodné nebo větší než aktuální ohrazení celkové příčné chyby. Aktuální ohrazení celkové příčné chyby je charakterizované jednoduchou omezující funkcí kombinovanou s závislým rozdělením. P_{ffmd} je pravděpodobnost ohrazení celkové příčné chyby požadované úrovně zabezpečení a je poskytována násobiteli detekce K_{ffmd} (případ bez závady) a K_{md} (případ se závadou) [16].



Obr. 9 Grafické znázornění vztahu mezi přesností, rizikem integrity, úrovní zabezpečení, a mezi výstrahy

5. Popis systémů GNSS

5.1 Určování polohy pomocí rádiových navigačních systémů

K určování polohy se u těchto systémů využívá fyzikálních zákonitostí šíření rádiových vln prostorem. Základním kamenem rádiových navigačních systémů je síť vysílačů tzv. radiomajáků, které vysílají navigační signály a uživatelské zařízení, které zpracovávají a poté vyhodnocují přijímané signály a určují aktuální polohu uživatele. Radiomajákem u satelitních navigačních systémů jsou družice a uživatelským zařízením jsou přijímače GPS. Satelitní navigační systémy umožňují určit polohu kdekoli na Zemi, 24 hodin denně, a za jakéhokoliv počasí. Řadí se mezi tzv. globální navigační systémy.

Pro určování polohy pomocí rádiových signálů se využívají následující metody:

- ✓ úhломěrná metoda
- ✓ dopplerovská metoda
- ✓ dálkoměrná metoda
- ✓ metoda založená na měření fáze nosné vlny

U satelitních navigačních systémů (GPS, GLONASS) se většinou používá dálkoměrná metoda. Systémy většinou neurčují vzdálenost přímo, ale měří se doba šíření signálu šířící se rychlostí světla c od družice k navigačnímu přijímači a zní se pak vypočítá vzdálenost. Existují i systémy, které přímo vyhodnocují časový rozdíl mezi příchody signálů z několika družic.

Dálkoměrné signály jednotlivých družic se od sebe odlišují:

- ✓ **kmitočtové dělení** – na základě kmitočtů nosné vlny, kdy každá z viditelných družic používá pro přenos signálů nosnou vlnu s jiným kmitočtem.
- ✓ **kódové dělení** – na základě kódu, kdy všechny družice systém vysílají na nosné vlně stejného kmitočtu, ale dálkoměrný kód je pro každou jiný. Jako dálkoměrné kódy se používají tzv. pseudonáhodné signály. Jestliže porovnáme dva odlišné kódy, je výsledný signál velice slabý, zatímco porovnáme-li dva stejné kódy, které jsou fázově posunuté, je výsledný signál silnější. Pseudonáhodné signály jsou periodické a generují se podle daných algoritmů.
- ✓ **časové dělení** – na základě doby vysílání, kdy všechny družice navigačního systému vysílají stejný kód na stejné nosné vlně, ale v přesně definovaných časových úsecích.

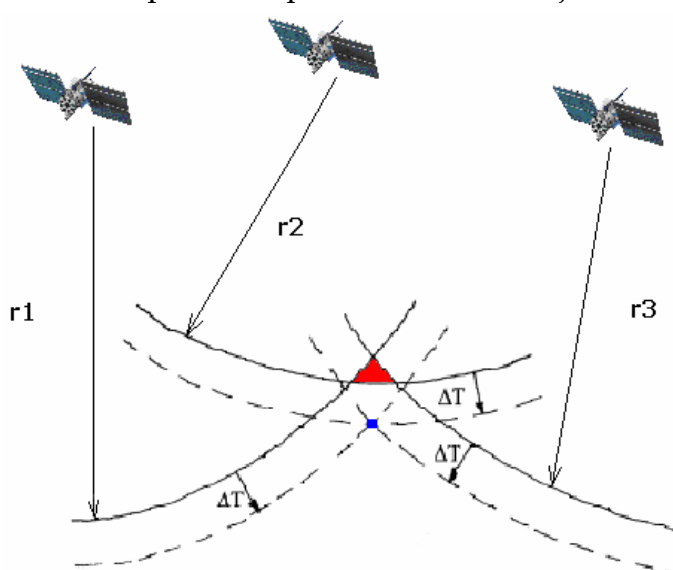
Dálkoměrné systémy se dělí na aktivní a pasivní.

Aktivní: pokud chceme určit polohu přijímače, musí řídicí stanice systému vyslat pomocí družice identifikační značku přijímače. Každý přijímač má svůj odpovídač. Jakmile přijímač rozpozná identifikační značku, odvysílá svojí odpověď. Ta je zpětně přes družici předána do řídicí stanice, kde se vyhodnotí zpoždění odpovědi přijatých různými družicemi. Tyto družice znají přesně svoji polohu v okamžiku kdy přijaly odpovědi a tak může řídicí stanice vypočítat aktuální polohu přijímače. Velkou nevýhodou je omezená kapacita systému, díky níž může dojít k přetížení systému.

Pasivní: zde vysílají navigační družice dálkoměrné signály spolu s časovými značkami a údaji o orbitách družic. Přijímač pak měří časový interval, který uplyne mezi odesláním a přijetím signálu. Z tohoto časového intervalu určí vzdálenost k družicím. Při známé poloze družic je schopný určit svoji aktuální polohu.

Postup určování polohy

Z jednoho zaměření zdánlivé vzdálenosti jsme schopni určit, že přijímač se nachází někde na kulové ploše se středem v družici a o poloměru r_1 , který se rovná vypočtené vzdálenosti. Současně provedeme stejné měření z druhé družice a získáme druhou kulovou plochu s poloměrem r_2 . Přijímač se tedy nachází v průniku těchto dvou kulových ploch, který tvoří kružnici.



Obr. 10 Princip určení polohy

Kulová plocha o poloměru r_3 ze třetí družice nám tuto kružnici protne ve dvou bodech. Jeden z těchto bodů leží daleko ve vesmíru, zanedbáme ho. Vidíme, že současné měření ke třem družicím nám je schopné teoreticky poskytnout přesnou polohu. Prakticky to ale není možné. Musíme si uvědomit, že hodiny družice a přijímače nejsou synchronní se systémovým časem družicového polohového systému.

Posun družicových hodin proti času systému je znám, proto můžeme časový údaj zkorigovat. Neznámým však zůstává časový posun přijímače ΔT vůči systémovému času. Tento časový posun se projeví v tom, že vypočtené zdánlivé poloměry kulových ploch r_1 , r_2 , r_3 nejsou správné a liší se právě o vzdálenost, kterou urazí rádiové vlny za čas ΔT (viz Obr.10). Průsečík nám tedy netvoří samostatný bod, ale jakýsi trojúhelník. Nelze tedy zaměřit polohu přijímače přesně, protože máme 4 neznámé ve

třech rovnicích. Chybějící hodnotu ΔT získáme, přidáním měření ze čtvrté družice a řešit pak soustavu čtyř rovnic o čtyřech neznámých.

$$r_1 = \sqrt{(X - x_1)^2 + (Y - y_1)^2 + (Z - z_1)^2} - (\Delta T \cdot c)$$

$$r_2 = \sqrt{(X - x_2)^2 + (Y - y_2)^2 + (Z - z_2)^2} - (\Delta T \cdot c)$$

$$r_3 = \sqrt{(X - x_3)^2 + (Y - y_3)^2 + (Z - z_3)^2} - (\Delta T \cdot c)$$

$$r_4 = \sqrt{(X - x_4)^2 + (Y - y_4)^2 + (Z - z_4)^2} - (\Delta T \cdot c)$$

kde X, Y, Z -hledané souřadnice přijímače

x_i, y_i, z_i -známé souřadnice družic

c - rychlost šíření rádiových vln

5.2 GPS

Globální polohový systém GPS (Global Positioning System) je v současné době jediný plně funkční satelitní navigační systém. Systém byl vyvinut Ministerstvem obrany USA a jeho oficiální název je NAVSTAR GPS (NAVigation Satellite with Time And Ranging Global Positioning System). První experimentální GPS družice Bloku I byla vypuštěna v roce 1978. Plně funkčním se stal 17. ledna 1994, kdy byla zprovozněna 24. družice. V roce 1996 americký prezident oficiálně potvrdil používání GPS v armádním i civilním sektoru. Vypnutím SA (Selective Availability) 2. května 2000 byla zlepšena přesnost určení polohy uživatele ze 100 na 15 m.

Popis systému

Vesmírný segment je tvořen 24 GPS (21 provozních a 3 záložní) družicemi rozložených do 6 oběžných rovin. Oběžné roviny mají sklon k rovníku 55° a jsou k sobě posunuty o 60° podél rovníku. Družice obíhají ve výšce 20 200 km nad zemí. Doba oběhu družice kolem Země je 11 hodin a 58 minut. Oběžné dráhy jsou navrženy tak, aby z každého místa na Zemi bylo vidět minimálně 6 družic. K 17. květnu 2008 bylo na oběžných drahách celkem 31 družic (viz Příloha C). Díky většímu počtu družic dochází k tzv. nadbytečnému měření, které vylepšuje přesnost výpočtů přijímačů GPS. Samozřejmě se tím také eliminuje možnost selhání systému při výpadku několika družic. Poslední vypuštění družice se uskutečnilo 15.3.2008 a byla to družice typu IIR-M s rubidiovými hodinami.

Řídící segment tvoří 5 monitorovacích stanic, které sledují dráhy letu družic GPS. Informace o polohách družic jsou následně posílány do hlavní řídicí stanice, která se nachází na letecké základně Schriever v Colorado Springs a je spravována 2nd SOPS (2nd Space OPERations Squadron). 2nd SOPS pravidelně posílá každé GPS družici aktualizaci navigačních dat. Tyto aktualizace synchronizují družicové atomové hodiny s přesností menší než 1 ns a upravují družicové efemeridy, které jsou posléze vysílány družicí. Přenos těchto navigačních dat zajišťují 4 pozemní antény.

Navigační systém GPS poskytuje dvě služby, a to službu pro civilního uživatele SPS (Standard Positioning Service) a službu pro vojenské účely PPS (Precise Positioning Service). Parametry služeb jsou uvedeny v tabulce níže (Tab.5).

Služba	Parametry	Přesnost
SPS	L1/C/A Code	(H) 5-10 m (V) 7-20 m
PPS	L1/L2 P(Y) Code	(H) 2-4 m (V) 3-6 m

Tab. 5 Parametry služeb GPS

Přesnost je měřena reprezentativním přijímačem a 24 hodinovým měřicím intervalem pro jakýkoliv bod v oblasti pokrytí. Přesnost určování polohy a času se týká pouze signálu v prostoru (SIS) a nezahrnuje takové zdroje chyb, jako je ionosféra, troposféra, interference, šumy přijímače nebo vícecestné šíření (viz Tab.7). Přesnost se odvozuje na základě vyřazení dvou nejhorších družic ze 24 možných a chyby v určení vzdálenosti uživatele URE (User Range Error). Na Obr.11 je příklad monitorování stavu družic GPS a příslušných parametrů DOP. V Tab. 6 jsou uvedeny celosvětové průměry chyby zaměření pozice.

Čas	Celosvětový průměr 95 %	Nejhorší místo na zemi 95 %
Chyba horizontální polohy	13 m (43 ft)	36 m (118 ft)
Chyba vertikální polohy	22 m (72 ft)	77 m (253 ft)

Tab. 6 Přesnost signálu SPS GPS dle předpisu L10

Co přinese modernizace GPS ?

1) nové kódy

- ✓ L2C - 2. civilní signál na L2
- ✓ L5 - 3. civilní signál, nová nosná vlna 1176.45MHz, aplikace v záchranné službě
- spolehlivější určení polohy pro potřeby civilního letectva
- ✓ Lm ("M-Code") - tajný vojenský signál na L1 a L2

2) nové družice

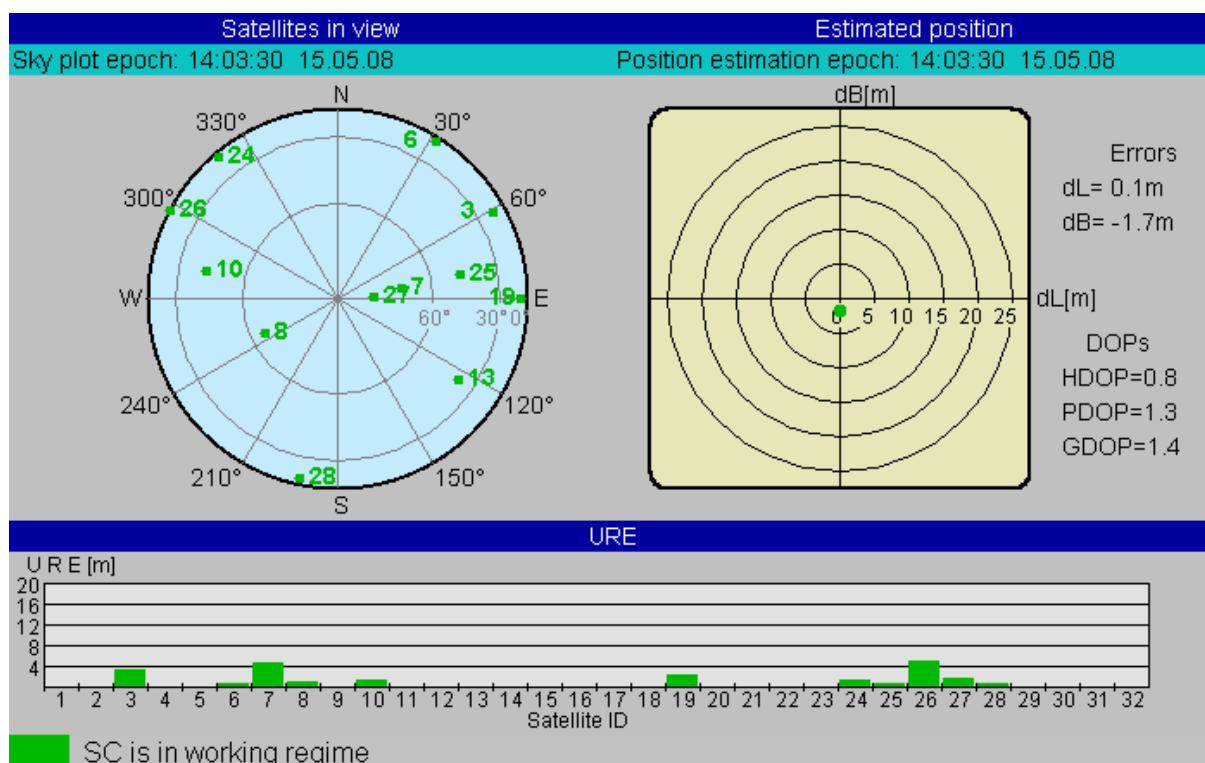
- ✓ Družice IV. generace označené jako IIF => GPS III
- ✓ Doplnění konstelace o několik geostacionárních satelitů

3) nové monitorovací stanice

- ✓ Zřízení 6 nových monitorovacích stanic NIMA
- ✓ Každá družice bude vidět ze 2 až 5 stanic – zlepšení výpočtu polohy

Zdroje chyb	C/A kód (95%) Chyba [m]	C/A kód a L2 (95%) Chyba [m]
Troposféra	0,2	0,2
Ionosféra	7	0,1
Hodiny a efemeridy	2,3	2,3
Šum přijímače	0,6	0,6
Vícecestné šíření	1,5	1,5
Total UERE	7,5	2,8
HDOP	1,5	1,5
Celková horizontální přesnost	22,5	8,5

Tab. 7 Podíl zdrojů chyb na hodnotě horizontální přesnosti SPS [5]



Obr. 11 Ukázka monitorování GPS družic [24]

5.3 GLONASS

GLONASS (GLObal'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema) je družicový navigační systém provozovaný dříve Sovětským svazem a dnes provozován ruskou vládou prostřednictvím Úřadu ruských vojenských vesmírných sil. První dvě testovací družice byly vyslány na oběžnou dráhu v roce 1982. V roce 1991 bylo na oběžné dráze celkem 12 družic, což stačilo pro omezený provoz systému. Celkově však do roku 1991 vyslali sověti do vesmíru 52 družic (44 provozních, 8 testovacích). Všechny družice dostaly jednotný název Uragan. Plná provozuschopnost se předpokládala v roce 1995, kdy byl systém družic zkompleťován, ale v důsledku špatné ekonomické situace bylo v dubnu 2002 v provozu pouze 8 družic. Systém se považoval za nepoužitelný. V roce 2001 byl ruskou vládou schválen federální program "Globální navigační systém". Podle něj by měl být systém plně funkční, tzn. plný počet 24 družic na oběžné dráze, do roku 2011. Podle nejnovějších zpráv by se to mohlo stihnout do roku 2009. K 16.5.2008 je na oběžné dráze 16 družic, z toho na čtyřech se provádí údržba (viz Příloha C). Dostupnost systému GLONASS v Rusku byla v roce 2006 33,3% a ve světě 27,2%. To znamená, že alespoň 4 družice jsou viditelné 27,2% části dne kdekoli na Zemi. Při počtu 10 provozuschopných družic je to docela slušný výsledek.

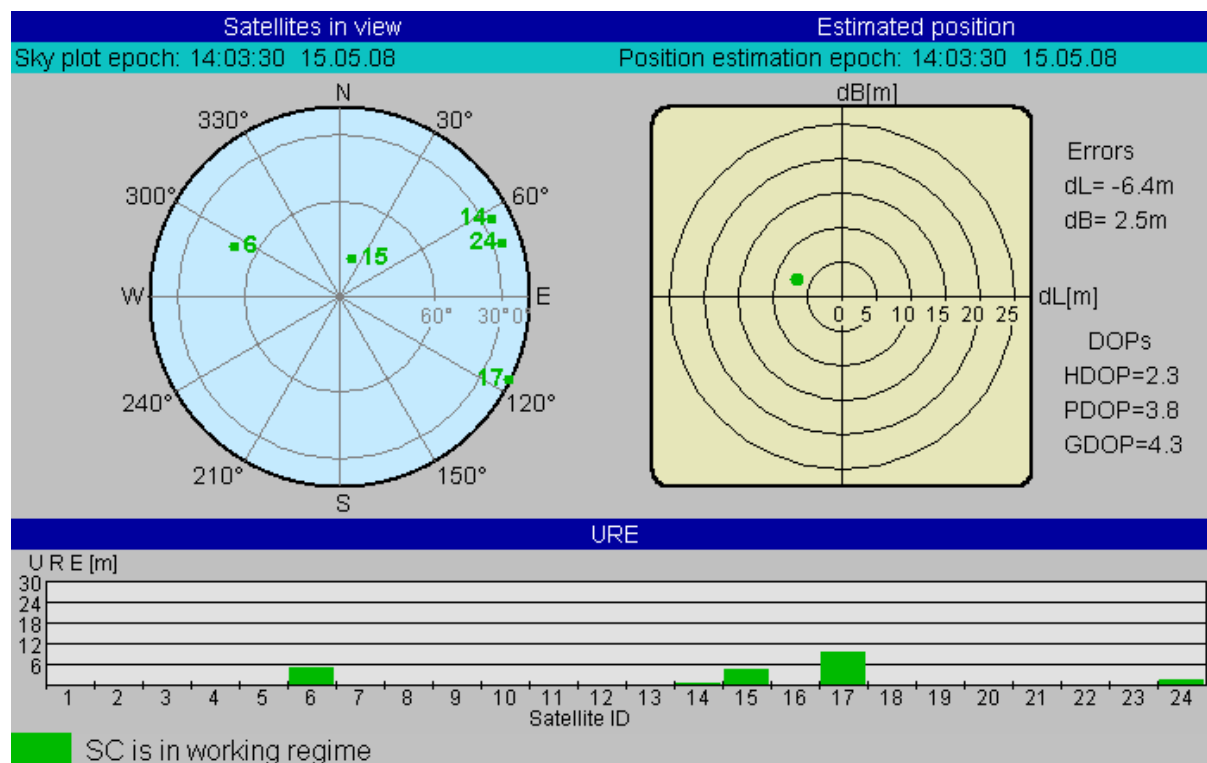
Kompletní konstelace se bude skládat z 24 družic, z nichž 21 bude operačních a 3 budou záložní, rozmístěných ve třech oběžných rovinách. V každé rovině bude 8 družic, vzájemně posunutých o 45°. Roviny oběžných drah jsou posunuty o 120° podél roviny rovníku. Charakteristickým znakem této konstelace bude identické opakování rozmístění družic kolem Země každých 8 dní. Družice obíhají Zemi ve výšce 19 100 km a oběhnou Zemi za 11 hodin a 15 minut. Družice Uragan budou rozmístěné na orbitách tak, aby jich bylo vidět minimálně 5 z kteréhokoliv místa na Zemi. Družice Uragan vysílají dva typy signálů:

- signál SP (Standart precision), který je přenášený kanálem standardní přesnosti CSA (Channel of Standard Accuracy) na nosné frekvenci L_1 a je podobný kódu C/A u systému GPS. V Tab.8 jsou uvedeny chyby zaměření polohy celosvětového průměru.
- vysoké přesnosti HP (High precision), který slouží pro vojenské účely. Je přenášený kanálem vysoké přesnosti CHA (Channel of High Accuracy) na dvou nosných frekvencích L_1 a L_2 a je podobný kódu P u systému GPS. V roce 2007 měl být zpřístupněn i civilním uživatelům.

Čas	95 %	99,99 %
Chyba horizontální polohy	28 m (92 ft)	140 m (460 ft)
Chyba vertikální polohy	60 m (196 ft)	585 m (1920 ft)

Tab. 8 Přesnost signálu SP GLONASS dle předpisu L10

Řídicí segment se skládá z hlavního řídicího střediska ve městě Golicymo a 5 monitorovacích stanic CTS (Comand and Tracking Stations), které nepřetržitě monitorují signály ze všech viditelných družic a získané data se posílají do hlavního řídicího střediska, kde se vyhodnocují efemeridy družic. Na obr. 12 je znázorněno způsob monitorování stavu družic a parametrů DOP.



Obr. 12 Ukázka monitorování GLONASS družic [24]

V roce 2005 byly vypuštěny 2 modernizované družice GLONAS-M. V roce 2008 by měly být připraveny k vypuštění nové družice GLONAS-K.

GLONASS-M přinesl:

- ✓ užší frekvenční pásmo
- ✓ dodatečná navigační data (vč. časového rozdílu GPS-GLONASS)
- ✓ redukuje vyzařování mimo povolené pásmo civilní signál na L2
- ✓ zlepšená stabilita frekvence
- ✓ delší životnost 7-8 let

GLONAS-K přinese:

- ✓ Zavedení 3. civilního signálu. Třetí civilní signál na frekvenci L3 bude sloužit pro větší operabilitu a zvýšení přesnosti, zvláště v aplikacích pro „záchranné systémy“
- ✓ Globální diferenciální efemeridy a korekce družicových hodin na třetím civilním signálu povede k submetrové navigační přesnosti pro mobilní uživatele.

- ✓ Nový systém hodin s vyšší stabilitou (dvoje hodiny)
- ✓ Modernizace systému synchronizace hodin
- ✓ Snížení hmotnosti družice povede k ušetření nákladů při vypouštění do vesmíru.
- ✓ Prodloužená životnost 10-12 let

5.4 BEIDOU

Navigační systém Beidou je projekt Čínské lidové republiky s cílem vyvinout nezávislý družicový navigační systém. Svoji povahou patří mezi aktivní navigační systémy. Navigační systém je pojmenován podle čínského překladu souhvězdí Velký vůz (foneticky Bei – severní, Dou – čínská nádoba na zrní). 30. října 2000 byla na oběžnou dráhu vynesena první družice Beidou A1. Družice Beidou 1B byla vypuštěna 20. prosince téhož roku. V roce 2003 byla vypuštěna třetí družice Beidou 2A. Pozemní segment budou tvořit tři referenční stanice v Jamushi, Kashi a Zhanjiang.

Projekt Beidou je rozdělen na dvě části Beidou 1 a 2:

Beidou 1

Oproti systémům GPS, GLONASS a budoucí Galileo, které používají družice pohybující se kolem Země, Beidou 1 používá geostacionární družice. To znamená, že pokryta signálem jenom určitá část území, nad kterou je družice nastálo umístěná. Tato oblast je vymezena těmito souřadnicemi 70° až 140° východní délky a 5° až 55° severní šířky.

Postup při určování pozice u aktivního navigačního systému Beidou:

1. vyslat signál ke družicím pomocí přijímače
2. dvě družice signál zachytí
3. tyto družice zašlou na řídicí stanici přesný čas, kdy zachytily vyslaný signál z vysílače
4. řídicí stanice vypočte zeměpisné souřadnice polohy vysílače
5. řídicí stanice určí nadmořskou výšku z databáze reliéfu
6. řídicí stanice zašle 3D polohu na družici
7. z družice je 3D poloha zaslána zpětně na přijímač.

Beidou 2

Čínská lidová republika plánuje postavit globální navigační systém. Nový systém bude tvořit 35 družic + 5 družic geostacionárních, které budou svým signálem pokrývat celou Zemi. Beidou 2 bude poskytovat dva druhy služeb: služba pro běžného uživatele s přesností určení polohy 10 m, rychlosti 0,2 m/s a určení času menší jak 50ns, a koncesovanou službu pro vojenské účely, která bude mnohonásobně přesnější.

Budoucnost systému Beidou je nejistá, kvůli rozporuplnému postoji Čínské lidové republiky. Ta se jednak v roce 2003 stala spolupracujícím státem na projektu Galileo a přislíbila do tohoto projektu investovat cca 200 miliardů euro, ale posledních zpráv chce z experimentálního systému Beidou vyvinout globální družicový navigační systém, pojmenovaný Compass [20].

5.5 IRNSS

IRNSS (Indian Regional Navigation Satellite System) bude indický autonomní regionální satelitní navigační systém, který se bude skládat ze tří geostacionárních a 32 geosynchronních družic. Systém by měl dosahovat nad indickým územím a přilehlých oblastí do vzdálenosti 2000 km přesnosti určení polohy kolem 20 m. Záměrem indické vlády je, aby všechny komponenty systému byly vyvinuty v Indii. V následujících šesti letech by mělo být vyvinuto 9 družic [21, 30].

5.6 QZSS

QZSS (Quasi Zenith Satellite System) bude japonský navigační systém rozprostírající se nad územím Japonska a Austrálie. Bude se skládat ze 3 QZSS družic kompatibilních s GPS a obíhajících na HEO (High Earth Orbit). Hlavním cílem systému QZSS je zvýšit dostupnost služeb GPS ve městě (mrakodrapy). Samotné navigační signály GPS jsou dostupné z 60%, ale pokud se k nim přidají 3 QZSS družice, zvýší se dostupnost podle odhadů na 90%. V dokumentu IS-ICD -800 je uvedena spolupráce USA a Japonska na vývoji nového signálu L1c pro použití u GPS III a QZSS. Dále se vyvíjí nový signál L1-SAIF (L1.with sub-metr augmentation with integrity funkcion) [30].

6. Rozšiřující systémy

6.1 Systém ABAS

ABAS (Aircraft Based Augmentation System) rozšiřuje nebo integruje informace získané z prvků GNSS s informacemi dostupnými na palubě letadla.

Systém ABAS plní následující funkce

- a) monitorování integrity určení polohy použitím přebytečných informací (např. vícenásobné měření vzdálenosti). Schéma monitorování obecně zahrnuje dvě funkce: detekce chyby a vyloučení chyby FDE (Fault Detection and Exclusion). Cílem detekce chyby je zjištění přítomnosti chyby v určování polohy. Po detekci chyby dojde k určení a vyloučení zdroje chyby, což dovoluje pokračovat bez přerušení v navigaci pomocí GNSS.
- b) podpora spojitosti pro řešení polohy použitím informací z alternativních zdrojů jako je INS, barometrické určování výšky a externí hodiny.
- c) podpora dostupnosti pro řešení polohy.
- d) podpora přesnosti pomocí výpočtu zbývajících chyb v určené vzdálenosti.

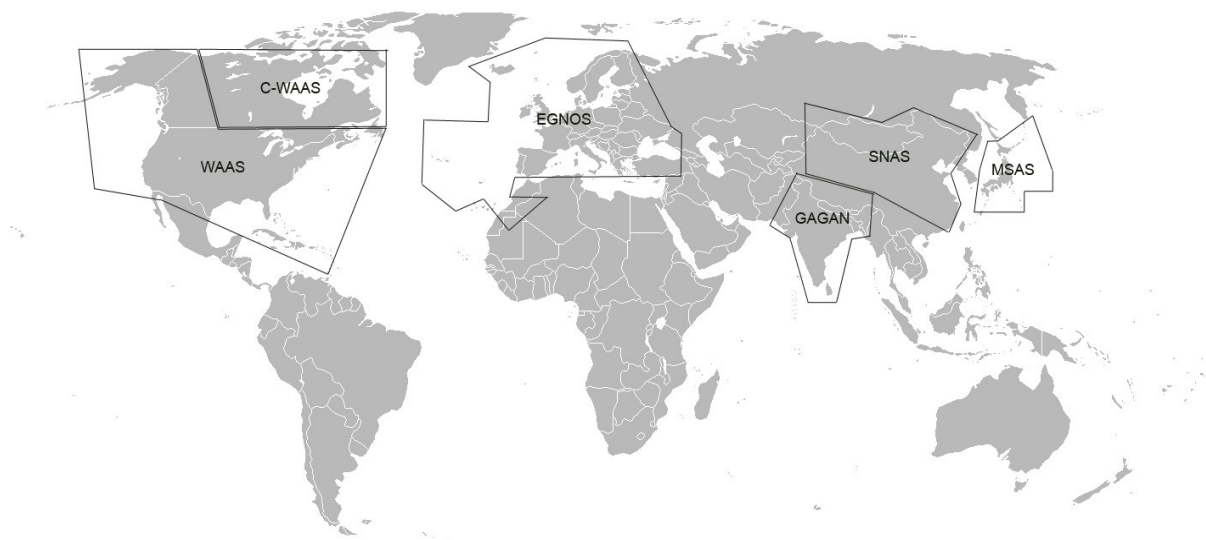
Informace získané z jiného zdroje než GNSS mohou být kombinovány s informacemi z GNSS dvěma možnými způsoby:

- a) integrací do algoritmu řešení GNSS
- b) externě k základnímu výpočtu polohy GNSS

Obecně existují dva přístupy monitorování integrity:

- 1) RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring), což je autonomní monitorování integrity přijímačem, které používá pouze informace z GNSS. Je realizován pomocí testerů vnitřních funkcí přijímače nebo souběžným sledováním více jak 4 družic.
- 2) AAIM (Aircraft Autonomous Integrity Monitoring), což je autonomní monitorování integrity letadlem, které používá informace z dalších palubních senzorů (např. barometrického výškoměru, hodin a inerciálního navigačního systému INS, detekuje velké odlišnosti a hledá vhodné způsoby jejich odstranění [3].

6.2 Systémy SBAS (Satellite Based Augmentation System)



Obr. 13 Mapa pokrytí Země SBAS systémy

SBAS je obecně tvořen třemi segmenty:

- a) pozemní infrastrukturou
- b) geostacionárními družicemi SBAS
- c) palubním přijímačem SBAS.

Funkce SBAS

Pozemní infrastruktura zahrnuje stanice na monitorování a zpracování, které přijímají data z navigačních družic a vypočítávají integritu, korekce a data pro určování vzdálenosti, které vytváří signál SBAS v prostoru SIS (Signal In Space). Družice SBAS vysílají SIS z pozemní infrastruktury do palubních přijímačů SBAS, které určují polohu a čas z družic GPS, GLONASS a SBAS. Palubní přijímače SBAS tak získávají vzdálenostní a korekční data a používají je k určení integrity a zvýšení přesnosti odvozené polohy. Pozemní systém SBAS měří pseudovzdálenost mezi zdrojem pro určování vzdálenosti, přijímačem SBAS a dále poskytuje samostatné korekce pro eliminování chyby efemerid, chyby v určení vzdálenosti, chyby časové základny a ionosférické chyby [3, 5].

Navigation information transmitted by satellites include:

- ✓ družicový čas SBAS
- ✓ poloha družice SBAS
- ✓ opravený družicový čas všech družic
- ✓ opravené pozice všech družic
- ✓ vliv ionosférického zpoždění při šíření signálu
- ✓ integrita polohy uživatele
- ✓ převod času do UTC
- ✓ status úrovně služby.

Requirements for SBAS system:

- ✓ Chyba určení vzdálenosti SBAS družic nesmí přesáhnout 25 m po 95 % času
- ✓ Pravděpodobnost, že chyba určení vzdálenosti v libovolnou hodinu přesáhne 150 m nesmí přesáhnout 10^{-5}
- ✓ Chyba určení rychlosti nesmí přesáhnout 2m/s
- ✓ Chyba určení zrychlení nesmí přesáhnout 0,019 m/s
- ✓ Rozdíl mezi síťovým časem SNT a časem GPS nesmí přesáhnout 50 ns
- ✓ Vysílaný signál je pravotočivě polarizován
- ✓ Nosný kmitočet je 1575,42 MHz [3].

6.2.1 WAAS

WAAS (Wide Area Augmentation System) je rozšiřující navigační systém vyvinutý pro uživatele civilního letectví nad územím USA. Uživatelům poskytuje zvýšenou přesnost určení polohy a hlavně zlepšení monitorování integrity pro většinu fází letu, včetně přiblížení na přistání s vertikálním vedením.

Pozemní segment systému WAAS neustále vyhodnocuje integritu signálu z družic GPS, vypočítává potřebné korekce a varuje uživatele systému, kdykoliv se zjistí selhání některé z družic. Integritu vyhodnocuje na základě Stanfordských grafů (blíže popsáno v kap. 6.2.2). Systém WAAS byl navržený tak, aby splňoval nejpřísnější bezpečnostní předpisy. Varovný signál je systémem vyslán do 6 sekund od selhání družice. Ve

vertikální a horizontální rovině dosahuje WAAS přesnosti 0,5 - 2m, přitom požadovaná hodnota je 7,6 m. Průměrná dlouhodobá dostupnost systému WAAS je pro normální operace 99.9 % [31]. Systém WAAS se skládá z vesmírného a pozemního segmentu:

Vesmírný segment

Vesmírný segment se skládá z dvou geostacionárních družice typu Inmarsat III POR (Pacific Ocean Region) na $\lambda = 178^\circ\text{E}$ a AOR-W (Atlantic Ocean Region-West) na $\lambda = 142^\circ\text{W}$. V roce 2007 byla zkoušena nová geostacionární družice Intelsat Galaxy XV umístěná na $\lambda = 133^\circ\text{W}$. Tato nová družice umožní lepší pokrytí SIS východního pobřeží a území nad Severní Kanadou.

Pozemní segment

Území USA je pokryto 29 referenčními stanicemi WRS (Wide area Reference Stations), které přijímají signály a data z družic GPS. Tyto data posílají do dvou řídicích center WMS (Wide area Master Stations) přes pozemní komunikační síť na zpracování. Zde se vygeneruje WAAS rozšiřující zpráva, která obsahuje korekce GPS signálů, informace o dostupnosti, integritě a spolehlivosti. Tyto korekční zprávy se pak pomocí 6 vysílacích stanic přenesou na dvě geostacionární družice POR, AOR-W. Geostacionární satelity vysílají informace o korekcích GPS zpětně uživatelům [1]. V září FAA oznámilo, že služba WAAS je nově také dostupná uživatelům v Kanadě a Mexiku. Zapříčinilo to zřízení 10 nových mezinárodních stanic WRS na kanadském a mexickém území [25].

Systém WAAS umožní, použití GPS jako primárního prostředku navigace pro navigaci po trati letu, nepřesné přiblížení na přistání a přiblížení na přistání CAT I na vybraných letištích na celém území USA [1]. Od roku 2006 může být podle systému WAAS prováděno přesné přiblížení na přistání s vertikálním vedením LPV (Lateral-Precision with Vertical guidance) do výšky rozhodnutí 200 ft tzv. LPV 200 (viz Příloha B). Dále FAA publikovala 600 LNAV/VNAV tratí umožněných systémem WAAS na 300 letištích v USA. V Tab. 9 jsou v levém sloupci uvedeny požadavky na systém WAAS a v pravém sloupci výstupní hodnoty testu WAAS [14].

WAAS provádí okamžité měření TEC (Total Elektron Content), které může být zmapováno k fixní bodové mřížce. Tyto TEC jsou převedeny na korekce vertikálního zpoždění pro GPS L1 a vysílají se uživatelům každých 5 minut přes GEO družice. Uživatelé pak k zaměření jejich polohy využívají tzv. šikmou kalibraci. Nejistoty kalibrace zpoždění jsou vysílány uživatelům k určení jistoty zaměření polohy. K tomuto účelu byl vyvinut model kalibrace chyb. Výkon WAAS je závislý na mnoha faktorech, např. na geografickém umístění, kde na hranicích WAAS se chyba zvyšuje, nebo inosférických podmínkách (ionosférické bouře, které zvyšují hustotní gradient elektronů v prostoru). Družice GPS vysílají signály na dvou frekvencích L1 a L2. Pokud tedy máme dvoufrekvenční přijímač, můžeme z kombinace těchto signálů eliminovat inosférické zpoždění [14].

	Požadavky	Výsledky testu
Přesnost		
Horizontální	7,6 m	1,6 m
Vertikální	7,6 m	2 m
Integrita		
Čas do výstrahy TTA	6 s	ano
Pravděpodobnost HMI	2×10^{-7} /přiblížení	ano
Vertikální mez výstrahy	50 m	ano
Horizontální mez výstrahy	40 m	ano
Spojitosť	$1-5,5 \times 10^{-5}$ /přiblížení	ano
Dostupnost (pokrytí)		
Na trati letu, NPA	0,999 (100%)	0,9999 (100%)
Přiblížení s vertikálním vedením	0,95 (80%)	0,95 (96%)

Tab. 9 Výstupní hodnoty z testu WAAS

6.2.2 EGNOS

EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) je společným projektem Evropské kosmické agentury, Evropské komise a Eurocontrolu. EGNOS je prvním evropským projektem v oblasti družicové navigace a je obdobou amerického systému WAAS. Hlavním úkolem systému EGNOS je zlepšovat výkonnostní parametry vojenských navigačních systémů GPS a GLONASS. Mezi hlavní výkonnostní parametry se řadí přesnost a věrohodnost tohoto určení, tedy integrita. Podle oficiálních vyjádření dokáže systém EGNOS zlepšit určení polohy z 20 m na 5 m. Podle již provedených testů se ukazuje přesnost určení polohy lepší jak 2 m s dostupností 99% [21]. Dále bude poskytovat informace o chybách měření polohy a posílat varovné zprávy o nesprávném stavu družice do 6 s. Evropská komise plánuje v následujícím období využít geostacionární družici INMARSAT IV, ke zlepšení pokrytí nad středozevní částí Afriky signálem EGNOS. Dále plánuje zavedení stanic RIMS v Norsku. Systém EGNOS se bude skládat z vesmírného a pozemního segmentu:

Vesmírný segment

Vesmírný segment budou tvořit 3 družice typu Inmarsat III, a to AOR-E (Atlantic Ocean Region EST) na $\lambda = 15,5^\circ\text{W}$, IOR (Indian Ocean Region) na $\lambda = 64^\circ\text{E}$ a nová družice Artemis na $\lambda = 21,5^\circ\text{E}$. Tyto 3 geostacionární družice budou vysílat signály podobné GPS a GLONASS, které budou obsahovat informace o přesnosti polohového měření provedené GPS nebo GLONASS tzv. data o integritě. Data o integritě budou obsahovat přesnou polohu každé družice a údaje o poruchách ionosféry a troposféry. EGNOS přijímač bude dekódovat signál, určí přesnější polohu než přijímače GPS a navíc odhadne chybu měření.

Pozemní segment

Pozemní segment tvoří síť 34 referenčních monitorovacích stanic RIMS (Ranging and Integrity Monitoring Stations), rozmístěné převážně v Evropě, 4 řídicí centra MCC (Master Control Centres) a 7 pozemních navigačních stanic NLES (Navigation Land Earth Stations). Pět stanic NLES budou vysílat EGNOS navigační zprávy na AOR-E, IOR a zbylé dvě na Artemis. Komunikaci a přenos dat mezi pozemními stanicemi zabezpečí vysokorychlostní síť EWAN (EGNOS Wide Area Communication Network). O další podporu systému se budou starat střediska PACF (Performance Access Checkout Facility) a ASQF (Application Specific Qualification Facility). PACF budou mít na starost tzv. nekritické operace, jako je údržba systému, inženýrská podpora atd. ASQF bude mít na starost soupravu nástrojů, které budou sloužit pro uspokojení požadavků zákazníka [22].

Funkce systému

Stanice RIMS přijímají signály z GPS a GLONASS družic a následně provádějí výpočet vzdálenosti družice – přijímač. RIMS pak posílají získaná data do hlavních řídicích center MMC pomocí samostatné komunikační sítě. Na základě přesných souřadnic stanic RIMS v systému WGS 84, MMC určí nepřesnosti zaměření této polohy způsobené poruchami ionosféry. Všechny korekce, tedy informace o chybách zaměření jsou zahrnuty do signálu, který je poslán pomocí zabezpečeného komunikačního kanálu do vysílacích stanic. Vysílací stanice následně vyšlou tyto signály na tři EGNOS geostacionární družice. Ty je posléze posílají na přijímače uživatelům. V roce 2005 přebrala za systém EGNOS odpovědnost společnost ESSP (European Satellite Services Provider), která bude systém EGNOS spravovat po uvedení do provozu [21].

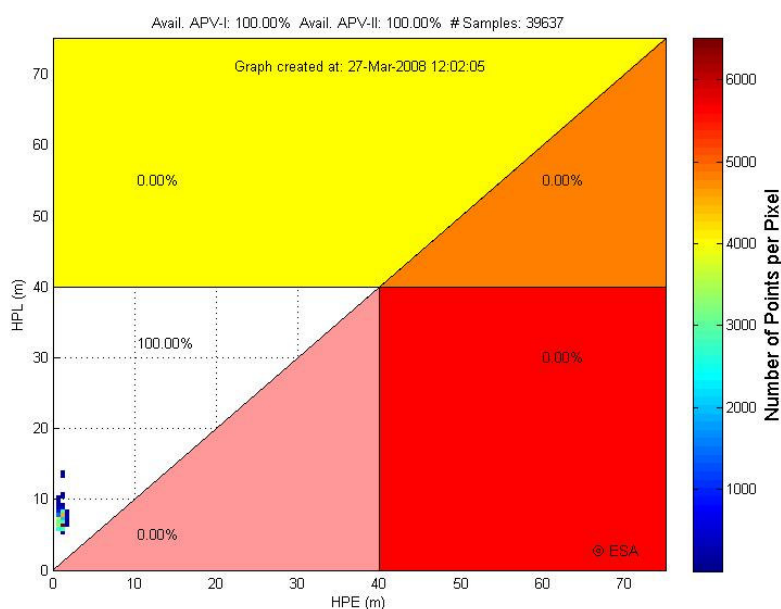
Testovací provoz EGNOS

Od února 2000 je v provozu ESTB (EGNOS System Test Bad), čili testovací provoz systému EGNOS. Využívá družice AOR-E a IOR a síť 10 stanic RIMS. Přesnost signálu GPS a ESTB se pohybuje okolo 3 m horizontálně a 5 m vertikálně v 95 % případech [1]. 18. července 2007 se ve švýcarském městě Lausanne uskutečnil test systému EGNOS. Testovalo se navádění experimentální záchrané helikoptéry EC 155 při operaci přiblížení a přistání na heliport uprostřed města za nízké viditelnosti. Hlavní výhodou systému EGNOS oproti standardní GPS je přesnější možnost vertikálního navádění. Byly otestovány dvě sestupové hladiny 6° a 9°. Systém EGNOS během testu vykazoval přesnost lepší než 2 m, oproti samotnému signálu GPS, který vykazoval přesnost 15 až 22 m. V únoru 2008 se uskutečnil další test systému EGNOS, tentokrát na španělském letišti San Sebastian. Systém EGNOS byl použit při 4 přistáních letounu Air Nostrom Dash 8 za pomoci techniky LPV. Během tohoto typu přistání poskytuje speciální satelitní navigační přijímač pilotovi postranní vedení nahrazující nebo rozšiřující funkci lokalizéru, tak i vertikální vedení. Na navigačním displeji se zobrazovaly informace podobné při užití systému ILS. Systém EGNOS používal během testu signály z GPS a vykazoval přesnost kolem 2 m a lepší. Další testy se plánují

během léta 2008 a to ve španělské Valencii a italské Bologni. Testovacím letounem bude Air Nostrum CRJ-200 [20].

Monitorování integrity systému EGNOS

Díky profesionálním přijímačům společnosti ESSP je možné ukázat na tzv. stanfordských grafech průběh integrity SBAS systému. Tyto grafy byly vyvinuty laboratořemi WADGPS na Stanfordské univerzitě v Kalifornii pro systém WAAS. Graf na Obr.14 znázorňuje dostupnost přiblížení APV I a APV II. Je rozdělen úhlopříčkou a mezí výstrahy AL do několika oblastí tzv. epoch s různou úrovní integrity. Na vertikální ose je vypočítaná úroveň zabezpečení PL, která ohraničuje chybu polohy s požadovanou pravděpodobností. Úroveň zabezpečení PL je porovnávána s mezí výstrahy AL, což je maximální dovolená chyba polohy, která může být překročena s pravděpodobností udávanou úrovní zabezpečení PL. Na horizontální ose je pravdivá chyba polohy [23].



Obr. 14 Popis určování integrity pomocí Stanfordského grafu

Žlutá oblast: systém nesmí být použit $PE < AL < PL$

Oranžová oblast: systém je nepoužitelný, vydává matoucí informace $AL < PL < PE$

Červená oblast: systém vydává hazardně matoucí informace $PL < AL < PE$

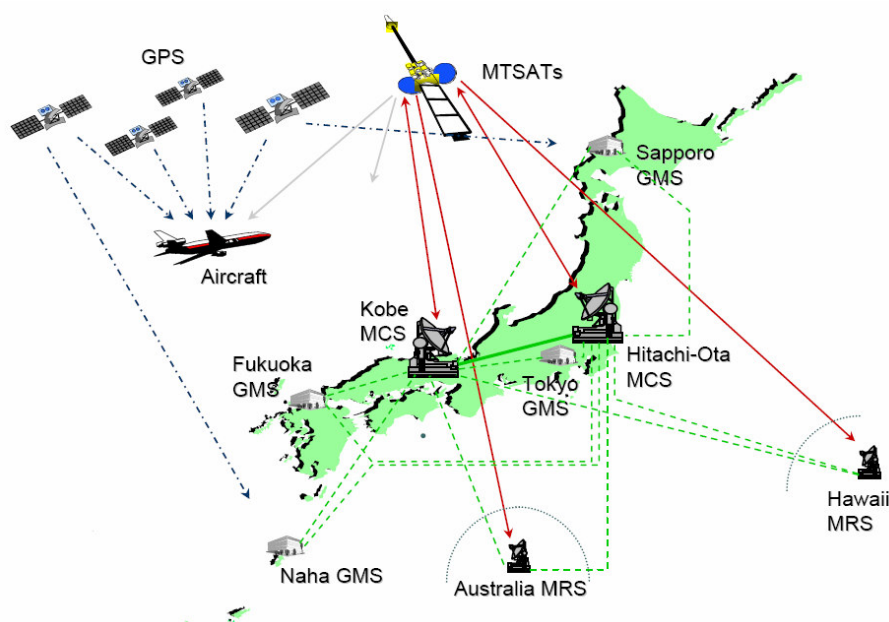
Růžová oblast: systém vydává matoucí informace $PL < PE < AL$

Bílá oblast: systém pracuje správně $PE < PL < AL$

Aby navigační systém pracoval správně musí se hodnoty PE pohybovat v bílé oblasti pod úrovní AL. Pokud se tyto hodnoty budou vyskytovat v růžové oblasti systém vydává matoucí informace. Pro všechny ostatní oblasti se systém stává nepoužitelným – nelze zaručit integritu [23].

6.2.3 MSAS

MSAS (MTSAT Satellite Based Augmentation System) je rozšiřující navigační systém budovaný nad územím Japonska (viz Obr. 15). Vesmírný segment je tvořen dvěma geostacionárními družicemi MTSAT-1R a MTSAT 2. První družice MTSAT-1R byla vypuštěna 26. února 2005 a druhá 18. února 2006. Pozemní segment se skládá ze 4 pozemních monitorovacích stanic GMS (Ground Monitor Station), které monitorují signály z družic GPS a posílají tyto informace do 2 řídicích stanic MCS (Master Control Stations), kde se rozhoduje o integritě, vypočítávají se korekce polohy zaměření, ionosférická zpoždění a následně se posílají do stanic NES. Pozemní navigační stanice NES (Navigation Ground Earth Station) jsou součástí MCS a přes ně se navigační zpráva MSAS posílá na GEO družice, ty je poté vysílají uživatelům. Dalším prvkem pozemního segmentu jsou 2 stanice MRS (Monitoring and Ranging Stations) zabezpečují propojení na mezinárodní síť [1].



Obr.15 Znárodnění systému MSAS

6.2.4 GAGAN

Indická vesmírná výzkumná organizace ISRO (Indian Space Reserch Organization) společně s Indickou správou letišť AAI (Aiport Authority of India) společně vypracovaly plán na realizaci systému GAGAN (GPS Aided Geo Augmented Navigation), což bude zpřesňující systém GPS, GLONASS a IRNSS signálů nad indickým územím. GAGAN bude pomocí GSAT-4 (Indian Communication Satellite-4) vysílat kódy L1 a L5. Podle neoficiálních zdrojů se přesnost určení polohy bude pohybovat kolem 0,5 m [30].

6.2.5 SNAS

SNAS (Sino Navigation Augmentation System) je čínský satelitní navigační rozšiřující systém, který bude zlepšovat výkonnostní parametry globálního navigačního družicového systému Compass [5].

6.2.6 SDCM

SDCM (System for Differential Correction and Monitoring) bude ruský rozšiřující systém, který bude fungovat na stejném principu jako americký WAAS. Podle posledních zpráv by měl být plně funkční v roce 2011. Bude se skládat z 9 pozemních referenčních stanic, které budou přijímat signály z GPS a GLONASS popř. Galileo družic. Vypočtené korekce se budou přenášet uživatelům pomocí třech ruských geostacionárních satelitů [30].

6.3 Systémy GBAS

Systém s pozemním rozšířením. Rozšířený systém, v kterém uživatel přijímá rozšiřující informace přímo z pozemního VKV vysílače. GBAS bude zajišťovat všechny typy přiblížení, přistání, odletů a pozemního provozu a může zajišťovat traťové lety a konečné fáze. GBAS se bude skládat z pozemního a letadlového podsystemu. Pozemní podsystem GBAS bude poskytovat letadlovému podsystemu data a korekce GNSS signálů pro určování vzdálenosti digitálně vysílané na VKV [3, 5].

Nové funkce a přínosy GBAS:

- ✓ poskytovat patřičné korekce pseudovzdálenosti v daném místě
- ✓ poskytovat data GBAS
- ✓ poskytovat data pro konečné přiblížení při podpoře přesného přiblížení
- ✓ zabezpečení dat a dostupnosti služby
- ✓ zabezpečení monitorování integrity

Navigační data budou obsahovat:

- ✓ korekce pseudovzdálenosti, referenční čas a data integrity
- ✓ data týkající se GBAS
- ✓ data pro konečné přiblížení při zajišťování přesného přiblížení
- ✓ data o předpovídané dostupnosti zdrojů určování vzdálenosti [3].

6.3.1 LAAS

LAAS (Local Area Augmentation System) je lokální pozemní rozšiřující systém, který zlepšuje službu GPS v oblasti letiště a jeho okolí (20 - 30 NM). Je určený pro přesné přiblížení na přistání, odlety a operace v TMA. Systém vysílá korekční zprávy přes VKV (velmi krátké vlny) datový spoj z pozemních vysílačů. LAAS se bude vyznačovat extrémně vysokou přesností, dostupností, a integritou vhodnou pro přesná

přiblížení na přistání CAT I, II, III a bude poskytovat možnost flexibilní volby zakřivené přiblížovací sestupové tratě. Odzkoušená přesnost LAAS je méně než 1 m, jak v horizontální tak ve vertikální rovině.

LAAS je v současné době ve fázi výzkumu a vývoje, soustřeďující se na řešení výjimečných hodnot integrity a bezpečnostních otázek. Řeší se také problémy s interferencí se signály ILS. Kancelář FAA pozemního systému v současné době spolupracuje s průmyslem na certifikaci prvního prototypu pozemní stanice LAAS na letišti Memphis. Na tomto projektu spolupracuje se společnostmi Honeywell, Federal Express (FedEx), Boeing, Rockwell - Collins a vedení letiště v Memphis. Dalším úsilím FAA GBAS týmu je podílení se na mezinárodní spolupráci. Spolupráce spočívá v poskytování svých technických dovedností a zkušeností se schvalovacími procesy s ostatními státy světa. Realizaci GBAS aktivně podporuje např. španělská AENA, německá DFS, další společnosti v Austrálii a Brazílii. Všechny čtyři země mají instalovaný prototyp GBAS systém a provádí se na nich zhodnocení provozních a technických činností. Všechny národy sice vyvíjejí vlastní procesy, ale ty jsou v souladu s FAA schvalovacími procesy. Tyto poznatky budou velmi cenným zdrojem informací při zavádění systému GBAS kolem světa [14].

Funkce systému

LAAS se skládá z pozemního vybavení a vybavení na palubě letadla. Pozemní vybavení tvoří 4 referenční stanice, LAAS příslušenství a vysílače, které data vysílají přes VKV vlny. Toto pozemní vybavení je doplněno avionikou na palubě letadla. Signály z GPS družic jsou přijaté GPS referenčními stanicemi v prostoru letiště. Tyto referenční stanice vypočítají svoji pozici. Referenční stanice spolu s LAAS pozemním zařízením změří chyby v určení pozice. Pozemní zařízení LAAS vyprodukuje korekční zprávu, založenou na rozdílu mezi skutečnou a vypočítanou pozicí. Tato zpráva obsahuje vhodné parametry integrity a informace o přiblížovací trati. Přes VKV vysílač se tato LAAS korekční zpráva vysílá na avioniku letadla. LAAS bude poskytovat službu v místní oblasti o poloměru 20 - 30 NM. Dosah vysílače je navržen tak, aby pokrýval přechody z letu po trati do koncové řízené oblasti vzdušného prostoru. Vybavení na palubě letadla využívá korekční zprávy k určení polohy, rychlosti a vedení letounu bezpečně k RWY. Velkou nevýhodou systému ILS je navádění letounu pouze do 200 ft. LAAS bude plně podporovat přistání až k bodu dotyku a bude řídit pohyby po VPD. Další výhodou oproti systému ILS je, že stačí jeden systém LAAS na letišti s více RWY [14].

7. Nové přístupy ke zvyšování úrovně výkonnostních parametrů

7.1 Galileo

Galileo je globální družicový navigační systém, který bude plně vyvinut a provozován Evropou a jeho uvedení do provozu je plánováno na rok 2010. Bude využívat stejného principu jako americký systém GPS nebo ruský systém GLONASS, se kterými se bude vzájemně doplňovat. Oba současné systémy jsou vojenské a ani jeden z provozovatelů nedává záruku, že v případě vojenského konfliktu, signály ze svých družic nevypne. Pokud by na jejich využívání byla založena některá z dopravních služeb např. navádění letadel, mělo by to nebezpečné důsledky. Počátkem devadesátých let se objevily studie poukazující na potřebu vlastního evropského civilního družicového navigačního systému. Evropská unie se rozhodla vybudovat vlastní navigační systém, který bude garantovat trvalou provozuschopnost, potřebnou pro využívání v krizových situacích. Galileo je prvním společným projektem Evropské unie reprezentované Evropskou komisí EC (European Commission) a Evropskou kosmickou agenturou ESA (European Space Agency). Galileo poskytne celou řadu významných sociálních i ekonomických přínosů, jak celosvětově, tak hlavně v Evropě [21].

Hlavní přednosti systému Galileo oproti existujícím systémům satelitní navigace:

- ✓ systém Galileo je od počátku navržen pro civilní a komerční použití
- ✓ je koncipován tak, aby byl kompatibilní se systémy GPS a GLONASS
- ✓ nabízí širší škálu poskytovaných služeb
- ✓ poskytuje zvýšenou přesnost poskytovaných služeb
- ✓ přidává informaci o integritě systému
- ✓ ručí za kvalitu služby, definuje certifikaci a odpovědnost operátora
- ✓ poskytuje možnost zpětné kontroly činnosti a operační průhlednost
- ✓ zvyšuje dostupnost signálu tam, kde to požadují uživatelé
- ✓ zahrnuje již existující systém EGNOS
- ✓ poskytuje možnost kódování přenášeného signálu a možnost přenosu doplňkových dat [18].

7.1.1 Složení systému

Systém Galileo se bude skládat z globální, regionální a lokální složky. Globální složka bude základním kamenem celého systému a je tvořena družicemi a pozemním segmentem. Regionální složka systému Galileo se bude skládat z mnoha Externích regionálních integrovaných systémů ERIS (External Region Integrity Systems). Tyto systémy budou zajišťovat hlášení o integritě systému nezávisle na hlášení systému Galileo, aby uspokojily požadavky vztahující se ke garancím systému. Lokální složky

by měly sloužit pro vylepšení lokálního příjmu signálu Galileo, například zajištění navigačního signálu v oblastech, kde signály z družic nemohou být přijaty (velkoměsta).

Globální složka

Globální složka systému Galileo bude tvořena vesmírným segmentem, tedy družicemi systému Galileo. Každá družice bude vysílat navigační časové signály spolu s navigačními daty, které budou obsahovat korekce hodin a efemeridy nezbytné pro navigaci, ale také signály o integritě, které tak zajistí vylepšující vlastnosti celého systému. Vesmírný segment bude doplněn pozemním segmentem, který se bude skládat ze dvou kontrolních center a globální sítě vysílajících a přijímajících stanic.

Vesmírný segment

Vesmírný segment systému Galileo bude tvořen třiceti družicemi ve Walkerově konstelaci ve třech oběžných rovinách se sklonem 56° k rovině rovníku. Každá rovina bude obsahovat devět aktivních družic, které budou v oběžné rovině rovnoměrně rozloženy po 40° , a jednu neaktivní náhradní družici. Výška oběžné dráhy družic je 23 222 km a má tu specifickou vlastnost, že vždy po deseti dnech se opakuje stejné rozmístění družic kolem Země. Během těchto deseti dnů každá družice oběhne Zemi sedmnáctkrát. Výška oběžné dráhy družic byla zvolena tak, aby se co nejvíce eliminovaly vlivy poruchového gravitačního pole. Zvolená výška oběžné dráhy také zajišťuje vysokou viditelnost družic. V případě poruchy jedné z družic může být problém vyřešen tak, že se záložní družice přemístí na místo porouchané družice. Tento manévř může být uskutečněn během několika dní, což je o dost rychlejší než vypuštění nové družice (v řádu několika měsíců). Družice byly navrhnuty tak, aby byly kompatibilní s množstvím kosmických dopravních systémů, a také aby se daly vypouštět po dvou a více kusech. Díky různému rozmístění GPS a Galileo družic se zvýší viditelnost z každého místa na Zemi na hodnoty uvedené v Tab. 12 [18].

Úhel překrytí	Počet viditelných družic GPS	Počet viditelných družic Galileo	Dohromady
5°	12	13	25
10°	10	11	21
15°	8	9	17

Tab. 12 Viditelnost GPS a GLONASS družic [18]

Pozemní segment

Základním kamenem pozemního segmentu budou dvě řídicí centra. Každé řídicí centrum se bude starat o kontrolní a řídicí funkce podporované specializovaným pozemním kontrolním systémem GSC (Ground Control System) a letové funkce, podporované specializovaným pozemním letovým segmentem GMS (Ground Mission Segment). GSC se bude zabývat údržbou polohy družic, zatímco GMS bude mít na starost kontrolu navigační funkce celého systému. GSC bude využívat ke komunikaci s družicemi globální síť pěti stanic TT&C (Tracking, Telemetry and Command). Stanice TT&C budou disponovat velkou třináctimetrovou anténou vysílající v frekvenčním pásmu 2 GHz. GMS bude využívat globální síť třiceti snímacích stanic GSS pro kontinuální monitorování navigačních signálů ze všech družic. Toto monitorování bude umožněno díky komunikačním sítím používající komerční družice a kabelové spoje, ve kterých bude každé vedení pro jistotu zdvojené. Hlavním prvkem GSS bude referenční přijímač. GMS bude s Galileo družicemi komunikovat pomocí globální sítě vysílacích stanic ULS (Up-Link Stations) instalovaných na pěti místech po celém světě. ULS bude vysílat na frekvenci 5 GHz. GMS bude používat GSS síť pro dva na sobě nezávislé úkoly. Prvním úkolem bude určování polohy družice a synchronizace času OD&TS (Orbitography Determination and Time Synchronisation), což bude znamenat, že se každých deset minut budou zajišťovat dávkové zpracování pozorování všech družic a počítat přesné dráhové a hodinové korekce pro každou družici. Výsledky těchto výpočtů budou přeneseny do konkrétní družice každých 100 minut pomocí signálu z ULS. Druhým úkolem GSS sítě je pro přenášení dat o stavu integrity systému IPF (Integrity Processing function). Tato služba bude zajišťovat okamžité monitorování všech družic GSS stanicemi pro ověřování integrity signálu družic. Výsledné hodnoty těchto výpočtů budou vyslány na vybrané družice a zpětně jimi také rozesílány, takže uživatel vždy dostane alespoň dvě zprávy o integritě [21].

Místní komponenty

Místní komponenty Galilea jsou tvořeny místními prvky Galilea. Jsou vytvořeny pro splnění specifických požadavků, danými úrovněmi služeb. Místní prvky budou poskytovat zvýšený výkon a možnost propojení s ostatními systémy GNSS a komunikačními systémy. Budou vytvořeny čtyři místní prvky:

Přesné navigační prvky (Local Precision Navigation Services), které budou poskytovat signály místních diferenčních korekcí. Tyto signály budou sloužit pro úpravu určených pseudovzdáleností, k opravě efemerid, oprava hodin a kompenzací troposférických a ionosférických chyb. Také budou umožňovat informace o kvalitě integrity a čase do výstrahy. Odhaduje se zvýšení přesnosti lepší než 1 m a čas do výstrahy ne vyšší než 1 s.

Navigační prvky s vysokou přesností (Local High-Precision Navigation Services), které budou zabezpečovat signály místních diferenčních dat. Díky technologii TCAR (Three Carrier Ambiguity Resolution) se očekává, že uživatelé určí svoji polohu s chybou zaměření kolem 10 cm.

Navigační prvky s místní podporou (Locally Assisted Navigation Services) mohou být použity na jedno nebo dvoucestnou komunikaci, jako pomoc uživatelům při určování polohy v těžkých přírodních podmínkách. Pro přijímače sloužící na přiblížení na přistání se bude vyžadovat jednocestná komunikace na doručení informace z družice, potřebnou pro koordinace času do prvního fixu (TTFF), aby se zabezpečilo rychlejší určení polohy s aktuálními družicovými signály.

Místní rozšíření navigačních prvků (Local Augmented Availability services). Místní stanice tzv.pseudolity budou vysílat podobný signál jako družice Galilea. Využijí se pro zvýšení dostupnosti libovolné služby Galilea v definovaném prostoru. Díky vhodnému umístění pseudolitu nastane zlepšení geometrie a to povede k celkovému zvýšení přesnosti. Hlavní využití tohoto místního prvku je ve městech a při přistávání letadel [1, 5].

7.1.2 Experimentální družice Galileo

V rámci vývojové a ověřovací fáze byly vytvořeny dvě experimentální družice GIOVE-A a GIOVE-B. Družice GIOVE-A byla vynesena 28. prosince 2005 raketou Sojuz z kosmodromu Bajkonur.

Vypuštění GIOVE-A byly naplněny tyto dílčí úspěchy:

- ✓ Evropa vypustila svoji první navigační družici na MEO orbitě
- ✓ Evropa vypuštěním družice obsadila a obhájila frekvence vymezené pro systém Galileo
- ✓ Vodíkové (Maser) hodiny umístěné na Družici jsou nejpřesnějšími hodinami používanými ve vesmíru

Družice GIOVE-A (GSTB-V2A)

Dokáže dekódovat navigační zprávu anebo také spočítá vzdálenost mezi družicí a přijímačem. Navigační signál z družice GIOVE-A, který vysílá ve všech třech frekvenčních pásmech Galileo, je plnoprávným představitelem budoucích navigačních signálů Galileo. Jediný rozdíl od budoucích signálů je, že signál z GIOVE-A používá specifické spreading kódy, které jsou odlišné od kódů jednotlivých budoucích družic, které se jimi budou jednoznačně identifikovat. Signální spektrum GIOVE-A je naprosto identické s budoucím signálním spektrem budoucích Galileo družic.

Družice GIOVE –B (GSTB – V2B)

Družice GIOVE-B byla vynesena 27. dubna 2008 raketou Sojuz z kosmodromu Bajkonur v Kazachstánu. 7. května 2008 začala vysílat historicky první navigační GPS-Galileo signál používající technologii MBOC (Multiplexed Binary Offset Carrier). Tato technologie vychází ze smluvní spolupráce mezi USA a UE o vzájemné kompatibilitě systému Galileo a GPS III. Družice je umístěna ve výšce 23 173 km a kompletně oběhne zemi za 14 hodin 3minuty. Hlavním posláním druhé družice je využít přesnosti maserových hodin, k otestování přijímačů pro příjem signálu Galileo.

Třetí experimentální družice GIOVE-A2

Jedním z hlavních důvodů vývoje třetí družice je podržení si frekvencí vymezených mezinárodní telekomunikační unií ITU pro systém Galileo. Podle platných předpisů se frekvence po 2 letech neužívání, uvolní pro ostatní zájemce. Pokud by náhodou přestaly GIOVE-A a GIOVE-B fungovat, tato třetí družice bude pojistkou pro udržení frekvencí [21].

7.1.3 Služby Galilea

Základní služba

Základní služba OS (Open Service) systému Galileo je určena pro bezplatné určování pozice a času. Tato služba je přístupná bez autorizace každému uživateli, který vlastní přijímač. Tato služba sice zajišťuje tři frekvence signálu. Základní služba bude využívat signálů na nosné vlně L1, E5a E5b. Nabízí možnost několika kombinací, jako například dvoufrekvenční služba založená na využití L1 a E5a, pro nejlepší odstranění ionosférické chyby, anebo jednofrekvenční služba využívající L1, E5a, E5b nebo E5a a E5b dohromady, anebo dokonce trojfrekvenční služby využívající všechny signály dohromady L1, E5, E5b, které mohou být použity pro přesné "centimetrové" určování polohy. Je samozřejmé, že záleží hlavně na přijímači, zda je schopen přijímat více signálů o dané frekvenci najednou. Očekává se, že aplikace základní služby budou většinou používat Galileo i GPS signály. To povede k zlepšení funkčnosti služby v problémových lokalitách, jako jsou například obydlená území. Základní služba nenabízí informaci o integritě, proto zjištění kvality družicových signálů bude ponecháno výhradně na uživateli (viz Tab. 11). Společnost provozující systém Galileo nebude ručit za údaje poskytované touto službou [1].

Typ přijímače		jednofrekvenční	dvoufrekvenční
	integrita	není zaručena	
ionosférická korekce	založena na jedno - duchem modelu	založena na dvou - frekvenčním měření	
Pokrytí	globální		
Přesnost (95%)	horizontální	15 m	4 m
	vertikální	35 m	8 m
Integrita	hranice výstrahy AL	není použito	
	čas do výstrahy TTA		
	riziko integrity IR		
Dostupnost	99,8 %		

Tab. 11 Základní služba OS [1]

Služba kritická z hlediska bezpečnosti

Služba kritická z hlediska bezpečnosti SoL (Safety of Life service) je vylepšenou verzí základní služby. Poskytuje aktuální varování uživateli, pokud jsou překročeny určité limity přesnosti polohy. SoL bude certifikována a pro její využívání bude potřeba autorizovaných dvoufrekvenčních přijímačů. Za těchto podmínek bude budoucí provozovatel Galileo systému za SoL ručit (viz Tab. 12). Služba SoL využívá stejné signály jako OS, a navíc využívá data "o integritě" ve speciálních zprávách přenášené pomocí signálů základní služby. Zprávy jsou v podstatě datovým kanálem, který je integrován pomocí modulace do signálů OS. SoL služba zvýší bezpečnost zvláště tam, kde neexistují tradiční infrastrukturální pozemní služby. Tato souvislá celosvětová služba zvýší výkonnost společností, které působí na globální bázi (letecké a transoceanické námořní společnosti). Systému EGNOS bude automaticky integrován do Galileo SoL služby tak, aby poskytoval nezávislou a doplňující informaci k polohovým údajům od družic systémů GPS a GLONASS [1, 5].

Typ přijímače		trojfrekvenční	
	výpočet integrity	ano	
	ionosférická korekce	založeno na dvojfrekvenčním měření	
Pokrytí	globální		
Úroveň		kritická	nekritická
Přesnost	horizontální	4 m	220 m
	vertikální	8 m	
Integrita	hranice výstrahy AL	horizontální: 12 m vertikální: 20 m	horizontální: 556 m
	čas do výstrahy TTA	6 s	10 s
	riziko integrity IR	$3,5 \times 10^{-7}/150$ s	10^{-7}
Riziko nespojitosti		$10^{-5}/15$ s	$10^{-4}/h$ až $10^{-8}/h$
Certifikace a garance služby	ano		
Dostupnost integrity	99,5%		
Dostupnost přesnosti	99,8%		

Tab. 12 Služba SoL [1]

Komerční služba

Komerční služba CS (Commercial Service) poskytuje přístup k dalším dvěma signálům, které zvyšují množství přenesených dat a zvyšují přesnost určení polohy. Tyto signály jsou kódovány. I pro tuto službu se předpokládá poskytnutí záruky. Komerční služba odpovídá na poptávku po aplikacích, vyžadující vyšší přesnost než je nabízena základní službou OS. Po zaplacení poplatku poskytuje další tzv. přidané služby. Přístup je kontrolován na úrovni přijímače, kde se využívá přístupového klíče.

Celosvětové pokrytí Galileo signály představuje velkou výhodu pro aplikace vyžadující globální datové přenosy [1, 5].

Veřejně regulovaná služba

Veřejně regulovaná služba PRS (Public Regulated Service) bude zajišťovat určení polohy a času jen některým uživatelům vyžadujícím vysokou spojitost služby (viz Tab. 13). Hlavním uživatelem této služby budou např. policie nebo armáda. V rámci této služby budou poskytovány dva PRS navigační signály se zašifrovanými kódy a daty. Přístup na základě regionu nebo na základě příslušenství k určité skupině je plně v souladu s nynější bezpečnostní Evropskou politikou. PRS by měla být kdykoli provozuschopná a to za jakékoli situace, včetně krizového období. Hlavní výhodou PRS je robustnost jeho signálu, který je odolný proti rušení anebo falešným signálům. Veřejně regulovaná služba je realizována dvěma signály o frekvencích 1575.42 MHz a 1278.75 MHz. Signály jsou kódovány, což umožňuje zavedení účinné kontroly přístupu [1, 5].

Typ přijímače		dvojfrekvenční
	výpočet integrity	ano
	ionosférická korekce	založeno na dvojfrekvenčním měření
Pokrytí	globální	
Přesnost 95 %	horizontální	6,5 m
	vertikální	12 m
Integrita	hranice výstrahy AL	horizontální: 20 m vertikální: 35 m
	čas do výstrahy TTA	10 s
	riziko integrity IR	$3,5 \times 10^{-7}/150$ s
Riziko nespojitosti	$10^{-5}/15$ s	
Časová shoda mezi UTC a TAI	100 nanosekund	
Dostupnost	99,5 %	

Tab. 13 Veřejně regulovaná služba [1]

Vyhledávací a záchranná služba

Družice Galileo budou součástí mezinárodního systému COSPAS-SARSAT. Proto se jako pátá služba Galilea uvádí Vyhledávací a záchranná služba SAR (Search And Rescue service), i když jde o službu zajištěnou výše zmíněným systémem. Galileo družice budou důležitou součástí tzv. MEOSAR systému (Medium Earth Orbit Search and Rescue system), což je vyhledávací záchranný systém využívající družice na střední oběžné dráze. Družice budou schopny přijímat nouzové signály z lodí, letadel nebo od osob a okamžitě je posílat do národních záchranných center. Záchranná centra tak získají přesné určení polohy místa nehody. Alespoň jedna družice Galileo bude

viditelná z jakéhokoli bodu na Zemi, takže nouzový poplach bude vyhlášen téměř v reálném čase. V některých případech může být vysílači odeslána zpětná zpráva (feedback). Tuto zpětnou zprávu budou zajišťovat pouze družice Galileo. Vyhledávací a záchraná služba (SAR) integrovaná do Galileo je evropským příspěvkem do mezinárodní snahy o vyhledávání a následnou záchranu lidí [1, 18].

7.1.4 Galileo kódy

Všechny družice vysílají na stejných frekvencích, to znamená že Galileo signál L1 je vysílán na frekvenci 1575.42 MHz z každé družice. Proto se pomocí modulace k signálu přidává kód, díky němuž přijímače rozpoznají, od které družice signály přicházejí. Pomocí kódu se také měří doba, za kterou signál urazil vzdálenost mezi danou družicí a přijímačem. Odhad ionosférické chyby přijímačem je jedním z dalších důvodů, proč Galileo využívá tolik signálů. Ionosférická chyba vzniká zpožděním navigačních signálů při průchodu ionosférou. Toto zpoždění způsobuje, že vzdálenost (změřená přijímačem) od družice k uživateli se zdá být větší než ve skutečnosti je. Kdyby ionosférická chyba zůstala neopravena, vedlo by to k velkým polohovým chybám. Naštěstí je zpoždění přímo úměrné frekvenci signálu, tedy u nižších frekvencí se projevuje delší zpoždění než u signálů s vyšší frekvencí. Proto kombinováním měření o dvou různých frekvencích od jedné družice, je možné vypočítat jiné hodnoty, ve kterých vliv ionosféry již není. Odstranění vlivu ionosféry je tím účinnější, čím větší je rozdíl mezi hodnotami frekvencí. Proto jsou Galileo služby realizovány minimálně pomocí dvou signálů. Podoba signálního spektra je důsledek speciální modulace přijaté pro Galileo. Modulace byla zvolena tak, aby se vyhnulo interferencím s ostatními satelitními navigačními systémy ve stejném pásmu, což je případ L1 (frekvence GPS). Modulace má název BOC (Binary Offset Carrier of rate). Tento druh modulace umožňuje GPS a Galileo signálům využívat stejné frekvence, bez vzájemné interference. To znamená, že vývoj a následná výroba přijímačů je jednodušší [21].

7.1.5 Řešení integrity systému Galileo

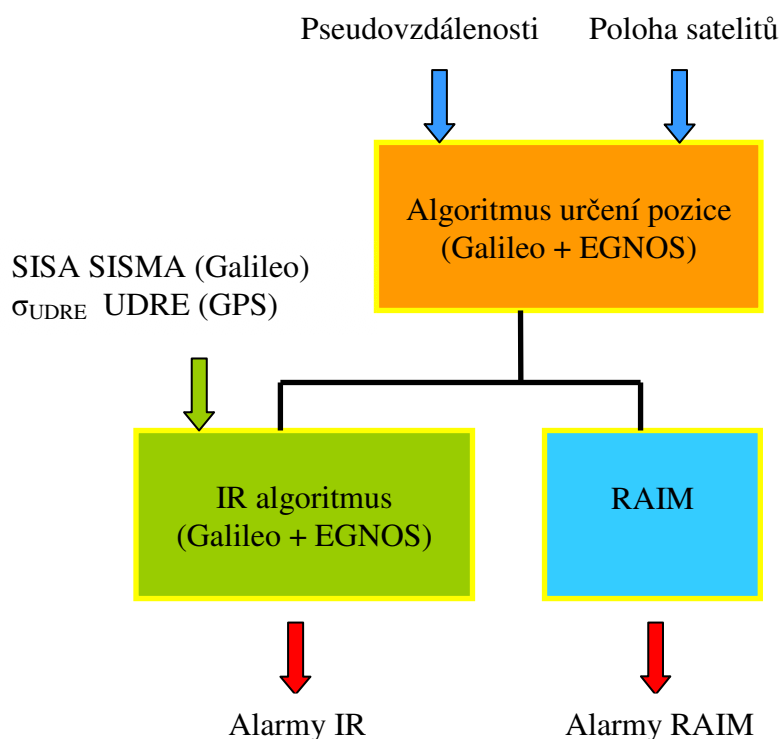
Zprávy o integritě (Integrity messages) se budou skládat ze dvou částí. První je tzv. značka integrity (Integrity flag), která pouze varuje, že družicový signál pravděpodobně přesahuje nastavený maximální práh přesnosti. Tato značka integrity bude generována a vícekrát vysílána s krajní naléhavostí tak, že čas mezi výskytem vadného stavu ovlivňující přesnost vysílače a značkou integrity (Time To Alert) nebude více než 6 vteřin. Druhou částí zpráv o integritě budou tzv. tabulky o statutu integrity jednotlivých družic (Integrity Tables), které budou vysílány pravidelně, aby uživatelé, kteří byli dočasně mimo signál, např. projíždějící tunelem, věděli o správném statutu družic. Stanice OD&TS monitoruje dlouhodobější změny orbitálních parametrů měnící se díky gravitačním a jiným vlivům, zatímco IPF monitoruje krátkodobé defekty systému způsobené náhlými poruchami. Globální složka systému Galileo bude zahrnovat také sadu testovacích uživatelských přijímačů [20]. Značka integrity IF (Integrity Flag): jestliže maximální hodnota chyby SISE (Signal in Space Error) v prostoru je větší jak prahová hodnota IF, značka integrity signálu v prostoru je

nastavena na „not ok“ a odpovídající družice nemůže být použita k měření. Prahová hodnota IF bude vypočítána z SISE rozdělení a s dovolenou pravděpodobností falešné výstrahy. Algoritmus integrity rizika IR (Integrity Risk) se vždy počítá pro daný limit výstrahy AL (Alert Limit). Limit výstrahy je maximální dovolená odchylka polohy, po kterou přijímač nevydává žádnou výstrahu. Jakmile odvozená IR z limitu výstrahy je větší než dovolený AL, přijímač uživatele vydá výstrahu [17].

7.2 Nové způsoby zvyšování úrovně GNSS

7.2.1 Spojení Galileo a EGNOS

System Galileo by měl společně s integrovaným systémem EGNOS a podpory místních navigačních prvků, dosahovat submetrových hodnot určení polohy s časem do výstrahy 1s, nutnou pro operace při přiblížení na přistání. Ke kontrole kvality systému Galileo budou využívány geostacionární satelity systému EGNOS. Dále byl vyvinut multisystémový algoritmus pro vyhodnocování integrity. Tento algoritmus slučuje řešení integrit u systémů EGNOS a Galileo a techniku RAIM. Tento algoritmus je založený na skutečnosti, že kombinuje IR algoritmus EGNOS s technikou RAIM (viz Obr.16). RAIM může zjistit selhání neobjevených algoritmem IR a naopak, kde selhává technika RAIM (např. vícenásobné poruchy) spouští výstrahu algoritmus IR [17].



Obr. 16 Multisystémové řešení algoritmu integrity [17]

7.2.2 Možnosti zvyšování výkonnosti GNSS

Vzájemná kompatibilita satelitních navigačních zařízení GPS, GLONASS a Galileo půjde ruku v ruce se zvýšenou přesností a dostupností. V roce 2011 bude ve vesmíru cca 74 operační družic, vysílajících navigační signály. Přijímač uživatele bude moci přijímat všechny tyto signály. Přijímač bude mít na výběr z více družic, tím se sníží faktor snížení přesnosti a naopak, přesnost určení polohy se zvýší. Zlepší se také RAIM, protože si bude moci automaticky vybírat z lépe postavených družic. Pro nejhorší případ, tedy při úhlu překrytí 15° je z každého místa na Zemi viditelných pouze 8 družic GPS a předpokládá se, že bude vidět 9 družic Galilea. Dohromady bude vidět 17 družic, což značně zvýší dostupnost navigačních signálů ve městech a odlehlých oblastech. K těmto 17 družicím zřejmě přibude dalších pět družic GLONASS. Velkou výhodou budoucí existence tří kompatibilních navigačních systémů je, že každý systém bude sloužit jako záloha druhému v případě výpadku celého systému, čímž se celkově zvýší bezpečnost satelitní navigace. Informace o integritě se u systému Galileo budou monitorovat stanicemi ERIS a vysílat přes GSS síť, u ostatních globálních navigačních systémů se o integritu budou starat rozšiřující systémy WAAS, SDCM a LAAS.

8. Závěr

V následujících letech se v oblasti navigace plánuje plně vyžívat vzájemné kompatibility globálních satelitních navigačních systémů GPS, GLONASS, Galileo a pozemních rozšiřujících systému WAAS a EGNOS. Této kompatibility by se mělo využít k přechodu od RNAV k RNP systémům a následně k vytvoření nových postupů a tratí pro aplikaci RNP-RNAV. RNP-RNAV klade zvýšené požadavky na navigační zařízení, co se týče hodnot horizontální a vertikální přesnosti, integrity a dostupnosti. Tyto požadavky by měly být uspokojeny právě zmíněnou kompatibilitou GNSS systémů. Systém GPS v současné době dosahuje hodnot 13 m v horizontální 20 m ve vertikální rovině pro službu SPS. U systému GPS se očekává velké zlepšení určení polohy zavedením 3. civilního signálu L5, vysílaného z nových družic IV. generace IIF obsahující velmi přesné maserové hodiny. Pozemní satelitní rozšiřující systém WAAS posléze umožní použití GPS jako primárního prostředku navigace pro navigaci po trati letu, nepřesné přiblížení na přistání a přiblížení na přistání CAT I na vybraných letištích na celém území USA. Od roku 2006 může být podle systému WAAS prováděno přiblížení na přistání LPV do výšky rozhodnutí 200 ft. Největší naděje, co se týče přesnosti určení polohy a integrity dat se vkládají do systému LAAS. Systém LAAS bude následně zajišťovat všechny typy přiblížení, přistání, odlet a pohyb po letištních plochách. Hlavní funkcí je plnohodnotně nahradit přistávací systém ILS, který je velmi náročný, co se týče údržby a nákladu s tím spojených. Systém GLONASS by měl být plně funkční v roce 2011. V současné době je ve vesmíru 16 družic a přesnost zaměření polohy se v horizontální rovině pohybuje okolo 28 m a ve vertikální 60 m. V budoucnu se plánuje tyto hodnoty zlepšit zavedením 3. civilního signálu L3, vysílaného z moderních družic GLONASS-K. Výsledná přesnost se bude posléze zlepšovat vybudováním ruského SBAS systému SDCM. Globální satelitní navigační systém Galileo bude odstraňovat nedostatky současného navigačních systému GPS a systému GLONASS, které nemohou v současnosti zaručit spojitost a dostupnost svých navigačních signálů kdekoliv na Zemi. Dalším velkým nedostatkem zmíněných dvou systémů je jejich vojenský charakter, tzn. že v případě válečného konfliktu by došlo z jedné strany k vypnutí systému pro ostatní (neautorizované) uživatele, kdežto Galileo je čistě civilní systém určený pro převážně komerční účely. Systém Galileo by měl společně s integrovaným systémem EGNOS a podpory místních navigačních prvků, dosahovat submetrových hodnot určení polohy s časem do výstrahy 1s, nutnou pro operace při přiblížení na přistání. Velkou výhodou budoucí existence tří kompatibilních navigačních systému je, že každý systém bude sloužit jako záloha druhému v případě výpadku celého systému, čímž se celkově zvýší bezpečnost satelitní navigace. Další možnosti zvyšování výkonnostních parametrů lze vidět ve vzájemné kompatibilitě, ať už GNSS nebo SBAS systému.

9. Seznam použitých zdrojů

- [1] KEVICKÝ, D., KALAŠOVÁ, A.: Satelitné navigačné systémy, Žilinská univerzita v Žiline. EDIS – ŽU, Žilina 2004.
- [2] KULČÁK, L. a kol.: Zabezpečovací letecká technika. Žilinská univerzita v Žiline, Žilina 1999.
- [3] MD: Předpis L 10/I – Civilní letecká telekomunikační služba, Svazek I – Radionavigační prostředky. ŘLP ČR, LIS, Praha.
- [4] KULČÁK, L. a kol., "Air Traffic Management", CERM, 2002.
- [5] Prasad, R., Ruggieri, M., "Applied Satellite Navigation Using GPS, GALILEO and Augmentation Systems", 2005.
- [6] ICAO. "PERFORMANCE BASED NAVIGATION MANUAL, VOLUME I, 2007.
- [7] ICAO, Doc. 9613, "MANUAL ON REQUIRED NAVIGATION PERFORMANCE (RNP)", 1999.
- [8] ICAO, " The Evolution from Area Navigation (RNAV), Required Navigation Performance (RNP), to RNP RNAV, Information Paper", 2001
- [9] ICAO. " EUROPEAN REGION AREA NAVIGATION (RNAV) GUIDANCE MATERIAL", 2003.
- [10] ICAO, Doc.9650, "SPECIAL COMMUNICATIONS/OPERATIONS DIVISIONAL, REPORT, 1995.
- [11] ŘLP ČR, s.p. "AIC A 3/07, 1 MARCH". 2007.
- [12] EUROCONTROL, "TRANSITION PLAN FOR THE IMPLEMENTATION OF THE NAVIGATION STRATEGY IN ECAC 2000-2015+", 2000.
- [13] EUROCONTROL, "SBAS integrity concept", 2001.
- [14] FAA, "WIDE-AREA AUGMENTATION SYSTEM PERFORMANCE ANALYSIS REPORT", 2008.
- [15] Filip A, Suchánek J. „Certifikace satelitního signálu GALILEO pro železniční aplikace“, Vědeckotechnický sborník ČD č.22/2006.

- [16] Rapant P., "Družicové polohové systémy", Ostrava, 2002.
- [17] NTNU, "The Galileo Integrity Concept and Performance", 2001
- [18] ESA, "Galileo Mission High Level Definition", 2002
- [19] Pecchioni C., "Combined Galileo and EGNOS Integrity Signal: a multisystem integrity algorithm", 2004
- [20] <http://www.esa.int/esaNA/index.html>
- [21] <http://www.czechspace.cz/cs/galileo/program-galileo>
- [22] http://www.egnos-pro.esa.int/IMAGETech/imagetech_realtime_flash.html
- [23] http://www.nstb.tc.faa.gov/RT_SPSPDOP.htm
- [24] <http://www.glonass-ianc.rsa.ru/pls/htmldb/f?p=202:20:7953524464689356928::NO>
- [25] http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/
- [26] <http://www.icao.int/>
- [27] <http://www.naverus.com/Home.htm>
- [28] http://www.eurocontrol.int/corporate/public/subsite_homepage/index.html
- [29] <http://www.rlp.cz/>
- [30] http://www.hydro-international.com/issues/articles/id728_Satellite_Navigation.html
- [31] <http://waas.stanford.edu/metrics.html>

10. Seznam zkratek

Zkratka	Anglicky	Česky
AAI	Airport Authority of India	Indická správa letišť
AAIM	Aircraft Autonomous Integrity Monitoring	Autonomní monitorování integrity v letadle
ABAS	Aircraft Based Augmentation System	Systemy s palubním rozšířením
AFDS	Auto Flight Direction System	System automatického řízení letu
AIC	Aeronautical Information Circular	Letecký oběžník
AL	Alert Limit	Mez výstrahy
APV	Approach Procedure with Vertical guidance	Postup přiblížení podle přístrojů s vert. vedením
A-S	Anti-Spoofing	Šifrování P-kódu u systému GPS
ASQF	Application Facility Qualification Facility	Francouzské podpurné středisko systému EGNOS
ATC	Air Traffic Control	Služba řízení letového provozu
ATM	Air Traffic Management	Organizace letového provozu
BOC	Binary Offset Carrier	Typ modulace Galilea
Block IIF	Future or Follow on	Nový blok satelitů systému GLONASS (2015)
C/A	Coarse Acquisiting	Kód pro službu SPS GPS
CDMA	Code Division Multiple	Metoda identifikace družic u GPS
CDU	Control and Display Unit	Kontrolní a zobrazovací jednotka
CHA	Channel of High Accuracy	Kanál vysoké přesnosti systému GLONASS
CNS	Communication, Navigation and Surveillance	Komunikace, navigace a sledování
COSPAS *	Cosmicheskaya Sistyema Poiska Avariynich Sudov	Vesmírný pátrací systém po lodích v tísni

CPF	Central processing Facility	Stanice pro centrální zpracování informací MSAS
CR	Contiunity Risk	Riziko spojitosti
CS	Commercial Service	Komerční služba
CSA	Channel of Standart Accuracy	Kanál standardní přesnosti systému GLONASS
CTS	Comand and Tracking Stations	Monitorovací stanice GLONASS
DH	Decision Height	Výška rozhodnutí
DME	Distance Measuring Equipment	Měřič vzdáleností
DOP	Dilution Of Precision	Faktor snížení přesnosti
EATCHIP	European Air Trafic Control Harmonisation and Implementation Program	Evropský program harmonizace a implementace řízení letového provozu
EC	European Comission	Evropská komise
ECAC	European Civil Aviation Conference	Evropská konference civilního letectví
EFIS	Electronic Flight Instrument Systems	Elektronický letový systém
EGNOS	European Geostacionary Navigation Overlay Service	Evropská geostacionární rozšiřující služba
ENFC	Equipment of Navigation Field Control	Stanice zabezpečující nepřetržitý dozor nad činností EGNOS
EPE	Estimated Position Error	Přibližná polohová chyba
ERIS	External Region Integrity Systems	Externí regionální integrovaný systém
ESA	European Space Agency	Evropská kosmická agentura
ESTB	EGNOS System Test Bad	Testovací provoz systému EGNOS
EU	European Union	Evropská unie
EUROCONTROL	Eurocontrol	Evropská organizace pro bezpečnost letového provozu
EWAN	EGNOS Wide Area Communication Network	EGNOS vysokorychlostní síť pro přenos dat
FAA	Federal Aviation Administration USA	Federální letecký úřad USA

FANS	The Future Air Navigation System	Výbor ICAO pro budoucí navigační systémy
FDE	Fault Detection and Exclusion	Detekce chyby a vyloučení chyby
FDMA	Frequency Division Multiple Acces	Metoda identifikace družic pomocí rozdělení frekvencí
FMS	Flight Management System	Letový řídicí systém
FTE	Flight Technical Error	Letová technická chyba
FOC	Full Operational Capability	Plný operační stav
GAGAN	GPS Aided Geo Augmented Navigation	Indický rozšiřující systém
GBAS	Ground Based Augmentation System	Systémy s pozemním rozšířením
GCC	Galileo Control Centre	Kontrolní středisko Galilea
GDOP	Geometric Dilution of Precision	Faktor geometrického snížení přesnosti
GEO	Geostationary Earth Orbit	Geostacionární oběžná dráha Země
GIB	GNNS Integrity Broadcasting	Pozemní monitorování vysílání integrity
GIC	GNSS Integrity Channel	Kanál vysílání informací o integritě signálu služby EGNOS
GIOVE	Galileo In-Orbit Validation Element	Družice navigačního systému Galileo
GLONASS *	GLOBAL'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema	Ruský globální družicový navigační systém
GLS	GNSS Landing System	GNSS přistávací systém
GMS	Ground Mission Segment	Pozemní letový segment Galilea
GNSS	Global Navigation Satellite System	Globální družicový navigační systém
GPS	Global Positioning System	Globální polohový systém
GSC	Ground Control System	Pozemní kontrolní systém Galilea
GSM	Global System for Mobil	Globální systém mobilní komunikace
GSS	Galileo Sensor Stations	Snímací a monitorovací stanice Galilea
GST	Galileo System Time	Čas systému Galileo

GTRF	Galileo Terrestrial Reference Frame	Zemský referenční systém Galilea
HDOP	Horizontal Dilution of Precision	Faktor horizontální snížení přesnosti
HP	High Precision Navigation Signal	Signál vysoké přesnosti systému GLONASS
ICAO	International Civil Aviation Organisation	Mezinárodní organizace civilního letectví
ICC	Integrity Control Centre	Stanice kontroly integrity Galilea
IDS	Integrity Determination System	Systém monitorování integrity Galilea
IFR	Instrument Flight Rules	Let podle přístrojů
ILS	Instrument Landing System	Systém přesných přibližovacích majáků
IMO	International Maritime Organization	Mezinárodní námořní organizace
INMARSAT	Internationale Maritime Satellite Organization	Mezinárodní organizace satelitní komunikace
INS	Inertial Navigation System	Inerční navigační systém
IPF	Integrity Processing function	Data o stavu integrity systému
IR	Integrity Risk	Riziko integrity
IRS	Inertial Reference system	Inerční referenční systém
ISRO	Indian Space Research Organization	Indická vesmírná výzkumná organizace
ITRF	International Terrestrial Reference Frame	Mezinárodní referenční soustava souřadnic
ITU	International Telecommunications Union	Mezinárodní telekomunikační unie
LAANE	Local Augmented Availability Navigation Elements	Místní rozšíření navigačních prvků
LAAS	Local Area Augmentation System	Místní rozšíření systému
LANE	Locally assisted Navigation Elements	Navigační prvky s místní podporou
LNAV	Lateral Navigation	Mód FMS horizontální navigace
LORAN	Long Range Radio Navigation System	Hyperbolický impulsní radionavigační systém na velké vzdálenosti

LPV	Lateral-Precision with Vertical guidance	Přesné přiblížení s vertikálním vedením
LPNE	Local Precision Navigation Elements	Místní přesné navigační prvky
MBOC	Multiplexed Binary Offset Carrier	Multi systémová modulace GPS-Galilea
MCC	Master Control Centre	Hlavní řídicí centrum EGNOS
MCDU	Multifunction Control Display Unit	Víceúčelová řídicí jednotka
MCS	Master Control Station	Kontrolní řídicí stanice
MEOSAR	Medium Earth Orbit Search And Rescue system	Vyhledávací záchranný systém využívající družice na střední oběžné dráze
MLS	Microwave Landing System	Mikrovlnný přistávací systém
MRS	Monitoring and Ranging Stations	Monitorovací stanice MSAS
MSAS	MTSAT Satellite Based Augmentation System	Japonský rozšiřující systém využívající MSAT
MTSAT	Multifunkcional Transport Satellite	Multifunkční geostacionární družice systému MSAS
NASA	National Aeronautics and Space Administration	Národní úřad letectví a kosmonautiky USA
NATO	North Atlantic Treaty Organisation	Severoatlantická aliance
NAVSTAR	Navigation satellites with Time And Ranging	Oficiální název pro GPS
NCS	Network Communication System	Systém komunikační sítě MSAS
NDB	Non-Directional radio beacon	Nesměrový maják
NES	Navigation Ground Earth Station	Pozemní navigační stanice MSAS
NIMA	National Imagery and Mapping Agency	Národní agentura pro zobrazování a mapování
NLES	Navigation Land Earth Station	Pozemní navigační stanice EGNOS
NPA	Non Precision Approach	Nepřesné přístrojové přiblížení

NSCC	Navigation System Control Centre	Řídící kontrolní stanice EGNOS
NSE	Navigation System Error	Chyba navigačního systému
OCH	Obstacle Clearance Height	Bezpečná výška nad překážkami
OD&TS	Orbitography Determination and Time Synchronisation	Určování polohy družice a synchronizace času
OS	Open Service	Základní služba Galilea
P	Precision	Přesný kód
PACF	Perfomance Access Checkout Facility	Španělské středisko podpory EGNOS
PDOP	Position Dilution of Precision	Faktor polohového snížení přesnosti
PPS	Precise Positioning Service	Přesná služba GPS
PE	Position Error	Chyba zaměření polohy
PL	Protecion Level	Úroveň zabezpečení
PR	Pseudorange	Pseudovzdálenost
PRN	Pseudorandom Noise	Označení družic GPS
PRS	Public regulated Service	Veřejně regulovaná služba
PZ-90 *	Parametry Zemlji -90	Ruský souřadnicový systém
RAIM	Receiver Autonomos Integrity Monitoring	Autonomní monitorování integrity v přijímači
RIMS	Ranging And Integrity Monitoring Stations	Měřicí a monitorovací stanice EGNOS
RNAV	Area Navigation	Prostorová navigace
RNP	Required Navigation Performance	Požadovaná navigační výkonnost
RS	Reference Station	Referenční stanice
RTCA	Radio Technical Commision for aeronautics	Rádio-technická komise pro letectví
SA	Selective Availability	Výběrový přístup GPS
SAR	Search and Rescue	Pátrací a záchranná služba
SARP	Standard And Recomendend procedures	Standardy a doporučené postupy pro GNSS
SBAS	Satellite Based Augmentation systems	Systémy s družicovým rozšířením
SEP	Spherical Error Probable	Pravděpodobná prostorová chyba

SID	Standard Instrument Departure	Standardní odlet podle přístrojů
SIS	Signal In Space	Vysílaný signál v prostoru
SISA	Signal In Space Accuracy	Prognóza očekávaných variací
SNAS	Satellite Navigation Augmentation System	Čínský satelitní navigační rozšiřující systém
SOPS	Space OPERations Squadron	Vesmírná řídicí skupina
SoL	Safety of Life	Služba pro záchranu života
SP	Standard Precision Navigation Signal	Navigační signál GLONASS standardní přesnosti
SPS	Standart Positioning Service	Standardní navigační služba GPS
STAR	Standard Instrument Arrival	Standardní přilet dle přístrojů
SV	Satellite Vehicle	Družice
TAI	Temps Atomique International	Mezinárodní atomový čas
TT&C	Tracking, Telemetry and Command	Stanice Galilea pro komunikaci s družicemi
TDOP	Time Dilution of Precision	Faktor časového snížení přesnosti
TEC	Total elektron content	Celkový obsah elektronů v prostoru
TLS	Target Level of Safety	Cílová úroveň bezpečnosti
TMA	Terminal Control Area	Koncová řízená oblast
TSE	Total System Error	Komplexní chyba systému
TTA	Time To Alert	Čas do výstrahy
TTC	Tracking and Telemetry	Sledovací telemetrické a řídicí stanice
UDRE	User Differential Range Error	Uživatelova diferenční chyba vzdálenosti
UERE	User Equivalent Range Error	Ekvivalentní chyba ve vzdálenosti
ULS	Up-Link Stations	Vysílací stanice Galileo
URE	User Range Error	Chyba určení vzdálenosti uživatele
USA	United States of America	Spojené Státy Americké
UTC	Universal Time Coordinated	Světový koordinovaný čas

VDOP	Vertical Dilution of Precision	Faktor vertikálního snížení přesnosti
VFR	Visual Flight Rules	Pravidla letu pomocí srovnávací navigace
VNAV	Vertical Navigation	Mód FMS vertikální navigace
VOR	VHF Omnidirectional Radio range	VKV všesměrový maják
WAAS	Wide Area Augmentation System	Americký rozšířený družicový systém
WGS-84	World Geodetic System 1984	Světová geodetická soustava 1984
WMS	Wide Area Master station	Hlavní řídicí stanice
WRS	Wide Reference Station	Referenční stanice WAAS

* překlad do ruské latinky

11. Seznam příloh

Příloha A: Předpověď parametru PDOP při sloučení GPS, EGNOS a Galileo [17]

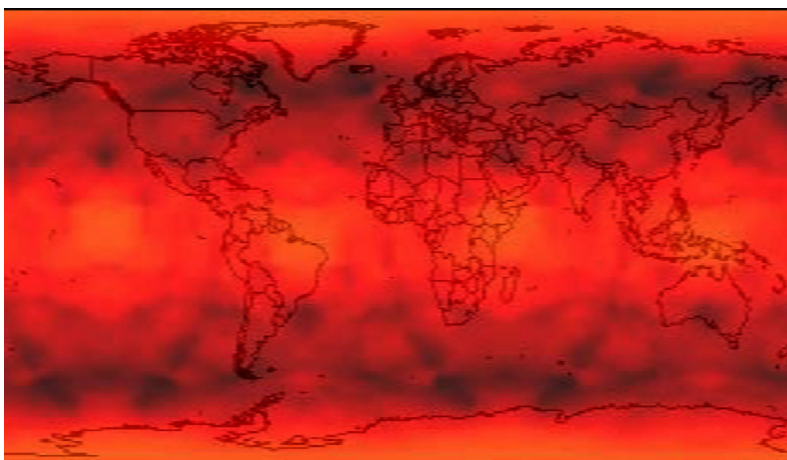
Příloha B: Ukázka aktuálního stavu PDOP služby SPS a stavu VPL pro LPV [23]

Příloha C : Status GPS a GLONASS družic [24]

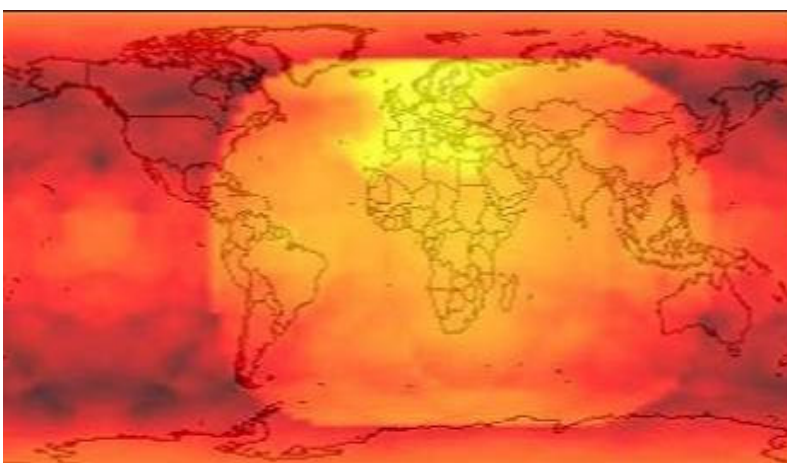
12. Přílohy

Příloha A: Předpověď parametru PDOP při sloučení GPS, EGNOS a Galileo [17]

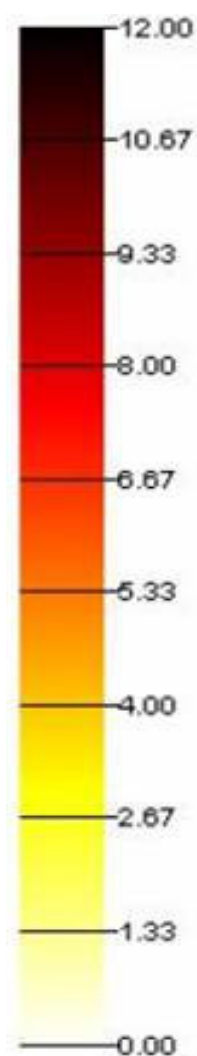
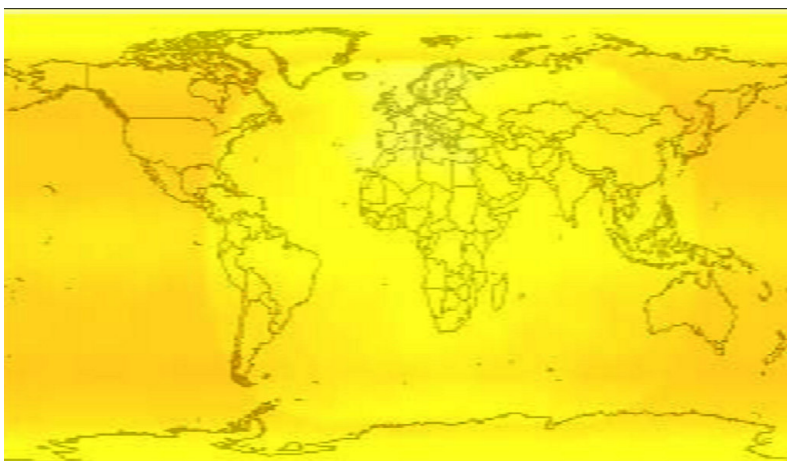
GPS



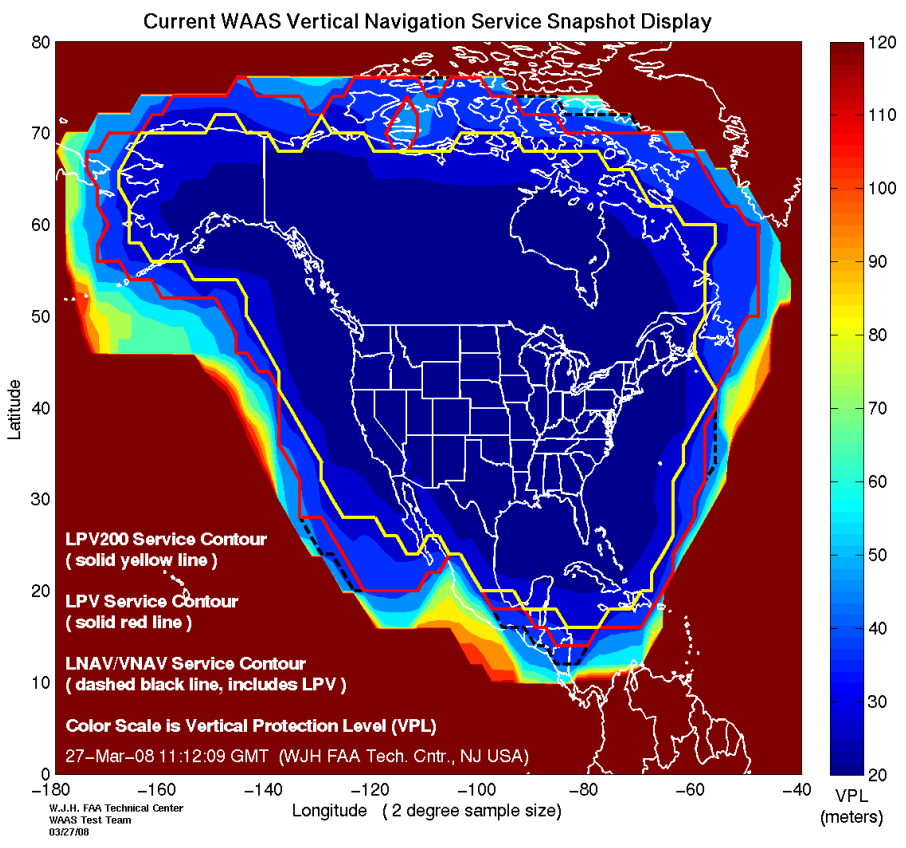
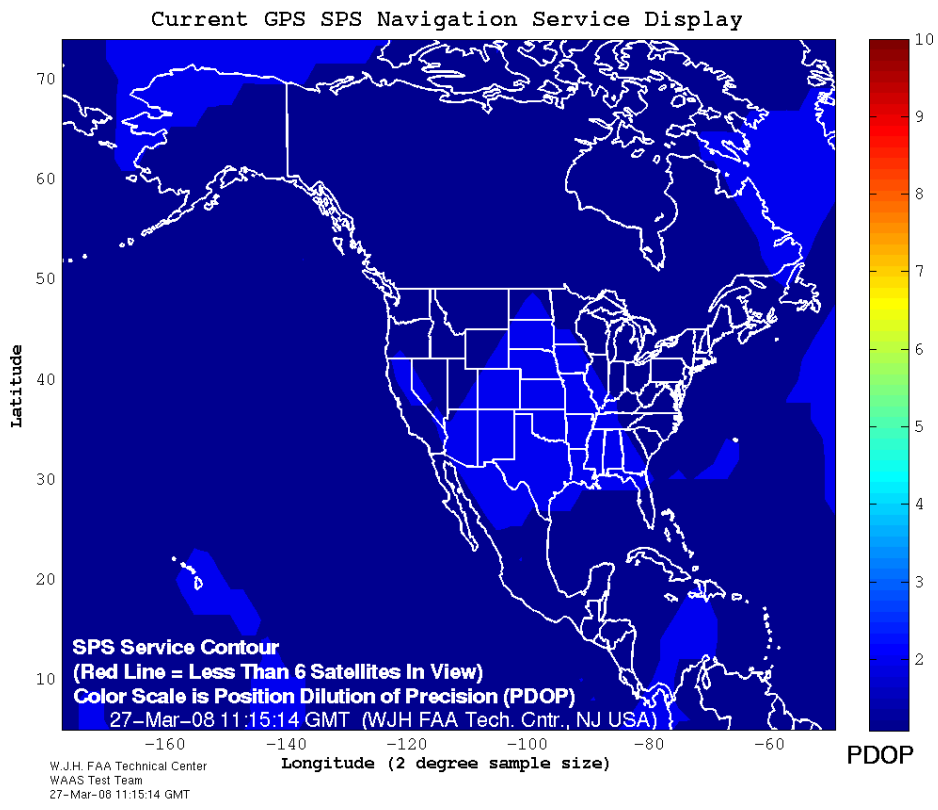
GPS+EGNOS



GPS+EGNOS+Galileo



Příloha B: Ukázka aktuálního stavu PDOP služby SPS a stavu VPL pro LPV [23]



Příloha C : Status GPS a GLONASS družic [24]

Plane	Slot	PRN	NORAD	Type SC	Launch date	Input date	Outage date	Active life (months)	
A	1	9	22700	II-A	26.06.93	20.07.93		177.2	
	2	31	29486	IIR-M	25.09.06	13.10.06		19.1	
	3	8	25030	II-A	06.11.97	18.12.97		125.0	
	4	7	32711	IIR-M	15.03.08	24.03.08		1.7	
	5	25	21890	II-A	23.02.92	24.03.92		191.0	
	6	27	22108	II-A	09.09.92	30.09.92		187.1	
B	1	16	27663	II-R	29.01.03	18.02.03		62.7	
	2	30	24320	II-A	12.09.96	01.10.96		138.7	
	3	28	26407	II-R	16.07.00	17.08.00		93.0	
	4	12	29601	IIR-M	17.11.06	13.12.06		17.0	
	5	5	22779	II-A	30.08.93	28.09.93		175.0	
C	1	6	23027	II-A	10.03.94	28.03.94		169.0	
	2	3	23833	II-A	28.03.96	09.04.96		143.9	
	3	19	28190	II-R	20.03.04	05.04.04		49.3	
	4	17	28874	IIR-M	26.09.05	13.11.05		28.9	
	6	29	32384	IIR-M	20.12.07	02.01.08		4.4	
D	1	2	28474	II-R	06.11.04	22.11.04		41.7	
	2	11	25933	II-R	07.10.99	03.01.00		100.4	
	3	21	27704	II-R	31.03.03	12.04.03		61.0	
	4	4	22877	II-A	26.10.93	22.11.93		173.8	
	5	24	21552	II-A	04.07.91	30.08.91		200.4	
E	1	20	26360	II-R	11.05.00	01.06.00		95.5	
	2	22	28129	II-R	21.12.03	12.01.04		52.2	
	3	10	23953	II-A	16.07.96	15.08.96		140.3	
	4	18	26690	II-R	30.01.01	15.02.01		86.9	
	5	32	20959	II-A	26.11.90	10.12.90		160.9	
F	1	14	26605	II-R	10.11.00	10.12.00		89.2	
	2	15	32260	IIR-M	17.10.07	31.10.07		6.5	
	3	13	24876	II-R	23.07.97	31.01.98		123.4	
	4	23	28362	II-R	23.06.04	09.07.04		46.2	
	5	26	22014	II-A	07.07.92	23.07.92		189.7	

Orb. pl.	Orb. slot	RF chnl	#GC	Launched	Operation begins	Operation ends	Life-time (months)	Satellite health status		Comments
								In almanac	In ephemeris (UTC)	
I	1	07	796	26.12.04	06.02.05	04.05.08	40.7	-	- 02:00 11.05.08	Maintenance
	4	06	795	10.12.03	29.01.04		53.3	+	+ 09:39 17.05.08	In operation
	6	01	701	10.12.03	08.12.04		53.3	+	+ 09:40 17.05.08	In operation
	7	05	712	26.12.04	07.10.05	05.04.08	40.7	-	+ 17:00 08.05.08	Maintenance
	8	06	797	26.12.04	06.02.05		40.7	+	+ 03:15 17.05.08	In operation
II	9	-2	722	25.12.07	25.01.08	14.05.08	4.7	-	+ 04:15 17.05.08	Maintenance
	10	04	717	25.12.06	03.04.07		16.7	+	+ 05:15 17.05.08	In operation
	11	00	723	25.12.07	22.01.08		4.7	+	+ 06:30 17.05.08	In operation
	13	-2	721	25.12.07	08.02.08		4.7	+	+ 09:29 17.05.08	In operation
	14	04	715	25.12.06	03.04.07		16.7	+	+ 09:39 17.05.08	In operation
15	00	716	25.12.06	12.10.07		16.7	+	+ 09:40 17.05.08	In operation	
III	17	-1	718	26.10.07	04.12.07		6.7	+	+ 06:00 17.05.08	In operation
	19	03	720	26.10.07	25.11.07		6.7	+	+ 08:30 17.05.08	In operation
	20	02	719	26.10.07	27.11.07		6.7	+	+ 09:30 17.05.08	In operation
	23	03	714	25.12.05	31.08.06	14.05.08	28.7	-	- 02:42 17.05.08	Maintenance
24	02	713	25.12.05	31.08.06		28.7	+	+ 04:29 17.05.08	In operation	