ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA DOPRAVNÍ

Bc. Petr Krastenics

Využití systémů GPS, EGNOS a GALILEO v letecké dopravě

Diplomová práce

2015

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA DOPRAVNÍ

Poděkování

Jako autor bych chtěl na tomto místě poděkovat všem, kteří mi pomohli při vypracování této diplomové práce a výraznou měrou přispěli k jejímu dokončení. V první řadě je to vedoucí diplomové práce pan Ing. Petr Musil, jemuž děkuji za jeho odborné připomínky a rady týkající se této práce. Upřímně bych chtěl také poděkovat společnosti CGI IT Czech Republic s.r.o., která mi zadala vypracování této diplomové práce a umožnila mi seznámit se s praktickými zkušenostmi. V neposlední řadě bych chtěl poděkovat své rodině, která mě během celé doby studia morálně i materiálně podporovala.

Prohlášení

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě diplomovou práci, zpracovanou na závěr studia na ČVUT v Praze Fakultě dopravní.

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o etické přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne 29. května 2015 ……..

podpis

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní

VYUŽITÍ SYSTÉMŮ GPS, EGNOS A GALILEO V LETECKÉ DOPRAVĚ

Diplomová práce
květen 2015
Bc. Petr Krastenics

ABSTRAKT

Předmětem diplomové práce je vypracovat materiál sloužící jako vstupní podklad pro pracovníky společnosti CGI IT Czech Republic s.r.o. začínající působit v oblasti satelitní navigace a jejího využití v aplikacích letecké dopravy. Práce proto obsahuje obecný popis globálního navigačního satelitního systému, podrobný popis systémů GPS, Galileo a EGNOS, shrnutí kladů a záporů těchto systémů, popis užití satelitních signálů v letecké dopravě a návrhy doporučení.

ABSTRAKT

The object of the diploma thesis is to frame the material which will serve as introductory document for employees of the company CGI IT Czech Republic s.r.o. who start to operate in the area of satellite navigation and its utilization in aviation applications. Therefore the thesis contains general description of the global navigation satellite system, detailed description of the systems GPS, Galileo and EGNOS, summary of the pros and cons of these systems, description of the utilization of satellite signals in air transport and proposals of recommendations.

KLÍČOVÁ SLOVA

navigační systémy, GPS, Galileo, EGNOS, letecká doprava, GNSS v letecké dopravě, RNAV, služby GPS, služby Galileo, služby EGNOS

KEYWORDS

navigation systems, GPS, Galileo, EGNOS, air transport, GNSS in air transport, RNAV, GPS services, Galileo services, EGNOS services

Obsah

Obsah 6

Seznam použitých zkratek 10

1 Úvod 14

Teoretická část 16

2 Satelitní navigace 16

2.1 Určování polohy 16

2.1.1 Úhloměrná metoda 16

2.1.2 Dopplerovská metoda 16

2.1.3 Dálkoměrná metoda 17

2.2 Segmenty satelitních navigačních systémů 19

2.2.1 Řídící segment 19

2.2.2 Kosmický segment 20

2.2.3 Uživatelský segment 24

2.3 Chyby přesnosti měření GNSS 25

2.3.1 Satelitní zdroje chyb 25

2.3.2 Ionosférická chyba 25

2.3.3 Chyby přijímače 25

2.4 Podpůrné systémy (Augmentation Systems) 26

2.4.1 Satellite Based Augmentation System 26

2.4.2 Aircraft Based Augmentation Systems 27

2.4.3 Ground Based Augmentation Systems 28

2.5 Hodnocení základních kritérií GNSS 30
2.5.1 Přesnost (accuracy) 30
2.5.2 Dostupnost (availability) 32
2.5.3 Integrita (integrity) 33
2.5.4 Kontinuita (Continuity) 36
Praktická část 38
3 Rozdělení druhů satelitní navigace 40
3.1 GPS- Global Positioning System 40
3.1.1 Kosmický segment GPS 41
3.1.2 Řídící segment GPS 49
3.1.3 Uživatelský segment GPS 51
3.1.4 Způsob určení polohy UZ v GPS 52
3.1.5 Přesnost GPS v SPS 52
3.1.6 Integrita GPS 52
3.1.7 Služby GPS 53
3.2 Galileo 54
3.2.1 Kosmický segment Galileo 55
3.2.2 Řídící segment Galileo 66
3.2.3 Uživatelský segment Galileo 68
3.2.4 Integrita Galileo 68
3.2.5 Služby Galileo 69
3.3 EGNOS 73
3.3.1 EGNOS System Test Bed (ESTB) 73

3.3.2 Obecná architektura EGNOS 74
3.3.3 Kosmický segment EGNOS 75
3.3.4 Signál EGNOS 78
3.3.5 Navigační zpráva EGNOS 79
3.3.6 Řídící segment EGNOS 81
3.3.7 Čas a geodetický referenční model EGNOS 86
3.3.8 Integrita EGNOS 86
3.3.9 Služby EGNOS 87
4 Klady a zápory jednotlivých navigačních systémů 92
5 Užití satelitních signálů v letecké dopravě 94
5.1 RNAV 94
5.1.1 RNAV (GNSS) přiblížení na přistání 95
5.2 ETRAN (EGNOS Terrestrial Regional Augmentation Networks) 97
5.3 A-SMGCS 98
5.3.1 Princip funkce A-SMGCS 99
5.4 GAMMA 101
5.5 MASSAO 101
5.6 EGPWS (Enhanced GPWS) 102
5.7 Galileo PRS 103
6 Vyhodnocení a návrhy odstranění nedostatků 104
6.1 Obecné poznatky a doporučení 104
6.2 Poznatky a doporučení pro společnost CGI 105
7 Závěr 107

Seznam použité literatury 109

Seznam obrázků 113

Seznam tabulek 115

Příloha A – konstelace GPS 116

Příloha B – Satelity GPS 117

Příloha C – Signály GPS 121

Příloha D – Navigační zprávy GPS 123

Příloha E – Tabulka přesností GPS v SPS 124

Příloha F – Satelity Galileo 125

Příloha G – Signály Galileo a jejich vlastnosti 127

Příloha H – Parametry služeb Galileo 134

Seznam použitých zkratek

A-S	Anti-Spoofing
A-SMGCS	Advanced Surface Movement Guidance and Control System
ABAS	Airborne Based Augmentation System
AFB	Air Force Base
AFMS	Air Force Monitor Station
AFSCN	Air Force Satellite Control Network
AL	Alert Limit
AltBOC	Alternative Binary Offset Carrier
AOC	Area Of Coverage
AODC	Age Of Data – Corrections
AODE	Age Of Data – Ephemeris
AOR-E	Atlantic Ocean Region East
APV	Approach Procedure with Vertical Guidance
ARNS	Aeronautical Radio Navigation Services
ASQF	Application Specific Qualification Facility
ATC	Air Traffic Control
ATZ	Aerodrome Traffic Zone
BER	Bit Error Rate
BPSH	Binary Phase Shift Keying
B-RNAV	Basic-RNAV
bps	bits per second
C/A	Coarse Acquisition
CBOC	Composite Binary Offset Carrier
CCF	Central Control Facility
CDMA	Code Division Multiple Access
CNS	Communication Navigation and Surveillance
CPF	Central Processing Facility
CRC	Cyclic Redundancy Check
CRM	Customer Relationship Management
CS	Commercial Service
CSCO	Consolidated Space Operations Center
DA	Decision Altitude
DME	Distance Measuring Equipment
DP	Dvoufrekvenční Příjem
DRMS	Distance Root Mean Square
DVP	Development and Verification Platform
EASA	European Aviation Safety Agency
EC	European Commission
EDAS	External Data Access Server
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay System
EIRP	Effective Isotropic Radiated Power
EMSA	European Maritime Safety Agency
ENMA	EGNOS Network Management Application
ENT	EGNOS Network Time
EOC	Edge Of Coverage

EoL	End of Life
ERP	Enterprise Resource Planning
ERS	EGNOS Reference Station
ESA	European Space Agency
ESTB	EGNOS System Test Bed
ETG	European Tripartite Group
ETRAN	EGNOS Terrestrial Regional Augmentation Networks
ETRF	EGNOS Terrestrial Reference Frame
EU	European Union
EWFs	Evil WaveForms
FAA	Federal Aviation Administration
FAF	Final Approach Fix
FAS	Final Approach Segment
FEC	Forward Error Correction
FOC	Full Operational Capability
FTP	File Transfer Protocol
GAMMA	GNSS Airport Movements Monitoring and Alerting
GAs	Ground Antennas
GBAS	Ground Based Augmentation System
GCC	Ground Control Center
GCS	Ground Control Segment
GEO	Geostationary Orbit
GIVD	Grid Ionospheric Vertical Delay
GIVE	Grid Ionospheric Vertical Error
GIOVE	Galileo In-Orbit Validation Element
GLONASS	Globalnaja navigacionnaja sputnikovaja sistěma
GMS	Ground Mission Segment
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPRS	General Packet Radio Service
GPS	Global Positioning System
GPST	GPS Time
GRAS	Ground Regional Augmentation System
GSA	European Global navigation Satellite system Agency
GSM	Global System for Mobile Communications
GSS	Galileo Sensor Station
GST	Galileo System Time
GSTB-V1	Galileo System Test Bed Version 1
HOW	Hand-Over Word
HPE	Horizontal Position Error
HPL	Horizontal Protection Level
ICAO	International Civil Aviation Organization
IF	Integrity Flag
IFR	Instrument Flight Rules
IGP	Ionospheric Grid Point
ILS	Instrument Landing System
INS	Inertial Navigation System
IOC	Initial Operational Capability
IOV	In-Orbit Validation

JP	Jednofrekvenční Příjem
LEO	Low Earth Orbit
LNAV	Lateral Navigation
LP	Localiser Performance
LPV	Localiser Performance with Verical Guidance
LVP	Low Visibility Procedures
MAPt	Missed Approach Point
MASER	Microwave Amplification by Stimulated Emission of Radiation
MBOC	Multiplexed Binary Offset Carrier
MCC	Mission Control Center
Mcps	Mega chips per second
MCS	Master Control Station
MDA	Minimum Descent Altitude
MEO	Medium Earth Orbit
MEOLUT	MEOSAR Local User Terminal
MLV	Medium Launch Vehicle
MMR	Multi-Mode Receiver
MS	Monitor Stations
MSAS	MTSAT Satellite-based Augmentation System
MT	Message Type
MTSAT	Multi-functional Transport SATellite
NAV	NAVigation
NAVSTAR	NAVigation Signal Timing And Ranging
NDB	Non-Directional Beacon
NGA	National Geospatial-Intelligence Agency
NLES	Navigation Land Earth Station
NM	Nautical Mile
NOTAM	NOtice To AirMan
NSGU	Navigation Signal Generation Unit
NUDZ	Navigační Umělá Družice Země
OCS	Operational Control Segment
OS	Open Service
PACF	Performance Assessment Check-out Facility
PAY	PAYload
PF	PlatForm
PHM	Passive Hydrogen Maser
PRN	Pseudo-Random Noise
PRS	Public Regulated Service
QPSK	Quadrature Phase Shift Keying
RAFS	Rubidium Atomic Frequency Standard
RCC	Rescue Coordination Center
RHCP	Right Hand Circular Polarization
RIMS	Ranging and Integrity Monitoring Station
RNP	Required Navigation Performance
RNSS	Radio Navigation Satellite Services
RWY	RunWaY
ŘLP	Řízení Letového Provozu
SA	Selective Availability

SAR	Search And Rescue
SARPs	Standard And Recommended Practices
SARSAT	Search And Rescue Satellite Aided Tracking
SBAS	Satellite Based Augmentation System
SEP	Spherical Error Probable
SHF	Super High Frequency
SISE	Signal In Space Error
SISA	Signal In Space Accuracy
SISMA	Signal In Space Monitoring Accuracy
SMR	Surface Movement Radar
S/N	Signal to Noise (ratio)
SoL	Safety-of-Life
sps	symbols per second
SPS	Standard Positioning Service
SREW	Satellite Residual Error for the Worst user location
SV	Space Vehicle
SVN	Space Vehicle Number
SW	SoftWare
TLM	TeLeMetry word
TTA	Time To Alert
TT&C	Telemetry, Tracking and Command
TTFF	Time To First Fix
UDRE	User Differential Range Error
UHF	Ultra High Frequency
UIVD	User Ionospheric Vertical Delay
ULS	UpLink Stations
URE	User Range Error
USD	United States Dollar
UTC	Universal Time Coordinated
UZ	Uživatelské Zařízení
VDB	VHF Data Broadcast
VFR	Visual Flight Rules
VDL-4	VHF Data Link – 4
VHF	Very High Frequency
VOR	VHF Omni-directional Radio range
VPE	Vertical Position Error
VPL	Vertical Protection Level
WAAS	Wide Area Augmentation System
WAD	Wide Area Differential
WGS84	World Geodetic System 1984
8-PSK	8 Phase Shift Keying

1 Úvod

Žijeme v době prudkého technologického vývoje. Aplikace, technologie a systémy, které dnes masově používáme, byly před pouhou dekádou považovány za produkty z říše snů. Doprava je oborem, který pochopitelně nezůstal těchto inovací ušetřen. Dalo by se říci, že právě naopak. Stále je mnoho dílčích částí dopravních celků, které mají obrovský potenciál pro zlepšení, a to jak z hlediska aplikací pro lepší informovanost cestujících, tak z hlediska vyšší efektivity nebo míry spolehlivosti funkčních částí.

Zmíněným prudkým vývojem byla pochopitelně zasažena i letecká doprava. To, co se stalo v minulosti vymožeností, je dnes ze strany cestujících bráno jako očekávaný standard. Pro příklady není třeba chodit daleko. Neustále stoupá počet cestujících, kteří se odbavují sami pomocí self-kiosků, roste poptávka po aplikacích poskytujících přehledné informace o letech, jejich případných zpožděních nebo srovnávající ceny letenek.

Jednou z oblastí, která nabídla z oblasti inovací obrovský potenciál, je bezesporu oblast využití satelitních systémů. Prakticky většina z nás v dnešní době nějakým způsobem využívá satelitní navigace, ať už prostřednictvím integrovaných systémů do palubních desek osobních automobilů nebo při hledání cesty pomocí chytrých telefonů.

Letectví nabízí z hlediska možného využití pro satelitní technologie velký potenciál. Tím pádem můj prvotní úmysl, proč vypracovat diplomovou práci na téma související úzce s užitím satelitních systémů v letecké dopravě, vycházel z představy o vytvoření konsolidovaného celku, kde na jednom místě by byly současně dostupné informace a také nástin možností využití v budoucnu. Takový materiál by pak mohl sloužit nejen dalším studentům fakulty dopravní s tím, že současné zdroje informací na toto téma jsou buď pro studenty z důvodu vyšší ceny nedostupné, nebo se soustředí pouze na určitou část dané problematiky. Zhruba ve stejné době mne oslovila kanadská IT konzultační společnost CGI IT Czech Republic s.r.o. s návrhem vypracovat diplomovou práci na téma „Využití systémů GPS, EGNOS a GALILEO v letecké dopravě“ s tím, že cílem jmenované společnosti je praktické využití poznatků a závěrů této diplomové práce, protože se aktivně věnuje projektům z oblasti satelitních technologií a ráda by atakovala další segment trhu z hlediska dopravy, konkrétně oblast letectví. Podle zadání společnosti CGI IT Czech Republic s.r.o. by pak práce měla ideálně poskytnout praktický materiál, který by byl vstupním podkladem pro každého pracovníka začínajícího v části společnosti označené jako „Space“ a také pro každého kdo se bude v budoucnu snažit v rámci dané společnosti o rozvoj obchodu neboli „Business development“ v oblasti letecké dopravy.

Cílem práce tedy je vyhledat a zpracovat dostupné informace o systémech GPS, EGNOS a Galileo do konsolidované a logicky strukturované práce tak, aby čtenáři posloužila k vytvoření kompletní představy o satelitní navigaci s tím, že nebude nutné dohledávat žádné další doplňující informace v literatuře. Vytvoření komplexní představy, jak fungují systémy satelitní navigace a aplikace tyto systémy využívající, je v současné době žádoucí u každého studenta fakulty dopravní nebo nastupujícího pracovníka společnosti CGI.

Dalším cílem práce, plynoucím ze zadání společnosti CGI, je vypracování vyhodnocení dosavadního stavu a vyhotovení návrhů na odstranění nedostatků jednak v obecné rovině a dále nalezení konkrétních doporučení pro budoucí činnost společnosti CGI.

V neposlední řadě jsem si sám pro sebe stanovil dílčí cíl této diplomové práce, a sice dozvědět se kromě běžně dostupných informací také co nejvíce o projektech a oblastech, které jsou na téma diplomové práce jednoznačně navázány, ale veřejnost nebo laici nemají k takovýmto informacím přístup.

Teoretická část

Teoretická část je zaměřena obecně na satelitní navigaci, principy určování polohy a další údaje, které jsem jako autor této diplomové práce považoval pro veškeré potenciální čtenáře jako nezbytné, aby bez problémů pochopili plynule navazující informace v části praktické.

2 Satelitní navigace

Navigace prostřednictvím satelitní technologie má svůj původ v padesátých letech 20. století, kdy byl započat vývoj systému TRANSIT. TRANSIT byl vyvinut námořnictvem USA a šlo o první funkční satelitní navigační systém vůbec. Do provozu byl spuštěn v roce 1964. Po roce 1967 byl používán i v civilní sféře a je považován za předchůdce GPS (Global Positioning System).

Systém TRANSIT využíval Dopplerovské metody (viz kapitola 2.1.2 Dopplerovská metoda) k určení polohy. Aby systém poskytoval globální pokrytí, bylo potřeba minimálně 4 funkčních satelitů. Ve finální fázi systému TRANSIT obíhalo na LEO (Low Earth Orbit) ve výšce kolem 1 075 km dle [1] (Ley [2] na s. 554 uvádí 1 220 km) 6 provozuschopných umělých družic. TRANSIT umožňoval lodím nebo ponorkám jednou za 35 až 100 minut určit svou polohu s přesností mezi 15 až 500 metry. Pro rychle se pohybující uživatele (letecká doprava) nebylo touto metodou možno určovat polohu. Délka intervalu mezi stanovením fixů závisela na aktuální poloze přijímače, především na zeměpisné šířce. TRANSIT byl ukončen 31. prosince 1996. [1, s. 1 - 10]

2.1 Určování polohy

Určit polohu přijímače pomocí satelitní navigace lze třemi metodami:

2.1.1 Úhloměrná metoda

„Je založena na měření elevačního úhlu minimálně dvou družic, nebo opakovaného měření elevačního úhlu jedné družice. Kvůli nedostatečné přesnosti se nepoužívá.“ [3, s. 92]

2.1.2 Dopplerovská metoda

Základem měření je Dopplerův jev – pokud se vysílač a přijímač během vysílání elektromagnetického vlnění k sobě přibližují, dochází k tomu, že v místě přijímače bude frekvence tohoto vlnění vyšší než frekvence emitovaného elektromagnetického vlnění vysílačem, pokud se naopak vysílač a přijímač od sebe vzdalují, dochází ke snížení frekvence elektromagnetického vlnění.

Při svém pohybu po LEO vysílá satelit na konstantní frekvenci informace o své poloze na orbitě v závislosti na čase. Z těchto informací je UZ (uživatelské zařízení) schopné vypočítat přesnou polohu satelitu v době vyslání elektromagnetické vlny. Součástí přijímače je přesný oscilátor, který kmitá se stejnou frekvencí, s jakou je signál vysílán z družice. Pomocí Dopplerova počtu se spočítá vzdálenost od vysílače. V momentě, kdy je známa pozice satelitu a vzdálenost od něho, vzniká polohová čára (průsečík konstantní vzdálenosti od družice a kulové plochy je kružnice). Pokud se provede stejné měření o něco později, satelit již bude v jiné pozici na své orbitě a výsledkem bude nová polohová čára, tedy nová kružnice. Průsečíkem vzniklých dvou kružnic jsou dva body, a proto pro jednoznačné určení polohy je třeba provést minimálně celkem 3 měření. V posledních pár větách je také mezi řádky vysvětleno, proč tato metoda není použitelná pro rychle se pohybující přijímač. Počítá se s tím, že se poloha uživatele během tří měření mění jen velmi málo a že se tato změna dá dobře odhadnout. Pro představu Stansell [1, s. 8 – 9] uvádí, že pokud se rychlost změny polohy lodi odhadne špatně o 1 uzel (1,852 km/h) vzniká chyba určení polohy 0,2 NM (Nautical Mile), tedy 372 metrů. [3, s. 92], [1, s. 1 – 10] [2, s. 554 – 556]

Výhodou této metody je, že k určení polohy přijímače stačí pouze jedna ze Země viditelná družice. Další výhodou byly relativně nízké náklady na vynesení satelitu na LEO.

Nevýhody jsou: určení fixu v průměru jen jednou za hodinu, určení pouze 2D polohy, nemožnost použití v letecké nebo automobilové dopravě a také nižší přesnost než u dálkoměrné metody. Pokud by bylo v daný moment viditelných více satelitů než pouze jeden, pak by bylo možné stanovit i 3D polohu, ale ke globálnímu pokrytí by pak bylo třeba více než 100 družic na LEO. [2, s. 556]

2.1.3 Dálkoměrná metoda

Princip dálkoměrné metody spočívá v měření vzdálenosti mezi uživatelským zařízením a satelity. V momentě, kdy známe vzdálenost od tří satelitů, jejichž poloha v čase je dobře známá, můžeme v daném čase určit bod v 3D prostoru, v tomto bodě se nachází fázový střed naší přijímací antény. [3, s. 92]

Pro euklidovský prostor platí:

$$R_i = \sqrt{x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} \qquad (2.1)$$

R_i - i-tá vzdálenost mezi i-tým satelitem a uživatelským zařízením
x, y, z – hledané souřadnice přijímače
x_i, y_i, z_i – souřadnice i-té družice

Parametr R_i se neměří přímo, stejně jako u DME (Distance Measuring Equipment) se k měření vzdálenosti používá měření času, po který signál putuje. Následně se tento změřený čas vynásobí rychlostí šíření signálu prostorem a výsledná hodnota je vzdáleností, kterou hledáme. Rychlost šíření signálu prostorem je rovna rychlosti šíření světla. Dálkoměrná metoda může být realizována aktivním nebo pasivním měřením. [3, s. 92]

2.1.3.1 Aktivní měření

Je využíváno v civilních systémech GEOSTAR (vyvinut v USA) a LOCSTAR (veden francouzskou organizací pro vesmírný výzkum). Měření vzdálenosti probíhá tak, že řídící stanice, umístěná na zemi (Washington, D.C. a Toulous), vysílá signály určené uživateli. Tyto signály se na UZ dostávají přes geostacionární satelity. UZ jednotlivé signály zpracuje a vyšle odpovědi, které putují opět prostřednictvím geostacionárních družic zpět do řídící stanice. Zde proběhne výpočet polohy uživatele a informace o této poloze, včetně dalších doplňujících informací, jsou následně zaslány uživateli opět přes geostacionární družice. Následně ještě proběhne vysílání od uživatele s potvrzením o přijetí informací o poloze. K určení polohy je tak třeba tří satelitů nebo dvou v případě, že je do systému dodána informace o nadmořské výšce z jiného zdroje. Výhodou této metody je, že veškeré výpočetní zařízení se nachází pouze v místě řídící stanice. Systém tak může pracovat v jednotném čase a není třeba korekcí jako v případě pasivní metody měření. Nevýhodou, která smazává zmíněnou výhodu, je omezený počet uživatelů, jelikož, stejně jako DME, může řídící stanice obsluhovat pouze omezený počet uživatelů. [5, s. 190]

2.1.3.2 Pasivní měření

Představuje metodu, při níž UZ vůbec nevysílá žádný signál. Je pouze přijímačem. To je žádoucí u vojenských systémů, jelikož při nutnosti vysílat hrozí uživateli prozrazení vlastní polohy nepřátelům. Kromě výhody nezjistitelného příjmu je hlavní výhodou pro civilní sektor neomezený počet možných uživatelů pasivního měření. [2, s. 555]

Na rozdíl od systému DME nebo aktivní dálkoměrné metody není možné měřit čas mezi vysláním dotazu a přijetím odpovědi. Systém pracuje tak, že satelit v rámci emitovaného signálu vysílá, kromě jiného, také informaci o tom, v jakém čase tento signál vysílá. Při přijetí a dekódování signálu pak UZ ví, kdy byl signál vyslán a kdy byl přijat. Z této znalosti je jednoduché dopočítat, jak dlouho signál putoval prostředím. Podmínkou ovšem je naprostá synchronizace času v celém systému. Tato synchronizace musí dosahovat přesnosti v nanosekundách, jelikož odchylka 1 ns je rovna chybě 0,3 metru. Na palubách satelitů se nacházejí atomové hodiny, které dosahují dostatečné přesnosti (např. vodíkové atomové hodiny na palubách satelitů navigačního systému Galileo dosahují přesnosti ±0,5 ns po dvanácti hodinách). Specifikace jednotlivých satelitních systémů a jejich satelitů je uvedena v příslušných kapitolách a přílohách. Ovšem vybavovat uživatelská zařízení takto přesnými chronometry by bylo velmi nákladné a nepraktické. To znamená, že

čas UZ (Uživatelského Zařízení) je vždy odlišný od systémového času, a proto vzdálenosti, které jsou po provedení kalkulací získávány, nejsou skutečné R_i vzdálenosti, jak je popisuje rovnice 2.1. Získané vzdálenosti jsou jen přibližné vzdálenosti, tzv. pseudovzdálenosti, které obsahují časovou odchylku mezi UZ a systémovým časem. Tato odchylka času je stejná pro všechna měření od všech satelitů a díky tomu je možné tuto nepřesnost měření času v UZ stanovit. Proto je odchylka od systémového času synchronizována signálem od dodatečné, čtvrté družice. K určení 3D polohy u pasivní metody měření je proto potřeba minimálně 4 viditelných satelitů. Rovnice pro výpočet polohy vypadá následovně: [2, s. 555], [3, s. 92]

$$R_i = \sqrt{x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + \Delta t \cdot c \qquad (2.2)$$

R_i - i-tá vzdálenost mezi i-tým satelitem a uživatelským zařízením

x, y, z – hledané souřadnice přijímače

x_i, y_i, z_i – souřadnice i-té družice

$\Delta t \cdot c$ – chyba v měření vzdálenosti vzniklá chybou v synchronizaci časů. [3, s. 94]

Jak je z rovnice (2.2) vidět potřebujeme vypočítat 4 neznámé. K tomu potřebujeme 4 rovince, a proto je potřeba 4 viditelných družic k určení polohy.

Veškeré funkční i připravované GNSS (Global Navigation Satellite System) využívají pasivní, dálkoměrné metody měření, a proto se veškerý další text zabývá pouze touto metodou.

2.2 Segmenty satelitních navigačních systémů

Každý satelitní systém se dělí na tři segmenty. Jsou to:

- **Řídící (pozemní) segment**
- **Kosmický segment**
- **Uživatelský segment**

Některé zdroje např. [2, s. 556] ještě uvádějí **přenosový segment**. Ten představuje vybavení, systémy a technologie potřebné k přenesení satelitů ze Země na danou orbitu, většinou MEO (Medium Earth Orbit) nebo GEO (Geostationary Orbit).

2.2.1 Řídící segment

OCS (Operational Control Segment) obsahuje všechny pozemní komponenty, které jsou zapotřebí k provozu satelitního navigačního systému, tedy ke sledování kvality a spolehlivosti navigačních signálů, které jsou vysílány jednotlivými družicemi. Dále k dálkovému řízení umělých družic

vedoucímu k napravování chyb, které v průběhu provozu nevyhnutelně vznikají. Tyto komponenty zahrnují hlavní řídící stanici - GCC (Ground Control Center), vzdálené monitorovací stanice, systém antén sloužící k vysílání dat a příkazů ze země k satelitům a přenosové sítě umožňující komunikaci mezi GCC, monitorovacími stanicemi a jednotlivými anténami. [2, s. 556]

Řídící segment se dělí na GCS (Ground Control Segment) a GMS (Ground Mission Segment).

2.2.1.1 Ground Control Segment

Je využíván k řízení satelitů za účelem rutinních i speciálních operací. Mezi takové operace patří například uvedení do provozu nebo testování satelitu na orbitě, ale především se jedná o nápravu vzniklých odchylek satelitu od ideální polohy. Prostřednictvím TT&C (Telemetry, Tracking and Command) stanic jsou k satelitům vysílány příkazy ke změně polohy satelitu. [2, s. 556]

2.2.1.2 Ground Mission Segment

Tento segment je zodpovědný za správnou tvorbu navigačních a časových signálů. To znamená, že probíhá kontinuální přijímání signálů, které družice vysílají, v místech monitorovacích stanic. Naměřená data jsou přeposílána do GCC, kde jsou vypočítávány odchylky od požadovaných hodnot. Následně jsou tvořeny navigační zprávy, které vzniklé odchylky korigují v tom smyslu, že UZ si při výpočtu polohy odpočítá tyto odchylky, o kterých ví z přijaté navigační zprávy. Data potřebná k vytvoření výsledné podoby navigační zprávy jsou k satelitům vysílána prostřednictvím ULS (UpLink Station). Mezi data, která je třeba sledovat a opravovat patří: chyba atomových hodin satelitu, odchylka satelitu od ideální polohy na orbitě, statický model ionosféry a další. [2, s. 556]

2.2.2 Kosmický segment

„Kosmický segment obsahuje určitý počet navigačních umělých družic Země (NUDZ), rozmístěných na několika oběžných drahách. Družice jsou vyneseny na zvolené oběžné dráhy, po nichž se pohybují podle zákonů nebeské mechaniky (viz níže – Keplerovy zákony). Objeví-li se v pohybu NUDZ nesrovnalosti, je u některých typů NUDZ možno díky palubním raketovým motorům tyto oběžné dráhy na pokyn ze Země poněkud změnit.“ [4, s. 100]

2.2.2.1 Oběžné dráhy umělých družic

Pro určení 3D polohy uživatele je naprosto zásadní exaktní a kontinuální znalost polohy vysílajících satelitů. S využitím parametrů popisujících orbitu NUDZ je možné předvídat polohy satelitů v daných časech s přesností v řádu metrů. Informace o parametrech orbity určitého satelitu, nazývané také efemeridy, získává UZ z navigační zprávy, kterou NUDZ moduluje na nosnou vlnu (více o navigační zprávě viz kapitoly 3.1.1.8 Navigační zpráva GPS a 3.2.1.4.1 Navigační zprávy Galileo). Jednotlivé parametry popisující orbitu NUDZ jsou popsány v této kapitole níže. [2, s. 559]

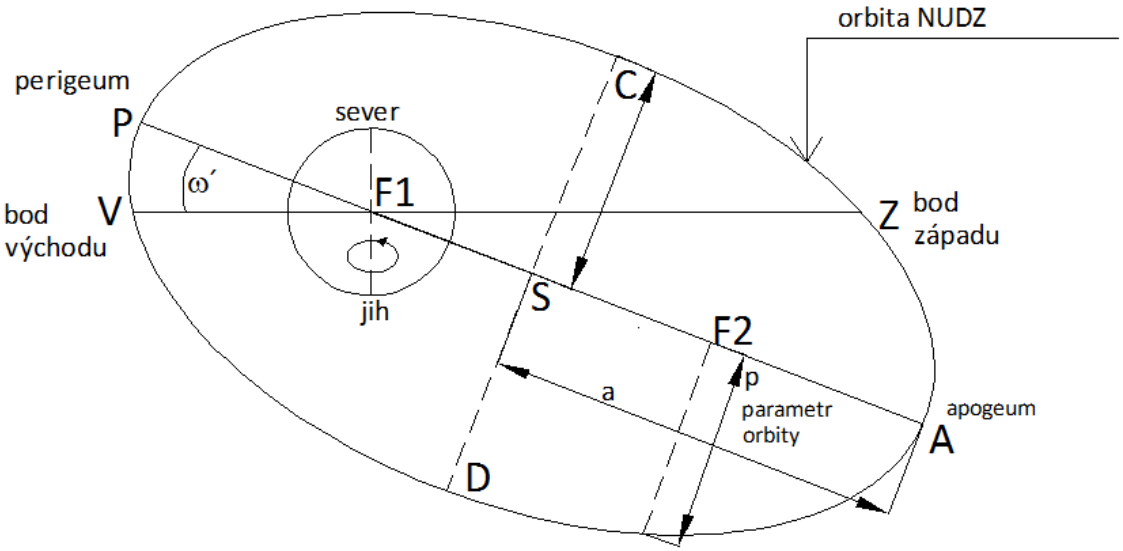
„Pohyb NUDZ po oběžných drahách objasňují tři Keplerovy zákony:

1) Družice se kolem planety pohybuje po eliptické oběžné dráze.
2) Plochy, které vytne průvodič družice za stejná období, jsou stejné.
3) Poměr kvadrátů dob oběhů dvou družic se rovná poměru třetích mocnin jejich vzdáleností od středu planety, tzn.

$$(T_1)^2 \div (T_2)^2 = (R_1)^3 \div (R_2)^3\text{“ [4, s. 101]} \qquad (2.3)$$

Na Obrázku 1 a Obrázku 2 níže je zobrazena elipsa, respektive část elipsy, která představuje trajektorii NUDZ. Z obrázku 1 je vidět, že střed Země se nachází v jednom ohnisku elipsy (*F1*). Tuto elipsu popisují následující parametry:

- Velká poloosa *a* – Obrázek 1
- Malá poloosa *b* – Obrázek 1
- Doba oběhu *T*
- Argument perigea ω - Obrázek 1
- Inklinace *i* – Obrázek 2
- Rektascenze Ω - Obrázek 2

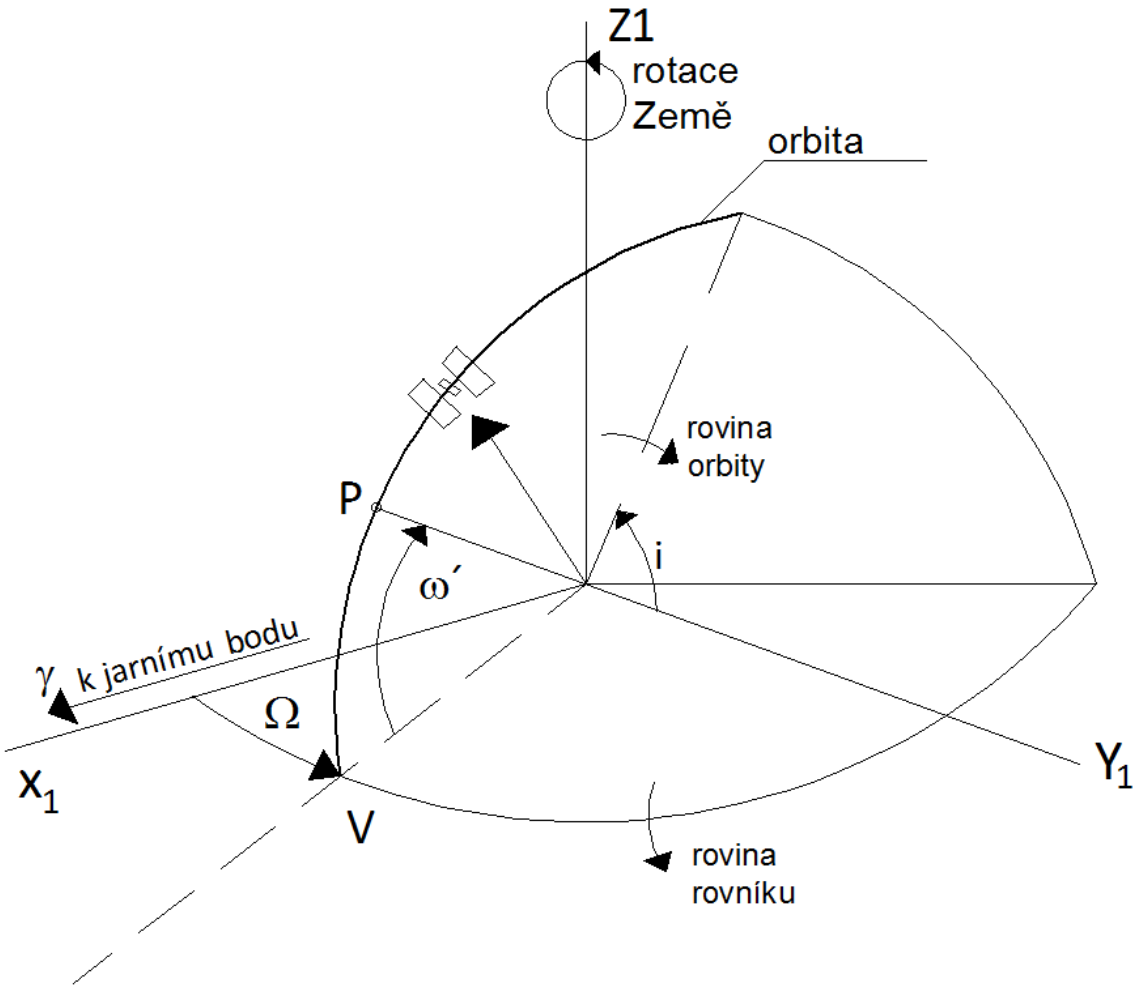


Obrázek 1 – Parametry oběhu NUDZ 1 [4, s. 101]

Velká a malá poloosa jsou parametry známé ze základní geometrie. Pro stanovení parametru argumentu perigea je třeba vyložit několik pojmů. Apogeum (A) je bod na oběžné dráze NUDZ, který leží nejdále od Země a Perigeum (P) je naopak nejblíže ležící bod oběžné dráhy k Zemi. Spojnice apogea a perigea se nazývá přímka apsid a je zároveň hlavní osou elipsy oběžné dráhy

NUDZ. Tato přímka apsid prochází těžištěm Země. Rovina, v níž leží rovník Země, protíná elipsu v uzlových bodech. Tyto body se nazývají bod východu (V) a bod západu (Z) a jejich spojnice se nazývá přímka uzlů. Úhel mezi přímkou apsid a přímkou uzlů je pak argumentem perigea. Argument perigea tak vyjadřuje míru vychýlení hlavní osy oběžné dráhy z roviny rovníku. Může nabývat hodnot z rozmezí 0 - 360°. Měří se v opačném směru, než je naznačeno na Obrázku 1, což znamená, že ω‘ je doplněk ω do 360°. [4, s. 101]

„Pátým parametrem oběžné dráhy NUDZ je úhel, o který je rovina oběžné dráhy vychýlena z roviny rovníku (viz Obrázek 2), nazývaný *inklinací* (*i*). Dosahuje hodnot 0 - 180°.“ [4, s. 101]



Obrázek 2 – Parametry oběhu NUDZ 2 [4, s. 101]

Rektascenze Ω je šestým parametrem, jenž popisuje pohyb NUDZ po elipse. Ω je úhel mezi přímkou uzlů a polopřímkou, která začíná ve středu Země a prochází jarním bodem (viz obrázek 2). „Jarním bodem je průsečík ekliptiky (zdánlivé dráhy Slunce po nebeské sféře) s rovníkovou rovinou Země v okamžiku jarní rovnodennosti. Jarním směrem je směr spojnice Země – Slunce v tomto okamžiku. Tento směr nezávisí na rotaci Země a je relativně stálý.“ [4, s. 102]

NUDZ se mohou pohybovat po oběžných drahách s různou výškou nad povrchem Země. Na základě výšky satelitu, a s tím přímo související doby oběhu NUDZ se vytvořilo dělení orbit na:

a) **LEO** (Low Earth Orbit) zahrnuje oběžné dráhy s nadmořskou výškou menší než 2 000 km. Díky vysoké oběhové rychlosti je satelit na LEO viditelný z povrchu Země pouze kolem 20 minut, vykazuje silný Dopplerův posun kmitočtu vysílané vlny. Toho se využívalo u systému Transit s Dopplerovskou metodou měření vzdálenosti. Nejznámějším příkladem NUDZ na LEO je vesmírná stanice ISS (International Space Station), která má Perigeum ve výšce 397 km a Apogeum 406 km nad povrchem Země [5]. K celosvětovému pokrytí satelitním navigačním systémem se satelity obíhajícími po LEO by bylo potřeba kolem 100 satelitů. [2, s. 556]
b) **MEO** (Medium Earth Orbit) obsahuje orbity s nadmořskou výškou od 2 000 km až do výšky pro GEO, která je přibližně 36 000 km. Doba oběhu NUDZ se s výškou mění. Pro satelity jednotlivých GNSS se doby oběhu pohybují od 11 do 14 hodin. Konkrétní hodnoty jsou k nalezení v příslušných kapitolách daných GNSS níže. NUDZ je tak pro uživatele viditelná několik hodin, což přináší menší množství přepínání mezi jednotlivými satelity. Náklady na vynesení satelity na MEO jsou znatelně vyšší než na LEO, ale na celosvětové pokrytí je potřeba 24 až 36 satelitů. Orbity satelitů na MEO jsou stabilnější než těch na LEO, ovšem na druhou stranu zde působí větší měrou kosmické záření, které snižuje životnost klíčových komponentů satelitu, jako např. atomové hodiny nebo generátor signálu. [2, s. 556]
c) **GEO** (Geostationary Orbit) se satelity obíhajícími ve vešce kolem 36 000 km nad mořem má tu vlastnost, že NUDZ zůstává neustále nad stejným poledníkem. Pro zajištění celosvětového pokrytí satelity na GEO je potřeba jen několik NUDZ, ale kvůli poloze oscilující kolem rovníku je špatná viditelnost těchto NUDZ ve vyšších zeměpisných šířkách. [2, s. 556]
d) **HEO** (High Earth Orbit) jsou orbity, které mají větší výšku než geostacionární orbity (tedy více než 36 000 km). Doba oběhu satelitů na HEO je delší než 24 hodin. To znamená, že satelity se při pozorování ze Země pohybují proti směru otáčení Země, tedy západně.

Z výše uvedených důvodů jsou pro aktuálně fungující GNSS (GPS, GLONASS) využívány orbity MEO. Satelity systému Galileo budou také obíhat na MEO. Čínský systém COMPASS bude využívat satelitů obíhajících na MEO i GEO. [2, s. 556]

2.2.2.2 Odchylky od ideální orbity

Během obíhání NUDZ okolo planety na ni působí několik vlivů, které satelit vychylují z ideální dráhy. Výsledkem toho je odchylka satelitu od předpokládané polohy. Při znalosti všech negativních vlivů je možné dosahovat menších odchylek od ideální orbity. Při oběhu na NUDZ působí:

- Jiné než centrické gravitační síly Země ($5 * 10^{-5}$ m/s^2)
- Gravitační síly Slunce a Měsíce ($5 * 10^{-6}$ m/s^2)
- Síly od slunečního záření (10^{-7} m/s^2)

V závorkách jsou uvedeny hodnoty zrychlení, které daný jev vyvozuje v místě NUDZ. [2, s. 559 – 560]

2.2.2.3 Vybavení satelitů

Každá NUDZ obsahuje standardní satelitní vybavení (více informací lze nalézt v [2], kapitola 4 Subsystem of Spacecraft) a dále navigační vybavení, které mimo jiné sestává z několika vysoce přesných atomových hodin, které generují velmi stabilní nosnou vlnu, a generátorů signálů, které na nosnou vlnu namodulují navigační zprávu a časový signál.

2.2.3 Uživatelský segment

Uživatelský segment se skládá z navigačních terminálů, které zpracovávají signály z NUDZ za účelem určení vlastní polohy. Navigační terminál lze popsat jako sériové zapojení čtyř obvodů:

- Antény
- Přijímače GNSS
- Navigačního počítače
- Displeje

První dva obvody jsou nezbytné. Navigační počítač může být nahrazen jiným výpočetním zařízením a displej může úplně chybět, pokud se získaných informací využívá jako vstupu do dalšího procesu a není třeba informace o poloze zobrazovat v reálném čase. [4, s. 102]

Existuje celá řada terminálů s různou přesností a velikostí. Zařízení na geodetické aplikace má velikost krabice od bot. Naproti tomu se využívá malých čipů, které se instalují do mobilních telefonů. Těmto rozdílům ve velikosti samozřejmě odpovídají i přesnosti generovaných informací o poloze a také cena jednotlivých terminálů. Zmiňovaný přijímací čip stojí okolo 10 €, zatímco velmi přesný dvoufrekvenční přijímač stojí více než 10 000 €. [2, s. 556]

2.2.3.1 Funkce uživatelského zařízení

UZ vykonává následující funkce:

- Vyhledává, detekuje a dekóduje signály jednotlivých NUDZ v systému
- Určuje pseudovzdálenosti mezi uživatelem a NUDZ
- Zjišťuje polohu UZ s frekvencí rovné jedné vteřině
- Měří čas
- Poskytuje očekávané informace (např. směr trati, výšku nad mořem, rychlost pohybu, aktuální polohu) [4, s. 102]

2.3 Chyby přesnosti měření GNSS

2.3.1 Satelitní zdroje chyb

Jelikož korekční data jsou satelitům posílána v určitém intervalu, který může být až 12 hodin, zavádí samotné satelity do systému chyby. Jsou to chyby polohy satelitu a chyby měření času atomovými hodinami na palubě družice. Tyto chyby se odstraňují prostřednictvím podpůrných GNSS (LAAS, WAAS, EGNOS atd.)

2.3.2 Ionosférická chyba

Nazývána též jako chyba přenosu signálu, pramení z rozdílných vlastností atmosféry Země v různých denních a ročních dobách. Nejvyšší vliv na putující signál má právě vrstva ionosféry, která se také v průběhu dne výrazně mění, a proto se tento zdroj chyb měření často označuje jako ionosférická chyba. Důvodem různých vlivů ionosféry na signál jsou volné elektrony v této vrstvě obsažené, jejichž množství je volatilní. Chyba z neznalosti aktuálního stavu ionosféry může dosahovat několika metrů (například [4, s. 108] uvádí 3,66 metru). Tato nepřesnost lze korigovat přenosem navigačního signálu na více než jedné frekvenci. Jelikož SPS stále probíhá pouze na L1 C/A, je vliv ionosféry na tuto službu stále znatelný. [2, s. 574]

Další chyby přenosu signálu vznikají v závislosti na aktuální vlhkosti atmosféry v okolí UZ. Tyto nepřesnosti nepřesahují hodnot jednoho metru. Poslední nedokonalostí přenosů signálu jsou odražené signály, které může UZ považovat za přímé a následně měří špatnou vzdálenost. Na potlačení vlivů odražených signálů bylo vytvořeno několik technologií. Jedna z nich využívá toho, že při odrazu dochází ke změně fáze, což přijímač dokáže rozeznat, a tento signál následně nebere v úvahu. [2, s. 574]

2.3.3 Chyby přijímače

Jelikož je přijímaný signál velmi slabý (cca 10^{-16} W), je obtížně naprosto přesně obnovit měřící kód. Přesnost obnovení je přímo závislá na rychlosti generaci čipů daného kódu. Pro C/A kód se jedná o rychlost 1,023 MHz, čemuž odpovídá chyba v čase až 10 ns, a to činí chybu 3 metry ve vzdálenosti. P kód je generován rychlostí 10,23 MHz, a tomu odpovídá chyba 1 ns v čase a 0,3

metrů v dálce. Kromě výše zmíněných obecných zákonitostí samozřejmě závisí také na kvalitě přijímače – kvalitnější, a tím pádem dražší přijímače, mohou chyby výrazně snižovat.

2.4 Podpůrné systémy (Augmentation Systems)

Samotné satelitní navigační systémy, ať už GPS, Galileo nebo GLONASS, nejsou vhodné pro užití v aplikacích, kde v případě nepřesnosti může být ohrožen lidský život. Mezi takové aplikace patří kromě letectví také železniční a námořní doprava. V souvislosti s užitím GPS v SoL (Safety-of-Life) aplikacích se jako nedostatečná jeví přesnost, která ovšem se zavedením do provozu vícefrekvenčního provozu bude dostatečná, a především integrita. Proto byly za účelem dosažení požadovaných výkonů navrženy a vyvinuty podpůrné systémy (v doslovném překladu „zvětšovací systémy“). Cílem těchto systémů bylo od počátku zvýšit spolehlivost, dostupnost, přesnost a integritu GNSS natolik, aby bylo možné satelitní navigační systémy využívat i v SoL aplikacích. Nejvíce exponovaným, konkrétním příkladem takové aplikace je přesné přístrojové přiblížení, které by bylo možné provádět bez rozsáhlé infrastruktury letiště a ve výsledku by také mohlo snižovat nároky na palubní vybavení. Kromě přesného přiblížení by také bylo možné projektovat přiblížení, jejichž segment konečného přiblížení (Final Approach Segment - FAS) by nemusel být přímý, ale mohl by obsahovat zatáčku. Takto vyprojektovaná přiblížení by mohla přinést přesné přístrojové přiblížení i na letiště v obtížně přístupném terénu, kde to jinak nebylo možné a v případě letišť u velkých aglomerací by projekce takových přiblížení a především odletů přinesla menší expozici hluku v přilehlých, obydlených oblastech. [18, s. 420]

Jsou rozlišovány tři podpůrné systémy:

- Airborne Based Augmentation System (ABAS),
- Ground Based Augmentation System (GBAS),
- Satellite Based Augmentation System (SBAS).

Pro účely této práce je zásadní posledně jmenovaný.[23]

2.4.1 Satellite Based Augmentation System

SBAS využívá síť pozemních monitorovacích stanic, které provádějí měření polohy pomocí přijímaných satelitních signálů a sledují úroveň integrity jednotlivých systémů. Naměřené parametry polohy přijímače jsou porovnávány se skutečnou polohou monitorovacích stanic a pomocí tohoto porovnání je v řídícím centru možné průběžně určovat korekční, které jsou prostřednictvím vln C pásma společně s informacemi o integritě vysílány k satelitům. Tyto satelity jsou umístěny na GEO, což znamená, že jsou neustále nad stejnou oblastí a mohou tak poskytovat podporu uživatelům nad celým kontinentem (např. EGNOS pokrývá Evropu a také část severní Afriky). Satelity

po přijetí signálů od pozemních stanic předají korekční parametry a data o integritě UZ užitím vln L pásma. Satelity SBAS modulují korekční parametry do zprávy fungující na podobném principu, jako např. navigační zpráva systému GPS a společně s touto zprávou je vysílán také měřící kód vytvořený stejnou metodikou jako měřící kód GPS s unikátním PRN. UZ tak po přijetí signálu od SBAS satelitu nezískává jen korekční parametry a informace o integritě, ale také může signál využít jako další pseudovzdálenost, která se využije při výpočtech navigačních rovnic. SBAS není schopen korigovat chyby na úrovni příjmu UZ jako např. příjem odražených signálů nebo lokální efekt troposféry na přenos signálu. [18, s. 421] [23]

Lze říci, že SBAS přináší tři hlavní vylepšení do GNSS:

1.) Korekční parametry zvyšují přesnost určení polohy,
2.) měřící kódy na principu kódů GPS zvyšují dostupnost, kontinuitu a přesnost v určování polohy,
3.) informace o integritě systému (GPS, Galileo, ale také o samotném SBAS), které zvyšují bezpečnost tím, že v případě zjištěné nesrovnalosti ve funkci některého ze satelitů uvědomí uživatele do 6 vteřin. [18, s. 421]

2.4.2 Aircraft Based Augmentation Systems

ABAS (podpůrný palubní systém) zahrnuje dvě metody:

- RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring).
- AAIM (Airborne Autonomous Integrity Monitoring).

2.4.2.1 RAIM

Metoda RAIM využívá pouze informace přijímané od satelitů GPS (případně Galileo, GLONASS) a snaží se pouze prostřednictvím přijímání signálu od více než 4 družic najednou, což je počet nutný k určení polohy, odhalit případné abnormality v některém z přijímaných signálů. Pokud jsou „v dohledu“ více než 4 satelity, je možné provádět měření polohy v různých kombinacích[1]. Jestliže se objeví významnější odchylka/y mezi vypočítanými „polohami“ pro jednotlivé kombinace použitých satelitů, pak to značí, že některý satelit nefunguje správně. Po zjištění těchto nesrovnalostí následuje identifikace dysfunkčního satelitu a jeho následné vyřazení z výpočtů. Metoda RAIM předpokládá, že pouze jeden satelit může být chybný, protože pravděpodobnost selhání dvou satelitů v krátkém čase je velmi nepravděpodobná. [23]

[1] Pokud mohu měřit vzdálenost od satelitů A, B, C, D a E. Mohu k výpočtu polohy použít 5 kombinací: ABCD, ABCE, ABDE, ACDE a BCDE.

Z výše uvedených informací se zdá, že k řádné funkci metody RAIM je třeba minimálně 5 „viditelných“ satelitů. Není tomu tak, protože po vyřazení družice, která pravděpodobně selhala, není možné s využitím zbylých 4 družic provést stejný postup metodou RAIM znovu, což by potvrdilo, že tyto 4 družice fungují správně. V případě, že je při příjmu signálu od 5 družic detekováno selhání jedné z nich, je pouze vydáno varování na pravděpodobnou chybu v určení polohy UZ. Teprve při příjmu signálů od 6 a více satelitů najednou je možné po vyřazení jedné družice z výpočtů provést kontrolu, že poloha spočtená pomocí zbývajících 5 družic je správná. [23]

2.4.2.2 AAIM

„Metoda AAIM je zaměřena na spolupráci s vnějšími zdroji navigačních informací, které mohou alespoň přibližně „konfrontovat“ či „potvrdit“ správnost výsledků měření polohy pomocí GPS.“ [4, s. 111]

Vnějšími zdroji navigačních informací mohou být např.: inerční navigační systém, Dopplerův navigační systém, VOR/DME,DME/DME, ILS/DME. [4, s. 111]

2.4.3 Ground Based Augmentation Systems

GBAS je podpůrným systémem vyvinutým přímo za účelem umožnění využití satelitní navigace pro přiblížení letadla na přistání, neboli v SoL aplikaci. GBAS je lokálním zesílením v okolí letiště s pokrytím přibližně 40 km [36]. Primární myšlenkou bylo především zlepšit výkony GPS pro konečnou fázi přiblížení, ale systém ve výsledku přináší lepší výkony pro všechny fáze letu v okolí letiště od počáteční fáze přiblížení přes segment nezdařeného přiblížení po odlety. Hlavním cílem GBAS je poskytovat informace o integritě GPS (popřípadě Galileo nebo GLONASS), ale součástí systému je také zvýšená přesnost dosahující submetrové hodnoty (1 σ). [23]

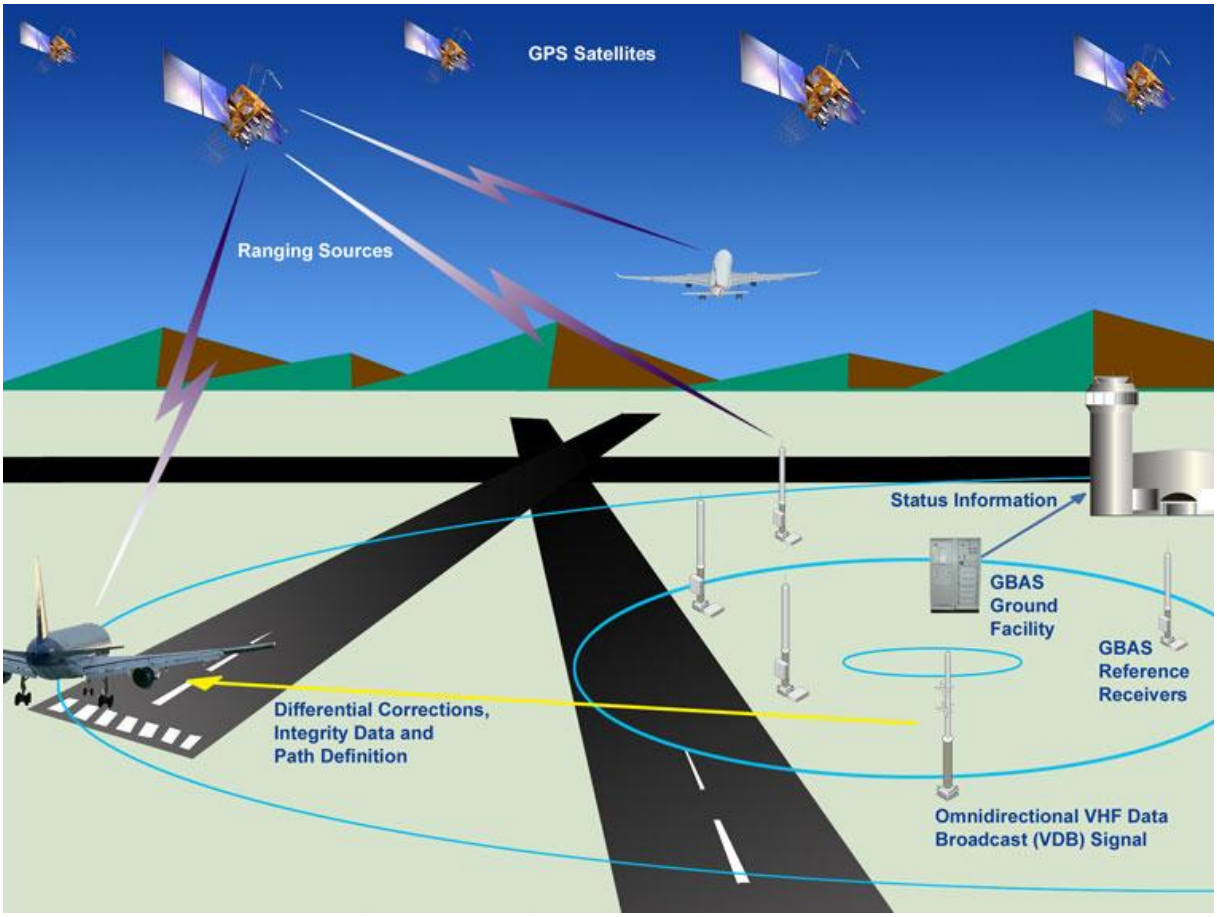
Celý GBAS se skládá ze dvou subsystémů:

- GBAS Ground Subsystem neboli pozemní subsystém a
- GBAS Aircraft Subsystem neboli palubní subsystém. [23]

Pozemní část GBAS sestává většinou ze 4 referenčních přijímačů GPS signálů, GBAS pozemního centra disponujícího výpočetní technikou a VHF (Very High Frequency) Data Broadcast VDB, tedy pozemního vysílače signálu na velmi krátkých vlnách. Všechny komponenty pozemní části GBAS jsou umístěny v okolí letiště nebo přímo na letišti a graficky jsou znázorněny na obrázku 3. Palubní vybavení se skládá z GPS antény, VHF antény, výpočetního zařízení a především GBAS přijímače. GBAS přijímač je implementován do avioniky v rámci Multi-Mode Receiver (MMR) technologie, která umožňuje implementaci systémů GPS, GBAS a ILS úsporně užitím podobných antén a hardwaru. [36]

Stejně jako u SBAS měří referenční stanice pomocí signálů GPS svou polohu a naměřené výsledky předávají do pozemního centra, které parametry naměřené polohy porovnává se skutečnými geografickými souřadnicemi referenčních stanic a na základě naměřených dat vypočítává korekční parametry, které jsou prostřednictvím VDB předávány na paluby přibližujících se letadel. Korekční zpráva je vysílána dva krát za vteřinu. Součástí korekčních dat jsou také informace o integritě, takže v případě nutnosti je včas vydáno varování o nedostatečné přesnosti GPS. [36]

V současné době je přiblížení založené na GBAS technologii schválené jako APV (Approach with Vertical Guidance), tedy přiblížení s vertikálním vedením s výškou rozhodnutí ne nižší než 60 metrů (200 feet). Pokračuje výzkum a vývoj za účelem dosažení úrovně, která umožní publikaci bezpečného přiblížení založeného na GBAS podpůrném systému až s nulovou výškou rozhodnutí. [36]



Obrázek 3 – Architektura GBAS [23]

2.5 Hodnocení základních kritérií GNSS

Výkony navigačních systémů se obvykle hodnotí na základě dvou parametrů:

- **Přesnosti** (accuracy), s jakou je pomocí nich možné určit polohu UZ. Tento parametr se tak logicky nazývá přesnost.
- **Dostupnosti** (availability), která je definována jako procento času, po který je služba určování polohy UZ dostupná. [23]

Ovšem pro užití GNSS v některých aplikacích, kde může v případě nepřesnosti systému dojít ke zranění člověka nebo dokonce k ohrožení lidského života, vyvstala potřeba definovat další popisné parametry GNSS. Takovými aplikacemi jsou především aplikace v letecké dopravě. Zmiňované další popisné parametry jsou:

- **Integrita** (integrity) je parametrem, který byl vytvořen přímo komunitou letecké dopravy za účelem definování pravděpodobnosti, že může dojít k chybě v určení polohy UZ přesahující určitý limit, aniž by o této chybě věděl konkrétní uživatel (posádka letadla).
- **Kontinuita** (continuity), někdy překládaná jako spojitost, byla definována, protože v kritických fázích letu, jako FAS, je nutností spojitá (kontinuální) dostupnost navigační služby. Kontinuita je nutná v průběhu všech fází letu, ale v některých fázích letu nabývá vyšší důležitosti. [23]

V souvislosti s možným hodnocením navigačních systémů (nejen satelitních) a následném vyhodnocení jejich vhodnosti pro použití v letecké dopravě bylo mezinárodní organizací civilního letectví (ICAO – International Civil Aviation Organization) vyvíjeno značné úsilí za účelem standardizace popisných parametrů navigačních systémů a požadavků na ně. Výsledkem tohoto úsilí byly Required Navigation Performance (RNP), jejichž nároky musí splňovat každý navigační systém využívaný v letecké dopravě. Součástí dokumentu[2] definující RNP jsou i požadavky na výše uvedené 4 parametry popisující výkony GNSS a v kapitolách níže jsou jednotlivé parametry blíže specifikovány. [23]

2.5.1 Přesnost (accuracy)

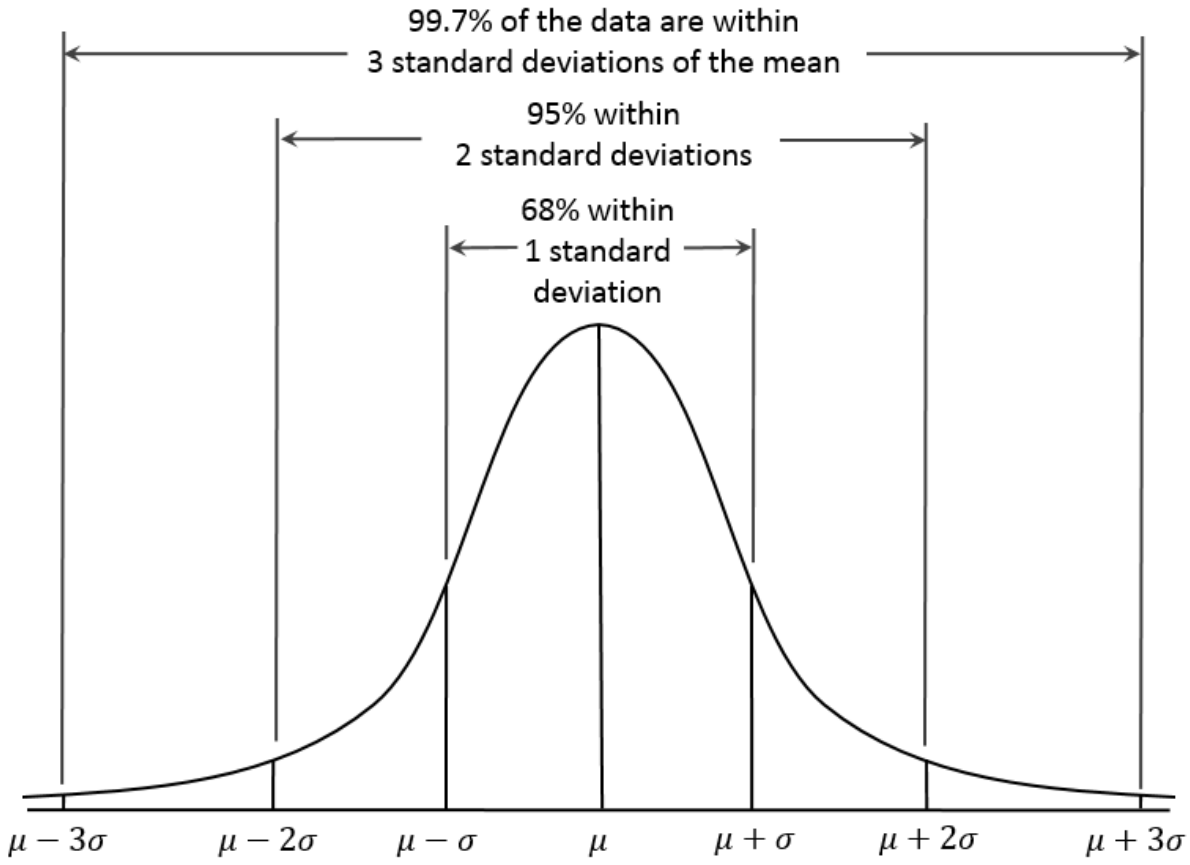
Přesnost je definována jako rozdíl mezi polohou vypočtenou určitým navigačním algoritmem a skutečnou polohou v prostoru. Součástí definice je také statistické určení, v jakém množství případů je takové přesnosti dosahováno. Množství případů se vyjadřuje procentuálně. Využívá se

[2] ICAO Doc 9650

normálního Gaussova rozdělení pravděpodobnosti a pravidla tří sigma. Pravidlo tří sigma vyjadřuje, s jakou pravděpodobností se výsledek náhodného pokusu nachází v určitém intervalu hodnot v okolí nejčetnější hodnoty. Interval hodnot je definován jako nejčetnější hodnota plus mínus určitá odchylka. Tedy např. střední hodnota IQ je 100 bodů a odchylka je 10 IQ bodů, pak interval je od 90 IQ bodů do 110 IQ bodů. Střední hodnota se obyčejně značí μ a odchylka σ (sigma). Graficky je normální Gaussovo rozdělení pravděpodobnosti ukázáno na obrázku 4. Matematicky je tedy interval definován jako (μ – σ, μ + σ). V rámci pravidla tří sigma se pracuje se třemi intervaly:

- (μ – σ, μ + σ) – označovaný jako jedno sigma (1σ),
- (μ – 2σ, μ + 2σ) – označovaný jako dvě sigma (2σ) a
- (μ – 3σ, μ + 3σ) – označovaný jako tři sigma (3σ). [37]

Jak je vidět z obrázku 4, v intervalu 1σ se určitý výsledek náhodného pokusu nachází s pravděpodobností 68 %. Pro 2σ je to 95 % a pro 3 σ 99,7 %. [37]



Obrázek 4 – Normální Gaussovo rozdělení pravděpodobnosti [37]

Pokud je tedy řečeno, že přesnost polohy 2σ dosahuje hodnoty 5 metrů, pak v 95 % měření bude chyba 5 metrů nebo méně. Takto se u GNSS definují přesnosti u měření pseudovzdáleností, tedy v rozměru 1D – chyba určení polohy na přímce, která tvoří spojnici satelit - UZ. [23]

2.5.1.1 Přesnost polohy ve 2D

Pro určení přesnosti polohy je důležitý přepočet z chyby v 1D měření do 2D prostoru. K takovému určení se využívá několika statistických přístupů. V popisech přesnosti satelitních systémů se nejčastěji využívá DRMS (Distance Root Mean Square), respektive 2DRMS. [23]

DRMS je číslo, které definuje poloměr kružnice, jež obsahuje určité procento naměřených poloh. V případě DRMS není procentuální množství poloh v kružnici přesně definováno. Je závislé na poměru odchylek 1D ve směru osy *x* a osy *y*. Tyto odchylky se značí σ_x a σ_y. Výpočet DRMS pak vypadá následovně:

$$DRMS = \sqrt{{\sigma_x}^2 + {\sigma_y}^2} \tag{2.4}$$

Na základě poměru mezi σ_x a σ_y je v kružnici o poloměru DRMS mezi 63 až 68 %. [23]

Jelikož požadavky na přesnost v letecké dopravě jsou takové, aby požadovaná přesnost byla dosahována po 95 % letu, není parametr DRMS pro popis výkonů jednotlivých GNSS vhodný. Byl proto definován parametr 2DRMS, který je opět poloměrem kružnice, jehož hodnota závisí na hodnotách σ_x a σ_y a stejně jako u DRMS není přesně definováno procentuální množství poloh uvnitř kružnice, protože toto množství opět závisí na poměru mezi σ_x a σ_y. Pravděpodobnost výskytu polohy uvnitř kružnice se pohybuje v rozmezí 95,4 až 98,2 %. Výpočet 2DRMS:

$$2DRMS = \sqrt{(2 * \sigma_x)^2 + \left(2 * \sigma_y\right)^2} = 2 * \sqrt{{\sigma_x}^2 + {\sigma_y}^2} \tag{2.5}$$

2.5.2 Dostupnost (availability)

Dostupnost navigačního systému je vyjádřena procentem času, kdy je systém použitelný pro určování polohy UZ a je funkcí jak technických vlastností jednotlivých komponentů systému (např. vysílač, signál, přijímač), tak i fyzikálními vlastnostmi prostřední, kterým putuje signál daného systému. Dostupnost je ukazatelem, který indikuje, jestli je daný systém použitelný k určitému účelu v definovaném prostoru. Dostupnost signálu je procento času, po který je navigační signál vysílaný satelitem dostupný v místě UZ. [23]

Může být uvažována dostupnost signálu určitého satelitu nebo dostupnost služby určování polohy z kompletní konstelace daného GNSS. V případě dostupnosti signálu od jednoho satelitu je možné změřit pouze pseudovzdálenost, zatímco v případě dostupnosti služby určení polohy musí být dostupný signál nejméně od 3 družic pro pozemní aplikaci a 4 družic pro aplikaci v letové dopravě. Také lze dostupnost chápat jako čas, po který je systém schopen plnit požadavky na přesnost a integritu. [23]

2.5.3 Integrita (integrity)

Integrita vyjadřuje, jak moc se lze na určitý navigační systém spolehnout. Pokud existuje možnost, že informace o poloze UZ může být chybná, aniž by o tom uživatel tohoto zařízení věděl, pak takový systém nedisponuje dostatečnou integritou a není možné mu důvěřovat v aplikacích, při jejichž používání by mohlo dojít k poškození majetku, ublížení na zdraví nebo dokonce ohrožení lidského života. Velmi důležitá součást integrity je schopnost poskytovat včasné varování uživateli, že v daný moment není vhodné systém používat pro navigační účely.

Pro užití satelitních navigačních systémů v letecké dopravě je parametr integrity velmi důležitý, protože požadavek na bezpečnost letecké dopravy zní, že pravděpodobnost, kdy nastane situace, ve které bude indikovaná poloha letadla mimo očekávanou obálku odchylek od skutečné polohy letadla a zároveň nebude posádka letadla před touto skutečností varována, musí dosahovat maximálně hodnoty $1 * 10^{-7}$ během jedné hodiny.

Integrita je pak matematicky definována jako pravděpodobnost, že nedojde k větší chybě při určení polohy UZ, než se předpokládá a zároveň, pokud dojde k větší chybě než se předpokládá bude tato skutečnost systémem odhalena. Požadavek na integritu v letectví je 0,9999999 během jedné hodiny. Pro FAS je tento požadavek upraven pouze v době trvání tohoto segmentu letu a to tak, že průměrná doba konečného segmentu přiblížení na přistání dle definice trvá 150 s. Požadavek na integritu je pak 0,9999999 během 150 vteřin. [32, s. 61]

Integrita je jedním, souhrnným parametrem, který definuje, jak je bezpečné konkrétní GNSS použít pro některé aplikace. K dostatečně exaktnímu vyjádření integrity byly zavedeny 4 další parametry:

- **Alert Limit (AL)** – Limit upozornění.
- **Time To Alert (TTA)** – Čas do upozornění.
- **Integrity Risk (IR)** – Riziko integrity.
- **Protection Level (PL)** – Úroveň ochrany.

2.5.3.1 Alert Limit (AL)

Maximální povolená chyba určení polohy UZ, po jejímž přesáhnutí musí být systém vyhlášen jako nedostupný pro zamýšlenou aplikaci (např. přiblížení na přistání). [23]

2.5.3.2 Time To Alert (TTA)

Pokud nastane situace, ve které dojde k větší chybě v určení polohy UZ než je PL, musí dojít ke spuštění upozornění v definovaném časovém intervalu. Tento interval je maximální hodnotou, což

znamená, že vydání upozornění může být uskutečněno také dříve. Tato maximální časová hodnota je označována jako Time To Alert. [7, 23]

S TTA souvisí pojmy integrity event, což se dá překládat jako událost integrity, a selhání integrity, s nímž souvisí následující kapitola 2.5.3.3 Integrity Risk (IR). Selhání integrity představuje událost, kdy je porušena PL a v čase TTA nedojde k vydání varování uživateli. Je důležité si uvědomit, že pokud dojde k chybě určení polohy vyšší než je hodnota PL a v čase TTA je vydáno varování, pak se nejedná o selhání integrity (Integrity Failure). Takový stav se pak označuje jen jako událost integrity. O této problematice je dále pojednáno v kapitolách 2.5.3.4 Protection Level (PL) a 2.5.3.5 Integrity Failure. [7, 23]

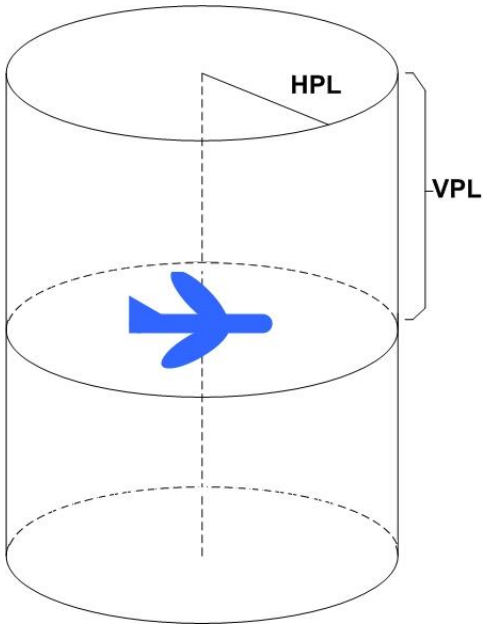
2.5.3.3 Integrity Risk (IR)

Riziko integrity vyjadřuje pravděpodobnost, že nastane selhání integrity. Je vlastně opačnou pravděpodobností k integritě: Selhání integrity = 1 – integrita. Jednoduše lze říci, že IR je pravděpodobností, že nebude detekována chyba navigačního systému, která bude přesahovat PL. [23]

2.5.3.4 Protection Level (PL)

Úroveň ochrany se stanovuje v horizontální a vertikální rovině. Horizontální rovina je tečnou rovinou k elipsoidu WGS84 v případě GPS (pro další GNSS bude tečnou k elipsoidu daného referenčního systému) a vertikální rovina je kolmá na rovinu horizontální. Horizontální úroveň ochrany je tvořena kruhem s definovaným poloměrem a se středem v místě skutečné polohy UZ. Tento kruh popisuje oblast, ve které se s určitou pravděpodobností vyskytuje indikovaná horizontální poloha získaná prostřednictvím vybraných satelitů. Je důležité si uvědomit, že úroveň ochrany není pevně stanovena, je to pohyblivá „ochranná obálka“, která statisticky definuje, kde všude může být indikována poloha UZ kolem skutečné polohy UZ. Pro konkrétní představu lze očekávat jiné hodnoty odchylek indikované polohy od skutečné nad Atlantským oceánem a při konečné fázi přiblížení letadla na přistání při RNAV přiblížení (informace o RNAV přiblížení jsou uvedeny v kapitole 5.1.1 RNAV (GNSS) přiblížení na přistání). Vše výše uvedené platí analogicky i pro vertikální PL. Výsledná celková ochranná úroveň je vidět na obrázku 5, na kterém HPL představuje Horizontal PL a VPL Vertical PL. [23]

Vztah mezi úrovní ochrany a integritou je následující: pravděpodobnost, že se indikovaná poloha letadla ocitne mimo „ochrannou obálku“, je rovna nebo menší než cílená pravděpodobnost rizika integrity. Hodnota této pravděpodobnosti již byla uvedena výše a je rovna $1 * 10^{-7}$ během jedné hodiny, jelikož požadavek na integritu v civilním letectví je takový, aby chyba polohy (Position Error – PE) byla menší než PL s pravděpodobností 0,9999999 během jedné hodiny letu. [23]



Obrázek 5 – Horizontální a vertikální ochranná úroveň [23]

Ve spojitosti s PL se dá přesněji než výše definovat, co je to událost integrity (integrity event). Událost integrity vzniká kdykoliv, kdy je VPE (Vertical Position Error) větší než VPL nebo HPE (Horizontal Position Error) je větší než HPL. [23]

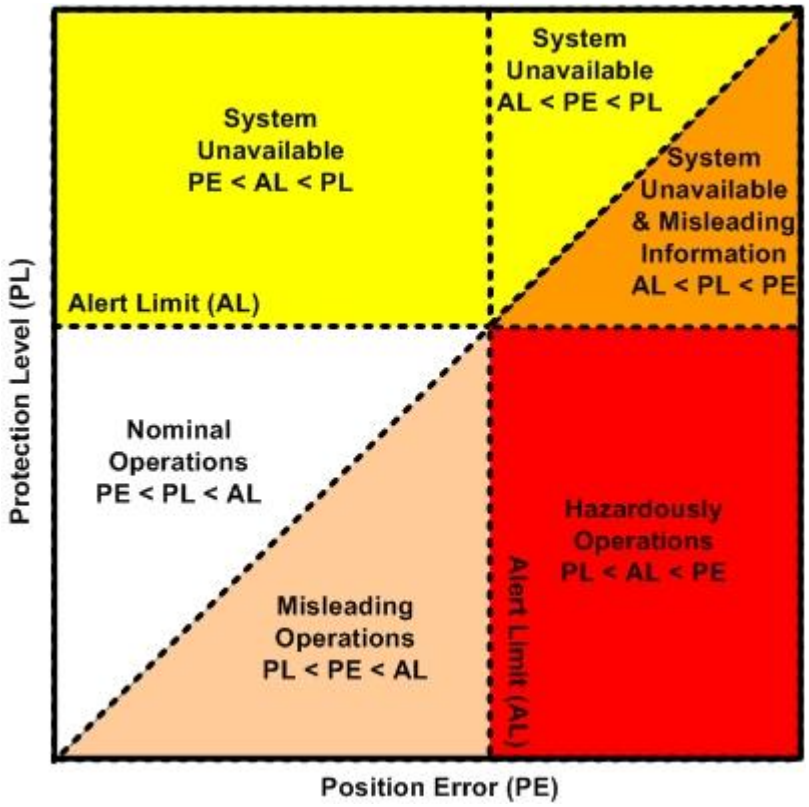
2.5.3.5 Integrity Failure

Selhání integrity je druh události integrity, který trvá déle než TTA a není spuštěno varování uživateli. Veškeré události integrity, které mohou nastat a vztahy mezi nimi dobře ilustruje Standfordský diagram integrity, který je uveden na obrázku 6. [23]

Osa *x* diagramu popisuje chybu určení polohy UZ (Position Error) a osa *y* pak úroveň ochrany (Protection Level). Pokud pro určitou situaci nabývá souřadnice *y* vyšší hodnoty než souřadnice *x*, pak je PL větší než PE a nedochází k selhání integrity, což je žádoucí stav. Pokud nastane opačný jev, že hodnota souřadnice *x* je vyšší než souřadnice *y*, pak je chyba určení polohy UZ mimo „ochrannou obálku“ a dochází k událostem integrity. Události integrity jsou dvojího druhu:

- Misleading Operations a
- Hazardously Operations. [23]

Při Misleading Operations (doslovný překlad by byl matoucí provoz, ale v tomto případě se autor práce domnívá, že je vhodnější anglický název) nevzniká ohrožení bezpečnosti, protože PE je stále menší než AL, ale pokud není skutečnost, že je PE větší než PL signalizována během TTA, dochází k selhání integrity. [23]



Obrázek 6 – Standfordský diagram integrity [23]

Ovšem při Hazardously Operations (nebezpečný provoz, vhodnější překlad, ale i zde pro jednotnost tématu bude ponechán anglický název) označují situaci, kdy je PE větší než PL a také než AL, což přináší nebezpečnou situaci, která v případě selhání integrity může vést k nehodě.

2.5.4 Kontinuita (Continuity)

Kontinuita je schopnost systému jako celku vykonávat požadované funkce bez přerušení během provozu určitých aplikací. Konkrétně tedy pro GNSS je pro uživatele v letecké dopravě zásadní, aby funkce určování polohy v prostoru byla indikována správně a po celou dobu přiblížení na přistání. Je vhodné také zmínit, že o kontinuitě systému lze hovořit v momentě, kdy byl tento systém dostupný na začátku určitého využití aplikace.

V rámci Standfordského diagramu na obrázku 6 výše je kromě provázanosti jednotlivých parametrů integrity ukázáno, kdy systém není dostupný. Jestliže systém není dostupný, pak je narušena jeho kontinuita. Jestliže je PL větší než PE a zároveň je větší než AL, pak je vydáno varování a systém je vyhlášen jako nedostupný. Systém je tedy nedostupný vždy, když hodnota souřadnice *y* přesáhne hodnotu AL.

Exaktně je kontinuita vyjádřena jako pravděpodobnost, že v průběhu dané operace nedojde k narušení kontinuity. Doplňkem do jedné je maximum acceptable continuity risk, který vyjadřuje

maximální přijatelnou pravděpodobnost, že systém bude v průběhu operace vyhlášen jako nedostupný.

V rámci tématu kontinuity jsou popisovány různé druhy selhání GNSS, které ovšem nejsou důležité pro tuto práci, a proto zde nebudou uvedeny. Nalézt je lze v [23][3].

[3] Konkrétní odkaz: http://navipedia.net/index.php/Continuity

Praktická část

Jak bylo uvedeno v úvodu této diplomové práce, zadání autor obdržel od společnosti CGI IT Czech Republic s.r.o. s tím, že důraz by měl být kladen především na popis jednotlivých satelitních systémů GPS, Galileo a GLONASS a také na jejich současné i potenciální využití v letecké dopravě. V souladu s tímto zadáním budou v praktické části této diplomové práce zmíněné systémy blíže specifikovány. Než bude k tomuto kroku přistoupeno, považuji však za nezbytné uvést několik základních faktů právě o společnosti, která mi zadala vypracování této diplomové práce.

Společnost CGI založená v roce 1976 v kanadském Montrealu prostřednictvím 69 000 odborníků působících ve více než 400 pobočkách a 40 zemích celého světa upevňuje lokální odpovědnost za úspěchy svých klientů a zároveň jim poskytuje realizační kapacitu světové úrovně. CGI od svého založení uplatňuje přístup disciplinované realizace, díky němuž má ve svém oboru ty nejlepší výsledky při realizaci projektů v zadaných termínech a v rámci stanovených rozpočtů. Vysoce kvalitní služby v oblasti obchodního poradenství, systémové integrace a outsourcingu pomáhají klientům maximálně využít stávajících investic zaváděním nových technologií a podnikatelských strategií, a tím dosáhnout klíčových výsledků. Důkazem nasazení společnosti je skutečnost, že průměrné hodnocení spokojenosti klientů za posledních 10 let činilo více než 9 bodů na desetistupňové škále. [35]

Společnost svým zákazníkům nabízí především následující služby:

Systémovou integraci – nabídka služeb začíná analýzou klientových požadavků a zahrnuje návrh možných řešení uzpůsobených jeho individuálním potřebám. Samozřejmostí je finální nasazení systému včetně zajištění všech souvisejících služeb.

Enterprise Resource Planning (ERP) – v této oblasti zákazníci využívají širokou škálu konzultačních a implementačních služeb plně pokrývajících nasazení ERP systému. Služby společnost nabízí pro přední světové firmy především s využitím platforem SAP a Oracle.

Customer Relationship Management (CRM) – nabídka poradenství a služeb při plánování i nasazení systému pro řízení vztahů se zákazníky. Řešení jsou založena na platformách předních světových společností jako Salesforce, Oracle, Siebel, Amdocs CRM nebo Microsoft Dynamics.

Business intelligence – řešení využívající platformy SAP Business Warehouse a SAP NetWeaver Business Intelligence.

Outsourcing – CGI klientům zajistí spolehlivý provoz IT infrastruktury a dalších firemních procesů jak na místní úrovni, tak v globálním měřítku.

Cloud computing – IT služby přístupné prostřednictvím webového rozhraní, jež jsou soustředěny na jednom místě u vybraného poskytovatele. Odpadá tím nutnost zabývat se interním nastavením, správou a dalšími činnostmi, které s jejich provozováním souvisí.

Enterprise content management – systémy pro údržbu všech typů informací a dat včetně jejich zpracování, použití, skladování a následné efektivní komunikace.

Projektový management – služby v oblasti provádění a kontroly IT projektů, včetně takových, které směřují k outsourcingu některých specifických částí IT systému.

Konzultační služby – poradenská činnost v oblasti informačních technologií přispívá klientům ke zlepšení výsledků jejich podnikání.

Bezpečnost – vše od komplexní analýzy bezpečnostní situace až po zpracování bezpečnostních poradenských služeb. Kromě poradenských služeb nabízí CGI zavedení doporučeného produktu a jeho následné provozování.

Kromě systémového a produktového zaměření je však pro potřeby této diplomové práce důležité především, kterým aktivitám se CGI věnuje v oblasti satelitních technologií. Historicky se CGI především ve Velké Británii, Nizozemsku a Německu věnuje kosmickým technologiím již více než 30 let. Patří mezi významné dodavatele částí systému Galileo a řídící systémy CGI aktuálně kontrolují pozice téměř 200 satelitů.

V roce 2009 se CGI rozhodlo část know-how přenést také do České republiky především v souvislosti s blížícím se stěhováním GNSS Agentury z Bruselu do Prahy.

Od té doby se česká pobočka CGI podílela na dodávce následujících projektů:

- Pilotní projekt Veřejné regulované služby (PRS) systému Galileo v ČR
- Studie proveditelnosti zřízení Odpovědného úřadu služby PRS na Slovensku
- Projekt zvyšování bezpečnosti na železničních přejezdech s využitím GNSS technologií „LeCross“ pro European Space Agency (společně s CGI UK, CGI Finland a finským výzkumným ústavem VTT)
- Participace na projektech vedených CGI UK pro GNSS Agency (IT support, bezpečnostní projekty, Market Development)
- Project COPERNICUS sledování země (společně s CGI UK)

3 Rozdělení druhů satelitní navigace

GNSS nepředstavují pouze systémy, které umožňují uživatelům určovat svou polohu, jako je GPS, GLONASS nebo Galileo, ale do množiny GNSS patří také podpůrné systémy uvedené v kapitole 2.4 Podpůrné systémy (Augmentation Systems). Tato kapitola obsahuje ucelený sbor informací o třech satelitních systémech. Popisovány jsou: již plně operační GPS a EGNOS a stále ve fázi vývoje Galileo. Jedná se o systémy, které jsou pro leteckou dopravu v Evropě zásadní. EGNOS je podpůrný sytém pro region Evropy, který při poskytování služeb uživatelům neustále spolupracuje s GPS. Galileo je výsledkem snahy všech členských států EU a lze předpokládat největší množství aplikací užívaných nejen v letectví, právě na území těchto států.

Pro nastupujícího pracovníka CGI v oblasti satelitních aplikací je nezbytné, aby se s jednotlivými systémy a jejich parametry podrobněji seznámil. Tato kapitola umožňuje takovému pracovníkovi hlubší pochopení souvislostí v daných systémech, aniž by bylo nutné neustále nahlížet do jiných zdrojů. Součástí takového pochopení souvislostí a zorientování se v jednotlivých systémech s sebou přináší uvědomování si předností a nedostatků každého z nich. Kromě subjektivního vnímání těchto kladů a záporů každého čtenáře je v rámci následující kapitoly 4 Klady a zápory jednotlivých navigačních systémů v krátkosti uvedeno shrnutí rozdílů mezi těmito třemi systémy. V případě potřeby ještě hlubší znalosti v některé oblasti usnadní hledání zdrojů připojený seznam literatury.

3.1 GPS- Global Positioning System

GPS je nástupcem navigačního systému TRANSIT. První satelit byl vynesen na oběžnou dráhu 21. února 1978. GPS byl využíván za války v Perském zálivu již v roce 1991, ale jako plně funkční byl vyhlášen 27. dubna 1995 [2, s. 557]. „Systém byl vyvinut Ministerstvem obrany Spojených států amerických (United States Department of Defense) a jeho oficiální název je NAVSTAR GPS (NAVigation Signal Timing And Ranging Global Positioning System).“ [9] I přesto, že údržba systému, včetně vynášení nových SVs (Space Vehicles) nahrazujících ty NUDZ, které dosáhly své životnosti, stojí vládu USA ročně kolem 400 milionů USD (United States Dollar), je systém GPS pro civilní využití zcela zdarma. [9]

Ministerstvo obrany Spojených států amerických je stále primárně zodpovědné za jeho provoz. Civilní zájmy však reprezentuje americké ministerstvo dopravy a je zodpovědné za podpůrné systémy GPS jako WAAS (Wide Area Augmentation System). Ministerstvo obchodu USA je zodpovědné za ochranu rádiových frekvencí, které GPS používá [7, s. 21]. Ačkoliv je využití v civilní sféře převládající nad vojenskými aplikacemi a využitím, zůstává GPS vojenským systémem [2, s. 557].

„Systém poskytuje uživatelům přesnou, kontinuální, celosvětovou, třídimenzionální informaci o pozici a rychlosti pohybu. Uživatelé musí být vybaveni příslušným přijímačem. Jelikož systém pracuje pasivně, je počet uživatelů neomezený.“ [7, s. 21]

3.1.1 Kosmický segment GPS

Až do roku 2011 byl nominální počet 24 satelitů ve výšce přibližně 20 200 km nad mořem. Z těchto 24 družic bylo 21 aktivních a 3 byly v záloze. V červnu roku 2011 bylo dokončeno rozšíření konstelace satelitů systému GPS nazývané „Expandable 24“. Změnou pozice šesti satelitů se dosáhlo rozšíření původně 24 slotů o nové tři sloty. Výsledkem tohoto rozšíření je systém s 27 sloty, který přináší lepší pokrytí celé Země. [10]

Těchto 27 družic je rozmístěných na šesti orbitách, jejichž trajektorie se blíží kružnici se středem ve středu Země. Orbity jsou rovnoměrně rozloženy okolo rovníku s rozestupy 60° a inklinací 55°. Nominální doba oběhu je polovina hvězdného dne, tedy 11 hodin a 58 minut, což odpovídá rychlosti 3,9 km/s. Na obrázku 7 je zobrazeno rozmístění orbit satelitů GPS okolo Země.

Obrázek 7 – Satelity GPS na svých orbitách [8]

Počet družic na každé ze šesti orbit se různí od čtyř do šesti satelitů, které jsou po dané orbitě rozmístěny nesymetricky. Konstelace satelitů k 14. 4. 2015 je zachycena v tabulce 4 v Příloze A. Důvodem této nesymetrie je snaha minimalizovat případný výpadek nebo nefunkčnost jednoho ze satelitů. Takové rozmístění přináší maximální zálohované pokrytí Země pro případ nečekaných

událostí. V případě plné operability všech satelitů je průměrně viditelných 8 NUDZ a nikdy není vidět méně než 4 satelity. [7, s. 22]

V případě nefunkčnosti více satelitů v krátkém čase může dojít k situaci, kdy určitý segment není pokryt potřebnými 4 satelity v dohledu. Taková situace nastala v březnu 2000, kdy dva satelity byly mimo provoz a každý den byl centrální region USA několik minut bez dostatečného pokrytí NUDZ. [7, s. 22]

3.1.1.1 Identifikace satelitů GPS

Pro identifikaci satelitů se využívá tří různých značení. První rozděluje satelity podle šesti orbit, kdy je jednotlivým orbitám přiřazeno písmeno (A, B, C, D, E a F) a satelity na dané orbitě se pak očíslují od 1 do 6. Čtvrtý satelit na orbitě B je pak označován jako B4. [7, s. 22]

Jako druhé v pořadí se využívá značení, které satelitům přiřadilo US Air Force. V rámci tohoto značení je každému satelitu přiřazeno unikátní číslo, které se nazývá SVN – Space Vehicle Number. [7, s. 22]

Třetí názvosloví se odkazuje na pseudonáhodný šum (PRN – Pseudo-Random Noise). PRN je součástí signálu, který každá družice emituje za účelem plnění svého účelu, a tento pseudonáhodný šum je unikátní pro každou družici, a tak každé družici přiřazuje určité PRN číslo. PRN je využíváno při rozeznávání jednotlivých družic UZ. Rozlišování od sebe jednotlivých satelitů emitujících signál na společné frekvenci se nazývá Code Division Multiple Access (CDMA). [7, s. 22]

3.1.1.2 Vývoj zařízení kosmického segmentu

Satelity NAVSTAR GPS systému prochází neustálým vývojem. Na začátku tohoto procesu stála první generace satelitů označovaná jako **Blok I** (v originále **Block I**), které vyvinula a postavila společnost Rockwell International. První experimentální satelit Bloku I byl vynesen na oběžnou dráhu v únoru roku 1978. Dalších 10 satelitů první generace bylo na svou orbitu vyneseno roku 1985. [9] Tyto satelity Bloku I byly pouze prototypy, které měly ověřit reálnost uskutečnění konceptu GPS tak, jak byl navržen. Žádný satelit první generace dnes není v provozu. [7, s. 23], [10]

Druhá generace SVs, která zahrnovala dva typy satelitů – **Blok II (Block II)** a **Blok II/A (Block IIA)**, představovala podstatná vylepšení na základě zkušeností z provozu SVs první generace. Konkrétní vylepšení jsou popsána v Příloze B – satelity GPS. Rockwell International postavila celkem 9 NUDZ Blok II. První SV (Space Vehicle) Block II byl vypuštěn na oběžnou dráhu roku 1989 a poslední roku 1990. Dnes již není žádný satelit tohoto typu v provozu. [7, s. 23], [10]

Ještě v listopadu roku 1990 byl na svou orbitu vynesen druhý typ druhé generace – **Block IIA** („Advanced“). Nejzásadnějším vylepšením oproti Bloku II byla schopnost satelitu poskytovat služ-

bu určování polohy až 180 dní bez kontaktu s OCS, ale navigační zpráva byla bez kontaktu s OCS platná pouze 4 hodiny. Vynášení satelitů Bloku IIA pokračovalo až do listopadu 1997. V době vzniku této práce (k 11. 3. 2015) jsou 3 družice Bloku IIA stále v provozu. SVs druhé generace byly posledními, které vyráběla společnost Rockwell International. [7, s. 23 – 24], [10]

Třetí generace také zahrnuje dva typy satelitů. Jsou to **Block IIR** („Replenishment"), **Block IIR(M)** („Modernized"). Hlavní vylepšení spočívají v automatickém generování navigační zprávy po 180 dní bez kontaktu s OCS[4] a v přidání nových civilních i armádních signálů v případě Bloku IIR(M). Celá třetí generace byla produkována společností Lockheed Martin. Podrobnější informace o civilních a armádních signálech včetně obrázků jednotlivých satelitů viz přílohy B a C. První NUDZ třetí generace odstartovala z Mysu Canaveral na Floridě již 23. července 1997.

Aktuálně jsou vyřazené družice nahrazovány satelity čtvrté generace s označením **Blok IIF (Block IIF)** („Follow on"). Tyto SVs vyvíjela a vyrábí společnost Boeing. Blok IIF disponuje třetím civilním signálem, lepší přesností a kvalitou, silnějším signálem a výrazně delší životností. Více informací v příloze B. [7, s. 24], [10]

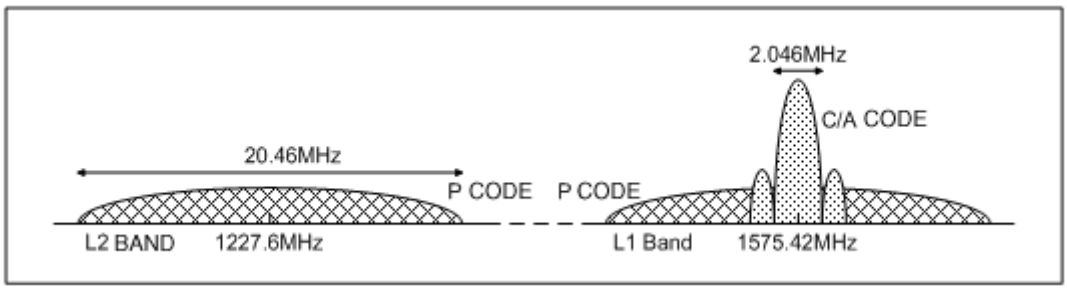
Od roku 2008, kdy byla zadána objednávka firmě Lockheed Martin na dva satelity, je ve vývoji SV páté generace, který nese označení **GPS III**. Mimo jiné přinese čtvrtý civilní signál a nebude mít možnost SA (Selective Availability – viz kapitola 3.1.1.5 SA – Selective Availability). S prvním vynesením na oběžnou dráhu se počítá v roce 2016. [10]

3.1.1.3 Signály GPS

Při uvedení systému GPS do provozu byly používány dvě nosné frekvence pro přenos tří navigačních signálů. Primární frekvence L1 s kmitočtem 1575,42 MHz a sekundární frekvence L2 s kmitočtem 1227,6 MHz. Obě tyto frekvence jsou násobkem kmitočtu odvozeného z palubních, atomových hodin, cesiových i rubidiových, která je 10,23 MHz. Konkrétně L1 je 154 * 10,23 MHz a L2 je 120 * 10,23 MHz. S těmito třemi původními signály souvisí rozdělení GPS na dvě základní služby (viz kapitola 3.1.7 Služby GPS). Do budoucna se počítá s celkem čtyřmi civilními signály v SPS, které budou přenášeny na třech frekvencích (viz Příloha C – signály GPS). Na obrázku 8 jsou zobrazeny signály na dvou základních frekvencích. Z obrázku je vidět, že na frekvenci L1 jsou přenášeny dva signály: C/A (Coarse Acquisition) kód a P (Precision) kód, zatímco na L2 byl

[4] Pokud by čtenáře napadlo, že tuto vlastnost měly již SVs Block IIA, pak je třeba si uvědomit, že Block IIA mohl poskytovat službu určování polohy, ale navigační zpráva byla platná pouze 4 hodiny, zatímco satelity Block IIR by disponovaly platnou navigační zprávou až po 180 dní bez kontaktu s OCS.

původně přenášen pouze P kód (aktuálně již i na L2 probíhá pre-operační vysílání druhého civilního signálu – více viz příloha C). [4, 7]

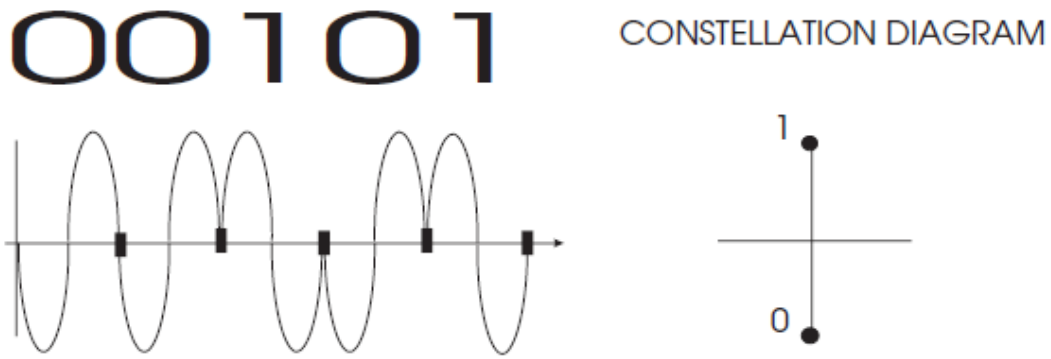


Obrázek 8 – Signál L1 C/A na L1 a signál P na L1 a L2 [16]

3.1.1.4 Vlastnosti signálů GPS

V případě signálů L1 C/A, L2C a L5 jsou informace na nosnou vlnu modulovány pomocí BPSK (Binary Phase Shift Keying) metody, která funguje tak, že „jedničky“ a „nuly“ jsou vyjadřovány změnou fáze tohoto signálu. Tedy když se změní fáze vlny o 180°, změní se „jednička“ na „nulu“ případně „nula“ na „jedničku“ tak, jak ukazuje obrázek 9. [4, 10, 17]

„Impuls SPS délky přibližně 1 μs má relativně úzké kmitočtové spektrum. Impuls PPS délky přibližně 0,1 μs má spektrum desetkrát širší. Signály se širším (tzv. kmitočtově více rozprostřeným) spektrem kmitočtových složek signálu jsou odolnější proti rušení, ale vyžadují složitější (a dražší) přijímače.



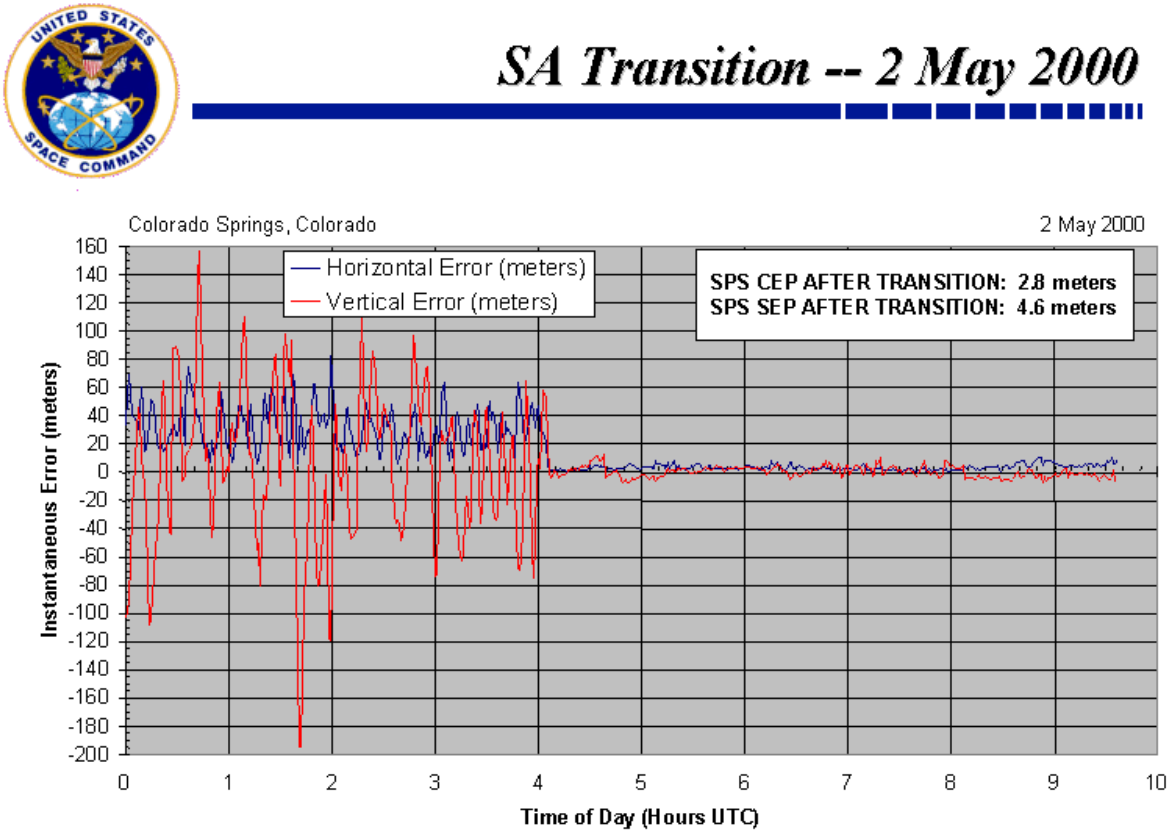
Obrázek 9 – Princip BPSK [17]

Změny z „nul“ na „jedničky“ (tj. změny fázového posunu v nosném signálu) se při tvorbě identifikačních/měřících kódů NAVSTAR provádějí náhodně a výsledné posloupnosti nul a jedniček se zaznamenávají. Ze záznamu jsou vybrány posloupnosti s vhodnými statistickými parametry, které mají všechny znaky náhodných signálů, ale dále jsou používány jako neměnné. Tyto tzv. pseu-

donáhodné signály jsou pak identifikačními signály jednotlivých NUDZ. Zároveň ale jejich tvary umožňují provádění požadovaných měření času/dálky v UZ.

Pro SPS je důležitá dostupnost těchto kódů všem uživatelům. Proto je pro každou NUDZ pro měření v SPS trvale používána jen jediná charakteristická, relativně krátká vybraná posloupnost impulsů (cca 1 000 impulsů v signálu) s typickými vlastnostmi (tzv. Goldův kód). Pro PPS tento signál (tzv. C/A – kód) slouží k navázání spolupráce UZ s NUDZ a k hrubému měření polohy UZ.“ [4, s. 107] (Autor citovaného textu používal termín impuls, který je v této práci označován termínem čip z anglického chip)

U PPS je po navázání „kontaktu“ mezi satelitem a UZ pomocí L1 C/A signálu využíváno P kódu, který disponuje mnohem vyšším počtem čipů než Goldův kód. Konkrétně je perioda P kódu dlouhá 37 týdnů a jednotlivé satelity vysílají jeden týden dlouhý segment z této periody. Každý týden ze soboty na neděli se kód pro daný satelit mění. Tedy např. pátý týden v roce vysílá satelit s PRN číslem 30 čtrnáctý týden z periody kódu a šestý týden v roce vysílá tato NUDZ třetí týden periody.



Obrázek 10 – Ukončení SA a hodnoty chyb způsobené technikou SA [10]

3.1.1.5 SA – Selective Availability

Technika, která se v přímém překladu nazývá výběrová dostupnost, spočívá v náhodném měnění výstup z oscilátoru neboli atomových hodin, čímž se ovlivňují veškeré produkty z oscilace pramenící. Tedy je ovlivněn signál modulovaný na nosnou vlnu a také navigační parametry systému. Při znalosti pseudonáhodného měnění výsledných produktů je možné reprodukovat v UZ správný signál i navigační parametry, a proto UZ oprávněné k využívání PPS nebyly technikou SA zasaženy. [7, s. 25 – 26]

Při aktivním módu SA dosahovaly přijímače SPS maximální chyby +/- 70 metrů v horizontální a +/- 200 metrů ve vertikální rovině, jak je vidět na obrázku 10. Materiál [4] pak uvádí průměrnou chybu +/- 100 metrů.

1. 5. 2000 oznámil Bill Clinton, tehdejší americký prezident, odstranění SA z běžného provozu GPS. Od té doby nebyla technika SA nikdy obnovena a v září roku 2007 oznámila vláda USA, že pro satelity páté generace, známé jako GPS III, již neplánuje zařadit schopnost pracovat v módu SA. Tímto vláda USA vyjádřila rozhodnutí učinit akt z května 2000 trvalým, což bylo velmi důležité pro celosvětové aktivní i potenciální uživatele GPS. [7, 10]

3.1.1.6 A-S – Anti-Spoofing

Technika A-S, která by mohla být volně přeložena jako „proti-napodobení“ nebo „proti-matení“, slouží k zabránění matení nebo rušení „cizím tělesem“ v systému, které by mohlo úmyslně emitovat signál, který by byl stejný jako je signál satelitů GPS, ale obsahoval by účelově zavedené chyby. UZ by pak vnímalo toto „cizí těleso“ jako jeden ze satelitů systému a výsledkem by byla chybně určená poloha nebo např. chybně zaměřený nepřátelský cíl. Některé zdroje popisují „cizí těleso“ jako pseudosatelit nebo pseudolit. [4, 7]

Princip funkce A-S je, že se P kód dodatečně kóduje neznámou posloupností, označovanou jako W kód, a vzniká výsledný signál/kód Y, někdy označován jako P(Y). Jen autorizované UZ jsou schopny P(Y) dekódovat na originální P kód. W kód se pravidelně mění. [4, 7]

3.1.1.7 Operační módy GPS

GPS může fungovat ve čtyřech různých módech podle toho, jestli jsou techniky SA nebo A-S používány. Jednotlivé módy jsou:

1.) **Open Mode** – otevřený mód představuje možnost, kdy jsou SA i A-S vypnuty a navigační signály a parametry nejsou měněny ani kódovány.
2.) **SA Only Mode** – mód použití pouze výběrové dostupnosti, kdy jsou parametry měněny za účelem zhoršené přesnosti, ale nejsou kódovány. Uživatelé SPS tak dosahují horší přesnosti, zatímco uživatelé PPS mohou využívat plnou přesnost.

3.) **A-S Only Mode** - výběrová dostupnost je vypnuta, zatímco obrana proti matení pseudolitem je aktivována. Tedy navigační parametry nejsou měněny a P kód je šifrován do P(Y).

4.) **SA/A-S Mode** – Výběrová dostupnost i opatření proti rušení pseudosatelitem jsou aktivní. PPS uživatelé mohou čerpat plnou přesnost a bezpečnost systému, zatímco SPS uživatelé dosahují zhoršené přesnosti a může u jejich zařízení dojít k příjmu „nepravého“ signálu.

Do května 2000 byl GPS standardně v provozu v módu 4, ale zrušením SA se standardním stal mód 3.

3.1.1.8 Navigační zpráva GPS

Obecně lze říci, že navigační zpráva (zkratkou označována jako NAV) obsahuje informace o vesmírném segmentu. Tedy konkrétní informace o orbitech satelitů, „zdraví“ NUDZ, informaci o „čase dané družice“ atd. Také obsahuje nebo bude obsahovat rozdíly mezi časem GPS a časy ostatních GNSS (Galileo, GLONASS atd.). Kvůli nízkému poměru mezi sílou signálu a hluku (S/N – Signal to Noise ratio) bylo nutné zvolit nízkou rychlost modulování dat na nosnou vlnu, aby nedocházelo k nepřijatelné ztrátě dat, jinak řečeno aby se dosahovalo nízkého výskytu chyb (BER – Bit Error Rate). Konkrétně 1 bit navigační zprávy je dlouhý 20 ms. Na každý bit navigační zprávy tak připadá 20 Goldových kódů (20 C/A kódů). Původně existovala pouze jedna navigační zpráva pro civilní i vojenské uživatele (SPS i PPS), ale s vývojem systému a nových signálů vznikly mimo jiné dva nové formáty: CNAV (Civil NAV) a MNAV (Military NAV) označující civilní a vojenské datové zprávy. Více informací o zprávách jiných než NAV Message, která je popsána níže, lze nalézt v Příloze D – Navigační zprávy GPS. [18]

NAV Message

Původní navigační zpráva „NAV Message“ obsahuje 25 stránek (rámců/frames), každá o obsahu 1 500 bitů a délce 30 sekund, takže přenos celé zprávy trvá 12,5 minuty. Jednotlivé rámce obsahují vždy 5 podrámců (subframes), každý obsahuje 300 bitů a jeho přenos zabere 6 sekund. Z výše uvedeného lez jednoduše vyčíst rychlost přenosu dat, která je 50 bps (bits per second). [4, 18]

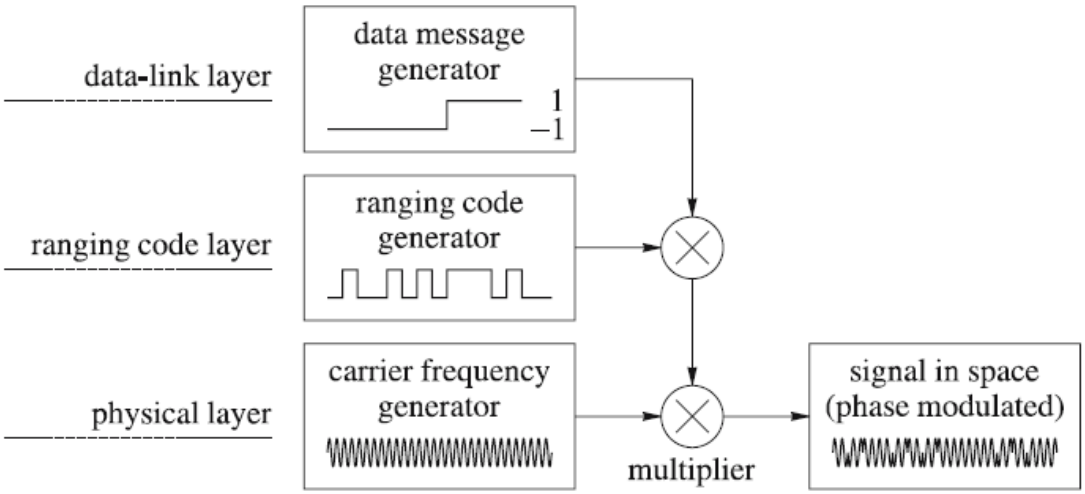
Všechny podrámce jsou uvedeny telemetrickým slovem (TLM – Telemetry word), které obsahuje 8 bitů, jež mají funkci synchronizačního obrazce, ve tvaru 10 001 011 a diagnostickou zprávu. Díky tomu, že TLM je stejné pro všechny podrámce, může dojít k nesprávné interpretaci. Druhým slovem každého podrámce je „předávající slovo“, v originále Hand-over word (HOW), které obsahuje mj. identifikaci podrámce. [18]

První podrámec obsahuje GPS číslo týdne, predikci uživatelské přesnosti měření vzdálenosti, ukazatele „zdraví“ NUDZ, stáří dat a informace o časových korekcích – zpoždění signálu v ionosféře, změny rychlostí pohybu družice aj. [4, 18]

Druhý a třetí podrámec obsahuje informace o efemeridách dané družice, jejíž signál UZ přijímá, včetně odchylek od ideální orbity vlivem faktorů uvedených v kapitole 2.2.2.2 Odchylky od ideální orbity. [4]

Čtvrtý podrámec disponuje informacemi o: stavu ionosféry, almanachu[5] družic, které nepatří mezi 27 operačních družic a vojenských zpravodajských informací. Pátý podrámec obsahuje almanach 27 operačních družic. Díky poslednímu podrámci zná UZ přibližnou polohu všech NUDZ, což mu umožňuje navazovat spojení se satelity v nejlepším postavení z hlediska geometrie rozestavení viditelných NUDZ (viz kapitola 3.1.5 Přesnost GPS v SPS), a také díky almanachu UZ začíná „navazovat spojení“ s další družicí až v momentě, kdy je již tato NUDZ v potřebném úhlu nad horizontem, ne dříve. [4, 18]

První tři podrámce jsou vysílány v každém rámci s neměnným obsahem, protože se jedná o zásadní informace ovlivňující přesnost v reálném čase. Údaje v těchto podrámcích se mění pouze na popud řídící stanice. Čas, který uplynul od poslední změny těchto parametrů, je také součástí prvních tří podrámců a označuje se položkami AODC (Age Of Data – Corrections) a AODE (Age Of Data – Ephemeris). [4]



Obrázek 11 – Modulace dat na nosnou vlnu [18, s. 55]

[5] Almanach představuje souhrn informací o jiných družicích než je družice vysílající daný signál.

Obsah čtvrtého a pátého podrámce se naopak mění v každém rámci, protože například v případě pátého podrámce k popisu celého systému (všech operačních satelitů) je třeba většího množství dat, a tak jsou tyto informace rozloženy na všech 25 stránkách. Perioda opakování dat v těchto podrámcích je potom 12,5 minuty.

Na obrázku 11 je možné vidět vznik navigačního signálu, který družice emituje.

3.1.2 Řídící segment GPS

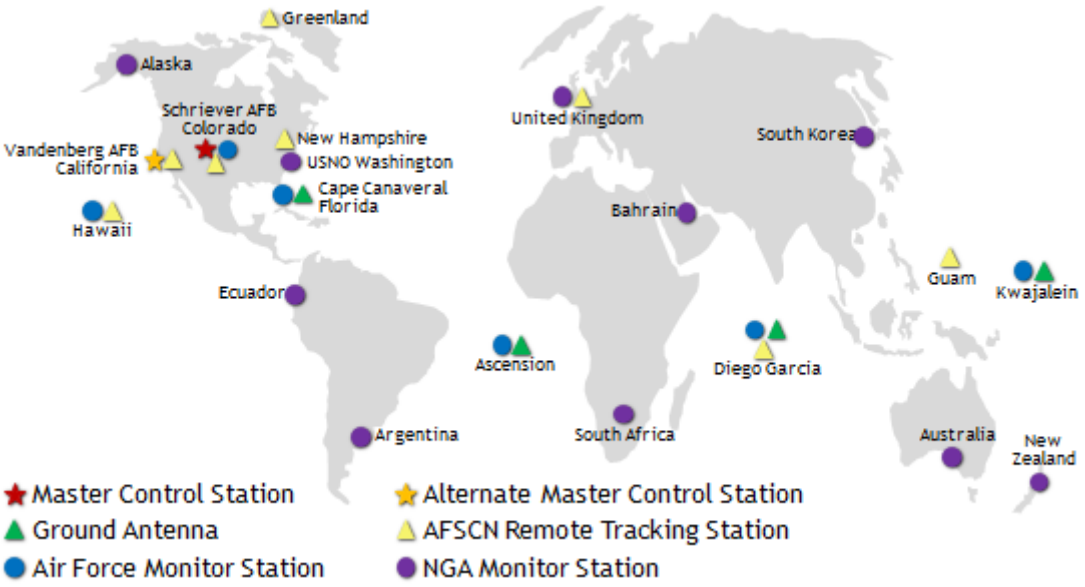
V angličtině označovaný jako Operation Control Segment (OCS) je pozemní částí systému, která slouží k monitoringu družic a vysílání korekčních příkazů za účelem udržování systému v konstelaci co nejbližší ideálnímu modelu. Mezi hlavní úlohy, které OCS vykonává, patří:

- Udržování NUDZ na jejich orbitách.
- Monitorování „zdraví“ a status satelitních subsystémů, např.: solární panely, stav baterií.
- Aktivace satelitů v záloze.
- Aktualizace dat v navigačních zprávách.
- Zjištění a oprava (případně vyřazení z provozu pokud oprava není možná) anomálií satelitů.
- Kontrola funkce A-S.
- Pasivní sledování satelitů – příjem signálu a stanovování polohy z měření a následné porovnání se skutečnou polohou přijímače, která je známa. [7, s. 29]

Obecné dělení řídícího segmentu je popsáno v kapitole 2.2.1 Řídící segment. GCC je v GPS označováno jako Master Control Station (MCS). MCS je tedy hlavní řídící a výpočtovou jednotkou systému. Další součástí OCS jsou monitorovací stanice, v originále Monitor Stations (MS) a poslední částí jsou pozemní antény, Ground Antennas (GAs). [7, s. 29]

3.1.2.1 Master Control Station

Původní umístění této stanice bylo na základně leteckých sil USA (Air Force Base – AFB) ve Vanderburgu v Kalifornii, ale bylo přesunuto do nynější pozice na Schriever AFB (dříve označované jako Falcon AFB) v Consolidated Space Operations Center (CSOC) v Colorado Springs ve státě Colorado. Původní AFB Vanderberg má dnes úlohu záložního řídícího centra – AMCS (Alternate Master Control Station). MCS sbírá data snímaná monitorovacími stanicemi a vypočítává orbity a časové parametry jednotlivých satelitů. Údaje z těchto měření a výpočtů vyplývající, jako například rozdíl mezi časem družice a časem systému, jsou následně přeposílány na GAs, pro-



Obrázek 12 – Rozmístění částí OCS GPS [10]

3.1.2.3 Ground Antennas

GAs jsou používány ke komunikaci mezi OCS a satelity, jejímž cílem je neustálá kontrola a ovládání vesmírného segmentu. GAs udržují datovou komunikaci mezi pozemní částí GPS a satelity. Tato datová komunikace sestává z vysílání korekčních signálů a příkazů. Korekční signály upravují navigační zprávy jednotlivých NUDZ, zatímco korekční příkazy udržují satelity na ideální orbitě. Korekční signály a příkazy jsou označovány jako uplink data, jelikož jsou vysílány ze země

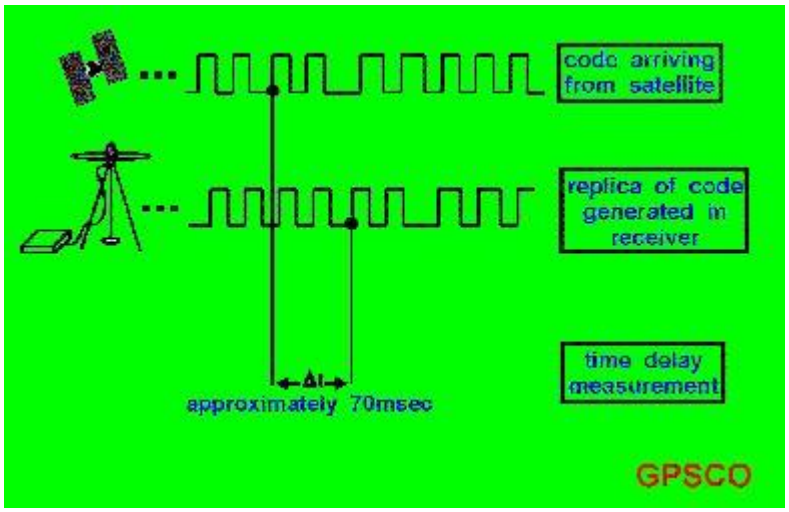
k družicím. Naproti tomu downlink označuje datovou komunikaci ve směru NUDZ – GAs. Součástí downlinku jsou telemetry a tracking data. Souhrnně se datová komunikace mezi GAs a NUDZ označuje jako Telemetry, Tracking and Command (TT&C). Downlink i uplink přenosy užívají elektromagnetických vln o SHF (Super High Frequency). [7, 10, 18]

V prvotním rozložení byly GAs umístěny pouze na 4 lokacích (viz obrázek 12 zelené trojúhelníčky), ale v rámci modernizace GPS je MCS propojeno s dalšími osmi stanicemi, které se označují jako Air Force Satellite Control Network (AFSCN) Remote Tracking Station, což přineslo lepší propojení mezi OCS a vesmírným segmentem. [10]

3.1.3 Uživatelský segment GPS

Uživatelský segment sestává z rádiových přijímačů pracujících na L-vlnových délkách, což jsou vlny o frekvencích 1 až 2 GHz. Tyto přijímače se skládají z antény (nebo antén) a procesoru, které přijímají navigační signály a po výpočtech poskytují uživateli informace o pozici, rychlosti pohybu a čase. Tyto informace jsou užitečné v několika oblastech: zemědělství, letectví, železniční dopravě, silniční dopravě, přehledových a mapových aplikacích a ve vojenských technologiích. [7, s. 31]

V době vzniku GPS byly používány jednokanálové a dvoukanálové přijímače, což přinášelo potřebu neustále přepínat příjem signálů od jednoho satelitu na další. Tímto postupem vznikala další chyba měření, a to samozřejmě významně zvětšovalo výslednou chybu v určení polohy. S rozvojem elektroniky a miniaturizací obvodů bylo možné vyrobit přijímač s vícekanálovým přijímačem, který může kontinuálně komunikovat s více satelity najednou a pokud je třeba neustále vyhledávat jiné, lépe postavené NUDZ.



Obrázek 13 – Porovnávání přijímaného a UZ emitovaného měřícího kódu [23]

3.1.4 Způsob určení polohy UZ v GPS

Obecně je způsob určování polohy UZ popsán v kapitole 2.1.3.2 Pasivní měření. V GPS dochází k měření pseudovzdálenosti pomocí čipů obsažených v Goldově kódu. V případě služby PPS po navázání komunikace s danou družicí s využitím P kódu. Konkrétně UZ z přijímaného kódu vyčte unikátní PRN daného satelitu a z navigační zprávy vyčte čas vyslání signálu. Následně UZ emituje kopii signálu přijatého od NUDZ, a tím, že tuto kopii posouvá v čase, zjišťuje, jak dlouho signál putoval mezi jeho vysláním družicí a jeho přijetím na anténě UZ. Graficky je popsaný způsob určování času přenosu signálu na obrázku 13. Tento čas ovšem obsahuje jak chybu odchylky času UZ od systémového času, tak i odchylku měření času NUDZ od systémového času. Proto se vzdálenost, která vznikne vynásobením tohoto určeného času putování rychlostí světla, označuje jako pseudovzdálenost. Chyba měření času satelitu se odstraňuje prostřednictvím navigační zprávy a v ní obsažených informací. Chyba měření času UZ se odstraňuje přijímáním signálu od dodatečné, čtvrté družice tak, jak je popsáno rovnicí 2.2 v kapitole 2.1.3.2 Pasivní měření. [4, 18]

3.1.5 Přesnost GPS v SPS

Přesnost systému se popisuje dvěma statistickými přístupy. První přístup vyjadřuje maximální chybu uživatelského měření vzdálenosti (User Range Error – URE), které systém dosahuje v 95 % času při určitém stáří dat (AOD). Druhý přístup hodnotí URE v 95 % případů pro všechny reálné stáří dat. Pro obě metody platí, že přesností systému se myslí přesnost měření pseudovzdálenosti. Pseudovzdálenost v tomto případě znamená přijímačem určená vzdálenost od daného satelitu po provedeném výpočtu navigačních rovnic (nejedná se o vzdálenost stanovenou pouze na základě posunu kódu v čase, jak je znázorněno na obrázku 13). V příloze E je uvedena tabulka, která uvádí chyby měření pseudovzdáleností pro různé AOD. Důležitá informace v této tabulce je obsažená v druhém sloupci, a sice že uváděné chyby neobsahují ionosférická zpoždění. [21, s. 11]

Celková chyba měření polohy je důsledkem mnoha vlivů. Nejdůležitější z nich jsou uvedeny v kapitole 2.3 Chyby přesnosti měření GNSS.

3.1.6 Integrita GPS

Jak je popsáno v kapitole 2.5.3 Integrita (integrity), integrita je pravděpodobnost, že v případě selhání systému dojde k včasnému odhalení této skutečnosti. Tato kapitola popisuje metody, které využívá GPS k odhalení případných selhání.

3.1.6.1 Příklad selhání GPS

V červenci roku 2001 došlo k chybě atomových hodin jednoho ze satelitů GPS. Toto selhání vedlo k chybě indikace polohy v řádu tisíců metrů. Chyba byla odhalena po 90 minutách provozu, kdy

byl systém považován za plně provozuschopný. [38, s. 13] Materiál [38] uvádí další závady jako chybu v procesu modelování na úrovni MCS, chybu PAY (PAYload – „platící zatížení“) satelitu a další, ale mezi nejčastější chybu patří právě uváděná chyba atomových hodin.

3.1.6.2 Ochrana proti chybám

Za účelem zabránění výskytu takových chyb, jaké byly popsány v kapitole výše, jsou zavedena opatření na dvou úrovních. Jednou úrovní je satelitní „sebekontrola“ a průběžné monitorování výkonů systémů na úrovni MCS prostřednictvím monitorovacích stanic. Druhou úrovní je kontrola signálu v uživatelském zařízení, která spočívá v technice RAIM, která je popsána v kapitole 2.4.2.1 RAIM. [38, s.17]

Satelity monitorují svoje vlastní systémy pro některé anomálie, ale tímto způsobem není možné kontrolovat všechny možné chyby. Některé typy chyb satelitních hodin mohou být v úrovni SV odhaleny, některé ale mohou být odhaleny jen přijímáním signálu v místě známé polohy (princip monitorovacích stanic). Pokud je nějaká chyba satelitu samotným satelitem odhalena, je uživatel uvědomen do 6 vteřin.

3.1.6.3 Zhodnocení integrity GPS

Monitorování výkonů GPS na úrovni MCS probíhá každých 15 minut a dle materiálu [38, s. 18] může vzniknout situace, kdy selhání systému nebude odhaleno 29 minut. V rámci takového scénáře se nepočítá s možností kontroly RAIM. Pokud je UZ vybaveno zařízením umožňující provádění RAIM, pak je pravděpodobné, že by krajních 29 minut nenastalo, ale lze předpokládat, že s pravděpodobností převyšující cílovou pravděpodobnost *rizika integrity* může nastat situace, kdy dojde k selhání systému v momentě, kdy po určitou dobu nebude nad horizontem „viditelných“ potřebných 6 družic, a tím pádem nebude možné využít možností techniky RAIM. Výsledkem by pak mohlo být selhání, které nebude následováno varováním uživateli v čase TTA, tedy *selhání integrity.*

Díky těmto skutečnostem je GPS stále považován za systém s nedostatečnou integritou.

3.1.7 Služby GPS

Služba **SPS (Standard Positioning Service)** je volně dostupná všem uživatelům, zatímco **PPS (Precision Positioning Service)** je přístupná pouze autorizovaným uživatelům, což jsou především armádní složky států Severoatlantické aliance anebo subjekty států, které přijaly dohodu Memorandum of Understanding. [4, 10]

Obě služby pracují na stejném principu. Liší se tvarem vysílaných signálů a stále ještě platí, že PPS pracuje na dvou frekvencích, zatímco SPS je dosud garantována pouze na frekvenci L1. [4, s. 106]

Důvodem k vysílání navigačních signálů na více než jedné frekvenci je fakt, že velkým zdrojem chyb v přesném určení 3D polohy je vliv ionosféry. „V ionosférických vrstvách se zpomaluje rychlost šíření vlny a prodlužuje trasa, po které se signál NUDZ šíří k UZ. Velkou potíž pro řešení tohoto stavu přitom představuje skutečnost, že koncentrace volných iontů (tj. vlastnost ionosféry v daném okamžiku) se v reálných podmínkách velmi rychle (dynamicky) mění. Je-li ale použito přenosů téhož signálu prostřednictvím dvou kmitočtů (metoda užívaná v PPS), je možno s vysokou přesností odhadnout hodnoty chyb, které tímto mechanismem vznikají a které mohou způsobovat významné chyby polohy. Nicméně i v případě, že přijímač GNSS má alespoň rámcovou informaci o přibližném stavu ionosféry (tzn. alespoň přibližný stacionární model), je možno přenos měření několikrát zvýšit (využito v SPS).“ [4, s. 106] Nevýhoda SPS oproti PPS, v podobě pouze jedné frekvence přenášející měřící kód, bude v blízké budoucnosti odstraněna novými signály dostupnými pro civilní UZ. Při operativním módu druhého a třetího civilního signálu se počítá s přesností v řádech decimetrů, ale k tomu je třeba disponovat minimálně 18 satelity čtvrté nebo vyšší generace.

Mimo ionosférického efektu má na přesnost měření vliv také délka bitu měřícího kódu, jelikož delší bit se projevuje vyšší citlivostí obvodů v měření vzdálenosti. V PPS je délka bitu desetkrát větší než v SPS. [4, s. 106]

3.2 Galileo

Galileo je, na rozdíl od GPS nebo GLONASS, prvním civilním systémem globální satelitní navigace. Vývoj systému probíhá za spolupráce ESA (European Space Agency) a EC (European Commission). Tato spolupráce byla ověřena při vývoji systému EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay System), který je plně operační od roku 2009 pro aplikace, kde nemůže jejich využíváním dojít k ohrožení lidského života a od března roku 2011 pro službu Safety-of-Life (SoL), kde závisí bezpečnost letecké dopravy na přesnosti a integritě signálu. Ačkoliv jde o evropský systém, bude přístupný k užívání subjekty po celém světě. Galileo není mezinárodní pouze v měřítku uživatelském, ale rovněž v oblasti vývoje, do kterého jsou zainteresovány subjekty z Izraele a Číny. Dále bude systém s jistotou schopný spolupráce s GPS a předpokládá se také spolupráce s dalšími GNSS. [22]

3.2.1 Kosmický segment Galileo

Galileo je stále ve stádiu vývoje. Až dosáhne plně operačního stavu, bude kosmický segment sestávat z 30 satelitů obíhajících na třech orbitách. Na každou orbitu tak bude připadat 10 satelitů, z nichž 9 bude operačních a vždy jeden v záloze, aby případný výpadek NUDZ neovlivnil chod systému. 10 družic je po každé orbitě rozmístěno rovnoměrně, což je další faktor, kterým se Galileo odlišuje od GPS. Stejně jako v případě ostatních GNSS i družice Galileo obíhají na MEO, ale ve vyšší výšce než GLONASS nebo GPS, konkrétně 23 222 kilometrů nad povrchem Země. Inklinace každé orbity je 56° a doba oběhu okolo Země je 14 hodin a 4 minuty. Výška a perioda jsou závislé veličiny a byly zvoleny právě takto, protože po 10 dnech bude satelit po 17 obězích Země přesně na pozici, na které byl právě před 10 dny. Dalším důvodem, který hrál roli při výběru výšky satelitu nad povrchem Země, je vyhnutí se rezonanci gravitačních sil tak, aby satelit „kmital" kolem ideální pozice. Pokud NUDZ systému Galileo zůstane v rozmezí ± 2° od ideální polohy na orbitě a ± 2° od orbity, bude možné chybu polohy korigovat pomocí navigační zprávy, aniž by bylo třeba řízeně upravovat polohu satelitu. Tyto vlastnosti umožňují minimální použití trysek a tak se předpokládá, že životnost satelitů nebude ovlivněna množstvím propulzního paliva na palubě. [2, s. 558] [22]

Díky této konstelaci výšky a rozložení družic je dosahováno velmi dobrého pokrytí celé planety včetně polárních zeměpisných šířek, což je vlastnost, kterou GPS nedisponuje. Uživatelé mají velmi vysokou šanci (přes 90 %), že kdykoliv a kdekoliv na světě budou schopni získat prostřednictvím systému Galileo svojí polohu, tedy že v daný moment na daném místě budou minimálně 4 družice systému viditelné pod žádoucími úhly. V případě obvyklých zeměpisných šířek bude většinu času možné získávat signály od 6 až 8 družic, což bude umožňovat stanovení polohy s přesností do jednoho metru. Také v případě velkoměst s významným podílem výškových budov bude vysoká pravděpodobnost, že účastníci silničního provozu uvnitř města budou moci "navazovat" kontakt s dostatečným počtem družic. [22]

3.2.1.1 Identifikace satelitů Galileo

Satelity Galileo nejsou číslovány od jedničky výše, jako je tomu u GPS v případě SVN a ani se satelity neoznačují podle čísla PRN (každý satelit má určité PRN, ale není uváděno v přehledových tabulkách systému jako identifikační parametr). NUDZ systému Galileo nesou unikátní označení a konkrétní jména dětí ze všech členských států EU. Jména byla vybrána na základě dětské soutěže v malování, kdy po vítězi z každého státu byl pojmenován jeden satelit. Konkrétní značení, jména a data startů nosných raket jsou uvedeny v příloze F – Satelity Galileo [23]

3.2.1.2 Vývoj kosmického segmentu Galileo

Prvním krokem ve vývoji satelitů byl Galileo System Test Bed Version 1 (GSTB-V1), který začal v roce 2002. Cílem testu bylo s pomocí GPS signálů a experimentálních monitorovacích stanic zjistit, zda bude možné s budoucím Galileo algoritmem určovat polohu. Výsledkem testu bylo zjištění, že skutečně bude realizovatelné dosahovat vysoké přesnosti do jednoho metru. [22]

Druhým krokem bylo první testování systému na orbitě v originále označované jako Galileo In-Orbit Validation Element (GIOVE). Tento test zahrnoval vynesení dvou satelitů na MEO. První „element“ byl odstartován 28. prosince 2005 prostřednictvím rakety Sojuz z kosmodromu Bajkonur v Kazachstánu. Společnost, jež experimentální satelit označovaný jako GIOVE-A sestrojila, byla Surrey Satellite Technology Ltd z Velké Británie. GIOVE-A nesl dvoje rubidiové, atomové hodiny a vysílal první evropský navigační signál, který mj. prokázal interoperabilitu s GPS. Součástí palubního vybavení byly taky dva druhy zařízení na měření radioaktivity, aby bylo možné exaktně prozkoumat prostředí MEO ve výšce 23 222 km nad mořem (orbita prochází vnějším van Allenovým pásem). Druhý „element“ GIOVE-B byl vynesen na MEO 27. dubna 2008 z Bajkonuru. GIOVE-B již nesl technologicky nejvyspělejší atomové hodiny – vodíkové „maserové“ [9], záložními hodinami byly rubidiové. [22]

3.2.1.2.1 Fáze In-Orbit Validation

Po GIOVE testování, které testovalo funkčnost navigačního signálu, odolnosti satelitů vůči radiaci v dané výšce atd., následovala fáze IOV (In-orbit Validation), která obecně spočívala v ověření konceptu jako celku. K tomu bylo zapotřebí vynést na orbity celkem 4 satelity a testovat, jestli bude při „viditelnosti“ těchto 4 satelitů možné stanovit polohu UZ. Družice, které provedly toto ověření, již nebyly testovací zařízení, ale plnohodnotné družice systému Galileo, které jsou popisovány v kapitole 3.2.1.3 Satelity systému Galileo. Tyto 4 satelity byly vyneseny na MEO ve dvou startech, každý start se dvěma družicemi na palubě. První start se uskutečnil 21. října 2011 z kosmodromu Kourou ve Francouzské Guyaně, druhé vynesení bylo zrealizováno 12. října 2012, rovněž z Kourou. V obou případech byla nosnou raketou Sojuz ST-B. Po vynesení těchto satelitů nebylo již třeba družic GIOVE-A a GIOVE-B, které byly v roce 2012 vypnuty. [9, 22]

Po úspěšném druhém startu se pracovalo na pozemní infrastruktuře a především na úspěšné komunikaci mezi kosmickým a řídícím segmentem. Výsledkem bylo první stanovení fixu 12. března 2013 v technickém centru Noordwijk v Nizozemsku. [22]

Výsledkem IOV bylo zjištění, že koncept Galileo bude pracovat dle požadavků. Při dvou frekvenčním příjmu byla průměrná přesnost určení polohy ± 8 metrů horizontálně a ± 9 metrů vertikálně a očekává se zlepšování těchto parametrů s příjmem měřících kódů od více než 4 družic. [22]

3.2.1.2.2 Fáze Initial Operational Capability

Po úspěšném IOV následovala fáze Initial Operational Capability (IOC), která právě probíhá. Cílem IOC bude 18 satelitů na MEO, které budou schopny poskytovat služby OS (Open Service), SAR (Search And Rescue) a PRS (Public Regulated Service) s výkony odpovídajícími počtu satelitů. Aktuálně je na MEO 8 Galileo satelitů. Satelity Galileo-FOC FM1 a Galileo-FOC FM2 odstartovaly na palubě rakety Sojuz ST-B v srpnu 2014. Poslední start s družicemi Galileo-FOC FM3 a Galileo-FOC FM4 se uskutečnil 27. března 2015. Očekává se, že koncem roku 2015 budou vyneseny další 4 NUDZ (bylo by možné vynést všechny 4 najednou prostřednictvím rakety Ariane V, ale pravděpodobně proběhnou 2 starty raket Sojuz) a že by mělo být dosaženo IOC v průběhu roku 2016. S dosažením IOC bude převedena zodpovědnost za Galileo z ESA na GSA (European Global navigation Satellite system Agency). Vývoj systému bude pokračovat po dosažení IOC směrem k FOC (Full Operational Capability). [22, 23]

3.2.1.2.3 Full Operational Capability

Galileo bude plně operační v momentě, kdy na MEO bude obíhat 30 NUDZ, bude plně operační kontrolní středisko (včetně záložního) v Evropě a bude kompletní síť monitorovacích stanic po celém světě. Očekává se, že FOC bude dosaženo v letech 2019 – 2020. [23]

3.2.1.3 Satelity systému Galileo

Galileo IOV satelity jsou prvním typem, který bude součástí celého, plně funkčního systému. Tyto 4 NUDZ byly vyrobeny společností Astrium GmbH. Zbylých 26 satelitů systému nese označení FOC a z dostupných informací lze říci, že jsou prakticky shodné se satelity IOV. Primárním výrobcem 14 satelitů FOC potřebných pro dokončení fáze IOC se stala společnost OHB System AG. Stejná firma podepsala kontrakt na dalších 8 satelitů FOC. Technické parametry satelitů Galileo jsou uvedeny v příloze F – Satelity Galileo.

Každý IOV satelit je složen ze dvou modulů: „platícího zatížení“ (PAY – PAYload) a „platformy“ (PF – PlatForm). Platící zatížení umožňuje vykonávání dvou základních funkcí družice:

- navigace (NAV – NAVigation),
- pátrání a záchrany (SAR).

Mezi platformy se řadí následující subsystémy:

- avionika,
- propulzní systém,
- TT&C,
- elektrický systém,

- systém termální kontroly,
- konstrukce,
- kabeláž. [23]

3.2.1.3.1 Základní komponenty satelitů Galileo

- **L-band anténa**, která vysílá navigační signály v rozmezí frekvencí 1 200 – 1 600 MHz.
- **SAR anténa** plnící funkci pátrání a záchrany, více viz níže.
- **C-band anténa**, která přijímá signály od Galileo ULS. Tyto signály obsahují data potřebná pro korekci času satelitu, která se následně promítne v navigační zprávě.
- **S-band antény**, které jsou součástí TT&C subsystémů satelitu. Vysílají data o stavu satelitu a následně přijímají příkazy za účelem řízení pozice satelitu nebo ovládání „platícího zatížení“ družice. S-band antény jsou dvě a kromě výše zmíněného také slouží k určování nadmořské výšky satelitu s přesností v řádech metrů.
- **Infračervené sensory Země**, jejichž účelem je udržování satelitu „čelem“ k Zemi. Principiálně fungují tak, že snímají tepelný rozdíl mezi „teplým“ infračerveným zářením od Země a „studeným“ kosmickým zářením.
- **Sluneční sensory** jsou snímači viditelného světla, které měří úhel mezi dopadajícím zářením a satelitem. Na základě této znalosti jsou natáčeny solární panely za účelem jejich efektivního využití.
- **Laserové reflektory** umožňují měření nadmořské výšky s přesností v řádech centimetrů. Měření probíhá na Zemi, kdy je vyslán laserový paprsek, který se odráží od reflektoru a následně je opět přijímán na Zemi. Ze změřeného času putování paprsku se určí výška satelitu. Princip funkce je tak velmi podobný jako u DME (Distance Measuring Equipment).
- **Vesmírné chladiče** jinak také tepelné výměníky, které slouží k odvádění tepla, které vytváří palubní vybavení při své činnosti. Odvádění přebytečného tepla umožňuje udržovat teplotu satelitního vybavení v rozmezí pracovních teplot.

3.2.1.3.2 Navigační vybavení

Navigační vybavení vykonává čtyři základní činnosti:

- Generace měřícího kódu.
- Příjem signálu ze Země obsahujících korekce času a pozice NUDZ.
- Generace navigační zprávy.
- Vysílání výsledného signálu.

Měřící kód je generován atomovými hodinami. Na palubě satelitů Galileo jsou dvoje „vodíkové „maserové“ atomové hodiny (Hydrogen MASER (Microvawe Amplification by Stimulated Emission of Radiation – zařízení pro zesilování elektromagnetického záření pomocí stimulované emise v mikrovlnném oboru) Atomic Clocks)“ [9] a dvoje rubidiové atomové hodiny. V případě plně funkční NUDZ jsou v provozu jedny vodíkové a jedny rubidiové hodiny. Zbylé dvoje hodiny jsou v záloze, tedy nejsou zapnuté. Primárně se měřící kód generuje z vodíkových hodin, protože jsou přesnější. Pokud by mělo dojít k jejich poruše, převezmou jejich funkci okamžitě rubidiové hodiny a dojde k zapnutí obou záložních hodin. Po pár dnech, kdy se záložní hodiny stanou plně funkčními a synchronizovanými se systémovým časem, nastane přepnutí generace měřícího kódu z rubidiových na sekundární vodíkové hodiny. Přesnost vodíkových atomových hodin dosahuje hodnoty ± 0,45 ns po dvanácti hodinách, zatímco rubidiové disponují přesností ± 1,8 ns po dvanácti hodinách. [23] V některých pramenech jsou tyto dva typy atomových hodin označovány jako RAFS (Rubidium Atomic Frequency Standard) a PHM (Passive Hydrogen Maser). [7]

Navigační zpráva je vytvářená pomocí NSGU (Navigation Signal Generation Unit), která přijímá up-link data, na jejichž základě následně tvoří konkrétní podobu navigační zprávy. Navigační zpráva je modulována na 3 signály – L1, E5 a E6. Podrobně je o jednotlivých signálech pojednáno v kapitole 3.2.1.4 Signály Galileo a v příloze G.

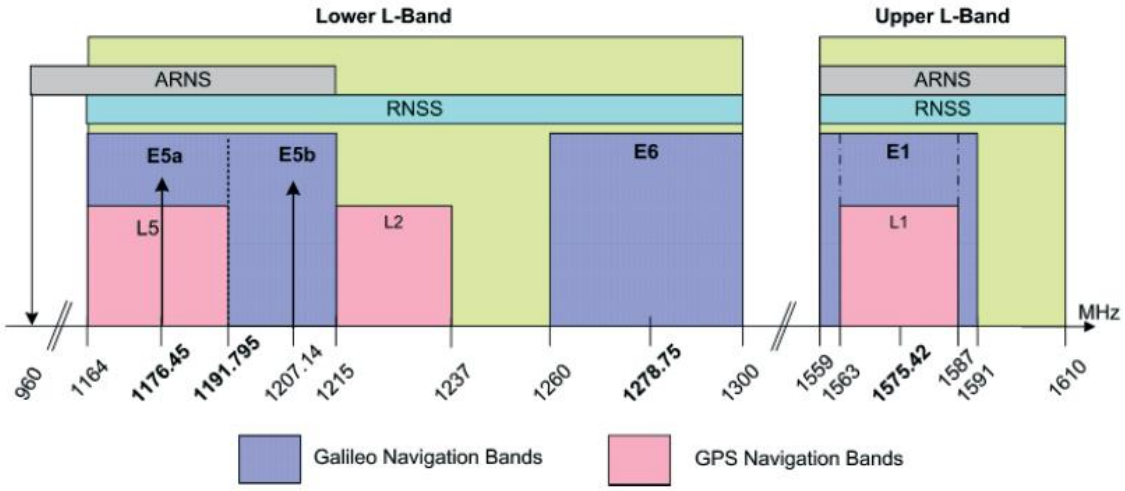
3.2.1.3.3 Vybavení pro SAR

Palubní vybavení, které umožňuje systému participovat na pátrání a záchraně uživatelů v tísni, spočívá v transpondéru, který přijímá vysílání daného uživatele na tísňové frekvenci 406,0 – 406,1 MHz a následně vysílá údaje o poloze uživatele záchranným složkám na frekvenci 1 544,05 – 1 544,15 MHz. [23] Signál na frekvenci 1 544,1 MHz se označuje jako L6. [7, s. 441]

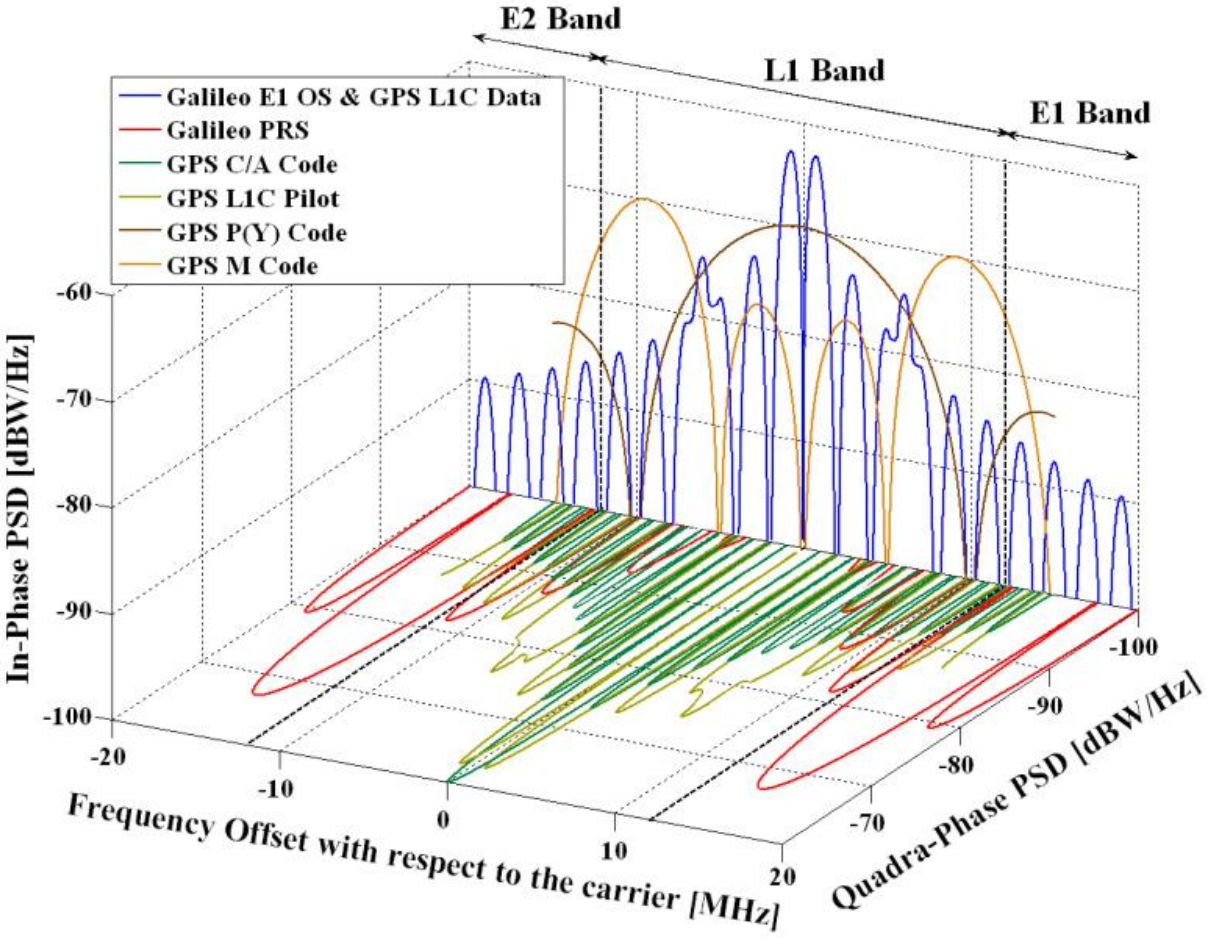
3.2.1.4 Signály Galileo

Každý satelit systému vysílá 10 signálů s pravorukou kruhovou polarizací (RHCP). Tyto signály jsou vysílány na čtyřech frekvencích označovaných E5a, E5b, E6 a E1. Signály na E5a a E5b jsou modulovány na společnou nosnou vlnu E5. Vlna E5 disponuje rozsahem frekvencí 1 164 – 1 215 MHz. Frekvenční rozsah vlny E6 je 1 260 – 1 300 MHz. Poslední vlna, kterou zdroj [7] označuje jako E2-L1-E1 má frekvenční rozsah 1 559 – 1 592 MHz. Zmíněné rozsahy frekvencí naznačují frekvenční šíři jednotlivých signálů a jsou zobrazeny na obrázku 14. Přibližně ve středu frekvenční šíře daného signálu se nachází frekvence nosné vlny. Stejně jako u GPS je kmitočet nosné vlny násobkem základní frekvence odvozené z kmitočtu atomových hodin satelitu. Tato základní frekvence je shodná se základní frekvencí atomových hodin GPS – 10,23 MHz. Hodnoty frekvencí nosných vln signálů OS je možné rovněž vyčíst z obrázku 14.

Vlna E2-L1-E1 se dříve označovala jako L1 v analogii na signál systému GPS na stejné frekvenci, ale od roku 2008 se již označuje pouze jako E1. Dva signály, které nese vlna E1, byly původně v souladu se značením L1 nazývány L1F (F od Free) a L1P (P od PRS) [7, s. 440], ale dnes jsou známy jako E1B (signál služby OS) a E1A (signál PRS). [7, s. 438 – 440] [23, 26]



Obrázek 14 – Signály GPS, Galileo a jejich frekvenční rozsahy [26]



Obrázek 15 – Signály na L1 [23]

Stejně jako u GPS vysílají všechny satelity na společných nosných frekvencích a k rozlišení jednotlivých satelitů dochází pomocí CDMA a unikátních PRN. Všechny 3 frekvence jsou v pásmu RNSS (Radio Navigation Satellite Services). Mimo to jsou vlny E5 a E1 v pásmu ARNS (Aeronautical Radio Navigation Services), což bude využíváno v SoL, jelikož využívání těchto frekvencí je chráněno národními a mezinárodními úmluvami. Kromě společného principu rozlišování satelitů sdílí Galileo s GPS také dva kmitočty nosných vln. Konkrétně jde o 1 176,45 MHz a 1575,42 MHz. Jakým způsobem může koexistovat tolik signálů na jediné nosné frekvenci je vidět na obrázku 15, kde jsou k vidění signály na vlně se středovou frekvencí 1575,42 MHz. [7, s. 438] [23, 26]

Popis všech signálů Galileo je uveden v příloze G – signály Galileo a jejich vlastnosti. Před čtením přílohy G autor doporučuje pročíst následující kapitolu 3.2.5 Služby Galileo, jelikož každý signál je určený k přenášení dat pro uživatele určité/ých služby/eb.

3.2.1.4.1 Navigační zprávy Galileo

Data, která se promítají do konkrétní podoby navigačních zpráv Galileo, jsou vytvářena v rámci řídícího segmentu, odkud jsou vysílána k satelitům. Rozlišuje se pět různých druhů dat, která jsou součástí navigačních zpráv. Jsou to:

- Navigační data,
- informace o integritě systému,
- doplňující data,
- data s regulovaným přístupem (data služby PRS) a
- data pro SAR operace. [18, s. 390]

Navigační data obsahují informace, které jsou nezbytné k přesnému určování polohy. Mezi tyto informace patří efemeridy, opravy časů satelitních hodin, status dané NUDZ a almanach. Efemeridy v rámci systému Galileo sestávají z 16 parametrů. Datově těchto 16 parametrů odpovídá 356 bitům. Galileo Efemeridy jsou platné 4 hodiny po obdržení dat z řídícího segmentu a k obnovování dat dochází průměrně každé 3 hodiny. Navrhovaná podoba almanachu je velmi podobná almanachu systému GPS (konkrétní informace lze nalézt v [26, s. 54]). Informace o čase satelitu jsou do zprávy vkládány v pravidelných intervalech jako časové značky. Tyto časové značky pak fungují jako další informace o čase systému, které společně s daty v navigační zprávě odkazují na GST (Galileo System Time). [18, s. 391]

Informace o integritě sestávají z dat, která jsou popsána v kapitole 3.2.4 Integrita Galileo. Tato část navigační zprávy představuje jádro služby SoL. [18, s. 391]

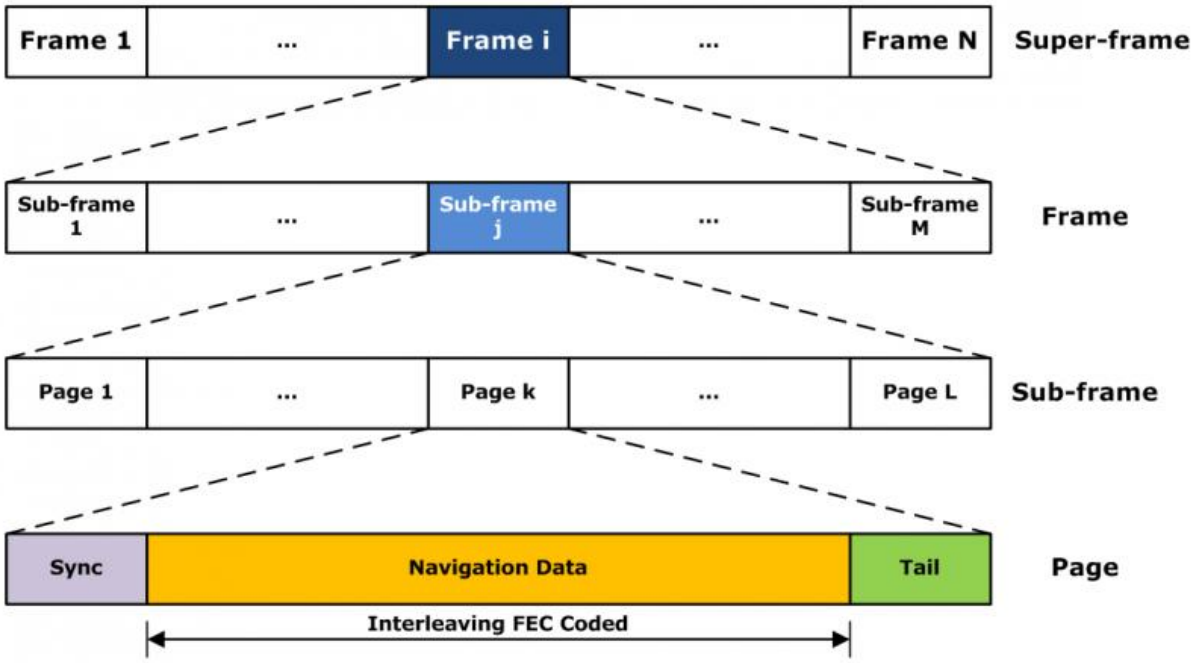
Výše zmíněných 5 druhů dat obsažených v navigačních zprávách určují čtyři druhy navigačních zpráv, které jsou v Galileu využívány. Názvy jednotlivých druhů zpráv odkazují na jejich hlavní poslání. V tabulce 1 je zobrazeno, který druh dat jednotlivé zprávy obsahují. Všechny druhy disponují prázdnými místy, která představují vyhrazené bajty pro užití v budoucích aplikacích. [18, s. 391] [23]

Tabulka 1 – Druhy dat v navigačních zprávách Galileo [23]

Druh zprávy	F/NAV	I/NAV		C/NAV	G/NAV
Služba	OS	OS/CS/SoL		CS	PRS
Signál	E5a-I	E1B	E5b-I	E6B	E1A E6A
Rychlost přenosu dat (bps)	25	125		500	50
Navigační data	x	x	x		x
Informace o integritě		x	x		x
Doplňující data				x	
data služby PRS					x

Shodně se systémem GPS dělí i Galileo navigační zprávu na rámce, podrámce a stránky, avšak s tím rozdílem, že v Galileu rámec není synonymem ke stránce, ale stránka představuje nejmenší jednotku. Rozdělení navigační zprávy je vidět na obrázku 16. Celá zpráva je obsažena v „superframe“ neboli super-rámci, který se dělí na rámce, ty pak na podrámce a každý podrámec obsahuje několik stránek. Jednotlivá data jsou v rámci super-rámce rozmístěna podle toho, jak často je potřeba, aby se opakovala. Naléhavá data, jako např. informace o integritě, se budou nacházet na několika stránkách v každém podrámci, zatímco informace potřebné k prvnímu určení polohy – TTFF (Time To First Fix, tzv. studený start) jsou rozmístěny jen v některých rámcích. [18, s. 391] [23]

Každá stránka obsahuje synchronizační slovo a prostor pro samotná navigační data, který je prokládán FEC kódem. Na konci každé stránky je šest bitů, které vždy obsahují nulu a označují se jako „ocas“ z anglického Tail. Synchronizační slovo, jak již napovídá jeho název, se využívá k synchronizaci jednotlivých datových polí. Tato synchronizace spočívá v tom, že synchronizační slovo daného druhu zprávy obsahuje určitý počet bitů v neměnném formátu, takže přijímač po dekódování synchronizačního slova přesně „ví“, kdy začíná pole obsahující navigační data. [18, s. 391 – 392] [23]



Obrázek 16 – Obecné navigační zpráva systému Galileo [23]

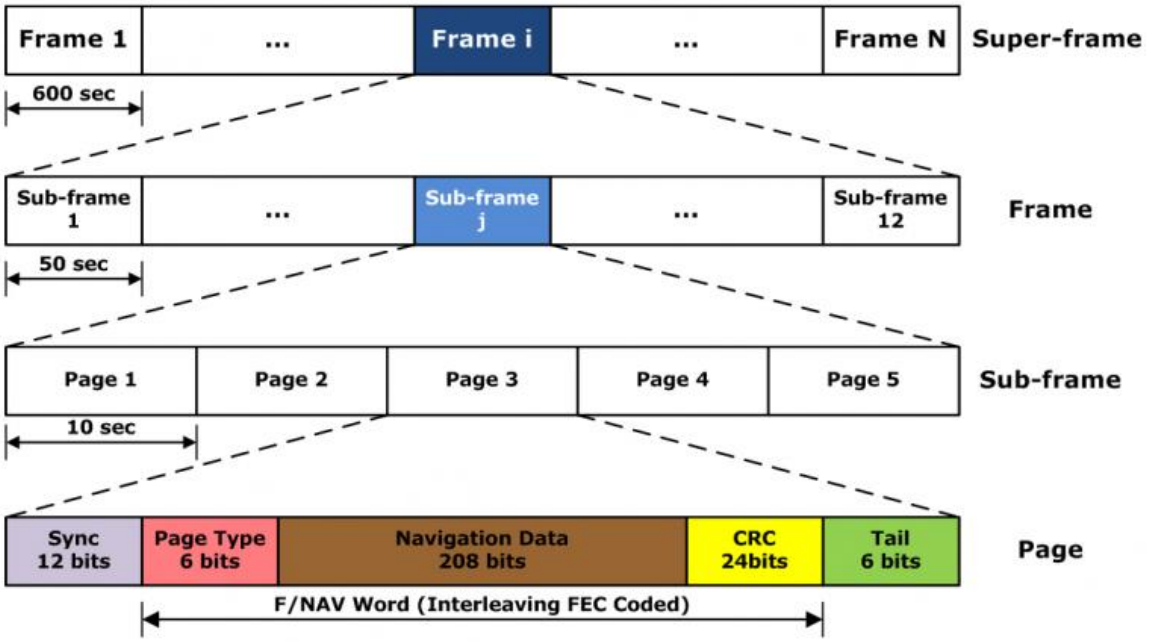
Galileo používá strategii dekódování s třemi vrstvami korekce chyb za účelem snížení BER i při vyšších rychlostech přenosu dat. Jednotlivé vrstvy jsou:

- Cyclic Redundancy Check (CRC),
- Forward Error Correction (FEC) a
- prokládání bloků dat.

Tyto tři prvky zesilují přenos dat a snižují BER. [18, s.392]

Technika CRC spočívá v umístění 24 CRC bitů za navigační data a pomocí těchto CRC bitů je při dekódování celé zprávy prováděn kontrolní součet, který může odhalit poškození dat, které vzniklo při přenosu zprávy. Při kontrolním součtu se do výpočtu nezahrnují bity synchronizačního slova ani „ocasu“ stránky. Umístění CRC bitů je vidět na obrázku 17. Detailně je technika CRC popsána v [18] [26, s. 28 a 53 - 54].

FEC využívá konvoluční dekódování o poloviční rychlosti, což znamená, že na jeden bit připadají dva symboly, a právě proto je vždy sps dvakrát větší než bps. Pro dekódování signálů se využívá Viterbiho dekódování, k jehož uskutečnění je nezbytná „ocasní“ část každé stránky. Přínos vkládání FEC kódů do navigačních dat spočívá v tom, že pokud dojde při vysílání nebo přenosu signálu k vytvoření chyby v jedné části navigační zprávy, tato chyba se díky konvolučnímu dekódování promítne do celé zprávy. [18, s. 392 – 393] [23] Podrobnější informace o této problematice lze nalézt v [26] nebo [18, s. 103 – 104 a 392 – 393].



Obrázek 17 - F/NAV navigační zpráva [23]

Celé dekódování lze shrnout tak, že nejdříve je třeba provést synchronizaci celé zprávy podle synchronizačních slov, a tak určit, kde se nachází jednotlivé stránky zprávy. Symboly jednotlivých stránek pak jsou dekódovány pomocí Viterbiho dekódovacího algoritmu. Následně se provede kontrolní výpočet v rámci techniky CRC a teprve následně jsou data připravena k použití. [18, s. 393]

F/NAV zpráva

První písmeno názvu této zprávy vychází ze slova free, tedy volně přístupný. Není definována délka celé zprávy, jelikož super-rámec může obsahovat libovolné množství rámců. Rámec je dlouhý 600 vteřin a skládá se z 12 podrámců – každý 50 vteřin dlouhý. Všechny podrámce obsahují 5 stejně dlouhých stránek, tedy 10 vteřin. Uváděné údaje jsou graficky znázorněny na obrázku 17. Synchronizační slovo na začátku každé stránky sestává z 12 bitů, které jsou vždy v této podobě: 101101110000. Každá stránka má strukturu v souladu s výše uvedeným obecným popisem. Nová stránka vždy začíná synchronizačním slovem. Pole navigačních dat je v F/NAV rozděleno na úvodních 6 bitů, které představují typ zprávy, dále na navigační data sestávající z 208 bitů a pak následují CRC bity a závěr stránky představuje „ocas“ tvořený 6 bity (všechny nuly). [18, s. 393] [23]

Část stránky mezi synchronizačním slovem a „ocasem“ je označována jako slovo. Celé slovo se skládá z 238 bitů. Informace obsažené v poli navigačních dat sestávají z almanachu, efemerid a dalších satelitních informací. Almanach je obsahem páté stránky každého podrámce, ale stejně

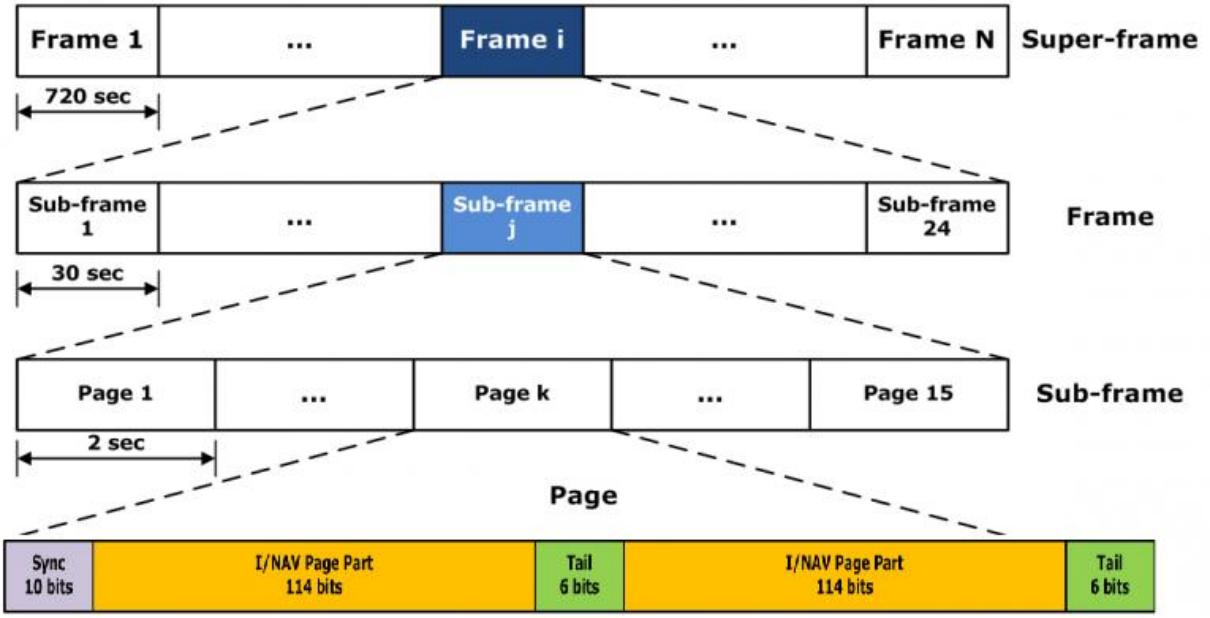
jako v případě GPS se neopakují shodné informace v každém podrámci. Data o třech satelitech Galileo (jiných než toho satelitu, jehož navigační zpráva je přijímána) jsou vložena do dvou po sobě následujících podrámců, jejichž dekódování trvá 100 vteřin. Informace o všech 26 satelitech (27 mínus ten, jehož signál je přijímán) tak zabere 18 podrámců, což odpovídá 900 vteřinám, tedy 15 minutám. Satelity Galileo ovšem nevysílají navigační zprávy synchronizovaně. Jinak řečeno každý satelit nevysílá stejný podrámec ve stejný čas, což je nazýváno satelitní diverzitou. Jelikož rozdílné podrámce obsahují rozdílné informace, je možné při příjmu signálů od více satelitů najednou dosahovat získání celého almanachu v mnohem kratším čase. Tato vlastnost ve výsledku snižuje TTFF.

I/NAV zpráva

I/NAV zpráva je přenášena signály E5b-I a E1B, což se označuje jako dvoufrekvenční služba nebo také jako frekvenční diverzita. Zpráva je přenášena na obou kanálech rychlostí 125 bps. Prostřednictvím obou signálů jsou přenášeny shodná data ve stejně koncipovaných podrámcích a stránkách, ale kanály se od sebe liší pořadím stránek, takže ve výsledku je v určitém čase přenášena odlišná stránka na E5b-I od té, která je právě přenášena na E1B. Dvoufrekvenční příjem pak přináší zvýšenou rychlost příjmu dat. Pokud je UZ pouze jednofrekvenční, získá také všechny potřebné informace, ale jejich příjem bude trvat přibližně dvakrát déle. [18, s. 394] [23]

Písmeno I v názvu zprávy je odvozeno ze slova Integrity a předznamenává tak hlavní poslání této zprávy – vysílání informací o integritě systému. Konkrétní struktura zprávy je naznačena na obrázku 18. Opět není definovaný celkový počet rámců. Každý rámec má délku 720 vteřin, sestává z 24 podrámců, které trvají 30 sekund, a každý podrámec obsahuje 15 stránek s délkou 2 vteřin. [23]

I/NAV zpráva má dva druhy stránek – nominální a výstražnou. Oba druhy začínají synchronizačním slovem o délce 10 bitů v podobě: 0101100000 a následovanou navigačními daty, které se dělí na dvě části, sudou a lichou, jež jsou vysílány hned za sebou, jak naznačuje obrázek 18. Každá část obsahuje 114 bitů navigačních dat a „ocas“ sestávající z 6 nul. První bit navigačních dat definuje, zda se jedná o sudou nebo lichou část stránky a to tak, že 0 znamená sudou a 1 lichou. Následující bit označuje druh stránky, 0 představuje nominální a 1 výstražnou. Zbylých 112 bitů jsou v případě nominální stránky navigační data, SAR data, bity pro CRC techniku a několik bitů je rezervovaných pro budoucí využití, které bude teprve definováno. V případě výstražné stránky je většina bitů rezervována a jejich využití bude definováno v budoucnosti. [26, s. 33 – 35] [23]



Obrázek 18 - I/NAV navigační zpráva [23]

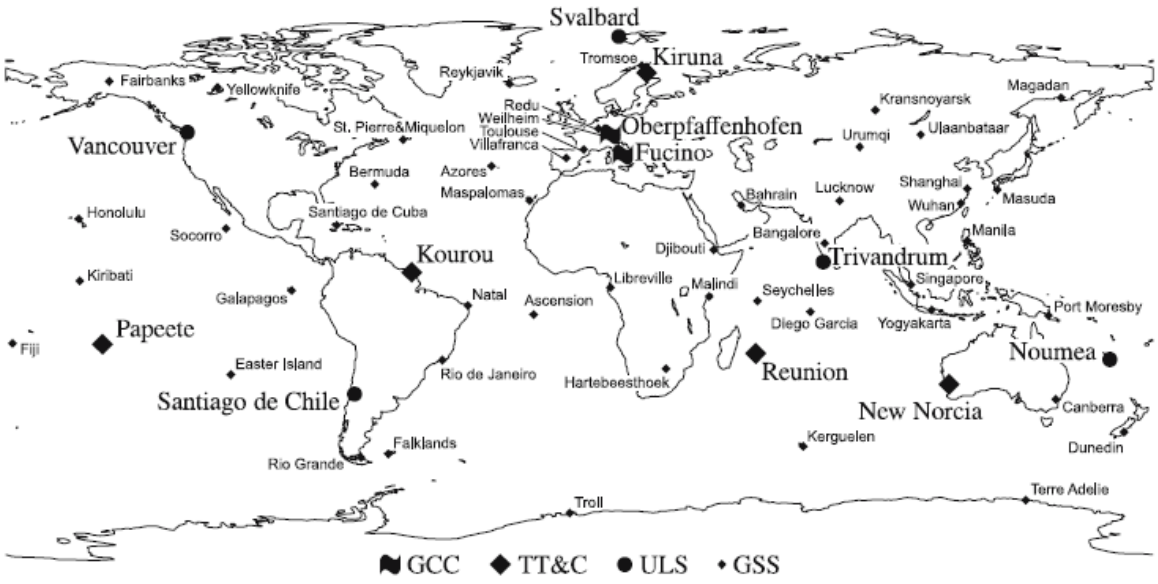
Rozdělení stránek na sudé a liché části se provedlo za účelem využití dvoufrekvenčního přenosu zprávy. Na jednom signálu se nejdříve vysílá lichá část stránky, zatímco na druhém se začíná sudou částí, čímž se dosahuje rychlejšího získání kompletního setu dat v případě dvoufrekvenčního přijímače. Kromě rozdílného vysílání pořadí stránek jedním satelitem na dvou frekvencích je také diverzita ve vysílání zprávy mezi satelity, tedy dva satelity nemusejí vysílat například stejný podrámec ve stejný čas a při příjmu signálů od více satelitů je možné dosahovat ještě rychlejšího získání kompletní I/NAV zprávy. [18, s. 394] [23]

C/NAV a G/NAV

C u názvu prvně uvedené zprávy má původ ve slově Commercial. Tato zpráva tedy bude využívána ve službě CS a její podoba se bude teprve definovat. Písmeno G u názvu poslední navigační zprávy systému Galileo je počátečním písmenem slova Governmental a naznačuje, že tato zpráva bude využívána ve službě PRS. Informace o G/NAV jsou v souvislosti s jejím účelem utajovány.

3.2.2 Řídící segment Galileo

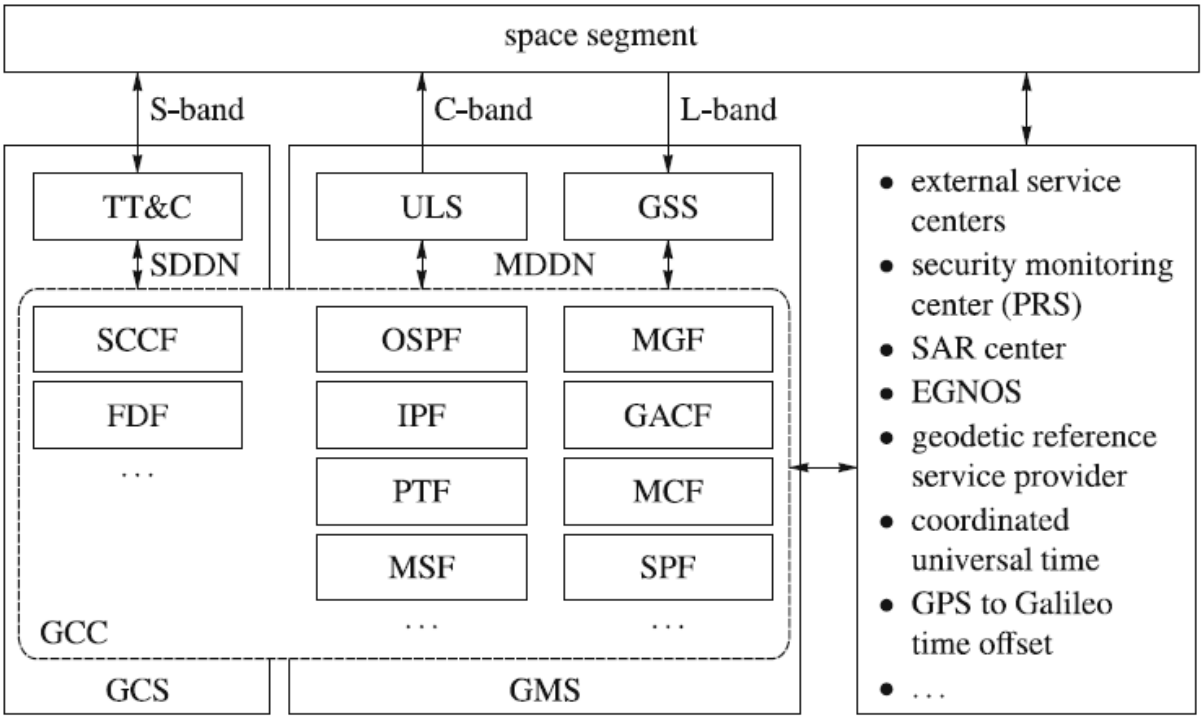
Pozemní infrastruktura systému je složena ze dvou řídících center (Ground Control Center – GCC), pěti TT&C stanicí, devíti ULS stanic, které vysílají ve vlnovém pásmu C a 40 monitorovacích stanic označovaných jako GSS (Galileo Sensor Station). Pozice jednotlivých stanic a center je vidět na obrázku 19. Tam, kde je umístěna stanice TT&C, je také umístěna stanice ULS a součástí každé ULS je GSS. Jedinou výjimku tvoří stanice Kiruna, která je TT&C stanicí a GSS, ale nenachází se zde ULS. [7, s. 448 – 449] [18, s. 378]



Obrázek 19 - Rozmístění pozemních stanic Galileo na Zemi [18, s. 378]

Řídící segment se dělí na dva podsystémy: GMS (Ground Mission Segment) a GCS (Ground Control Segment), jejich úlohy jsou popsány v kapitole 2.2 Segmenty satelitních navigačních systémů.

Rozdělení OCS a vymezení, které stanice a zařízení patří do GMS a které do GCS, je graficky znázorněno na obrázku 20, včetně zkratek jednotlivých zařízení nebo podsystémů.



Obrázek 20 - OCS a jeho podsystémy [18, s. 379]

Zmiňované GCC jsou umístěny v Oberpfaffenhofenu v Německu a ve Fucinu v Itálii. Obě centra jsou si rovnocenná a v případě výpadku může jedno z nich fungovat zcela samostatně. Zařízení, která tvoří nebo jsou součástí GCC, jsou:

3.2.3 Uživatelský segment Galileo

Uživatelský segment Galileo je velmi podobný tomu u GPS. Sestává z přijímače satelitního signálu, který musí plnit funkce: příjem signálu Galileo, stanovování pseudovzdáleností, řešení navigačních rovnic za účelem stanovení polohy UZ a stanovení přesného času. Základní komponenty přijímače jsou anténa pro příjem L vln, mikroprocesor, paměť pro uchování získaných dat a displej (monitor) pro komunikaci s uživatelem. [23]

Cílem systému Galileo, mimo jiné, je poskytovat uživatelům služby s přidanými hodnotami, za které je možné i platit (viz Commercial Service). Tyto přidané služby obsahují, mimo jiné, funkce:

- Informace ohledně výkonnosti systému a případný přístup k archivu informací.
- Zasílání novinek a řízený přístup k určitým informacím.
- Pojištění a odpovědnost za přesně definované služby a aplikace.
- Řízení informací o certifikování a licencování.
- Podpora vývoje nových aplikací. [23]

Evropská komise definovala oblastí zájmu v rámci projektu Galileo, jsou to:

- Aplikace pro příruční zařízení a mobilní telefony.
- Silniční doprava.
- Letecká doprava.
- Námořní doprava.
- Přesné zemědělství a ochrana životního prostředí.
- Ochrana civilního sektoru. [23]

3.2.4 Integrita Galileo

Jednou z hlavních charakteristik systému Galileo je poskytování informace o integritě v reálném čase. Hlavním elementem v konceptu poskytování integrity je Signal In Space Error (SISE), což je parametr, který vyjadřuje maximální chybu satelitního signálu čistě z pohledu určení vzdálenosti UZ od satelitu, která se následně promítá do výpočtu 3D polohy. SISE lze chápat jako skutečnou chybu určení vzdálenosti, která v reálném čase není v místě UZ známa, jelikož letadlo za letu nikdy nezná naprosto přesně své souřadnice, na rozdíl od monitorovací stanice. Protože SISE není přesně známa, jsou definovány dva parametry, které slouží jako ochranná úroveň (Protection Level – PL) viz kapitola 2.5.3.4 Protection Level (PL). Tyto parametry jsou:

- Singal In Space Accuracy (SISA),
- Signal In Space Monitoring Accuracy (SISMA).

SISA zahrnuje očekávané hodnoty chyb pramenící z pomalu se měnících parametrů systému, jako jsou efemeridy nebo odchylka času satelitních atomových hodin od systémového času. Hodnota SISA je definována na základě dlouhodobého pozorování. Naproti tomu SISMA monitoruje rychle se měnící parametry systému, které mohou mít vážné následky (např. zpoždění satelitních atomových hodin 1,5 ns během 12 hodin přináší chybu v určení vzdálenosti UZ od satelitu 45 cm, což skutečně není významná hodnota, zatímco selhání hodin, kdy dojde ke „skoku“ a hodiny „jdou jinak“ o např. 1 000 ns, přináší chybu v určení vzdálenosti UZ od NUDZ 300 metrů), prostřednictvím sítě GSS. Pro Galileo byla SISA určena na hodnotu menší než 0,85 metrů a SISMA na 0,7 metrů při normální konstelaci řídícího segmentu a 1,3 metru v případě selhání jedné stanice GSS. Tyto vzdálenosti jsou maximální chyby, ke kterým může dojít při určování jednotlivých vzdáleností od jednotlivých družic s pravděpodobností odpovídající integritě systému. S pomocí znalosti parametrů SISA a SISMA si přijímač UZ průběžně určuje hodnotu PL. Pokud hodnota PL překročí hodnotu AL, pak v souvislosti s filozofií bude vydáno upozornění. V případě Galileo se upozornění (v angličtině Alert) označuje jako Integrity Flag (IF) v doslovném překladu „praporek integrity“, což je vhodné označení pro oblast letectví, kde při selhání některého systému ILS vyskakuje pilotům indikace o selhání v podobě praporku uvnitř přístroje pro palubní indikaci ILS. IF je vydán, pokud je předpokládaná chyba satelitního signálu přesahující definovanou hodnotu. [7, s. 451 – 453] [18, s.381 – 382] [39, s. 78 – 81]

Parametr SISA je aktualizován prostřednictvím ULS v nejhorším případě každých 100 minut. Parametr SISMA je dle [7, s. 452] aktualizován v reálném čase s hodnou TTA 5,2 vteřiny. Tuto kontrolu satelitního signálu celé konstelace v reálném čase umožňuje rozmístění GSS a ULS po celém světě, jak je vidět na obrázku 19 výše.

V porovnání se systémem GPS je integrita systému Galileo na vyšší úrovni. Zajímavá je například skutečnost, že systém Galileo neustále počítá při určování polohy s možností, že jeden satelit selhal, i když jsou všechny „hlášeny“ jako operační. [39, s. 81]

3.2.5 Služby Galileo

Systém Galileo byl navržen tak, aby byl schopný plnit požadavky mnoha uživatelů z různých oblastí. Z tohoto důvodu již při navrhování systému bylo definováno 5 různých služeb a design byl zvolen tak, aby bylo možné flexibilně reagovat na další, v budoucnu vzniklé, požadavky. Parametry jednotlivých služeb jsou uvedeny v příloze H – Parametry služeb Galileo. [7, s. 435]

3.2.5.1 Galileo Open Service (OS)

OS bude poskytovat určování polohy, rychlosti změny polohy a informace o čase, a to bez poplatků. Hlavní využití se očekává v silniční dopravě a v aplikacích v mobilních telefonech. OS bude mít přístup ke třem signálům: E1, E5a a E5b. S využitím příjmu všech tří signálů na třech frekvencích (signály E5a i E5b mají vlastní frekvenci nosné vlny) lze při až třífrekvenčním příjmu dosáhnout vysoké přesnosti. Konkrétní hodnoty chyb měření polohy jsou uvedeny v tabulce 11 v příloze H, a to pro jednofrekvenční a dvoufrekvenční příjem. [7, s. 436]

OS neobsahuje informaci o integritě systému, a proto tato služba není provozovatelem Galileo garantována a každý uživatel ji používá na vlastní nebezpečí. [23]

3.2.5.2 Galileo Commercial Service (CS)

CS umožní profesionálním uživatelům dosahovat prostřednictvím dvou kódovaných signálů přesnosti v řádu centimetrů. Tato služba bude umožňovat vývoj komerčních a profesionálních aplikací, které budou využívat lepších výkonů, než jakých dosahuje OS. K výše zmíněným třem signálům OS přibudou dva kódované signály na vlně E6 s vyšší rychlostí přenosu dat, který se očekává, že bude třeba pro chod placených aplikací. [7, s. 436] [23]

V průběhu června a července 2014 probíhalo testování funkčnosti určování polohy a získávání datových informací ze signálů na E6. Výsledky testování prokázaly, že CS kódování a dekódování signálu funguje dobře stejně jako to, že je možné dosahovat vyšší přesnosti.

Konkrétní aplikace budou vznikat až s funkčním systémem podle poptávky po nich. Proto zatím není zcela jasné, jestli CS bude obsahovat informace o integritě. [23] Předběžně se očekává, že CS bude garantována. [22]

3.2.5.3 Galileo Safety-of-Life Service (SoL)

Zdroj [7, s. 436] uvádí, že služba SoL bude využívat signály E1 a E5b, ale zdroje [22, 23] uvádějí, že SoL bude vylepšením OS díky poskytování informace o integritě a materiál [18, s. 402] výslovně uvádí, že SoL bude využívat všechny signály OS, tedy E1, E5b i E5a. Autor tedy předpokládá, že z výše uvedeného vyplývá, že SoL bude využívat všechny tři signály, které využívá OS.

Služba SoL je určená pro uživatele s vysokými nároky na bezpečnost provozu. Jde o takové uživatelské aplikace a operace, u nichž je přesné stanovení polohy otázkou bezpečnosti a kde při selhání systému může být ohrožen lidský život. Především se jedná o leteckou dopravu, ale také se očekává využívání SoL v námořní a železniční dopravě. [7, s. 436]

SoL bude k dispozici nekódovaný, ale přesto bude uživateli přinášet možnost ověřit, že se jedná o autentické signály vysílané satelity Galileo. Je tedy možné říci, že SoL bude nabízet obdobu A-S v

GPS, ale lze předpokládat nižší úroveň ochrany, protože A-S v GPS je dosahováno prostřednictvím kódování signálu.

Kromě ověřování původu signálu přináší SoL především monitorování integrity a upozornění v případě, že přesnost systému klesne pod definovanou úroveň. Konkrétní hodnoty přesností a parametrů integrity jsou uvedeny v tabulce 11 v příloze H.

3.2.5.4 Galileo Public Regulated Service (PRS)

Infrastruktura systému Galileo je považována za velmi citlivou a náchylnou ke zneužití, a tím pádem k ohrožení bezpečí a bezpečnosti jejich uživatelů. Kromě kroků k ochraně pozemní infrastruktury proti zneužití je třeba disponovat signálem, který bude chráněn před úmyslnou interferencí, rušením nebo napodobením signálu. Právě disponibilitu takovým signálem přináší služba PRS. [18, s. 372]

Proto je hlavním úkolem PRS poskytovat dostatečně robustní, nepřetržitý a kódovaný signál, který bude možné používat i v krizových momentech, kdy budou ostatní služby Galileo mimo provoz z důvodu deaktivace nebo rušení. Kódovaný signál bude k dispozici na signálech E1A a E6A (dostupné informace o těchto signálech jsou uvedeny v příloze G – Signály Galileo a jejich vlastnosti). Přístup k signálu PSR bude kontrolován a udělován pouze autorizovaným uživatelům na základně bezpečnostní prověrky, např. složky evropské policie a armády nebo pro aplikace v bezpečnostní a strategické infrastruktuře – energie, telekomunikace. [18, s. 372] [23]

Očekávaná přesnost je srovnatelná s tou, kterou poskytuje služba Galileo OS a očekávaná úroveň integrity bude odpovídat úrovni služby Galileo SoL. [18, s. 372]

Ačkoliv je Galileo civilní systémem, nic nebrání v případě potřeby využívat PRS pro vojenské účely. V takovém kontextu může mít PRS důležité dopady na evropskou zahraniční a bezpečnostní politiku.

Typické aplikace PRS mohou zahrnovat:

- Aplikace sloužící k dodržování zákonů: využití v EUROPOLu, celní aplikace aj.
- Bezpečnostní služby: EMSA (European Maritime Safety Agency) nebo nouzové služby: síly udržující pořádek a humanitární intervence.

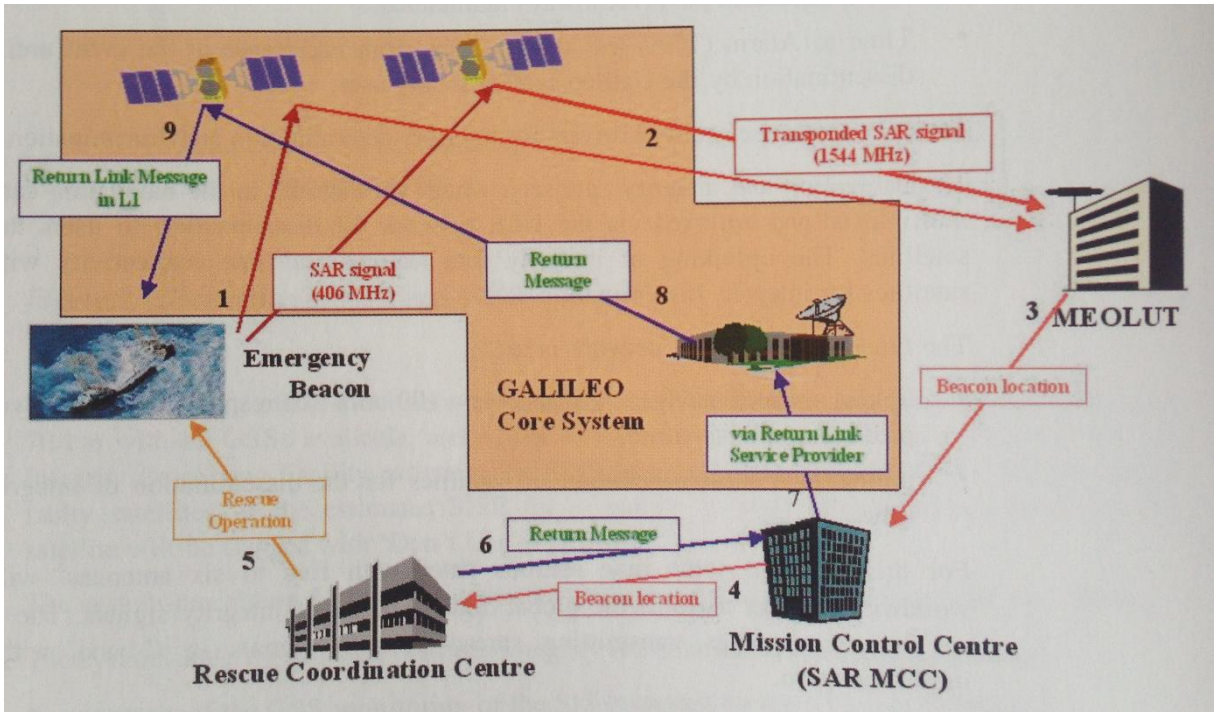
3.2.5.5 Galileo Search and Rescue Service (SAR)

Satelity Galileo budou vybaveny transpondérem pro příjem tísňového signálu na frekvenci 406,05 MHz a vysílání informací o poloze uživatele v tísni směrem k RCC na frekvenci 1 544,1 MHz.

Příspěvek Galilea k SAR operacím bude spočívat v:

- Snížení zpoždění zahájení záchranné akce, které je možné díky rychlejší detekci, lokalizaci a potvrzení tísně.
- Delší tísňová zpráva s podrobnějšími informacemi, které zlepšují SAR operace.
- Příjem signálu více satelity (většina planety bude průměrně pokryta 6 až 8 satelity v každém momentě) umožňuje detekci i v horších podmínkách, jako například v lese nebo na úbočí hory.
- Prostřednictvím satelitů bude možné nejen určit přesnou polohu uživatele v tísni, ale také mu z RCC (Rescue Coordination Center) poslat konkrétní zprávu označovanou jako Return Link. Tato zpráva se přidává do navigační zprávy na signálu L1. [7, s. 453 - 454]

Schéma SARSAT (Search And Rescue Satellite Aided Tracking) je možné vidět na obrázku 21. Ze schématu je vidět, že signál vysílaný satelitem na frekvenci 1 544 MHz je přijímán stanicí MEOLUT (MEOSAR Local User Terminal, kde MEOSAR představuje spojení zkratek MEO a SAR), která je schopna přijímat signály obsahující informace o poloze uživatelů v tísni na šesti kanálech. MEOLUT dokáže přijímat signály od satelitů Galileo, GPS i GLONASS a předpokládá se, že v budoucnu bude kooperovat i s čínskými satelity systému COMPASS. [24]



Obrázek 21 – Schéma SARSAT [7, s. 454]

3.3 EGNOS

EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay System) je jedním z SBAS systémů. Další jsou např. americký WAAS a japonský MSAS (MTSAT (Multi-functional Transport SATellite) Satellite-based Augmentation System). Obecné informace o SBAS jsou uvedeny v kapitole 2.4 Podpůrné systémy (Augmentation Systems).

Vývoj EGNOSu byl formálně zahájen 18. 6. 1996, kdy došlo k dohodě mezi členy European Tripartite Group (ETG). Členy ETG jsou ESA, Evropská komise a Eurocontrol. ESA je zodpovědná za návrh, vývoj a uvedení systému v plnou operační činnost. O Evropské komisi lze říci, že disponuje hlavním zdrojem financování vývoje systému. [7, s. 3 – 4] Stejně jako tomu je u Galilea i v případě EGNOS je ESA subjektem, který systém vyvíjí a po úspěšném uvedení do provozu byl EGNOS předán Evropské komisi. [23] Evropská komise následně uzavřela kontrakt s European Satellite Service Provider (ESSP), což je společnost, která aktuálně provozuje EGNOS a je zodpovědná za chod služeb: Open Service, Safety-of-Life a EGNOS Data Access Service, které jsou popsány v kapitole 3.3.9 Služby EGNOS.

Plně operačním je EGNOS od 1. 10. 2009, kdy byla oficiálně uvedena do provozu služba OS. [23]

3.3.1 EGNOS System Test Bed (ESTB)

ESTB byl zásadním krokem ve vývoji EGNOS. Jednalo se o prototyp celého systému, který podporoval uživatele v rámci AOC (Area Of Coverage) odpovídající jednomu vynesenému satelitu. ESTB započal rokem 2000, od kdy již byl poskytován prototypní podpůrný systém EGNOS v Evropě a to až do roku 2006. Architektura ESTB spočívala v kosmickém segmentu sestávajícím z jednoho transpondéru na palubě satelitu Inmarsat-III IOR-E a pozemního segmentu, který byl složen z několika monitorovacích stanic umístěných v Evropě i mimo ni, z výpočetního střediska a z Inmarsat ULS. [7, s. 10 – 11]

V průběhu ESTB byla vytvořena pozemní infrastruktura systému sestávající z:

- sítě 10 RIMS (Ranging and Integrity Monitoring Station) stanic, které neustále přijímají GPS, Galileo a GLONASS signály,
- CPF (Central Processing Facility) umístěném v Hønefoss v Norsku, toto výpočtové středisko vytvářelo WAD (Wide Area Differential) zprávy,
- NLES (Navigation Land Earth Station), která měla funkci ULS a umožňovala tak datový přístup k satelitu Inmarsat-III IOR-E a byla umístěna ve Fucinu v Itálii,
- tří RIMS, které monitorovali měřící kód od Inmarsat-III IOR-E,
- komunikační sítě, které umožňovaly přenos dat mezi RIMS, NLES a CPF.

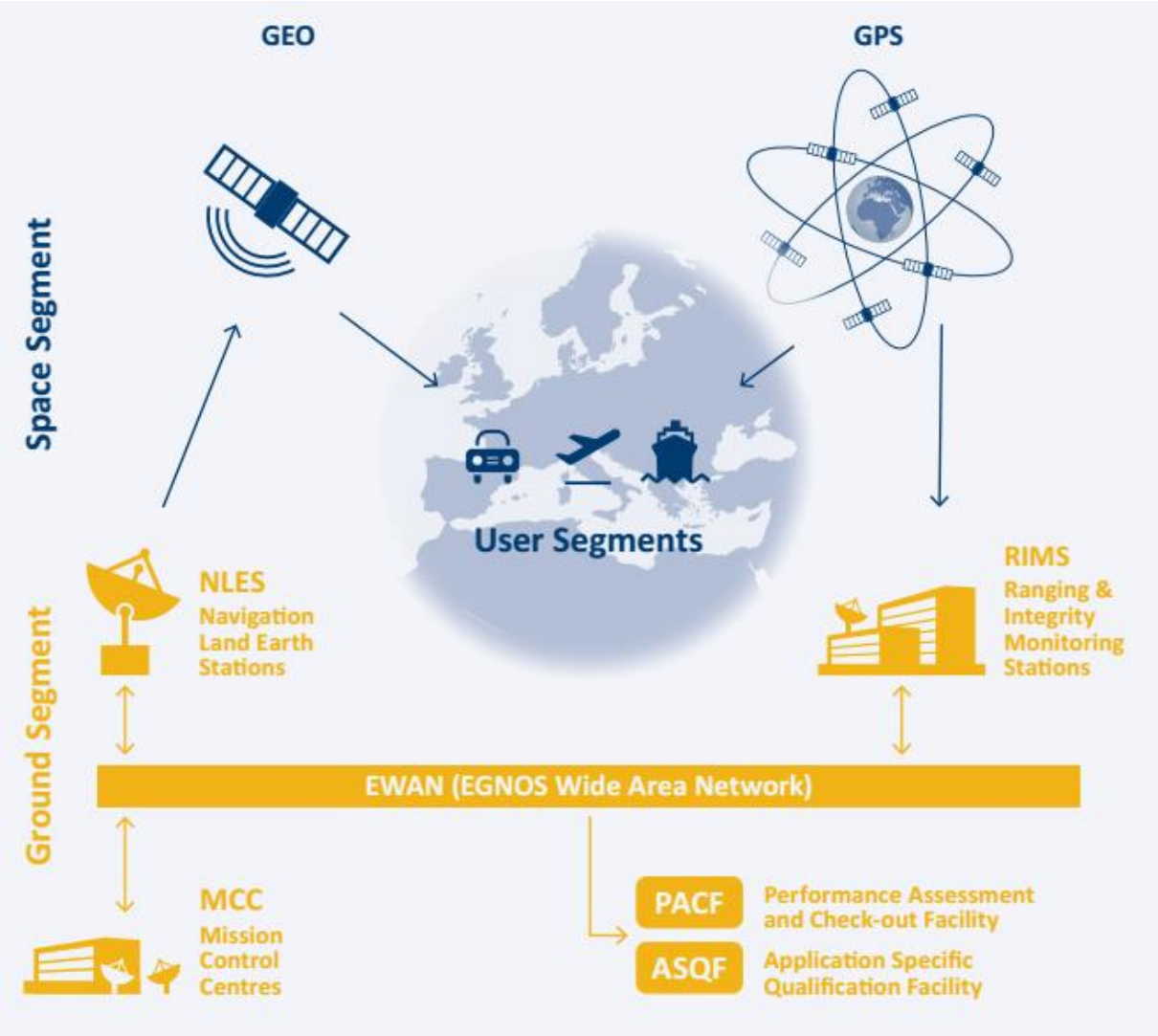
S využitím GPS a ESTB signálů bylo možné v Evropě po 95 % času dosahovat přesnosti určení polohy do jednoho metru, horizontálně i vertikálně. Výsledkem bylo prokázání, že EGNOS je schopný dosahovat požadovaných výkonů.

3.3.2 Obecná architektura EGNOS

Celková struktura systému je velmi komplexní a vysoce zálohovaná, což lze dobře vyjádřit prostřednictvím čísel. Systém sestává ze 47 elementů umístěných ve 41 lokalitách ve 22 zemích. [7, s. 133] Jádro systému tvoří následující segmenty:

- **Řídící segment**, který se skládá z RIMS, řídících center MCC (Mission Control Center) a ULS, které se v EGNOS označují jako NLES.
- **Vesmírný segment** složený ze satelitů EGNOS obíhajících po GEO a vysílajících signály v pásmu L-vln směrem k UZ v AOC.
- **Podpůrný segment** sestávající z Performance Assessment Check-out Facility (PACF), Application Specific Qualification Facility (ASQF) a Development and Verification Platform (DVP).
  - PACF podporuje EGNOS tím, že provádí analýzy výkonů systému, nabízí řešení problémů, vytváří provozní postupy při práci uvnitř systému a pomáhá s údržbou systému.
  - ASQF připravuje a předává potřebné materiály úřadům a certifikačním elementům civilního letectví, také poskytuje podklady potřebné ke kvalifikaci, potvrzení a certifikování nových EGNOS aplikací v letecké dopravě.
  - DVP ověřuje a potvrzuje požadavky na nové EGNOS aplikaci ve fázi jejich vývoje. Disponuje simulačními a testovacími zařízeními.
- **Uživatelský segment**, který se skládá z EGNOS přijímačů a uživatelských terminálů, které jejich uživatelům umožňují přesně určovat svou polohu. [23]

Graficky je architektura EGNOS znázorněna na obrázku 22.



Obrázek 22 – Architektura EGNOS [28]

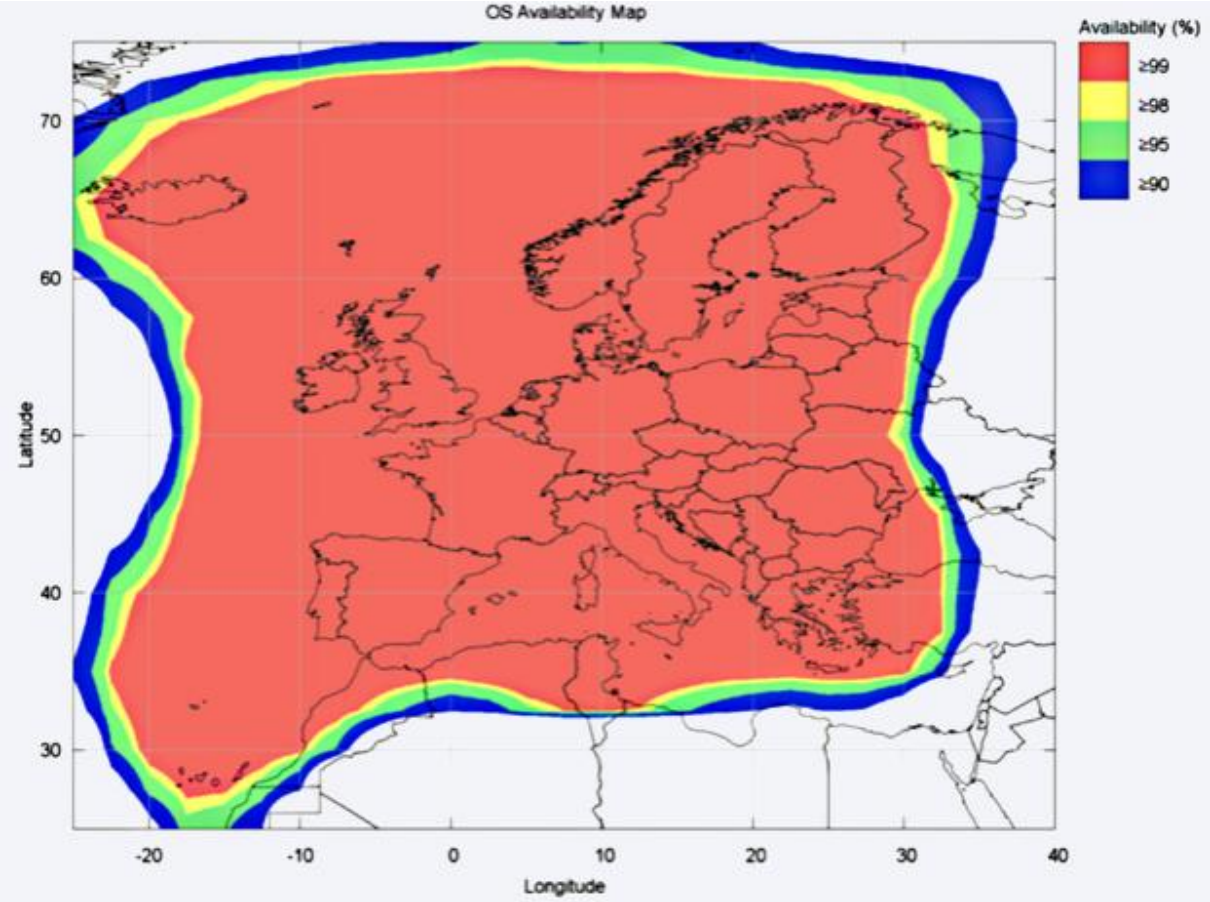
EGNOS byl navržen a vyvinut tak, aby byl schopen plnit mezinárodní SBAS standardy a vykonávat následující činnosti:

- Přijímat signály od GPS, Galileo a GLONASS.
- Určovat integritu jednotlivých systémů, jejichž signály zpracovává.
- Vytvářet WAD korekce v AOC.
- Vysílat signál na bázi GPS signálu obsahující měřící kód umožňující stanovení pseudovzdálenosti od EGNOS satelitu, korekční data a informace o integritě.
- Ověřovat správnou těchto korekčních zpráv a dat o integritě.

3.3.3 Kosmický segment EGNOS

Vesmírný segment je tvořen třemi geostacionárními satelity, které „obíhají“ po GEO. Označení a poloha satelitů jsou:

- Inmarsat-3 AOR-E (Atlantic Ocean Region East) umístěn nad 15,5° W,
- Inmarsat-3 IOR-W (Indian Ocean Reagion West) umístěn nad 25° E,
- ESA – Artemis umístěn nad 21,5° E. [7, s. 140]



Obrázek 23 – Pokrytí EGNOS [28]

Kritéria při výběru poloh satelitů byla především:

- Vylepšit co nejvíce geometrii příjmu UZ v Evropě, a tím zvýšit kontinuitu systému (nejen systému EGNOS, ale také GPS a v budoucnosti Galileo).
- Maximalizovat rozdílnost úhlů, pod kterými jsou přijímány signály od „viditelných“ družic a tím minimalizovat riziko blokování některých signálů.
- Dosáhnout minimálně pokrytí dvěma satelity po celou dobu provozu systému v AOC.

Pokrytí EGNOS je vidět na obrázcích 23 a 24.

3.3.3.1 Satelity Inmarsat-3

Číslo 3 v názvu satelity ukazuje na skutečnost, že se jedná o třetí generaci satelitů Inmarsat. První ze satelitů Inmarsat používaný v systému EGNOS byl vynesen do vesmíru v září roku 1996. Sa-

telit nese označení plné Inmarsat-3 F2 AOR-E (F2 se někdy vynechává) a jeho PRN je 120. Druhý satelit odstartoval v únoru 1998 s označením Inmarsat-3 F5 IOR-W a jeho PRN je 126. [23]

Základní části družic Inmarsat-3 byly vyrobeny společností Lockheed Martin Astro Space (dnes vystupuje pod názvem Lockheed Martin Missiles & Space). Komunikační vybavení, označované jako Payload, vyrobila společnost European Matra Marconi Space (dnes známá jako Astrium). [23]

Vyčerpávající popis palubního vybavení satelitů Inmarsat-3 lze nalézt v [7, s. 153 – 163]

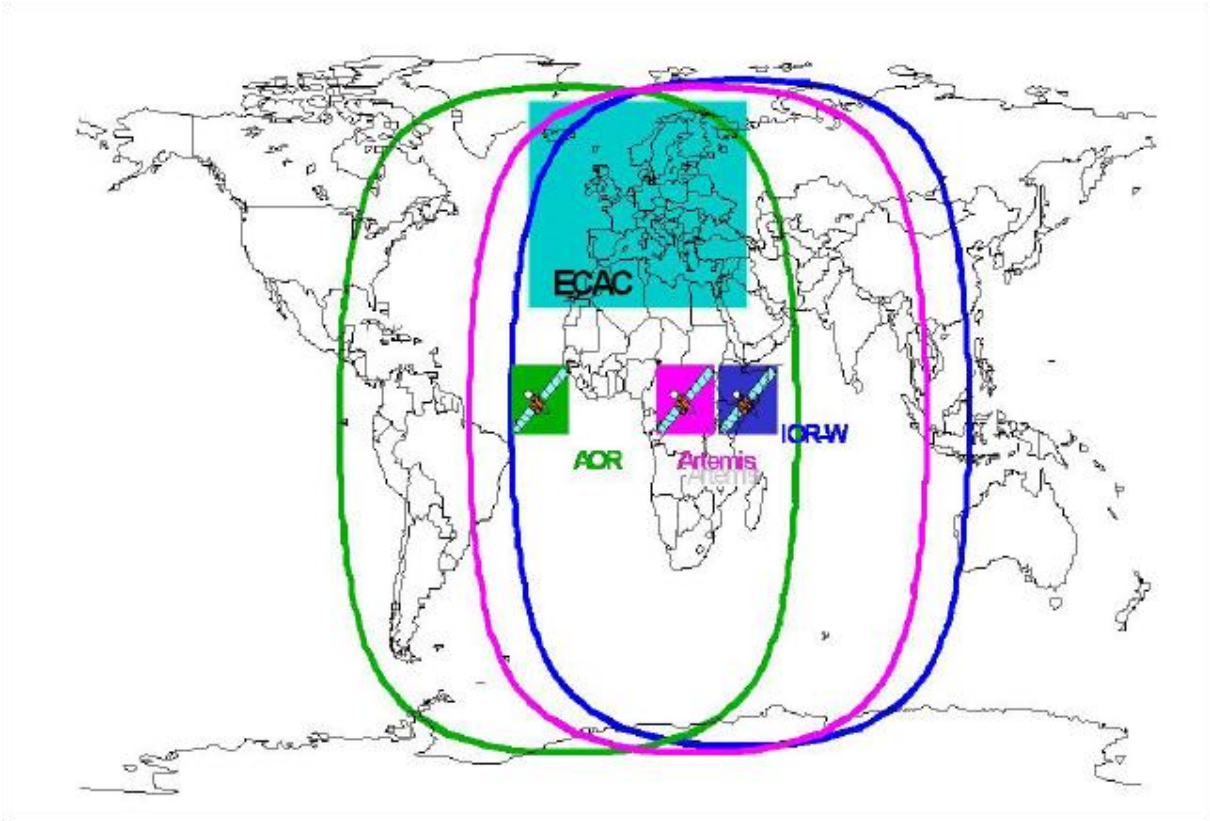
3.3.3.2 Satelit ESA Artemis

Ze tří satelitů, tvořících kosmický segment EGNOS, je ESA Artemis nejmladším. Požadované pozice na orbitě dosáhl 31. 1. 2003. Pozdější vynesení na orbitu je na satelitu znát také díky vyvinutějším technologiím, kterými satelit disponuje. Kromě participování v EGNOS je tato družice využívána také v mobilních aplikacích v Evropě a v komunikaci mezi satelity. [7, s. 165]

Zajímavé bylo i samotné vynesení satelitu na GEO, jelikož při letu rakety Ariane-5 došlo k selhání rakety a satelit byl vypuštěn v nižší výšce než bylo třeba (apogeum orbity, které bylo dosaženo, bylo ve výšce 17 487 km, což bylo velmi vzdáleno žádoucím 35 853 km). Po této události byl týmem ESA a dalších specialistů na poli pohybů umělých družic Země vymyšlen inovativní postup manévrů, které satelit vynesly do potřebné pozice, a tím se satelit podařilo 18 měsíců po startu rakety zachránit a dosáhnout žádané pozice na GEO. [7, s. 165]

Kromě problémů, které přišly po startu rakety, představoval také vývoj satelitu výzvu, jelikož konečná podoba navigačního PAY (PAYload) byla zveřejněna v pozdní fázi vývoje. Toto zpoždění ve vývoji by znamenalo velmi náročný program při plnění plánu subdodavatelskými společnostmi, a tak bylo rozhodnuto umístit navigační PAY samostatně, odděleně od zbylých komunikačních systémů, do „vrchního patra“. Dalším krokem, jak urychlit sestavování satelitu, bylo vyhnutí se co nejvíce novým technologiím a využitím již existujících technologií. I tak je ovšem Artemis významným technologickým posunem oproti satelitům Inmarsat. [23]

Veškerý PAY byl poskládán tak, aby jednotlivé funkce satelitu neinterferovali s ostatními a to tak, aby byla dosažena pravděpodobnost 0,7, že satelit bude plnit požadované výkonnostní parametry po dobu 10 let. Celkový PAY včetně konstrukce váží 25 kg. [23] PRN satelitu ESA Artemis je 136. Kompletní informace o satelitu ESA Artemis jsou k nalezení v [7, s. 165 – 178].



Obrázek 24 – Pokrytí satelitů EGNOS [23]

3.3.3.3 Budoucí vývoj satelitů EGNOS

V rámci možností budoucího vývoje kosmického segmentu EGNOS se nabízely tři cesty vývoje EGNOS GEO satelitů:

1.) Vyšší generace Inmarsat satelitů.
2.) Umístění navigačního „platícího zatížení“ do plánovaných multifunkčních GEO satelitů.
3.) V rámci integrace EGNOS do Galileo implementovat EGNOS technologii do Galileo GEO satelitů.

Řešení tohoto problému se prozatím odložilo výměnou transpondérů u satelitu Inmarsat-3 a také u satelitu ESA Artemis, čímže se životnost těchto NUDZ prodloužila o dalších 15 let. Transpondéry, které nahradily ty původní, navíc budou podporovat novou EGNOS generaci a budou umožňovat dvoufrekvenční provoz na signálech L1 a L5 (E1 a E5 v případě Galilea). Toto řešení výměny transpondérů u již existujících satelitů také vedlo GSA ke zrušení kontraktu na nové EGNOS GEO satelity. Ke zrušení došlo 25. 11. 2014. [23]

3.3.4 Signál EGNOS

Satelity EGNOS vysílají signál s pravorukou kruhovou polarizací v pásmu L se středovou frekvencí 1 575,42 MHz, což odpovídá signálům L1/E1. Výsledný signál, který je přijímán UZ je kombina-

cí měřícího kódu o délce 1 023 bitů, což odpovídá délce C/A kódu GPS signálu L1 C/A, a navigační zprávy, která je přenášena rychlostí 250 bps a obsahuje korekční data a informace o integritě systémů GPS a EGNOS (v budoucnu také Galileo), které jsou průběžně vypracovávány řídícím segmentem EGNOS. EGNOS signál má takové vlastnosti, že pro UZ, které není zastíněno jiným objektem a vidí satelit pod úhlem 5 stupňů a vyšším, platí, že signál musí mít při přijímání sílu v rozmezí -161 dBW až – 153 dBW. [28, s. 20]

Navigační zpráva je společně s měřícím kódem modulována na nosnou vlnu pomocí modulace BPSK s rychlostí přenosu měřícího kódu 1,023 Mcps. Frekvenční šíře signálu EGNOS na nosné frekvenci 1 575,42 MHz je 2,2 MHz. [23]

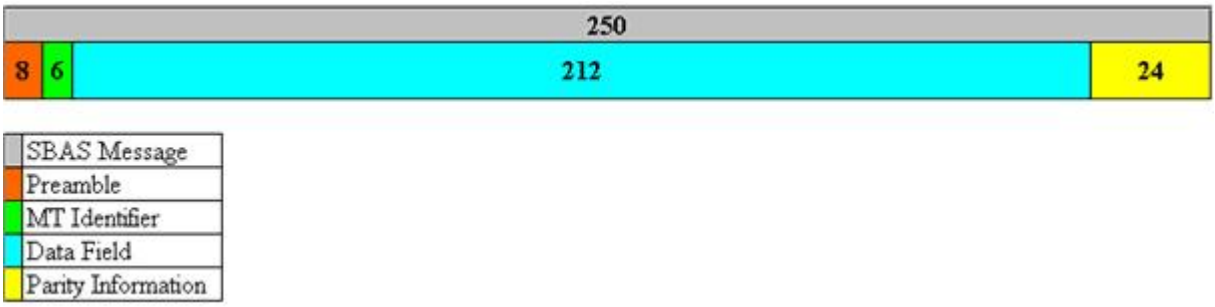
3.3.5 Navigační zpráva EGNOS

Navigační zpráva satelitů EGNOS se skládá z 500 bitů – dvakrát 250 bitů. Data jsou, stejně jako u zpráv Galileo, konvolučně kódována FEC kódem a jsou přenášena rychlostí 250 bps. Struktura zprávy je vidět na obrázku 25. Skládá se z:

- úvodních 8 bitů označovaných jako preambule,
- následovaných Message Type (MT) identifikátorem, který obsahuje 6 bitů (64 možných typů),
- za nímž se nachází samotné datové pole, obsahující 212 bitů
- a z 24 CRC bitů na konci zprávy (k čemu slouží CRC bity je popsáno v kapitole 3.2.1.4.1 Navigační zprávy Galileo). [23]

Celkově zpráva obsahuje 250 bitů, což znamená, že přenos jednoho typu zprávy trvá 1 vteřinu. Osmi bitová preambule obsahuje vždy jednu ze tří možných kombinací 01010011, 10011010 nebo 11000110. Obecně jsou v navigačních zprávách obsaženy informace, které umožňují systému plnit jeho účel. Mezi tyto informace obecně patří:

- Měřící kód na principu GPS L1 C/A kódu, který umožňuje UZ získat další pseudovzdálenost a zpřesňovat tak výpočet polohy.
- WAD – diferenciální korekce služeb jednotlivých navigačních satelitních systémů (GPS, Galileo, GLONASS), které zlepšují dosahované výkony
- Informace o integritě, které indikují dostupnost a bezpečnost použití jednotlivých služeb daných systémů. [7, s. 115]



Obrázek 25 – Navigační zpráva EGNOS [23]

Konkrétní informace obsažené v určitých typech navigačních zpráv jsou:

- Informace o orbitách satelitů daných systémů včetně korekcí odchylek od jejich ideálních poloh.
- Opravy ionosférických chyb, které jsou počítány pro stav ionosféry mezi EGNOS satelitem a pozemní monitorovací stanicí jsou následně využity k vytvoření sítě bodů, označovaných jako IGP (Ionospheric Grid Point – v překladu bod ionosférické mřížky). Korekce pro stav ionosféry mezi satelitem a IGP se označuje GIVD (Grid Ionospheric Vertical Delay) a je rozdílná od stavu ionosféry mezi satelitem a UZ. Korekce pro ionosféru mezi UZ a satelitem se označuje jako UIVD (User Ionospheric Vertical Delay). UIVD se stanovuje interpolací mezi dostupnými GIVD jednotlivých IGP v oblasti, tedy jak GIVD, tak i UIVD jsou parametry, které jsou vypočítávány, nikoliv přesně měřeny. To, že není možné odchylky v místě UZ přesně měřit, ale jsou určovány na základě výpočtů, samozřejmě přináší nepřesnosti. V případě UIVD dosahuje nepřesnost hodnoty do 0,5 metru. [29]
- Navigační data obsahující informace o poloze a čase samotných EGNOS družic, které se vysílají, aby bylo možné počítat zmiňované pseudovzdálenosti mezi UZ a EGNOS satelitem. [7, s. 115]

3.3.5.1 Typy navigačních zpráv

Jak bylo uvedeno výše, typy zpráv se rozlišují šesti bitovým typovým identifikátorem, který následuje za osmi bitovou preambulí. Těchto 6 bitů umožňuje 64 kombinací (hodnoty 0 až 63), ale zatím bylo definováno jen 20 zpráv. Funkce jednotlivých zpráv popisuje tabulka 2. [7, 23]

Konkrétní a poměrně rozsáhlý popis jednotlivých definovaných druhů zpráv je k nalezení na [23] nebo v [7, s. 117 – 127].

Tabulka 2 – Typy navigačních zpráv EGNOS [7, s. 118 – 119] [29, s. 21]

Typ zprávy	Obsah zprávy	Účel
0	Nepoužívat (SBAS test mód).	Zabránění použití signálu v momentě, kdy např. není dosaženo potřebné přesnosti nebo když probíhá testování.
1	Maska PRN	Namísto konkrétního PRN se satelitům GPS, Galileo nebo GLONASS přiřazuje při identifikaci maska společná více satelitům, která šetří místem.
2 - 5	Rychlé korekce	Korekce vzdáleností a přesností.
6	Informace o integritě.	Informace o přesnosti všech satelitů v jedné masce.
7	Faktor degradace rychlých korekcí.	Informace o degradaci rychlých korekcí.
9	Parametry pro určení vzdálenosti od satelitu EGNOS.	Efemeridy satelitů EGNOS.
10	Degradace parametrů.	Informace o degradaci korekce při ztrátě navigační zprávy
12	Čas EGNOS a parametry UTC.	Synchronizace času EGNOS s UTC.
17	EGNOS almanach.	Informace o zbylých satelitech EGNOS.
18	Maska ionosférických gridových bodů.	Dává informaci o zeměpisných pozicích, pro které jsou poskytována ionosférická korekční data.
24	Korekce krátko i dlouhodobých chyb satelitů.	Krátkodobé korekce až pro 6 satelitů a dlouhodobé korekce pro 1 satelit.
25	Korekce dlouhodobých chyb satelitů.	Korekce dlouhodobých chyb až pro 2 satelity.
26	Korekce ionosférických zpoždění.	Vertikální ionosférická zpoždění nebo přesnosti v daných geografických bodech.
27	Zpráva EGNOS služby.	Definuje region, ve kterém je služba poskytována.
28	Kovarianční matice efemerid.	Poskytuje relativní kovarianční matici korekcí hodin a efemerid satelitů. Zatím se nevysílá.
62	Zpráva interního testu.	EGNOS ji nevysílá. Při přijetí této zprávy UZ může měřit vzdálenost k EGNOS satelitu, ale nemá k dispozici žádné další informace.
63	Null zpráva	EGNOS ji nevysílá, ale vysílal by ji, pokud by nebyla k dispozici žádná jiná zpráva a UZ může měřit vzdálenost k satelitu, ale nemá k dispozici žádné další informace.

3.3.6 Řídící segment EGNOS

Hlavní komponenty řídícího segmentu lze vidět na obrázku 22 výše. Patří mezi ně síť monitorovacích stanic RIMS, 4 řídící centra MCC, 6 stanic NLES a EGNOS Wide Area Network (EWAN) neboli EGNOS široká síť, která umožňuje komunikaci mezi všemi pozemními komponenty systému. Další dvě zařízení, která jsou součástí řídícího segmentu a také jsou na obrázku 22, podporu-

jí celý systém. Jsou to PACF a ASQF a provozovány jsou společností ESSP SAS, která je zároveň poskytoval celé služby. O všech komponentech uvedených v tomto odstavci je již krátce pojednáno v kapitole 3.3.2 Obecná architektura EGNOS. Na obrázku 26 jsou do mapy zaneseny pozice RIMS. [29, s. 16]

Obrázek 26 – Umístění RIMS [28]

3.3.6.1 RIMS

Stanice RIMS neustále přijímají signály od satelitů GPS, GLONASS nebo EGNOS a naměřená, nijak nezpracovaná data posílají do všech CPF (každé MCC má své CPF). Aktuálně je po světě umístěno 39 RIMS lokalit. [7, s. 140] [29, s. 16]

RIMS mohou přijímat signál až třech kanálech:

- RIMS kanál A – provádí měření polohy pomocí signálů GPS, GLONASS a Galileo, jež jsou právě nad horizontem a přeposílá data rovnou do CPF hlavní zpracovávací platformy.

- RIMS kanál B – provádí stejná měření nezávisle na kanálu A a data posílá do paralelní zpracovávací platformy, což ve výsledku slouží jako ověření správné činnosti příjmu a zpracování kanálu A.
- RIMS kanál C monitoruje a detekuje konkrétní poruchy satelitů GPS, kterým se říká „EvilsWaveForms“ (EWFs). Výstup je také předáván do výpočetní platformy. [7, s. 140]

EWFs se skládá z neobvyklých zkreslení signálu, které mohou ovlivnit např. korelační funkci (korelační funkce představuje posouvání kopie signálu, který emituje UZ a díky korelační funkci je pak známá doba putování signálu mezi satelitem a UZ). Dopad EWF je globální, protože, když se objeví, zhoršuje měření signálu jedné družice u každé RIMS. Pokud se EWF objeví je třeba satelit, u kterého k této poruše dojde vyřadit z výpočtů na úrovni UZ. Analýza kanálu C je prováděna přímo v místě RIMS a pouze případné odhalení EWF se předává dále. [7, s. 141]

Každý satelit musí být monitorován minimálně třemi RIMS, aby systém mohl poskytovat korekční data a informace o integritě. [7, s. 141]

3.3.6.2 CPF

V překladu centrální výpočtové zařízení je jedním modulem MCC, který využívá data přijatá sítí stanic RIMS. CPF plní tři hlavní úlohy:

- Určuje korekce atomových hodin na palubách satelitů GPS, jejichž signál je v daný moment přijímám stanicemi RIMS. Tyto korekce jsou platné pro celou oblast pokrytí signály od EGNOS satelitů (celá oblast pokrytí je zobrazena na obrázku 24).
- Vytváří korekce efemerid jednotlivých NUDZ systému GPS, čímž definuje odchylky polohy těchto satelitů od jejich ideální polohy na orbitě. Tyto opravy jsou také platné pro celou oblast pokrytí EGNOS satelitů, ale vzhledem ke geografickému umístění stanic RIMS je třeba počítat s tím, že přesnost těchto korekcí klesá při pohybu směrem od hlavní oblasti pokrytí službou EGNOS (hlavní oblastí je oblast ECAC, zobrazená na obrázku 23).
- Vypočítává ionosférickou chybu a vytváří model ionosférické chyby pro oblast pokrytí službou EGNOS, aby se co nejvíce kompenzovala odchylka v navigačních signálech způsobená ionosférou. [29, s. 16]

Aby bylo možné všechny tři hlavní funkce provádět, je nutná hustá síť monitorovacích stanic, a proto jsou korekce ionosférických chyb platné pouze pro oblast ECAC, neboli oblast pokrytí službou EGNOS. Všechny tři vytvořené korekce jsou následně vkládány do navigačních zpráv satelitů EGNOS a jsou vysílány uživatelům, tím se dosahuje vyšší přesnosti určení polohy UZ. [29, s. 16]

Dále CPF předvídá zbytkové odchylky, které lze očekávat na úrovni UZ v momentě, kdy tyto UZ aplikují obdržené korekce systému EGNOS do výpočtu své polohy. Tyto zbytkové odchylky jsou charakterizovány dvěma parametry:

- User Differential Range Error (UDRE) představuje očekávanou zbytkovou chybu určení polohy UZ po aplikaci korekce odchylek satelitních hodin a efemerid daného GPS satelitu.
- Grid Ionospheric Vertical Error (GIVE) představuje očekávanou zbytkovou chybu určení polohy UZ po aplikaci korekce vlivu ionosféry v dané geografické lokalitě. [29, s. 16]

Tyto dva parametry mohou být využity k určení souhrnu chyb určení polohy UZ v horizontální i vertikální rovině. Tyto informace jsou zásadní pro službu EGNOS SoL. [29, s. 16]

CPF také disponuje řadou funkcí, jejichž hlavním úkolem je monitorování GPS a EGNOS signálů za účelem detekce jakékoliv abnormality. Uživatelům služeb EGNOS pak může být vysláno varování o dysfunkci systému ve velmi krátkém čase, který je kratší než TTA (Time To Alert), což je čas, ve kterém musí dojít k varování uživatele o chybě systému přesahující určitou hodnotu u služeb s potenciálním ohrožením lidského života v případě určité chyby v určení polohy UZ. Z informací uvedených v tomto odstavci vyplývá, že tyto monitorovací a výpočtové funkce řídícího segmentu jsou designovány pro služby SoL – více viz kapitola 3.3.9 Služby EGNOS. [29, s. 16]

V Evropě se nachází celkem 5 CPF umístěných ve čtyřech MCC. Dvě CPF jsou v Langenu v Německu, jedno v Torrejonu ve Španělsku, jedno ve Swanwicku ve Spojeném Království a jedno v Ciampinu v Itálii. K naplnění požadavků na spojitost a spolehlivost systému jsou třeba pouze 4 CPF. Jakékoliv CPF může odesílat data k satelitů EGNOS prostřednictvím kterékoliv NLES. Druhá stanice v Langenu byla postavena, aby mohla být zmodernizována, aniž by došlo k výpadku systému v případě pouhého předělávání existujícího CPF. [7, s. 145]

3.3.6.3 NLES

Zprávy vypracované v CPF jsou předávány na úroveň NLES, odkud jsou vysílány k satelitům. Každá stanice NLES je schopná automaticky určovat, které data ze 4 nabízených CPF jsou nejkvalitnější, a to na základě informací poskytovaných také z každého CPF, v daný moment a tato nejkvalitnější data jsou pak předávána k satelitům. Pro každý ze tří EGNOS satelitů jsou provozuschopné dvě NLES, jedna aktivní a jedna v módu horké zálohy. [26, s. 18] [7, s. 145]

Spojení jednoho satelitu se dvěma konkrétními NLES je neměnné, tedy např. NLES v Goonhilly ve Spojeném Království bude vždy vysílat Uplink data k satelitu Inmarsat AOR-E a nikdy např. k satelitu ESA Artemis. K případnému přepnutí z aktivní NLES na záložní dochází na popud z CPF, které je určené jako řídící zařízení dané dvojice NLES, a nastává v momentě, kdy aktivní NLES není schopna vysílat. K přerušení vysílání může dojít z důvodu poruchy některého ze sys-

témů NLES nebo po zakročení některého z mechanizmů na ochranu integrity systému EGNOS. [7, s. 145]

Více informací včetně umístění všech 6 NLES stanic a spojení konkrétních satelitů s konkrétními NLES stanicemi je uvedeno v [7, s. 146 – 147]

3.3.6.4 CCF (Central Control Facility)

Zařízení CCF je zodpovědné za kontrolu a monitorování celého systému EGNOS. Hlavní funkce CCF jsou:

- Monitorování a kontrola všech systémů a subsystémů řídícího segmentu.
- Monitoring satelitů a předvídání výkonů služeb EGNOS.
- Archivuje všechna obdržená a vytvořená data.
- Poskytuje propojení mezi PACF a ATC (Air Traffic Control). [7, s. 147]

V každém MCC se nachází jedno CCF, celkem jsou tedy 4 CCF. Jedno CCF je aktivní, dvě v módu horké zálohy a jedno v módu studené zálohy. Dvě CCF v módu horké zálohy zaručují kontinuitu systému případným, okamžitým přepnutím na jedno z nich. Pracovníci jsou v CCF přítomni 24 hodin denně, 7 dní v týdnu, což má zajistit permanentní službu kontroly a monitorování. [29, s.18] [7, s. 147]

3.3.6.5 EWAN

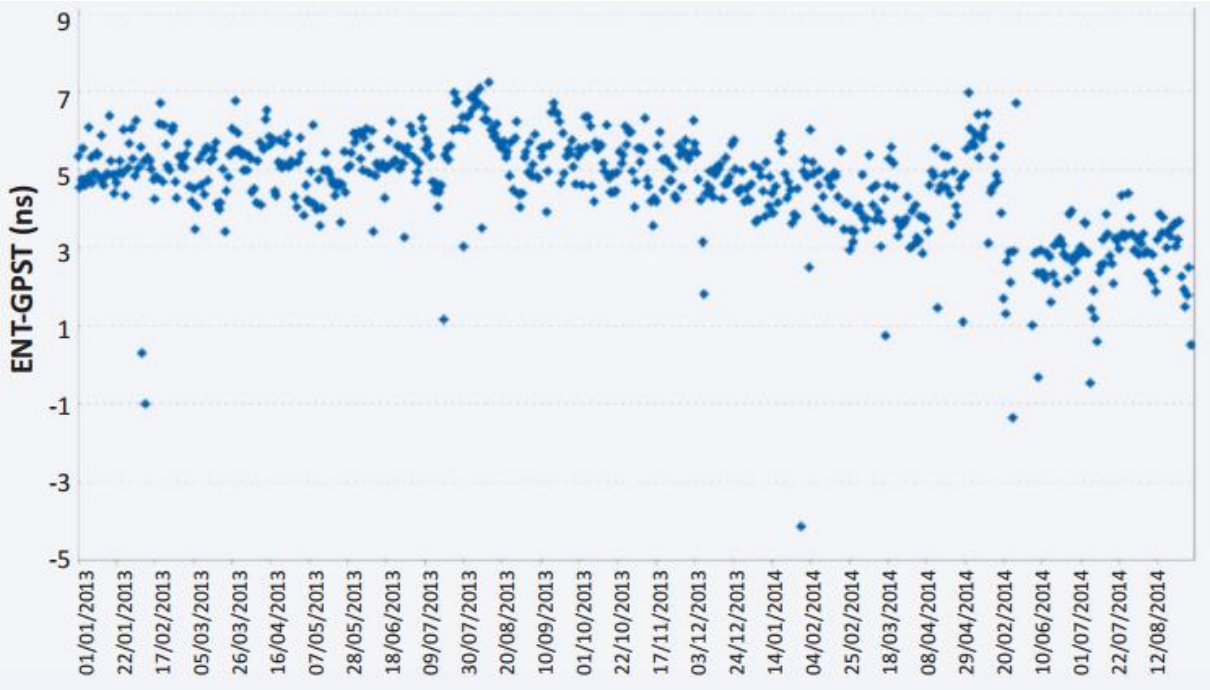
Všechny elementy řídícího segmentu systému EGNOS jsou propojeny datovou sítí EWAN. Jelikož je datová komunikace stěžejní pro správnou funkci celého systému, je EWAN nonstop monitorován a některé spojení jsou zálohovány. Úkoly EWAN jsou:

- Přenos dat mezi stanovišti EGNOS.
- Nabízet vícesměrové vysílání pro určitá data.
- Měřit a monitorovat výkony přenosové sítě EWAN.
- Využívat záložní datové spoje v případě potřeby.
- Provádět autonomní testování.

Celá síť je řízena prostřednictvím EGNOS Network Management Application (ENMA), která je nainstalována na klientském počítači (klient ve smyslu klient – server) ve všech MCC. Dohromady to jsou 4 klientské počítače spojené s hlavním počítačem (serverem) v Amsterdamu. Záložní hlavní počítač je umístěn v Paříži. [7, s.150]

3.3.7 Čas a geodetický referenční model EGNOS

Jednoduše řečeno čas a informace o poloze UZ získané z SBAS přijímače nejsou shodné pro stanovení shodných parametrů UZ z GPS přijímače ve stejném místě a čase. Tato rozdílnost vzniká díky odlišnosti mezi časem EGNOS a GPS a také protože EGNOS nevyužívá referenční model WGS84. Čas užívaný systémem EGNOS se označuje jako EGNOS Network Time (ENT) a geodetický model se nazývá EGNOS Terrestrial Reference Frame (ETRF). Ovšem jak ENT tak i ETRF jsou maximálně synchronizovány s GPST (GPS Time) a WGS84, takže rozdíly mezi polohami určenými v těchto odlišných referenčních podmínkách jsou zanedbatelné. Konkrétní příklad je možno vidět na obrázku 27, kde medián odchylky času mezi dvěma systémy je kolem 5 ns, což odpovídá rozdílu v určení polohy 1,5 metru. [28, s. 20]



Obrázek 27 – Rozdíl mezi ENT a GPST [28]

3.3.8 Integrita EGNOS

EGNOS jako SBAS systém byl vyvíjen právě za účelem zvyšovat integritu systémů GPS, Galileo a GLONASS. Aby tento úkol mohl být úspěšně plněn, musí ve výsledku své činnosti chránit uživatele před:

- Selháním satelitů GPS, Galileo, GLONASS.
- Vysíláním chybných korekčních správ systémem EGNOS, které mohou vzniknout nedetekovanými chybami uvnitř řídícího segmentu EGNOS nebo poškozenými daty namodu-

lovanými na nosných vlnách vlivem šumu, který vzniká při jednotlivých procesech tvorby a přenosu zpráv. [7, s. 43]

Právě skutečnost, že všechny systémy (GPS, Galileo, EGNOS i GLONASS) mohou fungovat správně a stejně může dojít k vygenerování „chyby“ pouhým přenosem dat, vedla k zavedení konceptu statistické *ochranné úrovně* (Protection Level – PL), o které se již vícekrát mluvilo v předchozích kapitolách, především v kapitole 2.5.3 Integrita (integrity). [7, s. 44]

Pro popis odchylek indikované polohy UZ od té skutečné se v EGNOS využívá parametrů SREW (Satellite Residual Error for the Worst user location), což vyjadřuje nejhorší dosahovanou chybu určení polohy v celém AOC, a GIVD (Grid Ionospheric Vertical Delay), který představuje zpoždění signálu v bodě IGP vlivem ionosféry. Oba tyto parametry jsou pouze odhadovány a nelze je přesně měřit v reálném čase, a proto EGNOS určuje statistický odhad rozdělení chyb okolo určité střední hodnoty. Tyto statistické hodnoty jsou označovány jako parametry integrity, všeobecně označované jako *ochranná úroveň*. V případě SREW a GIVD jsou statické parametry, které k nim tvoří PL, označovány jako UDRE a GIVE. Oba parametry jsou uvedeny již v kapitole 3.3.6.2 CPF. [29, s. 27 – 28]

Pokud parametr UDRE nebo GIVE překročí *limit upozornění* (Alert Limit – AL), dojde k vydání varování a systém je vyhlášen jako nedostupný.

3.3.9 Služby EGNOS

Provozovatel EGNOS, společnost ESSP, je zodpovědná za provoz 3 služeb:

- Open Service (OS)
- Safety-of-Life Service (SoL)
- EGNOS Data Access Service (EDAS)

3.3.9.1 EGNOS Open Service (OS)

Stejně jako v případě Galileo OS je EGNOS OS určená pro uživatele, kterým případná chyba systému nemůže způsobit přímé nebo nepřímé ohrožení lidského života. Mezi takové uživatele patří: poskytovatelé silničních služeb a samotní řidiči, zemědělci, telekomunikační a počítačoví operátoři nebo námořní uživatelé atd. EGNOS OS tak přináší zlepšení přesnosti určování polohy pomocí GPS, nicméně základní charakteristikou této služby je, že přesnost deklarovaná v technických dokumentech není garantována a žádný subjekt stojící za vývojem nebo provozem systému nenese zodpovědnost za případné horší výkony systému v rámci služby OS. [28, s. 7 – 8]

Hlavním úkolem EGNOS OS je zvyšovat dosažitelnou přesnost určení polohy pomocí GPS opravování chyb hodin satelitu, odchylky satelitu od ideální polohy na orbitě a vlivu ionosféry v reálném

čase. Další příspěvek EGNOS OS spočívá ve sledování „zdraví“ dostupných GPS satelitů a v případě zjištění nesrovnalosti u některého z nich uvědomí o této skutečnosti uživatele, aby se zabránilo zavedení chybného signálu do výpočtu polohy UZ. V tabulce 3 jsou uvedeny přesnosti, jakých je dosahováno při určování vzdálenosti mezi satelitem a UZ. Sloupec GPS ukazuje, jakých chyb dosahuje samotný GPS a ve sloupci EGNOS jsou uvedeny hodnoty při užití obou systémů současně. [28]

Tabulka 3 – Přesnosti GPS a EGNOS OS [28, s. 24]

Zdroj chyby	GPS – velikost chyby [m]	EGNOS – velikost chyby [m]
GPS SREW[6]	4,0	2,3
Vliv ionosféry	2,0 – 5,0	0,5
Vliv troposféry	0,1	0,1
Vliv přijímače	0,5	0,5
Vícecestný příjem signálu	0,2	0,2
GPS elevace 5°	7,4 – 15,6	4,2
GPS elevace 90°	4,5 – 6,4	2,4

Služba je plně operační od 1. 10. 2009 a minimální doba provozu byla určena na 20 let. Kompletní informace o této službě lze nalézt v [28].

3.3.9.2 EGNOS Safety-of-Life Service (SoL)

Služba je poskytována veřejně a zdarma. Hlavní odlišností oproti EGNOS OS je v tom, že byla vyvinuta a je provozována tak, aby umožňovala využití v aplikacích, kde by případná nepřesnost mohla přímo nebo nepřímo ohrozit lidský život. Hlavní oblastí takového využití je letecká doprava a především závěrečná část přiblížení na přistání (FAS). Nejdůležitější částí služby jsou informace o integritě obsažené v navigační zprávě, kterou satelity EGNOS vysílají. EGNOS SoL umožňuje využití navigace pomocí satelitních systémů v průběhu APV-I, což je přiblížení na přistání s radionavigačním vedením jak v horizontální, tak ve vertikální rovině, ale nedosahuje výkonů jako přesné přístrojové přiblížení. I když je služba volně přístupná k jejímu využití, v některých aplikacích je nutné získat autorizaci od zodpovědných orgánů v dané oblasti. [29, s. 6 – 8]

[6] Satellite Residual Error for the Worst user location – vyjadřuje součet chyb odchylky satelitních hodin od času system a chybu polohy satelitu pro nejhorší možné umístění UZ v AOC.

V době vydání [29] pouze letecká doprava disponuje specifikovanými požadavky a definovanými postupy pro certifikaci a ověřování implementace EGNOS SoL do provozu. Proto byla služba EGNOS SoL vyvíjena na míru právě užití v letecké dopravě pro dva druhy uživatelů:

1.) Uživatele vzdušného prostoru, kteří jsou vybaveni certifikovanými EGNOS přijímači.
2.) Certifikované poskytovatele vzdušných navigačních služeb, kteří podepsali dohodu s ESSP. [29, s. 8]

Kromě těchto uživatelů nemůže žádný subjekt využívat EGNOS SoL v případech, kdy by chyba systému mohla znamenat ohrožení života a všechny subjekty za systém zodpovědné (ESA jako vývojář, GSA jako programový manažer, ani ESSP jako poskytoval služby) nenesou za jiné užití a případné následky zodpovědnost. [29, s. 9]

Dle požadavků ICAO (International Civil Aviation Organisation) SARPs (Standard And Recommended Practices) je nutností, aby byl vytvořen mechanismus tvorby zpráv NOTAM (NOtice To AirMan), které budou upozorňovat na plánovaný výpadek provozu APV-I přiblížení na určitém letišti. Za tvorbu NOTAM zpráv upozorňující na takový výpadek je zodpovědný ESSP. [29, s. 20]

Přesnosti EGNOS SoL jsou shodné s těmi dosahovanými v EGNOS OS uvedenými v tabulce 3. EGNOS SoL je plně operační od 2. 3. 2011. [29, s. 20, 27]

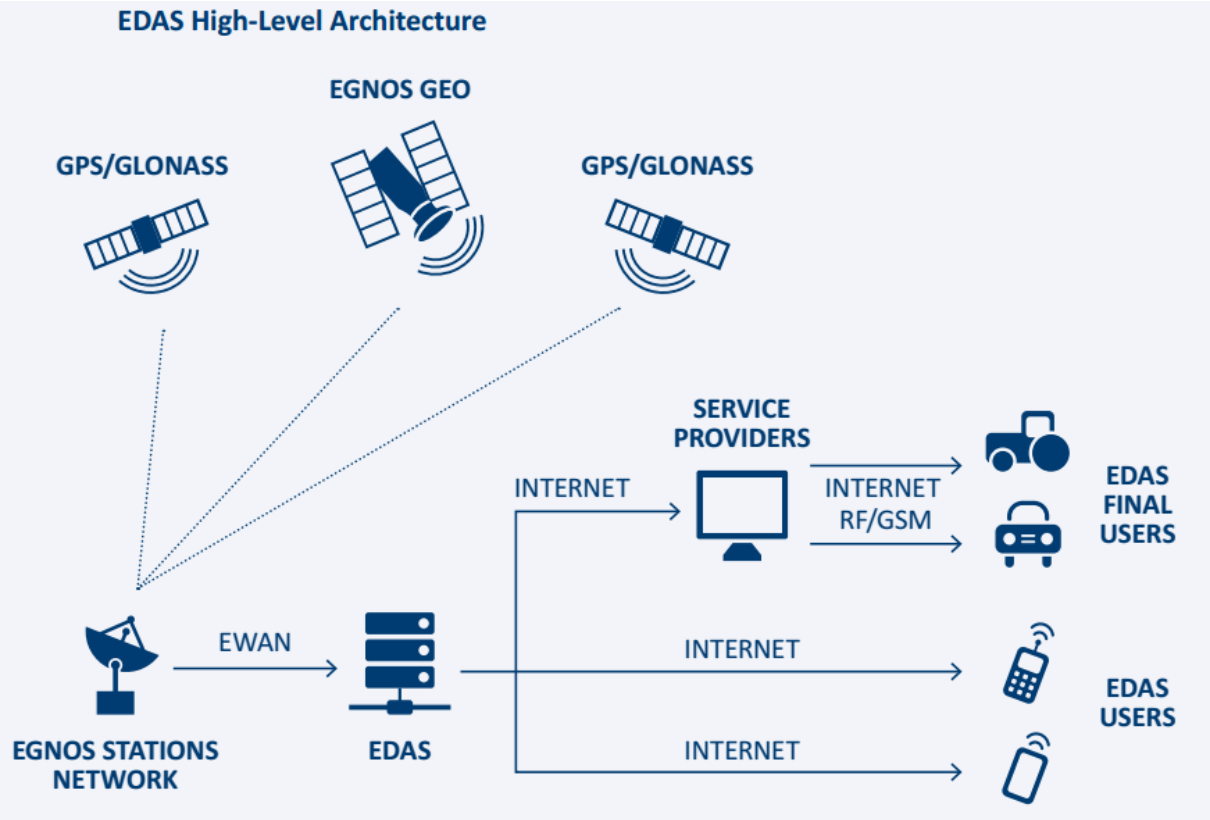
3.3.9.3 EGNOS Data Access Service

Služba EDAS byla navržena a vyvinuta s cílem poskytovat přístup k informacím systému EGNOS ze země prostřednictvím internetu. EDAS je přístupný prostřednictvím registrace na internetové doméně egnos-edas.eu. Distribuce dat EGNOS tímto způsobem umožňuje přístup k nim i uživatelům, kteří nemohou přijímat signál přímo ze satelitů EGNOS, např. protože jsou umístěny ve městech v místě, kde je příjem satelitního signálu blokován budovami. To platí především pro města s vyšší zeměpisnou šířkou, protože v takových městech je elevace satelitů EGNOS nad horizontem nízká. Služba je poskytována bez poplatků a může být použita jen pro aplikace, které v případě chyby systému neohrozí lidský život nebo nezpůsobí zranění. [30, s. 9]

Stejně jako v případě EGNOS OS i pro EDAS platí, že dostupná data poskytují podobné výkony jako služba EGNOS SoL, ale není nijak garantována a uživatelé by měli prostudovat celý dokument [30], aby mohli fundovaně určit, zda je pro jejich potřeby služba vhodná a bezpečná. Součástí dokumentu jsou minimální úrovně výkonnosti, které jsou ale uváděny za účelem podání potřebných informací k určení, jestli je EDAS vhodnou volbou pro daného uživatele. Tyto výkony nejsou v žádném případě garantovány žádným subjektem, který se podílí nebo podílel na vývoji či provozu EDAS. [30, s. 9]

Přístup k datům EGNOS je možný v reálném čase, ale autorizovaným uživatelům také k archivům s historickými daty uloženými v FTP (File Transfer Protocol). [30, s. 12]

Základní architektura systému je znázorněna na obrázku 28.



Obrázek 28 – Architektura služby EDAS [30, s.13]

Služba EDAS se dále dělí na pět podslužeb, a s tím souvisí další větvení architektury na EDAS System, EDAS Client Software a jednotlivé služby. Níže je toto další větvení popsáno a zobrazeno na obrázku 29.

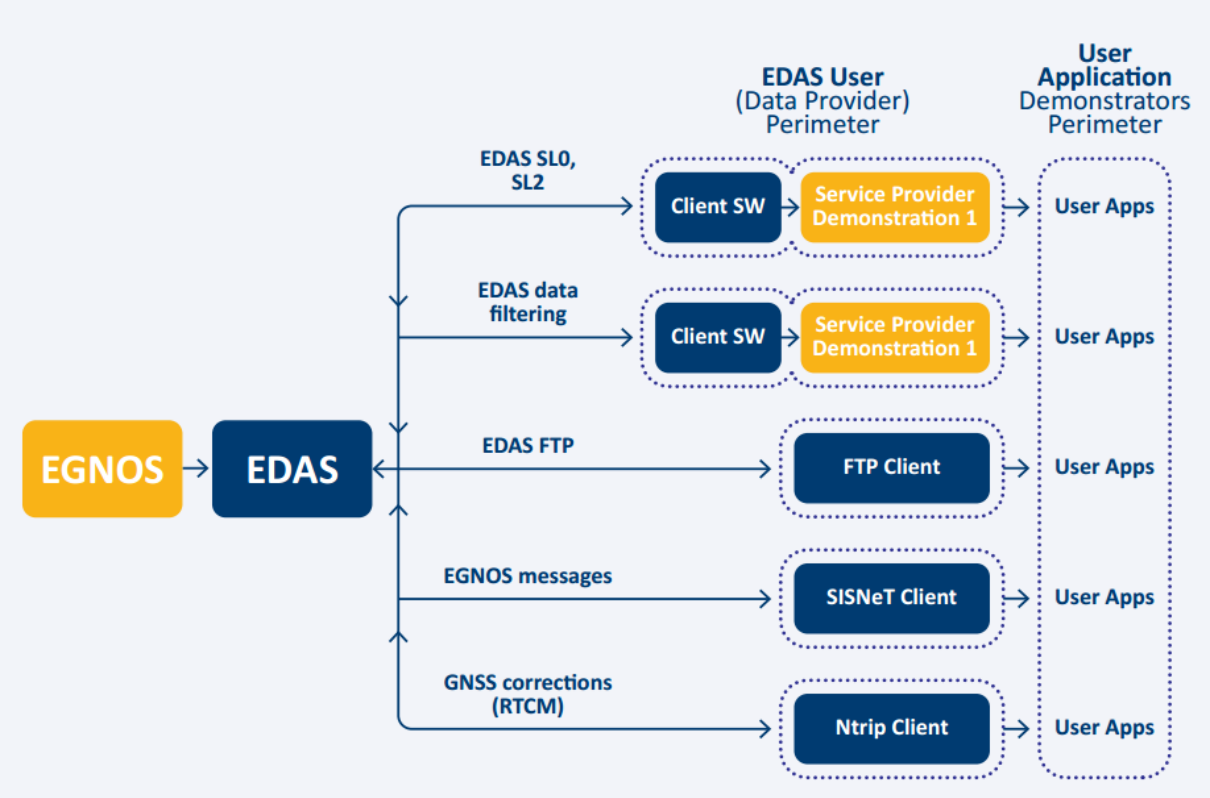
3.3.9.3.1 EDAS System

Komunikuje s EGNOS infrastrukturou a uskutečňuje zpracování dat ze EGNOS přicházejících tak, aby je mohl distribuovat konkrétním službám EDAS prostřednictvím internetu. Plní především následující funkce:

- Povoluje připojení uživatelů s registrací.
- Zavádí dodatečnou bezpečnostní vrstvu mezi EGNOS a uživatele.
- Předává data přicházející z EGNOS a vytváří z nich různé produkty, jejichž prostřednictvím poskytuje jednotlivé služby EDAS.

3.3.9.3.2 EDAS Client Software

Tento software je instalován v uživatelském zařízení a uskutečňuje komunikaci mezi službami EDAS Main Data Streams a EDAS Data Filtering Service. Také je zodpovědný za základní bezpečnostní funkce a komunikaci s EDAS System. Software je uživateli dostupný po úspěšné registraci. Uživatelé díky tomuto softwaru mohou využívat produktů plynoucích ze systému EGNOS v reálném čase a také jim umožňuje potřebné konečné zpracování dat v místě UZ, potřebné k realizaci finální aplikace.



Obrázek 29 – Architektura služeb EDAS [30, s. 21]

4 Klady a zápory jednotlivých navigačních systémů

Předchozí kapitola 3 Rozdělení druhů satelitní navigace podrobně popisovala systémy GPS, Galileo a EGNOS. Již při jejím čtení si každý čtenář uvědomuje společné a rozdílné prvky jednotlivých systémů a při tomto porovnávání shledává výhody a nevýhody každého z nich. Tato kapitola shrnuje a rozebírá všechny podstatné skutečnosti, uvedené v předchozí kapitole. Shodné a rozdílné prvky se projevují především u systémů GPS a Galileo, protože jsou to satelitní systémy určené pro globální satelitní navigaci, zatímco EGNOS je SBAS systémem, a z toho důvodu se svou koncepcí značně liší od zbylých dvou systémů.

Prvním rozdílem, který je patrný okamžitě, je konstelace systémů. Až do roku 2011 se konstelace GPS skládala z 24 družic – 21 aktivních a 3 v záloze, ale od roku 2011 je již standardní rozmístění minimálně 27 operačních satelitů, z nichž některé pravděpodobně budou v režimu zálohy, ale to zdroj [10] nekonkretizuje. NUDZ GPS obíhají ve výšce 20 200 km nad mořem a jsou rozmístěny na šesti orbitách. Naproti tomu Galileo počítá s konstelací celkem 30 satelitů, z nichž 3 budou v režimu zálohy, rozmístěných po třech orbitách s výškou oběhu 23 222 km nad úrovní moře, což jednotlivým satelitům „zvětšuje zorné pole“ a každý satelit tak sám o sobě pokrývá větší část Země než je tomu u GPS. Hlavním rozdílem mezi systémy v rámci konstelace je skutečnost, že u Galileo se počítá s „kmitáním“ satelitu kolem své polohy. Toto „kmitání“ bude korigováno v navigační zprávě a počítá se s potřebou minimálních oprav polohy satelitu využitím tryskového pohonu NUDZ, což bude významně šetřit paliva na palubě satelitu, tím pádem nebude omezena životnost NUDZ množstvím paliva na palubě satelitu, jako tomu bývá u GPS.

Druhým význačným rozdílem mezi GPS a Galileo jsou palubní atomové hodiny. GPS i pro satelit páté generace počítá se třemi rubidiovými atomovými hodinami - RAFS, zatímco satelity Galileo disponují dvěma vodíkovými „maserovými“ hodinami – PHM a dvěma RAFS. Pro PHM je uváděná přesnost 0,45 ns dle [7] a 0,5 ns dle [2] během 12 hodin, zatímco pro RAFS uvádí [7] přesnost 1,8 ns a [2] 1,5 ns během 12 hodin. Lze tedy konstatovat, že Galileo disponuje přesnějšími atomovými hodinami.

Pro definování výkonů daného systémů je důležitým parametrem přesnost. Obecně je stanovování přesnosti definováno v kapitole 2.5.1 Přesnost (accuracy). Hodnoty přesností GPS SPS lze nalézt v příloze E a hodnoty pro jednotlivé služby Galileo jsou uvedeny v příloze H. Služba GPS SPS aktuálně poskytuje řádově nižší přesnost, než bude poskytovat kterákoliv služba Galileo, ale je nutné si uvědomit, že v době, kdy dosáhne Galileo FOC, bude již GPS disponovat dostatečným počtem NUDZ, aby mohl poskytovat garantovaný navigační signál na více frekvencích, čímž bude

i přesnost GPS SPS výrazně zvýšena a lze předpokládat, že přesnosti obou systémů budou srovnatelné.

Dalším důležitým parametrem při popisu výkonů GNSS je integrita. Díky tomu, že systém EGNOS byl vnímán jako první krok ve vývoji systému Galileo, mohly se problémy řešené a úspěšně vyřešené v rámci vývoje EGNOS promítnout také do vývoje a konečné podoby Galileo. Toto je nejvíce vidět na schopnosti systému Galileo podávat informaci o integritě systému v reálném čase, protože vytvoření *ochranné úrovně* (Protection Level – PL) tak, jak je definována v kapitole 2.5.3.4 Protection Level (PL), bylo nejdříve řešeno pro systém EGNOS a následně v rámci transformace pro potřeby globálního satelitního systému aplikováno také do Galileo. Díky tomu Galileo na rozdíl od GPS podává informaci o integritě v reálném čase, což je výrazná výhoda. Z dostupných materiálů nevyplývá, že by se tyto skutečnosti v rámci modernizace GPS měly měnit. Konkrétní informace o integritě GPS jsou uvedeny v kapitole 3.1.6 Integrita GPS, o integritě Galileo pak v kapitole 3.2.4 Integrita Galileo.

Galileo je od počátku vyvíjen jako civilní systém s užitím především v civilní sféře. Vývoj směrem k tomuto cíli ovlivnil i například podobu navigační zprávy, která není striktně definována a obsahuje volná datová pole pro budoucí aplikace. Tímto původ NAV Message systému GPS nedisponovala, jelikož její struktura je pevná a neumožňuje úpravy za účelem užití komerčních aplikací. Nicméně novější navigační zpráva CNAV Message systému GPS se snaží tyto nedostatky odstranit. Také nemá pevnou strukturu a je mnohem flexibilnější budoucím potřebám. CNAV Message také disponuje technikami na snížení množství datových chyb ve zprávě jako u zpráv systému Galileo. Nicméně Galileo disponuje navigační zprávou zabývající se pouze integritou systému a takovou zprávu systém GPS postrádá. Dále je vhodné i zde uvést, že je rozdíl mezi zprávami jednotlivých systémů v názvosloví. U GPS je v českém názvosloví stránka synonymem pro rámec, zatímco u Galileo je nejmenší část zprávy nazývána „page“, tedy stránka. Konkrétní informace o navigačních zprávách lze nalézt v kapitolách 3.1.1.8 Navigační zpráva GPS, 3.2.1.4.1 Navigační zprávy Galileo a v příloze D.

GPS počítá s využitím pouze v armádní a vládní sféře, zatímco u Galileo se uvažuje o použití ekvivalentní služby PRS i pro civilní aplikace, jako například pohyb vozidel po letišti, jak je zmíněno v kapitole 5.7 Galileo PRS.

5 Užití satelitních signálů v letecké dopravě

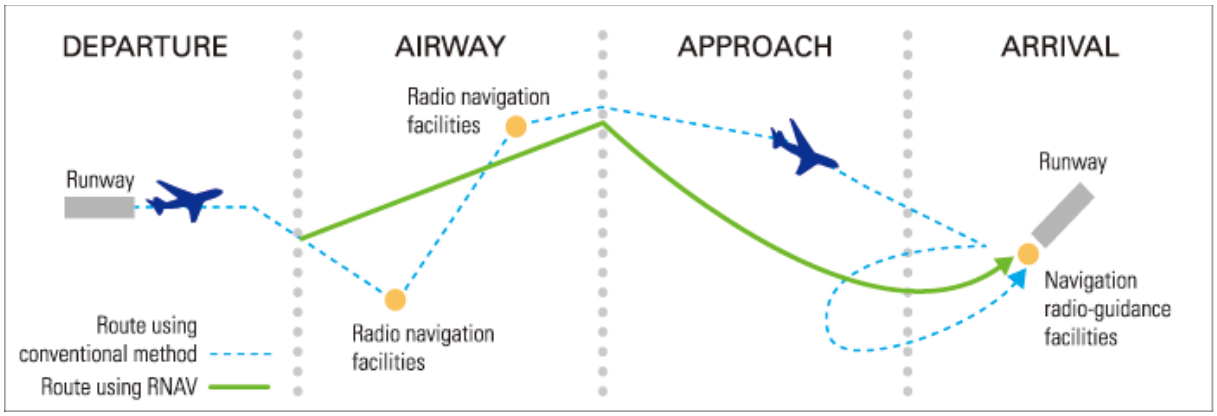
Od samotných počátků letectví byla znalost aktuální polohy letícího letadla nezbytnou součástí všech fází letu. První aviatici určovali svou polohu pouze pomocí srovnávací navigace, což znamenalo, že se lety mohly uskutečňovat jedině v dobrém počasí za dostatečné dohlednosti. První kroky k létání podle přístrojů, které umožňují letecký provoz i za velmi špatného počasí, byly uskutečněny již ve dvacátých letech 20. století, kdy vznikly první rádiové majáky a bylo umožněno komunikovat mezi letadly a zemí pomocí rádiového spojení. Ve třicátých a čtyřicátých letech byl vyvíjen VOR (VHF Omni-directional Radio range), který je v IFR provozu používán dodnes, stejně jako ILS (Instrument Landing System), který byl již v roce 1946 zvolen organizací ICAO za primární prostředek navádění letadel na přistání na mezinárodních významných letištích. Za druhé světové války byl například vynalezen systém LORAN a začalo se využívat radaru, pro určování polohy nepřátelských, ale i vlastních letadel. Roku 1961 pak bylo uvedeno v provoz první civilní zařízení na určování šikmé vzdálenosti DME. V průběhu 20. století byly uvedeny v provoz další systémy jako DECCA nebo Omega. Všechny tyto systémy a majáky umožňovaly letadlům v jejich dosahu určovat fix své polohy, ale dosažení celosvětového pokrytí jejich prostřednictvím nebylo možné (rozlehlé oceány i špatně přístupné oblasti). Právě v tomto ohledu je pro leteckou dopravu nenahraditelné globální pokrytí, které poskytuje GPS nebo bude poskytovat Galileo.

Pokrytí celého světa téměř nepřetržitě umožňuje zefektivňování provozu v mnoha ohledech: možnost sledovat ortodromické trajektorie letu při letech přes oceány, snížení rozestupů při vstupu letadel do oceánských prostorů, realizovatelnost konceptu Free Flight (odpovědnost za rozestupy při IFR (Instrument Flight Rules) provozu bude nést velitel letadla a nebude nutné sledovat publikované letové tratě), snazší vedení letadla při letech blízko severního pólu, kde dochází k rychlým změnám magnetického kursu a prakticky chybí jakákoliv další radionavigační informace o poloze letadla. Satelitní navigační systémy také vedou k opouštění tradičního způsobu provedení letu „od majáku k majáku“ a umožňují vedení letadla po co nejideálnějších trajektoriích. Toto všechno jsou jen obecně nastíněná vylepšení, která GNSS přináší nebo přinese v blízké budoucnosti. Obsah této kapitoly popisuje konkrétní užití satelitní navigace v jednotlivých palubních systémech a v leteckých aplikacích.

5.1 RNAV

Radionavigační prostředky, které jsou uvedeny výše, umožňovaly navigaci „od majáku k majáku“. Tento konvenční způsob radionavigace tak znamenal významně delší uletěnou vzdálenost, a s tím spojenou vyšší spotřebu paliva. V sedmdesátých letech se prvně objevuje digitální avionika, která umožňuje vedení letadla po RNAV trati. Rozdíl mezi konvenční a RNAV tratí je vidět na obrázku 30. Podrobnější informace o RNAV lze nalézt např. v [3,32]. Nicméně v době zmíněných

sedmdesátých let bylo možné RNAV traťové body vytvářet pouze v dosahu radionavigačních prostředků. Případně v případě disponibility inerčním navigačním systémem INS (Inercial Navigation System) bylo možné sledovat RNAV trať i mimo dosah pozemních rádiových majáků, ale pro B-RNAV (Basic-RNAV, který požaduje přesnost ± 5 NM po 95 % času letu) mohl být INS využíván pouze 2 hodiny od momentu, kdy je INS jediným zdrojem navigační informace. [32, s. 175] Federální úřad letectví (FAA – Federal Aviation Administration) Spojených států amerických publikoval již začátkem sedmdesátých let RNAV tratě (přibližně 156 traťových segmentů), ale po zjištění, že tyto tratě nejsou dostatečně využívány, jelikož letadla létala z bodu do bodu využitím inerčních navigačních systémů a nevyužívala tak publikované RNAV tratě, došlo v lednu 1983 ke zrušení všech RNAV tratí. Až uvedení GPS v operační provoz umožnilo naplno využít potenciál RNAV tratí. Evropě vešly 23. 4. 1998 v platnost postupy pro B-RNAV na všech tratích ATS, ale přetrvával konvenční způsob přiblížení na přistání, kdy od začátku příletové tratě, který byl definován radionavigačním zařízením, se všechny následující segmenty přiblížení prováděly konvenčně. I tento postup ale postupně vymizel a dnes je konvenční přiblížení na přistání spíše rarita a letadla, která nejsou schopna RNAV provozu, jsou na přistání naváděna pomocí radarového vektorování. [31]



Obrázek 30 – Konvenční a RNAV trať [23]

5.1.1 RNAV (GNSS) přiblížení na přistání

Dle dokumentu ICAO Doc 9613 Performance Based Navigation (PBN) Manual jsou rozlišovány následující aplikace pro přiblížení letadla na přistání s využitím GNSS:

- **LNAV** (Lateral Navigation) – řadí se mezi nepřesná přístrojová přiblížení s informací o poloze letadla v horizontální rovině určovanou užitím GPS a ABAS RAIM.
- **LP** (Localiser Performance) – také patří mezi nepřesná přístrojová přiblížení s informací o poloze letadla v horizontální rovině určovanou užitím GPS a SBAS (v USA kombinace GPS a WAAS, v Evropě GPS a EGNOS).

- **LNAV/VNAV** (Vertical Navigation) – přiblížení úrovně APV. Informace o poloze v horizontální rovině je určována užitím GPS a ABAS, zatímco informace o poloze ve vertikální rovině je determinována pomocí barometrického výškoměru. Proto je toto přiblížení také známo pod označením Baro VNAV. Někdy se označuje jednoduše APV.
- **LPV** (Localiser Performance with Vertical Guidance) – také přiblížení úrovně APV. Jak horizontální, tak vertikální poloha letadla je určována použitím GPS a SBAS.

Obrázek 31 – Mapa letišť s LPV přiblíženími [34]

Výška rozhodnutí DA (Decision Altitude) pro Baro VNAV přiblížení musí být dle předpisu L 8168 75 metrů (246 feet) plus přídavek provozovatele (pro více informací k tématu stanovování výšky

rozhodnutí viz [32]) a v případě LPV přiblížení je výška rozhodnutí dokonce shodná s CAT I (kategorie I) přesného přiblížení na přistání, tedy 60 metrů (200 feet).

Publikovaná RNAV přiblížení jsou k vidění na obrázku 31, kde zelená letadla představují přiblížení v provozu a žlutá označují letiště, kde se publikování RNAV přiblížení plánuje.

Tyto skvělé výkony umožňují dosahovat hodnoty DA na úrovni použití ILS CAT I prakticky s nulovou pozemní infrastrukturou. To samozřejmě šetří náklady a zlepšuje dostupnost mnoha letišť za špatných meteorologických podmínek. V USA je podle stránek www.faa.gov[7] k 30. 4. 2015 publikováno 3 547 LPV přiblížení na 1 730 letištích, zatímco v Evropě lze k 5. 3. 2015 dle webových stránek EGNOS User Support[8] využít 176 LPV přiblížení na 113 letištích. I při uvážení značně větší polohy a hustší letecké dopravy USA je Evropa pozadu. Dle slov Ing. Tomáše Duši z GNSS Centre of Excellence je tomu tak z důvodu velkého kladení důrazu na bezpečnost ze strany EASA (European Aviation Safety Agency) a trochu pomalejšího legislativního procesu, než je tomu v USA. Poslední věta platí především pro publikaci RNAV přiblížení na VFR (Visual Flight Rules) letiště bez přístrojového přiblížení na RWY, jelikož na takovém letišti často chybí jakýkoliv radionavigační prostředek a není možno ověřit správnost polohy určené prostřednictvím GPS pomocí jiného zdroje. V případě IFR letišť je hlavní otázkou, zda je zavedení RNAV přiblížení jednoznačným přínosem a zda je vůbec nutné pro provozovatele jej vytvářet. Další zajímavá informace je, že v České republice mají certifikát pro publikace RNAV přiblížení 2 lidé, jeden zaměstnanec ŘLP (Řízení Letového Provozu) a jedna soukromá osoba.

5.2 ETRAN (EGNOS Terrestrial Regional Augmentation Networks)

Z důvodu nízké elevace satelitů EGNOS nad horizontem (v Evropě) dochází v některých regionech k horšímu příjmu signálu. Mnoho současných a budoucích aplikací však vyžaduje velmi přesné a spolehlivé určování polohy. EGNOS je schopen dosahovat požadavků na takovou výkonnost, ale neplatí to v případě, že např. v horších orografických podmínkách dochází

---

[7] Konkrétní odkaz: http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/approaches/

[8] Konkrétní odkaz: http://egnos-user-support.essp-sas.eu/new_egnos_ops/sites/default/files/Egnos%20Bulletin/EGNOS%20Bulletin%2014%20-%20Q1%202015.pdf

ke špatnému příjmu signálu. Pro takové případy byl vyvinut systém ETRAN. Jak napovídá název systému, jde o regionální podporu EGNOS, která pomocí různých technologií přeposílá signál od EGNOS satelitů prostřednictvím některých pozemních sítí, např.: GSM (Global System for Mobile Communications), GPSR (General Packet Radio Service) nebo LORAN-C. [22]

V rámci iniciativy ETRAN pro použití v civilním letectví byla ERS (EGNOS Reference Station) umístěna na letišti Kiruna v severním Švédsku. ERS zde komunikuje s CNS (Communication Navigation and Surveillance) stanicí GRAS (Ground Regional Augmentation System) za účelem předávání informací prostřednictvím VDL-4 (VHF Data Link – 4). Díky tomuto spojení mohou letadla přistávající a vzlétající z tohoto letiště přijímat signál EGNOS po celou dobu provozu v této oblasti. Testování ETRAN přineslo zjištění že:

- výkony tohoto předávání informací EGNOS „skrze prostředníka“ jsou srovnatelné s výkony přímého přijímání signálu a lze dosahovat požadavků APV-II,
- Dostupnost signálu je velmi posílena ve vysokých zeměpisných šířkách, kde jsou geostacionární satelity snadno „ztraceny z dohledu“.
- Takovýto převod SBAS na GBAS se prokázal jako ekonomicky proveditelný a výhodný, jelikož se jen modifikuje již využívané vybavení a není potřeba nových instalací jako u standardních GBAS technologií (např. pseudosatelitem viz kapitola 2.4.3 Ground Based Augmentation Systems), což samozřejmě významně snižuje náklady.

Projekt ETRAN v letectví byl zahájen v červenci 2001 a ukončen byl v červenci 2003.

5.3 A-SMGCS

Zkratka představuje Advanced Surface Movement Guidance and Control System, tedy pokročilý systém pro sledování a kontrolu pohybu všech pohybujících se elementů po provozní ploše letiště. Za jeho vznikem stála skutečnost, že při LVP (Low Visibility Procedures), kdy ILS CAT IIIC umožňuje přistání letadel při nulové viditelnosti, docházelo při následném pojíždění přistávajících letadel ke konfliktům s ostatními mobilními prostředky na letišti, protože veškerá zodpovědnost za předcházení srážkám ležela na řídících letového provozu, kteří měli k dispozici pouze SMR (Surface Movement Radar) a hlášení poloh od pilotů a řidičů. Aby bylo možné takovým konfliktům předcházet a také docílit nižší vytíženosti Ground komunikační frekvence, bylo nutné vyvinout systém sledování a kontroly pohybu všech mobilních prostředků po pohybové ploše, který by snížil vytížení řídících přerozdělením jejich zodpovědnosti mezi piloty a řidiče. [33]

Úroveň vlastností, které daný A-SMGCS může poskytovat uživatelům, se definuje rozdělením do čtyř úrovní. Tyto úrovně se označují Level I až Level IV, v každém levelu je definována úroveň systému prostřednictvím čtyř parametrů:

- Přehled (Surveillance) – řídícímu se zobrazují informace o rozložení letiště, aktuální poloze letadel a ostatních mobilních prostředků, identifikaci jednotlivých elementů, což představuje významné ulehčení pracovního zatížení řídícího letového provozu oproti využití SMR, kdy si řídící musel pamatovat, která „tečka“ na obrazovce přísluší kterému letadlu.
- Vedení (Guidance) – funkce, která zobrazuje řidičům mobilních zařízení na displeji mapu letiště, jejich polohu a polohu ostatních pohybujících se elementů letového provozu. To umožňuje vizualizaci situace na provozní ploše i za špatné dohlednosti (tedy při LVP operacích).
- Řízení (Control) – funkce kontrol byla zaváděna především ze snahy zabraňovat možným kolizím na RWY (RunWaY) mezi přistávajícími letadly a pojíždějícími stroji nebo ostatními mobilními prostředky vykonávající své povinnosti v okolí vzletových drah. Systém se v rámci jednotlivých úrovní značně vyvíjí, kdy v Level II je schopen pouze detekovat akutní nebezpečí, Level III je schopen detekovat jakékoliv potenciální hrozby a Level IV umožňuje automatické řešení konfliktů.
- Plánování tratí (Route Planning) – „Tato funkce bude na základě funkce plánování přiřazovat nejlepší cesty determinované výpočty pro minimalizaci zpoždění, pravidel pohybu po provozních plochách a potencionálních konfliktech s ostatním provozem. Počítá se s implementací zejména na rozsáhlých a komplexních letištích a v tomto stádiu bude dostupná pouze řídícím letového provozu, kteří ji budou využívat pro vydání potřebných povolení.“ [33, s. 8] Tímto stádiem se v citaci myslí Level III. Level IV pak bude schopen řídícím schválené naplánované tratě datově přeposílat samotným aktérům pohybu po provozní ploše. [33]

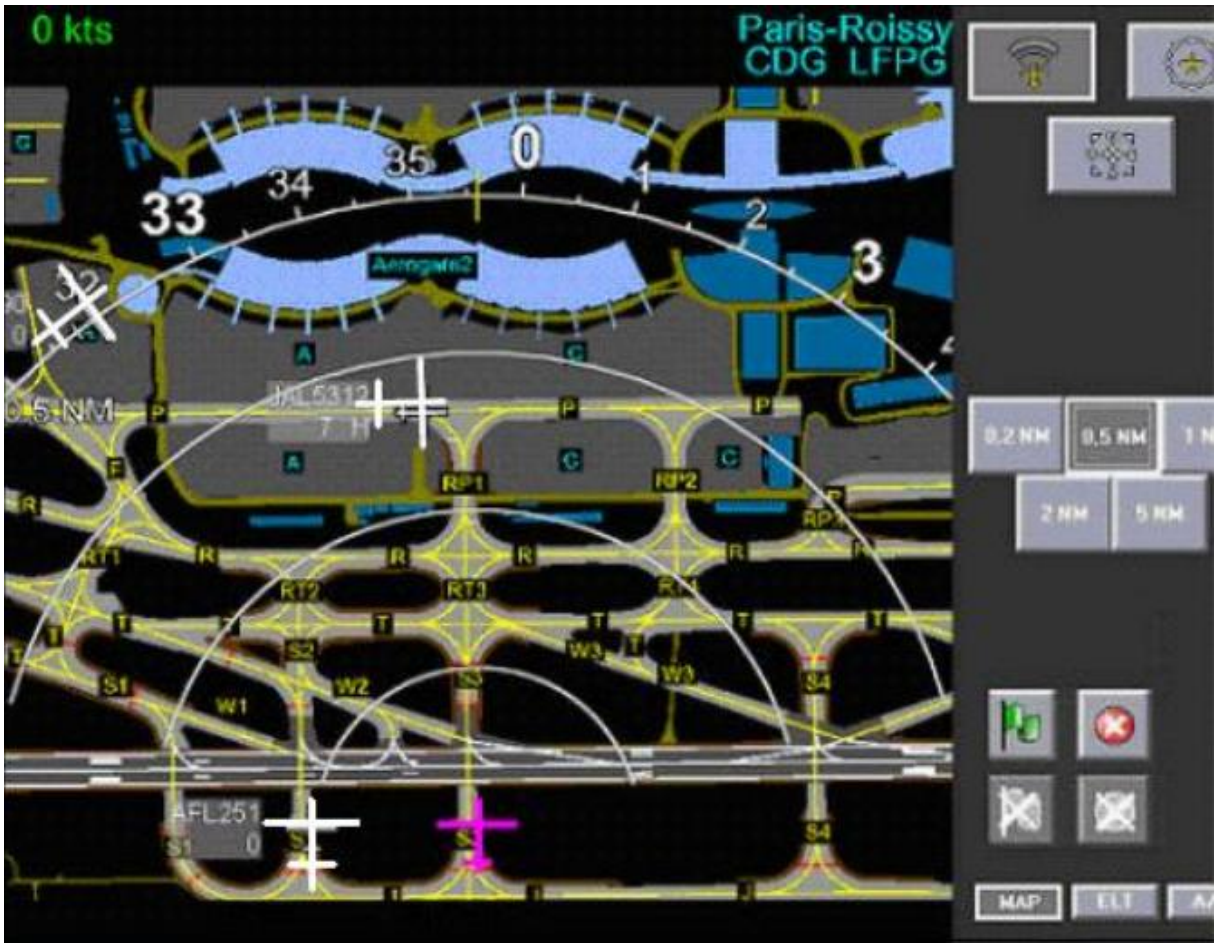
Konkrétní popis jednotlivých úrovní systému je možné nalézt v uváděné literatuře [33].

5.3.1 Princip funkce A-SMGCS

„Level III přináší do systému sdílení informací a přehledu o provozu mezi řídícími letového provozu, piloty a řidiči ostatních mobilních prostředků v rámci letiště. Informace budou prezentovány pomocí palubního kabinového displeje dopravní informace CDTI (Cockpit Display of Traffic Information). Přehledová funkce si vyžádá vhodný a dostatečně spolehlivý datový přenos. Datový přenos by měl fungovat mezi pohyblivými objekty a pevnou pozemní stanicí, ale také mezi pohyblivými objekty navzájem. Předávání informací do mobilních prostředků na pohybových plochách letiště se dnes realizuje pomocí WiFi nebo WiMAX. Aktuální poloha objektu získaná z GPS (Galileo) je periodicky odesílána na server, kde je dále zpracována. Ze serveru jsou zpět načítány informace o všech pohyblivých objektech na letišti, které jsou následně zobrazovány. Tyto sítě, zejména WiFi, jsou ale veřejně přístupné a dá se říci, že nejsou certifikovatelné pro složitější funkce, kde se požaduje vysoká úroveň integrity. WiFi jsou oceňovány provozovateli letišť, protože

představují opravdu levnou variantu datového spoje. Takto postavené systémy jsou ale omezeny, a to zejména množstvím vysílaných dat a jejich integritou. Funkce sledování pomocí WiFi je realizovatelná pouze pro omezené množství mobilních prostředků, hrozí zde přetížení sítě, nebo její rušení. WiFi a WiMAX jsou tedy vhodné jakožto levný prostředek pro zprostředkování informací o provozu do nízkého omezeného množství vozidel na letištních plochách. Jejich široké využití i v kokpitech letadel je pravděpodobně nemožné a informace by tak byly zprostředkovány pouze v dosahu potřebných pozemních stanic. Při velkém toku letového provozu bude vhodný datový spoj klíčovou záležitostí pro zavedení funkcí Control, Guidance a Route Planning tak, aby tyto funkce byly použitelné pro řízení pohybů po letištních provozních plochách a ne pouze pro funkce informativního a monitorujícího charakteru.“ [33, s. 11] V citaci zmiňovaný displej CDTI je vidět na obrázku 32.

Způsob komunikace mezi serverem a daným pohyblivým elementem může být uskutečněn také prostřednictvím ADS-B nebo jiným datovým spojem. Důležité je, že bez satelitního určení polohy by celý systém nemohl fungovat. [33]



Obrázek 32 – Displej CDTI [33, s. 11]

5.4 GAMMA

GAMMA stojí za GNSS Airport Movements Monitoring and Alerting a jde o pokročilý, přehledový systém pohybu po letišti s využitím GNSS s požadavkem na určitý stupeň integrity.

Cílem projektu GAMMA bylo vyvinout pokročilejší A-SMGCS na provozní ploše letiště. Součástí systému měla být schopnost včasné detekce konfliktu a varování před ním poskytované řídícím a řidičům vozidel pohybujících se po provozní ploše. Služba GAMMA bude užívat signálů EGNOS i Galileo pro určování polohy jednotlivých elementů na provozní ploše. Tyto fixy budou dosahovat potřebné přesnosti a úrovně integrity.

Demonstrace systému GAMMA se prováděla na dvou letištích: Toulouse-Blagnac ve Francii a v Portu v Portugalsku a prokázala, že systém může být jednoduše přizpůsoben potřebám jakéhokoliv letiště.

Počátek projektu byl datován k červenci 2003 a v září 2005 byl představen SISNeT koncept, který umožňoval přijímání signálů obsahujících informace o integritě kdekoliv na provozní ploše nehledě na strukturu letiště. Tedy SISNeT koncept působil proti faktu, že na letišti jsou místa, která jsou budovami blokována a znemožňují tak v určitých momentech příjem signálů od satelitů EGNOS.

5.5 MASSAO

Zatímco velcí, komerční letečtí provozovatelé mají standardně zavedené AOC (Airline-Operating Center), které jim umožňují komunikaci s celou flotilou prostřednictvím profesionálních komunikačních poskytovatelů služeb a mají k dispozici několik komunikačních kanálů, menší, více specializovaní operátoři vyhledávají podobné řešení v menším měřítku, které by nepředstavovalo náklady spojené s placením služeb komerčních poskytovatelů komunikačních služeb. Tito malí provozovatelé běžně provozují kolem 10 letadel nebo helikoptér, které využívají na různé účely, např.:

- Přeprava pasažérů a nákladu na a z ropných plošin.
- Obsluha a údržba energetických sítí.
- Přeprava nákladu pro konstrukční práce ve speciálních prostředích (například v Alpách).
- SAR operace.
- Pozorování počasí.
- Pobřežní stráž.

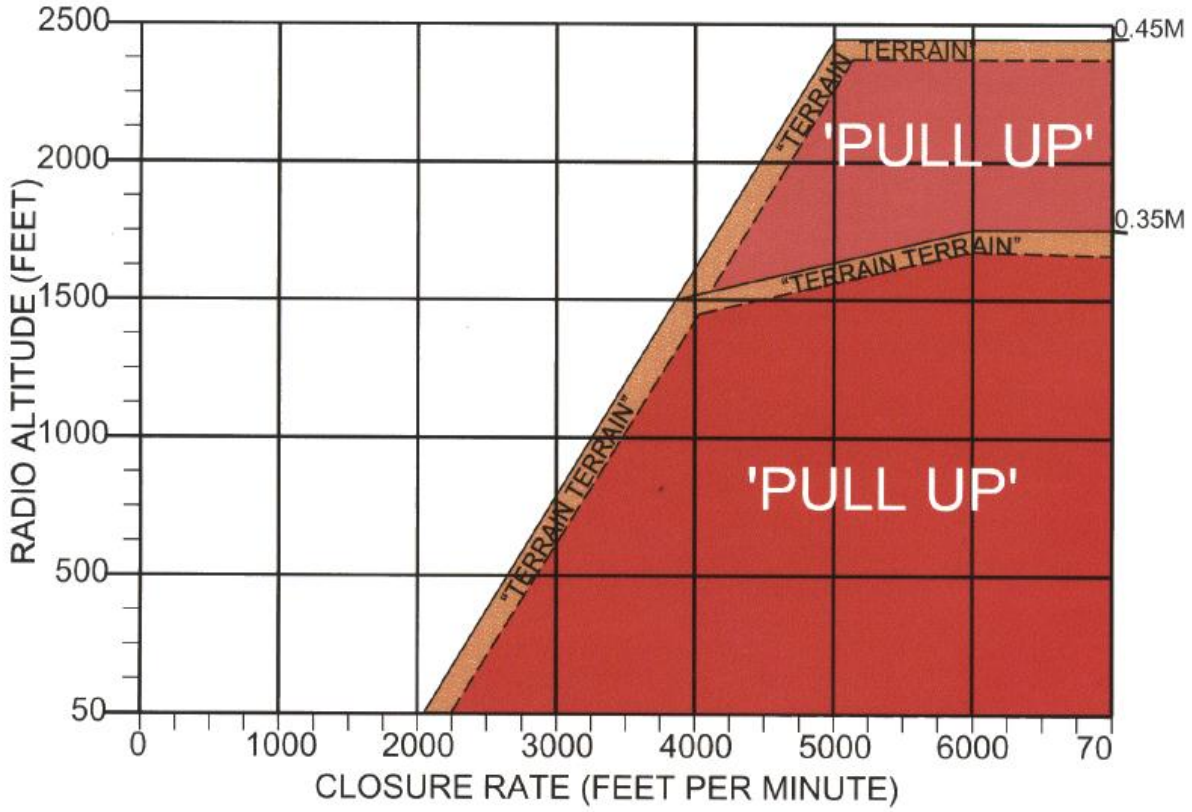
Pro komunikaci se systémem využívá posádka CDTI-2000. Palubní část systému si vyměňuje informace se satelitem, který prostřednictvím řídícího segmentu poskytovatele satelitní komunikační služby posílá zprávu na AeroFleet server e-mailem. K serveru mají přístup dispečeři kon-

krétních provozovatelů a podobnou cestou mohou poslat e-mailovou zprávu směrem k satelitu, odkud je přeposlána směrem k letadlu, kde se zpráva posádce zobrazí opět na CDTI-2000. Tímto způsobem mohou být letové operace malých, specializovaných operátorů manažerovány v reálném čase. [22]

Na trhu se nenachází žádný konkurenční produkt ve stejné nebo lepší cenové relaci. [22]

5.6 EGPWS (Enhanced GPWS)

V obchodní letecké přepravě je stále častým typem nehody CFIT (Controlled Flight Into Terrain), což v doslovném překladu znamená řízený let do terénu, tedy letadlo, které je v pořádku a plně ovladatelné, je navedeno ke srážce s terénem, překážkou nebo vodní hladinou. Dle [3, s. 173] byla v letech 1992 – 2003 každý rok minimálně jednou příčina nehody dopravního letadla s MTOW vyšší než 27 000 kg CFIT, v letech 1992 a 1998 šlo dokonce o 7 nehod. Častým důvodem tohoto typu havárie je chyba lidského činitele, a proto byl vyvinut systém GPWS (Ground Proximity Warning System), který upozorňoval posádku na blízkost terénu v situaci, kdy tato blízkost představovala ohrožení letadla. Systém poskytuje až sedm módů varování před např. nadměrnou rychlostí klesání při blízkosti země nebo před příliš rychlým přibližováním k terénu. Kompletní popis GPWS lze nalézt v [3, s.152 – 162].



Obrázek 33 – GPWS mód 2A [34, s. 368]

Důležitý pro účely této práce je mód 2 – příliš rychlé přibližování terénu, který je aktivován, jestliže je výška nad terénem menší než 2 450 feet a zároveň je překročena určitá rychlost klesání. Konkrétní rychlost klesání, která spouští zvukové a vizuální upozornění nebo varování v kokpitu, závisí dané výšce nad terénem. Konkrétní hodnoty jsou k vidění na obrázku 33. Mód 2 u staršího GPWS vyhodnocoval potenciální nebezpečí na základě zmenšující se výšky, kterou měřil radiovýškoměr, což přinášelo včasné varování v případě klesajícího letadla nebo v případě postupně se zvedajícího terénu. Pokud ovšem před letadlem byl příkrý sráz GPWS vydával výstrahu již pozdě, anebo dokonce vůbec. Řešení tohoto problému přinesl EGPWS. [3, s. 155]

EGPWS do systému a především do módu 2 zavádí informaci o poloze letadla určenou pomocí satelitní navigace. Známá poloha letadla kdekoliv na světě společně s elektronickou mapou celého světa (databází výškových kót) umožňuje palubnímu počítači určit případné nebezpečí bez snižování výšky indikované radiovýškoměrem. [3, s. 161]

5.7 Galileo PRS

Významný potenciál pro užití v letecké dopravě má bezpochyby také Veřejná regulovaná služba systému Galileo. Jak bylo zmíněno v kapitole 3.2.5.4 Galileo Public Regulated Service (PRS), tato služba má být poskytnuta výhradně uživatelským skupinám zaručující funkčnost kritické infrastruktury státu. Aktuální vývoj služby směřuje k tomu, že prvky kritické infrastruktury, a tedy i uživatelské skupiny, si definuje každý členský stát EU sám. Dá se předpokládat, že pro některé členské státy bude mezi koncovými uživateli služby zvažován i personál významných letišť.

Služba PRS bude odolnější proti rušení a především odolná proti tzv. „spoofingu“, tedy úmyslnému fingování signálu. Již byly učiněny pokusy, kdy spoofingem studenti v Itálii dokázali vychýlit loď z kurzu a ta se během relativně krátkého časového úseku dostala o stovky km mimo plánovanou trasu, a to vše za plné bdělosti posádky. Ta pouze dostávala falešný signál a považovala jej za správný. V případě služby PRS by toto přijímání falešného signálu nebylo možné. Rušit lze vždy a pouze lze zvyšovat odolnost proti rušení. Nicméně pokud PRS přijímač dostává signál, má uživatel garanci, že jde o signál správný a lze se spolehnout na časové i polohové údaje.

Právě na základě výše uvedených faktů se dá očekávat, že např. pro navigování pohybů vozidel a personálu po ploše by signál PRS mohl v budoucnu nalézt uplatnění.

Společnost CGI v rámci různých projektů, ať už v UK nebo i v ČR, realizovala mimo jiné analýzu uživatelského segmentu. Bohužel z důvodu utajení těchto projektových výstupů a faktu, že jako autor této práce nedisponuji bezpečnostní prověrkou, nelze v práci výsledky těchto analýz uvést. Potenciál využití služby PRS v letecké dopravě je však nesporným faktem.

6 Vyhodnocení a návrhy odstranění nedostatků

V následující kapitole jsou v bodech shrnuty nejdůležitější poznatky a zjištění, ke kterým jsem jako autor při vypracování této diplomové práce došel. Jednotlivé body jsou ještě dále rozděleny jako obecné poznatky a návrhy ke zlepšení a návrhy pro společnost CGI, která byla zadavatelem diplomové práce.

6.1 Obecné poznatky a doporučení

- Některé aplikace pro pohyb pozemních elementů (jako A-SMGCS) trpí špatným příjmem signálu z důvodu nízké elevace satelitů EGNOS nad horizontem, především se jedná o místa s vyšší zeměpisnou šířkou. Tento problém by mohl být řešen 2 geostacionárními satelity s inklinací oběhu např. 60°, které by tak určitou část dne nabízely mnohem vyšší elevaci. Při rovnoměrném pohybu by družice byla nad rovnoběžkou se zeměpisnou šířkou 20° nebo severně od ní po dobu 8 hodin. Pokud by se navrhované dvě družice střídaly jedna druhou právě na 20° severní šířky, byl by zajištěn signál s vyšší elevací po 16 hodin, což představuje podstatnou část provozní doby letišť. V případě takového řešení by pak nebylo třeba vyvíjet technologie pro předávání signálu EGNOS prostřednictvím např. GSM nebo GPSR. Samozřejmě záporem jsou pravděpodobně podstatně vyšší provozní náklady, jejichž přesnou kalkulaci není nutné pro potřeby této diplomové práce vykonávat. Nicméně doporučuji v budoucnu na toto téma zpracovat např. detailní Cost-benefit analýzu.
- V souvislosti s RNAV přiblížením na VFR letištích je v evropském regionu problém z hlediska bezpečnosti, kdy je evropský přístup velmi pečlivý, a tomu odpovídá tempo zavádění tohoto přiblížení (více viz kapitola 5.1.1 RNAV (GNSS) přiblížení na přistání). Pro letadla všeobecného letectví by RNAV přiblížení přinášela výhodu především v možnosti provádět lety IFR i za horšího počasí, což by ocenila jistě celá řada letců, např. piloti ve výcviku, kteří by mohli provádět výcvik za účelem získání Instrument Ratingu i při nízké oblačnosti. Návrh autora směrem k zaváděním těchto postupů spočívá v zohlednění terénu v širokém okolí letiště. Pokud se např. v celé ATZ (Aerodrome Traffic Zone) nenachází žádný objekt (budova, hora, stožár atd.) převyšující např. 60 m (200 feet) je možné uvažovat tak, že při stanovení MDA (Minimum Descent Altitude) 120 m (400 feet) nebude let ohrožen ani při významné chybě systému GPS. Významná chyba systému je samozřejmě relativní pojem, ale při současném stavu technologií je dle názoru autora velmi nízká pravděpodobnost, že by došlo k chybě určení polohy pomocí GPS podpořené službou EGNOS SoL větší než 1 km, což je samozřejmě již obrovská a velmi nepravděpodobná

chyba. Dále je možné využít radionavigační informace poskytované prostředky, které nejsou přímo na daném VFR letišti, ale nachází se v blízkém okolí. Jako příklad lze uvést VFR letiště v okolí Pardubic jako Hradec Králové, Chrudim, Vysoké Mýto a další, která by mohla využívat informace z DME umístěného v místě ILS pro dráhu 27 na pardubickém letišti. Dále letiště Mnichovo Hradiště a Mladá Boleslav mohou využívat informace o poloze z VOR/DME Neratovice. Dosah zařízení VOR/DME v NM je definován vzorcem $\sqrt{1{,}5 * výška\ letadla\ ve\ feet}$ a pro výšku 400 feet nad úrovní letiště vychází dosah VOR/DME (nebo samotného DME v případě Pardubic) až 45 km, což pokrývá všechna letiště uvedená jako příklady. Při znalosti pouze informace poskytované od DME není možné stanovit fix polohy, ale i znalost „nacházím se někde na kružnici“ může být prospěšná při snižování rizika střetu s některou překážkou, protože tato překážka se nachází na konkrétní vzdálenosti od DME a s touto informací lze při publikaci RNAV přiblížení pracovat, např. definovat určitou vzdálenost od DME, za kterou je možné teprve klesat do MDA (analogie se step-down fixem, např. při přiblížení VOR/DME) nebo vytvořit přiblížení, které by s prodlouženou osou dráhy svírala určitý úhel a nesmělo by protnout určitou vzdálenost od DME. Možností realizace je mnoho a byla by škoda nevyužívat možností, které satelitní navigace v těchto ohledech nabízí.

6.2 Poznatky a doporučení pro společnost CGI

- Z hlediska obchodního potenciálu bych společnosti CGI jako autor této práce doporučil věnovat největší pozornost službě PRS systému Galileo. Důvodem jsou především reference CGI v této oblasti, z kterých vyplývá i detailní znalost dané problematiky. Služba PRS by tak mohla být pro společnost pomyslnými otevřenými dveřmi do oblasti letecké dopravy.
- Samozřejmě jednoznačným doporučením pro společnost CGI je dbát na řádné řádné a aktuální proškolení nových pracovníků nastupujících do sekce satelitních technologií nebo pro pracovníky, kteří se sem, ať už trvale nebo jako krátkodobá výpomoc, přesunou z jiných částí společnosti. Právě pro tento účel vznikla i tato diplomová práce, která by měla dát základní přehled o jednotlivých navigačních systémech a jejich možném využití v letecké dopravě. Předpokládám však, že především část o letectví by měla být vhodným materiálem pracovním i pro zkušené stávající pracovníky.
- Jako vhodné se pro společnost CGI také jeví další spolupráce s GNSS Centre of Excellence, kde je CGI asociovaným členem. Důvodem je především členství také ŘLP, a tím by se otevřela možnost vstupu CGI do oblasti letectví.
- Jako další doporučení bych navrhoval věnovat větší pozornost také systému EGNOS, který zatím zůstal z hlediska podnikání ze strany CGI opomíjen. Velmi atraktivní by pro

společnost mohla být služba EGNOS EDAS, která je šířena prostřednictvím internetu. Společnost CGI a její pracovníci pohybující se především na poli informačních technologií by mohli najít nové přístupy, aplikace nebo obchodní příležitosti v rámci této služby. Je pravděpodobné, že jejich znalosti a zkušenosti jim umožní navázat na znalosti a zkušenosti autora v oblasti IT technologií, což umožní dále rozvinout nové poznatky v této službě a jejích podslužbách.

7 Závěr

Tato diplomová práce pojednává o satelitních systémech a jejich využití v letecké dopravě. Teoretická část podrobně popsala princip satelitní navigace, jakým způsobem se určuje poloha, co spadá pod kosmický, uživatelský nebo pozemní segment a jakým způsobem se hodnotí výkony jednotlivých satelitních systémů. Důležitou částí práce pak byla část praktická, ve které bylo podle zadání společnosti CGI přistoupeno k detailnímu popisu jednotlivých navigačních systémů GPS, Galileo a EGNOS a také k rozboru jejich současného i potenciálního využití v letecké dopravě.

Jako primární cíl diplomové práce bylo hned v úvodu stanoveno vyhotovit práci, která bude v plném souladu se zadáním společnosti CGI IT Czech Republic s.r.o. Podle tohoto zadání by práce měla ideálně splnit nároky na studijní informační materiál, který by byl vstupním podkladem pro každého pracovníka začínajícího v části společnosti označené jako „Space“ a také pro každého, kdo se bude v budoucnu snažit v rámci dané společnosti o rozvoj obchodu v oblasti letecké dopravy. Pevně věřím, že práce veškeré nároky kladené společností CGI splňuje, a tím pádem lze hlavní cíl pokládat za splněný.

Dalším cílem práce bylo navrhnout odstranění nedostatků, což je v rámci tak exponované problematiky, jako je globální satelitní navigace, skutečně náročné, ale svým návrhem na zlepšení příjmu satelitních signálů pozemními mobilními prostředky na letištích s vysokou zeměpisnou šířkou v podobě dvou geostacionárních satelitů s určitou inklinací a poukázáním na možnosti snížení přílišné opatrnosti v případě publikace RNAV přiblížení na VFR letiště v Evropě považuji i tento cíl práce za splněný.

Hodnocení splnění požadavku společnosti CGI na poskytnutí zjištění doporučení v oblasti navigačních satelitních systémů do budoucna považuji svoje doporučení za směrodatná a smysluplná, jelikož služba PRS bude jistě silnou konkurenční výhodou na obchodním poli letecké dopravy a společnost, která bude ve svém středu mít v dané oblasti vzdělané zaměstnance, kteří budou disponovat bezpečnostní prověrkou, může z takové pozice významně těžit. Spolupráce s ŘLP a GNSS Centre of Excellence považuji za velmi důležitou pro případné získání významné pozice v českém leteckém prostředí. Argumenty pro důležitost ŘLP snad není třeba zmiňovat a GNSS Centre of Excellence je jedinou českou společností, která je organizátorem a garantem projektu v rámci iniciativy podpory projektů pro vývoj a inovaci Horizon 2020. Poukázání na existenci služby EGNOS EDAS a možnosti v jejím rámci využít silných stránek společnosti CGI také považuji za důležitý výsledek této práce, a proto i tento cíl shledávám jako splněný.

Jako jeden z dílčích cílů jsem si jako autor v úvodu stanovil získat mimo komplexně běžně dostupných informací také co nejvíce poznatků o projektech a oblastech, které jsou na téma diplo-

mové práce jednoznačně navázány, ale veřejnost nebo laici nemají k takovýmto informacím přístup. Na tomto místě musím upřímně konstatovat, že jsem byl zejména překvapen množstvím informací, které se mi v průběhu vypracování diplomové práce podařilo zpracovat a také možnostmi, které satelitní navigace v letectví v současnosti nabízí, dále musím ocenit vstřícný přístup Ing. Duši z GNSS Centra of Excellence a také expertů ze společnosti CGI, kteří mi umožnili získání a provedení sumarizace nejnovějších informací a sledování plánování akcí z dané problematiky. I tento dílčí cíl diplomové práce tak považuji za zcela splněný.

Seznam použité literatury

1. STANSELL, Thomas A. *THE TRANSIT: Navigation Satellite System* [online]. 1983 [cit. 2014-11-18]. Dostupné z: https://www.ion.org/museum/files/TransitBooklet.pdf
2. LEY, Wilfried, Klaus WITTMANN a Willi HALLMANN. *Handbook of space technology*. Chichester, U.K.: Wiley, 2009, xxi, 882 p. ISBN 04-706-9739-3.
3. MATOUŠ, Štěpán. *Palubní přístroje II*. Praha, 2004. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze. Vedoucí práce RNDr. Martin Vecko, CSc.
4. VOSECKÝ, Slavomír. *Radionavigace (062 00): [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1]*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006, 236 s. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 80-720-4448-6.
5. HOFMANN-WELLENHOF, B, K LEGAT a M WIESER. *Navigation: principles of positioning and guidance*. Wien: Springer, c2003, xxix, 427 s. ISBN 32-110-0828-4.
6. PEAT, Chris. Mezinárodní vesmírná stanice (ISS) - Informace o družici. *Heavens Above* [online]. [cit. 2015-02-26]. Dostupné z: http://www.heavens-above.com/orbit.aspx?satid=25544
7. JAVIER, Ventura-Traveset y a Javier FLAMENT. *EGNOS: the European Geostationary Navigation Overlay System : a cornerstone of Galileo*. Noordwijk, the Netherlands: ESA Publications Division, ESTEC, c2006, x, 564 p. ESA SP, 1303. ISBN 9789290924531.
8. Global Positioning through Trilateration: Constellation of GPS Satellites. *Satellite Navigation with GPS* [online]. [cit. 2015-03-09]. Dostupné z: http://www.seos-project.eu/modules/GPS/GPS-c01-p03.html
9. MINISTERSTVO DOPRAVY. *Český kosmický portál: Informační stránky Koordinační rady ministra dopravy pro kosmické aktivity* [online]. 2011 [cit. 2015-03-09]. Dostupné z: http://www.czechspaceportal.cz/
10. NATIONAL COORDINATION OFFICE FOR SPACE-BASED POSITIONING, NAVIGATION, AND TIMING. *GPS.gov: Official U.S. Government information about the Global Positioning System (GPS) and related topics* [online]. 6.2.2015 [cit. 2015-03-09]. Dostupné z: http://www.gps.gov
11. UNITED STATES NAVAL OBSERVATORY (USNO), Automated Data Service (ADS), GPS Constellation Status, [online]. 24.2.2015 [cit. 2015-03-10]. Dostupné z: ftp://tycho.usno.navy.mil/pub/gps/gpsb2.txt

12. UNITED STATES NAVAL OBSERVATORY (USNO), Automated Data Service (ADS), GPS Constellation Status, [online]. 6.3.2015 [cit. 2015-03-10]. Dostupné z: ftp://tycho.usno.navy.mil/pub/gps/gpstd.txt
13. List of GPS satellites. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 18.1.2015 [cit. 2015-03-14]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/List_of_GPS_satellites
14. GPS CONSTELLATION STATUS FOR 04/14/2015. UNITED STATES COAST GUARD. *Navigation Center: Navigation Center of Excellence* [online]. 2015, 14.4.2015 [cit. 2015-04-14]. Dostupné z: http://www.navcen.uscg.gov/?Do=constellationStatus
15. C/A and P code. In: [online]. [cit. 2015-04-16]. Dostupné z: http://www.maximintegrated.com/jp/images/appnotes/3952/3952Fig01.gif
16. GLOBAL POSITIONING SYSTEM DIRECTORATE. *Interface Specification IS-GPS-200: Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interface* [online]. 9.vydání. 2014 [cit. 2015-04-19]. Dostupné z: http://www.gps.gov/technical/icwg/IS-GPS-200H.pdf
17. STACEY, Dale. *Aeronautical radio communication systems and networks*. Hoboken, NJ: J. Wiley, c2007, xix, 350 p. ISBN 04-700-1859-3.
18. HOFMANN-WELLENHOF, B. GNSS--global navigation satellite systems: GPS, GLONASS, Galileo, and more. Wien: Springer, c2008, xxix, 516 s. ISBN 978-3-211-73012-6.
19. ARINC Engineering Services (2006a): NAVSTAR GPS space segment / navigation user interfaces. Interface specification, IS-GPS-200, revision D, IRN-200D-001. Dostupné z: www.arinc.com/gps.
20. Pseudo-ranges measurement. RIZOS, Chris. *Principles and Practice of GPS Surveying* [online]. 1999 [cit. 2015-04-26]. Dostupné z: http://www.sage.unsw.edu.au/snap/gps/gps_survey/chap3/322.htm
21. DEPARTMENT OF DEFENSE, USA. *Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard* [online]. 4. vydání. Washington D.C., 2008 [cit. 2015-04-28]. Dostupné z: http://www.gps.gov/technical/ps/2008-SPS-performance-standard.pdf
22. EUROPEAN SPACE AGENCY. *European Space Agency* [online]. [cit. 2015-04-30]. Dostupné z: www.esa.int
23. NAVIPEDIA CONTRIBUTORS. EUROPEAN SPACE AGENCY. *Navipedia* [online]. [cit. 2015-05-01]. Dostupné z: http://navipedia.net/index.php?title=Main_Page&oldid=13417
24. TSi Completes Successful Installation of the Second MEOSAR Ground Station for U.S. National Oceanic and Atmospheric Administration. 2015. *TECHNO-SCIENCES: A MCMURDO GROUP COMPANY* [online]. Beltsville, Maryland [cit. 2015-05-09]. Dostupné z: http://www.technosci.com/news/189-noaa-meosar-ground-station-installation-

25. System-parameter: Key features. OHB System AG [online]. [cit. 2015-05-09]. Dostupné z: https://www.ohb-system.de/tl_files/system/images/mediathek/downloads/pdf/120830_OHB_10604_Messe_Galileo_2012.pdf
26. EUROPEAN SPACE AGENCY. 2010. *European GNSS (Galileo) Open Service Signal In Space: Interface Control Document* [online]. 1.1. [cit. 2015-05-09]. Dostupné z: http://ec.europa.eu/enterprise/policies/satnav/galileo/files/galileo-os-sis-icd-issue1-revision1_en.pdf
27. J.-A. Avila-Rodriguez, G.W. Hein, S. Wallner, J.-L. Issler, L. Ries, L. Lestarquit, A. de Latour, J. Godet, F. Bastide, A.R. Pratt, J.I.R. Owen, M. Falcone, T. Burger, The MBOC Modulation: The Final Touch to the Galileo Frequency and Signal Plan, Proceedings of the International Technical Meeting of the Institute of Navigation, ION-GNSS 2006, 25-28 September, 2006, Fort Worth, Texas, USA.
28. EUROPEAN GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS AGENCY. *EGNOS Open Service (OS): Service Definition Document* [online]. 2.2. 2015, vii, 351 s. [cit. 2015-05-20]. Dostupné z: http://egnos-user-support.essp-sas.eu/new_egnos_ops/sites/default/files/library/official_docs/egnos_os_sdd_v2_2.pdf
29. EUROPEAN GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS AGENCY. *EGNOS Safety of Life (SoL): Service Definition Document* [online]. 2.2. 2015, vii, 351 s. [cit. 2015-05-20]. Dostupné z: http://egnos-user-support.essp-sas.eu/new_egnos_ops/sites/default/files/library/official_docs/egnos_sol_sdd_in_force.pdf
30. EUROPEAN GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEMS AGENCY. *EGNOS Data Access Service (EDAS): Service Definition Document* [online]. 2.1. 2014, vii, 351 s. [cit. 2015-05-20]. Dostupné z: http://www.gsc-europa.eu/sites/default/files/sites/all/files/EGNOS-data-access-service-sdd.PDF
31. Area Navigation. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2015-05-23]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Area_navigation
32. SOLDÁN, Vladimír. *Letové postupy a provoz letadel*. 1. vyd. Jeneč: Letecká informační služba Řízení letového provozu České republiky, 2007, 214 s. ISBN 978-80-239-8595-5.
33. PŘIBYLA, David. ČVUT FD, KATEDRA LETECKÉ DOPRAVY. *A-SMGCS: Advanced Surface Movement Guidance and Control System* [online]. Praha, 2006 [cit. 2015-05-24]. Dostupné z: http://www.fd.cvut.cz/projects/k621x1rl/dokumenty/A-SMGCS_22_1_06_final.pdf
34. EGNOS User Support. *ESSP - European Satellite Services Provider -SAS* [online]. [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: http://egnos-user-support.essp-sas.eu/new_egnos_ops/
35. CGI IT CZECH REPUBLIC S.R.O. *Interní materiály*. Praha, 2014.

36. Satellite Navigation - GBAS - How It Works. *Federal Aviation Administration* [online]. [cit. 2015-05-26]. Dostupné z: http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/howitworks/
37. 68–95–99.7 rule. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2015-05-27]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/68%E2%80%9395%E2%80%9399.7_rule
38. CIVIL AVIATION AUTHORITY. *CAA PAPER 2003/9: GPS Integrity and Potential Impact on Aviation Safety* [online]. 2004 [cit. 2015-05-29]. ISBN 0 86039 931 1. Dostupné z: https://www.caa.co.uk/docs/33/CAPAP2003_09.PDF
39. Mario Calamia, Giovanni Dore andAlessandro Mori (2012). Evolution of Integrity Concept – From Galileo to Multisystem, Global Navigation Satellite Systems: Signal, Theory and Applications, Prof. Shuanggen Jin (Ed.), ISBN: 978-953-307-843-4, InTech, Available from: http://www.intechopen.com/books/global-navigationsatellite-systems-signal-theory-and-applications/evolution-of-integrity-concept-from-galileo-to-multisystem

Seznam obrázků

Obrázek 1 – Parametry oběhu NUDZ 1 [4, s. 101] 21

Obrázek 2 – Parametry oběhu NUDZ 2 [4, s. 101] 22

Obrázek 3 – Architektura GBAS [23] 29

Obrázek 4 – Normální Gaussovo rozdělení pravděpodobnosti [37] 31

Obrázek 5 – Horizontální a vertikální ochranná úroveň [23] 35

Obrázek 6 – Standfordský diagram integrity [23] 36

Obrázek 7 – Satelity GPS na svých orbitách [8] 41

Obrázek 8 – Signál L1 C/A na L1 a signál P na L1 a L2 [16] 44

Obrázek 9 – Princip BPSK [17] 44

Obrázek 10 – Ukončení SA a hodnoty chyb způsobené technikou SA [10] 45

Obrázek 11 – Modulace dat na nosnou vlnu [18, s. 55] 48

Obrázek 12 – Rozmístění částí OCS GPS [10] 50

Obrázek 13 – Porovnávání přijímaného a UZ emitovaného měřícího kódu [23] 51

Obrázek 14 – Signály GPS, Galileo a jejich frekvenční rozsahy [26] 60

Obrázek 15 – Signály na L1 [23] 60

Obrázek 16 – Obecné navigační zpráva systému Galileo [23] 63

Obrázek 17 - F/NAV navigační zpráva [23] 64

Obrázek 18 - I/NAV navigační zpráva [23] 66

Obrázek 19 - Rozmístění pozemních stanic Galileo na Zemi [18, s. 378] 67

Obrázek 20 - OCS a jeho podsystémy [18, s. 379] 67

Obrázek 21 – Schéma SARSAT [7, s. 454] 72

Obrázek 22 – Architektura EGNOS [28] 75

Obrázek 23 – Pokrytí EGNOS [28] 76

Obrázek 24 – Pokrytí satelitů EGNOS [23] 78

Obrázek 25 – Navigační zpráva EGNOS [23] 80

Obrázek 26 – Umístění RIMS [28] 82

Obrázek 27 – Rozdíl mezi ENT a GPST [28] 86

Obrázek 28 – Architektura služby EDAS [30, s.13] 90

Obrázek 29 – Architektura služeb EDAS [30, s. 21] 91

Obrázek 30 – Konvenční a RNAV trať [23] 95

Obrázek 31 – Mapa letišť s LPV přiblíženími [34] 96

Obrázek 32 – Displej CDTI [33, s. 11] 100

Obrázek 33 – GPWS mód 2A [34, s. 368] 102

Obrázek 34 – Satelit Block II [10] 117

Obrázek 35 – Satelit Block II A [7] 118

Obrázek 36 – Satelit Block IIR [10] 119

Obrázek 37 – Satelit GPS III [10] 120

Obrázek 38 – Signály Galileo [18, s. 385] 127

Obrázek 39 – Modulace CBOC komponentů E1B, E1C [26, s. 8] 128

Obrázek 40 – Modulace AltBOC komponentů na vlnu E5 [26] 130

Obrázek 41 – Modulace BPSK signálu E6 CS [23] 132

Seznam tabulek

Tabulka 1 – Druhy dat v navigačních zprávách Galileo [23] 62

Tabulka 2 – Typy navigačních zpráv EGNOS [7, s. 118 – 119] [29, s. 21] 81

Tabulka 3 – Přesnosti GPS a EGNOS OS [28, s. 24] 88

Tabulka 4 – Konstelace GPS k 14. 4. 2015 [11, 12, 13, 14] 116

Tabulka 5 – Přesnosti GPS SPS [21] 124

Tabulka 6 – Satelity Galileo a jejich názvy [26] 125

Tabulka 7 – Parametry satelitů Galileo [26] 126

Tabulka 8 – Parametry signálů E1A, E1B a E1C [23] 129

Tabulka 9 – Parametry komponentů signálu E5 [23] 131

Tabulka 10 – Parametry komponetů E6A, E6B a E6C [23] 132

Tabulka 11 – Přesnosti určení polohy služeb Galileo [7, s. 437] 134

Příloha A – konstelace GPS

Tabulka 4 – Konstelace GPS k 14. 4. 2015 [11, 12, 13, 14]

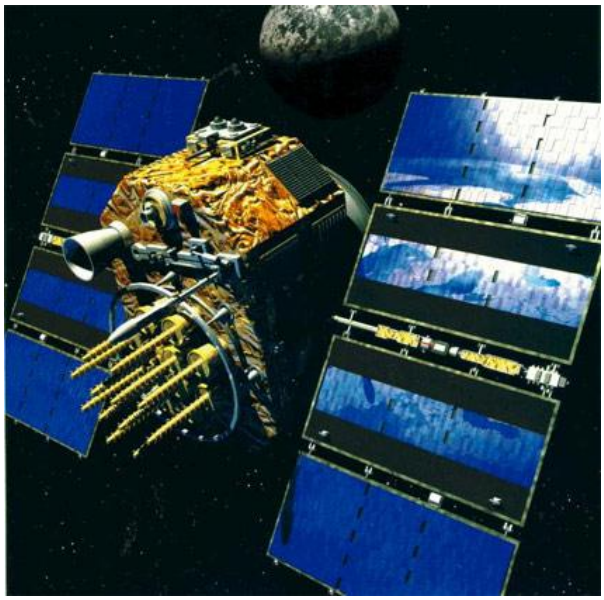
Orbita	Slot	SVN	PRN	Typ satelitu	Atomové hodiny	Datum vynesení na HEO
A	1	65	24	IIF	CS	4. 10. 2012
A	2	52	31	IIR-M	RB	25. 9. 2006
A	3	64	30	IIF	RB	21. 2. 2014
A	4	48	7	IIR-M	RB	15. 3. 2008
A	6		8		CS	
B	1	56	16	IIR	RB	29. 1. 2003
B	2	62	25	IIF	RB	28. 5. 2010
B	3	44	28	IIR	RB	16. 7. 2000
B	4	58	12	IIR-M	RB	17. 11. 2006
B	5	26	26	IIA	RB	
B	6	69	3	IIF	RB	29. 10. 2014
C	1	57	29	IIR-M	RB	20. 12. 2007
C	2	66	27	IIF	RB	15. 5. 2013
C	3	59	19	IIR	RB	20. 3. 2004
C	4	53	17	IIR-M	RB	26. 9. 2005
D	1	61	2	IIR	RB	6. 11. 2004
D	2	63	1	IIF	RB	16. 7. 2011
D	3	45	21	IIR	RB	31. 3. 2003
D	4	67	6	IIF	RB	17. 5. 2014
D	5	46	11	IIR	RB	7. 10. 1999
D	6	34	4	IIA	RB	26. 10. 1993
E	1	51	20	IIR	RB	11. 5. 2000
E	2	47	22	IIR	RB	21. 12. 2003
E	3	50	5	IIR-M	RB	17. 8. 2009
E	4	54	18	IIR	RB	30. 1. 2001
E	5	23	32	IIA	RB	26. 11. 1990
E	6	40	10	IIA	CS	16. 7. 1996
F	1	41	14	IIR	RB	10. 11. 2000
F	2	55	15	IIR-M	RB	17. 10. 2007
F	3	68	9	IIF	RB	2. 8. 2014
F	4	60	23	IIR	RB	23. 6. 2004
F	6	43	13	IIR	RB	23. 7. 1997

Žlutě vyznačené řádky představují satelity, které byly nebo v blízké budoucnosti budou vyřazeny. Konkrétně SVN 23 byl vyřazen 30. 3. 2015 a SVN 56 bude vyřazen 15. 4. 2015. Datum vynesení na oběžnou dráhu neoznačuje datum započetí operačního života, jelikož po vynesení vždy následuje několikatýdenní sledování, zda NUDZ splňuje kladené požadavky jako přesnost nebo spolehlivost.

Příloha B – Satelity GPS

Block I

SVs první generace nebyly jako jediné vynášeny z Mysu Canaveral, ale ze základny amerického letectva Vandenberg v Kalifornii pomocí raket Atlas E/F. Celkem bylo sestrojeno 11 satelitů Bloku I – SVN 1 až 11. Jeden SV nedosáhl orbity kvůli neúspěšnému startu rakety. Tři satelity byly vyřazeny z provozu, jelikož došlo k dosažení životnosti jejich atomových hodin. Jiné dvě NUDZ byly vyřazeny kvůli problémům s ovládáním jejich polohy v prostoru. Navrhovaná životnost byla 5 let, ale většina SVs dosahovala vyšší životnosti – poslední zástupce této generace (číslo PRN 6, SV číslo 3) sloužil déle než 10 let. Palubní vybavení dovolovalo zachování navigační zprávy po dobu 14 dní, ale každá zpráva byla platná pouze hodinu. To znamenalo potřebu velmi časté komunikace mezi SVs a OCS. Součástí palubního vybavení satelitu byly jedny cesiové a dvoje rubidiové atomové hodiny. Družice Bloku I byly navrhovány tak, aby střední doba trvání mise činila 4,5 roku, životnost satelitu byla výše zmíněných 5 let a životnost palubního vybavení dosahovala 7 let. [7, s. 23]



Obrázek 34 – Satelit Block II [10]

Block II

Rockwell International po zkušenostech s první generací satelitů vyvinula a vyrobila Blok II s lepším vytvrzením proti radiaci, aby lépe chránila vybavení satelitů před kosmickým zářením a dalšími vlivy. Oproti Bloku I bylo také přidáno vybavení umožňující využívat SA a A-S. Druhá generace satelitů disponovala automatickou detekcí chyb. Pokud byla chyba u satelitu odhalena, satelit začal vysílat nestandardní PRN signál, což umožňovalo o chybě uvědomovat UZ. První

z celkového počtu devíti SVs Bloku II, SVN 13 až 21, byl na oběžnou dráhu vynesen z Mysu Canaveral na Floridě v roce 1989. Celková kapacita ovlivňující dobu, po kterou byla NUDZ schopna uchovat navigační zprávu, se oproti první generaci nezměnila. Blok II disponoval dvěma cesiovými a dvěma rubidiovými atomovými hodinami. Návrhová střední doba trvání mise byla navýšena na 6 let, životnost 7,3 roku a životnost palubního vybavení měla nabývat 10 let. Poslední NUDZ Blok II byla vyřazena z provozu 15. března 2007. [11] Na obrázku 34 je zobrazen satelit Block II. [7, s. 23], [11]

Obrázek 35 – Satelit Block II A [7]

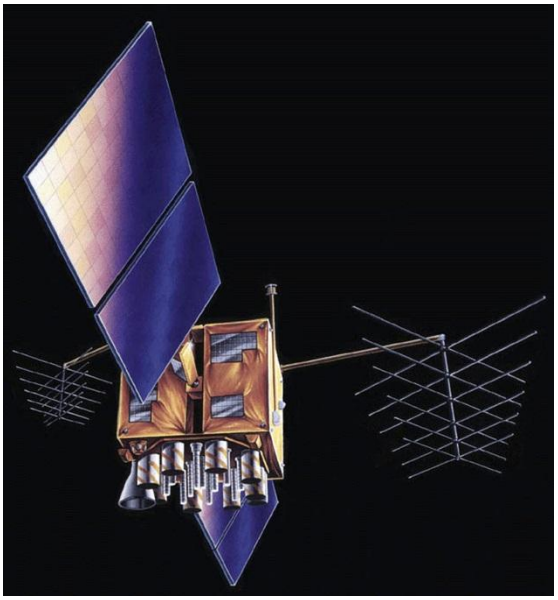
Block IIA

Na vynášení satelitů Block II plynule navázaly starty raket se SVs Block IIA. Poslední start Bloku II se uskutečnil 1. října 1990 a první start se satelitem Bloku IIA proběhl 26. listopadu 1990. [11] Oba typy NUDZ druhé generace si byly velmi podobné, jak je vidět ze dvou obrázků výše (Block IIA na obrázku 35), ale poměrně významně se lišily v palubním vybavení. Satelit Blok IIA dokázal fungovat až 180 dní bez kontaktu s OCS a z původní jedné hodiny byla u třetí generace navigační zpráva platná 4 hodiny. Blok IIA byl na oběžnou dráhu vynášen pomocí rakety Delta II Medium Launch Vehicle (MLV). Životnosti jsou stejné jako pro Blok II. [7, s. 23-24], [11] Vybavení Bloku IIA umožňuje vysílat signál C/A na frekvenci L1 pro civilní uživatele a signál P(Y) na frekvencích L1 a L2 pro vojenské uživatele. [10]

Block IIR

Primární objednávku na vyvinutí a výrobu třetí generace satelitů, SVN 41 až 61, získala společnost Lockheed Martin. Přenos dat a generace signálu probíhá naprosto stejně jako u satelitů Blo-

ku II/IIA, ale SVs mohly být plně operativní až 14 dní bez kontaktu s OCS a v novém módu AUTONAV až 180 dní. Díky vzájemné komunikaci mezi satelity v módu AUTONAV byla také navigační zpráva platná až 180 dní bez jakéhokoliv kontaktu s OCS. Mód AUTONAV vylepšuje spolehlivost a integritu signálu i během standardního provozu, tedy při pravidelném kontaktu s OCS. Pokud by všechny NUDZ byly typu Blok IIR, pak se očekává, že by přesnost dosahovala 7 metrů SEP (Spherical Error Probable). Palubní vybavení tvoří 3 rubidiové atomové hodiny, které zvyšují spolehlivost a životnost. Satelity Blok IIR mají stále možnost uvést v provoz SA a podporují také A-S. Návrhová střední doba trvání mise činila 6 let. Návrhová životnost byla dle [10] 7,5 roku a dle [7, s. 24] 7,8 roku a [7, s. 24] dále uvádí, že palubní vybavení dosahuje životnosti 10 let. První start rakety se satelitem Bloku IIR proběhl 17. ledna 1997 a poslední satelit tohoto typu byl na orbitu vynesen 6. listopadu 2004. V době psaní této práce (11.3. 2015) je operováno 12 NUDZ typu Block IIR. SV Block IIR je zobrazen na obrázku 36. Palubní vybavení Bloku IIR umožňuje vysílat stejné signály jako Block IIA – C/A signál na L1 pro civilní uživatele a P(Y) signál na L1 i L2 pro vojenské uživatele. [10]



Obrázek 36 – Satelit Block IIR [10]

Block IIR(M)

V srpnu roku 2008 byl společnosti Lockheed Martin udělen kontrakt na modernizaci 8 existujících satelitů Block IIR. Tím vznikl typ IIR(M) („Modernized“), který se od Bloku IIR liší především tím, že na frekvenci L2 vysílá druhý signál, který se označuje jako L2C, pro civilní uživatele. Dle [11] je satelit SVH 49, označován jako Block IIR – 20(M), také schopen vysílat signál na frekvenci L5.

Block IIF

Kontrakt na vývoj a výrobu 12 satelitů čtvrté generace získala společnost Boeing. SVs této generace mohou vysílat třetí civilní signál na frekvenci L5 a také disponují vylepšenými atomovými hodinami. Díky těmto a dalším vylepšením disponují družice Bloku IIF silnějším, přesnějším a kvalitnějším signálem. Návrhová životnost je 12 let. [10] První vynesení satelitu Block IIF na orbitu se uskutečnilo v květnu 2010 [11] a aktuálně se vyřazené SVs nahrazují tímto typem. Zatím poslední start byl uskutečněn 29. října 2014 [12]. Aktuálně je operativních 8 družic čtvrté generace. [10]

Obrázek 37 – Satelit GPS III [10]

GPS III

V roce 2008 byla zadána objednávka na 2 satelity páté generace označované jako GPS III společnosti Lockheed Martin s možnou opcí na dalších 10 satelitů. Oproti předchozím generacím bude GPS III disponovat vlastnostmi, které umožní plnit požadavky vojenského i civilního sektoru. Především umožní vysílání čtvrtého civilního signálu L1C, který umožní spolupráci se systémem Galileo a dalšími GNSS. Nahrazení starších verzí Bloku II tímto druhem umožní plně operační vysílání signálů L2C a L5.

Důležitou charakteristikou GPS III je nemožnost aplikovat SA, čímž byl akt prezidenta Clintona z roku 2000 učiněn trvalým. Dalším vylepšením oproti starším generacím jsou laserové reflektory, které budou umožňovat měřit velmi přesně výšku satelitu nad mořskou hladinou, a díky tomu bude možné ještě lépe určovat přesnou polohu satelitu. GPS III bude disponovat návrhovou životností 15 let, což představuje výrazný nárůst oproti Block IIF.

Příloha C – Signály GPS

L1 C/A

L1 C/A (Coarse Acquisition) představuje první signál využívaný v SPS (dodnes jediný garantovaný pro službu SPS). Na obrázku 8 je vidět šíře spektra tohoto signálu, která činí 2,046 MHz, tedy 1,023 MHz na obě strany od středové frekvence, což představuje desetinu frekvence atomových hodin. Signál je přenášen na frekvenci 1575,42 MHz. Tento signál je také označován jako „krátký kód“, jelikož se skládá z 1 023 čipů a perioda tohoto kódu je 1 milisekunda, tedy každý čip je přibližně 1 μs dlouhý. Výhodou signálu je díky krátké periodě rychlé rozlišení PRN a tedy určení, kterého konkrétního satelitu je signál přijímán UZ. Nevýhodou je úzké frekvenční spektrum a krátký kód, které mohou být snáze rušeny a dosahují horší přesnosti než více rozprostřené a dlouhé P kódy. [4, 7]

L2C

Druhý civilní signál, který byl navržen čistě za účelem komerčního využití. Název tohoto signálu vychází z frekvence L2 (1227,6 MHz), na které je přenášen, a skutečnosti, že jde o civilní signál. Pro UZ se schopností přijímat signál na dvou frekvencích, tedy dvou-frekvenční přijímače, přinese L2C možnost opravy ionosférické chyby. Díky tomu se přesnost služby SPS přiblíží přesnosti vojenské služby PPS nebo ji dokonce překoná. [10]

L2C disponuje kódem s periodou 20 milisekund a celkovým počtem 10 230 čipů, čemuž odpovídá délka jednoho čipu kolem 2 μs. Kód signálu L2C se bude v budoucnu s příchodem novějších generací satelitů prodlužovat, konkrétní popisy lze nalézt v [16, s. 3 – 5].

Očekává se, že pro uživatele s profesionálním dvou-frekvenčním přijímačem přinese L2C rychlejší zachycení signálu a zvýšenou spolehlivost. Díky vyššímu vysílacímu výkonu tohoto signálu bude snažší jej zachytit i v obtížnějším terénu – pod stromy nebo v budovách. [10]

Satelit typu Block IIR(M) je první schopen vysílat signál L2C, a to od roku 2005. Očekává se, že již v roce 2018 bude 24 satelitů vysílat L2C, aktuálně (k 13. 1. 2015) vysílá 15 NUDZ tento signál. Navigační zpráva je součástí vysílání L2C od dubna 2014, ale až do prosince 2014 byla vysílaná zpráva typu 0, tedy neposkytovala žádná data. Aktuálně, od 31. prosince 2014, je součástí systému denní aktualizace navigačních zpráv na L2C, a tedy navigační zpráva na tomto signálu již obsahuje relevantní informace, ale je definována jako pre-operační a její využití je možné jen na uživatelovo vlastní riziko.

L5

Třetí civilní signál, který se vysílá na frekvenci 1176,45 MHz označované jako L5, byl navržen tak, aby plnil náročné požadavky na záchranné operace, Safety-of-life přepravu a další aplikace, které vyžadují vysoké výkonové charakteristiky. Frekvence 1176 MHz spadá do pásma frekvencí vyhrazených pouze pro bezpečnostní služby v letectví, díky tomu je možné dosahovat signálu o vyšším výkonu, širším pásmu a pokročilejší konstrukci. [10, 16]

Kromě zvýšení bezpečnosti v letectví přinese konstelace GPS s třemi civilními signály vyšší efektivnost při využívání fosilních paliv v dopravě všeobecně – v letectví, na železnici, vodě i silnici. Kromě využití v dopravě bude tato konstelace kombinovaného použití signálů L1 A/C, L2C a L5 přinášet velmi robustní a spolehlivý systém, který bude dosahovat submetrové přesnosti bez podpůrných systémů (SBAS, ABAS nebo GBAS).

Prvním satelitem, který disponoval experimentálním L5 vysílačem, byl Block IIR-20(M). Následovaly starty družic Block IIF, které jsou již všechny vybaveny vysílači signálu L5. K lednu 2015 byl L5 vysílán z 8 družic a očekává se, že v roce 2021 bude L5 vysílán 24 NUDZ. Platí stejné informace jako pro L2C v tom ohledu, že od 31. 12. 2014 je denně nahrávána aktualizace navigační zprávy, která je vysílána na L5 zmíněnými 8 družicemi, ale využití L5 je ve statusu „na vlastní riziko“.

L1C

Čtvrtý a poslední plánovaný civilní signál nese název odvozený z frekvence L1, na kterou bude modulován a z faktu, že jde o civilní signál. Na frekvenci L1 tak budou koexistovat L1C, L1 C/A a dva vojenské signály. Hlavním úkolem signálu L1C bude umožnit UZ využívat všech GNSS najednou. Na rozdíl od všech předchozích signálů se bude využívat MBOC (Multiplexed Binary Offset Carrier) modulace (signály L1 A/C, L2C i L5 využívají modulace BPSK (Binary Phase Shift Keying)), která umožní chránit zájmy národní bezpečnosti USA. Konstrukce signálu zlepší příjem GPS ve městech. L1C byl vyvinut ve spolupráci Evropy a USA, potažmo GPS a Galileo tvůrců a s výjimkou GLONASS počítají s vysíláním L1C všechny existující/vznikající GNSS.

NUDZ GPS III budou jako první schopny vysílat L1C a s prvním startem družice tohoto typu se počítá v roce 2016. Předpokládá se, že v roce 2026 bude možno vysílat L1C z 24 družic GPS. [10]

Příloha D – Navigační zprávy GPS

CNAV Message

Na rozdíl od svého předchůdce, zprávy NAV Message, není u CNAV Message pevně daná délka a struktura zprávy, díky čemuž je tento typ flexibilnější. Nový a modernizovaný formát zprávy nahrazuje původní systém stránek a podrámců tím způsobem, že se zpráva skládá z hlavičky, typového identifikátoru zprávy, samotného datového obsahu a kontrolního záložního slova. Díky novější technologii dekódování zprávy je také snížen BER. Společnost ARINC Engineering Services v technologických specifikacích [19] tvrdí, že navigační zpráva CNAV je přesnější a nominálně obsahuje výstižnější, v daný moment potřebnější data než původní zpráva NAV. Dále nedoporučuje míchat data ze dvou navigačních zpráv. [18]

MNAV Message

Vojenská zpráva MNAV je strukturou podobná zprávě CNAV. Také zde již nejsou informace obsaženy v rámcích a podrámcích, což snižuje neefektivnost, kterou disponoval starý formát navigační zprávy NAV. Pro vojenské aplikace to přináší důležitou výhodu v možnosti uzpůsobovat obsah zprávy novým technologiím tak, jak se budou vyvíjet v budoucnu. MNAV message také zvyšuje zabezpečení proti zneužití nepřítelem a integritu systému. Zpráva je frekvenčně diverzifikována, to znamená, že je na L1 odlišná od zprávy na L2. [18]

CNAV-2 Message

Navigační zpráva přenášená na signálu L1C je podobně jako NAV Message dělena do rámců, které jsou dále děleny do tří podrámců. První podrámec obsahuje informace o časových intervalech identifikátorů, druhý podrámec podává informace o efemeridách a „čase družice“ a obsah třetího podrámce se liší stránku od stránky, a proto je tento podrámec vždy uveden unikátním identifikačním číslem. [18]

Příloha E – Tabulka přesností GPS v SPS

Tabulka 5 – Přesnosti GPS SPS [21]

Standard přesnosti SPS	Podmínky a omezení
Jedno frekvenční C/A kód: • ≤ 7,8 m 95 % pro globální pokrytí URE při normálním provozu pro všechny AOD • ≤ 6 m 95 % pro globální pokrytí URE při normálním provozu pro nulové AOD • ≤ 12,8 m 95 % pro globální pokrytí URE při normálním provozu pro jakékoliv URE	• Nezohledňuje chyby vznikající ionosférickým zpožděním signálu • Zahrnuje korekci skupinového zpoždění času
Jedno frekvenční C/A kód: • ≤ 30 m 99,94 % pro globální pokrytí URE při normálním provozu • ≤ 30 m 99,79 % nejhorší případný průměr URE v jednom bodě při normálním provozu	• Nezohledňuje chyby vznikající ionosférickým zpožděním signálu • Zahrnuje korekci skupinového zpoždění času • Určeno na základě měření, které trvalo rok a využito bylo denních průměrů • Založeno na 3 operačních selháních v průběhu roku, které netrvaly déle než 6 hodin
Jedno frekvenční C/A kód: • ≤ 388 m 95 % pro globální pokrytí URE při prodlouženém provozu po 14 dnech provozu bez kontaktu s OCS	

Nejvíce vypovídající o přesnosti, se kterou měří standardně používané UZ, je chyba měření pro všechny AOD. Důležitá je si uvědomit, že uváděné přesnosti jsou přesnostmi pro stanovení pseudovzdáleností, nikoliv polohy v horizontální nebo vertikální rovině. Dle [23] je chyba polohy v horizontální rovině do 100 metrů v 95 % případů a ve vertikální rovině do 156 metrů v 95 % případů.

Příloha F – Satelity Galileo

Tabulka 6 – Satelity Galileo a jejich názvy [26]

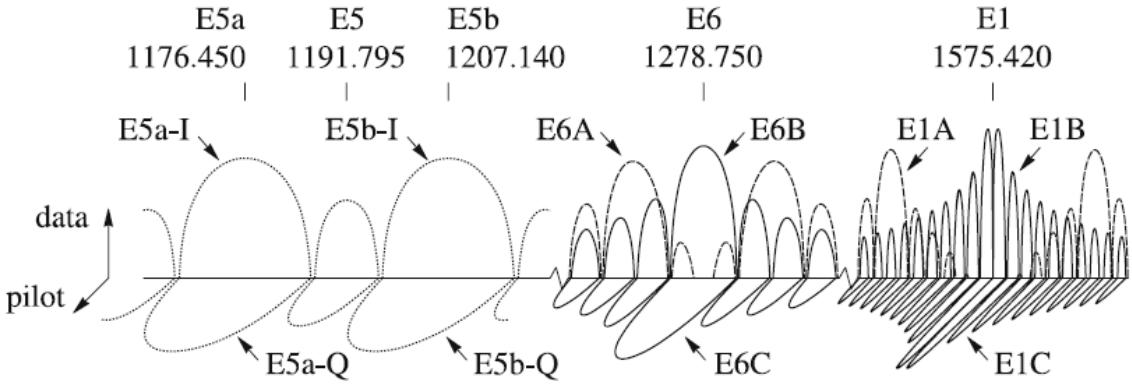
Satelit	Jméno	Členský stát	Datum startu
Galileo-IOV PFM	Thijs	Belgie	21. 10. 2011
Galileo-IOV FM2	Natalia	Bulharsko	21. 10. 2011
Galileo-IOV FM3	David	Česká republika	12. 10. 2012
Galileo-IOV FM4	Sif	Dánsko	12. 10. 2012
Galileo-IOV FM5	Doresa	Německo	22. 08. 2014
Galileo-IOV FM6	Milena	Estonsko	22. 08. 2014
Galileo-IOV FM7	Adam	Irsko	27. 03. 2015
Galileo-IOV FM8	Anastasia	Řecko	27. 03. 2015
Galileo-IOV FM9	Alba	Španělsko	10. 09. 2015
Galileo-IOV FM10	Oriana	Francie	10. 09. 2015
Galileo-IOV FM11	Antonianna	Itálie	2015
Galileo-IOV FM12	Andriana	Kypr	2015
Galileo-IOV FM13	Liene	Lotyšsko	2016
Galileo-IOV FM14	Danielé	Litva	2016
Galileo-IOV FM15	Alizée	Lucembursko	2016
Galileo-IOV FM16	Lisa	Maďarsko	2016
Galileo-IOV FM17	Kimberley	Malta	2016
Galileo-IOV FM18	Tijmen	Nizozemsko	2016
Galileo-IOV FM19	Nicole	Rakousko	201x
Galileo-IOV FM20	Zofia	Polsko	201x
Galileo-IOV FM21	Alexandre	Portugalsko	201x
Galileo-IOV FM22	Irina	Rumunsko	201x
Galileo-IOV FM23	Tara	Slovinsko	201x
Galileo-IOV FM24	Samuel	Slovensko	201x
Galileo-IOV FM25	Anna	Finsko	201x
Galileo-IOV FM26	Ellen	Švédsko	201x
Galileo-IOV FM27	Patrick	Velká Británie	201x

Tabulka 7 – Parametry satelitů Galileo [26]

Položka	Parametr
Celková hmotnost při startu	732,8 kg
Rozměry těla družice	2,5 * 1,2 * 1,1 m
Rozpětí solárních panelů	14,67 m
Celkové rozměry při startu (složené panely)	2,91 * 1,7 * 1,4 m
Orbity	MEO, r = 29 600 km (od středu Země), I = 56°, 3 orbity s rozestupy 120°
Životnost	více než 12 let na orbitě, více než 5 let skladování na zemi
Navigační signály Minimální EIRP (EOC) Šířka frekvenčního pásma	3 signály – E5, E6, L1 E5 – 32,57 dBW; E6 – 33,2 dBW; L1 – 35,06 dBW E5 – 92,07 MHz; E6 – 50, 0 MHz; L1 – 50, 0 MHz
SAR transpondér	UHF přijímač na 406 MHz a L-band vysílač na 1 544,1 MHz
Energetický systém Solární panely	50 V regulovaná sběrnice, 3,8 kWh Li-Ion baterie 2 „křídla“, na každém 2 panely – 1,9 kW každý (EoL)
Spolehlivost satelitu	více než 0,88 na celých 12 let

Příloha G – Signály Galileo a jejich vlastnosti

Z celkového počtu deseti navigačních signálů se dva odlišují tím, že jsou určeny službě PRS, o které je k dispozici minimální množství informací. Jsou to signály E1A a E6A. Zbylých 8 signálů se dělí do dvou skupin, jak naznačuje obrázek 38. Každá nosná frekvence tak obsahuje dva, navzájem na sebe kolmé, signály (někdy označované jako komponenty signálu [26] nebo jako kanály [18]). Datový signál obsahuje měřící kód a navigační zprávu, zatímco pilotní signál obsahuje pouze měřící kód. Respektive díky tomu, že neobsahuje navigační data, obsahuje pilotní kanál dva měřící kódy - krátký pro rychlé navázání spojení a dlouhý pro zvýšení citlivosti měřících obvodů přijímače. Krátký kód je označován jako primární a dlouhý jako sekundární (viz tabulka 8). [18, s. 384 – 385]



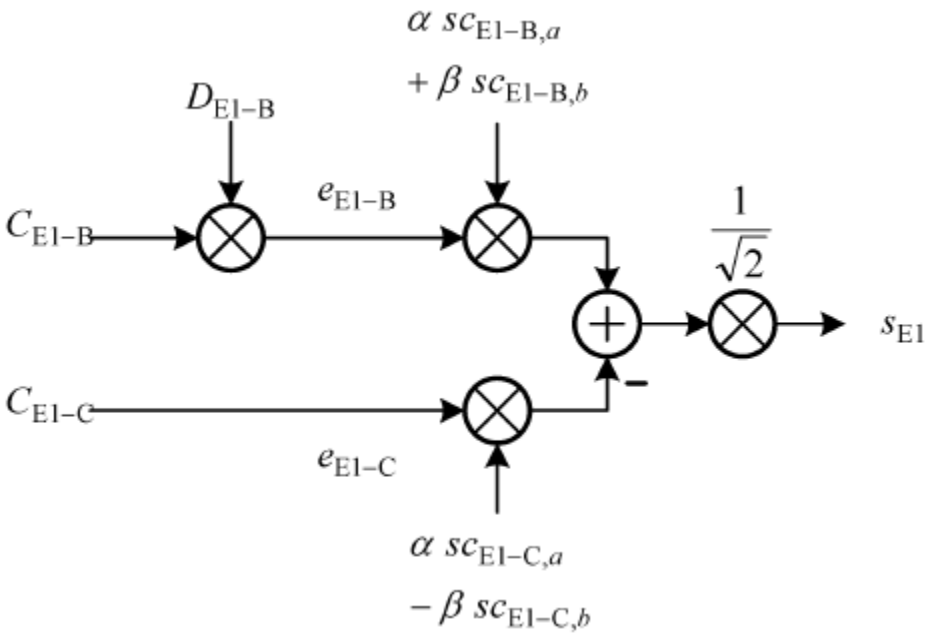
Obrázek 38 – Signály Galileo [18, s. 385]

E1B, E1C

Signály E1B a E1C jsou veřejně dostupné signály služby OS. E1B je datovým komponentem a E1C je pilotním komponentem. Signály jsou modulovány na vlně E1 o nosné frekvenci 1 575,42 MHz s frekvenční šířkou 32 MHz a kromě datového a pilotního kanálu, které nejsou kódovány, nese zakódované data pro placené služby CS. Dále obsahuje data pro službu SoL, která nejsou kódována. Data jsou přenášena rychlostí 250 sps (symbols per second), což v tomto případě odpovídá 125 bps. Rychlosti měřících kódů obou komponentů jsou 1,023 Mcps (Megachips per second). Technické parametry všech tří signálů na vlně E1 (třetím signálem je E1A) jsou uvedeny v tabulce 8. [7, s. 440] [26]

Modulace zvolená pro E1B a E1C se nazývá CBOC (Composite Binary Offset Carrier), což je konkrétní implementace modulace MBOC (Multiplex Binary Offset Carrier). Na obrázku 39 je zobrazeno schéma modulace signálů na vlně E1. $C_{E1\text{-}B}$ představuje měřící kód a $D_{E1\text{-}B}$ označuje navi-

gační data datového kanálu. $C_{E1\text{-}C}$ zastupuje primární i sekundární měřící kód pilotního kanálu. Všechny členy, které obsahují $sc_{E1\text{-}xx}$, představují postranní nosnou vlnu. Obě nosné vlny jsou následně modulovány na hlavní nosnou vlnu. Právě z využití postranních nosných vln vznikl název modulace. Podrobnější informace o této problematice lze nalézt v [18, 26, 27].



Obrázek 39 – Modulace CBOC komponentů E1B, E1C [26, s. 8]

Je vhodné si uvědomit, že signály E1B a L1C jsou prakticky totožné s tím rozdílem, že prvně jmenovaný bude vysílán družicemi Galileo a druhý satelity GPS, což lze vyčíst také z obrázku 15.

E1A

Je signálem služby PRS, což znamená, že měřící kód i navigační zpráva budou kódovány. Důraz je kladen na zabezpečení signálu před přesností polohy, což je možno vidět v tabulce 11 v příloze H. Jelikož se jedná o signál s nejvyšším zabezpečením, je řada informací o něm neveřejná. Protože signály E1A, E1B a E1C sdílí nosnou vlnu o frekvenci 1 575,42 MHz, jsou vysílány společnou anténou. Z celkové vyzářené energie je 50 % využito na signál E1A a druhých 50 % se dělí rovnoměrně mezi pilotní a datový kanál služby OS. Je využíváno BOC modulace s postranní nosnou vlnou 15,345 MHz vzdálenou od hlavní nosné vlny. Známé technické informace jsou uvedeny v tabulce 8. [7, 18, 23]

Tabulka 8 – Parametry signálů E1A, E1B a E1C [23]

GNSS System	Galileo	Galileo	Galileo
Service Name	E1 OS		PRS
Centre Frequency	1575.42 MHz		
Frequency Band	E1		
Access Technique	CDMA		
Spreading modulation	CBOC(6,1,1/11)		$BOC_{cos}(15,2.5)$
Sub-carrier frequency	1.023 MHz and 6.138 (Two sub-carriers)		15.345 MHz
Code frequency	1.023 MHz		2.5575 MHz
Signal Component	Data	Pilot	Data
Primary PRN Code length	4092		N/A
Code Family	Random Codes		N/A
Secondary PRN Code length	-	25	N/A
Data rate	250 sps	-	N/A
Minimum Received Power [dBW]	-157		N/A
Elevation	10°		N/A

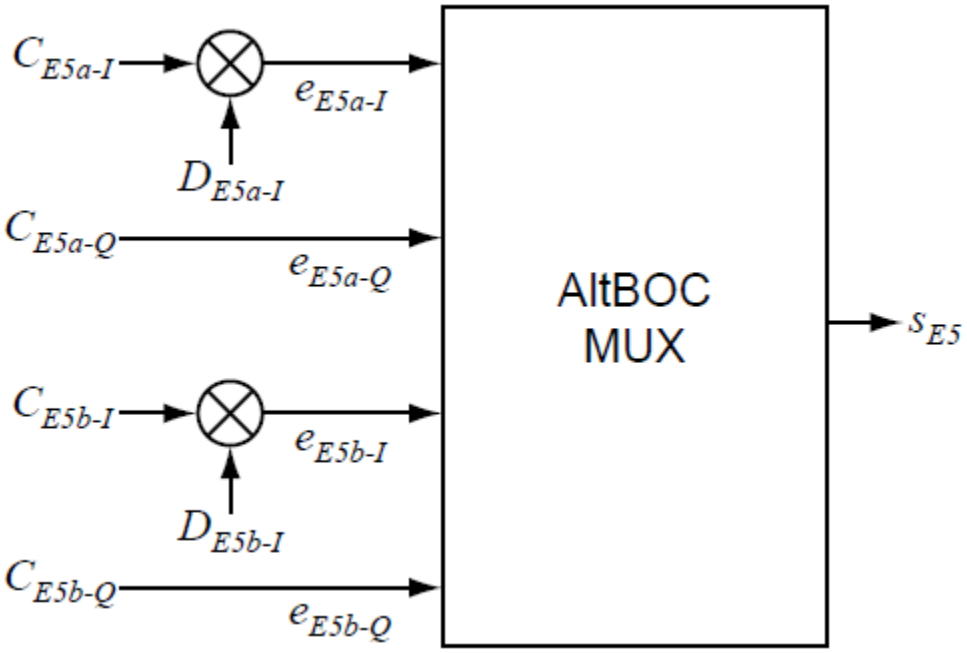
E5a

E5a je veřejně dostupným signálem, který je využíván službou OS. Stejně jako u vlny E1 se E5a dělí na dva kanály, pilotní a datový. U tohoto signálu se pilotní kanál označuje písmenem Q a datový písmenem I (E5a-I a E5a-Q). Oba kanály jsou modulovány na nosnou vlnu o frekvenci 1 176,45 MHz, a ta je pak společně se signálem E5b modulována na jednu nosnou vlnu o frekvenci 1 191,795 MHz. Frekvenční šíře signálu E5a je 20,46 MHz (celý signál E5 má šíři 51,15 MHz). Datový kanál obsahuje nekódovaný měřící kód a nekódovanou navigační zprávu. I kanál má nízkou rychlost přenosu dat 25 bps (50 sps). Pilotní kanál obsahuje dva nekódované měřící kódy – primární a sekundární. Nízká rychlost datového přenosu přináší výhodu větší odolnosti signálu. E5a je tak signálem, který podporuje příjem v prostředí s horšími podmínkami, např. uvnitř budov. Oba kanály disponují vysokou rychlostí měřícího kódu – 10,23 Mcps. Další technic-

ké parametry jsou uvedeny v tabulce 9. Modulace signálu E5a a E5b je shodná a je popsána níže. [18, 23, 26]

E5b

E5b je veřejně dostupným signálem, který je využíván službou OS. Kromě informací pro službu OS nese navigační zpráva rovněž informace o integritě využívané službou SoL a kódovaná data pro službu CS. Pilotní signál Q a datový signál I jsou modulovány na nosnou vlnu o frekvenci 1 207,14 MHz, která je následně namodulována na vlnu E5. Frekvenční šíře signálu E5b je 20,46 MHz. Oproti signálu E5a disponuje E5b rychlejším přenosem dat – 125 bps (250 sps). Rychlost měřících kódů na datovém i pilotním kanálu je stejná jako u signálu E5a – 10,23 Mcps. Další technické parametry jsou k nalezení v tabulce 9. [18, 23, 26]



Obrázek 40 – Modulace AltBOC komponentů na vlnu E5 [26]

Modulace signálů E5a a E5b

Schéma modulace, která se nazývá AltBoc (Alternative BOC), je na obrázku 40. Stejně jako u E1B a E1C představují členy C_x měřící kód a členy D_x navigační data datového kanálu. Členy obsahující ve spodním indexu E5a jsou modulovány na pomocnou nosnou vlnu s frekvencí 1 176,45 MHz, což je 15,345 MHz (15 x 1,023 MHz) od výsledné nosné vlny E5 1 191,795 MHz. Členy obsahující E5b jsou modulovány na pomocnou nosnou vlnu s frekvencí 1 207,14 MHz, která je rovněž 15,345 MHz od 1 191,795 MHz. Obě pomocné vlny jsou následně namodulovány na vlny E5, která je ve schématu označena jako s_{E5}. Signál E5 tak lze dle materiálu [18, s. 390]

vnímat jako jednu širokou vlnu se dvěma postranními laloky, širokými 20,46 MHz a vzdálenými od sebe 30,69 MHz. Materiál [26, s. 5] uvádí, že uživatel může zpracovávat signály E5a nebo E5b každý zvlášť, jakoby šlo o dva separované QPSK (Quadrature Phase Shift Keying) signály na frekvencích 1 191,795 MHz a 1 207,14 MHz. [18, 23, 26]

Tabulka 9 – Parametry komponentů signálu E5 [23]

GNSS System	Galileo	Galileo	Galileo	Galileo
Service Name	E5a data	E5a pilot	E5b data	E5b pilot
Centre Frequency	1191.795 MHz			
Frequency Band	E5			
Access Technique	CDMA			
Spreading modulation	AltBOC(15,10)			
Sub-carrier frequency	15.345 MHz			
Code frequency	10.23 MHz			
Signal Component	Data	Pilot	Data	Pilot
Primary PRN Code length	10230			
Code Family	Combination and short-cycling of M-sequences			
Secondary PRN Code length	20	100	4	100
Data rate	50 sps	-	250 sps	-
Minimum Received Power [dBW]	-155 dBW		-155 dBW	
Elevation	10°		10°	

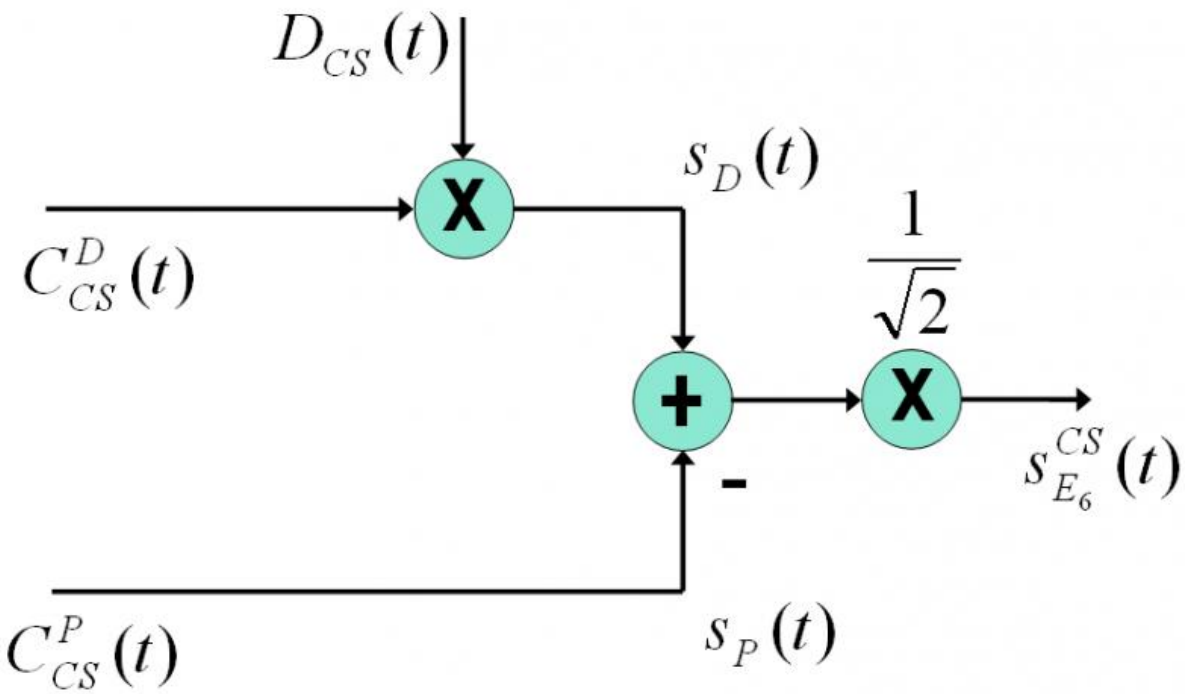
E6B, E6C

Podobně jako na vlně E1 jsou na vlně E6 přenášeny 3 signály. Rozdíl mezi E1 a E6 je ovšem v tom, že všechny signály na E6 jsou kódovány. Signály E6B a E6C jsou určeny výhradně pro službu CS a signál E6A pro službu PRS. Aby signály E6B a E6C plnily požadavky komerčního užití, disponují vysokou rychlostí přenosu dat – 500 bps (1 000 sps). Nosná frekvence vlny E6 je 1 278,75 MHz s frekvenční šíří 40,92 MHz. Rychlost měřícího kódu je na pilotním i datovém kanálu shodná – 5,115 Mcps. Technické parametry signálů E6 služby CS jsou v tabulce 10.

Tabulka 10 – Parametry komponentů E6A, E6B a E6C [23]

GNSS System	Galileo	Galileo	Galileo
Service Name	E6 CS data	E6 CS pilot	E6 PRS
Centre Frequency	1278.75 MHz		
Frequency Band	E6		
Access Technique	CDMA		
Spreading modulation	BPSK(5)	BPSK(5)	$BOC_{cos}(10,5)$
Sub-carrier frequency	-	-	10.23 MHz
Code frequency	5.115 MHz		
Signal Component	Data	Pilot	Data
Primary PRN Code length	5115	5115	N/A
Code Family	Memory codes		N/A
Secondary PRN Code length	-	100	N/A
Data rate	1000 sps	-	N/A
Minimum Received Power [dBW]	-155		N/A
Elevation	10°		N/A

Pro oba kanály signálu E6 CS byla použita modulace BPSK, jejíž schéma je na obrázku 41. Části schématu obsahující $C_{CS}(t)$ představují měřící kódy a $D_{CS}(t)$ navigační data. Písmeno D v horním indexu představuje datový kanál, písmeno P pak kanál pilotní.



Obrázek 41 – Modulace BPSK signálu E6 CS [23]

E6A

Pro tento signál platí prakticky totéž, co pro E1A. Jde o signál s nejvyšším zabezpečením, díky čemuž je o něm známo málo technických detailů. Stejně jako E1A využívá 50 % vyzařovací energie antény a zbylých 50 % se rovnoměrně dělí mezi pilotní a datový kanál signálů na vlně E6 pro službu CS. Frekvence nosné vlny je 1 275,78 MHz. Oproti E1A má E6A rychlejší měřící kód (5,115 Mcps oproti 2,5575 Mcps na E1A). Stejně jako E1A je použita modulace BOC s tím rozdílem, že tento signál má postranní nosnou vlnu vzdálenou 10,23 MHz od frekvence nosné vlny. [7, 18, 23]

Příloha H – Parametry služeb Galileo

Tabulka 11 – Přesnosti určení polohy služeb Galileo [7, s. 437]

	Open Service	Commercial Service	Safety-of-Life Service	Public Regulated Service
Pokrytí	Globální	Globální	Globální	Globální
Přesnost určení polohy **Horizontální (H), 2DRMS pro 95 % času** **Vertikální (V) pro 95 % času**	15 m nebo 24 m[9] H, 35 m V (JP) 4 m H, 8 m V (DP)[10]	4 m H, 8 m V (DP)	4 m H, 8 m V (DP)	15 m nebo 24 m H, 35 m V (JP) 6,5 m H, 12 m V (DP)
Přesnost určení času	30 ns	30 ns	30 ns	30 ns
Integrita[11] **Limit upozornění** **Čas do upozornění** **Riziko integrity**	Žádná	Žádná	12 m H, 20 m V 6 s $3{,}5 \times 10^{-7}$ / 150 s	20 m H, 35 m V 10 s $3{,}5 \times 10^{-7}$ / 150 s
Riziko spojitosti[12]			1×10^{-5} / 15 s	1×10^{-5} / 15 s
Dostupnost služby	99,5 %	99,5 %	99,5 %	99,5 %
Přístupnost	Volný přístup	Kontrolovaný přístup k měřícím kódům a nav. zprávám	Ověřování vysílače v navigační zprávě	Kontrolovaný přístup k měřícím kódům a nav. zprávám
Certifikace a Garance služby	Žádné	Možná garance služby	Základem služby je certifikace a garance služby	Základem služby je certifikace a garance služby

[9] Rozmezí hodnot pro jednofrekvenční příjem vzniká, protože se dosahuje různé přesnosti pro různé frekvence. Při užití frekvence E1 je dosahováno přesnosti 15 m, zatímco při užití jedné z frekvence E5a, E5b nebo E6, platí 24 m.

[10] JP – Jednofrekvenční Příjem; DP – Dvoufrekvenční Příjem

[11] Integrita je definována následujícími parametry:

- **Limit upozornění (AL)**: maximální povolená chyba určení polohy UZ, po jejímž dosažení se spouští upozornění v čase, který je určený parametrem „Čas do upozornění".
- **Čas do upozornění (TTA)**: čas, který uplyne mezi okamžikem, ve kterém dojde k přesažení Limitu upozornění, a okamžikem, ve kterém je upozornění obdrženo v UZ.
- **Riziko integrity**: pravděpodobnost, že dojde k překročení Limitu upozornění a uživatel nebude upozorněn v definovaném Času do upozornění. V tabulce uvedená hodnota zahrnuje také pravděpodobnost, že k upozornění nedojde chybou v UZ. 150 s je průměrné trvání finální části přiblížení (Mezi FAF a MAPt).

[12] Riziko spojitosti představuje pravděpodobnost, že dojde k vyšší chybě než je Limit upozornění v průběhu posledních 15 vteřin přiblížení před dosažením výšky rozhodnutí (v nejkritičtější fázi přiblížení). Součástí uvedené hodnoty v tabulce je možnost chyby v UZ, která dosahuje $0{,}2 \times 10^{-5}$ / 15 s. [7, s. 437]