

**REPUBLIKA E SHQIPËRISË
UNIVERSITETI POLITEKNIK I TIRANËS
FAKULTETI I TEKNOLOGJISË SË INFORMACIONIT
DEPARTAMENTI I ELEKTRONIKËS DHE TELEKOMUNIKACIONIT**

ALBAN RAKIPI

**PËR MARRJEN E GRADËS
“DOKTOR”**

**NË “TEKNOLOGJITË E INFORMACIONIT DHE KOMUNIKIMIT”
DREJTIMI “TELEKOMUNIKACION DHE INXHINIERI INFORMACIONI”**

DISERTACION

**IMPLEMENTIMI DHE TESTIMI I ALGORITMIT TË MONITORIMIT TË
INTEGRITETIT TË NAVIGIMIT PËR MARRËSAT SATELITORË**

**Udhëheqës Shkencor
Prof. Asoc. BEXHET KAMO**

Tiranë, 2015

IMPLEMENTIMI DHE TESTIMI I ALGORITMIT TË MONITORIMIT TË
INTEGRITETIT TË NAVIGIMIT PËR MARRËSAT SATELITORE

Disertacioni

i paraqitur në Universitetin Politeknik të Tiranës

për marrjen e gradës

“Doktor”

në

“Teknologjitë e Informacionit dhe Komunikimit”

drejtimi Telekomunikacion dhe Inxhinieri Informacioni

nga

Z. Alban Rakipi

2015

Disertacioni i shkruar nga

Z. Alban Rakipi

Master i Nivelit të Dytë, Universiteti Politeknik i Torinos, Itali, 2012

Master Shkencor, Universiteti Politenik i Tiranës, Shqipëri, 2011

Diplomë e Nivelit të Parë, Universiteti Politenik i Tiranës, Shqipëri, 2009

I aprovuar nga

_____, Kryetari i Jurisë së Disertacionit të Doktoraturës

_____, Anëtar i Jurisë së Disertacionit të Doktoraturës

_____, Anëtar i Jurisë së Disertacionit të Doktoraturës

_____, Anëtar i Jurisë së Disertacionit të Doktoraturës

_____, Anëtar i Jurisë së Disertacionit të Doktoraturës

I pranuar nga

_____, Dekan, Fakulteti i Teknologjisë së Informacionit

PËMBAJTJA

LISTA E FIGURAVE	IX
LISTA E TABELAVE	XII
DEDIKIM	XIII
FALENDERIME	XIV
ABSTRACT	XV
PËRMBLEDHJE	XVI
KAPITULLI 1	1
1.1 Hyrje.....	1
1.2 Punime të deritanishme	3
1.2.1 Niveli i sistemit	3
1.2.2 Ambjenti i funksionimit	3
1.2.3 Marrësi i përdoruesit	4
1.2.4 Monitorimi i integritetit.....	5
1.2.5 Problematikat dhe kufizimet e hasura	7
1.3 Motivimi i punimit	9
1.4 Qëllimi dhe kontributi i punimit.....	10
1.5 Struktura e disertacionit	11
KAPITULLI 2 BAZAT E SISTEMEVE SATELITORE TË POZICIONIMIT	13
2.1 Koncepti i navigimit.....	13
2.2 Lokalizimi dhe pozicionimi	14
2.2.1 Sistemet konike	14

2.2.2	Sistemet hiperbolike	15
2.2.3	Sistemet sferike	16
2.3	Sistemet e njëanshme dhe të shumëanshme	17
2.4	Sistemet bazë të referimit	18
2.4.1	Koordinatat elipsoidale	19
2.4.2	Sistemi koordinativ East-North-Up (ENU).....	20
2.4.3	Sistemi referencë i kohës.....	21
2.5	Llogaritja e pozicionit të përdoruesit	22
	KAPITULLI 3 SISTEMI I POZICIONIMIT GLOBAL - GPS.....	25
3.1	Historiku i GPS	25
3.2	Arkitektura e sistemit GPS	26
3.2.1	Segmenti hapësinor	27
3.2.2	Segmenti i kontrollit.....	29
3.2.3	Segmenti i përdoruesit.....	30
3.3	Sinjalet hapësinore të GPS	31
3.4	Gjatësia maksimale e sekuencave dhe kodet <i>Gold</i>	32
3.4.1	Regjistrat me zhvendosje lineare të kontrollit.....	33
3.4.2	Kodet me memorje	34
3.5	Plani i frekuencave	34
3.6	Teknika e multipleksimit në kod	36
3.7	Sinjalet GPS	37
3.7.1	Sinjali L_1	37

3.7.2	Sinjali i moduluar L_1 dhe formati i të dhënave	39
3.7.3	Sinjali L_2	44
KAPITULLI 4 BURIMET E GABIMEVE DHE NDIKIMI NË POZICIONIM.....		45
4.1	Gabimet e matjeve dhe të gjeometrisë	45
4.2	Ndikimi i gabimeve të matjeve në pozicionin e përdoruesit	46
4.3	Matrica e kovariancës dhe faktorët gjeometrikë	48
4.4	Burimet e gabimeve në sistemin GPS	53
4.4.1	Gabimi i orës së satelitit	54
4.4.2	Disponueshmëria Selektive	54
4.4.3	Efkti troposferik.....	55
4.4.4	Vonesa jonosferike.....	56
4.4.5	Efkti relativist	60
4.4.6	Efektet e <i>multipath-it</i>	61
4.4.7	Burimet e tjera të gabimeve	62
4.5	Efkti <i>Doppler</i>	63
KAPITULLI 5 MONITORIMI I INTEGRITETIT I SISTEMIT GPS		67
5.1	Koncepti i integritetit	67
5.2	Parametrat e funksionimit	68
5.2.1	Saktësia.....	68
5.2.2	Integriteti	68
5.2.3	Vazhdueshmëria	69
5.2.4	Disponueshmëria.....	69

5.3	Monitorimi i integritetit.....	69
5.4	Monitorimi autonom i integritetit të marrësit.....	71
5.4.1	Metoda e krahasimit të distancës	72
5.4.2	Metoda e matjeve të katrorëve më të vegjël.....	74
5.4.3	Metoda e <i>paritetit</i>	76
5.4.4	Zbulimi dhe izolimi i gabimeve	77
5.5	Algoritmi FDE.....	79
5.5.1	Një matje e tepërt	81
5.5.2	Gabimi horizontal i pozicionimit	83
5.5.3	Rrezja e lejuar.....	84
5.5.4	Dy ose më shumë matje	85
	KAPITULLI 6 ALGORITMI I PROPOZUAR.....	87
6.1	Algoritmi adaptiv i pozicionimit.....	88
6.2	Modelet e korigjimit të gabimeve	90
6.2.1	Korigjimi i vonesës jonosferike	90
6.2.2	Korigjimi i vonesës troposferike.....	91
6.3	Faktorët gjeometrikë në funksion të pozicionit dhe kohës.....	92
6.4	Ndikimi i këndit të maskimit në saktësinë e pozicionit	93
	KAPITULLI 7 TESTIMI I ALGORITMIT TË PROPOZUAR.....	100
7.1	Njësia e marrësit GPS	100
7.1.1	Software <i>SAT-SURFER</i>	101
7.1.2	Parametrat e korigjimit të gabimeve	102

7.2	Testimi i algoritmit të propozuar.....	102
7.3	Integrimi i RAIM në algoritmin e propozuar	107
7.4	Implementimi <i>software</i> i algoritmit RAIM	108
7.5	Testimi i algoritmit RAIM dhe analiza e rezultateve	112
	PËRFUNDIME	117
1.	Përfundimet e punimit.....	117
2.	Objektiva për të ardhmen.....	121
	SHTOJCA – KODI NË MATLAB.....	122
	LISTA E SHKURTIMEVE	141
	LITERATURA.....	144

LISTA E FIGURAVE

Figura 2.1 Sistemi konik i pozicionimit.....	14
Figura 2.2 Matja e diferencës së kohës së mbërritjes	16
Figura 2.3 Sistemi sferik i pozicionimit.....	17
Figura 2.4 Sistemi referencë koordinativ	19
Figura 2.5 Koordinatat elipsoidale.....	20
Figura 2.6 Sistemi koordinativ ENU	21
Figura 2.7 Dispersioni i pozicioneve të paraqitura në koordinatat ENU	21
Figura 2.8 Koncepti i shkallës kohore	22
Figura 2.9 Ndikimi i <i>offset</i> -it të orës së marrësit satelitor në matjet e TOA-së	23
Figura 3.1 Segmentet e arkitekturës GPS	27
Figura 3.2 <i>Konstelacioni</i> GPS.....	28
Figura 3.3 Segmenti i kontrollit GPS.....	29
Figura 3.4 Shembuj të përdorimit të GPS.....	32
Figura 3.5 Shembull i sekuencës së kodit.....	33
Figura 3.6 Regjistri rrëshqitës që gjeneron një sekuencë ML	33
Figura 3.7 Plani i frekuencave GNSS	34
Figura 3.8 Ndërfaqet e segmentit të përdoruesit me atë hapësinor.....	36
Figura 3.9 Spektri i kodit C/A.....	38
Figura 3.10 Struktura e të dhënave GPS NAV	40
Figura 3.11 Tipet e nënframës GPS	42

Figura 3.12 Formati TLM dhe HOW	43
Figura 4.1 Gjeometria relative dhe faktori gjeometrik DOP	50
Figura 4.2 Tetrahedroni brenda-shkruar sferës njësi	52
Figura 4.3 Gjeometria relative në rastin e katër satelitëve.....	53
Figura 4.4 Komponentja e <i>thatë</i> dhe e <i>lagësht</i> e Troposferës.....	55
Figura 4.5 Vonesa jonosferike	58
Figura 4.6 Modeli gjeometrik jonosferik	59
Figura 4.7 Shembull i hartës <i>NeQuick</i> vertikal TEC (në njësitë TEC).....	59
Figura 4.8 Efekti <i>Sagnac</i>	61
Figura 4.9 Efekti i <i>multipath</i> -it	62
Figura 4.10 Frekuenca Doppler e shkaktuar nga lëvizja e satelitit	65
Figura 5.1 Metoda e krahasimit të distancave	73
Figura 5.2 Plani i testit statistikor për rastin e gjashtë satelitëve	74
Figura 5.3 Hapësira e paritetit për satelitin 3.....	79
Figura 6.1 Diagrama e algoritmit të propozuar.....	88
Figura 6.2 Satelitët në pamje të drejtpërdrejtë, për kënd maskimi 10^0	94
Figura 6.3 Ecuria e faktorit GDOP, gjatë 24 orëve, për kënd maskimi 10^0	94
Figura 6.4 Satelitët në pamje të drejtpërdrejtë, për kënd maskimi 20^0	95
Figura 6.5 Ecuria e faktorit GDOP, gjatë 24 orëve, për kënd maskimi 20^0	95
Figura 6.6 Satelitët në pamje të drejtpërdrejtë, për kënd maskimi 30^0	96
Figura 6.7 Ecuria e faktorit GDOP, gjatë 24 orëve, për kënd maskimi 30^0	96
Figura 6.8 Ecuria e GDOP gjatë 24 orëve, për kënde të ndryshëm maskimi.	97

Figura 6.9 Satelitët në pamje të drejtpërdrejtë, për kënde të ndryshëm maskimi	97
Figura 6.10 Shembull i një <i>kanioni</i> urban.....	98
Figura 6.11 Krahasimi i <i>vizibilitetit</i> të satelitëve GPS.....	99
Figura 7.1 Marrësi <i>SAT-SURF</i> me komponentet <i>hardware</i>	100
Figura 7.2 Ndërfaqja grafike (GUI) e <i>software SAT-SURFER</i>	101
Figura 7.3 Ndryshimi i vlerave të GDOP dhe numrit të satelitëve.....	103
Figura 7.4 Pozicioni i vërtetë dhe ai i llogaritur në koordinata gjeografike	103
Figura 7.5 Pozicioni i llogaritur për 10 TOW e para	104
Figura 7.6 Pozicioni i llogaritur i përdoruesit pa korrigjim	105
Figura 7.7 Pozicioni i llogaritur i përdoruesit me korrigjim.....	106
Figura 7.8 Bllokskema e integritit të RAIM në algoritmin e propozuar.....	107
Figura 7.9 Diagrama e GPS dhe e algoritmit RAIM	108
Figura 7.10 Skenari dinamik i mbledhjes së të dhënave reale GPS.....	109
Figura 7.11 Rezultatet e algoritmit RAIM kundrejt kohës	113
Figura 7.12 Numri i rasteve për çdo gjendje të daljes	113
Figura 7.13 Procedura iterative për eliminimin e gabimeve	114
Figura 7.14 Rezultatet e pozicionit pa algoritmin RAIM	115
Figura 7.15 Rezultatet e pozicionit me algoritmin RAIM	116

LISTA E TABELAVE

Tabela 3.1 Konstelacioni GPS: parametrat orbitalë.....	28
Tabela 3.2 Bandat e frekuencave për <i>GPS</i> dhe <i>Galileo</i>	35
Tabela 3.3 Karakteristikat e sinjaleve GPS.....	37
Tabela 3.4 Përcaktimet e të dhënave <i>efemeris</i>	44
Tabela 4.1 Buxheti i gabimeve të pseudo-distancës për GPS.....	63
Tabela 4.3 Parametrat për <i>GPS</i> dhe <i>Galileo</i>	64
Tabela 5.1 Vlerat prag të përafërta	76
Tabela 6.1 Parametrat e hyrjes të modelit <i>Klobuchar</i>	91
Tabela 7.1 Specifikimet teknike të marrësit <i>SAT-SURF</i>	101
Tabela 7.2 Parametrat e korrigjimit jonosferik, të marra nga <i>SAT-SURFER</i>	102
Tabela 7.3 Vlerat e GDOP dhe numri i satelitëve në pamje direkte.....	104
Tabela 7.4 Rezultatet e pozicionit të përfuara nga algoritmi.....	106
Tabela 7.5 Rezultatet e gabimit horizontal të pozicionit	116

DEDIKIM

Ky punim i dedikohet Familjes sime.

Me respekt dhe mirënjohje,

Albani

FALENDERIME

Së pari, falenderoj për zemërsisht dhe shpreh mirënjohjen time të veçantë për udhëheqësin e tezës së doktoratës, Prof. Asoc. Bexhet KAMO, pa kontributin e vyer të të cilit nuk do të ishte i mundur realizimi me sukses i kësaj teze.

Një falenderim i sinqertë shkon për gjithë kolegët e Departamentit të Elektronikës dhe Telekomunikacionit dhe në veçanti për përgjegjësin e departamentit Prof. Asoc. Argenti LALA, për bashkëpunimin e vazhdueshëm, mbështetjen dhe sugjerimet e vlefshme në drejtim të përmirësimit të punimit.

Falenderoj dekanen e Fakultetit të Teknologjisë së Informacionit, Prof. Dr. Rozeta MIHO MITRUSHI, për nxitjen dhe mbështetjen në kualifikimin tim shkencor.

Mirënjohje grupit kërkimor NAVSAS të institutit ISMB, në Torino, për mundësinë e ofruar për kryerjen e pjesës ekperimentale të doktoratës.

Një falenderim të veçantë për familjen time që më ka mbështetur e inkurajuar në çdo nismë.

Falenderimi i fundit, por jo për nga rëndësia shkon për gjysmën time më të mirë, INËN!

Alban Rakipi

Shtator 2015, Tiranë, Shqipëri

ABSTRACT

Recently, there is an increase interest in positioning techniques based on global navigation satellite systems such as GPS (*Global Positioning System*) in degraded signal environments such as in urban canyons and indoors. GPS is a satellite-based navigation radio system which is used to verify the position and velocity in space and on the Earth. Since location accuracy and reliability are generally very poor under degraded signal conditions, methods of improving these characteristics are of great importance. Atmosphere research attracts significant attention from the GPS community because atmosphere range delay on GPS signals is a major error source in GPS positioning and navigation.

In this work we propose an adaptive positioning algorithm which integrates parametric correction models for atmospheric error mitigation. The scope is to increase the positioning accuracy of low-cost single-frequency GPS receivers. The proposed algorithm is implemented and compiled in Matlab environment. For algorithm testing real GPS measurements were gathered using a single-frequency receiver and post-processed by our proposed algorithm. Experimental results show that improved standard positioning is achieved after error mitigation compared with conventional GPS receivers.

Solving the problem of fault detection and exclusion for low-cost GPS receiver applications is very essential. Therefore, autonomous method is the simplest and most cost effective technique for integrity monitoring. This method is applied within the user receiver to enable it to independently or autonomously establish system integrity. RAIM (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*) attempts to address two main concerns, the existence of a erroneous measurement and the identification of the affected satellite. To provide the solution consistency, in the proposed algorithm was added the functionality of offering integrity autonomously. This was achieved by integrating in the proposed algorithm the RAIM module based on parity method. This improvement gives to GPS user receiver the possibility to detect and exclude faults from positioning solution.

Keywords: GPS; RAIM algorithms; atmospheric errors; software receiver.

PËRMBLEDHJE

Vitet e fundit, ekziston një nevojë gjithnjë e në rritje për përdorimin e sistemeve satelitore të navigimit, siç është GPS (*Global Positioning System*) në ambiente ku cilësia e sinjalit është e degraduar, si p.sh. në *kanionet urbane* ose ambientet e brendshme. GPS është një sistem radio navigimi i bazuar tek satelitët i cili përdoret për të llogaritur pozicionin dhe shpejtësinë në hapësirë dhe në Tokë. Duke qenë se, saktësia dhe besueshmëria e pozicionit janë përgjithësisht të ulëta në kushtet e sinjaleve të degraduara, është thelbësore përdorimi i metodave për përmirësimin e këtyre karakteristikave. Kërkimet shkencore, mbi atmosferën, tërheqin vëmendjen e komunitetit të inxhinierëve dhe kërkuesve shkencorë të GPS, për shkak se vonesa e shkaktuar nga atmosfera në sinjalet GPS përbën një prej burimeve kryesore të gabimeve, në pozicionimin dhe në navigimin GPS.

Në këtë punim, ne propozojmë një algoritëm *adaptiv* pozicionimi në të cilin integrojmë modele parametrike, për korrigjimin e gabimeve atmosferike. Qëllimi është rritja e saktësisë së pozicionit të llogaritur nga marrësit GPS me kosto të ulët dhe që funksionojnë me frekuencë të vetme. Algoritmi i propozuar është programuar dhe implementuar në Matlab. Për testimin e tij janë përdorur të dhëna reale të marra në rrugë eksperimentale. Pas analizës së rezultateve dhe krahasimit të performancës së algoritmit të propozuar, me algoritmin standard të pozicionimit u arrit një përmirësim i konsiderueshëm i saktësisë në llogaritjen e pozicionit.

Zgjidhja e problemit të zbulimit dhe e eliminimit të gabimeve, për aplikime në marrësit e thjeshtë, është e një rëndësie të veçantë. Për këtë, metoda autonome, në marrësit satelitorë është më e thjeshta dhe me kosto efektive për monitorimin e integritetit. Kjo metodë aplikohet brenda marrësit për t'i mundësuar atij që në mënyrë të pavaruar ose autonome të përcaktojë integritetin e sistemit. RAIM (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*) ka për qëllim të adresojë dy probleme madhore, *ekzistencën e një matjeje me gabime dhe identifikimin e satelitit të ndikuar*. Për të verifikuar besueshmërinë e matjeve të kryera, algoritmit të propozuar iu shtua funksionaliteti i ofrimit të integritetit në mënyrë autonome. Kjo u arrit duke integruar në algoritmin e propozuar, modulën e algoritmit RAIM bazuar në metodën e paritetit. Ky përmirësim i mundëson marrësit të përdoruesit të zbulojë dhe të përjashtojë gabimet nga zgjidhja e pozicionit.

Fjalë kyçe: GPS; algoritmat RAIM; gabimet atmosferike; marrës software.

KAPITULLI 1

1.1 Hyrje

Problemi i njohjes së pozicionit në lidhje me një kuadër referencë ose hartë ka ekzistuar që në fillimet e njerëzimit. Vitet e fundit, ka një interes në rritje mbi teknikat e pozicionimit bazuar në Sistemet Satelitore të Navigimit Global (*Global Navigation Satellite Systems – GNSS*), si për shembull GPS (*Global Positioning System*). GPS është një sistem radio navigimi i bazuar tek satelitët i cili përdoret për të llogaritur pozicionin dhe shpejtësinë në hapësirë dhe në Tokë. Saktësia me të cilën një marrës i përdoruesit mund të përcaktojë pozicionin, shpejtësinë e tij ose të sinkronizohet me kohën e sistemit GPS varet nga një ndërveprim i komplikuar i shumë faktorëve. Në përgjithësi, performanca e saktësisë së GPS, varet nga kualiteti i matjeve të pseudo-distancave dhe fazës së bartëseve si edhe nga të dhënat e navigimit që dërgohen nga satelitët. Saktësia me të cilën njihen nga përdoruesi, *offset*-et e orëve të satelitëve krahasuar me kohën e sistemit GPS, ose saktësia me të cilën kompensohen gabimet e shkaktuara sinjaleve, gjatë përhapjes nga satelitët tek përdoruesit, janë të një rëndësie të veçantë. Gabime të konsiderueshme shkaktohen nga segmenti i kontrollit, segmenti hapësinor dhe segmenti i përdoruesit i sistemit GPS [1].

Segmenti i përdoruesit përfaqëson një klasë të gjerë për vetë faktin se konsiston në idenë që të gjithë përdoruesit kanë avantazhin të përdorin shërbimin GPS në pajisjet GPS [2]. Fillimisht, GPS u planifikua dhe u implementua për qëllime ushtarake. Më pas, sistemi është implementuar edhe për qëllime civile. Vërehet një rritje e numrit të përdorimit të GPS në aplikacionet civile [2]. Veç kësaj, marrësit GPS përdoren aktualisht në një diapazon të gjerë aplikimesh civile (telekomunikacion, studime, emergjenca, miniera, etj.). Veçanërisht GPS ka potencial për t'u përdorur në sigurinë e transportit (aviacion, marinë, hekurudha, autostrada, etj.), duke reduktuar sistemet e navigimit tokësor dhe duke u bërë element kryesor për infrastrukturën e transportit në të ardhmen.

Për të analizuar efektin e gabimeve, në saktësinë e pozicionit supozimi kryesor që bëhet është se burimet e gabimeve mund t'i caktohen pseudo-distancave të çdo sateliti dhe mund të shihen si një kontribut gabimi ekuivalent, në vlerat e pseudo-distancave të llogaritura. Saktësia efektive e vlerës së pseudo-distancës, njihet si gabimi ekuivalent i distancës së përdoruesit (*User Equivalent Range Error – UERE*). Për një satelit të

caktuar, vlera e UERE-s konsiderohet si shuma statistikore e kontributeve të secilit burim gabimesh, të lidhura me satelitin. Zakonisht, komponentet e gabimit konsiderohen të pavarura dhe vlera e përbërë e UERE-s, për një satelit përafrohet me një ndryshore rasti me shpërndarje statistikore Gausiane, me pritje matematike zero dhe variancë sa shuma e variancave të komponenteve [3].

Në këtë punim përdoret koncepti i *radios software*. Ideja është përdorimi i një konvertuesi analog – numerik (*Analog to Digital Converter – ADC*) për të ndryshuar sinjalin hyrës në të dhëna numerike në stadin, më të parë, të marrësit. Me fjalë të tjera, sinjali hyrës dixhitalizohet sa më afër që të jetë e mundur me antenën. Pas dixhitalizimit, përdoret procesimi numerik i sinjalit për të përfutur informacionin e nevojshëm. Qëllimi primar i *radios software* është përdorimi i një *hardware* minimal. Konceptualisht, mund të rregullohet radio përmes *software*-it ose të ndryshohet funksioni i radios si p.sh., nga modulimi në amplitudë (*AM*) në modulimin në frekuencë (*FM*), duke ndryshuar *software*-in. Në këtë mënyrë mund të arrihet një fleksibilitet më i lartë.

Një aspekt i rëndësishëm i përdorimit të *software*-it në ndërtimin e një marrësi GPS është që kjo mënyrë, mund të ndryshojë drastikisht nga mënyra tradicionale *hardware*. Për shembull, në vend që përdoruesi të gjurmojë vazhdimisht sinjalet, ai mund të marrë një bashkësi të dhënash dhe t'i procesojë ato për të llogaritur pozicionin e tij. Teorikisht, mjaftojnë 30 sekonda të dhënash, për të gjetur pozicionin e përdoruesit. Kjo është veçanërisht e dobishme kur është e pamundur, që të dhënat të mblidhen në mënyrë të vazhdueshme. Mënyra *software* është tepër fleksibël pasi mund të procesohen të dhënat e mbledhura nga tipe të ndryshme *hardware*. Për shembull, një sistem mund të mbledhë të dhënat komplekse që njihen si kanalet e fazës dhe të kuadraturës (I dhe Q). Një tjetër sistem mund të mbledhë të dhëna reale nga një kanal. Të dhënat mund të ndryshohen lehtësisht nga njëra formë në tjetrën. Gjithashtu, me disa modifikime të thjeshta mund të krijohen programe që të procesojnë sinjalet komplekse nga programet që procesojnë sinjale reale dhe anasjellas. Programi, mund të përdoret për të procesuar sinjalet e dixhitalizuara me frekuenca të ndryshme kampionimi. Kështu, mënyra *software* mund të konsiderohet pothuajse e pavarur nga *hardware*-i. Mund të zhvillohen algoritme të rinj pa ndryshuar strukturën *hardware* [3].

1.2 Punime të deritanishme

Në këtë seksion paraqitet një analizë gjithëpërfshirëse e punimeve kërkimore-shkencore të viteve të fundit në fushën e sistemeve satelitore të pozicionimit, duke u fokusuar më konkretisht në aspektet e saktësisë për llogaritjen e pozicionit, algoritmat e pozicionimit, faktorët kryesorë që ndikojnë në pozicionim, monitorimin e kualitetit të matjeve dhe ofrimin e integritetit në nivel përdoruesi përmes algoritmave RAIM. Me interes është analiza e problematikave dhe kufizimeve të hasura në drejtim të rritjes së saktësisë së pozicionit, për përdoruesit që përdorin pajisje marrëse GPS me kosto të ulët. GPS është një sistem kompleks i bazuar në mesazhet e të dhënave të transmetuara nga konstelacioni i satelitëve. Ekziston mundësia për dështime në secilën prej hallkave përbërëse, që prej gjenerimit të mesazheve të të dhënave, transmetimit të tyre, marrjes dhe përpunimit të tyre nga pajisja e përdoruesit. Në vijim, prezantohen aspektet që mund të sjellin keqfunksionim në nivel të sistemit, të mjedisit apo edhe të përdoruesit.

1.2.1 Niveli i sistemit

Dështimet e nivelit të sistemit, përfshijnë ato që ndodhin brenda segmentit hapësinor, segmentit të kontrollit dhe ndërfaqes, ndërmjet tyre (transmetimi i të dhënave). Dështimet, për shkak të projektimit jo të mirë të satelitëve dhe algoritmave në ambjentin e stacionit kryesor të kontrollit (*Master Control Station – MCS*), çojnë në gabime të konsiderueshme të distancës. Dështimet, grupohen në gjashtë kategori: ato për shkak të gabimeve të orëve, modelimi jo i saktë dhe funksionimi jo i mirë i MCS, performanca e *payload*-it të satelitit, performanca e mjetit hapësinor dhe e nënsistemit RF (*Radio Frekuencë*).

1.2.2 Ambjenti i funksionimit

Në këtë kategori, futen dështimet kryesisht për shkak të interferencave (të qëllimshme ose jo) dhe efektet e mjedisit të përhapjes, gjatë rrugës së sinjalit. Dështimet, grupohen në tre kategori: interferencë e qëllimshme, interferencë e paqëllimshme dhe për shkak të përhapjes së sinjalit. Karakteristika kryesore e cila e bën sistemin GPS, të ndikueshëm ndaj interferencës është fuqia e ulët e sinjalit. Marrësi GPS, mund të humbasë “kyçjen” e një sateliti për shkak të një sinjali interferues i cili ka një fuqi disa rinde më të larta, se minimumi i fuqisë së sinjalit të marrë GPS ($10^{-16}W$ ose -160 dBW). Një marrës i cili tenton të “kyçet” me një sinjal GPS, kërkon 6 deri 10dB më shumë, referuar raportit C/N_0 se sa kërkohet gjatë gjurmimit [42]. Mjedisi, ndërmjet

satelitet dhe antenës marrëse, ndikon gjithashtu në përhapjen e sinjalit. Këtu përfshihen efektet e jonosferës, troposferës dhe *multipath*-it:

- *Shtresa e jonosferës* që rrethon Tokën i përthyen sinjalet radio në bandat e frekuencave L_1 dhe L_2 dhe në bandën e re, L_5 . Si pasojë, ndryshimet e densitetit të elektroneve, në një shkallë të vogël (hapësinore dhe kohore), veçanërisht në periudhat me aktivitet të lartë diellor, mund të ndikojnë në mënyrë domethënëse në sinjalet GPS, duke shkaktuar situata të mungesës së integritetit dhe të disponueshmërisë. Për marrësit e thjeshtë, me frekuencë të vetme, efekti jonosferik mund të shkaktojë gabime në rendin e 100m. Efekte të caktuara jonosferike, mund të çojnë në ndryshime të shpejta të fazës së sinjalit, duke shkaktuar humbjen e “kyçjes” së qarqeve PLL (*Phase Locked Loop*) të marrësit.
- *Shtresa e troposferës* shkakton efektin e përkuljes dhe përthyerjes (vonesë) të sinjaleve të navigimit. Efekti i përkuljes është i papërfillshëm. Vonesa për shkak të troposferës, shkakton një gabim në distancë që varion nga 2m deri në 25m. Shumica e këtij efekti mund të modelohet. Sidoqoftë, ndryshimet e shpejta mund të shkaktojnë skenarë potencialë të humbjes së integritetit.
- *Gabimet e multipath-it*, shkaktohen nga reflektimi i sinjaleve të navigimit nga sipërfaqe të ndryshme, duke ndikuar në qarqet e gjurmimit të kodit dhe bartëses së sinjalit GPS. Efekti i *multipath-it*, varet nga vendndodhja dhe është i vështirë për t’u modeluar. Ai mund të çojë në gabime të distancës, në rendin e disa qindra metrave.

1.2.3 Marrësi i përdoruesit

Dështimet në këtë segment i referohen marrësit fundor GPS dhe pajisjeve të tij (*hardware* dhe *software*). Dështimet e lidhura me përdoruesit, përfshijnë mungesën e një trajnimi të përshtatshëm dhe besueshmërinë e tepruar në një sistem të vetëm navigimi. Është e rëndësishme të theksohet që, marrësit GPS për përdorim në aplikacione kritike si p.sh., aviacioni, duhet të çertifikohen që të përmbushin standartet minimale të specifikuara nga autoritetet përkatëse. Ky proces certifikimi duhet të jetë tejet rigoroz në mënyrë që të mundësojë, që dështimet e ndodhura në disa marrës të certifikuar të mos përsëriten.

Ka pasur raste të disa marrësve, veçanërisht të atyre me kosto të ulët, që përdoren në automjete apo në celularë, të cilët nuk janë projektuar për të përmbushur kërkesat bazë

hardware dhe *software* të një marrësi. Gjithashtu, njihen raste ku satelitë “jo të shëndetshëm” janë përfshirë në zgjidhjen e pozicionimit. Ekzistojnë evidenca statistikore, që edhe marrësit GPS të certifikuar për aviacionin civil (RTCA/DO-208) kanë dështuar në ofrimin e informacionit të kërkuar të navigimit [43]. Fikja e marrësve, ndalimi së funksionuari ose rezultate pozicionimi të gabuara, përbëjnë gjithashtu raste të hasura në realitet. Këto dështime mund t’i atribuohen:

- dështimit të sistemit të ushqimit ose luhatjeve të fuqisë,
- mungesës së kompatibilitetit të *software*-it,
- temperaturës së pajisjes së marrësit,
- paqëndrueshmërisë në standartet e frekuencës prej kuartzi,
- dështimeve të ndërfaqes së marrësit,
- dështimeve të marrësit të lidhura me aktivitetet e fuqishme elektromagnetike,
- mungesës së pajtueshmërisë *hardware*, nëse marrësi GPS lidhet me sisteme ndihmëse të navigimit (p.sh., sistemet inerciale të navigimit, orë të jashtme, të dhëna navigimi),
- gabimeve të algoritmave të përpunimit të sinjaleve,
- kompleksitetit *hardware* dhe *software* të marrësve GPS të cilët janë vulnerabël ndaj dështimeve,
- përdorimit të parametrave jo të saktë RAIM, në marrësit e certifikuar.

1.2.4 Monitorimi i integritetit

Metoda të ndryshme, për monitorimin e integritetit të GNSS, janë propozuar si një përpjekje për të përmbushur kërkesat për integritet. Secila prej metodave, ka për qëllim të kontrollojë nëse një gabim i matjes ose gabim i pozicionit, rezultat, tejkalon vlerën e caktuar të pragut. Kjo e fundit, është më e përshtatshme për navigimin ajror, duke qenë se është rezultati i sistemit të pozicionimit i cili duhet kontrolluar ndaj përmbushjes së kritereve të saktësisë së navigimit, gjatë fazave të ndryshme të fluturimit. Mënyrat kryesore të monitorimit të integritetit për sistemet satelitore të navigimit janë monitorimi i jashtëm dhe algoritmat RAIM. Sistemet komplekse si GNSS, përfshijnë gjithashtu mekanizma integralë për vetëkontroll, në mënyrë që të sigurojnë një nivel të caktuar integriteti. Një shembull i këtij koncepti, është monitorimi autonom i integritetit, bazuar

në satelit (*Satellite Autonomous Integrity Monitoring – SAIM*) i cili bazohet në monitorimin e performancës së mekanizmit gjenerues të frekuencës, në bordin e satelitit [47]. Kontrolle të ndryshme, janë gjithashtu të integruara në nivele funksionale dhe algoritmike, brenda segmentit të kontrollit dhe atij hapësinor.

Monitorimi i jashtëm

Monitorimi i jashtëm, bazohet në një numër stacionesh tokësore, të pozicionuara në vendndodhje të njohura [44]. Satelitë të caktuar, monitorohen duke krahasuar pseudo-distancat e matura me ato të llogaritura, nga koordinatat e satelitëve dhe stacioni monitorues. Nëse një gabim i matjes, tejkalon vlerën e një pragu të caktuar, duke treguar që sateliti është i dështuar, atëherë një paralajmërim i dërgohet përdoruesve, brenda kohës së alarmit. Kjo është një metodë e fuqishme për monitorimin e integritetit, duke qenë se izolon satelitin e dështuar dhe mundëson vazhdimin e navigimit, nëse ka në dispozicion një numër të mjaftueshëm satelitësh. Kjo metodë është ideale për monitorimin e gabimeve të sistemit (segmenti i kontrollit dhe segmenti hapësinor). Sidoqoftë, kjo metodë nuk është e aftë të identifikojë problemet tek përdoruesi (p.sh., *multipath*-in). Ky problem, adresohet nga një metodë që mbështetet në matjet aktuale të përdorura në zgjidhjen e pozicionimit.

Metoda RAIM

Kjo metodë, aplikohet brenda marrësit satelitor, për të mundësuar që ai në mënyrë të pavaruar ose autonome, të përcaktojë integritetin e sistemit. RAIM, ka për qëllim të adresojë dy probleme madhore, *ekzistencën e një matjeje me gabime* dhe *identifikimin e satelitit të ndikuar*. Nëse GNSS, përdoret për navigim suplementar, adresimi i problemit të parë është i mjaftueshëm sepse ekziston një sistem alternativ navigimi, që mund të përdoret. Sidoqoftë, nëse GNSS përdoret si sistem i vetëm navigimi, të dyja problemet e mësipërme duhet të identifikohen dhe të eliminohen nga zgjidhja e pozicionimit, matja (sateliti) e ndikuar nga gabimi, duke lejuar avionin të navigojë në mënyrë të sigurtë. Adresimi i të dy problemeve kërkon matje shtesë, më shumë se numri minimal i nevojshëm, 4. Kështu, nevojiten matje nga së paku pesë satelitë, për të zbuluar një anomali të satelitit dhe një minimum prej gjashtë satelitësh, për të eliminuar satelitin e dështuar nga zgjidhja e pozicionimit. Teknika RAIM, duhet të përcaktojë gabimin e pozicionimit dhe të marrë një vendim nëse niveli i gabimit është i pranueshëm ose jo duke e krahasuar atë me limitin e alarmit, për një fazë të caktuar të fluturimit. Nëse ky limit

tejkalohe, atëherë marrësi i pajisur me RAIM duhet të paralajmërojë përdoruesin, brenda kohës së alarmit [48].

Monitorimi i integritetit në nivel përdoruesi

Një numër i caktuar algoritmash RAIM janë zhvilluar, duke përfshirë krahasimin e pozicionit, krahasimin e pseudo-distancave, analizën e mbetjeve dhe kontrollin e paritetit [45]. Provohet se këto metoda, janë parimisht të njëjta me ndryshimin në mënyrën e zgjedhjes së vlerave të pragut. Zgjedhja e njëres ose tjetres metodë, bazohet kryesisht në kriterin e reduktimit të kompleksitetit. RAIM, ka avantazhin e mbrojtjes ndaj interferencave të sinjaleve hapësinore (*Signal In Space – SIS*) dhe funksionon pavarësisht monitorimit të jashtëm duke ofruar mbrojtje ndaj anomalive të lidhura me përhapjen e sinjalit. Sidoqoftë, përdorimi i matjeve shtesë, të nevojshme për zbulimin dhe izolimin e gabimeve, përbën një disavantazh pasi zvogëlon disponueshmërinë. Nuk është gjithmonë e mundur, të kryhet llogaritja e RAIM nëse marrësi i përdoruesit, ndodhet në një vend me mbulim të dobët të sinjaleve GNSS ose satelitët janë të “maskuar” ose jo në pamje direkte, gjatë manovrave të avionit. Funksionaliteti i RAIM, mund të rritet duke shtuar matje nga instrumenta të tjerë në bordin e avionit. Kjo teknikë njihet si AAIM (*Aircraft Autonomous Integrity Monitoring*) [49]. AAIM, mund të aplikohet duke krahasuar zgjidhjen e pozicionimit të përfutur nga GNSS me atë të përfutur nga sensorë të tjerë të navigimit, si p.sh., barometër, ose një sistem inercial navigimi (*Inertial Navigation System – INS*). RAIM është një metodë e implementuar brenda marrësit të përdoruesit për të zbuluar dhe izoluar çdo matje e cila shkakton gabime të konsiderueshme në pozicionin e llogaritur. Si *input*-e bazë, në algoritmin RAIM shërbejnë të njëjtat matje që përdoren për të llogaritur pozicionin e përdoruesit. Aftësia e një marrësi, për të kryer llogaritjet e RAIM, varet nga numri i satelitëve, gjeometria e tyre, kualiteti i matjeve të parashikuara dhe kërkesat e integritetit.

1.2.5 Problematikat dhe kufizimet e hasura

Tradicionalisht, sistemet satelitore të navigimit janë përdorur në aplikacione dhe ambiente ku kushtet e marrjes së sinjaleve në *line-of-sight* janë relativisht të mira. Sidoqoftë, ekziston një nevojë në rritje për përdorimin e sistemeve satelitore të navigimit në ambiente ku cilësia e sinjalit është e degraduar, si p.sh, në *kanionet urbane* ose ambientet e brendshme [46]. Përdorimi masiv i navigimit dhe pozicionimit, nxjerr në pah nevojën për teknika të procesimit të sinjalit me një ndjeshmëri të lartë të marrësit.

Aktualisht, teknologjia e marrësve GPS, me ndjeshmëri të lartë, përdoret për marrjen dhe gjurmimin e sinjaleve të dobëta GPS, në ambiente me performancë të degraduar të sinjalit, në mënyrë që të mundësojë navigim të përmirësuar. Sidoqoftë, rritja e zhurmës së matjes falë nivelit të ulët të sinjalit dhe reflektimeve të shumta (*multipath*) kufizon marrësit GPS, në arritjen e të njëjtit nivel performance, në termat e besueshmërisë dhe saktësisë për ambientet me sinjal të degraduar, krahasuar me ambientet e jashtme. Në këtë mënyrë, lind nevoja për një analizë të besueshmërisë dhe monitorimit të kualitetit të matjeve, me qëllim, zbulimin dhe izolimin e situatave të dështimeve. Eliminimi i matjeve me gabime, në ambiente me pengesa, për marrjen e sinjalit, realizohet përmes algortimave RAIM [50].

Sidoqoftë, studimet që adresojnë problemin e zbulimit dhe eliminimit të gabimeve, për aplikime të marrësve të thjeshtë, në ambiente me sinjal të degraduar, hasen rrallë në literaturë. Shumica e kërkimit shkencor mbi algoritmat e monitorimit autonom të integritetit, është fokusuar në aplikimet me saktësi të lartë dhe me kushte të mira të sinjaleve në *line-of-sight* [23]. Fokusi kryesor i RAIM ka qenë në aplikimet e avionëve dhe gjithashtu për navigimin në marinë [51].

Duke qenë se, saktësia dhe besueshmëria e pozicionit, janë përgjithësisht të ulëta në kushtet e sinjaleve të degraduara, është thelbësor përdorimi i metodave për përmirësimin e këtyre karakteristikave. Gabime të shumfishta e të njëkohshme, ka më shumë mundësi të ndodhin në zonat urbane se sa p.sh., në situatën e uljes së avionit, ku kryesisht shqetësimi më madhor është dështimi i një sateliti, se sa një gabim në matje, për shkak të problemeve gjatë rrugës së përhapjes së sinjalit [46]. Për më tepër, funksioni i zbulimit të gabimeve, në kushtet e sinjaleve të degraduara është i ndryshëm nga aplikimet e përmendura më lart. Në zonat urbane, ekziston nevoja për të analizuar, zbuluar dhe eliminuar gabime të shumta të sistemit të navigimit, të shkaktuara p.sh., nga përhapja *multipath*, efektet e ndër-korrelimit etj, me qëllim sigurimin e një niveli të dëshiruar performance. Kjo motivon nevojën për teknika autonome të kontrollit dhe monitorimit të kualitetit në nivelin e përdoruesit, siç janë algoritmat RAIM [23]. Në këtë mënyrë, në ambiente me sinjale të degraduar mund të përmirësohet saktësia dhe besueshmëria e pozicionit përmes teknikave efektive të zbulimit dhe eliminimit të gabimeve. Një pjesë e rëndësishme e funksionit të zbulimit dhe eliminimit të suksesshëm është modelimi i duhur i variancës së matjeve të navigimit. Në situata me disponueshmëri të mjaftueshme sinjalesh, saktësia e zgjidhjes së pozicionit të përdoruesit, mund të parashikohet nga parametrat e zbulimit të RAIM. Një nga këta parametra është testi statistikor i cili

mundëson informacione saktësie për përdoruesin. Krahas informacionit shtesë të ofruar, nga teknika e zbulimit dhe eliminimit të gabimeve, përdoruesi mund të informohet për ndikimet e mundshme në zgjidhjen e pozicionit të gabimeve të pazbuluara. E thënë ndryshe, kjo përbën kufirin e jashtëm të besueshmërisë, brenda të cilit, sistemi mund të mbrohet kur është aplikuar zbulimi dhe eliminimi i gabimeve [21]. Në aplikimet e marrësive të thjeshtë, funksionaliteti i zbulimit dhe eliminimit të gabimeve është paksa më i kufizuar, për shkak të mungesës së matjeve të njafuëshme për të kryer testin statistikor i cili kërkohet nga RAIM.

Tradicionalisht, interesi në besueshmërinë dhe integritetin e zgjidhjes së pozicionit është fokusur në aplikimet kritike të navigimit si p.sh., në aviacion dhe veçanërisht në situatat e uljes së avionëve në pistë. Për më tepër, vetëm besueshmëria dhe integriteti i pozicionit, përbëjnë një shqetësim në këtë fushë. Kërkesat strikte për vlerat e parametrave të alarmeve false, probabiliteteve të zbulimeve të humbura, kohëve të alarmeve dhe kufijve të mbrojtjes të sistemit, të caktuara nga FAA (*Federal Aviation Administration*), kanë diktuar skemat e monitorimit të integritetit, të prezantuara në literaturë [44]. Megjithatë, për aplikimet e marrësive të thjeshtë civil, nuk ekzistojnë kërkesa specifike, përveç disa kërkesave për saktësi në përcaktimin e pozicionit siç jepet në mandatin E911.

1.3 Motivimi i punimit

Ky punim, është motivuar nga ideja e krijimit të një algoritmi të përmirësuar me qëllim, rritjen e saktësisë së pozicionit të përdoruesit. Bazuar në algoritmat standartë të pozicionimit dhe një studim të thelluar të efekteve kryesore që kufizojnë saktësinë e pozicionimit, për përdoruesit e lëvizshëm që përdorin shërbimet e sistemeve satelitore GPS, ne propozojmë një algoritëm *inovativ* adaptiv pozicionimi. Satelitët e sistemit GPS orbitojnë përreth Tokës në lartësi rreth 20.200km dhe është gjerësisht e njohur në literaturë që efektet atmosferike në sinjalet GPS përbëjnë burimin kryesor të gabimeve hapësinore [2]. Atmosfera e cila shkakton vonesë në sinjalet GPS përbëhet nga dy shtresa kryesore: Jonosfera dhe Troposfera. Ndërsa në marrësit profesional GPS të cilët përdorin frekuencë të dyfishtë mund të eliminohet vonesa jonosferike përmes një kombinimi linear të pseudo-distancave të llogaritura, për një marrës të thjeshtë GPS me frekuencë të vetme kjo është e pamundur. Për eliminimin e vonesës jonosferike dhe troposferike ne propozojmë integrimin e modeleve parametrike korrigjuese të gabimeve me qëllim rritjen e saktësisë së pozicionimit.

Aplikacionet kritike të sigurisë kërkojnë marrjen në konsideratë të matjes së besueshmërisë së zgjidhjes së ofruar, të pozicionimit, nga sistemet e navigimit. Kjo matje e besueshmërisë, njihet si integritet. Aktualisht, përdoruesit mund të përcaktojnë integritetin e tyre përmes algoritmave të monitorimit të integritetit në mënyrë autonome në marrësit satelitor (*RAIM*), ose duke përdorur burime të jashtme mbi të dhënat e integritetit si p.sh., bazuar në sistemet SBAS. Monitorimi autonom i integritetit në marrësit satelitor, përbën metodën më të thjeshtë dhe me kosto efektive në monitorimin e integritetit. Koncepti bazë që qëndron pas RAIM është përdorimi i informacioneve shtesë për të verifikuar zgjidhjet e përfuara për pozicionin e përdoruesit. Duke qenë se pothuajse në të gjitha rastet do të kemi në pamje të drejtpërdrejtë më shumë satelitë se numri minimal i kërkuar 4 (nevojiten për të përcaktuar pozicionin në hapësirën tri-dimensionale 3D dhe *bias-in* e orës së përdoruesit), atëherë është i pranishëm informacion shtesë në lidhje me pseudo-distancat e satelitëve. Në këtë rast gjetja e pozicionit mund të përftohet ose nga bashkësia më e mirë e satelitëve ose nga të dhënat e mbi-përcaktuara (shtesë). Përputhja e matjeve shtesë përbën një pikë kyçe për të treguar nëse një satelit GPS ose ndonjë njësi tjetër po funksionon jashtë specifikimeve dhe nëse ky gabim e shndërron në të papërdorshme zgjidhjen e gjetur të pozicionit. Duke qenë se teknikat e monitorimit të integritetit janë kryesisht të lidhura me aplikacionet kritike si p.sh., aviacioni civil, ekziston një nevojë në rritje për ofrimin e këtyre teknikave edhe për aplikime të tjera të përdoruesve. Ky përbën një tjetër motiv për të integruar algoritmat e monitorimit autonom të integritetit, me algoritmin e propozuar të pozicionimit.

1.4 Qëllimi dhe kontributi i punimit

Qëllimi i punimit, është “propozimi i një algoritmi, inovativ, pozicionimi” i cili integron modele parametrike, për “korrigjimin e gabimeve atmosferike” që i shkaktohen sinjaleve GPS.

Objektivi i implementimit praktik është ndërtimi i algoritmit për marrjen e sinjaleve satelitore GPS me qëllim llogaritjen e pozicionit, të një përdoruesi të lëvizshëm, dhe implementimi i tij software përmes programimit në gjuhën Matlab. Me interes praktik, është edhe analiza e performancës së këtij algoritmi duke përdorur të dhëna reale të mbledhura në rrugë eksperimentale.

Fokusi ynë është gjithashtu në prezantimin e koncepteve të integritetit, si një garanci për përdoruesin, që informacioni i ofruar nga sistemi i navigimit, me qëllim përcaktimin e pozicionit, është korrekt dhe operacioni kritik mund të realizohet në

mënyrë të sigurtë. Në prezantimin e algoritmave të monitorimit të integritetit, do të ndalemi në mënyrat kryesore të implementimit të tyre.

Kontributi ynë në këtë punim, qëndron në implementimin praktik të një algoritmi monitorues të integritetit, duke përdorur një mënyrë software dhe integrimin e tij si një funksionalitet shtesë në një marrës satelitor software, me qëllimin e detektimit dhe eliminimit të zgjidhjeve të gabuara të pozicionimit.

Kontributet në një tjetër këndvështrim janë:

1. Propozimi i një algoritmi *inovativ*, për llogaritjen e pozicionit të përdoruesit, i cili integron modele parametrike, për korrigjimin e gabimeve.
2. Implementimi, testimi dhe vlerësimi i performancës së algoritmit të propozuar duke përdorur matjet e realizuara nga një marrës real GPS.
3. Implementimi, në gjuhë programimi Matlab i një algoritmi për monitorimin e integritetit, me funksion detektimit dhe eliminimit e gabimeve.
4. Integrimi i algoritmit të propozuar me algoritmin për monitorimin e integritetit në një marrës software satelitor programuar në Matlab.
5. Testimi dhe vlerësimi i performancës të sistemit të kombinuar duke përdorur të dhëna reale të marra nga marrës satelitor GPS.

1.5 Struktura e disertacionit

Struktura e organizimit të disertacionit është si më poshtë:

Kapitulli i parë jep një tablo të përgjithshme të disertacionit duke u fokusuar në analizën e punimeve kërkimore-shkencore të viteve të fundit në fushën e sistemeve satelitore të pozicionimit. Aspektet më të rëndësishme janë ato që lidhen me saktësinë e llogaritjes së pozicionit, algoritmat e pozicionimit, faktorët kryesorë që ndikojnë në pozicionim, monitorimin e kualitetit të matjeve dhe ofrimin e integritetit në nivel përdoruesi. Bazuar tek motivimi i punimit parashtrohen qëllimi dhe objektivat për t'u përmbushur.

Kapitulli i dytë trajton bazat e sistemeve satelitore të pozicionimit duke u ndalur në analizën e sistemeve konike, sistemeve hiperbolike dhe atyre sferike të pozicionimit. Më tej analizohen sistemet e njëanshme dhe të shumëanshme dhe jepet në mënyrë të detajuar llogaritja e pozicionit të përdoruesit bazuar në sistemin GPS.

Kapitulli i tretë trajton sistemin satelitor të pozicionimit, GPS. Duke filluar me historikun e zhvillimit e më pas duke trajtuar në mënyrë të thelluar arkitekturën e sistemit GPS, segmentin hapësinor, segmentin e kontrollit, segmentin e përdoruesit, planifikimi dhe brezat e frekuencave të përdorura nga ky sistem, sinjalet dhe kodet për përdorim civil dhe ushtarak, teknikat e modulimit dhe gjithashtu gamën e shërbimeve që ofron sistemi GPS.

Kapitulli i katërt i dedikohet analizës së burimeve të gabimeve të sistemit GPS dhe ndikimit të tyre në saktësinë e pozicionit të përdoruesit. Më konkretisht janë analizuar: gabimi i orës së satelitit, zhurmimet e qëllimshme, efektet e shtresës së troposferës, vonesa jonosferike, efekti relativist dhe *multipath*-i. Gjithashtu jepen konceptet e faktorëve gjeometrikë dhe ndikimi i gjeometrisë relative përdorues – satelit në pozicionim.

Kapitulli i pestë trajton konceptin e integritetit të sistemit GPS, si një garanci për përdoruesin, që informacioni i ofruar nga sistemi është korrekt. Më tej, përshkruhen algoritmet RAIM, duke u fokusuar në metodat kryesore të zbatimit të tyre. Metodat e studiuara janë: metoda e krahasimit të distancës, metoda e mbetjeve të katrorëve më të vegjël dhe metoda e paritetit.

Kapitulli i gjashtë paraqet algoritmin e propozuar për rritjen e saktësisë së pozicionimit të përdoruesit. Analizohet skenari i linearizimit, si metoda më efikase, e shpejtë dhe e thjeshtë për të procesuar të dhënat e nevojshme në llogaritjen e pozicionit të përdoruesit. Algoritmi është implementuar dhe kompiluar në ambjentin e punës në Matlab. Pas përshkrimit të modeleve korrigjuese jepet një studim eksperimental i ndikimit të këndit të maskimit, në saktësinë e pozicionit të përdoruesit.

Kapitulli i shtatë trajton vlerësimin eksperimental të algoritmit të propozuar. Eksperimentimi konsiston në mbledhjen e të dhënave reale nga sinjalet GPS të cilat post procesohen nga algoritmi i propozuar dhe implementuar në Matlab. Më tej, është shtuar në algoritmin e propozuar funksionaliteti i monitorimit autonom të integritetit. Analiza krahasuese e rezultateve të përfuara, nxjerr në pah përmirësimin e ndjeshëm, të saktësisë së pozicionit të përdoruesit nga algoritmi i propozuar.

Disertacioni mbyllet me përfundimet dhe synime të punës në të ardhmen.

KAPITULLI 2

Bazat e sistemeve satelitore të pozicionimit

Problemi i njohjes së pozicionit në lidhje me një kuadër referencë ose hartë ka ekzistuar që në fillesat e njërëzimit. Problemi supozohet esencial që kur varkat dhe anijet filluan navigimin në det të hapur, pa patur mundësinë e përdorimit të vijës bregdetare si referencë. Lundruesit dhe prodhuesit e hartave të para, mbështeteshin në vëzhgimet qiellore për përcaktimin e kohës dhe të pozicionit në Tokë. Zhvillimi i shkencës meteorologjike dhe orëve të sakta kanë luajtur dhe luajnë një rol të rëndësishëm në përmirësimin e navigimit, sidomos në det të hapur. Sistemet inerciale të navigimit, krijuan sistemet e llogaritjeve të sakta, të cilat përdoren edhe sot së bashku me sistemet e tjera në mënyrë që të kompesojnë gabimet e grumbulluara.

2.1 Koncepti i navigimit

Koncepti i navigimit karakterizohet nga disa plane radio-navigimi si “Udhëtimi në mënyrë të sigurtë i objektit në lëvizje, nga pika e fillimit deri në destinacion”. Përkufizimi i mëparshëm thekson se navigimi përcaktohet si proces në “kohë reale”, në kuptimin që është një proces i cili zë vend në shkallën kohore të krahasueshme me shpejtësinë e përdoruesit të lëvizshëm. Navigimi është përcaktim i pozicionit të lëvizshëm i cili duhet të ekzistojë dhe të jetë i vazhdueshëm me shpejtësinë e përdoruesit.

Duke konsideruar radio-navigimin, pozicionimi (dhe shpejtësia) sigurohet bazuar në vëzhgimin e sinjalit elektromagnetik, duke vlerësuar ose matur disa parametra të vetë sinjalit. Disa parametra, për shembull janë: koha e përhapjes së sinjalit nga transmetuesi tek marrësi, faza e sinjalit të marrë ose fuqia e sinjalit të mbërritur (*Received Signal Strength – RSS*), psh. niveli i fuqisë së marrë.

Në shumë raste parametrat konvertohen për të vlerësuar distancën ndërmjet marrësit dhe pikës së referimit (për shembull transmetuesit) pozicioni i së cilës është i njohur në kuadron referente të para-përcaktuar. Pozicioni, sigurohet nga ndërprerja e vendndodhjeve gjeometrike, të quajtura *linjat e pozicionit*. Kjo si procedurë njihet me emërtimin *Trilaterim* [1].

2.2 Lokalizimi dhe pozicionimi

Në këtë paragraf do të jepen disa koncepte dhe përcaktime në lidhje me problemin e detektimit të vendndodhjes së përdoruesit të lëvizshëm. Problemi i detektimit të vendndodhjes, mund të trajtohet me disa mënyra të ndryshme pozicionimi, të cilat quhen teknikat e vendndodhjes; ato konsistojnë në një algoritëm për vlerësimin e vendndodhjes gjeografike. Nga këndvështrimi gjeometrik, zgjidhja e vendndodhjes sigurohet nga ndërprerja e një numri të mjaftueshëm të dhënash gjeometrike siç janë rathët dhe hiperbolat (në skenarin dy dimensional) ose sferat, hiperboloidët dhe konet (në skenarin tre dimensional). Këto përcaktohen nga të dhënat e marra nga matjet ndërmjet terminalit të cilit do i përcaktohet vendndodhja dhe disa pikave referencë të vendosura në pozicione të njohura.

2.2.1 Sistemet konike

Në këto sisteme, përdoruesi merr sinjale nga burime të vendosura në vendndodhje të njohura. Pozicioni i përdoruesit përftohet nga ndërprerja e vijave të drejta ose koneve, siç tregohen në figurën 2.1. Marrësi vlerëson këndin e mbërritjes (*Angle Of Arrival - AOA*) të sinjaleve të mbërritura nga të gjithë transmetuesit e disponueshëm.

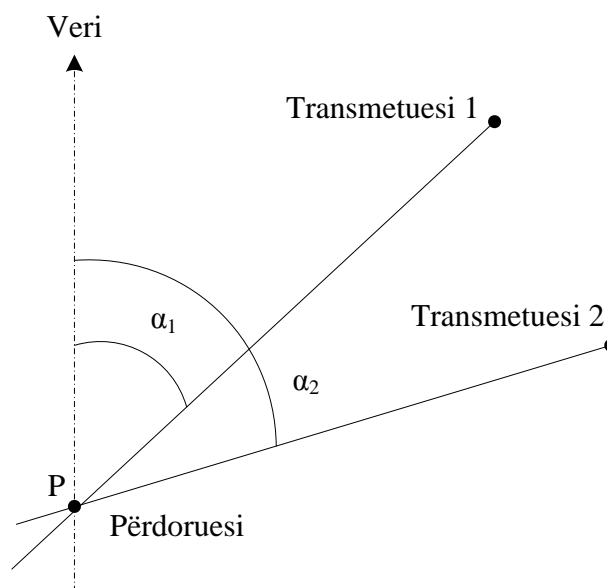


Figura 2.1 Sistemi konik i pozicionimit

Llogaritja e këndit AOA mund të realizohet përmes:

- një grupi antenash,
- modeleve të strukturuar të rrezatimit të antenës (psh. sisteme VOR – VHF Omnidirectional Radio Range),
- matjeve të efektit *Doppler*.

Secili kënd AOA paraqitet nga një vijë e drejtë, nga transmetuesi te marrësi dhe pozicioni përcaktohet nga ndërprerja e linjave të pozicioneve (kone në skenarin tre-dimENSIONAL) [1].

2.2.2 Sistemet hiperbolike

Në këtë lloj matjeje marrësi përcakton diferencën e kohës së mbërritjes (*Time Difference Of Arrival - TDOA*) e cila është matje më praktike. TDOA është diferenca në vonesën e kohës së përhapjes ndërmjet dy transmetuesve dhe një marrësi. Të gjithë transmetuesit, duhet të jenë saktësisht të sinkronizuar në të njëjtën kohë, ndërsa për marrësin nuk është i nevojshëm sinkronizimi, përderisa interpretohen vetëm matjet e diferencës së kohës.

Bazuar në këtë matje, distanca relative (*Relative Distance – RD*) mund të përcaktohet nga vendndodhja midis transmetuesit dhe marrësit. Pozicioni i përdoruesit, përftohet duke zgjidhur ekuacionin për x_u dhe y_u , si në figurën 2.2.

$$\begin{cases} R_2 - R_1 = \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2} - \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2} \\ R_3 - R_1 = \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2} - \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2} \end{cases} \quad (2.1)$$

Çdo matje TDOA përcakton një hiperboloidë duke patur vatra në vendndodhjen e dy transmetuesve dhe me diferencë të distancave të barabartë me distancën relative koresponduese r_{ij} . Vendndodhja e panjohur që do të lokalizohet, mund të përcaktohet nga ndërprerja e një numri të përshtatshëm hiperbolash (psh. të paktën dy hiperbola në hapësirën 2-dimensionale). Në përgjithësi, është më e lehtë dhe me kosto më efektive matja e diferencës së distancave si TDOA sesa vlera absolute e tyre [1].

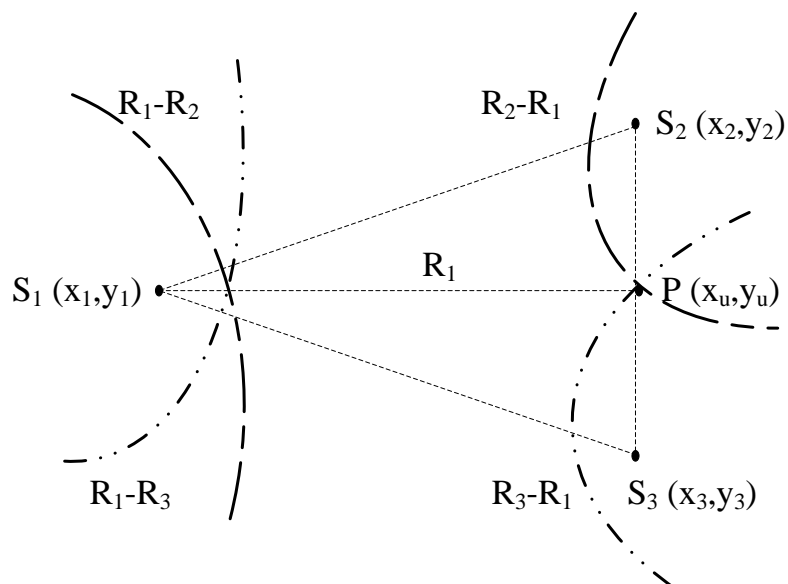


Figura 2.2 Matja e diferencës së kohës së mbërritjes

2.2.3 Sistemet sferike

Në këto sisteme, marrësi vlerëson një parametër të sinjalit, të ardhur nga burimet, vlera e të cilit është proporcional me distancën absolute nga një grup transmetuesish, të vendosur në vendndodhje të njohura, siç tregohet në figurën 2.3. Matja e distancës absolute për burimet, përcakton mundësinë e pozicionit si sferë me transmetuesin në qendër dhe rreze të barabartë me distancën tek transmetuesi. Këto sisteme janë zakonisht të bazuara në fuqinë e sinjalit të marrë, ose matjen e kohës së mbërritjes (*Time Of Arrival – TOA*). Në sistemet TOA vlerësimi i kohës mund të kryhet në mënyra të ndryshme, që përfshin nivele të ndryshme kompleksiteti dhe përmbajtje të ndryshme të sistemeve të kohës:

- **Matjet dy drejtimëshe:** vlerësimi i kohës së përhapjes matet nga kryerja e kohës vajtje-ardhje, psh. sinjali i transmetuar ri-bëhet *broadcast* nga një transmetues homolog dhe transmetuesi vlerëson diferencën midis kohës së transmetuar dhe kohës së marrë. Diferenca përfshin kohën vajtje-ardhje të përhapjes ndërmjet transmetuesit dhe përdoruesit, plus një kohë-vonesë të mundshme për shkak të ri-transmetimit (në rastin kur homologu nuk është duke vepruar si një reflektues i pastër për sinjalin).

Ky nocion, mund të implementohet në të dy anët e përdoruesit, transmetimit të sinjalit në një grup reflektorësh dhe marrjen e distancës nga secili prej tyre, ose një grup

transmetuesish referencë mund të transmetojnë sinjalin *broadcast* tek përdoruesit, të cilët veprojnë si reflektor. Në rastin e fundit për të intersektuar vendndodhjet gjeometrikisht, transmetuesit referencë duhet të ndërlidhen në mënyrë që të shkëmbejnë pjesë informacioni të mbledhura nga secili prej tyre.

Avantazhi kryesor i matjes së kohës, në këtë mënyrë, është falë faktit se koha e transmetimit dhe marrjes janë matur në të njëjtën shkallë kohore. Duke qenë se ora mund të konsiderohet e qëndrueshme gjatë kohës vajte-ardhje, nuk nevojitet sinkronizim ndërmjet transmetuesit dhe reflektuesit. Për këtë arsye nuk është e nevojshme të kemi shkallë kohore preçize. Duhet përmendur se këto koncepte mbartin problemin e “privatësisë”, që mund të mos jetë e dëshirueshme për aplikimet sensitive. Në fakt bashkëveprimi midis transmetuesit dhe reflektuesit është gjithashtu tregues i procesit të pozicionimit [1].

- **Matjet një-drejtimëshe:** në rastin e vlerësimit të kohës së përhapjes një-drejtimëshe, përdoruesit vetëm marrin sinjalin *broadcast* nga grupi i transmetuesave referencë. Në këtë rast, transmetuesit duhet të jenë të sinkronizuar me preçizion të lartë (në rendin 10ns), meqenëse përdoruesi duhet të jetë në gjendje të vlerësojë distancat e ndryshme, sipas kohëve të ndryshme të mbërritjes. Ky koncept është baza e çdo sistemi navigimi satelitor.

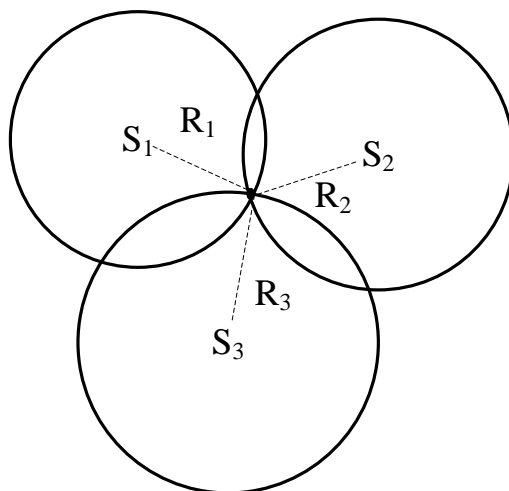


Figura 2.3 Sistemi sferik i pozicionimit

2.3 Sistemet e njëanshme dhe të shumëanshme

Sistemet të cilat suportojnë funksionalitetin e pozicionimit (të quajtura *sistemet e pozicionimit lokal*), bazuar në metodën e pozicionimit, mund të klasifikohen gjerësisht si:

- **Unilateral (të njëanshme):** përdoruesi i lëvizshëm mundëson një vlerësim të pozicionit të tij, bazuar në sinjalet e marra nga transmetuesit, të vendosur në vendndodhje të njohura. Të gjithë sistemet satelitorë të navigimit (siç janë aktualisht GPS dhe GLONASS – GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEM) i takojnë kësaj klase po ashtu si shërbimi i pozicionimit të lëvizshëm në distancë i bazuar në rrjetin celular GSM. Për sa kohë konsiderohet rrjeti celular, ekzistojnë dy metoda të ndryshme të njëanshme: e para është bazuar në pozicionimin e lëvizshëm ku MS (*Mobile Station*) bën matjet dhe përcakton vendndodhjen; kjo lejon pozicionimin në gjendjen *idle*, edhe pse MS-së i nevojiten disa informacione ndihmëse nga rrjeti (psh. koordinatat e BS (*Base Station*)), për të vlerësuar pozicionin. E dyta është pozicionimi me ndihmën mobile, ku MS bën matjet dhe dërgon rezultatet në qendrën e vendndodhjes në rrjet (psh. Qendra e Matjes së Vendndodhjes në GSM) për të procesuar të dhënat e mbledhura.
- **Multilateral (të shumëanshme):** një vlerësim i vendndodhjes së përdoruesit të lëvizshëm, bazohet në sinjalet e transmetuara nga pajisja mobile dhe marrja në stacione të ndryshme fikse (rrjeti). Si rrjedhim, vlerësimi sigurohet nga rrjeti më tepër se sa nga vetë pajisja mobile.
- **Bilateral (dyanshme):** në këtë teknikë, MS-ja mat sinjalet nga një BS i vetëm, ndërsa ky BS mat sinjalet nga MS-ja. Kjo është arsyeja pse metoda bilaterale përdoret veçanërisht në rrjetin celular për zonat rurale ku dëgjueshmëria e disa BS-ve nuk është e mundur.

Këtu ka disa ndryshime të rëndësishme ndërmjet arkitekturës së sistemeve të përshkruara më sipër. Këto mund të ndikojnë në infrastrukturë dhe numrin total të përdoruesve mobile që mund të jenë të suportuar ose njëherazi edhe të pozicionuar. Për të përzgjedhur sistemin më të përshtatshëm, nevojiten vlerësime të thelluara për të bërë pozicionimin.

2.4 Sistemet bazë të referimit

Për të përcaktuar karakteristikat e pozicionimit të përdoruesit janë të nevojshme tre koordinata:

- 1) Gjatësia gjeografike
- 2) Gjerësia gjeografike
- 3) Lartësia

Për të specifikuar pozicionin, nevojitet një sistem referencë: në sistemin e thjeshtë ku Toka modelohet si sferë, gjatësia dhe gjerësia gjeografike përcaktohen si në figurën 2.4.

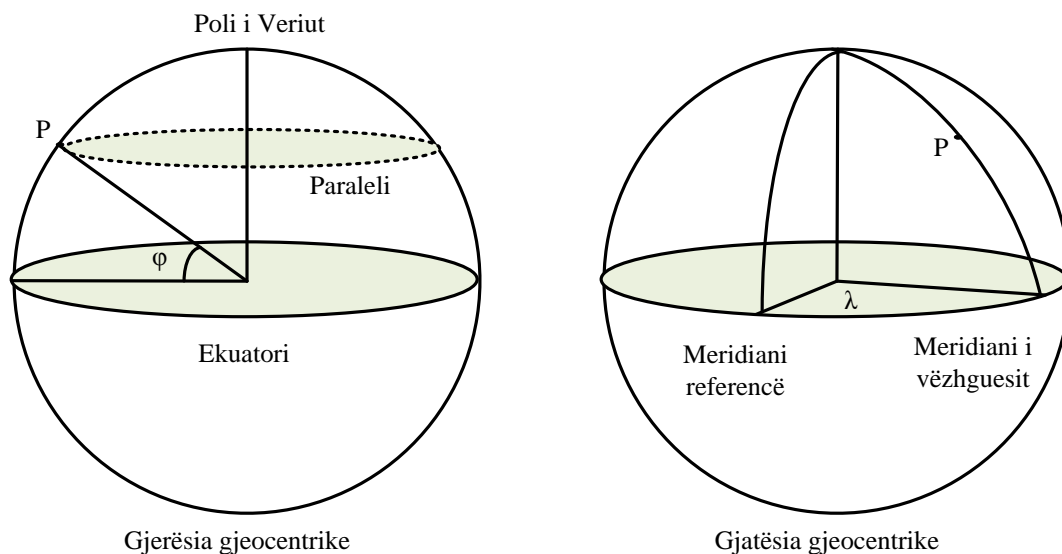


Figura 2.4 Sistemi referencë koordinativ

Në të shkuarën, përcaktimi i gjerësisë dhe gjatësisë gjeografike bazohej në vëzhgimet astronomike dhe kohëmatësit. Në fakt gjerësia gjeografike nuk është e vështirë të matet nga lartësia e yllit Polar ose nga pika më e lartë e Diellit. Llogaritja e gjatësisë gjeografike është më komplekse. Ajo bazohet në kohëmatje; diferenca në gjatësi mund të përcaktohet nëse njihet diferenca në orën lokale [2].

2.4.1 Koordinatat elipsoidale

Sipërfaqja e Tokës është jo e rregullt dhe e ndryshueshme, dhe modeli i Tokës si sferë nuk është i besueshëm. Që në vitin 1735 Newton-i tregoi se Toka është e rrafshët në pole dhe që mund të jetë e përafërt me elipsoidin, duke e rumbullalosur elipsoidin afër aksit më të vogël (elipsoid i shtypur). Elipsoidi përcaktohet nga gjysëm-aksi kryesor dhe gjysëm-aksi i vogël ose në mënyrë ekuivalente nga parametrat: a dhe b .

$$e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2} \quad (\text{jashtëqendërsia}) \quad (2.2)$$

$$f = \frac{a - b}{a} \quad (\text{shtypja}) \quad (2.3)$$

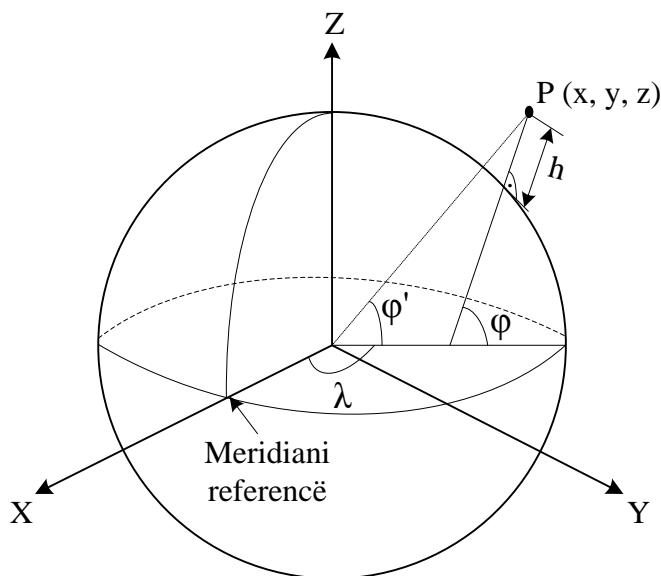


Figura 2.5 Koordinatat elipsoidale

Referuar figurës 2.5 është e mundur të përcaktojmë:

- **gjerësinë φ** : këndi në planin meridian përmes pikës P ndërmjet planit ekuatorial (x-y) të elipsoidit dhe vijës perpendikular me sipërfaqen e elipsoidit që kalon në P (pozitive drejt veriut nga ekuatori);
- **gjatësinë λ** : këndi në planin ekuatorial ndërmjet meridianit referent dhe planit të meridianit përmes P (pozitive në lindje);
- **lartësinë h** : e matur gjatë normales së elipsoidit përmes pikës P.

2.4.2 Sistemi koordinativ East-North-Up (ENU)

Një tjetër sistem koordinativ i rëndësishëm përcaktohet kur akset *East/North/Up* (ENU) janë qendëruar në vendin që është zakonisht në mes të vendndodhjes që interesohemi dhe afër sipërfaqes së Tokës, në vend të qendrës së saj [2]. Le të jetë O origjina e këtij sistemi koordinativ. Aksi i Veriut është i orjentuuar gjatë meridianit që kalon përmes O , pozitive në Veri. Aksi i Lindjes orjentohehet përgjatë paralelit që kalon përmes O , pozitive në Lindje. Aksi Up kalon përmes O dhe është paralel me rrezën e grafikut në primin vertikal në O . Në figurën 2.6, përcaktohet origjina e sistemit koordinativ ENU. Në këtë sistem, pika P ka koordinatat ENU (P_e, P_n, P_u).

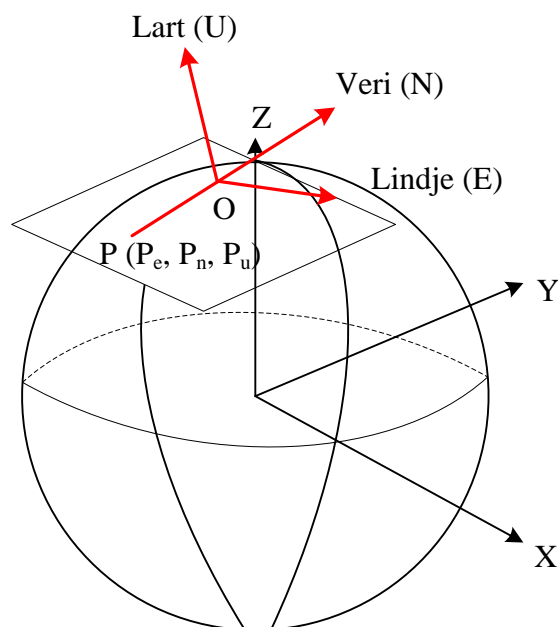


Figura 2.6 Sistemi koordinativ ENU

Një shembull i paraqitjes së pozicionit të koordinatave ENU tregohet në figurën 2.7.

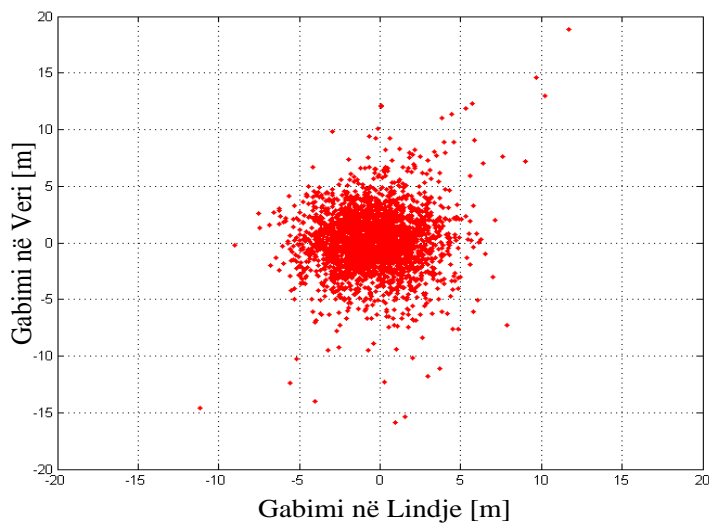


Figura 2.7 Dispersioni i pozicioneve të paraqitura në koordinatat ENU

2.4.3 Sistemi referencë i kohës

Në sistemet GNSS (*Global Navigation Satellite System*) ku vlerësohet pozicioni i përdoruesit duke matur pseudo-distancat, secili satelit duhet të “emërtojë” mesazhin e

transmetuar me disa etiketime kohore që tregojnë kohën e transmetimit. Saktësia e kohës, duhet të jetë e lartë. Në GPS një gabim kohor prej 1 mikrosekonde mund të shkaktojë një gabim pozicionimi prej 300m. Për më tepër të gjithë satelitët duhet të jenë të *sinkronizuar* me njëri tjetrin dhe me saktësi tepër të lartë. Sinkronizimi nënkupton që të gjithë orët e satelitëve janë në pajtueshmëri me shkallën kohore të sistemit GPS. Kjo përdoret si referencë kohore, për të sinkronizuar orën dhe për të matur shkallën e sinkronizimit, me qëllim që të dihet kur orët duhet të “ri-sinkronizohen”.

Shkalla kohore është një sistem i përshtatshëm për të paraqitur kohën. Të gjitha shkallët kohore përdorin një burim frekuence për të përcaktuar kohëzgjatjen e sekondit, njësinë standarte të kohës. Sekondat, përdoren si njësi matëse për intervale kohe më të gjata siç janë minutat, orët dhe ditët [3].

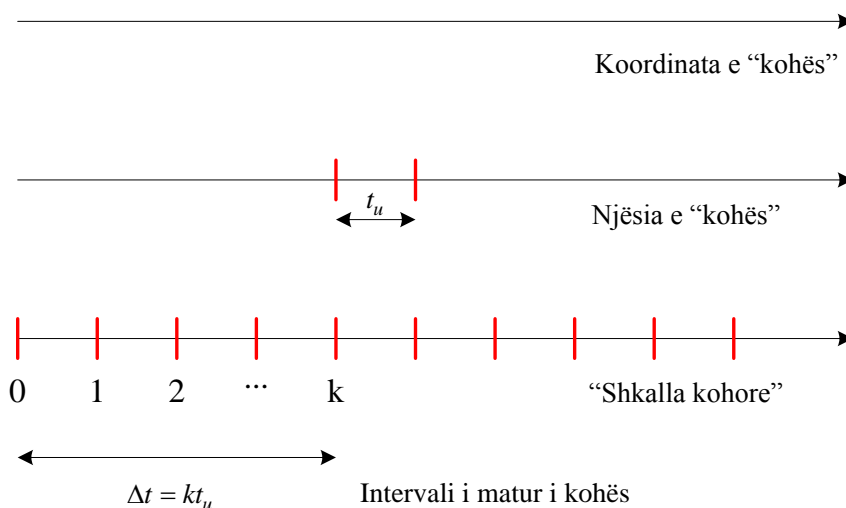


Figura 2.8 Koncepti i shkallës kohore

2.5 Llogaritja e pozicionit të përdoruesit

Një përdorim i përshtatshëm i sinjaleve të dërguara nga secili prej satelitëve GPS u lejon përdoruesve të përcaktojnë në mënyrë të menjëhershme dhe në kohë reale pozicionin, shpejtësinë dhe kohën e tyre (të njohur ndryshe si zgjidhja *PVT – Position Velocity Time*) në sipërfaqen e Tokës (ose në fluturim). Sistemi GPS përdor konceptin e kohës së mbërritjes, *TOA*, në mënyrë që të përcaktojë pozicionin e përdoruesit; konsiston në matjen e kohës që i duhet sinjalit të transmetuar nga sateliti (vendndodhja e të cilit njihet), për të arritur përdoruesin. Më pas kjo kohë e llogaritur, shumëzohet me shpejtësinë e dritës për të përfutuar distancën ndërmjet satelitit dhe përdoruesit. Duke

matur kohët e përhapjes së sinjaleve të dërguara nga disa satelitë, vendndodhja e të cilëve njihet, është e mundur të përcaktohet pozicioni i marrësit të përdoruesit [2]. Duke supozuar se ora e marrësit satelitor është e sinkronizuar në mënyrë perfekte me transmetuesin e satelitit, distanca \mathcal{R} ndërmjet satelitit dhe përdoruesit, mund të llogaritet duke matur kohën e udhëtimit të sinjalit. Në fakt, nëse sateliti i -të transmeton një impuls në çastin e kohës t_0 dhe ky impuls merret në çastin e kohës $t_0 + \tau$, distanca ndërmjet transmetuesit (sateliti i -të) dhe marrësit mund të llogaritet si:

$$\mathcal{R}_i = c \cdot \tau \quad (2.4)$$

ku c është shpejtësia e dritës. Në hapësirën tre-dimensionale (3D), secila \mathcal{R}_i përcakton një sipërfaqe sferike e cila e ka qendrën në pozicionin e satelitit të i -të.

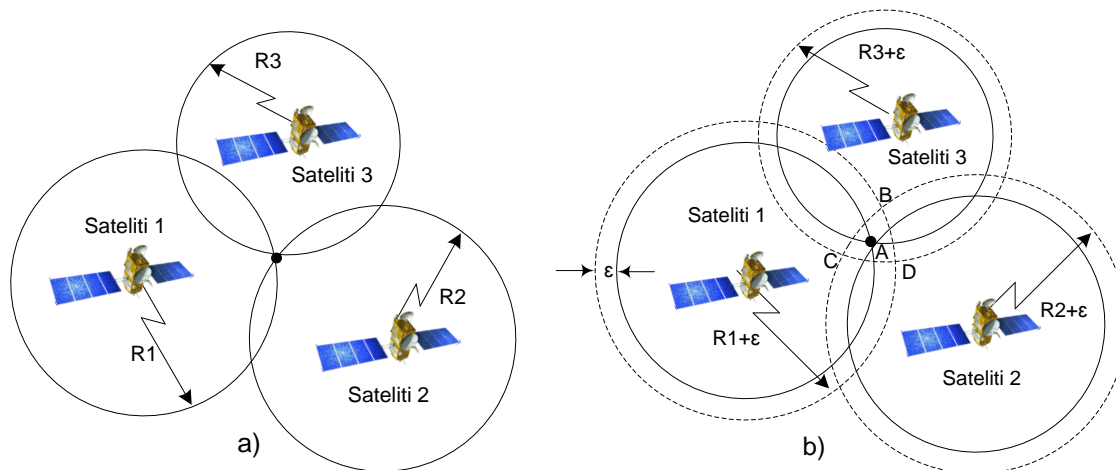


Figura 2.9 Ndikimi i *offset*-it të orës së marrësit satelitor në matjet e TOA-së

Përmes ndërprerjes (intersektimit) të së paku tre prej këtyre sferave, është e mundur të përcaktohet një pikë që përfaqëson pozicionin preciz të përdoruesit (shih figurën 2.9-a). Pika tjetër e ndërprerjes nuk përbën interes për faktin se i përket hapësirës së thellë. Në realitet, ora e marrësit satelitor nuk është e sinkronizuar me transmetuesin. Teksa *payload*-i i satelitit, përmban satelitë të sinkronizuar, është e pamundur që me një kosto dhe kompleksitet të ulët, përdoruesit të kenë në marrësit e tyre orë të sinkronizuara me shkallën kohore të satelitëve. Për këtë shkak, matja e distancës “vuan” nga një vlerë *bias*-i siç tregohet në figurën 2.9-b nga termi ϵ , gjë e cila është e zakonshme për secilin satelit. Kjo vlerë e *bias*-it përfaqëson një zhvendosje të shkallës kohore të marrësit në lidhje me shkallën kohore të sistemit GPS.

Matja që realizohet nga marrësi njihet si *pseudo-distancë* ρ dhe përcaktohet si shuma e distancës reale \mathcal{R}_i dhe termit për shkak të mospërputhjeve të shkallëve kohore midis marrësit dhe satelitëve. Kjo shprehet në mënyrë analitike si:

$$\rho_i = \mathcal{R}_i + \varepsilon = \mathcal{R}_i + c \cdot \delta t_u \quad (2.5)$$

ku c është shpejtësia e dritës dhe δt_u është *bias*-i i sinkronizimit të orës së marrësit. Ky term nuk mund të nxirret nga të dhënat që përmban sinjali i dërguar nga satelitët, prandaj nevojitet intersektimi i një tjetër sferë të gjeneruar nga një tjetër satelit. Ekuacionet e shkruara sipas simbolikës jo-vektoriale, kanë formën e mëposhtme [2]:

$$|\rho_1| = \sqrt{(x_{s1} - x_u)^2 + (y_{s1} - y_u)^2 + (z_{s1} - z_u)^2} + b_{ut} \quad (2.6)$$

$$|\rho_2| = \sqrt{(x_{s2} - x_u)^2 + (y_{s2} - y_u)^2 + (z_{s2} - z_u)^2} + b_{ut}$$

$$|\rho_3| = \sqrt{(x_{s3} - x_u)^2 + (y_{s3} - y_u)^2 + (z_{s3} - z_u)^2} + b_{ut}$$

$$|\rho_4| = \sqrt{(x_{s4} - x_u)^2 + (y_{s4} - y_u)^2 + (z_{s4} - z_u)^2} + b_{ut}$$

ku x_u, y_u, z_u janë koordinatat e përdoruesit, x_{si}, y_{si}, z_{si} janë koordinatat e katër satelitëve dhe b_{ut} është termi i *bias*-it të orës, $b_{ut} = c \cdot \delta t_u$; zgjidhja e këtyre ekuacioneve jep vendndodhjen e përdoruesit dhe vlerën e δt_u , duke i lejuar përdoruesit të sinkronizojë marrësin e tij satelitor me shkallën kohore të GPS.

Duhet theksuar që, marrësi për të llogaritur pozicionin e tij duhet të ketë në pamje të drejtpërdrejtë së paku katër satelitë, në të kundërt humbet marrëdhënia ndërmjet kohës së përhapjes së sinjalit dhe distancës gjeometrike. Nëse marrësi satelitor, ka në pamje të drejtpërdrejtë një numër më të madh satelitësh është e mundur një llogaritje më e mirë e pozicionit të tij. Në të shkuarën, përzgjidhej kombinimi i katër satelitëve që jepnin performancën më të mirë, ndërsa marrësit satelitorë modern përdorin deri në 12 kanale për të realizuar llogaritjen e pozicionit të përdoruesit [2].

KAPITULLI 3

Sistemi i Pozicionimit Global - GPS

Sistemi i Pozicionimit Global (GPS) është sistem hapësinor radio pozicionimi. Në dekada, GPS është rritur duke ofruar përmirësim të *Pozicionimit, Navigimit dhe Kohës (PNT)*. Si një sistem universal pozicionimi, GPS ka disa karakteristika të dobishme për disa lloje shërbimesh për përcaktimin e saktë (3-dimensional) të: *Pozicionit, Shpejtësisë dhe Kohës (Position Velocity Time – PVT)*. Është një rrjet me mbulim global, i lehtë për t'u konvertuar në të dhëna të tjera lokale, pasiv, funksional pavarësisht motit, që ofron informacion në kohë reale dhe të vazhdueshme dhe i mbijeton kushteve të vështira mjedisore.

Në ditët e sotme GPS, ofron mbulim global dhe është në pronësi dhe operim nga qeveria e SH.B.A-ve. Shërbimi GPS është një drejtimësh *broadcast* (si radio FM), me numër të palimituar përdoruesish. Aksesimi në sinjalet GPS civile është pa pagesë për përdoruesit dhe dokumentimi i domain-it publik i këtyre sinjaleve është në dispozicion të përdoruesve dhe industrisë, prandaj çdokush mund të zhvillojë pajisjet GPS [4].

3.1 Historiku i GPS

Në fillimet e viteve 1960, disa organizata qeveritare të SH.B.A. siç janë *Departamenti i Mbrojtjes (Department Of Defense – DOD)*, *Administrimi Kombëtar i Aeronautikës dhe Hapësirës (NASA)* dhe *Departamenti i Transportit (DOT)* u interesuan në zhvillimin e sistemit të navigimit satelitor “optimal” me atributet e mëposhtme:

- mbulim global,
- operim të vazhdueshëm,
- saktësi të lartë.

I pari sistem, NNSS (*U.S. Navy's Navigation Satellite System, i njohur si TRANSIT*) u vu në përdorim në 1964 dhe hapi një epokë të re në teknologjinë e navigimit. Zhvilluar nga Johns Hopkins APL (*Applied Physics Laboratory*) ishte përbërë nga një konstelacion prej 6 satelitësh me lartësi rreth 1100km. Një numër i vogël satelitësh shkaktonte shumë probleme; në fakt TRANSIT nuk ishte shumë i dobishëm për aplikime ajrore për shkak të ndërprerjes së disponueshmërisë së sinjalit (*kishte periudë të padisponueshme nga 35 deri në 100 minuta*). Ky sistem përdorte dy frekuenca: 150MHz

dhe 400MHz. Vetëm njëra prej frekuencave kërkohet për të marrë vendndodhjen dhe të dyja frekuencat përdoren për eliminimin e efektit jonosferik [5]. Në fillim të 1972, u krijua një tjetër sistem satelitor Navigimi, sistemi *Timatons*. Ai u zhvillua nën drejtimin e Roger Easton në NRL (*Naval Research Laboratory*) dhe u përdor kryesisht për të ofruar një kohë shumë precize dhe transferimin e kohës ndërmjet pikave të ndryshme në Tokë [6]. Gjithashtu U.S Air Force i dha dritën jeshile projektit të ri të njohur si *621B* i drejtuar nga zyra për Advanced Plans group në SAMS0 (*Air Force's Space and Missile Organization*) në California. Ky projekt theksoi tipin e ri të sinjalit satelitor që bazohet në kodin e *pseudorandom noise* (PRN). Falë zhvillimit të këtyre projekteve, u themelua koncepti i sistemit GPS për *Navigation System with Timing and Ranging* (NAVSTAR). Ky program u zhvillua nga GPS JPO (*Joint Program Office*) dhe plotësonte kriteret e vendosura në vitet 1960 për sistemin e pozicionimit optimal. Programi GPS u aprovua në dhjetor 1973. Numri i satelitëve, pozicioni tyre dhe këndi relativ i inklinit, janë zgjedhur në mënyrë të atillë që të ketë një mbulim global të përshtatshëm [5]. Prandaj satelitët GPS transmetojnë *broadcast* kohën e saktë dhe informacionin e orbitës në bandën *L* të frekuencës radio, 24 orë dhe pavarësisht kushteve të motit. Sistemi GPS ofron saktësi, vazhdueshmëri, mbulim global, pozicionim tre-dimensional dhe informacion të shpejtë për përdoruesit me pajisje marrëse të përshtatshme. Në ditët e sotme, GPS është plotësisht funksional për qëllime ushtarake ose civile; në fakt ofron dy shërbime:

- Shërbimin Standard të Pozicionimit (*Standard Positioning Service – SPS*), për përdorim civil;
- Shërbimin Preçiz të Pozicionimit (*Precise Positioning Service – PPS*), për përdorim ushtarak dhe agjensi të përzgjedhura qeveritare.

3.2 Arkitektura e sistemit GPS

Sistemi i Pozicionimit Global (GPS) përbëhet nga tre segmente (siç tregohet në figurën 3.1):

- Segmenti hapësinor,
- Segmenti i kontrollit,
- Segmenti i përdoruesit.

Segmenti hapësinor është i përbërë nga konstelacioni i satelitëve të cilët transmetojnë sinjalet hapësinore.

Segmenti i kontrollit gjurmon secilin satelit dhe *upload-on* në segmentin hapësinor, parashikimet e pozicioneve të ardhshëm të satelitëve dhe korrigjimet e orës.

Segmenti i përdoruesit konsiston në tërësinë e përdoruesve që përdorin shërbimin GPS.

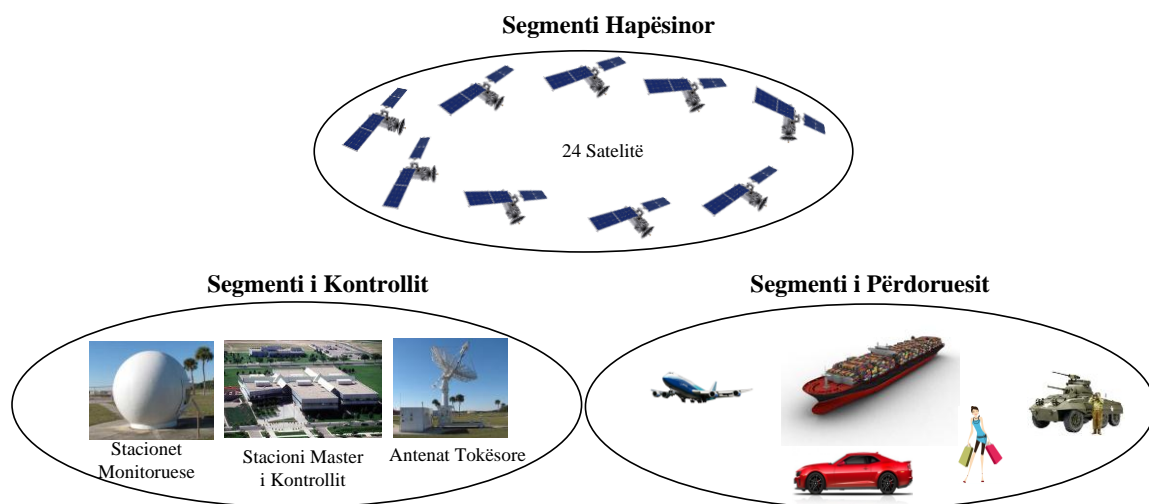


Figura 3.1 Segmentet e arkitekturës GPS

3.2.1 Segmenti hapësinor

Përbëhet nga satelitët të cilët krijojnë konstelacionin, ku secili prej tyre transmeton vazhdimisht sinjalet hapësinore duke përfshirë mesazhin e navigimit [2]. Gjatë përcaktimit të sistemit GPS, parashikohej një konstelacion me 24 satelitë në orbitën e mesme. Konstelacioni GPS është i përbërë nga 31 satelitë [7] të pozicionuar në 6 plane orbitale dhe është modifikuar disa herë në mënyrë që të ofrojë një mbulim optimal të sipërfaqes së Tokës. Fillimisht, përbëhej nga 24 satelitë, që ndaheshin në tre orbita të veçanta, me kënd ngritje 63 gradë kundrejt planit ekuatorial. Më pas numri i satelitëve u reduktua në 18 për arsye ekonomike dhe më tej u rrit në 21; 18 të pozicionuar në 6 plane orbitale dhe 3 përdorëshin në rast se nuk kishte shërbim [2]. Së fundmi, numri i satelitëve aktiv u rrit në 31, për të përmirësuar aftësinë dhe performancën në modernizimin e strukturës GPS. Figura 3.2 tregon konstelacionin e satelitëve GPS me projeksionin planar, referuar 1 Korrikut 1993, UTC (*Universal Time Coordinates*). Pozicioni i planit orbital me Tokën përcaktohet nga *gjatësia e nyjes ngritëse* ndërsa pozicioni i satelitit me planin orbital përcaktohet nga parametri i *mean anomaly*. Meridiani *Greenwich* është pikë reference ku *gjatësia e nyjes ngritëse* ka vlerën zero. Parametri *mean anomaly* është

pozicioni këndor i secilit satelit në orbitë ku ekuatori i Tokës është pika me vlerën zero të këtij parametri. Mund të vërehet se faza relative ndërmjet satelitëve në të njëjtën orbitë është afërsisht 40 gradë [2].

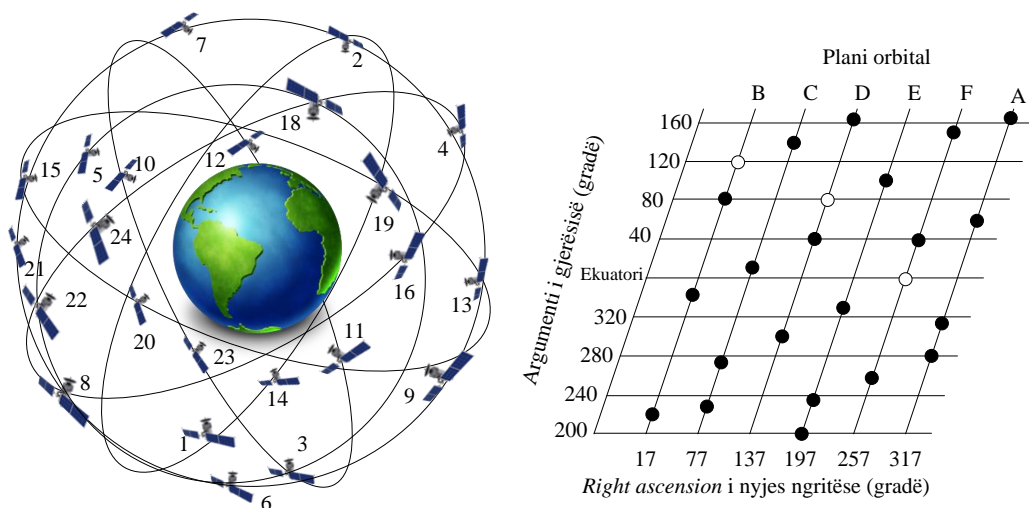


Figura 3.2 Konstelacioni GPS

Orbitat, parametrat nominal të të cilave janë përmbledhur në tabelën 3.1, kanë kënd 55 gradë me planin ekuatorial. Të gjithë satelitët GPS kanë lartësi 20,162.61km mbi rrezen ekuatoriale të Tokës 6378.137km.

Tabela 3.1 Konstelacioni GPS: parametrat orbitalë

Parametrat	Vlera
Ndarja e planeve orbitale	6 hapësira të barabarta, Nyja ngritëse 120 gradë
Rrezja orbitale	26,561.75km gjysmë aksi i madh
Shpejtësia orbitale	38,704km/s
Jashtëqendërsia	formalisht 0 por përgjithësisht më e vogël se 0.02
Shpejtësia këndore	$2.729,211 \cdot 10^{-5}$ rad/s
Perioda	12 orë koha yjore
Këndi i ngritjes	55 gradë nominal

Satelitët kanë periodë 12 orë me kohën yjore, ku një ditë yjore përcaktohet si koha që i duhet Tokës për të kryer një rrotullim në aksin e koordinatave ECI (*Earth – Centered – Inertial*). Ky konfigurim satelitësh, siguron një vizibilitet prej minimumi 4 dhe maksimumi 8 satelitësh duke konsideruar një kënd ngritje 15 gradë. Në një situatë reale,

përdoruesi mund të provojë një bllokim të sinjaleve të satelitit, si në rastin e *kanioneve urbane* [8].

3.2.2 Segmenti i kontrollit

OCS (*Operational Control Segment*) është i përbërë nga tërësia e të gjithë stacioneve tokësore referencë të cilat kanë këto detyra: të koordinojnë veprimtarinë ndërmjet satelitëve, monitorimin e orbitave, sinkronizimin e orës atomike dhe të shkëmbejnë informacion për ndërtimin e mesazhit të navigimit. OCS përbehet nga një stacion kontrolli kryesor (në Colorado Springs), pesë stacione monitorimi dhe katër stacione kontrolli tokësore siç tregohen në figurën 3.3 [6].

OCS *update-on* për çdo satelit orën, *efemeris*, *almanak*-un dhe tregues të tjerë në *mesazhin e navigimit* një herë në ditë ose sa herë të jetë e nevojshme. *Efemeris* përshkruan orbitat precize të satelitit GPS dhe janë të vlefshme vetëm për intervalin e kohës deri në 6 orë [2]. Në varësi të versionit të satelitit, mesazhi i navigimit ruhet minimalisht për 14 ditë dhe maksimalisht për 210 ditë, me kohëzgjatje në interval prej 6 orësh.



Figura 3.3 Segmenti i kontrollit GPS

Almanak-u është një nënbashkësi e parametrave *efemeris* dhe konsiston në 7 nga 15 parametrat orbitalë të tij. Të dhënat e *almanak*-ut përdoren për të parashikuar pozicionin e përafërt të satelitëve duke ndihmuar në marrjen e sinjaleve të dërguara nga satelitët. Gjithashtu, OCS merret me anomalitë e satelitit dhe bën matjet e *pseudo-distancës* dhe *delta pseudo-distancës* për të përcaktuar korrigjimet e orës, *almanak*-ut dhe të *efemeris*.

Stacioni kryesor i kontrollit

Është vendosur në Spring-Colorado dhe bën përpunimin e korigjimit të të dhënave orbitale dhe korigjon orën në termat e shkëmbimit të informacionit me stacionin monitorues. Përveç kësaj bën administrimin dhe koordinon të gjithë aktivitetin e segmentit të kontrollit [2].

Stacioni i monitorimit

Siç tregohet në figurën 3.3, janë pesë stacione të vendosura në:

- Hawaii;
- Colorado Spring;
- Ishulli Ascension në Oqeanin Atlantik;
- Diego Garcia në Oqeanin Indian;
- Kwajalein në Perëndim të Pacifikut.

Këto stacione janë të pajisura me orë cesiumi shumë të sakta dhe çdo 1.5 sekonda bëjnë matje të *pseudo-distancës* me satelitët e dukshëm. Përpunimi i këtyre të dhënave me të dhënat meteorologjike dhe jonosferike prodhojnë transmetimin e parametrave tek stacioni i kontrollit çdo 15 minuta [2].

Stacioni tokësor i kontrollit

Stacionet e kontrollit në Diego Garcia, Kwajalein, Ishullin Ascension dhe në Cape Canaveral përdoren për të suportuar stacionet e monitorimit. Parametrat *efemeris* (që përshkruajnë pozicionin e satelitit në orbitën relative) dhe korigjimi i orës i llogaritur nga stacionet kryesore transmetohen te satelitët një ose dy herë në ditë [2].

3.2.3 Segmenti i përdoruesit

Segmenti i përdoruesit përfaqëson një klasë të gjerë për vetë faktin se konsiston në të gjithë përdoruesit që kanë avantazhin të përdorin shërbimin GPS në paisjet GPS [2]. GPS u planifikua dhe realizua për qëllime ushtarake. Aeroplanet, anijet dhe mjetet e rënda janë pajisur me marrës që ndihmojnë në navigim dhe për të lëvizur në territore të njohura dhe të panjohura. Vitet e fundit, sistemi është implementuar për qëllime civile. Kemi një rritje të numrit të përdorimit GPS në aplikacionet civile [2]. Veç kësaj, marrësit

GPS të lidhur me *remote sensing* përdoren aktualisht në një diapazon të gjerë aplikimesh civile (telekomunikacion, studime, në zbatimin e ligjit, emergjenca, miniera, agrikulturë, etj.). Veçanërisht GPS ka potencial për t'u përdorur në sigurinë e transportit (aviacion, marinë, hekurudha, autostrada, etj.), duke reduktuar sistemet e navigimit tokësor dhe duke u bërë element kryesor për infrastrukturën e transportit në të ardhmen [9]. Duhet theksuar se marrësi GPS, duhet të përcaktojë pozicionin bazuar në sinjalet *broadcast* nga satelitët e vendosur në 20,200km, prandaj për këtë paraqet një sistem mjaft kompleks. Duke filluar nga arkitektura e marrësit e projektuar në vitet '80 [10], teknologjia e elementeve të përdorura në marrësit GPS, ka treguar një evoluim në vitet e fundit në drejtimin e performancës në termat e korigjimit të kohës, *Time-To-First Fix (TTFF)* dhe ndjeshmërisë me reduktimin e peshës, madhësisë dhe konsumit të fuqisë së marrësit.

Zhvillimi i vazhdueshëm i GPS, ka çuar në realizimin e shumë tipe marrësish. Marrësit mund të klasifikohen në varësi të tipit të matjeve (faza e pseudodistancës) dhe kodit të modulimit (kodi *C/A*, kodi *P* ose kodi *Y*). *Marrësi i kodit C/A* është pajisje me dimensione të vogla dhe zakonisht ka 4 deri në 20 kanale [6], [8]. *Marrësi i fazës C/A* nxjerr dhe mat bartësen e sinjalit L_1 . Mund të ketë një numër të ndryshëm kanalesh, në varësi të aplikimit të kërkuar. Saktësia e këtyre pajisjeve mund të përmirësohet duke siguruar fazën e sinjalit L_2 ; në fakt, efekti jonosferik dhe troposferik të cilat çrregullojnë sinjalin llogariten dhe eliminohen [6]. Së fundi, *marrësi i fazës dhe kodit P(Y)* përdor të dy bandat e frekuencave L_1 dhe L_2 . Kodi përftohet duke përdorur funksionet e korrelimit, ndërsa faza matet duke hequr kodin $P(Y)$ të sinjalit të marrë. Ky tip marrësi, përdoret për qëllime ushtarake dhe ofron akses të kodit *P* kur *Anti-Spoofing* nuk është aktiv. Për të përmbushur këtë funksion, marrësit i duhet një pajisje e quajtur AOC (*Auxiliary Output Chip*) e cila ka për detyrë të dekodojë kodin *Y* në përgjigje të kodit *P*. Ai i ofrohet përdoruesve të autorizuar nga DOD [6].

3.3 Sinjalet hapësinore të GPS

Sinjali i përhapur *broadcast* nga satelitët e navigimit zakonisht paraqitet si sinjal në hapësirë (*Signal In Space – SIS*). Ky sinjal duhet projektuar jo vetëm për të lejuar përdoruesin të vlerësojë pseudo-distancën ndërmjet përdoruesit dhe satelitit, por gjithashtu të mbajë disa të dhëna të dobishme, identifikojë në mënyrë unike satelitët dhe të jetë rezistent gjatë transmetimit në atmosferë. Sipas këtyre kërkesave, GPS dhe Galileo përdorin teknikën e aksesit të shumëfishtë me ndarje në kod, (*Code Division Multiple Access – CDMA*), për të multipleksuar kanalet, duke lejuar marrësit të identifikojnë

satelitët në mënyrë unike. Çdo satelit transmeton një kod të ndryshëm duke përdorur të njëjtën frekuencë bartëse dhe pa ndarje në kohë. Kodet janë reciprokisht ortogonale për të lejuar marrësin të ndajë sinjalin e satelitit që interesohet nga të tjerët, dhe të përshtasë të dhënat e sinjalit që janë moduluar nga diapazoni i kodeve [1].

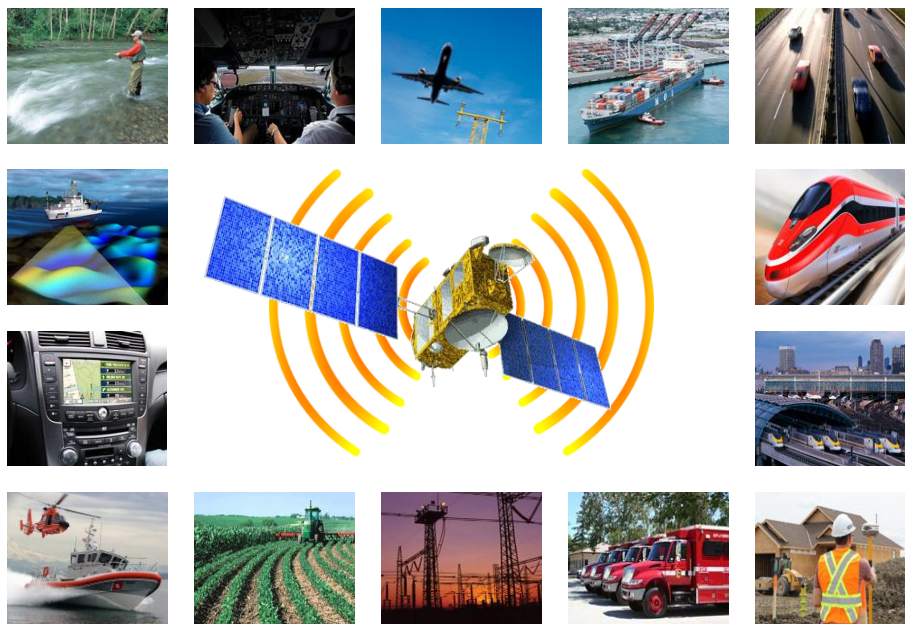


Figura 3.4 Shembuj të përdorimit të GPS

3.4 Gjatësia maksimale e sekuencave dhe kodet *Gold*

Arkitektura bazë e SIS të GPS, bazohet në përdorimin e sinjaleve shumë të thjeshtë (nga pikëpamja e modulimit); sinjali GPS mund të merret si pikë fillimi për të përshkruar çdo SIS, që nga projektimet më të reja për Galileo dhe GPS e modernizuar, deri në përmirësimin e SIS bazë për të ardhmen. SIS bazë është modulim binar me kërcitje në fazë (*Binary Phase Shift Keying – BPSK*) e një sekuence periodike bitesh (*code chips*). Duke supozuar simbolin $x_n \in \{\pm 1\}$ për bitet, gjatësia L e sekuencës së kodit për satelitin k është:

$$x_{cod}^{(k)}(t) = \sum_{n=0}^{L-1} x_n^{(k)} r_{T_c}(t - n T_c) \quad (3.1)$$

ku $r_{T_c}(t)$ është një puls me formë drejtkëndore me kohezgjatje T_c dhe me amplitudë njësi. Kodi total i transmetuar është një përsëritje periodike e sekuencës së kodit $x_{cod}^{(k)}$ dhe mund të paraqitet nga ekuacioni (3.2). Kjo ilustron në figurën 3.5.

$$x^{(k)}(t) = \sum_{m=-\infty}^{+\infty} x_{cod}^{(k)}(t - m L T_c) \quad (3.2)$$

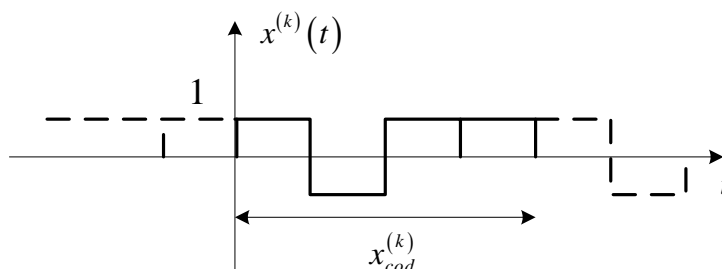


Figura 3.5 Shembull i sekuencës së kodit

Shumë prej karakteristikave të sinjaleve, janë dhënë nga karakteristikat e sekuencave të kodit të përdorura për SIS. Për arkitekturën e marrësit, autokorrelimi i mirë dhe ndër-korrelimi janë të detyrueshme për të marrë një performancë të mirë. Në sinjalet bazë GPS, sekuencat e kodit të shpërndarë janë zgjedhur të jenë kode *Gold*, një familje specifike sekuencash të gjeneruara duke filluar nga sekuencat *Gjatësi Maksimale* (*Maximum Length – ML*).

3.4.1 Regjistrat me zhvendosje lineare të kontrollit

Sekuena *ML* është gjeneruar nga një *Linear Feedback Shift Register (LFSR)* me gjatësi N , një makinë gjendjesh që supozon të gjithë $2^N - 1$ stadet e mundshme, me përjashtim të stadt me gjendje të gjitha zero. Në figurën 3.6 është dhënë shembulli i një regjistri me gjatësi $N = 5$ që ka aftësinë të gjenerojë një sekuencë *ML* $x = \{x_n\}_{n=0}^{L-1}$ me gjatësi $L = 31$. Pozicione të ndryshme të koeficientit në figurën 3.6 mund të japin (ose jo) gjatësinë maksimale të sekuencës.

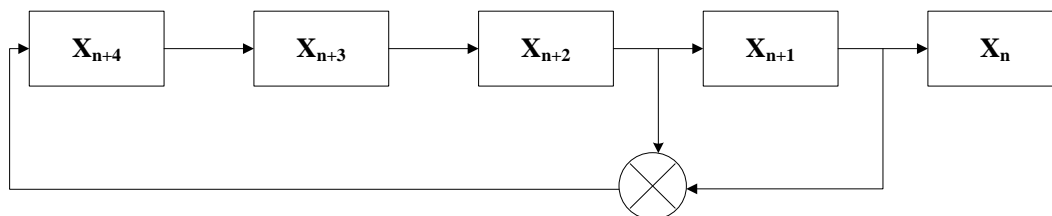


Figura 3.6 Regjistri rrëshqitës që gjeneron një sekuencë ML

3.4.2 Kodet me memorje

Gjenerimi i sekuencave të kodit, duke përdorur regjistrat linearë me zhvendosje nuk është i detyruar për të siguruar kodet me karakteristika të mira korrelimi. Bashkësia e kodeve, mund të gjenerohet përmes optimizimit të kërkimeve software. Kodet e optimizuara, duhet të ruhen në memorie dhe për këtë arsye shpesh ato quhen ‘kodet memorie’. Për shembull, kodet memorie do të përdoren në sistemin Galileo për disa banda frekuencash (siç raportohet në Galileo OS SIS ICD [11]).

3.5 Plani i frekuencave

Plani frekuencave me bandën e frekuencave, përkatëse të alokuara, për sistemin GPS (dhe për bandat e Galileo dhe EGNOS) janë treguar në figurën 3.7 dhe gjithashtu janë përmbledhur në tabelën 3.2.

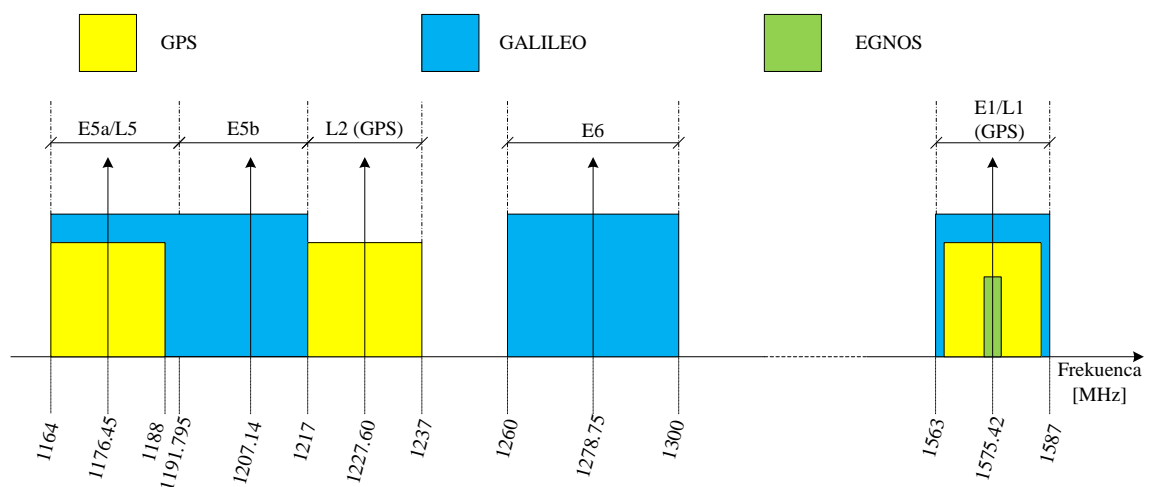


Figura 3.7 Plani i frekuencave GNSS

Ndërfaqja ndërmjet segmentit hapësinor GPS dhe atij të përdoruesit, konsiston në dy lidhje radiofrekuence (RF): L_1 , 1575.42MHz, dhe L_2 , 1227.60MHz. Këto frekuenca janë koherente me orën 10.23MHz, në bordin e satelitit GPS. Në fakt këto dy frekuenca janë të lidhura me frekuencën e orës si vijon:

$$f_{L1} = 1575.42\text{MHz} = 154 \cdot f_0$$

$$f_{L2} = 1227.60\text{MHz} = 120 \cdot f_0$$

ku $f_0=10.23\text{MHz}$ është frekuenca nominale që shfaqet te vëzhguesit në tokë. Për kompensim të efekteve relativiste, frekuenca standarde e daljes së *Vektorit të Satelitit*

(*Satellite Vector – SV*) (siç shfaqen nga *SV*) është 10.23MHz e nxjerrë nga $\Delta f_0/f_0 = -4.467 \cdot 10^{-10}$. Kjo rezulton në $f_0 = 10.22999999543\text{MHz}$. Kur marrësi GPS merr sinjalet, ato janë në frekuencat e dëshiruara. Megjithatë, sateliti dhe marrësi prodhojnë zhvendosjen *Doppler*. Frekuenca *Doppler* që prodhohet nga lëvizja e satelitit, në frekuencën L_1 është afërsisht $\pm 5\text{kHz}$ [3]. Duke përdorur këto lidhje, satelitët e segmentit hapësinor ofrojnë mbulim të vazhdueshëm të sipërfaqes së Tokës për sinjalet të cilat transmetojnë kodet dhe të dhënat e sistemit të nevojshme për të përmbushur misionin e navigimit GPS (NAV) [12].

Tabela 3.2 Bandat e frekuencave për GPS dhe Galileo

Sistemi	Banda e frekuencave	Brezi (MHz)	Frekuenca qendrore (MHz)
GPS	L5	24 [1164 – 1188]	1176.45
	L2	20 [1217 – 1230]	1227.60
	L1	24 [1563 – 1587]	1575.42
Galileo	E5a	27 [1164 – 1191.795]	1176.45
	E5b	25 [1191.795 – 1217]	1207.14
	E6	40 [1260 – 1300]	1278.75
	E1	32 [1559 – 1591]	1575.42

GPS ofron dy shërbime:

- *Shërbimin e Pozicionimit Standard (SPS)*
- *Shërbimin e Pozicionimit Preçiz (PPS).*

SPS është projektuar për përdorimin civil; ndërsa PPS është e autorizuar nga qeveria amerikane për ushtrinë dhe për përdorim nga disa agjensi të përzgjedhura nga qeveria. Aktualisht, SPS është *broadcast* në kanal L_1 , ndërsa PPS ofrohet për të dy kanalet. Për bllokun IIR-M dhe blloqet pasuese të satelitëve, transmetohen dy shërbime shtesë: kodi L_2 civil i moderuar ($L_2 CM$) dhe kodi L_2 civil i gjatë ($L_2 CL$). Disa karakteristika shtesë i përkasin programit të modernizuar, të cilat përfshijnë gjithashtu një sinjal të ri navigimi, për përdorim civil, L_5 . Frekuenca L_1 e GPS është gjithashtu frekuenca bartëse për sinjalin SBAS të transmetuar nga satelitët gjeostacionarë (p.sh., EGNOS).

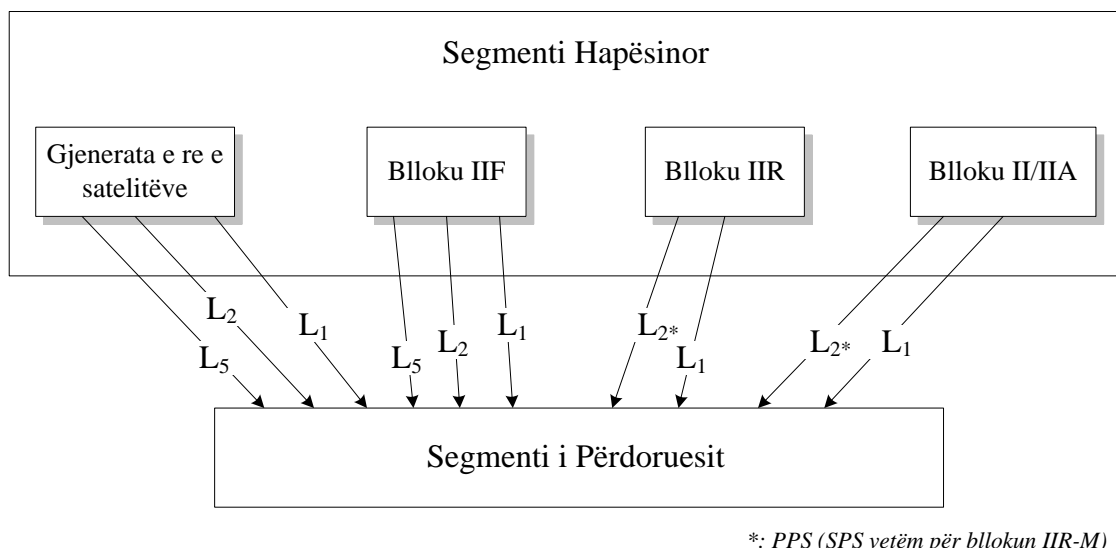


Figura 3.8 Ndërfaqet e segmentit të përdoruesit me atë hapësinor

3.6 Teknika e multipleksimit në kod

Të gjithë satelitët e GPS, ndajnë të njëjtën bandë frekuencash, duke përdorur CDMA. Teknika CDMA përdoret për të dy nënbandat L_1 dhe L_2 . Kjo tregon se bartëset e lidhjes së bandës L , janë moduluar nga një ose më shumë seri bitesh, secila prej tyre është një përzierje e gjeneruar nga shtimi me 'modul 2' i kodit të pseudo-zhurmës të rastësishme (PRN) dhe të dhënave *downlink* të sistemit (referuar si të dhëna NAV). Meqënëse çdo sateliti i caktohet një kod PRN unik dhe të gjithë sekuencat PRN janë pothuajse të pakorreluara në lidhje me njëra tjetrën, sinjalet e satelitëve mund të ndahen dhe detektohen duke korreluar të dhënat e marra me një kod të replikuar lokal të zhvendosur.

Sinjalet GPS aktualisht transmetohen duke përdorur tre kode PRN:

- Kodi Coarse/Acquisition (C/A) i cili përdoret për qëllime civile dhe gjithashtu për përvetësimin e kodit P (ose Y) (shënohet si $P(Y)$) për përdorim ushtarak;
- Kodi *precision* (P), i cili është kodi kryesor NAV;
- Kodi Y , i përdorur në vend të kodit P kur funksionon *anti-spoofing* (AS).

3.7 Sinjalet GPS

Tabela 3.3 përmbledh sinjalet kryesore GPS në termat e frekuencës bartëse, teknikës së aksesimit të shumëfishtë, modulimit, diapazonit të shpejtësisë së kodit dhe gjatësisë, shpejtësisë së biteve dhe simboleve të të dhënave NAV.

Tabela 3.3 Karakteristikat e sinjaleve GPS

Sistemi	Banda	Shërbimi	Skema e modulimit	Shpejtësia e kodit (Mcps)	Shpejtësia e të dhënave (bps)	Frekuenca qendrore (MHz)	Okupimi spektral – lobi/et kryesor/e (MHz)	Fuqia minimale e marrë (dBW)
GPS	L1	SPS, PPS	BPSK	1.023 (C/A), 10.23 (P)	50	1575.42	2.046 (C/A), 20.46 (P)	-158.5 (C/A), -161.5 (P)
GPS	L2	SPS, PPS	BPSK	1.023 (C/A), 10.23 (P)	50	1227.60	2.046 (C/A), 20.46 (P)	-158.5 (C/A), -161.5 (P)

Për sa kohë konsiderohen sinjalet L_1 dhe L_2 (më të përdorshmit), frekuenca qendrore e secilit, L_1 dhe L_2 , është përzgjedhur për t'u shumëzuar me 10.23MHz të orës në bordin e satelitëve dhe vlerat e tyre mund të shprehen si:

$$L_1 = 154 \cdot 10.23\text{MHz} = 1575.42\text{MHz}$$

$$L_2 = 120 \cdot 10.23\text{MHz} = 1227.60\text{MHz}$$

3.7.1 Sinjali L_1

Diapazoni i kodeve dhe sinjalet e moduluara shpërndahen *broadcast* nga satelitët GPS. Këto kode janë C/A dhe $P(Y)$ [12].

Kodi C/A

Kodi C/A është një sinjal i moduluar në fazë me shpejtësi chipsesh 1.023 Mchip/s. Prandaj, brezi *zero-në-zero* i lobit kryesor të spektrit është 2.046MHz. Çdo *chip* është i gjatë afërsisht 977.5ns (1/1.023MHz). Gjerësia e brezit të transmetimit të satelitit GPS në bandën L_1 të frekuencave është afërsisht 20MHz, për të rregulluar sinjalin e kodit P . Prandaj, transmetimi i kodit C/A përmban lobin kryesor dhe disa lobe anësore. Perioda totale e kodit, përmban 1023 *chips*. Me një shpejtësi chipsesh prej 1.023Mchip/s, 1023 *chips* zgjasin 1ms. Kodi C/A është i gjatë 1ms, pra përsërit veten çdo milisekund. Spektri i kodit C/A është treguar në figurën 3.9.

Për të gjetur fillimin e kodit C/A , në sinjalin e marrë vetëm pak të dhëna të regjistruara nevojiten si p.sh., 1ms. Nëse nuk ka efekt *Doppler*, në sinjalin e marrë, atëherë një milisekund i të dhënave, përmban të gjithë 1023 *chips*-et.

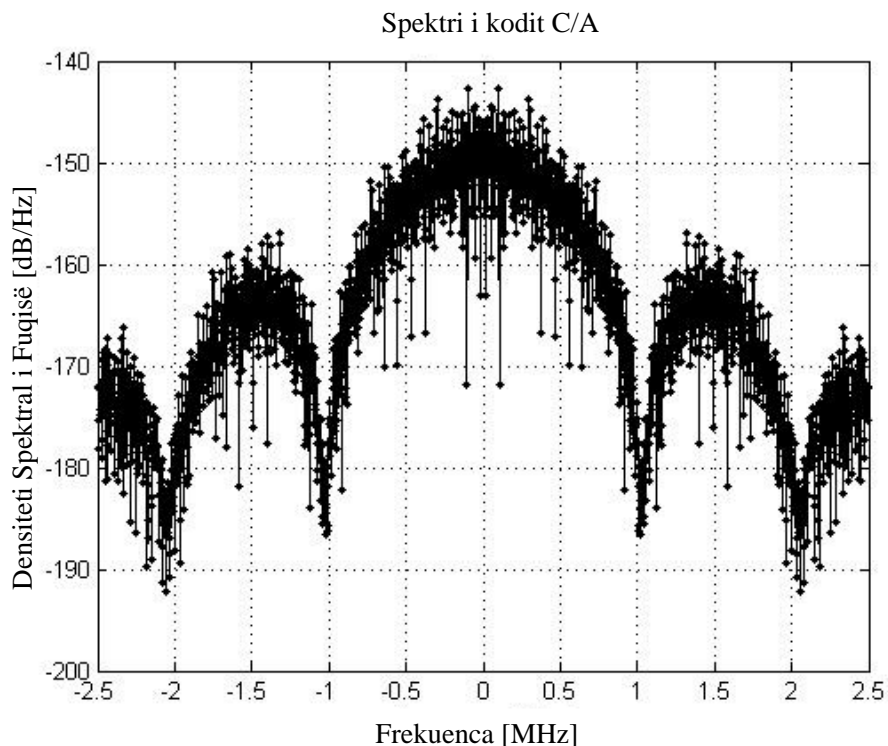


Figura 3.9 Spektri i kodit C/A

Çdo sateliti i atribuohet një kod i ndryshëm PRN. Kodet C/A i përkasin familjes së kodeve *Gold*. Këto kode, janë afër kodeve ortogonale. Gjatësia e kodeve *Gold* të implementuara nga konstelacioni GPS, është $1023 = 2^{10} - 1$, që nënkupton se m -sekuencat e preferuara për gjenerimin e këtyre kodeve, përftohen përmes regjistrimit të zhvendosjes me $m = 10$ stade. Vlerat maksimale pik, të auto-korrelimit dhe të ndër-korrelimit janë $(2^{(m+2)/2} - 1)/(2^m - 1) = 63/1023$. Prandaj, është e mundur të detektohet një sinjal i dobët në prezencë të sinjaleve të fuqishëm.

Kodi P(Y)

Kodi *Protected (P)* është i moduluar në fazë me 10.23Mchip/s (termi “chip” përdoret në vend të “bit” për të treguar se nuk ka informacion në kodet PRN). Prandaj, lobi kryesor i spektrit është 20.46MHz i gjerë nga zero në zero. Gjatësia e *chip*-it është

afërsisht 97.8ns (1/10.23MHz). Kodi gjenerohet nga dy kode PRN me të njëjtën shpejtësi *chip*-sesh. Një sekuençë PRN ka 15,345,000 chips, e cila ka një periodë prej 1.5s, dhe tjetra ka 15,345,037 chips. Të dy vlerat 15,345,000 dhe 15,345,037, janë relative parësore, që do të thotë se nuk kanë faktorë të përbashkët ndërmjet tyre. Prandaj, gjatësia e kodit e gjeneruar nga këto dy kode është 2.35469592765E (15,345,000x15,345,037) sekonda, pak më i gjatë se 38 javë. Megjithatë, gjatësia aktuale e kodit *P* është 1 javë përderisa kodi *reset*-ohet çdo javë. Kodi me gjatësi prej 38 javësh mund të ndahet në 37 kode të ndryshme *P* dhe secili satelit mund të përdorë pjesë të ndryshme të kodit. Gjithësej, janë 32 numra identifikimi satelitësh, ndonëse vetëm 24 prej tyre janë në orbitë. Pesë sinjale të kodit *P* (33-37), janë të rezervuara për përdorime të tjera siç janë transmetimet tokësore. Për të përvetësuar sinjalin, koha e javës duhet të dihet me saktësi. Zakonisht, kjo kohë mund të gjendet nga sinjali i kodit *C/A*.

3.7.2 Sinjali i moduluar L_1 dhe formati i të dhënave

Frekuenca L_1 përmban sinjalet *C/A* dhe *P(Y)*, ndërsa frekuenca L_2 përmban vetëm sinjalin *P(Y)*. Sinjalet *C/A* dhe *P(Y)* për satelitin e *i*-të në frekuencën L_1 janë në kuadraturë dhe mund të shkruhen si:

$$s_{L_1,i}(t) = A p_i(t)d_i(t) \cos(2\pi f_{L_1}t + \theta_1) + \sqrt{2} A c_i(t)d_i(t) \sin(2\pi f_{L_1}t + \theta_1)$$

ku $s_{L_1,i}(t)$ është sinjali *band-pass* në frekuencën L_1 ; A është amplituda e kodit *P*; $p_i(t) = \pm 1$ dhe $c_i(t) = \pm 1$ përfaqësojnë respektivisht fazën e kodit *P* dhe kodit *C/A*; $d_i(t) = \pm 1$ përfaqëson të dhënat e kodit; f_{L_1} është frekuenca L_1 ; θ_1 është faza fillestare. Kodi *P(Y)*, *C/A* dhe frekuenca bartëse janë së bashku në fazë. Çdo rrjedhë të dhënash (*C/A* ose *P(Y)*) përdor modulimin BPSK – NRZ. Shpejtësia e biteve (e cila është e barabartë me shpejtësinë e simbolit, derisa GPS L_1 nuk përmban asnjë kodim kanali) është 50Hz. Prandaj, çdo bit të dhënash është i gjatë 20ms dhe përmban 20 kopje të kodit *C/A*. Siç shihet edhe në figurën 3.10, struktura e mesazhit përdor 25 kuadro. Struktura e mesazhit është e formuar nga fjalë me 30 bite dhe fjalët grupohen në nënframa me 10 fjalë që kanë gjatësi 300 bite dhe kohëzgjatje 6 sekonda. Framat (ose faqet) përbëhen nga 5 nënframa me 1500 bite dhe 30 sekonda [5]. Nënframmat 4 dhe 5 duhet të nën-ndërrohen 25 herë secila, prandaj një mesazh i plotë me të dhëna kërkon transmetimin e 25 framave të plota; e cila quhet superframë me kohëzgjatje prej 12.5 minutash. Të 25 versionet e këtyre dy nënframave i referohemi si faqja 1 deri 25 e çdo nënframe [12]. Çdo nënframë dhe/ose faqe e nënframës duhet të përmbajë një TLM (*fjala TeLeMetry*) dhe një HOW (*Hand*

Over Word), të dyja të gjeneruara nga sateliti. Fjala TLM duhet të transmetohet e para dhe të ndiqet menjëherë nga HOW.

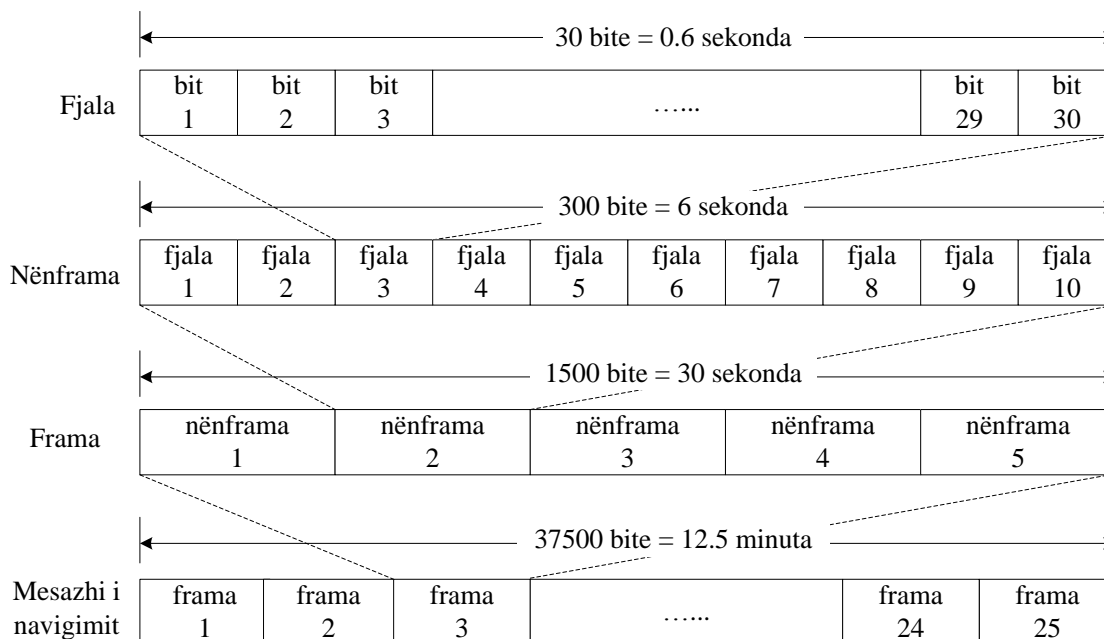


Figura 3.10 Struktura e të dhënave GPS NAV

Fjala 1 dhe 2 të secilës nënframë janë përdorur për sinkronizim dhe për heqjen e dykuptimisë së kohës së kodit *C/A*. Fjalët e mbetura nga 3-10 të nënframës 1 ofrojnë informacionin e korigjimit të orës dhe gjendjen e mjetit hapësinor [5]. Nënframmat 2 dhe 3, përmbajnë të dhënat e *efemeris* që lejonë vlerësimin e pozicionit të satelitit që transmeton. Nënframmat 1, 2 dhe 3, kanë të njëjtin format nga frama në framë, ndërsa nënframmat 4 dhe 5 kanë 25 faqe ose strukturë të dhënash të ndryshme dhe përmbajnë të dhënat almanak, që japin *efemeris*-in e përafërt të satelitëve, termin e korigjimit të orës dhe statusin për të gjithë satelitët. Të dhënat *almanak* lejojnë përdoruesin të përzgjedhë satelitët më të mirë ose thjesht përcaktimin e satelitëve që janë në pamje të drejtpërdrejtë. Nënframa 4, gjithashtu përmban modelin jonosferik dhe informacion për korigjimin e orës UTC-GPS [5].

TLM – Telemetry Word

Çdo fjalë TLM është 30 bite e gjatë, përsëritet çdo 6 sekonda në të dhënat e framës dhe është fjala e parë në çdo nënframë/faqe; formati tregohet në figurën 3.12. Çdo

fjalë TLM duhet të fillojë me një *preambul*, të ndiqet nga mesazhi TLM, 2 bite të rezervuara dhe 6 bite pariteti [5].

HOW – Handover Word

HOW është 30 bite e gjatë dhe duhet të jetë fjala e dytë në çdo nënframë/faqe, të ndjekë menjëherë fjalën TLM. HOW përsëritet çdo 6 sekonda në të dhënat e framës, formati dhe përmbajtja janë treguar në figurën 3.12, ku mund të shihet se HOW fillon me numërimin 17 MSBs të TOW (*Time-Of-Week*). Biti i 18-të është një flamur “alarm” që informon përdorues të paautorizuar që URA (*User Range Accuracy*) e satelitit mund të jetë më keq sesa një tregues në nënframën 1 dhe duhet të përdorë ose jo satelitin. Biti 19 është flamuri *anti-spoof* (A-S). “1” në bitin e pozicionit 19 tregon se A-S është në këtë satelit. Bitet 20, 21 dhe 22 ofrojnë ID-në e nënframës në të cilën e dhëna HOW është fjala e dytë [5].

Nënframa 1 – korrektimi i orës GPS dhe saktësia e matjeve

Nënframa 1, përmban të dhënat e vlefshme për të ofruar korrektimin e orës së satelitit. Gjithashtu përmban të dhëna për të dhënë një vlerësim të efektit të saktësisë së satelitit në URA. Korrektimi i orës së satelitit përfshihet në fjalët 8, 9 dhe 10 të nënframës 1; këto koeficientë quhen toc , a_{f_2} , a_{f_1} , a_{f_0} . Fjala e 3-të e nënframës 1, jep indeksin URA të SV për përdoruesin i cili nuk ka akses të plotë në saktësinë e GPS. Është një numër i plotë në diapazonin 1-15. IODC (*Issue Of Data Clock*) tregon nxjerrjen e numrit të të dhënave për korrektimin e orës e cila ofron një mënyrë për detektimin e çdo ndryshimi në parametrat e korrektimit të orës [5].

Nënframa 2 dhe 3 – parametrat efemeris GPS

Orbita eliptike *Kepler*, është e saktë vetëm për dy trupa të thjeshtë, ku forca tërheqëse gravitacionale e ndërsjellë ndërmjet dy trupave është e vetmja forcë që përfshihet. Në orbitat satelitore GPS, ka shumë turbullime në orbitën ideale, përfshirë harmonikat jo-sferike gravitacionale të Tokës, Hënës, tërheqja gravitacionale diellore dhe fluksi diellor [5]. Prandaj, orbitat GPS janë modeluar si orbita eliptike të modifikuara me termat e korrektimit duke marrë në konsideratë këto shqetësime:

- shqetësimet e *sin* dhe *cos* për shkak të gjerësisë gjeografike,
- shqetësimet e *sin* dhe *cos* të rrezes orbitale,

- shpejtësinë e ndryshimit të ngritjes së drejtë,
- shpejtësinë e ndryshimit të këndit të inklinit.

Gjithashtu, parametrat për këtë model ndryshojnë periodikisht për të dhënë përshtatjen më të mirë të orbitës së satelitit, që në funksionim normal është 4 orë. Nënframmat 2 dhe 3 ofrojnë 375 bite informacion për modelin e modifikuar Keplerian. Për shkak të faktit se parametrat e *efemeris* luajnë një rol të rëndësishëm në vlerësimin e pozicionimit të satelitit, është e vlefshme të tregohet kuptimi tyre siç tregohet në tabelën 3.4 [5].

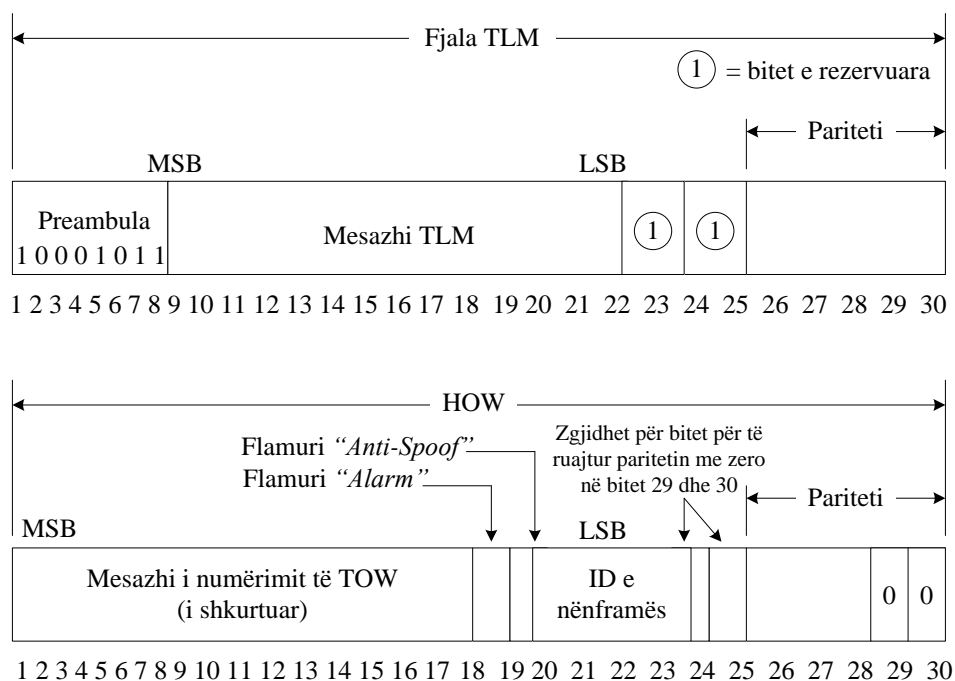


Figura 3.12 Formati TLM dhe HOW

Nënframa 4 dhe 5 – Almanak dhe modeli jonosferik

Të dhënat *almanak*, përdoren për përzgjedhjen e satelitit (përvetësim). Të dhënat *almanak* ofrojnë një version të shkurtuar, të parametrave *efemeris* të përshkruara me detaje në tabelën 3.4. Këto të dhëna ofrojnë informacion të përafërt *efemeris* për 32 satelitët (kjo është vlera maksimale) me të dhënat bashkangjitur çdo sateliti. *Almanak* ofrohet vetëm për satelitët e vlefshëm ose për satelitët që pritet të bëhen aktivë. Nënframmat 4 dhe 5 mbajnë 25 faqe informacion, një faqe e re përsëritet për framë. Pra, marrësi GPS mund të demodulojë 25 frama në një periodë prej 25-30 sekonda ose 12.5

minuta për të marrë të 25 faqet e të dhënave *almanak*, të nënframës 4 dhe 5. Faqja e 25-të e kësaj nënframe përmban një përmbledhje të satelitëve që konsiston në 6-bite fjalë për 32 mjete hapësinore. Përfundimisht, nënframmat 4 dhe 5 përmbajnë parametrat të përdorura në modelin jonosferik për të korrigjuar gabimet jonosferike; këto parametra janë $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \beta_0, \beta_1, \beta_2, \beta_3$ dhe janë përfshirë në ekuacionet e raportuara në [12].

Tabela 3.4 Përcaktimet e të dhënave *efemeris*

Simboli	Përcaktimi
M_0	parametri <i>mean anomaly</i> në kohën referencë
Δn	diferenca mesatare e lëvizjes nga vlera e llogaritur
E	jashtëqendërsia
\sqrt{a}	rrënja katrore e gjysëm-aksit kryesor
$(\Omega)_0$	gjatësia e nyjes ngritëse të planit orbital në epokën javore
i_0	këndi i ngritjes referuar kohës
ω	argumenti i perigjuit
OMEGADOT	shkalla e duhur e ngritjes
IDOT	shpejtësia e këndit të ngritjes
C_{uc}, C_{us}	amplituda e korrigjimit të harmonikës së kosinudit dhe sinusit në termat e argumentit të gjerësisë
C_{rc}, C_{rs}	amplituda e korrigjimit të harmonikës së kosinudit dhe sinusit në termat e rrezeve orbitale
C_{ic}, C_{is}	amplituda e korrigjimit të harmonikës së kosinudit dhe sinusit në termat e këndit të ngritjes
t_{oe}	koha referente <i>efemeris</i>
IODE	nxjerrja e të dhënave (<i>efemeris</i>)

3.7.3 Sinjali L_2

Aktualisht, sinjali L_2 është i moduluar në fazë nga kodi P ose kodi C/A . Funkzionimi normal mund të ofrojë modulim të kodit P ose Y . Mund të jenë ose jo të dhëna të moduluara në L_2 në varësi të komandimit nga toka [12]. Struktura e sinjalit L_2 është:

$$s_{L_2,i}(t) = \frac{A}{\sqrt{2}} \cdot p_i(t) d_i(t) \cos(2\pi f_{L_2} t + \theta_2)$$

ku $s_{L_2,i}(t)$ është sinjali *band-pass* në frekuencën L_2 ; A është amplituda e kodit P në kanal GPS L_2 ; $p_i(t) = \pm 1$ përfaqëson fazën e kodit P ; $d_i(t) = \pm 1$ përfaqëson të dhënat e kodit; f_{L_2} është frekuenca L_2 ; θ_2 është faza fillestare. Çdo rrjedhë të dhënash përdor modulimin BPSK–NRZ. Për të dhënat aktuale NAV që bëhen *broadcast* në kanal L_2 , përmbajtja e të dhënave është e njëjtë si në kanal L_1 .

KAPITULLI 4

Burimet e gabimeve dhe ndikimi në pozicionim

Çdo burim gabimi është trajtuar mjaftueshëm gjatë viteve dhe shumë artikuj e publikime i janë drejtuar këtij aspekti për modelimin dhe zvogëlimin e këtyre efekteve. Në seksionet e mëposhtëm do të pasqyrohen burimet e gabimeve GPS.

4.1 Gabimet e matjeve dhe të gjeometrisë

Saktësia në llogaritjen e pozicionit të përdoruesit varet, nga një ndërveprim i komplikuar i disa faktorëve. Normalisht, saktësia e sistemit GPS varet nga kualiteti i matjeve të pseudo-distancave dhe delta-pseudodistancave si dhe nga të dhënat orbitale të satelitëve (*efemeris*). Gabime të konsiderueshme gjenerohen nga segmenti i kontrollit, segmenti hapësinor dhe i përdoruesit. Pasiguria në vlerën e pseudo-distancës njihet si gabimi ekuivalent i distancës së përdoruesit (*UERE – User Equivalent Range Error*), të cilin do t'a shpjegojmë në paragrafet pasuese. Ndikimi i UERE-s në pozicionin përfundimtar të llogaritjet varet gjithashtu nga disa faktorë “gjeometrikë”, të cilët përshkruajnë mënyrën se si janë të përhapur satelitët në hapësirën mbi përdoruesin. Në paragrafin 4.3 do të përftohet marrëdhënia ndërmjet UERE-s dhe gjeometrisë së satelitit, ndërsa më pas do të shpjegohen me detaje burimet kryesore të gabimeve që ndikojnë në pseudodistancë [1]:

- vonesa jonosferike;
- vonesa troposferike dhe shuarja e atmosferës;
- *multipath*-i nga sipërfaqet reflektuese dhe pikat shpërhapëse në afërsi të marrësit;
- gabimet për shkak të *offset*-it të orës;
- disponueshmëria selektive (SA).

Përveç këtyre termave, është gjithashtu shumë i rëndësishëm efekti *Doppler* i shkaktuar nga lëvizja relative ndërmjet satelitit dhe përdoruesit. Marrësi satelitor duhet të llogarisë dhe eliminojë këtë efekt, në mënyrë që të marrë sinjal dhe të gjurmojë satelitët [13].

4.2 Ndikimi i gabimeve të matjeve në pozicionin e përdoruesit

Sapo një marrës “kyçet” në mënyrë të suksesshme me katër (ose më shumë) satelitë, ai mund të vendosë n -pseudodistancat e matura në një sistem me katër të panjohura, në mënyrë që të gjejë zgjidhjen për koordinatat e pozicionit të tij, x_u , y_u , z_u dhe gabimin e *bias*-it të orës së tij δ_t . Duke iu referuar ekuacionit (2.6), një pseudo-distancë e vetme mund të paraqitet si:

$$\rho_j = \sqrt{(x_{sj} - x_u)^2 + (y_{sj} - y_u)^2 + (z_{sj} - z_u)^2} + b_{u_t} \quad (4.1)$$

Duke njohur një pozicion të përafërt $(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u)$ të pozicionit të vërtetë[♦], dhe duke e zbërthyer ekuacionin (4.1) në seri të Tejlorit rreth pikës $(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u)$ është e mundur të përftojme *offset*-in e pozicionit, $(\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u)$ si një funksion linear të koordinatave të njohura dhe matjeve të pseudo-distancave:

$$\begin{aligned} \rho_j &= f(x_u, y_u, z_u, t_u) = f(\hat{x}_u + \Delta x_u, \hat{y}_u + \Delta y_u, \hat{z}_u + \Delta z_u, \Delta b_{u_t}) \quad (4.2) \\ &= f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u) + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{x}_u} \Delta x_u + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{y}_u} \Delta y_u \\ &\quad + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{z}_u} \Delta z_u + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{t}_u} \Delta b_{u_t} + \dots \\ &= \hat{\rho}_j - \frac{\hat{x}_{sj} - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \Delta x_u - \frac{\hat{y}_{sj} - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \Delta y_u - \frac{\hat{z}_{sj} - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \Delta z_u + \Delta b_{u_t} \\ &= \hat{\rho}_j - a_{xj} \Delta x_u - a_{yj} \Delta y_u - a_{zj} \Delta z_u + \Delta b_{u_t} \end{aligned}$$

ku $\hat{r}_j = \sqrt{(x_{sj} - \hat{x}_u)^2 + (y_{sj} - \hat{y}_u)^2 + (z_{sj} - \hat{z}_u)^2}$ dhe $\hat{\rho}_j = f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)$. Zbërthimi në seri të Tejlorit është kufizuar në rendin e parë për të eliminuar termat jolineare. Duke

♦ Njohuria e përafërt mbi pozicionin mund gjithnjë të supozohet nëse marrësi nuk operon në të ashtuquajturën mënyra *cold start* (hera e parë që ai ndizet). Pika e përafërt e linearizimit mund të jetë zgjidhja më e fundit e llogaritur ose në disa raste mund të përftohet nga disa burime të jashtme informacioni. Sidoqoftë, ky nuk përbën një kusht kufizues sepse zakonisht marrësit aplikojnë procedura rekursive për të përftuar zgjidhjen e pozicionimit e cila mund të jetë e shpejtë në varësi se sa afër ndodhet pika e linearizimit me pozicionin e vërtetë të përdoruesit.

prezantuar ndryshoren e re $\Delta\rho = \hat{\rho}_j - \rho_j$, bashkësia e ekuacioneve lineare mund të shkruhet:

$$\Delta\rho_j = a_{x_j}\Delta x_u + a_{y_j}\Delta y_u + a_{z_j}\Delta z_u - \Delta b_{ut} \quad (4.3)$$

ku j varion nga 1 në n , dhe n është numri i satelitëve të pranishëm në pamje direkte. Këto ekuacione, mund të shprehen në trajtë matricore sipas përcaktimeve:

- $\Delta\rho$ vektori i offset-it i vlerave të pseudo-distancave pa gabime që i korrespondojnë pozicionit aktual të përdoruesit dhe vlerat e pseudo-distancave që i korrespondojnë pikës së linearizimit: $\Delta\rho = (\Delta\rho_1, \Delta\rho_2, \dots, \Delta\rho_n)^T$.
- $\Delta\mathbf{x}$ vektori i *offset*-it nga pozicioni i pikës së linearizimit: $\Delta\mathbf{x} = (\Delta x_u \ \Delta y_u \ \Delta z_u - \Delta b_{ut})^T$.
- \mathbf{H} matrica që përmban vektorët njësi, të cilët pointojnë nga pika e linearizimit drejt satelitit të i -të:

$$\mathbf{H} = \begin{pmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} & 1 \end{pmatrix}$$

Prandaj mund të shkruajmë:

$$\Delta\rho = \mathbf{H} \cdot \Delta\mathbf{x} \quad (4.4)$$

Zgjidhja e të cilit është:

$$\Delta\mathbf{x} = \mathbf{H}^{-1} \cdot \Delta\rho \quad (4.5)$$

Offset-i $\Delta\mathbf{x}$ në pozicionin e përdoruesit dhe *bias*-in e kohës krahasuar me pikën e linearizimit lidhet me *offset*-in e vlerave të pseudo-distancave pa gabime $\Delta\rho$ përmes ekuacionit (4.5). Kur kemi të pranishme më shumë se katër matje të pseudo-distancave, mund të përdoret metoda e katrorëve më të vegjël për të llogaritur *offset*-in $\Delta\mathbf{x}$. Metoda e katrorëve më të vegjël na mundëson llogaritjen e vlerës së $\Delta\mathbf{x}$ në mënyrë që produkti $\mathbf{H} \cdot \Delta\mathbf{x}$ të jetë sa më afër vlerës së $\Delta\rho$. Për çdo vlerë të veçantë të $\Delta\mathbf{x}$, madhësia e vektorit $\mathbf{r} = \mathbf{H} \cdot \Delta\mathbf{x} - \Delta\rho$ njihet si mbetja. Zgjidhja e zakonshme e metodës së katrorëve më të vegjël përcaktohet si vlera e $\Delta\mathbf{x}$ që minimizon katrorin e mbetjes. Katrori i mbetjes mund të shihet si një funksion i $\Delta\mathbf{x}$:

$$R_{SE}(\Delta\mathbf{x}) = (\mathbf{H} \cdot \Delta\mathbf{x} - \Delta\rho)^2 \quad (4.6)$$

Zgjidhja mund të përftohet duke diferencuar në lidhje me $\Delta \mathbf{x}$ ekuacionin (4.6) për të marrë gradientin e R_{SE} . Më pas, gradienti barazohet me zero dhe zgjidhet për $\Delta \mathbf{x}$ në mënyrë që të gjejmë një vlerë që minimizon mbetjen R_{SE} .

$$\nabla R_{SE} = 2(\Delta \mathbf{x})^T \mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H} - 2(\Delta \boldsymbol{\rho})^T \mathbf{H} \quad (4.7)$$

Duke marrë të transpozuarin e ekuacionit (4.7) dhe duke e barazuar me zero përftojme:

$$2\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H}(\Delta \mathbf{x}) - 2\mathbf{H}^T(\Delta \boldsymbol{\rho}) = 0 \quad (4.8)$$

Më pas është e mundur t'a zgjidhim në lidhje me $\Delta \mathbf{x}$ duke shumëzuar me inversin:

$$\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H} \cdot \Delta \mathbf{x} = \mathbf{H}^T \cdot \Delta \boldsymbol{\rho} \quad (4.9)$$

Kjo është një formë e ndryshme e ekuacionit (4.4) për probleme të mbi-dimensionuara. Duke provuar se matrica $\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H}$ është jo-singulare, ekuacioni (4.9) ka zgjidhje:

$$\Delta \mathbf{x} = (\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1} \cdot \mathbf{H}^T \cdot \Delta \boldsymbol{\rho} \quad (4.10)$$

Kushti që matrica $\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H}$ të jetë jo-singulare është i barazvlefshëm me kushtin që fundet e vektorëve njësi nga pika e linearizimit drejt satelitëve të mos shtrihen të gjitha në një plan të përbashkët. Forma më e përgjithshme e metodës së katrorëve më të vegjël realizohet duke përdorur metoda rekursive ose një filtër *Kalman*. Pasi llogariten të panjohurat, më pas nxirren koordinatat e përdoruesit x_u , y_u , z_u dhe *offset*-i i orës b_{ut} . Në praktikë, matjet reale midis satelitit dhe përdoruesit ndikohen nga burime të pavaruara gabimesh, të cilat duhen marrë në konsideratë në zgjidhjen përfundimtare të përcaktimit të pozicionit [1].

4.3 Matrica e kovariancës dhe faktorët gjeometrikë

Një rrjedhim formal i ndikimit të marrëdhënieve gjeometrike, kërkon marrjen në konsideratë të faktit që matjet e pseudo-distancave nuk janë pa gabime; për pasojë një gabim $\boldsymbol{\delta x}$ është i pranishëm në vlerësimin e pozicionit dhe kohës $\Delta \mathbf{x}$. Bashkësia e ekuacioneve për t'u zgjidhur merr formën:

$$\Delta \boldsymbol{\rho} + \boldsymbol{\delta \rho} = \mathbf{H}(\Delta \mathbf{x} + \boldsymbol{\delta x}) \quad (4.11)$$

Gabimi në pseudo-distancë $\boldsymbol{\delta \rho}$ mund të lidhet me gabimin e pozicionit, duke vërejtur që ekuacioni (4.10) përfaqëson një funksion linear, prandaj:

$$\Delta \boldsymbol{\delta x} = [(\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1} \cdot \mathbf{H}^T] \boldsymbol{\delta \rho} = \mathbf{K} \cdot \boldsymbol{\delta \rho} \quad (4.12)$$

ku $\delta\rho$ përfaqëson gabimin “neto” në vlerat e pseudo-distancave. Ekuacioni (4.12) përbën marrëdhënien themelore ndërmjet gabimeve të pseudo-distancës dhe gabimeve të llogaritura të pozicionit dhe bias-it të kohës.

Matrica \mathbf{K} njihet si *matrica e zgjidhjes së katrorëve më të vegjël* dhe varet vetëm nga gjeometria e përdoruesit dhe satelitit, të përfshirë në llogaritjet e pozicionit. Gabimet e pseudo-distancës konsiderohen si ndryshore rasti dhe ekuacioni (4.12) shpreh $\delta\mathbf{x}$ si një ndryshore rasti të lidhur në mënyrë funksionale me $\delta\rho$. Vektori i gabimeve $\delta\rho$ zakonisht supozohet se përmban komponente, të cilat kanë shpërndarje statistikore Gausiane me pritje matematike zero. Duke e konsideruar gjeometrinë statike, rrjedh se edhe $\delta\mathbf{x}$ ka gjithashtu shpërndarje statistikore Gausiane me pritje matematike zero. Kovarianca e $\delta\mathbf{x}$ mund të përftohet duke formuar produktin $\delta\mathbf{x} \cdot \delta\mathbf{x}^T$ dhe duke llogaritur priten matematike:

$$\text{cov}(\delta\mathbf{x}) = E\{(\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \delta\rho \delta\rho^T \mathbf{H} (\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1}\} \quad (4.13)$$

$$\text{cov}(\delta\mathbf{x}) = (\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \text{cov}(\delta\rho) \mathbf{H} (\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1} \quad (4.14)$$

Nën hipotezën e kontributit të gabimeve, të cilat mund të modelohen si ndryshore rasti me pritje matematike zero, të shpërndara në mënyrë identike, të pavarura dhe me variancë σ_{URE}^2 , shkruajmë:

$$\text{cov}(\delta\rho) = \mathbf{I}_{n \times n} \cdot \sigma_{URE}^2 \quad (4.15)$$

ku $\mathbf{I}_{n \times n}$ është matrica njësi me $n \times n$ elemente. σ_{URE} është faktori i gabimit të pseudo-distancës, një madhësi e përftuar nga kombinimi i zhurmës së marrësit, orës së satelitit, gabimit *efemeris*, turbulencave hapësinore të pamodeluara, *multipath*-it dhe duke supozuar që gabimi i matjeve dhe komponentet e gabimeve të modelit janë të gjitha të pavarura. Më pas përftojme *matricën e kovariancës* të parametrimit të llogaritur $C_{\Delta x}$:

$$C_{\Delta x} = \text{cov}(\Delta x) = (\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1} \sigma_{URE}^2 = \begin{pmatrix} \sigma_{x_u}^2 & \sigma_{x_u, y_u}^2 & \sigma_{x_u, z_u}^2 & \sigma_{x_u, ct_b}^2 \\ \sigma_{x_u, y_u}^2 & \sigma_{y_u}^2 & \sigma_{y_u, z_u}^2 & \sigma_{y_u, ct_b}^2 \\ \sigma_{x_u, z_u}^2 & \sigma_{x_u, z_u}^2 & \sigma_{z_u}^2 & \sigma_{z_u, ct_b}^2 \\ \sigma_{x_u, ct_b}^2 & \sigma_{y_u, ct_b}^2 & \sigma_{z_u, ct_b}^2 & \sigma_{ct_b}^2 \end{pmatrix} \quad (4.16)$$

Duke qenë se llogaritjet e katrorëve më të vegjël të *offset*-it të parametrave i shtohen pikës së linearizimit, parametrat e llogaritur dhe korrigjimet kanë të njëjtën kovariancë. Elementët jashtë diagonales kryesorë të matricës së kovariancës tregojnë nivelin e ndër-

korrelimit ndërmjet ndryshoreve. Parametri më i zakonshëm është *Geometrical Dilution of Precision (GDOP)* i cili jepet si:

$$GDOP = \frac{\sqrt{\sigma_{x_u}^2 + \sigma_{y_u}^2 + \sigma_{z_u}^2 + \sigma_{ctb}^2}}{\sigma_{URE}} \quad (4.17)$$

Termi i rrënjës katrore jep një karakterizim të përgjithshëm të ndikimit të gabimit në zgjidhjen e pozicionimit; GDOP është faktori gjeometrik dhe përfaqëson një faktor shkallëzimi të devijimit standard të gabimit të matjeve në zgjidhjen e përfutur. Duke qenë se ky faktor është zakonisht më i madh se njësia, ai amplifikon gabimin e pseudo-distancës, ose zvogëlon precizionin e pozicionit. Duke futur konceptin e matricës $\mathbf{G} = (\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1}$ elementet e së cilës janë g_{ij} , termat e GDOP-it mund të shprehen si:

$$GDOP = \sqrt{g_{11} + g_{22} + g_{33} + g_{44}} = \sqrt{\text{tr}\{(\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{H})^{-1}\}} \quad (4.18)$$

Koncepti i DOP-it lidhet me idenë që gabimi i pozicionit i cili rezulton nga gabimet e matjeve varet nga gjeometria relative përdorues/satelit. Ky efekt gjeometrik mund të kuptohet duke analizuar figurën 4.1, ku paraqiten dy gjeometri.

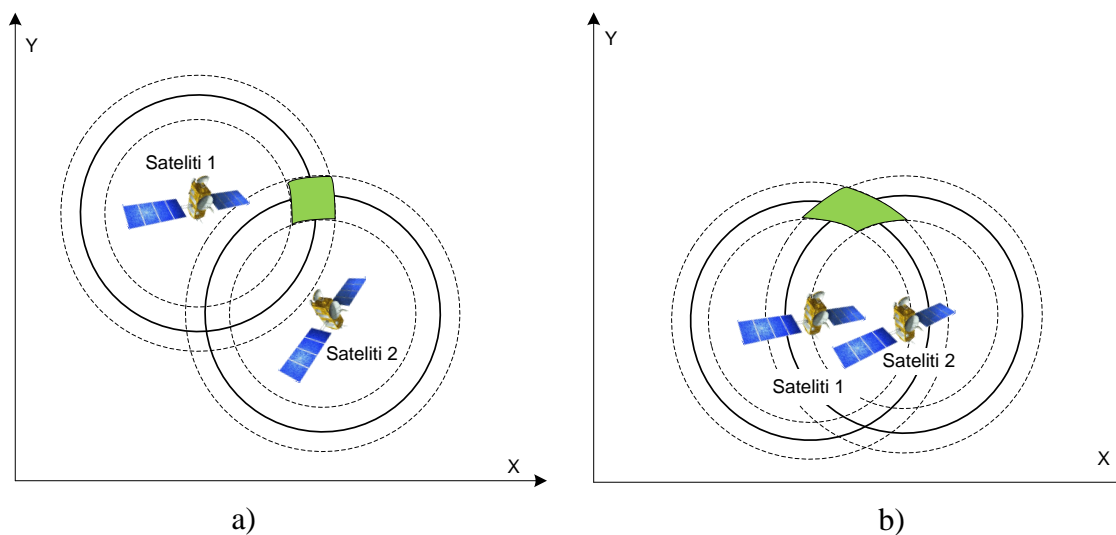


Figura 4.1 Gjeometria relative dhe faktori gjeometrik DOP

Për thjeshtësi do të konsiderojmë rastin dy-dimensional (2D). Në të dyja gjeometritë paraqiten segmente të rathëve pa gabime të cilat ndërpriten në vendndodhjen e përdoruesit, si dhe segmentet e rathëve që tregojnë ndryshimin në pozicion për shkak të gabimeve të pseudo-distancës. Diapazoni i konsideruar për gabimet është i njëjtë në të

dyja rastet. Zonat e hijëzuara përfaqësojnë bashkësinë e vendndodhjeve të mundshme që mund të llogariten duke përdorur matjet e pseudo-distancave brenda marxhit të gabimeve të ilustruara. Pasiguria e vendndodhjes së llogaritur është shumë e ndryshme për këto dy raste. Në rastin b), dy satelitët që ndodhen pranë me njëri-tjetrin shkaktojnë një zonë pasigurie më të madhe, ku niveli i konfidencës sipas koordinatës Y është më i vogël sesa ai i koordinatës X: precizioni në rastin b) është zvogëluar krahasuar me rastin a).

Elementet g_{ij} të matricës \mathbf{G} varen vetëm nga gjeometria satelit-përdorues. Për të vlerësuar saktësinë e komponenteve të ndryshme në zgjidhjen e pozicionit përdoren parametrat e zakonshëm të DOP-eve:

- Position Dilution of Precision (PDOP)

$$PDOP \times \sigma_{URE} = \sqrt{\sigma_{x_u}^2 + \sigma_{y_u}^2 + \sigma_{z_u}^2} \Rightarrow PDOP = \sqrt{g_{11} + g_{22} + g_{33}} \quad (4.19)$$

lidhet me pasigurinë e pozicionit në tre koordinatat reciprokisht ortogonale; PDOP është i rëndësishëm për përdoruesit e aviacionit.

- Horizontal Dilution of Precision (HDOP)

$$HDOP \times \sigma_{URE} = \sqrt{\sigma_{x_u}^2 + \sigma_{y_u}^2} \Rightarrow HDOP = \sqrt{g_{11} + g_{22}} \quad (4.20)$$

lidhet me pasigurinë e pozicionit në dy koordinatat reciprokisht ortogonale në planin horizontal; HDOP është i rëndësishëm për përdoruesit e marinës, të cilëve nuk u nevojitet informacioni në lidhje me pozicionin vertikal.

- Vertical Dilution of Precision (VDOP)

$$VDOP \times \sigma_{URE} = \sigma_{z_u} \Rightarrow VDOP = \sqrt{g_{33}} \quad (4.21)$$

lidhet me gabimin në drejtimin vertikal. Është i një rëndësie të veçantë për aplikacionet precize të aviacionit.

- Time Dilution of Precision (TDOP)

$$TDOP \times \sigma_{URE} = \sigma_{t_b} \Rightarrow TDOP = \sqrt{g_{44}} \quad (4.22)$$

lidhet me gabimin e kohës. Është i rëndësishëm për përdoruesit të cilëve u nevojitet sinkronizimi [14].

Më poshtë është me interes të japim marrëdhëniet ndërmjet vlerave të ndryshme të DOP-eve:

$$PDOP^2 = HDOP^2 + VDOP^2 \quad (4.23)$$

$$GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2 \quad (4.24)$$

Është e mundur të vizualizojmë varësinë e gabimeve të zgjidhjes së pozicionit ndaj gjeometrisë përdorues-satelitë, duke supozuar përdorimin e një marrësi satelitor i cili ka në pamje direkte vetëm katër satelitë.

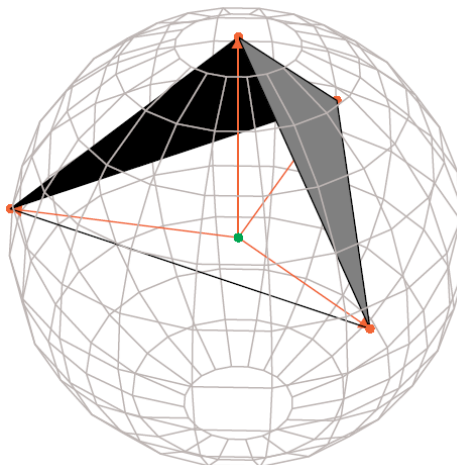


Figura 4.2 Tetrahedroni brenda-shkruar sferës njësi

Fundet (majat) e katër vektorëve njësi nga përdoruesi tek satelitët formojnë një tetrahedron, vëllimi i të cilit lidhet me vlerat e DOP-eve. Sa më i madh të jetë vëllimi i tetrahedronit, aq më të vogla do jenë vlerat e DOP-eve. Tetrahedroni më i madh i mundshëm është ai për të cilin, një satelit ndodhet në *zenith* dhe tri satelitët e tjerë janë nën horizontin e Tokës me një kënd ngritjeje prej -19.47° dhe të përhapur në mënyrë të barabartë në *azimuth*. Në këtë rast vlera e GDOP-it është 1.581. Sigurisht që, një marrës satelitor GPS, mbi ose afër sipërfaqes së Tokës nuk mund të shohë në pamje direkte tri satelitët që ndodhen poshtë horizontit, prandaj në këtë rast, vlera minimale e GDOP (1.732) përftohet me një satelit në *zenith* dhe tri të tjerët të përhapur uniformisht në horizont. Është me vend të theksohet që një avion që fluturon në lartësi të mëdha mund të operojë me vlera negative të këndeve të ngritjes.

Nëse një numër prej n satelitësh, ku $n > 4$ përdoret në llogaritjen e pozicionit, atëherë majat e n -vekorëve njësi nga përdoruesi tek satelitët formojnë një trup gjeometrik më të gjerë, vëllimi i të cilit është më i madh. Për pasojë vlerat e DOP-eve janë më të vogla dhe gabimi i zgjidhjes së pozicionit është më i ulët. Disa marrës satelitorë mund të gjurmojnë njëkohësisht një numër të caktuar satelitësh. Këta marrës përdorin algoritma

për përzgjedhjen e satelitëve, në mënyrë që të merret kombinimi më i mirë i satelitëve që ofron vlerat më të ulëta të DOP-eve.

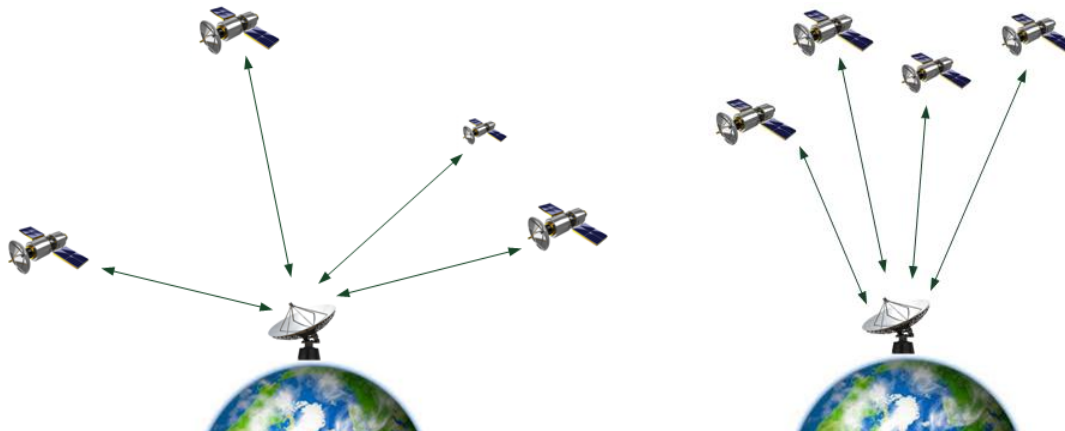


Figura 4.3 Gjeometria relative në rastin e katër satelitëve

4.4 Burimet e gabimeve në sistemin GPS

Burimet e gabimeve mund të klasifikohen si gabimet:

- *e sistemit të kontrollit: efemeris, orës, kodeve, gabimet e matjeve,*
- *jonosferike: vonesa në përhapjen në varësi të frekuencës dhe densitetit të elektroneve përgjatë rrugës së përshkuar,*
- *troposferike: vonesa në përhapje në varësi të presionit, temperaturës, lagështisë së ajrit,*
- *e multipath-it,*
- *e zhurmës së marrësit,*
- *e efekteve të pakompensuara relativiste,*
- *e disponueshmërisë selektive (Selective Availability – SA): sinjali zhurmohet qëllimisht që të kufizohet saktësia në pozicionimin e përdoruesit civil të GPS-it.*

Kontributi i secilit prej gabimeve, afekton direkt pseudo-distancën që mund të modelohet, si ndryshore e rastit Gausiane, me pritje matematike zero dhe me devijim standard të caktuar. Gjithashtu çdo burim në vetvete, modelohet si ndryshore rasti, që është Gausiane me mesatare zero dhe devijim standard σ_j , prandaj shkruajmë:

$$\sigma_{UERE} = \sqrt{\sum_j \sigma_j^2} \text{ [m]} \quad (4.25)$$

Kontributi i gabimeve, mendohet të jetë si tepricë e gabimit dhe pas kësaj marrësi aplikon korigjim dhe kompensim sa më tepër të jetë e mundur për efektin e burimit të gabimit. Ky rezultat, sigurohet duke përdorur modelet e burimeve të gabimit ose algoritmat e procesimit specifik, për marrësit më kompleks [15].

4.4.1 Gabimi i orës së satelitit

Siç është treguar edhe më parë, satelitët përmbajnë orë atomike që kontrollojnë të gjithë kohën “*onboard*” duke përfshirë sinjalin e gjeneruar dhe transmetuar *broadcast*. Meqë këto orë kanë stabilitet të lartë, δ_t mund të devijojë 1ms nga sistemi i kohës GPS. Gabimi i distancës i shkaktuar nga gabimet e orës është i rendit 3m (1σ).

Kompesimi i gabimit të orës së satelitit

Në GPS *Stacioni Master i Kontrollit (MCS)* përcakton dhe transmeton parametrat e orës së korigjuar të satelitit, që të transmetohen *broadcast* tek përdoruesi, përmes mesazhit të navigimit. Këto korigjime përdoren nga marrësi për të vlerësuar parametrin δ_t sipas relacionit:

$$\delta_t = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r \quad (4.26)$$

ku a_{f0} është biasi orës (s), a_{f1} është “*drifti*” orës, a_{f2} është “*drifti*” i frekuencës (1/s), t_{oc} është koha e dhënë referencë e orës (s), t është koha aktuale (s) dhe Δt_r është korigjimi për shkak të efekteve relativiste (s).

4.4.2 Disponueshmëria Selektive

Gabimi më i madh, për përdoruesit e shërbimit standard SPS është Disponueshmëria Selektive (SA), qëllimisht është përfshirë nga DOD për të degraduar zgjidhjen e navigimit të përdoruesit. SA u implementua formalisht në 25 Mars 1990 dhe u hoq formalisht në 2 Maj 2000. Degradimi, ndodh nëpërmjet manipulimit të të dhënave *efemeris* (komponenteve të gabimit orbital) dhe nëpërmjet vonesës së orës së satelitit (komponenteve të gabimit të orës) [1]. Futja e gabimeve, qëllimisht në parametrat *efemeris*, do të rezultojë në përcaktimin e një pozicioni të gabuar satelitor nga ana e

përdoruesit. Mënyra e transmetimit *broadcast eferis* përmban, 15 parametra, kështu që gabimi mund të krijohet në mënyra të ndryshme [1].

4.4.3 Efekti troposferik

Troposfera është një zonë me gaze të thatë dhe avuj uji të përhapura në 50km nga sipërfaqja e Tokës dhe është jo dispersive për frekuencat mbi 15GHz. Kjo vonesë është funksion i indeksit të përthyerjes troposferike, e cila varet nga temperatura, presioni dhe lagështia. Distanca ekuivalente e kësaj vonesë mund të variojë nga 2.4 metra për një satelit në *zenit* dhe për përdoruesin në nivelin e detit dhe në rreth 25 metra për satelitin me kënd ngritje afërsisht 5 gradë. Prandaj diferenca e gjatësisë së rrugës që i atribuohet vonesës troposferike është:

$$\Delta S_{tropo} = \int_{SV}^{përdorues} [n(s) - 1] ds \quad (4.27)$$

Ekuacioni (4.27) gjithashtu mund të shkruhet në termat e përthyeshmërisë si:

$$\Delta S_{tropo} = 10^{-6} \int_{SV}^{përdorues} N ds \quad (4.28)$$

ku përthyeshmëria N , përcaktohet: $N = 10^6 [n(s) - 1]$

Përthyeshmëria shpesh modelohet duke përdorur komponenten e thatë dhe të lagësht që shtrihet në lartësi të ndryshme të troposferës:

- shtresa e thatë shtrihet në lartësinë 40km,
- komponentja e lagësht shtrihet në lartësinë 10km.

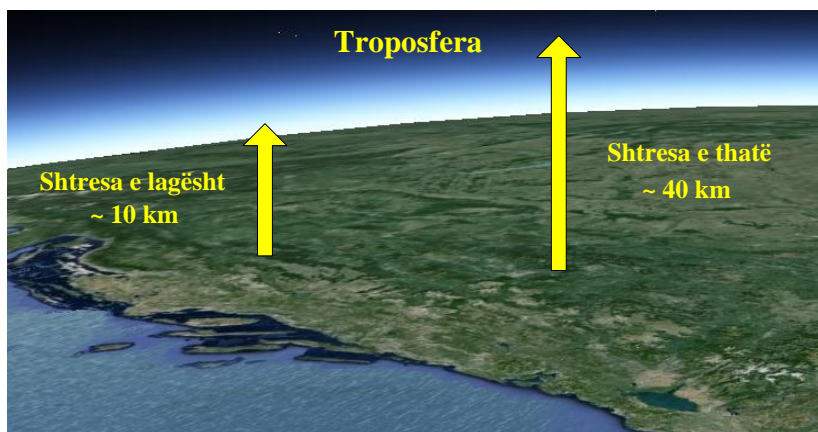


Figura 4.4 Komponentja e thatë dhe e lagësht e Troposferës

Komponentja e thatë e cila rrjedh nga ajri i thatë, jep rreth 90% të vonesës troposferike dhe mund të parashikohet me shumë saktësi, ndërsa komponentja e lagësht e cila rrjedh nga avujt e ujit është më e vështirë të parashikohet për shkak të pasigurisë në shpërndarjen atmosferike. Rruga e vonesës gjithashtu varet nga lartësia e përdoruesit h , pasi përthyerja varet nga komponentja e thatë dhe e lagësht në kushtet atmosferike në lartësinë e përdoruesit.

Kompensimi i gabimeve troposferike

Ka një numër të madh modelesh kompensimi, të vonesave troposferike, për shkak se komponentja e lagësht është e vështirë të modelohet. Modeli klasik i propozuar në literaturë (modeli Saastamoinen, modeli Hopfield) tregon vlerësimin e komponentes së lagësht dhe të thatë që mund të përdoret nga marrësi për të kompensuar gabimin. Këto modele mund të jenë parametrike në lidhje me stinën dhe gjerësinë gjeografike të përdoruesit.

4.4.4 Vonesa jonosferike

Jonosfera ka një diapazon nga 50km deri 1000km dhe është një zonë gazesh të jonizuara (elektrone të lira dhe jone) të cilat varen dita-ditës nga kushtet diellore. Jonizimi shkaktohet kryesisht nga rrezatimi diellor. Meqënëse shpejtësia e përhapjes së sinjalit radio, varet nga numri i elektroneve të lira të cilat gjenden përgjatë rrugës së përshkuar, efekti i jonizimit ndryshon shpejtësinë e përhapjes v , në lidhje me indeksin e përthyerjes $n = c/v$ (ku c është shpejtësia e dritës). Jonosfera, karakterizohet nga një parametër i quajtur *Përmbajtja Totale e Elektroneve (Total Electron Content – TEC)* që përcaktohet si numri i elektroneve në një gyp me seksion tërthor prej 1m^2 nga marrësi tek sateliti. Jonosfera shkakton dy efekte të rëndësishme në sinjalin GPS:

- *një vonesë grupi*, e cila ndryshon me rrugën e kryer dhe densitetin e elektroneve;
- *shkëndijat jonosferike*, të cilat shkaktojnë fluktacione në amplitudën dhe fazën e sinjalit të marë.

Këto efekte, varen nga frekuenca radio dhe vonesa atmosferike Δt , ndryshon invers me katrorin e frekuencës duke shkaktuar gabimin në matjen e pseudodistancës:

$$I_p = \frac{40.3 \cdot TEC}{f^2} \quad (4.29)$$

Vonesa në fazë ka të njëjtën madhësi por me shenjë të kundërt.

Kompensimi i vonesës jonosferike

Kompensimi i vonesës jonosferike është i ndryshëm për marrësit me frekuencë të vetme ose frekuencë të shumëfishtë. Jonosfera duke qënë një mjedis dispersiv, shkakton një efekt në varësi të frekuencës dhe ky fakt mund të përdoret për vlerësimin e vonesës. Përdorimi i marrësit me frekuencë të dyfishtë, bën të mundur vlerësimin dhe kompensimin e vonesave. Në fakt, llogaritja e pseudo-distancave për dy frekuencat e ndryshme mund të paraqitet nga ekuacionet (4.30) dhe (4.31), ku ρ^* është pseudo-distanca pa marë në konsideratë efektet jonosferike.

$$\rho_1 = \rho^* + \frac{40.3 \cdot TEC}{f_1^2} \quad (4.30)$$

$$\rho_2 = \rho^* + \frac{40.3 \cdot TEC}{f_2^2} \quad (4.31)$$

Bashkësia e mësipërme e ekuacioneve (4.30) dhe (4.31) mund të zgjidhet për ρ^* dhe TEC duke përfutur:

$$\rho^* = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \rho_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \rho_2 \quad (4.32)$$

Marrësi me frekuencë të vetme, përdor modelet ku parametrat transmetohen *broadcast* nga satelitët. Modeli jonosferik *Klobuchar* [2] është model empirik i cili përdor një numër të reduktuar parametrash. Gabimi jonosferik, në metra, jepet si:

$$\frac{\hat{I}_{z,L1}}{c} = \begin{cases} A_1 + A_2 \cos\left(\frac{2\pi(t - A_3)}{A_4}\right), & |t - A_3| < \frac{A_4}{4} \\ A_1 & \text{të tjera} \end{cases} \quad (4.33)$$

ku

- A_1 : vlera e vonesës në *zenit* gjatë natës (e fiksuar në $5 \cdot 10^{-9}$ sekonda),
- A_2 : amplituda e funksionit kosinusoidal për vlerat gjatë ditës,
- A_3 : faza që i korespondon vlerës *pik* të funksionit kosinusoidal (e fiksuar në 50400 sekonda ose me orën lokale 14:00),
- A_4 : perioda e funksionit kosinusoidal (≥ 72000 sekonda).

Vlerat A_2 dhe A_4 janë specifikuar në mesazhin e navigimit që çdo satelit bën *broadcast*. Çdo bashkësi, përshkruan sezone dhe nivele të ndryshme të aktivitetit diellor.

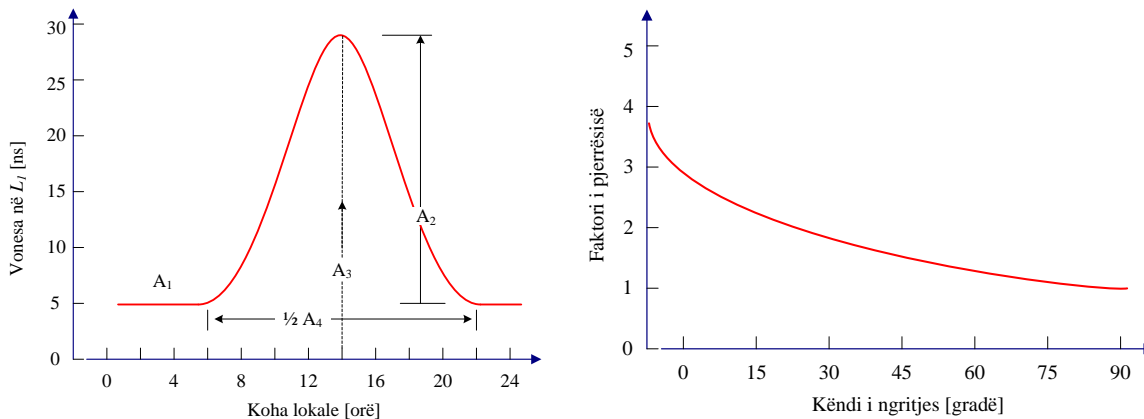


Figura 4.5 Vonesa jonosferike

Efekti grumbullues gjithashtu varet nga këndi i depërtimit përmes Jonosferës siç tregohet në figurën 4.5. Indeksi përthyerjes $n(r)$ ndryshon përgjatë rrugës së përshkruar r . Niveli më i ulët i Jonosferës është mbi 75-100km dhe përmbajtja *pik* e elektroneve tregohet në afërsisht 200-400km. Përmbajtja maksimale e elektroneve, mund të ndryshojë magnitudë ndërmjet ditës dhe natës. Duke qenë se, niveli më i ulët i Jonosferës është zakonisht mbi sipërfaqen e Tokës (siç shihet në figurën 4.6), këndi \emptyset i depërtimit të sinjalit hapësinor SIS i vëzhguar në këndin e ngritjes 0 gradë, nga përdoruesi në tokë, është 0 gradë. Kështu që, për kënd më të vogël të ngritjes, sinjali udhëton përmes një zone më të madhe të jonosferës. Vonesa, në çdo kënd ngritje, mund të përshkruhet si raport ndërmjet vonesës aktuale dhe vonesës vertikale në $\emptyset = 90$ gradë; ky raport përcaktohet si *faktori i pjerrësisë* Q siç tregohet në figurën 4.5. Diferenca kryesore ndërmjet indeksit të përthyerjes për Jonosferën dhe për Troposferën është se për këtë të fundit, ky indeks ndryshon me frekuencën për shkak të gazeve të jonizuara.

Modeli *NeQuick* [2] është model jonosferik i densitetit të elektroneve në Jonosferë. *NeQuick*, është një model i shpejtë për aplikacione përtej jonosferës, që lejon llogaritjen e profileve vertikale dhe të pjerrëta të densitetit të elektroneve dhe TEC për çdo rrugë të specifikuar. Modeli është adoptuar në specifikat jonosferike për projektin EGNOS dhe së fundmi edhe nga Rekomandimet ITU-R P.531-6 si metodë e përshtatëshme për modelimin e TEC-s. Gjithashtu modeli është propozuar për operimin në frekuencë të vetme në sistemin Galileo. Marrësi me frekuencë të vetme do të përcaktojë TEC-në duke integruar modelin NeQuik, të densitetit të elektroneve.

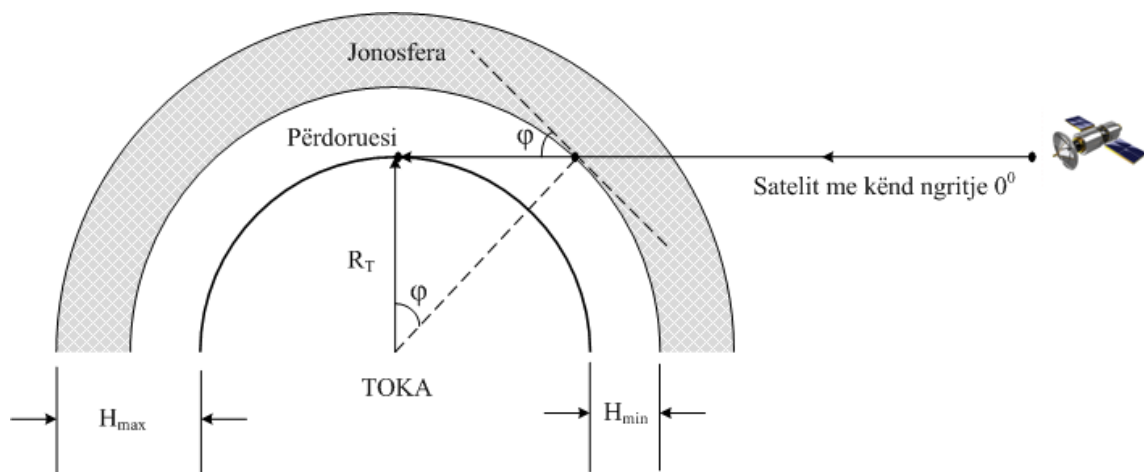


Figura 4.6 Modeli gjeometrik jonozferik

Ky model do të përshtatet me matjet globale të TEC-së, duke ndryshuar parametrin e fluktacionit diellor $F_{10,7}$. Vlera e $F_{10,7}$ e cila minimizon gabimet e TEC-së të modelit *NeQuick* përgjatë 24 orëve, përcaktohet në çdo stacion monitorimi të rrjetit Galileo, për të patur një përditësim të vlerave që do t'i jepen përdoruesve. Varësia e gjerësisë gjeografike, ndaj vlerës optimale $F_{10,7}$ përcaktohet përmes një interpolimi të përshtatshëm, në vendndodhjen e marrësit. Modeli mund të përdoret në këtë mënyrë ose me vlera fikse “mesatare”, për shembull koeficientet ITU-R dhe/ose mesataren mujore të parametrin $F_{10,7}$, ose mund të përditësohet duke përdorur vlerat e matura në nivel lokal ose duke përdorur hartat rajonale të koeficientëve, bazuar në vlerat e rrjetit të ndërtuar, nga të dhënat e marra në vende të caktuara.

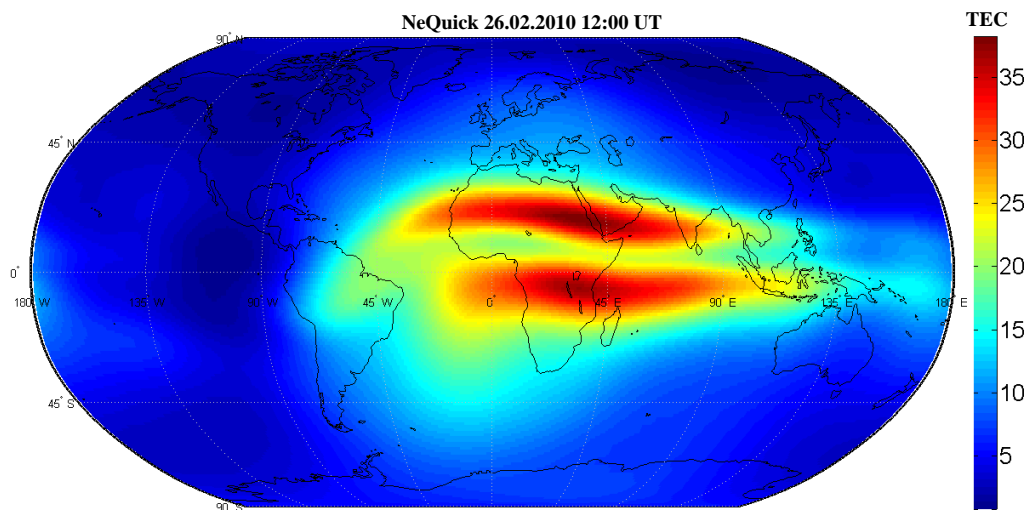


Figura 4.7 Shembull i hartës *NeQuick* vertikale TEC (në njësitë TEC)

Modeli ofron në dalje, përqëndrimin e elektroneve në profilin vertikal duke dhënë lartësinë (duke përfshirë lartësinë satelitore GNSS) dhe përqëndrimin e elektroneve përgjatë rrugës arbitrare Tokë-satelit (ose satelit-satelit), Vertical Total Electron Content (vTEC) deri në çdo lartësi të dhënë dhe Slant Total Electron Content (sTEC) ndërmjet një vendndodhjeje në Tokë dhe çdo vendndodhjeje në hapësirë. Një shembull i hartës vertikale TEC (në njësitë TEC) duke përdorur koeficientet ITU-R është paraqitur në figurën 4.7.

4.4.5 Efekti relativist

Matjet e pseudo-distancës dhe në veçanti devijimi i orës së satelitit ndikohen nga efektet relativiste. Me qëllim kompensimin e gabimeve relativiste, frekuenca e orës së satelitit kalibrohet në vlerën 10.22999999545MHz [2] në mënyrë që frekuenca e vrojtuar, nga përdoruesi në nivelin e detit, të jetë 10.23MHz (frekuenca themelore) dhe që ai të mos këtë nevojën e korigjimit të këtij efekti. Përdoruesi, duhet të marrë në konsideratë efektin periodik relativist falë jashtëqëndërsisë të orbitës së satelitit. Ekzaktësisht, gjysma e gabimit të efektit periodik, shkaktohet nga ndryshimet periodike në shpejtësinë e satelitit, referuar kuadrinercial ECI (*Earth Centered Inertial*), ndërsa gjysma tjetër shkaktohet nga ndryshimet periodike në potencialin gravitacional të satelitit. Kur sateliti është në *perigje*, shpejtësia e satelitit është më e lartë dhe potenciali gravitacional është i ulët, për pasojë ora e satelitit “ecën” më ngadalë. Kur sateliti është në *apogje*, shpejtësia e satelitit është e ulët dhe potenciali gravitacional është më i lartë, pra ora e satelitit “ecën” më shpejt. Ky efekt mund të kompensohet nga shprehja (4.34):

$$\Delta t_r = Fe \sqrt{A} \sin E_k \quad (4.34)$$

ku $F = -4.442807633 \cdot 10^{-10} \text{m/s}$, e është jashtëqëndërsia e orbitës së satelitit, A është gjysëm aksi i madh i orbitës së satelitit dhe E_k është anomalia e jashtëqëndërsisë e orbitës së satelitit. Në literaturë, njihet si efekti relativist dhe mund të arrijë vlerën maksimale prej 70ns (në rendin e 21 metrave). Për shkak të rrotullimit të Tokës, gjatë transmetimit të sinjalit, kemi gabimin relativist i cili quhet *Efekti Sagnac*; ky fenomen është ilustruar në figurën 4.9. Gjatë kohës së përhapjes, ora në sipërfaqen e Tokës do të pësojë një rrotullim në lidhje me kuadrin e referencës.

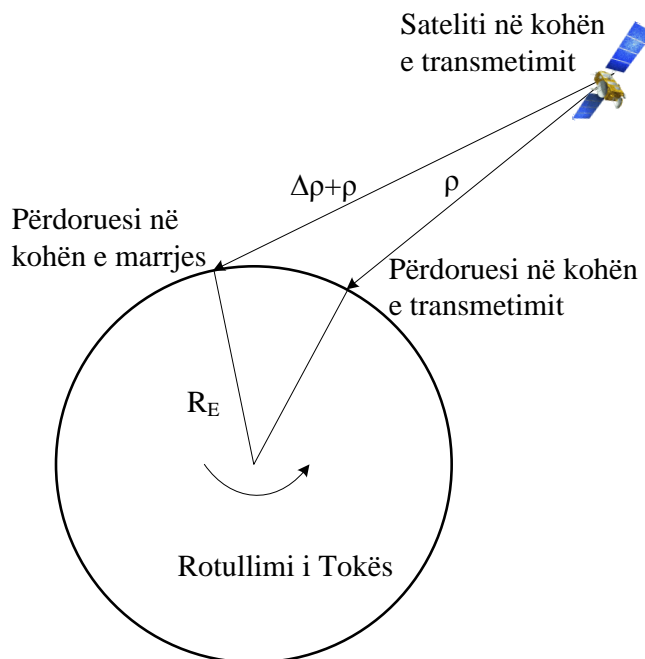


Figura 4.8 Efekti *Sagnac*

4.4.6 Efektet e *multipath*-it

Multipath është një nga burimet kryesore për aplikacionet në ambientet e jashtme dhe të brendshme. Për shkak të *multipath*-it, sinjali arrin në marrës nga shumë drejtime përmes reflektimeve nga Toka dhe nga objektet fqinje, ndërtesat dhe automjetet siç tregohen në figurën 4.10. *Multipath* jo vetëm që shtrembëron kodin PRN dhe të dhënat e navigimit të moduluara në bartese, por gjithashtu edhe fazën e bartëses. Prania e sinjalit mund të ndikojë indirekt në degradimin e pseudo-distancës, pasi gjeneron shtrembërime të vlerës pik të korelacionit. Për të luftuar efektet e *multipath*-it, vendosja e antenës është shumë e rëndësishme. Antena duhet të vendoset mbi reflektuesin më të lartë për të shmangur valët mbi horizontin. Lartësia e antenës është një tjetër parametër i rëndësishëm; në disa mjedise, është lehtësisht e dallueshme nëse shpërfillet ndryshimi në lartësinë e antenës modifikohet performanca e marrësit [13].

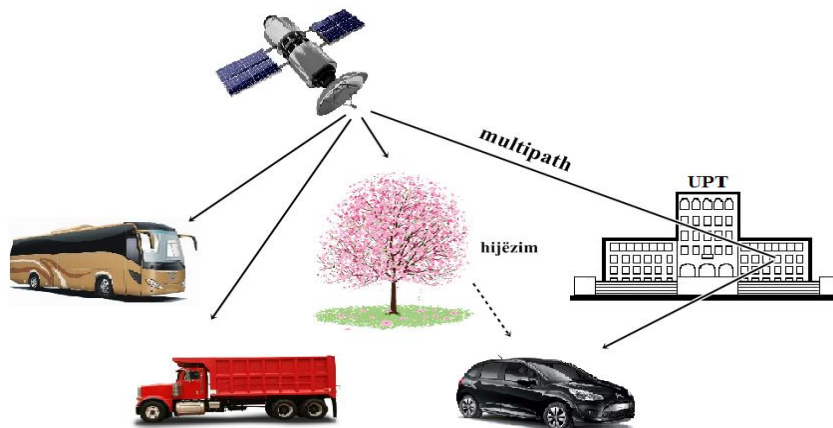


Figura 4.9 Efekti i *multipath*-it

4.4.7 Burimet e tjera të gabimeve

Dy klasa të tjera gabimi të cilat ndryshojnë matjet e pseudo-distancës janë:

- gabimet *efemeris*,
- gabimet e marrësit.

Gabimet *efemeris*, gjenerohen kur mesazhi GPS nuk transmeton vendndodhjen e saktë të satelitit. Është tipike që komponentja rrezore e këtij gabimi, të jetë më e vogël: gabimet tangenciale dhe *cross-track* mund të jenë një rend më të mëdha. Për shkak se gabimet e satelitit, reflektojnë një parashikim pozicionimi, kanë tendencë të rriten me kohën nga *upload*-i i fundit i stacionit të kontrollit. Është e mundur që, një pjesë e gabimit të disponueshmërisë selektive të shtohet te *efemeris*. Siç është raportuar gjatë fazës së parë në 1984, për parashikime mbi 24 orë, diapazoni i gabimit që i atribuohet *efemeris* ishte 2.1m. Këto gabime janë afërsisht të korelueshme me orën e satelitit, siç pritej. Këto gabime janë të njëjtat si për kodin $P(Y)$ ashtu edhe për kodin C/A . Gabimet e matjeve, shkaktohen edhe nga qarqet e gjurmimit të marrësit. Burimi dominant i gabimit të matjes së pseudo-distancës është zhurma termike. Burimi i dytë i gabimeve përfshin rezolucionin hardware dhe software dhe stabilitetin e oshilatorit. Vlerat e zhurmës dhe të gabimit të rezolucionit në marrësit e rinj modernë janë të rendit 1.5m për kodin C/A dhe 20cm për kodin $P(Y)$ [2].

Tabela 4.1 Buxheti i gabimeve të pseudo-distancës për GPS

Segmenti	Burimi i gabimeve	Gabimi GPS 1 σ [m] me SA	Gabimi GPS 1 σ [m] pa SA
Hapësinor	Stabiliteti i orës së satelitit	3.0	3.0
	Turbulencat e satelitit	1.0	1.0
	Disponueshmëria Selektive	32.3	-
	Të tjera (rrezatimi termik)	0.5	0.5
Kontrollit	Gabimi i parashikimit <i>efemeris</i>	4.2	4.2
	Të tjera	0.9	0.9
Përdoruesit	Vonesa jonosferike	5.0	5.0
	Vonesa troposferike	1.5	1.5
	Zhurma e marrësit dhe rezolucioni	1.5	1.5
	<i>Multipath</i>	2.5	2.5
	Të tjera (bias të ndër-kanaleve)	0.5	0.5
Sistemi UERE	Totali (<i>rms</i>)	33.3	8.0

4.5 Efekti Doppler

Për shkak të lëvizjes së satelitit, efekti *Doppler* shkakton zhvendosje si në frekuencën e bartëses dhe më pas në kodet e marra. Këto efekte, janë shumë të rëndësishme për marrjen dhe gjurmimin e sinjaleve GNSS [3]. Për të gjetur informacion në diapazonin e frekuencës *Doppler* përdoret gjeometria e thjeshtëzuar, siç tregohet në figurën 4.11. Rrezja e Tokës është afërsisht 6378km rreth ekuatorit dhe afërsisht 6357km kalon nëpër pole dhe rrezja mesatare r_e mund të konsiderohet 6368km. Rrezja e orbitës së satelitit r_s për GPS është 26,560km, që është 20,192km mbi sipërfaqen e Tokës. Për Galileon rrezja e orbitës së satelitit është 29,600km, që është afërsisht 23,232km mbi sipërfaqen e Tokës. Kjo lartësi është për afërsisht distancë më e shkurtër ndërmjet një përdoruesi në sipërfaqen e Tokës dhe satelitit, i cili ndodhet në afërsi të këndit të *zenit*-it ose këndit të ngritjes për afërsisht 90 gradë. Në GPS dhe Galileo, orbitat janë pothuajse rrethore dhe perioda orbitale mund të llogaritet nga (4.35) [16]:

$$T_{circ} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{GM}} \quad (4.35)$$

Ku a është gjymë-aksi i madh i orbitës (i barabartë me rrezën) dhe GM është produkti i konstantes gravitacionale dhe masës së Tokës. Në WGS84, vlera e GM është $3,986,004.418 \cdot 10^8 \text{ m}^3/\text{s}^2$. Duke përdorur formulën e mësipërme (4.35), perioda orbitale për GPS është për afërsisht 43,080 sekonda ose 11 orë e 58 minuta. Për Galileon, perioda

orbitale është përafërsisht 50,680 sekonda ose 14 orë e 5 minuta. Duke njohur kuptimin e rrezes orbitale r_s , shpejtësia këndore $d\vartheta/dt$ e satelitit mund të llogaritet nga (4.36):

$$\frac{d\vartheta}{dt} \approx \frac{2\pi}{T_{circ}} \quad (4.36)$$

dhe shpejtësia v_s llogaritet nga (4.37):

$$v_s = \frac{r_s d\vartheta}{dt} \quad (4.37)$$

duke dhënë $v_s = 3874$ m/s për GPS dhe $v_s = 3670$ m/s për Galileo. Këto parametra janë përmbledhur në tabelën 4.3.

Tabela 4.3 Parametrat për GPS dhe Galileo

Parametrat	GPS	Galileo
r_e	6368 km	6368 km
r_s	26560 km	29600 km
r_h	20192 km	23232 km
T_{circ}	43080 sek	50680 sek
v_s	3.874 km/s	3.670 km/s

Nga figura 4.10, vërehet se sateliti është në pikën S , ndërsa A tregon pozicionin e përdoruesit; efekti *Doppler* është shkaktuar nga shpejtësia e rrezes së satelitit v_d në drejtim të përdoruesit:

$$v_d = v_s \sin\beta$$

Kjo mund të shprehet në termat e këndit θ , duke përdorur marrëdhënien gjeometrike në lidhje me trekëndëshin OAS , përftohet (4.38):

$$v_d = \frac{v_s r_e \cos\vartheta}{AS} = \frac{v_s r_e \cos\vartheta}{\sqrt{r_e^2 + r_s^2 - 2r_e r_s \sin\vartheta}} \quad (4.38)$$

Maksimumi i funksionit mund të gjëndet duke marrë derivatin e v_d kundrejt këndit θ dhe duke barazuar rezultatin me zero si në (4.39).

$$\frac{dv_d}{d\vartheta} = \frac{v r_e (r_e r_s \sin^2\vartheta - (r_e^2 + r_s^2 \sin\vartheta + r_e r_s))}{(r_e^2 + r_s^2 - 2r_e r_s \sin\vartheta)^{2/3}} = 0 \quad (4.39)$$

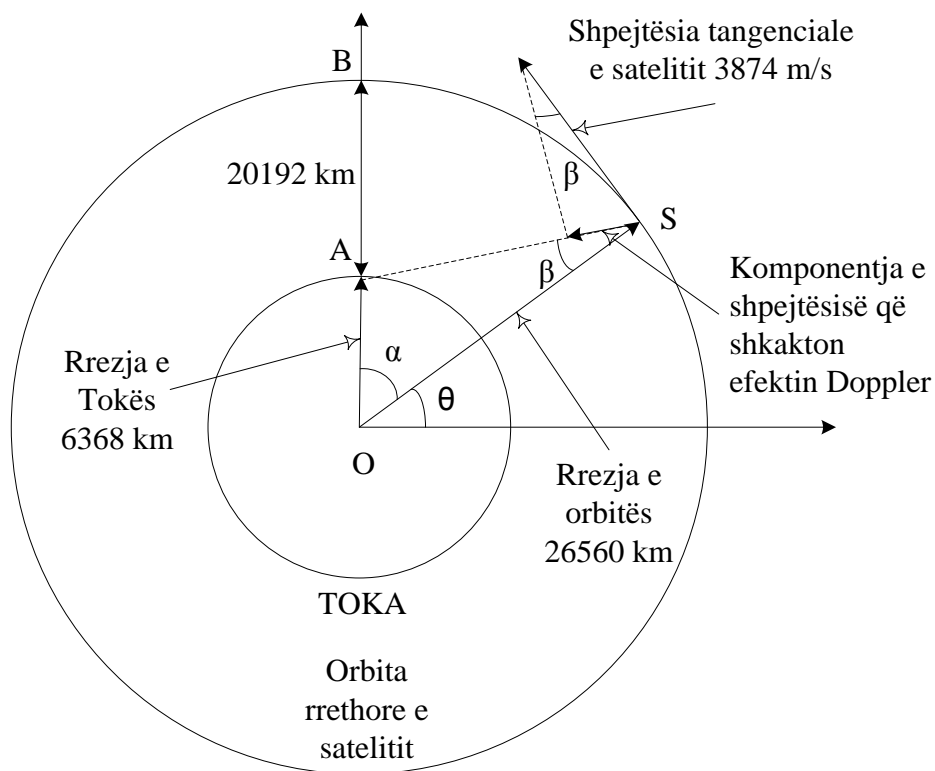


Figura 4.10 Frekuenca Doppler e shkaktuar nga lëvizja e satelitit

Nga relacioni (4.39) është e mundur të përftojme (4.40):

$$\sin \vartheta = \frac{r_e}{r_s} \Rightarrow \vartheta = \sin^{-1} \left(\frac{r_e}{r_s} \right) \quad (4.40)$$

që është afërsisht 0.242 radian për GPS dhe 0.217 radian për Galileo.

Vlera maksimale, sigurohet kur sateliti është në horizont (këndi më i ulët). Nga ana tjetër, kur $\theta = 0^\circ$ shpejtësia *Doppler* është zero, siç pritej [3]. Duke konsideruar shpejtësinë e orbitës v_s , shpejtësia këndore maksimale v_{dm} për GPS mund të llogaritet si:

$$v_{dm} = \frac{r_e v_s}{r_s} \quad (4.41)$$

Për GPS, ka vlerën afërsisht 929m/s, dhe për Galileo afërsisht 790m/s. Prandaj, duke njohur Dopplerin maksimal, frekuenca e zhvendosjes është:

$$f_{dr} = \frac{f_r v_{dm}}{c} \quad (4.42)$$

dhe duke njohur frekuencën qendrore *Doppler* në L_1 (1575.42 MHz), marrim frekuencën 4.9kHz për GPS dhe 4.2kHz për Galileo. Prandaj, në bartësen L_1 (E_1) zhvendosja

maksimale *Doppler* është afërsisht 700Hz më pak për Galileon krahasuar me GPS. Prandaj, mund të thuhet që për një vëzhgues të palëvizshëm, frekuenca maksimale e zhvendosjes *Doppler* është $\pm 5\text{kHz}$. Konsiderata të ngjashme mund të bëhen për zhvendosjen e frekuencës *Doppler* në kodin C/A (periodën e kodit); është më e vogël për shkak të frekuencës së ulët, që është 1540 herë më e ulët se frekuenca bartëse. Frekuenca *Doppler* është:

$$f_{ac} = \frac{f_c v_h}{c} = \frac{1023 \times 10^6 \times 929}{3 \times 10^8} = 3.2 \text{ Hz} \quad (4.43)$$

Përveç aplikacioneve me dinamika të larta, ose me kohë shumë të gjatë integrimi në marrës, në pjesën më të madhe të rasteve efekti *Doppler* në shpejtësinë e kodit është i neglizhueshëm në krahasim me çrregullimet e tjera. Në marrës, gjatë gjurmimit të fazës, shkalla e ndryshimit të zhvendosjes *Doppler* duhet të ndiqet. Shkalla e ndryshimit është shpejtësia jo konstante v_d dhe gjendet duke marrë derivatin e v_d në lidhje me kohën si në (4.44).

$$\frac{dv_d}{dt} = \frac{dv_d}{d\vartheta} \frac{d\vartheta}{dt} = \frac{vr_e(r_e r_s \sin^2 \vartheta - (r_e^2 + r_s^2 \sin \vartheta + r_e r_s))}{(r_e^2 + r_s^2 - 2r_e r_s \sin \vartheta)^{3/2}} \frac{d\vartheta}{dt} \quad (4.44)$$

$$\left. \frac{dv_d}{dt} \right|_{\max} = \left. \frac{vr_e \frac{d\vartheta}{dt}}{\sqrt{r_e^2 + r_s^2 - 2r_e r_s \sin \vartheta}} \right|_{\vartheta=\pi/2} \quad (4.45)$$

Në ekuacionin (4.45) tregohet shkalla maksimale e ndryshimit të shpejtësisë v_d kur $\vartheta = \frac{\pi}{2}$. Nga kjo vlerë, shkalla e ndryshimit të frekuencës *Doppler* merr formën:

$$\delta f_{ar} |_{\max} = \frac{dv_d}{dt} \frac{f_r}{c} \quad (4.46)$$

Për GPS, ka vlerën 0.178m/s^2 , ose 0.93Hz/s ; për Galileo, ka vlerën 0.125m/s^2 , ose 0.66Hz/s . Duhet theksuar se, vlerat e mësipërme janë nxjerrë për një përdorues stacionar. Siç vërehet, në rastin e një mjedisi dinamik (për shembull një marrës në bordin e avionit ose një reaktivi) llogaritjet e mëparshme duhet të korrigjohen dhe të përshtaten, duke marrë në konsideratë shpejtësinë relative, ndërmjet satelitit dhe përdoruesit, si dhe nxitimin e mundshëm.

KAPITULLI 5

Monitorimi i integritetit i sistemit GPS

Aplikacionet kritike të sigurisë, kërkojnë konsiderimin e matjes së besueshmërisë së zgjidhjes së ofruar të pozicionimit, nga sistemet e navigimit. Kjo matje e besueshmërisë njihet si integritet. Aktualisht, përdoruesit mund të përcaktojnë integritetin e tyre përmes algoritmave të monitorimit të integritetit, në mënyrë autonome në marrësit satelitor (RAIM), ose duke përdorur burime të jashtme mbi të dhënat e integritetit si p.sh., sistemet e përmirësimit të bazuar tek satelitët (SBAS). Monitorimi autonom i integritetit, në marrësit satelitor, përbën metodën më të thjeshtë dhe me kosto efektive në monitorimin e integritetit. Koncepti bazë, që qëndron pas RAIM, është përdorimi i informacioneve shtesë për të verifikuar zgjidhjet e përftuara për pozicionin e përdoruesit. Duke qenë se pothuajse në të gjitha rastet do të kemi në pamje të drejtpërdrejtë më shumë satelitë se numri minimal i kërkuar 4 (nevojiten për të përcaktuar pozicionin në hapësirën tri-dimensionale 3D dhe *bias*-in e orës së përdoruesit), atëherë ekziston informacioni shtesë në lidhje me pseudo-distancat e satelitëve. Në këtë rast, gjetja e pozicionit mund të përftohet ose nga bashkësia më e mirë e satelitëve ose nga të dhënat e mbipërcaktuara (shtesë). Përputhja e matjeve shtesë, përbën një pikë kyçe për të treguar nëse një satelit GPS ose ndonjë njësi tjetër, po funksionon jashtë specifikimeve dhe nëse ky gabim e shndërron në të papërdorshme zgjidhjen e gjetur të pozicionit.

Në këtë kapitull, fillimisht është dhënë një vështrim mbi konceptin e integritetit, si një garanci për përdoruesin që, informacioni i ofruar nga sistemi i navigimit është korrekt. Më pas, paraqiten algoritmet RAIM, të fokusuar në metodat kryesore të zbatimit. Këto jepen si vijon: 1) metoda e krahasimit të distancës e paraqitur fillimisht në [17], 2) metoda e mbetjeve të katrorëve më të vegjël e propozuar nga Parkinson dhe Axelrad [18], dhe 3) metoda e paritetit siç përshkruhet në kontekstin e GPS në artikujt nga Sturza dhe Brown [19],[20].

5.1 Koncepti i integritetit

Integriteti është para së gjithash një garanci për përdoruesin, që informacioni i ofruar nga sistemi në tërësi është korrekt dhe një veprim i caktuar mund të përfundojë pa problem. Integriteti, varet fuqimisht nga karakteristikat e përdorimit dhe nga karakteristikat e mjedisit. Të gjithë sistemet moderne, të navigimit satelitor, duhet të ofrojnë shërbimin e integritetit, sepse është vendimtare në funksionimet kritike, siç janë

ulja e avionëve në pistë ose afrimi i sigurtë i anijeve në port. Megjithatë, integriteti është saktësisht i lidhur me parametrat e tjerë të funksionimit, të cilat do të tregohen më tej. Për të përfunduar një veprim kritik, me ndihmën e sistemit të navigimit, këto parametra duhet të supozohen me një vlerë specifike, e cila është e ndryshme për çdo veprim. Këto vlera, janë përcaktuar nga organizata ndërkombëtare për të arritur nivelin e dëshiruar të sigurisë, në mjedise të ndryshme, si aviacioni civil, aplikimet detare dhe hekurudhore. Në këtë mënyrë, sistemi (ose bashkësia e sistemeve) i cili përdoret për të llogaritur pozicionin, duhet të projektohet siç duhet për të përmbushur këto kërkesa, të cilat janë të përcaktuara në nivelin e përdoruesit. Veçanërisht, GPS dhe Galileo kanë konceptin e tyre të integritetit: i pari përdor një përmirësim të sistemit ekzistues gjë e cila është standardizuar dhe zbatuar në shumë marrës; ndërsa i dyti, është akoma në zhvillim dhe do të japë shërbimin e tij të integritetit, si një sistem më vete.

5.2 Parametrat e funksionimit

Parametrat e funksionimit [21], japin një matje të kualitetit të sistemit të navigimit. Këto parametra janë të përshkruara shkurtimisht më poshtë.

5.2.1 Saktësia

Saktësia është shkalla e konformitetit ndërmjet pozicionit të vlerësuar dhe pozicionit aktual. Për çdo pozicion të vlerësuar, në një vendndodhje specifike, probabiliteti që gabimi i pozicionit të jetë brenda saktësisë së kërkuar, duhet të jetë të paktën 95 përqind. Për këtë, kërkesa e saktësisë është përcaktuar si një vlerë $2\text{-}\sigma$. Kërkesa të ndryshme të saktësisë, jepen për gabimin vertikal dhe gabimin horizontal.

5.2.2 Integriteti

Integriteti është një matje e besimit, që mund të vendoset në korrektësinë e informacionit të siguruar nga i gjithë sistemi. Integriteti, përfshin aftësinë e sistemit për të ofruar paralajmërime (alarme) në kohë dhe të vlefshme tek përdoruesi, kur sistemi nuk duhet të përdoret për funksione të caktuara. Performanca e integritetit specifikohet nga matja e tre parametrave:

- *Alert limit (AL)*: është maksimumi i gabimeve të lejuara, në zgjidhjen e pozicionimit të përdoruesit, përpara se një alarm të krijohet brenda specifikave të kohës së alarmit. Ky limit alarmi është në varësi të funksionimit të konsideruar dhe çdo përdorues është i përgjegjshëm për përcaktimin e integritetit të tij, në

lidhje me këtë limit, për një funksionim të dhënë, duke ndjekur informacionin e dhënë nga sinjali GNSS. Ekzistojnë *Limiti i Alarmit Vertikal (Vertical Alert Limit – VAL)* dhe *Limiti i Alarmit Horizontal (Horizontal Alert Limit – HAL)*.

- *Time To Alert (TTA)*: koha për alarm, është përcaktuar si koha që nga fillimi i një alarmi, deri në momentin që alarmi të shfaqet në ndërfaqen e përdoruesit. Koha për të zbuluar gjendjen e alarmit është përfshirë si një komponente e kësaj kërkesë.
- *Integrity Risk (IR)*: ky është probabiliteti, përgjatë periudhës së funksionimit që një gabim, cilido qoftë burimi, duhet të rezultojë në një llogaritje paraprake të vlerës maksimale të lejuar në pozicionimin e gabuar e quajtur Alert Limit dhe përdoruesi nuk është i informuar, brenda kohës së përcaktuar në alarm.

5.2.3 Vazhdueshmëria

Vazhdueshmëria është aftësia e sistemit të navigimit për të ofruar shërbimin e kërkuar në një periudhë kohe pa ndërprerje. Vazhdueshmëria, lidhet me aftësinë e sistemit të navigimit për të ofruar një rezultat të navigimit me saktësi dhe integritet të caktuar, gjatë gjithë funksionimit të kërkuar, duke supozuar që ka qënë i disponueshëm që në fillim të funksionimit. Rreziku i vazhdueshmërisë është probabiliteti që sistemi do të ndërpritet padashur dhe nuk do të ofrojë informacion për funksionin e kërkuar.

5.2.4 Disponueshmëria

Disponueshmëria e sistemit të navigimit është aftësia e sistemit për të ofruar funksionet e kërkuara dhe performancë, në fillim të funksionit të caktuar. Disponueshmëria është një e dhënë e aftësisë së sistemit, për të ofruar shërbim të përshtatshëm, brenda zonës së mbulimit të specifikuar. Disponueshmëria e sinjalit është përqindja e kohës, që sinjalet e navigimit të transmetuar nga burimet e jashtme, janë të disponueshme për t'u përdorur. Disponueshmëria është një funksion i karakteristikave fizike të mjedisit dhe aftësive teknike të pajisjeve transmetuese.

5.3 Monitorimi i integritetit

Integriteti, shpesh është përkufizuar si aftësia e sistemit të navigimit për të ofruar në kohë, paralajmërimin tek përdoruesi kur nuk i këshillohet përdorimi i sistemit të navigimit. Sistemi GPS, aktualisht ofron informacionin bazë të integritetit për përdoruesit përmes mesazhit të navigimit, por nuk është e mjaftueshme në kohë, për aplikacionet

kritike të sigurisë. Monitorimi i integritetit [22] në marrësin satelitor është thelbësor në aplikacionet kritike të sigurisë, për të garantuar një shkallë besueshmërie të paracaktuar të integritetit për funksionin e navigimit, gjatë disa mënyrave të funksionimit. Një shembull tipik i një aplikacioni ku monitorimi i integritetit është thelbësor është aviacioni. Megjithatë, teknikat e monitorimit të integritetit, janë gjithashtu të rëndësishme në aplikacionet më pak kritike, për garantimin e zgjidhjes së pozicionit të përdoruesit, me një cilësi të pranueshme edhe pse me sinjale me fuqi të dobët. RAIM [23] është një mënyrë e dhënies së integritetit me mundësinë e zbulimit, kur një satelit dështon ose ndodh një gabim në matje. RAIM është bazuar në kontrollin e vazhdueshëm të zgjidhjes dhe kërkon matje të tepërta: në pozicionimin tre-dimensional, ku të paktën katër matje janë të nevojshme për llogaritjen e pozicionit dhe të kohës, zbulimi i dështimit kërkon të paktën pesë matje dhe për përjashtimin e dështimit, të paktën gjashtë matje. Në rastin e zgjidhjes së detyruar të navigimit, për shembull me lartësi konstante, atëherë në parim katër dhe pesë matje janë të mjaftueshme për zbulimin dhe përjashtimin, respektivisht.

Tradicionalisht, RAIM dhe performanca e tij janë kryesisht të lidhura me detyrat e monitorimit të integritetit në aviacion dhe aplikacione të tjera kritike të sigurisë, ku ekzistojnë relativisht, kushte të mira të marrjes së sinjaleve në *line-of-sight* dhe aty janë shpesh rregulla fikse për mënyrat e mirëpërcaktuara të integritetit. Në mjediset e funksionimit të RAIM tradicional, qëllimi është eliminimi i matjes me gabime të mëdha, për shembull, ora e satelitit ose dështimet *efemeris*, të cilat mund të shkaktohen nga dështime të satelitit ose të segmentit të kontrollit. Këto gabime janë shumë të rralla, me një vlerë tipike, prej një gabimi në 18 deri në 24 muaj, në sistemin GPS. Në sajë të ndodhjes rrallë të këtyre gabimeve, zakonisht në literaturën tradicionale të RAIM, supozohet që vetëm një matje e gabuar – gjithashtu quhet *blunder* ose *outlier* – nevojitet të zbulohet në një interval matje. Matjet GNSS, gjithashtu mund të jenë të gabuara për shkaqe të ndryshme nga problemet e segmentit të kontrollit ose të segmentit hapësinor. Në mjediset e brendshme dhe mjedise të tjera me sinjal të dobët, gabimet më të rëndësishme shkaktohen nga përhapja *multipath* dhe shuarja. Në këto mjedise me sinjal të dobët, gjithashtu matjet me një raport sinjal – zhurmë (SNR) të lartë, janë shpesh të gabuara për shkak të efekteve *multipath*. Sinjalet me një SNR më të ulët, mund të jenë me kualitet të mirë, të cilët shuhën vetëm nga pengesat, por ato mund të jenë tërësisht të gabuara, për shembull kur marrësi “kyçet” në një sinjal tërësisht të gabuar (ndërkorrelimi). Për shkak të këtyre efekteve, gjendja e sinjalit të dobët, rezulton në një numër të madh matjesh të gabuara dhe RAIM është një funksion i rëndësishëm për garantimin e një saktësie të lartë, në kushtet e një sinjali të dobët në çdo aplikim.

5.4 Monitorimi autonom i integritetit të marrësit

Siç përmendet edhe më sipër, RAIM është një mënyrë për të ofruar integritet me mundësinë e zbulimit kur një satelit dështon ose ka ndodhur një matje e gabuar. Skema të ndryshme të RAIM janë propozuar dhe të gjitha janë bazuar në disa tipe vetë-kontrolli të vazhdueshëm, ndërmjet matjeve të disponueshme. Sigurisht, nevojitet informacion shtesë për RAIM për të qënë efektiv. Dy artikujt e parë, të prezantuar në takimin *ION (Institute of Navigation)* kanë interes të veçantë, sepse ilustrojnë dy përjasje të ndryshme në RAIM:

1. Artikulli i Lee [17] është një shembull i mirë për atë që tani i referohemi si skemë *snapshot*. Me këtë metodë, vetëm matjet e tepërta aktuale, përdoren në vetë-kontrollin e vazhdueshëm.
2. Në anën tjetër, artikulli i Brown dhe Hwang [24] tregon një skemë ku matjet e mëparshme dhe aktuale, së bashku me supozime të mëparshme në lidhje me mjetin në lëvizje, janë përdorur në vendimin e RAIM. Skema të tilla, referohen si skema mesatarizuese ose filtruese.

Përjasja *snapshot* është më e pranueshme sesa të tjerat aktualisht sepse ka avantazhin që të mos bëjë asnjë supozim ose pyetje, se si sistemi mbërrin në stadin aktual. Ajo interesohet veçanërisht për stadin në të cilin ndodhet “tani” sistemi dhe RAIM vendos për dështimin ose mos dështimin, bazuar vetëm në vërtetimet aktuale.

Struktura teorike e RAIM është teoria e detektimit statistikor. Shtrohen dy hipoteza testimi pyetëse: 1) A ekziston një dështim? dhe 2) nëse po, cili është sateliti i dështuar? (zakonisht supozohet se kemi vetëm një dështim në kohë). Përgjigjia e pyetjes së parë është e mjaftueshme për navigimin suplementar sepse, supozohet se ka një sistem navigimi alternativ ndihmës nëse është zbuluar një dështim. Megjithatë, në rastin kur sistemi i navigimit përdoret i vetëm, të dyja pyetjeve u duhet dhënë përgjigje. Kështu, sateliti i dështuar, duhet të identifikohet dhe eliminohet nga zgjidhja e navigimit, në mënyrë që përdoruesit (mjetet, aeroplanët) të mund të lëvizin të sigurtë. Siç mund të pritët, përcaktimi se cili satelit ka dështuar, është më e vështirë se thjesht zbulimi i dështimeve dhe kërkon më shumë matje shtesë.

Tre metodat e RAIM kanë marrë vëmendje të veçantë, në artikujt e fundit mbi integritetin GPS. Këto janë si më poshtë:

- 1) metoda e krahasimit të distancës e paraqitur fillimisht nga Lee [17],

- 2) metoda e mbetjes së katrorëve më të vegjël e propozuar nga Parkinson dhe Axelrad [18] dhe
- 3) metoda e paritetit siç përshkruhet në kontekstin e GPS në artikujt nga Sturza dhe Brown [19],[20].

Të tre metodat, janë skema të zbulimit *snapshot* sepse supozojnë që matjet e tepërta, të distancës të ndikuara nga zhurma, janë të disponueshme në një çast të dhënë në kohë. Gjithashtu, në të gjitha rastet, problemi algjebrik, linearizohet përreth disa vlerave nominale të pozicionit të mjetit dhe zhvendosjes së orës. Marrëdhëniet e matjeve bazë, përshkruhen nga një sistem i mbi-përcaktuar i ekuacioneve lineare të formës (5.1) ku:

$$\mathbf{y} = G\mathbf{x}_{true} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (5.1)$$

- n = numri i matjeve të tepërta,
- \mathbf{y} = diferenca ndërmjet matjes së distancës aktuale (ose të pseudo-distancës) dhe distancës së parashikuar, bazuar në pozicionin nominal të përdoruesit dhe zhvendosjes së orës (\mathbf{y} është një vektor $n \times 1$),
- \mathbf{x}_{true} = tre komponentet e pozicionit të vërtetë të shmangur nga pozicioni nominal, plus shmangia e zhvendosjes së orës së përdoruesit (\mathbf{x}_{true} është një vektor 4×1),
- $\boldsymbol{\varepsilon}$ = vektori i matjeve të gabuara të shkaktuara nga zhurma e marrësit, ndryshimet në përhapje, pasaktësia e pozicionit të satelitit dhe gabimit të orës së satelitit, disponueshmëria selektive dhe gabimet e papritura të shkaktuara nga keqfunksionimi i një sateliti ($\boldsymbol{\varepsilon}$ është një vektor $n \times 1$),
- G = matrica e zakonshme e lidhjes lineare e arritur nga linearizimi përreth pozicionit të përdoruesit dhe zhvendosjes së orës. (G është një matricë $n \times 4$). Ky ekuacion është i përbashkët për të gjithë metodat e përshkruara të RAIM.

5.4.1 Metoda e krahasimit të distancës

Imagjinojmë se kemi gjashtë satelitë në pamje direkte. Do të kemi gjashtë ekuacione me katër të panjohura. Supozojmë se zgjidhëm ekuacionet e para (sikur nuk ka zhurmë) dhe përftojmë një zgjidhje që kënaq katër ekuacionet e para. Rezultati i zgjidhjes më pas mund të përdoret për të parashikuar dy matjet e tjera dhe vlerat e parashikuara mund të krahasohen me vlerat aktuale të matura siç paraqitet në figurën 5.1.

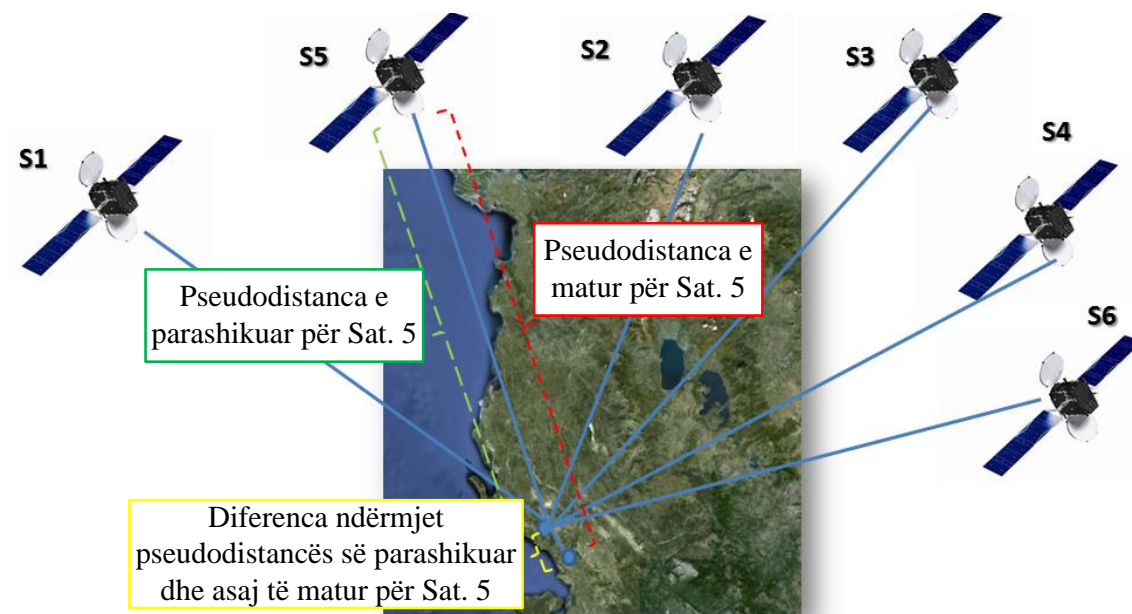


Figura 5.1 Metoda e krahasimit të distancave

Nëse dy diferencat (mbetjet) janë të vogla, kemi përputhje të afërt në matje dhe algoritmi i zbulimit tregon “jo dështim”. Në anën tjetër, nëse njëra ose të dyja mbetjet janë të mëdha, deklarohet “dështim”. Ky është thelbi i metodës krahasuese të distancës. Mbetet vetëm të përcaktojmë çfarë kuptojmë me “e vogël” dhe “e madhe” dhe me vlerësim të rregullit të performancës.

Një rregull vendimtar, ndan planin në dy zona të dallueshme, njëra i korespondon hipotezës “pa dështim” dhe tjetra i korespondon hipotezës “dështim”. Një mënyrë e zakonshme për të zgjedhur kufirin vendimtar është të jetë një kontur me densitet probabilistik të barabartë i kushtëzuar në supozimin se asnjë satelit nuk po keqfunksionon. Nëse statistikët e zhurmës janë Gausiane, konturi do të jetë eliptik, siç tregohet në figurën 5.2, dhe konturi i zgjedhur është ai që vendos shkallën e alarmit në vlerën e dëshiruar. Për shembull, shkalla e alarmit mund të vendoset 1/15000, siç specifikohet në RTCA MOPS [25]. Vendosja e kufirit sasior, vendos rregullat dhe gjithçka mbetet është vlerësimi i performancës së algoritmit nën hipotezën alternative. Konturi eliptik (ose sipërfaqja në hapësirën e mbyllur) e bën pak të vështirë llogaritjen e rregullit të vendimmarrjes. Megjithatë, konceptualisht, rregulli është i thjeshtë: vendoset “jo dështim” nëse testi statistikor ndodhet brenda sipërfaqes; vendoset “dështim” nëse ndodhet jashtë sipërfaqes.

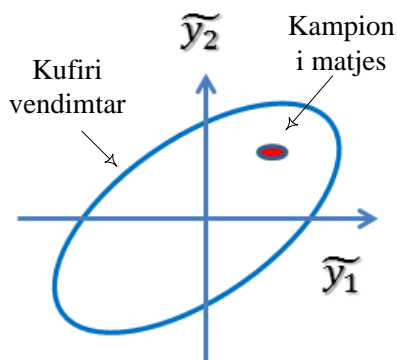


Figura 5.2 Plani i testit statistikor për rastin e gjashtë satelitëve

5.4.2 Metoda e matjeve të katrorëve më të vegjël

Në bazë të shembullit të metodës së krahasimit, imagjinojmë situatën me gjashtë satelitë në pamje të drejtpërdrejtë ku kemi gjashtë ekuacione me katër të panjohura. Tani në vend të zgjidhjes së katër ekuacioneve të parë, me supozimin se nuk ka zhurmë, përdoret zgjidhja e katrorëve më të vegjël. Kjo është e njohur dhe jepet në [18] dhe [26].

$$\hat{\mathbf{x}}_{LS} = (G^T G)^{-1} G^T \mathbf{y} \quad (5.2)$$

Zgjidhja e katrorëve më të vegjël, mund të përdoret për të parashikuar gjashtë matjet, në përshtatje me:

$$\mathbf{y}_{i \text{ parashikuar}} = G \hat{\mathbf{x}}_{LS} \quad (5.3)$$

Gjashtë mbetjet, trajtohen në *domainin* e matjeve në të njëjtën mënyrë siç bëhet në metodën e krahasimit të distancës. Më pas, mbetjet mund të grupohen bashkë si një vektor me përmasa 6×1 , që quhet $\boldsymbol{\varepsilon}$. Zëvendësimi $\hat{\mathbf{x}}_{LS}$ nga ekuacioni (5.2) në ekuacionin (5.3) çon në ekuacionin për $\boldsymbol{\varepsilon}$:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{y} - \mathbf{y}_{i \text{ parashikuar}} = [I - (G^T G)^{-1} G^T] \mathbf{y} \quad (5.4)$$

Ky është transformimi linear, që merr diapazonin e matjeve \mathbf{y} në vektorin rezultat të mbetjeve. Në [18] është treguar se ka lidhje ndërmjet elementeve të $\boldsymbol{\varepsilon}$. Për shembull, në rastin tonë, nëse elementët e $\boldsymbol{\varepsilon}$ janë ndryshore rasti të pavarura, me shpërndarje Gausiane me pritje matematike zero, atëherë shuma e katrorëve të elementëve të $\boldsymbol{\varepsilon}$ ka një shpërndarje të panormalizuar χ^2 , vetëm me dy shkallë lirie, në vend të gjashtë shkallëve që mund të pritët në shikimin e parë.

$$SSE = \hat{\varepsilon}_1^2 + \varepsilon_2^2 + \dots + \varepsilon_n^2 = \sum_{i=1}^n \hat{\varepsilon}_i^2 = \hat{\boldsymbol{\varepsilon}}^T \hat{\boldsymbol{\varepsilon}} \quad (5.5)$$

Shuma e katrorëve të mbetjeve, luan një rol të rëndësishëm në metodën RAIM që po diskutohet dhe Parkinson dhe Axelrad e quajnë SSE (për shumën e katrorëve të gabimeve, ekuacioni (5.5)). Ky ekuacion, ka tre karakteristika shumë të veçanta të cilat janë të rëndësishme, në rregullat vendimtare në metodën e mbetjeve të katrorëve më të vegjël:

1. SSE është një madhësi skalare jo-negative. Kjo, lehtëson punën për rregullin vendimtar. E gjitha që mund të bëjmë është të ndajmë gjysëm boshtin real pozitiv në dy pjesë, një për “mos dështimin” dhe tjetra për “dështimin”. Pika ndarëse, quhet vlerë pragu.
2. Nëse të gjithë elementët e $\boldsymbol{\varepsilon}$, kanë të njëjtën shpërndarje Gausiane me pritje matematike zero, atëherë shpërndarja statistikore SSE është plotësisht e pavarur nga gjeometria e satelitit për çdo n . Kjo, kryesisht e thjeshton zbatimin e një algoritmi me vlerë konstante alarmi. Ne, duhet të parallogarisim vlerat e pragut (ndarjet) të cilat japin llojin e alarmit të dëshiruar për vlerat e ndryshme të parashikuara të n . Më pas, algoritmi në kohë reale, vendos vlerën e duhur të pragut për numrin e satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë në atë moment.
3. Për supozimin e shpërndarjes Gausiane me pritje matematike zero, të përmendur në pikën 2, SSE ka një shpërndarje të panormalizuar χ^2 me $(n - 4)$ shkallë lirie.

Gjithashtu është e dukshme se çdo ndryshore tjetër, skalare e lidhur në mënyrë monotone me SSE, mund të përdoret për testin statistikor. Në [18] sugjerohet të përdoret $\sqrt{SEE/(n - 4)}$ si test statistikor sepse prodhon një marrëdhënie lineare (në vend të kuadratikes), ndërmjet gabimit të zhvendosjes kohore të satelitit dhe testit statistikor. Kjo është një thjeshtësi sepse lidhja midis zhvendosjes kohore të satelitit dhe gabimit të pozicionit rezultat është gjithashtu lineare. Për të përcaktuar vlerën e pragut, fillimisht përdoret statistika χ^2 dhe gjendet vlera e pragut për vlera të dëshiruara të n , duke përdorur SSE si test statistikor. Kjo vlerë mund të konvertohet në vlerën e pragut korespondues për testin statistikor $\sqrt{SEE/(n - 4)}$, vetëm duke pjesëtuar vlerën SSE me $(n - 4)$ dhe duke marrë rrënjën katrore të rezultatit. Vlerat e pragut (të përafëruara në vlera të plota) janë dhënë në tabelën 5.1.

Tabela 5.1 Vlerat prag të përafërta

Numri i satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë, n	Shkallët e lirisë të χ^2	Vlera e pragut, [m]
5	1	132
6	2	102
7	3	90
8	4	82
9	5	77

Metoda RAIM e mbetjeve të katrorëve më të vegjël është veçanërisht e thjeshtë në zbatim, sepse testi statistikor është skalar dhe i pavarur nga numri i satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë. Llogaritja e testit statistikor, përfshin disa veprime matricore, por nuk janë më të vështira se llogaritja e GDOP, PDOP, etj., që bëhen si llogaritje rutinë, në marrësit aktual GPS [27].

5.4.3 Metoda e paritetit

Metoda e paritetit RAIM siç përshkruhet nga Sturza [20] është më tepër formale dhe më pak deduktive se sa dy metodat e tjera. Kjo metodë është disi e ngjashme me metodën krahasuese të distancës nga Lee [17], me përjashtim të faktit që testi statistikor formohet ndryshe. Në skemën e paritetit, konceptualisht kryhet një transformim linear në vektorin e matjeve \mathbf{y} si më poshtë:

$$\begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}}_{LS} \\ \dots \\ \mathbf{p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (G^T G)^{-1} G^T \\ \dots \\ P \end{bmatrix} [\mathbf{y}] \quad (5.6)$$

Pjesa e sipërme e transformimit, jep zgjidhjen e zakonshme të katrorëve më të vegjël $\hat{\mathbf{x}}_{LS}$. Pjesa e poshtme e cila jep \mathbf{p} , është rezultat i operimit mbi \mathbf{y} me një matricë P të veçantë $(n - 4) \times n$, rreshtat e të cilës, janë reciprokisht ortogonale, me magnitudë njësi dhe gjithashtu reciprokisht ortogonale me kolonat e matricës G . Vektori \mathbf{p} , $(n - 4) \times 1$, quhet *vektori i paritetit*. Mënyra e veçantë në të cilën është formuar (p.sh. $P\mathbf{y}$) i jep vektorit \mathbf{p} disa karakteristika të veçanta. Nën supozimin e zakonshëm, se elementët e $\boldsymbol{\varepsilon}$ janë ndryshore rasti të pavarura me shpërndarje Gausiane dhe me pritje matematike zero, mund të shkruhet:

$$E[\mathbf{p}] = 0 \quad (5.7)$$

$$E[\mathbf{p}\mathbf{p}^T] = \text{cov } \mathbf{p} = \sigma^2 I \quad (5.8)$$

ku σ^2 është varianca e lidhur me çdo element të $\boldsymbol{\varepsilon}$. Konceptualisht, në metodën e paritetit përdoret \boldsymbol{p} si test statistikor. Por për shkak të karakteristikave të treguara në ekuacionin (5.7) dhe (5.8), nuk na intereson të shohim secilin prej elementeve të \boldsymbol{p} ; ata kanë të njëjtën variancë σ^2 . Për zbulim të thjeshtë, ne marrim të gjithë informacionin e nevojshëm për \boldsymbol{p} , vetëm duke parë magnitudën e tij ose magnitudën në katror. Kështu, në metodën e paritetit, testi statistikor për zbulim, reduktohet në një madhësi skalare, si në rastin e metodës së mbetjes së katrorëve më të vegjël. Për më tepër, Sturza tregon se shumica e katrorëve të elementëve të \boldsymbol{p} dhe SSE-ja e Parkinson dhe Axelrad, janë identike [20], prandaj mund të shkruhet:

$$\boldsymbol{p}^T \boldsymbol{p} = \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\varepsilon} = SSE \quad (5.9)$$

Kjo është për të treguar se megjithëse dimensionet e \boldsymbol{p} dhe $\boldsymbol{\varepsilon}$ janë të ndryshme, magnitudat e tyre janë të njëjta. Rëndësia e ekuacionit (5.9) qëndron në faktin se nëse i gjithë interesi është testi statistikor $\boldsymbol{p}^T \boldsymbol{p}$, nuk është e nevojshme gjetja e transformimit ortogonal të P , që të çon tek \boldsymbol{p} . Më mirë është të përdorim vetëm SSE (duke mos marrë parasysh \boldsymbol{p} dhe P) dhe marrim të njëjtin rezultat siç do merrej nëse gjendej P , më pas formohet \boldsymbol{p} si $P\boldsymbol{y}$ dhe në fund formohet $\boldsymbol{p}^T \boldsymbol{p}$. Formimi direkt i SSE në hapësirën e mbetjes së matjeve është më i thjeshtë.

5.4.4 Zbulimi dhe izolimi i gabimeve

Të gjitha diskutimet për RAIM, drejtohen në problemin e *zbulimit të dështimit*. Kjo është e mjaftueshme, për navigimin suplementar ku ekziston një sistem navigimi alternativ, që vjen në ndihmë në rastin e zbulimit të një dështimi. Thjesht zbulimi i dështimit nuk është i mjaftueshëm kur i vetmi sistem navigimi është GPS. Sistemi integritetit, duhet të izolojë (të identifikojë) satelitin e dështuar në mënyrë që të mund të hiqet nga zgjidhja e navigimit. Kombinimi i problemit të zbulimit të dështimit dhe izolimit (*Failure Detection and Isolation – FDI*) shpesh referohet si problemi FDI. Teoria e paritetit, siguron një perspektivë kryesisht të vlefshme gjeometrike në problemin FDI. Kujtojmë se përdoret vetëm magnituda e paritetit, si test statistikor për zbulim. Shohim se drejtimi i vektorit të paritetit na jep informacion të dobishëm për identifikimin e satelitit të dështuar. Nga ekuacioni (5.6) vektori i paritetit \boldsymbol{p} jepet nga:

$$\boldsymbol{p} = P\boldsymbol{y} \quad (5.10)$$

ku \mathbf{y} është vektori i matjes dhe P është transformimi i veçantë që bën kalimin nga hapësira e matjeve n dimensionale në hapësirën e paritetit $(n - 4)$ dimensionale. Nga përcaktimi, P ka disa karakteristika shumë të veçanta:

- 1) rreshtat e P janë ortogonale me kolonat e G ,
- 2) rreshtat e P janë reciprokisht ortogonale (me njëri-tjetrin),
- 3) rreshtat e P janë të normalizuara, kështu që çdo madhësi (për shembull, Euklidiane) është njësi.

Nëse \mathbf{y} në ekuacionin (5.10), zëvendësohet nga ekuivalenti i tij $(G\mathbf{x}_{true} + \boldsymbol{\varepsilon})$, karakteristika e ortogonalitetit dikton se $P \cdot G\mathbf{x}_{true} = 0$ dhe si rrjedhim:

$$\mathbf{p} = P\boldsymbol{\varepsilon} \quad (5.11)$$

Në të vërtetë, përcaktimi i P bën që vlera e vërtetë e \mathbf{x} të bllokohet në projektimin e \mathbf{y} në \mathbf{p} dhe çka mbetet është *gabimi* i matjes i projektuar në hapësirën e paritetit. Dimensioani i hapësirës së paritetit është katër herë më pak se hapësira e matjes në këtë aplikim. Si rrjedhim, projektimi i gabimit të matjes, në një test statistikor të dobishëm është më i lehtë të vizualizohet në hapësirën e paritetit se sa në hapësirën e mbetjeve të matjeve (dhe pa humbje të informacionit). Më tej, heqim zhurmën e matjes dhe marrim në konsideratë efektin e gabimit të zhvendosjes b , në një satelit të vetëm. Për qëllim ilustrimi, marrim në konsideratë shembullin me gjashtë satelitë, në pamje të drejtpërdrejtë. Në këtë rast, P është një matricë 2×6 . Supozojmë se vendosim vlerën e zhvendosjes (bias) në satelitin e tretë (për shembull, elementi i tretë i kolonës së vektorit $\boldsymbol{\varepsilon}$). Projektimi rezultat në hapësirën e paritetit është:

$$\mathbf{p} \text{ (për bias në satelitin 3)} = \begin{bmatrix} p_{13} \\ p_{23} \end{bmatrix} b \quad (5.12)$$

(p me dy indekse tregon elementet e P).

Shihet nga ekuacioni (5.12) se vektori i paritetit i shkaktuar nga zhvendosja e *bias*-it, në satelitin e tretë mund të shrihet gjatë një linje, pjerrësia e të cilës është p_{23}/p_{13} . Kjo është treguar në figurën 5.3. I njëjti arsyetim, përdoret edhe në vektorin e paritetit që shkaktohet nga vendosja e *bias*-eve në secilin, prej pesë satelitëve të tjerë. Çdo satelit ka karakteristikën e tij të linjës së zhvendosjes, me një pjerrësi të llogaritur nga elementet respektiv të vektorit-kolonë të matricës P , si vijon:

$$\text{Pjerrësia e karakteristikës së linjës për satelitin } i - \text{të} = \frac{p_{2i}}{p_{1i}}, \quad i = 1, 2, \dots, 6 \quad (5.13)$$

Një rregull vendimtar për identifikimin e satelitit të dështuar është i dallueshëm. **Rregulli i vendimit:** sateliti i dështuar është ai karakteristika e linjës së zhvendosjes (*bias*) të të cilit shtrihet përgjatë vektorit të paritetit \mathbf{p} .

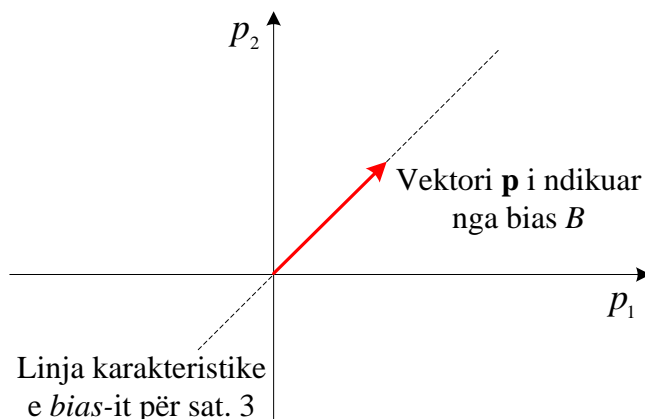


Figura 5.3 Hapësira e paritetit për satelitin 3

Llogaritja e matricës P

Këtu do të paraqitet një metodë formale për llogaritjen e matricës P . Faktorizimi QR , zbërthen një matricë në faktorë ortogonalë dhe triangularë. Kjo është diskutuar në punën [26], kështu që nuk po japim detajet. Fillohet me G , matricën e lidhjes lineare që lidh hapësirën e gjendjes me hapësirën e matjes [sipas ekuacionit (5.1)]. Fillimisht faktorizohet në formën QR si më poshtë:

$$G = QR \quad (5.14)$$

ku Q është faktor ortogonal. Më tej, marrim në konsideratë të transpozuarën e Q , që paraqitet si Q^T . Atëherë do të përftojme:

$$P = (n - 4) \text{ rreshtat e poshtëm të } Q^T \quad (5.15)$$

Metoda formale, përfundon me llogaritjen e P . (Faktorizimi QR është një prej funksioneve pjesë e Matlab[®]).

5.5 Algoritmi FDE

Marrëdhënia e linearizuar, ndërmjet vektorit të ndryshimit të matjeve dhe ndryshimit korrespondues, tek përdoruesi jepet nga:

$$\delta \mathbf{y} = G \cdot \delta \mathbf{x} \quad (5.16)$$

ku $\delta \mathbf{y}$ është një vektor $m \times 1$ që përmban ndryshimet në matjet të burimeve m , $\delta \mathbf{x}$ është ndryshimi në vektorin e gjendjes $n \times 1$ të përdoruesit dhe G është një matricë $m \times n$ e të dhënave. Matrica e të dhënave G , mund të zbërthehet si produkt i matricës reale ortonormale Q dhe një matrice trekëndore R duke përdorur faktorizimin “QR” (ekuacioni (5.14)). Zëvendësimi i ekuacionit (5.16), në ekuacionin (5.14) dhe shumëzimi i të dy anëve me Q^T , prodhon ($Q^T Q = I$)

$$R\delta \mathbf{x} = Q^T \delta \mathbf{y} \quad (5.17)$$

Rendi i matricës R është i barabartë me rendin e matricës G ; për këtë, rreshtat më të vegjël të matricës R , $n - m$, konsistojnë vetëm zero. Ekuacioni (5.17), mund të ndahet në dy ekuacione:

$$U\delta \mathbf{x} = Q_x^T \delta \mathbf{y} \text{ ose } \delta \mathbf{x} = U^{-1} Q_x^T \delta \mathbf{y} \quad (5.18)$$

$$0 = Q_p^T \delta \mathbf{y} \quad (5.19)$$

ku U , konsiston në n rreshtat e parë të R , Q_x^T konsiston në n rreshtat e parë të Q^T dhe Q_p^T konsiston në $n - m$ rreshtat e fundit të Q^T . Ekuacioni (5.18), tregon ndryshimin në matjet e ndryshme në vektorin e gjendjes së përdoruesit, duke formuar zgjidhjen e katrorëve më të vegjël. Rreshtat e Q_p^T dhe $\delta \mathbf{y}$ janë ortogonale; për këtë, kolonat e Q_p^T përfshijnë hapësirën e paritetit të G .

Nëse matjet janë të korruptuara nga gabimet, atëherë $\delta \mathbf{y}$ zëvendësohet nga $\delta \mathbf{y} + \boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{b}$, ku $\boldsymbol{\varepsilon}$ është një vektor $m \times 1$ që përfaqëson shpërndarjen e normalizuar me pritje matematike zero, të zhurmës së matjes dhe \mathbf{b} është vektori $m \times 1$, që përmban gabimet e zhvendosjes *bias*. Normalisht, $\boldsymbol{\varepsilon}$ dhe \mathbf{b} janë të panjohura, por komponentet e tyre në hapësirën e paritetit, janë të njohura nga ekuacioni (5.19):

$$\mathbf{p} = Q_p^T \boldsymbol{\varepsilon} + Q_p^T \mathbf{b} \quad (5.20)$$

Vlera e supozuar e vektorit të paritetit, \mathbf{p} , është:

$$E\{\mathbf{p}\} = Q_p^T \mathbf{b} \quad (5.21)$$

Matrica e kovariancës së \mathbf{p} është:

$$COV\{\mathbf{p}\} = E\{\mathbf{p}\mathbf{p}^T\} = Q_p^T COV\{\boldsymbol{\varepsilon}\} Q_p \quad (5.22)$$

Nëse zhurma e matjes është e pakorreluar dhe shpërndarja e normalizuar me variancë të barabartë, atëherë matrica e kovariancës e zhurmës së matjes është:

$$COV\{\boldsymbol{\varepsilon}\} = \delta^2 I \quad (5.23)$$

ku I është matrica njësi me përmasa $m \times n$. Kovarianca e matricës së \mathbf{p} është:

$$COV\{\mathbf{p}\} = \delta^2 I \quad (5.24)$$

dhe meqënëse $Q_p^T Q_p = I$, rreshtat e Q_p^T janë vektorë ortogonal. Në mungesë të gabimeve të zhvendosjes *bias*, vektori i paritetit \mathbf{p} është vetëm funksion i zhurmës së matjes. Në prezencë të zhvendosjes *bias*, \mathbf{p} gjithashtu do të varet nga këto gabime.

5.5.1 Një matje e tepërt

Supozojmë se vetëm një matje e tepërt është e mundur, ose $m = n + 1$. Në këtë rast, hapësira e paritetit është një dimensionale dhe Q_p^T është reduktuar në vektor rresht (vektori \mathbf{q} është përdorur për të treguar të transpozuarën e rreshtit të parë të Q_p^T) dhe vektori i paritetit \mathbf{p} është reduktuar në paritet skalar p . Në mungesë të gabimeve të zhvendosjes kohore, p ka një funksion të densitetit probabilitar me shpërndarje normale dhe pritje matematike zero i cili jepet nga:

$$f_p(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\left(\frac{x}{\sigma\sqrt{2}}\right)^2} \quad (5.25)$$

Duke supozuar se, zbulimi i dështimit bazohet në tejkalimin e vlerës së pragut T_D , atëherë, probabiliteti i alarmit jepet nga:

$$P_A = P(|p| > T_D) = \frac{2}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_{T_D}^{\infty} e^{-\left(\frac{x}{\sigma\sqrt{2}}\right)^2} dx \quad (5.26)$$

e cila mund të shkruhet si:

$$P_A = \text{erfc}\left(\frac{T_D}{\sigma\sqrt{2}}\right) \quad (5.27)$$

ku *erfc* është funksioni i gabimit komplementar:

$$\text{erfc}(z) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_z^{\infty} e^{-\lambda^2} d\lambda \quad (5.28)$$

Në prezencë të një zhvendosje, gabimi në matjen e *i-të*, (vlera absolute e paritetit skalar) ka një shpërndarje normale me një pritje matematike prej:

$$\mu_i = |\mathbf{q} \cdot \mathbf{b}| \quad (5.29)$$

Vetëm elementet e *i-të* të \mathbf{q} dhe \mathbf{b} do të kontribuojnë në shpërndarje. Funksioni i densitetit të probabilitetit të p , jepet nga:

$$f_p(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\left(\frac{x-\mu_i}{\sigma\sqrt{2}}\right)^2} \quad (5.30)$$

Nëse jepet vlera e pragut të zbulimit T_D , probabiliteti i zbulimit të humbur (*missed detection*) jepet nga:

$$P_{MD} = P(|p| \leq T_D) = \frac{2}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_{-T_D}^{T_D} e^{-\left(\frac{x-\mu_i}{\sigma\sqrt{2}}\right)^2} dx \quad (5.31)$$

Kontributi i integralit, ndërmjet $-\infty$ dhe $-T_D$, mund të neglizhohet, kështu që ekuacioni (5.31) mund të përafrohet nga:

$$P_{MD} = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \left(\frac{\mu_i - T_D}{\sigma\sqrt{2}} \right) \quad (5.32)$$

Ekuacionet (5.27) dhe (5.31), japin performancën e algoritmit të zbulimit të dështimit, në termat e një alarmi dhe probabilitetin e zbulimit të dështuar si funksion të:

- vlerës së pragut të zbulimit T_D ;
- devijimit standard të zhurmës së matjes σ ;
- vlerës së pritur të μ_i të vlerës absolute, të paritetit skalar p , që rezulton nga një gabim i zhvendosjes (*bias*), në matjen e i -të.

Me sa duket, algoritmi i zbulimit nuk mund të zbulojë një gabim (*bias*) të matjes më të vogël se niveli i zhurmës së matur, deri sa vlera e pragut të zbulimit T_D duhet të vendoset mjaftueshëm e lartë, për të përmbushur kërkesat për probabilitetin e alarmit, siç shihet nga ekuacioni (5.27).

Nëse jepet probabiliteti i kërkuar i alarmit të rremë (*false alarm*) dhe devijimi standard i zhurmës së matjes, vlera e pragut të zbulimit është përfutur nga ekuacioni (5.27):

$$T_D = \sigma\sqrt{2} \cdot \operatorname{erfc}^{-1}(P_A) \quad (5.33)$$

Më poshtë, nëse jepet probabiliteti i zbulimit të humbur, devijimi standard i zhurmës së matjes dhe vlera e pragut të zbulimit, atëherë vlera minimale e kërkuar, (μ_M) e paritetit skalar përftohet nga ekuacioni (5.32):

$$\mu_M = T_D + \sigma\sqrt{2} \cdot \operatorname{erfc}^{-1}(2P_{MD}) \quad (5.34)$$

Meqënëse $\mu_i = |\mathbf{q} \cdot \mathbf{b}|$, ekuacioni (5.34) tregon se probabiliteti i zbulimit të humbur përmbushet vetëm nëse gabimi i matjes (*bias*) shkakton rritje, në një vlerë absolute të paritetit skalar më të madhe ose të barabartë me μ_M . Vektori \mathbf{q} , njihet nga matja

gjeometrike prandaj, për çdo matje i ($i =$ nga 1 në m), minimumi i vlerës së kërkuar të gabimit b_i i cili duhet të përmbushë probabilitetin e zbulimit të humbur, llogaritet nga ekuacioni (5.29):

$$b_i = \frac{\mu_M}{|q_i|} \quad (5.35)$$

Me fjalë të tjera, nëse jepet probabiliteti i alarmit, probabiliteti i zbulimit të humbur, dhe devijimi standard i zhurmës së matjes, rezulton që gabimi minimal i detektueshëm i matjes është funksion i gjeometrisë së matjeve.

5.5.2 Gabimi horizontal i pozicionimit

Nga probabiliteti i një alarmi, probabiliteti i zbulimit të humbur, devijimi standard i zhurmës së matjes, dhe vlera minimale e kërkuar e gabimit, është e mundur të shqyrtohet gabimi horizontal i pozicionit. Marrja në konsideratë e vektorit të gabimit të përdoruesit është si rezultat i gabimit të zhurmës së matjes dhe gabimet e *bias*-it. Nga ekuacioni (5.29) vektori i gjendjes së gabimit, të përdoruesit, është:

$$\Delta \mathbf{x} = U^{-1} Q_x^T (\boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{b}) \quad (5.36)$$

Vlera e pritur e vektorit të gabimit të përdoruesit është:

$$E\{\Delta \mathbf{x}\} = U^{-1} Q_x^T \mathbf{b} \quad (5.37)$$

dhe matrica e kovariancës së gabimit të $\Delta \mathbf{x}$ jepet si:

$$COV\{\Delta \mathbf{x}\} = \delta^2 (U^T U)^{-1} \quad (5.38)$$

Siç tregohet nga ekuacionet (5.36) deri te (5.38), efekti i zhurmës dhe gabimeve të *bias*-it, mund të kontrollohen të veçuara.

Supozojmë se matricat U dhe Q_x , janë shprehur në një nivel kuadro referente, prandaj komponentja horizontale e vlerës së pritur dhe e variancës së vektorit të gabimit jepen nga:

$$E\{\Delta \mathbf{x}_H\} = \begin{pmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \end{pmatrix} \quad (5.39)$$

$$Var\{\Delta \mathbf{x}_H\} = \begin{pmatrix} \delta^2 XDOP^2 \\ \delta^2 YDOP^2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \delta_x^2 \\ \delta_y^2 \end{pmatrix} \quad (5.40)$$

ku \bar{x} dhe \bar{y} , janë dy komponentet e para të $E\{\Delta \mathbf{x}_H\}$; $XDOP^2$ dhe $YDOP^2$ janë respektivisht elementet e parë dhe të dytë të $(U^T U)^{-1}$.

Fillimisht, marrim në konsideratë pozicionin horizontal, të gabimit të *bias*-it që rezulton nga gabimet e matjeve. Çdo satelit, ka një vlerë minimale të gabimit të nevojshëm për zbulim me probabilitete P_A dhe P_{MD} , siç jepen nga ekuacioni (5.35). Secila nga këto matje, të gabimit të *bias*-it, mund të konvertohet në një gabim horizontal pozicioni duke përdorur ekuacionin (5.37). Rasti më i keq, është ai i gabimit të matjes b_i i cili maksimizon gabimin e pozicionit horizontal:

$$R_{bias} = \max \left(\sqrt{\bar{x}_i^2 + \bar{y}_i^2} \right) \quad (5.41)$$

Algoritmi i zbulimit garanton se një *bias* i matjes, do të zbulohet me probabilitetin e kërkuar P_A dhe P_{MD} nëse kontribuon në gabimin horizontal të pozicionimit, minimalisht me vlerën R_{bias} . Marrja në konsideratë e gabimit horizontal të pozicionit, rezulton vetëm nga zhurma e matjes. Komponentet x dhe y , të gabimit horizontal të pozicionit kanë një funksion të densitetit të probabilitetit normal [29]. Duke përdorur teknikat e integritit numerik, është e mundur që të gjendet rrezja e rrethit e cila përmban një përqindje të caktuar të zgjidhjeve të pozicionit. Në vend të kryerjes së integritit direkt të funksionit të densitetit, përafrimi për rrezen e zhurmës, gjendet drejtpërdrejtë duke paraqitur rezultatin aktual:

$$\mathcal{R}_{noise} = \frac{\sigma\sqrt{2} \cdot \operatorname{erfc}^{-1}(P_T) \cdot HDOP}{e^{\left[-0.6050 - 0.7202\left(\frac{\lambda_1}{\lambda_2}\right)\right]} + 1.08} \quad (5.42)$$

ku: λ_1 dhe λ_2 janë vlerat e veta të $(U^T U)^{-1}$ dhe $HDOP^2 = XDOP^2 + YDOP^2$. P_T përfaqëson probabilitetin e rastësishëm tunel i cili është 10^{-7} për orë fluturimi. Nëse koha e korrelimit të pozicionit të vlerësuar është 2 minuta (për shkak të disponueshmërisë selektive), P_T bazuar në këtë shembull është $10^{-7} / 30 = 3.3 \cdot 10^{-9}$.

5.5.3 Rrezja e lejuar

Për të llogaritur rrezen e lejuar, janë marrë në konsideratë dy skenarë.

- Skenari 1: në mungesë të gabimeve të *bias*-it të matjes, rrezja e lejuar është përafruar nga ekuacioni (5.42), duke përdorur një vlerë të paracaktuar $3.3 \cdot 10^{-9}$ për P_T .
- Skenari 2: në prezencë të zhurmës së matjes dhe të gabimit të *bias*-it të matjes, përdoret rrezja e lejuar siç llogaritet nga ekuacioni (5.41). Për shkak se nuk dihet cili skenar ekziston, algoritmi i zbulimit të dështimit duhet të përdorë vlerën më të

madhe të dy rrezeve të lejuara të llogaritura për dy skenarët. Në përgjithësi, rrezja e lejuar është dhënë nga ekuacioni (5.41).

Përzgjedhja e ekuacionit (5.41) për skenarin 2 arsyetohet si më poshtë. Nëse ekziston një matje e gabuar si në rastin më të keq të *bias*-it, atëherë probabiliteti i zbulimit të dështuar, në hapësirën e paritetit, është P_{MD} . Megjithatë, për shkak të zhurmës së matjes, gabimi i pozicionit aktual mund të jetë brenda ose jashtë rrezes së lejuar. Prandaj, probabiliteti i zbulimit të humbur, në hapësirën e pozicionit (humbja e integritetit) është përafërsisht $0.5 \cdot P_{MD}$. Për këtë rast, rrezja e lejuar është konservative dhe mund të përmirësohet nga rillogaritja e rrezes së lejuar duke përdorur $2 \cdot P_{MD}$. Fatkeqësisht, kjo mund të rrisë probabilitetin e zbulimit të humbur në hapësirën e pozicionit nëse vlera e gabimit të *bias*-it është rreth vlerës nga 0.7 deri në 0.8, të rastit më të keq. Nga simulimi, gjendet se ekuacioni (5.41) është një përafrim i mirë për llogaritjen e rrezes së lejuar. Për më tepër, P_{MD} është probabiliteti i zbulimit të humbur për algoritmin e zbulimit të dështimit. Probabiliteti i humbjes së integritetit është produkt i probabilitetit, se një dështim ekziston dhe probabiliteti i një zbulimi të humbur, kur dihet se një dështim ekziston.

5.5.4 Dy ose më shumë matje

Nëse kryhet më tepër se një matje (*e tepërt*), vektori i paritetit do të përmbajë më tepër se një element. Zbulimi i dështimit dhe izolimi i tij janë të mundshme. Çdo element i vektorit të paritetit, ka një funksion densiteti probabilitar normal siç jepet në ekuacionin (5.25). Për të ruajtur statistikën Gausiane, çdo element duhet të ekzaminohet i pavarur. Kujtojmë se një gabim *bias*-i në matjen e *i-të*, ka komponente përgjatë boshteve në hapësirën e paritetit, të dhëna nga kolona *i* e Q_p^T . Çdo kolonë e Q_p^T , përcakton një bosht matjeje në hapësirën e paritetit: një gabim në matjen e *i-të* do të shtrihet përgjatë aksit të matjes së *i-të* në hapësirën e paritetit. Për të maksimizuar dallueshmërinë e një gabimi të *bias*-it, vektori i paritetit projektohet në secilin prej boshteve të matjeve. Norma e projektimit është:

$$r_i = \frac{|\mathbf{m}_i \cdot \mathbf{p}|}{|\mathbf{m}_i|} \quad (5.43)$$

ku \mathbf{m}_i është kolona e *i-të* e Q_p^T . Çdo r_i e dhënë nga ekuacioni (5.43) ka shpërndarje Gausiane, meqënëse veprimi i mësipërm është ekuivalent me një rrotullim të hapësirës së paritetit [27]. Në vend të një zbulimi statistikor, përftohen *m* zbulime statistikore. Një vlerë konservative e pragut është dhënë nga:

$$T_D = \sigma\sqrt{2} \cdot \operatorname{erfc}^{-1}\left(\frac{P_{FA}}{m}\right) \quad (5.44)$$

Kjo vlerë pragu është konservative sepse supozon se të gjithë n zbulimet statistikore, janë të pavarura. Fatmirësisht, kjo vlerë pragu nuk ndikohet shumë nga supozimi i bërë. Vlera minimale e gabimit të *bias*-it, b_i , kërkohet që të përmbushë probabilitetin e zbulimit të humbur e llogaritet nga:

$$b_i = \frac{\mu_M}{|\mathbf{m}_i|} \quad (5.45)$$

Në mënyrë të ngjashme, me rastin e një matje të tepërt, rrezja e mbrojtjes, R_p , është llogaritur nga ekuacioni (5.41) dhe (5.42).

KAPITULLI 6

Algoritmi i propozuar

Mënyra standarte, për llogaritjen e pozicionit të përdoruesit është linearizimi fillimisht i matjeve të pseudo-distancave, rreth një vendndodhje të përafërt të përdoruesit dhe më pas, përmes iteracioneve synohet që diferenca ndërmjet pozicionit të supozuar dhe matjeve të shkojë në zero. Edhe pse kjo mënyrë, kërkon disa informacione mbi pozicionin fillestar të përdoruesit, tregohet që zgjidhja përfundimtare nuk është shumë e ndjeshme ndaj këtij përafrimi fillestar [31]. Satelitët e sistemit GPS, orbitojnë përreth Tokës në lartësi rreth 20,200km dhe është gjerësisht e njohur që efektet atmosferike në sinjalet GPS përbëjnë burimin kryesor të gabimeve hapësinore. Atmosfera e cila shkakton vonesë, në sinjalet GPS, përbëhet nga dy shtresa kryesore: Jonosfera dhe Troposfera [32].

Jonosfera është shtresa e atmosferës afërsisht nga 50 – 1000km mbi sipërfaqen e Tokës dhe është shumë e ndryshueshme, si në hapësirë ashtu edhe në kohë, kundrejt shqetësimeve jonosferike, të lidhura me aktivitetin diellor [6]. Kërkimet shkencore, mbi jonosferën, tërheqin vëmendjen e komunitetit të inxhinierëve dhe kërkuesve shkencorë të GPS, për shkak se vonesa e shkaktuar nga shtresa e jonosferës në sinjalet GPS është një prej burimeve kryesore të gabimeve, në pozicionimin dhe navigimin GPS. Vonesa jonosferike është funksion i përmbajtjes totale të elektroneve (*TEC – Total Electron Content*) përgjatë rrugës së përhapjes së sinjalit dhe frekuencës së tij, duke ndikuar kryesisht në komponenten vertikale të pozicionit të përdoruesit. Dy janë modelet statistikore, për korrigjimin e gabimeve jonosferike në llogaritjen e distancës për aplikimet me frekuencë të vetme: modeli *Klobuchar* për GPS [32] dhe modeli *NeQuick* [31] i parashikuar për t'u përdorur në sistemin European të navigimit Galileo.

Troposfera është shtresa e atmosferës nga sipërfaqja tokësore deri afërsisht 8km në pole dhe 16km në ekuator [33]. Vonesa e përhapjes troposferike, lidhet drejtpërdrejt me indeksin e përthyerjes (ose përthyeshmërinë). Përthyerja e sinjalit në troposferë ndahet në dy komponente: komponentja e *thatë* dhe komponentja e *lagësht*. Komponentja e *thatë* ose hidrostatike është kryesisht funksion i shtypjes atmosferike dhe përbën rreth 90% të vonesës troposferike. Ekzistojnë modele të ndryshme matematikore, të cilët mund të përdoren për të korrigjuar gabimet troposferike si p.sh., modeli *Saastamoinen* dhe modeli *Hopfield* [34].

6.1 Algoritmi adaptiv i pozicionimit

Ky seksion i dedikohet implementimit të algoritmit të pozicionimit. Ne propozojmë një algoritëm inovativ, për llogaritjen e pozicionit të përdoruesit në mënyrë adaptive. Algoritmi është implementuar dhe kompiluar në ambientin e punës në Matlab. Diagrama e algoritmit të propozuar, nga ne, jepet në figurën 6.1. Fillimisht është e rëndësishme të nxirren, nga të dhënat e matura, koordinatat e satelitëve. Ne implementojmë një algoritëm iterativ, me metodën e zgjidhjes së katrorëve më të vegjël (*ILS – Iterative Least Squares*). Mënyra e përcaktimit të pozicionit të përdoruesit është duke linearizuar ekuacionet e pseudo-distancave dhe duke llogaritur në mënyrë iterative pozicionin e tij, duke nisur nga një pozicion fillestar [37]. Hapi pasues është llogaritja e pseudo-distancave ndërmjet satelitëve dhe përdoruesit. Algoritmi llogarit diferencat ndërmjet distancave të matura dhe atyre të parashikuara dhe jep në dalje, vektorët njësi nga të cilët ndërton matricën gjeometrike. Konvergjencia e zgjidhjes iterative do të varet nga gjeometria e sistemit marrës-satelit, e cila ndikon në *rank*-un e matricës gjeometrike H . Kur të gjithë satelitët, në pamje të drejtpërdrejtë, ndodhen në të njëjtin plan ose afër, në hapësirën tri dimensionale do të shfaqen probleme gjeometrike.

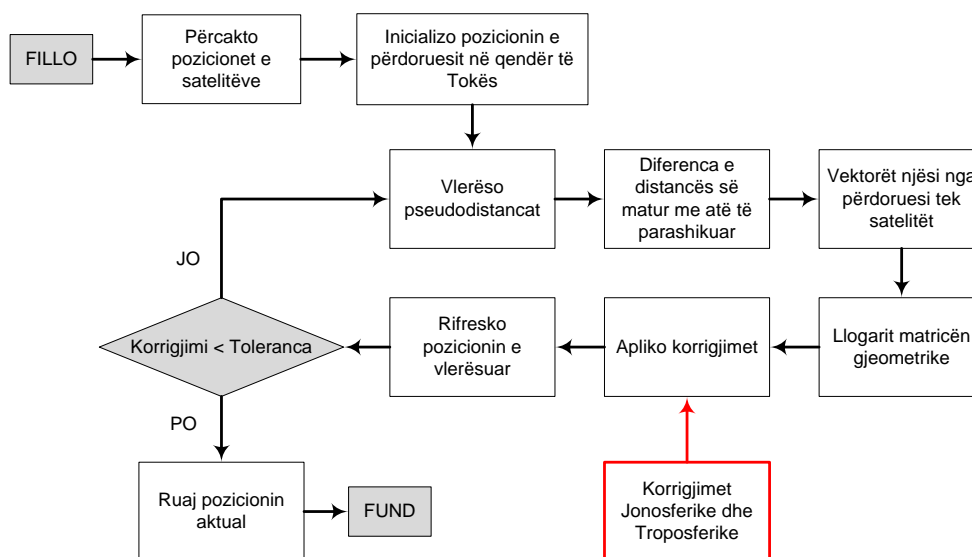


Figura 6.1 Diagrama e algoritmit të propozuar

Do të përftohet një optimizim i metodës së katrorëve më të vegjël, vetëm nëse zgjidhja është e mbipërcaktuar (numri i satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë është më i madh se katër). Kur kemi numrin minimal të matjeve, 4, rezultati është zgjidhja e një bashkësie ekuacionesh lineare. Pavarësisht kësaj, zgjidhja e këtyre ekuacioneve na jep

korrigjimet për pozicionin fillestar dhe i gjithë procesi përsëritet derisa korrigjimet të jenë më të vogla se sa një vlerë pragu [8].

Ekzistojnë mënyra të ndryshme në implementimin e algoritmit të pozicionimit [37]. Në mënyrën e zgjedhur nga ne, janë përdorur strukturat e të dhënave si mënyra më e shpejtë dhe e thjeshtë për të aksesuar të dhënat e nevojshme për llogaritjen e pozicionit. Në implementimin tonë, në Matlab, është përcaktuar “*Pozicioni i vërtetë*” për të krahasuar pozicionet e llogaritura, të përfuara nga algoritmi ynë me pozicionin e vërtetë, në mënyrë që të evidentohet saktësia dhe precizioni i zgjidhjes, së përfuar nga algoritmi. Në mënyrë që të vlerësohet, pozicioni i përdoruesit, kemi implementuar skenarin e linearizimit duke përzgjedhur pikën e linearizimit, si vendndodhja e njohur referencë. Fillimisht si pikë linearizimi është përzgjedhur qendra e Tokës në sistemin koordinativ ECEF (*Earth-Centered Earth-Fixed*) me koordinata $P_l = [0; 0; 0; 0]$. Pika e linearizimit do të përditësohet pas çdo iteracioni në lidhje me parametrin TOW (*Time Of Week*), deri sa në fund të ciklit të bëhet pozicioni përfundimtar i përdoruesit.

Të gjithë parametrat, që do të përdoren nga algoritmi, fillimisht janë vendosur në vlerën zero (proçesi i inicializimit). Pika e zgjedhur e linearizimit nuk është një pikë e mirë përafrimi sepse ndodhet shumë larg “*Pozicionit të vërtetë*”, por është e përshtatshme për gjendjen *Cold Start* (gjendje në të cilën marrësi nuk ka asnjë informacion rreth pozicionit të tij) të marrësit GPS.

Zgjidhja e problemit të pozicionimit në një përafrim të rendit të parë jepet nga rrjeshtat e pseudokodit më poshtë:

```
SatP(i,:) = [xs ys zs];
rho_hat(i) = norm(SatP(i,:) - P_l);
a(i,:) = (SatP(i,:) - P_l)/rho_hat(i);
```

Në të parin, jepet *tripleta* e koordinatave të satelitit (x_s, y_s, z_s), e cila përdoret në rreshtin e dytë për të llogaritur distancën gjeometrike, ndërmjet pozicionit të satelitit dhe pikës së linearizimit P_l . Pas kësaj, gjenerohen koeficientët a të matricës gjeometrike. Duhet theksuar që në iteracionin e parë, supozohet që ora e satelitit dhe ajo e përdoruesit janë të sinkronizuara. Kjo ndodh për hapin e parë sepse koordinatat e përditësuara, të pikës së linearizimit, do të përdoren si *input* për iteracionin pasues.

Duke qenë se, kualiteti i fuqisë së sinjalit përcaktohet nga raporti i densitetit të bartësës me fuqinë e zhurmës (C/N_0), është e rëndësishme të peshohen satelitët me vlera të ulëta të C/N_0 . Këndet e ngritjes së satelitëve dhe vlerat e C/N_0 , siç maten nga marrësi

GPS, përdoren për të modeluar variancën e zhurmës së pseudo-distancave të matura. Zgjedhja e matricës peshuese është optimale, kur ajo është e barabartë me inversin e matricës së kovariancës së matjeve [38]. Ne kemi implementuar, në algoritmin e propozuar modelin në [39] i cili përdor vlerat e C/N_0 të sinjaleve GPS, për të llogaritur peshat korrigjuese të zgjidhjes së pozicionimit. Duke përdorur këtë teknikë ne arritëm një përmirësim, në pozicionin e llogaritur, kryesisht në komponenten vertikale.

6.2 Modelet e korrigjimit të gabimeve

Fokusi ynë në këtë seksion është vlerësimi i ndikimit të jonosferës dhe troposferës në zgjidhjen e pozicionimit GPS. Pseudo-distancat janë të ndikuara nga gabimet, të cilat mund të modelohen si ndryshore rasti me shpërndarje statistikore Gausiane, me pritje matematike zero, të pavarura, të shpërndara në mënyrë identike dhe me variancë σ_{URE}^2 [8]. Gabimet, që ndikojnë në pseudodistancë, mund të shprehen nga (6.1):

$$\rho = \sqrt{(x_i - x_{P_l})^2 + (y_i - y_{P_l})^2 + (z_i - z_{P_l})^2} - c \cdot t_{P_l} + c \cdot T_a \quad (6.1)$$

ku $T_a = T_{Jono} + T_{Trop}$ është përkatësisht shuma e kontributeve të gabimit jonosferik dhe troposferik. Këto dy lloje korrigjimi, shpjegohen me detaje në paragrafet në vijim.

6.2.1 Korrigjimi i vonësë jonosferike

Korrigjimi jonosferik është implementuar bazuar në modelin *Klobuchar* [32] i cili përdor si *input* parametrat e treguar në tabelën 6.1. Ne kemi ndërtuar dhe integruar në algoritëm funksionin *jono.m* për të llogaritur vonësën e shkaktuar nga shtresa e Jonosferës. Dy janë *inputet* kryesore të funksionit, për korrigjimin jonosferik. E para është *PER* e cila është perioda e funksionit kosinusoidal, që përfshin intervalin e aktivitetit jonosferik ditor. Ajo shprehet nga barazimi (6.2), *inputet* e të cilit merren nga *log file-t* e jonosferës.

$$PER = \beta_0 + \beta_1 \cdot lat_m + \beta_2 \cdot lat_m^2 + \beta_3 \cdot lat_m^3 \quad (6.2)$$

ku lat_m është gjerësia gjeomagnetike e projeksionit të Tokës, me pikën e ndërprerjes së jonosferës (lartësia mesatare e jonosferës e supozuar 350km). *Inputi* i dytë është amplituda e modelit e cila jepet nga ekuacioni (6.3).

$$AMP = \alpha_0 + \alpha_1 \cdot lat_m + \alpha_2 \cdot lat_m^2 + \alpha_3 \cdot lat_m^3 \quad (6.3)$$

Inputet e modelit *Klobuchar*, janë marrë duke ngarkuar në program, këndet e ngritjes dhe të azimuthit për çdo TOW dhe numrin e satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë. U vu re që këto koeficientë, janë konstantë edhe për TOW të ndryshme, kjo për faktin se parametrat jonosferike nuk ndryshojnë në një kohë të shkurtër të matjeve.

Tabela 6.1 Parametrat e hyrjes të modelit *Klobuchar*

Termet e gjeneruar nga marrësi	
λ_u	Gjerësi gjeodetike e përdoruesit WGS 84 (gjysëm – rathë)
φ_u	Gjatësia gjeodetike e përdoruesit WGS 84 (gjysëm – rathë)
E	Këndi i ngritjes, ndërmjet përdoruesit dhe satelitit i matur sipas akrepave të orës, pozitiv kundrejt Veriut (gjysëm – rathë)
A	Këndi i azimuthit gjeodetik i satelitit
<i>Koha GPS</i>	Koha e llogaritur e sistemit të përdoruesit
Termet e transmetuar nga sateliti	
α_n	Koeficientët e ekuacionit kubik, që përfaqësojnë amplitudën (AMP) e vonesës
β_n	Koeficientët e ekuacionit kubik, që përfaqësojnë periodën (PER) e modelit

6.2.2 Korrigjimi i vonesës troposferike

Përthyerja e sinjalit në Troposferë, ndahet në dy komponente: të thatë dhe të lagësht, ku komponentja e thatë kontribuon me rreth 90% në vonesën totale të shkaktuar nga troposfera. Vonesa troposferike, përafrohet duke përdorur modelin *Hopfield* [34], *inputet* e të cilit në algortimin e propozuar nga ne, janë:

- T – temperatura në $^{\circ}\text{C}$,
- P – shtypja atmosferike në hPa,
- H_u – raporti i lagështisë në %,
- R – rrezja e Tokës: $R = 6371\text{km}$,
- θ_e – këndi i ngritjes së satelitit.

Ky model, bazohet në marrëdhënien ndërmjet komponentes së përthyeshmërisë së thatë, në lartësinë h mbi sipërfaqen e Tokës. Ne, kemi ndërtuar një funksion në Matlab të

quajtur *tropo.m* për të llogaritur vonesën e shkaktuar nga shtresa e Troposferës, si funksion i këndit të ngritjes, të shprehur nga ekuacionet e mëposhtme:

$$\Delta\rho_{Trop}(\theta_e) = \Delta\rho_{th}(\theta_e) + \Delta\rho_l(\theta_e) \quad (6.4)$$

Ekuacioni (6.4) përfaqëson kontributin e përgjithshëm të gabimit troposferik ku $\Delta\rho_l = K_l[I(h_l) - b]$ dhe $\Delta\rho_{th} = K_{th}[I(h_{th}) - b]$. Raporti i lagështisë në % në kushte të thata dhe të lagështa jepet nga ekuacioni (6.5).

$$H_l = 11000 \text{ dhe } H_{th} = 40136 + (148.72 \cdot T) \quad (6.5)$$

6.3 Faktorët gjeometrikë në funksion të pozicionit dhe kohës

Parametrat DOP shprehen si një kombinim i komponenteve të matricës gjeometrike, kështu që ata variojnë me pozicionin e përdoruesit dhe kohën e ditës. Në veçanti, [3] tregon se vlera minimale e GDOP-it zvogëlohet me inversin e rrënjës katrore, të numrit të satelitëve të përdorur në llogaritjen e pozicionit.

Në shumë aplikacione të ndryshme, kryesisht në zonat e dendura urbane e me ndërtesa të larta, hasen probleme të shumta me shikueshmërinë e drejtpërdrejtë të satelitëve, gjë e cila ndikon në saktësinë e pozicionimit të përdoruesve. Për të analizuar këtë problem dhe procesimin e sinjaleve të mara nga satelitët mbi horizont, kemi ndërtuar një skenar eksperimental për marrjen e sinjaleve GPS, për një vendndodhje të caktuar duke shqyrtuar shtrirjen hapësinore të satelitëve kundrejt përdoruesit, numrin maksimal dhe minimal të satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë dhe evoluimin e faktorit gjeometrik GDOP kundrejt kohës së shqyrtuar.

Siç tregohet në [6], ekziston një kompromis midis këndit të zgjedhur të maskimit dhe numrit të satelitëve në pamje direkte. Përmes eksperimentit të realizuar do të analizojmë efektin e këndit të ngritjes dhe gjeometrisë relative përdorues – satelit në pozicionin e përdoruesit, për vendndodhjen e përzgjedhur. Bazuar në algoritmin e propozuar në [40], për procesimin e të dhënave të mara nga sistemi GPS, duke përdorur një skenar statik të përdoruesit, janë simuluar sinjale GPS në frekuencën L_1 për një kohëzgjatje prej 24 orësh. Matjet janë simuluar për datat 23-24 Tetor 2014 me marrësin software satelitor SAT-SURFER [41] dhe janë post – procesuar në ambjentin e punës Matlab[®]. Fillimisht kemi përzgjedhur vendndodhjen dhe kemi përcaktuar koordinatat e gjatësisë dhe të gjerësisë gjeografike në Google Maps. Vendndodhja e zgjedhur ka koordinata gjeografike si më poshtë:

- Gjatësia gjeografike 41.316571°
- Gjerësia gjeografike 19.821190°

Përveç koordinatave gjeografike, një parametër tjetër i rëndësishëm që përdoret si *input* në programin e ndërtuar dhe integruar në Matlab[®], është parametri kohor në formatin e kohës GPS. Për këtë, bëjmë konvertimin e mesditës së datës 23 Tetor 2014 në sekonda të kohës GPS [6]. Me interes është të studiohet sjellja e faktorit gjeometrik GDOP dhe numri i satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë për kënde të ndryshëm maskimi të satelitëve si dhe ndikimi që kanë këta faktorë në saktësinë e përcaktimit të pozicionit të përdoruesit.

6.4 Ndikimi i këndit të maskimit në saktësinë e pozicionit

Në këtë seksion, paraqiten rezultatet e eksperimentit të kryer [53]. Për të analizuar ndikimin e këndit të maskimit në pozicionim, përzgjedhim një kënd maskimi prej 10° dhe pas përpunimit të sinjaleve GPS të mara, përftojme grafikët që përshkruajnë sjelljen e parametrin gjeometrik GDOP dhe numrin e satelitëve në pamje direkte përgjatë 24 orëve, siç paraqiten në figurën 6.2 dhe figurën 6.3. Në grafik, çasti fillestar i kohës i korrespondon mesditës së datës 23 Tetor. Ajo që vihet re është se për faktorin GDOP, kemi një vlerë maksimale prej 3.16 që i korespondon orës 14:00. Ky rezultat ishte i pritshëm për dy arsye. E para për shkak se në këtë diapazon kohor kemi rrezatimin diellor maksimal i cili ndikon në një efekt më të lartë jonizues në shtresën e Jonosferës duke kontribuar kështu në rritjen e gabimeve të pseudo-distancës. E dyta për shkak të numrit të satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë që është më i ulët se vlera mesatare, 7. Gjithashtu mund të shohim se vlera më e ulët e faktorit gjeometrik, 1.49, arrihet për numrin maksimal të satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë, që në këtë rast është 12. Në figurën 6.4 paraqiten rezultatet për këndin e maskimit 20°. Vlera maksimale e GDOP-it në këtë rast është 9.9 dhe arrihet për numrin minimal të satelitëve, 5. Edhe pse numri i satelitëve është mëse i mjaftueshëm për llogaritjen e pozicionit të përdoruesit (nevojiten minimalisht 4) për shkak të gjeometrisë jo të mirë përdorues – satelit, rezulton një vlerë më e lartë e pasaktësisë në llogaritjen e pozicionit. Për të ilustruar më mirë këtë fakt le t'i referohemi figurës 6.6 dhe figurës 6.7, ku paraqiten rezultatet për këndin e maskimit 30°.

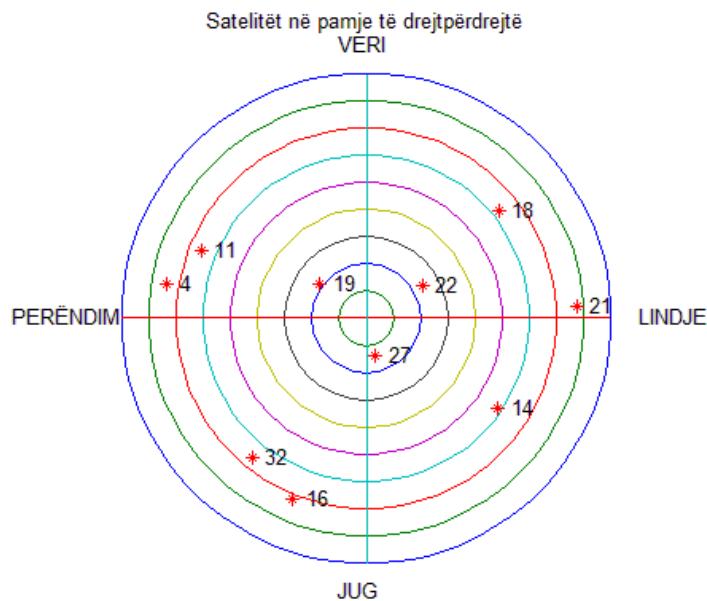


Figura 6.2 Satelitët në pamje të drejtpërdrejtë, për kënd maskimi 10^0

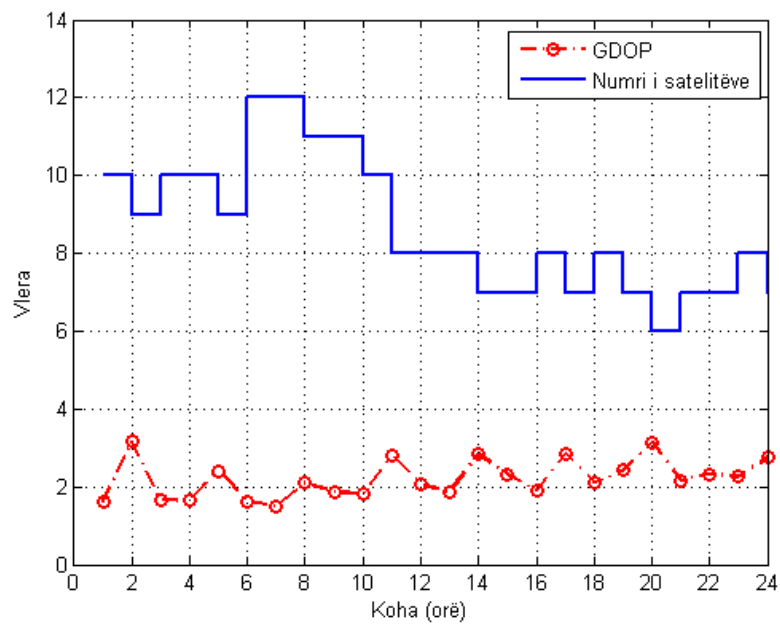


Figura 6.3 Ecuria e faktorit GDOP, gjatë 24 orëve, për kënd maskimi 10^0

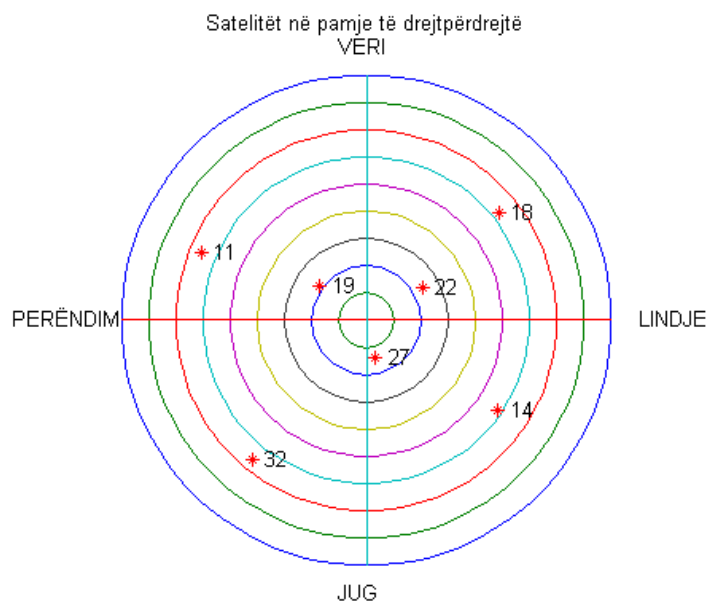


Figura 6.4 Satelitët në pamje të drejtpërdrejtë, për kënd maskimi 20^0

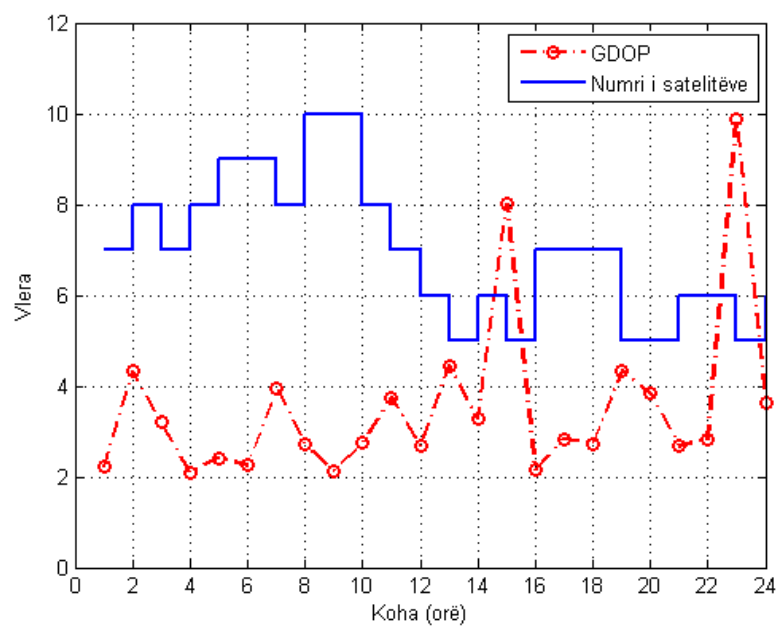


Figura 6.5 Ecuria e faktorit GDOP, gjatë 24 orëve, për kënd maskimi 20^0

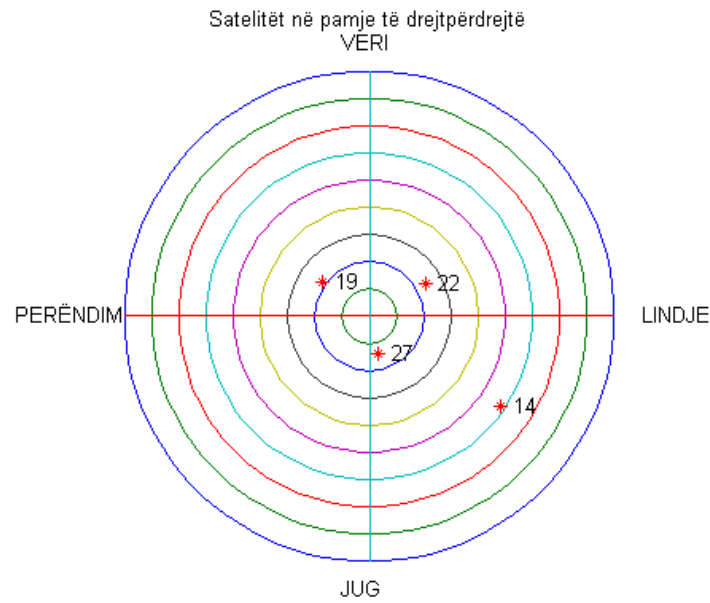


Figura 6.6 Satelitët në pamje të drejtpërdrejtë, për kënd maskimi 30^0

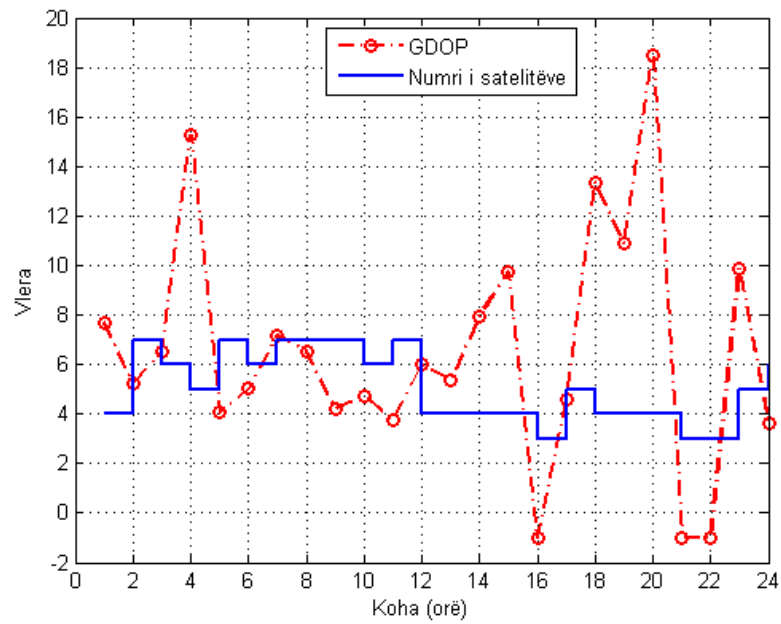


Figura 6.7 Ecuria e faktorit GDOP, gjatë 24 orëve, për kënd maskimi 30^0

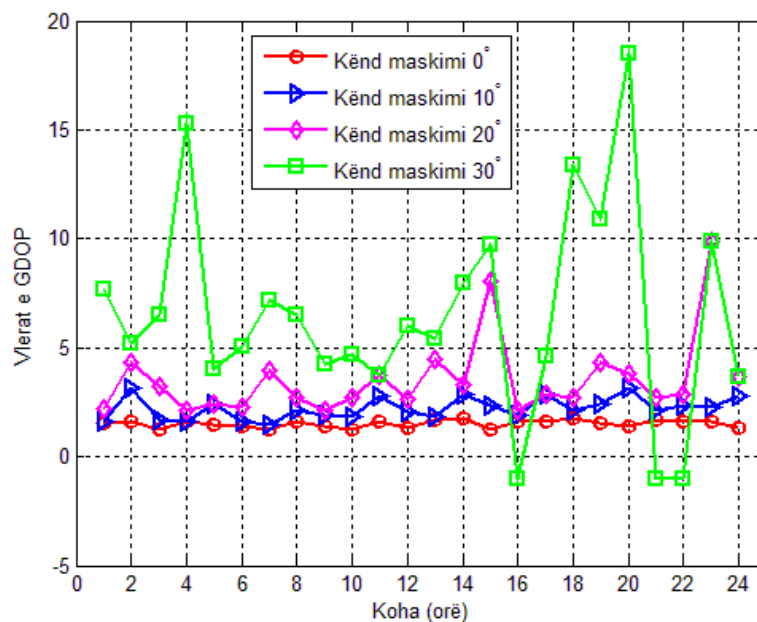


Figura 6.8 Ecuria e GDOP gjatë 24 orëve, për kënde të ndryshëm maskimi.

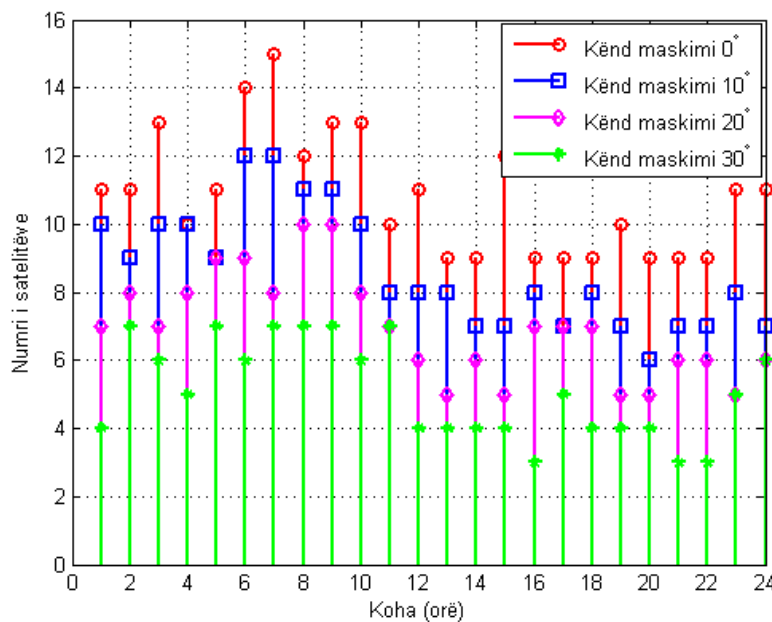


Figura 6.9 Satelitët në pamje të drejtpërdrejtë, për kënde të ndryshëm maskimi

Ajo që mund të shihet është numri i reduktuar i satelitëve, në pamje të drejtpërdrejtë, për shkak të vendosjes së këndit të lartë të maskimit. Vlera maksimale e

faktorit gjeometrik GDOP, 18.5 arrihet në orën 08:00 të datës 24 Tetor ku edhe numri i satelitëve është minimumi i nevojshëm 4, por duke qenë se satelitët 14, 19 dhe 27, ndodhen pothuajse në një plan me pozicionin e përdoruesit, kjo rezulton në një gjeometri relative të dobët e për pasojë në zvogëlimin e saktësisë së pozicionit. Në orën e 16^{-të} dhe të 21^{-të} të eksperimentit, vërejmë vlera negative të GDOP-it që i korrespondojnë një numri të pamjaftueshëm prej 3 satelitësh, prandaj pozicioni nuk mund të verifikohet. Duke ju referuar figurës 6.8 dhe figurës 6.9 shohim se ka një korrelacion të fortë midis këndit të maskimit të përdorur dhe vlerave të faktorit gjeometrik. Sa më i lartë këndi i maskimit i përdorur, aq më të larta vlerat e faktorit gjeometrik për shkak të përjashtimit nga zgjidhja e pozicionit, të disa prej satelitëve, duke reduktuar në këtë mënyrë, numrin e satelitëve në pamje direkte dhe nëse kjo kombinohet me një gjeometri jo të mirë përdorues – satelit, aq më negativ është ndikimi në saktësinë e pozicionit të përdoruesit.

Vlerat e parametrave DOP varen fortësisht nga vizibiliteti i konstelacionit, për pasojë varen nga gjerësia gjeografike në të cilën është i pozicionuar përdoruesi. Konstelacionet e GNSS janë projektuar për të ofruar një vizibilitet të caktuar në zona specifike të Tokës. Konstelacioni GPS, ofron vizibilitet më të mirë për gjerësitë e ulëta gjeografike. Për më tepër, vizibiliteti i satelitëve mund të kufizohet në qytete dhe *kanione urbane*, në satelitë me kënde të mëdhenj ngritjeje, çka çon në një përkeqësim të vlerave të DOP-eve.

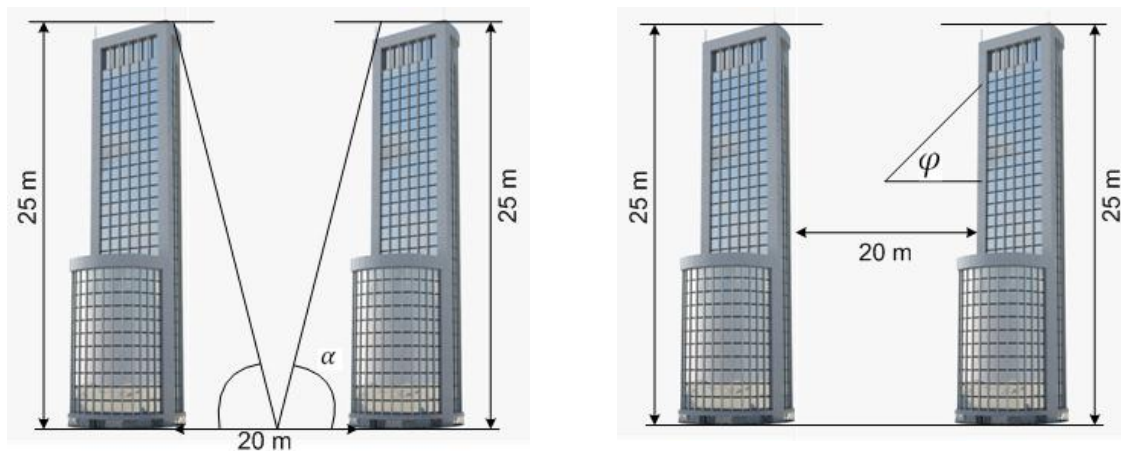


Figura 6.10 Shembull i një kanioni urban

Si shembull, duke supozuar se përdoruesi ndodhet në mes të rrugës e cila është 20 metra e gjerë dhe e rrethuar nga ndërtesa 25 metra të larta, të orientuara veri-jug (siç paraqitet në figurën 6.10, këndi i vizibilitetit varet nga këndi i azimuthit nga relacioni:

$$\alpha = a \tan\left(\frac{2h}{l} \cos \varphi\right) \quad (6.6)$$

ku $h = 25 \text{ m}$ dhe $l = 20 \text{ m}$.

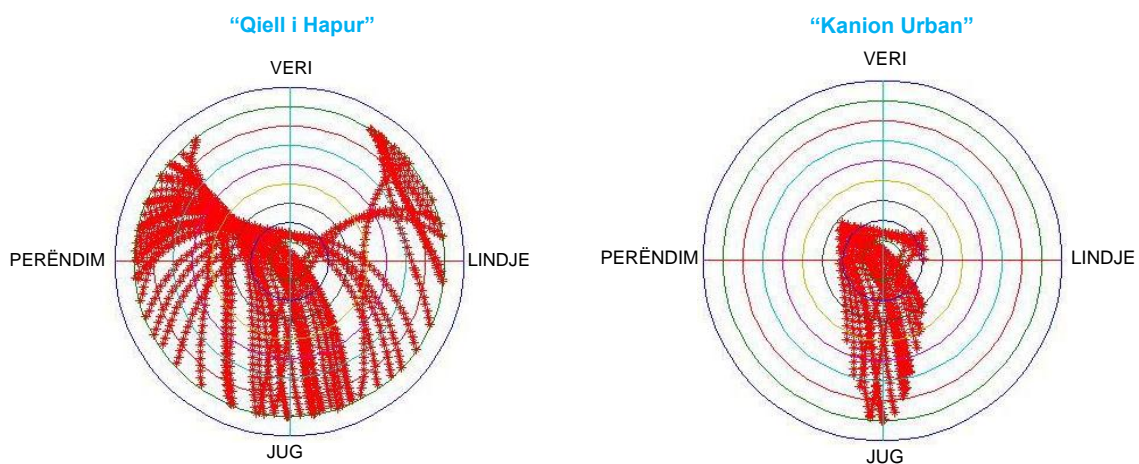


Figura 6.11 Krahasimi i vizibilitetit të satelitëve GPS

Në figurën 6.11 është simuluar vizibiliteti i qytetit të Torinos përgjatë 24 orëve me dhe pa praninë e ndërtesave duke marrë në konsideratë një kënd maskimi prej 10 gradësh. Në rastin e kanionit urban, orbitat e satelitëve të dukshëm kufizohen në një zonë që i korrespondon asaj të përshkruar nga ekuacioni (6.6).

KAPITULLI 7

Testimi i algoritmit të propozuar

Në këtë kapitull përshkruhet eksperimenti i kryer për të testuar performancën e algoritmit të propozuar. Eksperimenti konsiston në mbledhjen e të dhënave reale nga sinjalet *C/A* GPS të cilat procesohen nga algoritmi i propozuar dhe implementuar në Matlab. Është marrë në konsideratë një skenar i një përdoruesi statik, koordinatat e të cilit janë përcaktuar paraprakisht nga një marrës profesional, për të kryer krahasimin me rezultatet e algoritmit të propozuar. Në vijim, përshkruhen mjetet e përdorura për kryerjen e eksperimentit [52].

7.1 Njësia e marrësit GPS

Në këtë paragraf, përshkruhet marrësi GPS i përdorur për kryerjen e matjeve. *SAT-SURF* është një marrës i cili integron funksionalitete të GPS me GSM/GPRS. Ai ka dy antena të jashtme dhe një ndërfaqe USB, siç tregohet në figurën 7.1. Marrësi *SAT-SURF*, lejon marrjen e shumë informacioneve nga sinjalet GPS. Secili prej parametrave GPS, etiketohet me një etiketë kohore GPS, në mënyrë që të shihet evoluimi në kohë i secilit prej tyre, kundrejt parametrave të tjerë. Në eksperimentin tonë, kemi përdorur marrësin *SAT-SURF* me komponentet kryesore të listuara në tabelën 7.1.



Figura 7.1 Marrësi *SAT-SURF* me komponentet *hardware*

7.1.1 Software *SAT-SURFER*

SAT-SURFER është *software* i cili mund të instalohet në një kompjuter standard dhe përdor të dhënat e marra nga marrësi *SAT-SURF*. Është një *software* i aftë për të komunikuar në kohë reale me modulet e marrësive GPS si dhe me marrësat profesionale. *SAT-SURF* merr të dhënat e papërpunuara nga marrësi i afishon në ekran dhe i ruan në formate të ndryshme për t'u procesuar më tej. Një pamje e këtij *software*, paraqitet në figurën 7.2.

Tabela 7.1 Specifikimet teknike të marrësit *SAT-SURF*

Parametri	Vlera
Ndjeshmëria	-160dBm
TTFB	Nën 1 sekond <i>Time-To-First-Fix</i> për <i>Hot</i> dhe <i>Aided Starts</i>
Përmirësimi	Suporton SBAS: WAAS, EGNOS, MSAS, <i>Assisted GPS</i>
Shkalla e <i>update</i> -imit	4Hz
Të tjera	Marrës kompatibël me sistemin Galileo

The screenshot displays the SAT-SURFER software interface (Version 3.5.1.6). The main window is titled "SAT-SURFER - Version 3.5.1.6" and features a menu bar with "File", "Commands", "Configuration", "View", and "Help". Below the menu bar, there are several status indicators: "Disconnect", "Restart", "WARM", "Receiver Requests", "LADGPS", "GSM", "AGNSS", "PVT", "Log Directory...", "Navigation Data P:", and "IMU".

The interface is divided into several sections:

- Messages:** A list of messages including GPS, WADGPS, LADGPS, AGPS, and PVT.
- Navigation Data:** A table showing real-time navigation data:

X Position [m]	Y Position [m]	Z Position [m]	Latitude	Altitude	Error 3D (m)
4470949.62	602574.37	4493988.41	45°4'54.506	256.490	2266.94
X Velocity [m/s]	Y Velocity [m/s]	Z Velocity [m/s]	Longitude	Speed	Pos Type
0.00	0.00	0.00	7°40'32.928	0.09	Stand Alone
- Receiver Raw Data:** A table showing raw data for multiple satellites:

SatID	Pseudorange	Doppler	CarrierPhase	CNO	TOW	WN
1	21167020.0659195	630.408203125	-176917.595174398	45	121960	1678
32	21710683.8594024	764.620788574219	-205102.105362296	45	121960	1678
23	21357693.7658132	4934.37353515625	-1372074.29911009	36	121960	1678
20	20305415.8311386	2451.44604492188	-571884.854935247	24	121960	1678
13	23448505.1587494	6372.1728515625	-901155.141014099	27	121960	1678
4	24651204.4807589	6223.06005859375	-1343263.16274435	23	121960	1678
11	22958177.964513	-653.478515625	191384.547213696	46	121960	1678
31	23563750.1877621	2505.39624023438	-709607.171337468	43	121960	1678
- System Status:** Displays "GPS Time: 09:52:40", "GPS Date: 05/03/2012", "UTC Time: 09:52:25", and "UTC Date: 05/03/2012".
- Application Status:** Shows "Firmware [uBlox]: 6.00 (33247)".

Figura 7.2 Ndërfaqja grafike (GUI) e *software* *SAT-SURFER*

7.1.2 Parametrat e korigjimit të gabimeve

Kontributi më madhor i gabimit, në saktësinë e pozicionit të përdoruesit, vjen nga shtresa e Jonosferës, duke ndikuar kryesisht në komponenten vertikale dhe duke rritur kështu vlerën e faktorit VDOP (*Vertical Dilution of Precision*). Parametrat jonosferikë, të marra nga *log-filet* e programit *SAT-SURFER*, ilustrohen në tabelën 7.2. Koeficientët α dhe β janë të dhënat hyrëse në algoritmin tonë të propozuar, të cilat janë të nevojshme për eliminimin e gabimit jonosferik, në pozicionin e llogaritur të përdoruesit.

Tabela 7.2 Parametrat e korigjimit jonosferik, të marra nga *SAT-SURFER*

PosID	TOW	WN	Alpha0	Alpha1	Alpha2	Alpha3	Beta0	Beta1	Beta2	Beta3
0	318644	1675	1.30E-08	0	-5.96E-08	5.96E-08	110592	-65536	-262144	393216
0	318644	1675	1.30E-08	0	-5.96E-08	5.96E-08	110592	-65536	-262144	393216
0	318644	1675	1.30E-08	0	-5.96E-08	5.96E-08	110592	-65536	-262144	393216
0	318644	1675	1.30E-08	0	-5.96E-08	5.96E-08	110592	-65536	-262144	393216
0	318644	1675	1.30E-08	0	-5.96E-08	5.96E-08	110592	-65536	-262144	393216
0	318644	1675	1.30E-08	0	-5.96E-08	5.96E-08	110592	-65536	-262144	393216
0	318644	1675	1.30E-08	0	-5.96E-08	5.96E-08	110592	-65536	-262144	393216
1	318645	1675	1.30E-08	0	-5.96E-08	5.96E-08	110592	-65536	-262144	393216
1	318645	1675	1.30E-08	0	-5.96E-08	5.96E-08	110592	-65536	-262144	393216

7.2 Testimi i algoritmit të propozuar

Gjatë eksperimenteve të kryera, u grumbullua një sasi e madhe të dhënash, prej 2340 TOW. Algoritmi i pozicionimit është testuar për numër të ndryshëm iteracionesh dhe rezultatet e përfuara ishin të përafërta. Kjo rezultoi nga fakti që koha e eksperimentit të kryer ishte e madhe dhe numri minimal i satelitëve, në pamje të drejtpërdrejtë, ishte gjashtë (i mjaftueshëm për të llogaritur pozicionin e përdoruesit). Në ambientin e punës Matlab, koha nuk është një faktor kyç, por në marrësit real GPS përbën një faktor të rëndësishëm. Më poshtë, janë paraqitur rezultatet e eksperimentit të kryer. Kuadro referencë e përdorur është sistemi koordinativ kartesian ECEF. Në figurën 7.3 paraqitet evoluimi në kohë i faktorit gjeometrik GDOP dhe numri i satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë. Siç mund të shihet nga tabela 7.3, gjatë gjithë kohës së eksperimentit, numri i satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë është gjashtë, numër i mjaftueshëm për të llogaritur pozicionin e përdoruesit. Kur numri i satelitëve zvogëlohet, vihen re vlera të rritura të faktorit GDOP. Për shembull, kur numri i satelitëve zvogëlohet nga 13 në 6, vlera e faktorit GDOP rritet nga 1.59 në 5.29. Kur numri i satelitëve në pamje të

drejtpërdrejtë rritet, vlerat e GDOP zvogëlohen sepse arrihet një vlerësim më i mirë i pozicionit të përdoruesit për shkak të gjeometrisë relative përdorues – satelit.

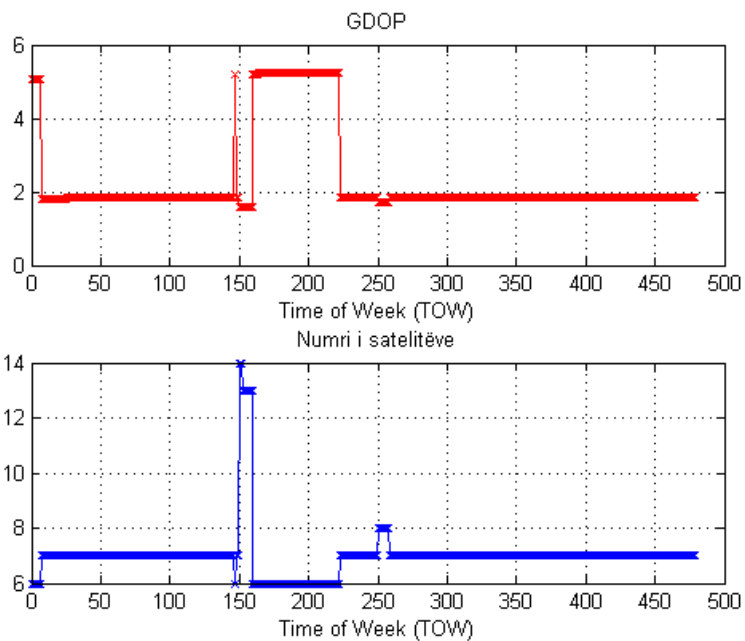


Figura 7.3 Ndryshimi i vlerave të GDOP dhe numrit të satelitëve

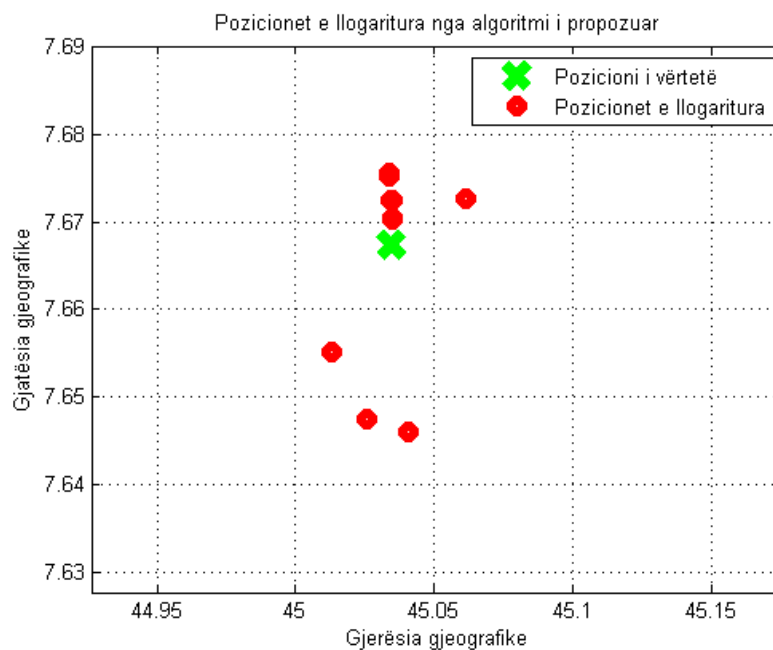


Figura 7.4 Pozicioni i vërtetë dhe ai i llogaritur në koordinata gjeografike

Tabela 7.3 Vlerat e GDOP dhe numri i satelitëve në pamje direkte

Vlera	Minimumi	Mesatarja	Maksimumi
GDOP [m]	1.59	2.42	6.49
Numri i satelitëve	6	7	14

Në figurën 7.4, janë paraqitur pozicioni i vërtetë i marrësit GPS dhe tërësia e pikave që përfaqëson pozicionet e llogaritura, në dalje të algoritmit të propozuar. Pas ekzekutimit të algoritmit, me të dhënat e mbledhura për 10 TOW e para, pozicioni i vlerësuar ka këto koordinata: gjerësia gjeografike = 45.062458^0 dhe gjatësia gjeografike = 7.692543^0 . Ky pozicion i llogaritur, është shumë larg atij të vërtetë siç mund të shihet edhe nga figura 7.5. Kjo ishte e pritshme, duke qenë se pika e linearizimit, në fillim, është qendra e Tokës dhe marrësi është në gjendjen *Cold Start*. Në këtë gjendje, marrësi nuk ka asnjë informacion mbi vendndodhjen e tij.

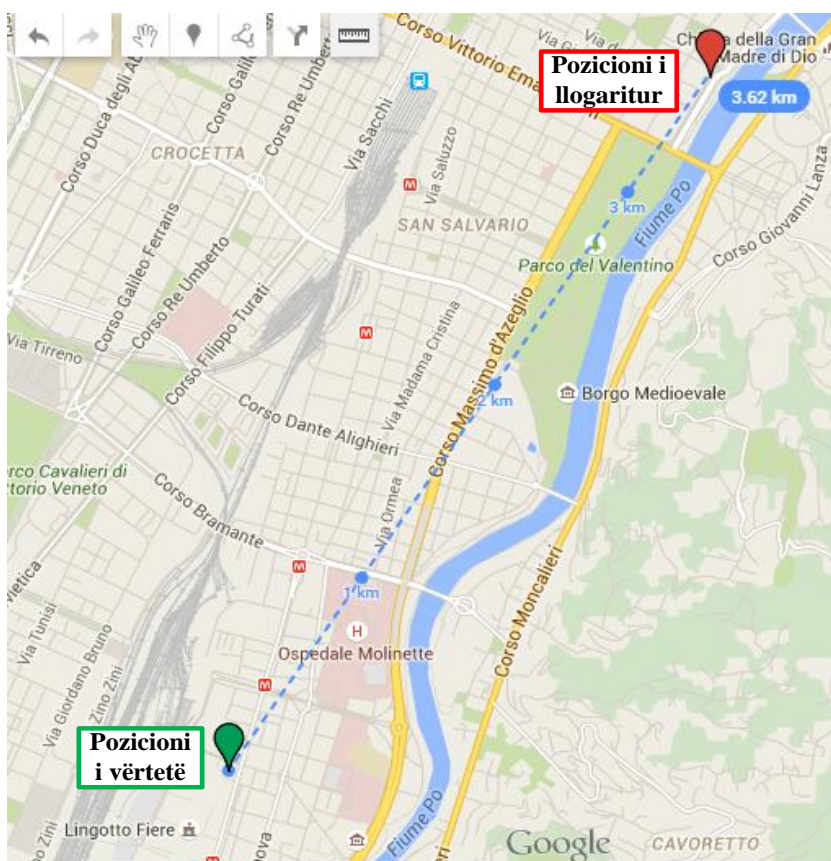


Figura 7.5 Pozicioni i llogaritur për 10 TOW e para

Në figurën 7.6, tregohet pozicioni i llogaritur i përdoruesit për të gjitha iteracionet e TOW dhe ka koordinatat: gjerësia gjeografike = 45.035113^0 dhe gjatësia gjeografike = 7.667336^0 , të cilat janë afër, me pozicionin e vërtetë të marrësit (gjerësi = 45.034368^0 dhe gjatësi = 7.667407^0).

Gjeometria relative satelit – përdorues, mund të ketë një ndikim të madh në saktësinë e llogaritjes së pozicionit, nga marrësi GPS. Me fjalë të tjera, disa gjeometri përdorues – satelit çojnë, në zgjidhje me saktësi më të madhe se disa të tjera. Kështu që është e nevojshme, të kemi një mënyrë për të krahasuar gjeometritë e ndryshme përdorues – satelit. Njësia matëse e përdorur gjerësisht për matjen e këtij ndikimi është parametri DOP (*Dilution of Precision*) i cili përfaqëson shkallën, në të cilën gjeometria përdorues – satelit, zvogëlon saktësinë e pozicionit. Faktori DOP, përbën lidhjen ndërmjet gabimeve të pseudo-distancës dhe gabimeve në vlerësimin e pozicionit. Duke qenë se DOP, ndryshon ashtu siç ndryshon në kohë gjeometria përdorues – satelit, kjo gjë implikon që një nivel i caktuar i gabimeve, në matjen e pseudo-distancave, do të përkthehet në gabime të pozicionit për përdoruesin.

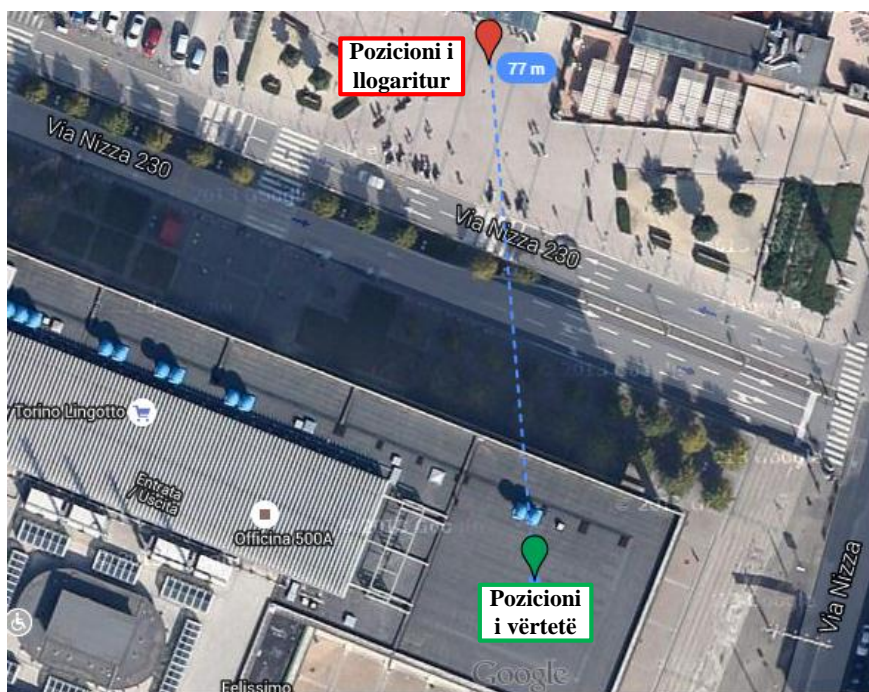


Figura 7.6 Pozicioni i llogaritur i përdoruesit pa korrigjim

Pas aplikimit të modeleve të korrigjimit jonosferik dhe troposferik, gabimi në komponenten vertikale (lartësia z) është reduktuar ndjeshëm. Modeli *Klobuchar*, reduktoi

gabimin vertikal në masën 69%. Modeli troposferik *Hopfield* i aplikuar në algortimin adaptiv të propozuar, jep një përmirësim të lehtë të gabimit vertikal në masën 3.1%. Ky rezultat vërteton pritshmërinë teorike e cila shpreh ndikimin më të ulët të gabimit troposferik, krahasuar me atë jonosferik në kontributin total të gabimit. Këto rezultate, të rëndësishme, janë përmbledhur në tabelën 7.4. Aplikimi i njëkohshëm i të dy modeleve korrigjuese, mundësoi një përmirësim të pozicionit të përdoruesit, në hapësirën tri-dimensionale në masën 74%, për skenarin e marrë në studim.

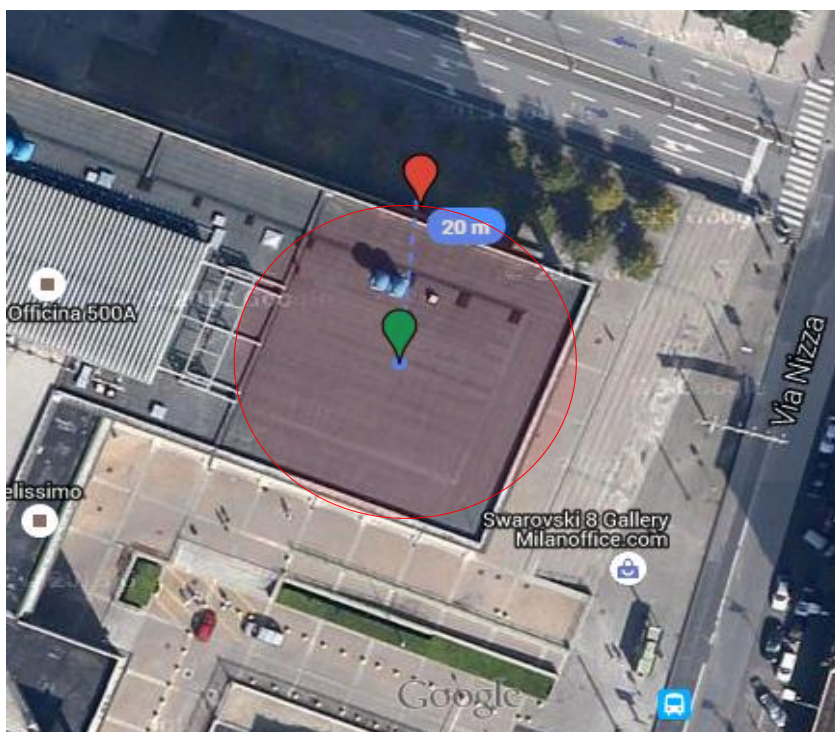


Figura 7.7 Pozicioni i llogaritur i përdoruesit me korrigjim

Përfundimisht, pozicioni i llogaritur nga algoritmi adaptiv i pozicionimit (i propozuar nga ne) ka këto koordinata: gjerësi gjeografike 45.034533^0 , gjatësi gjeografike 7.667479^0 , lartësi 35.12m. Ky pozicion i llogaritur, është shumë afër pozicionit real siç ilustruhet në figurën 7.7.

Tabela 7.4 Rezultatet e pozicionit të përfutuara nga algoritmi

Pozicioni i përdoruesit	Gjerësia gjeografike	Gjatësia gjeografike	Lartësia (m)
Pa korrigjim gabimi	45.035113^0	7.667336^0	135.25
Me korrigjim jonosferik	45.034507^0	7.667431^0	40.75
Me korrigjim troposferik	45.034479^0	7.667521^0	131.05
Me korrigjim jono+tropo	45.034533^0	7.667479^0	35.12

7.3 Integrimi i RAIM në algoritmin e propozuar

Kjo analizë, përdor metodën më të thjeshtë për të dhënë integritetin duke përdorur një sistem GPS kombinuar me algoritmin autonom të integritetit. Në prezencë të një dështimi, algoritmi RAIM duhet të krijojë një alarm për të paralajmëruar përdoruesin, se pozicioni i llogaritur nuk është i sigurtë për aplikacione specifike. Kjo bëhet duke vendosur *nivelin e mbrojtjes* dhe duke bërë testin statistikor. RAIM, është projektuar për të përmbushur probabilitetin e zbulimit të humbur, prandaj duhet një numër zbulimesh të humbura. Një paraqitje e algoritmit është dhënë në figurën 7.8. Skema e implementuar është ndërtuar nga dy blloqe kryesore: blloku i parë është ai i navigimit që i përket marrësit *software*. Ai ka një detyrë të vështirë, për llogaritjen e pozicionit të përdoruesit, shpejtësisë dhe kohës, nga matjet e kryera. Për të kontrolluar vazhdueshmërinë e zgjidhjes, shtohet edhe blloku i dytë, algoritmi RAIM për zbulimin e dështimit. Ky bllok, merr si të dhëna hyrëse, nga blloku i navigimit, matricën njësi të vektorëve në pamje të drejtpërdrejtë nga përdoruesi tek satelitët dhe devijimin standard të zhurmës së matjeve (σ). Nga të dhënat specifike, jepen në hyrje të algoritmit probabiliteti i alarmit të rremë (P_{fa}) dhe probabiliteti i zbulimit të humbur (P_{md}). Më tej, algoritmi llogarit nivelet e mbrojtjes dhe vlerën e pragut. Bazuar në teorinë e përcaktimit statistikor, ndërtohet një test statistikor siç u tregua në metodën e paritetit i cili më pas krahasohet me vlerën e pragut. Pas kësaj, algoritmi jep në dalje, zgjidhjen e cila përshkruhet më e detajuar në diagramën e figurës 7.9.

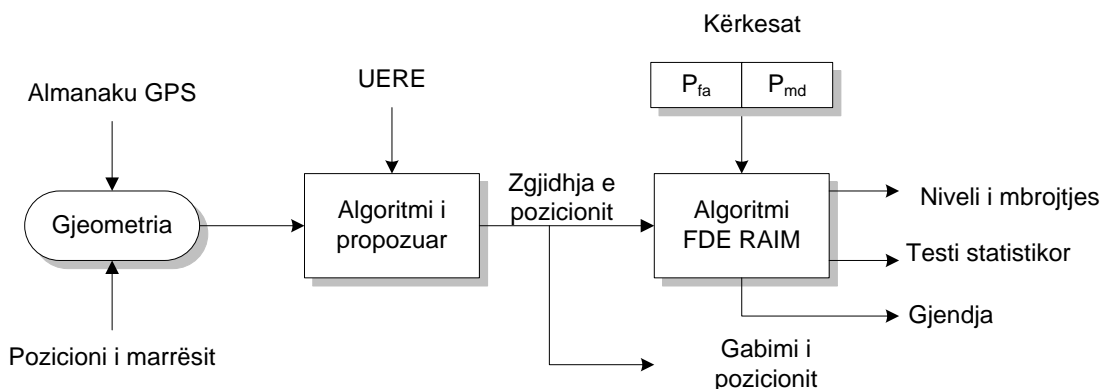


Figura 7.8 Bllokskema e integritetit të RAIM në algoritmin e propozuar

Gjendjet e daljeve të mundshme, që jep algoritmi, janë pesë. E para, nëse kemi mjaftueshëm matje (të paktën pesë matje) testi statistikor krahasohet me vlerën e pragut të parallogaritur. Nëse testi statistikor, kalon vlerën e pragut, atëherë krahasohet vlera e

gabimit të pozicionit, me nivelin e mbrojtjes. Në rast se vlera është më e lartë se sa niveli i mbrojtjes, atëherë krijohet një alarm. Në këtë rast kemi një alarm të vërtetë dhe vendoset vlera e numëruesit të alarmit të vërtetë. Nëse marrim në konsideratë rastin, kur testi statistikor është më i lartë se sa vlera e pragut, por vlera e gabimit të pozicionit është më e vogël se niveli i mbrojtjes, kemi një alarm të rremë. Sistemi do të jetë në kushtet e funksionimit normal, nëse testi statistikor nuk kalon vlerën e pragut dhe gabimi i pozicionit është brenda nivelit të mbrojtjes. Do të kemi një zbulim të humbur, në rastin kur testi statistikor është më i vogël, se sa vlera e pragut por gabimi i pozicionit kalon, vlerën e nivelit të mbrojtjes. Në rastin kur matjet nuk janë të mjaftueshme, algoritmi RAIM nuk funksionon. Në këtë rast në dalje, vendoset vlera e numëruesit të padisponueshëm dhe kjo do të thotë se besueshmëria e zgjidhjes, nuk mund të verifikohet.

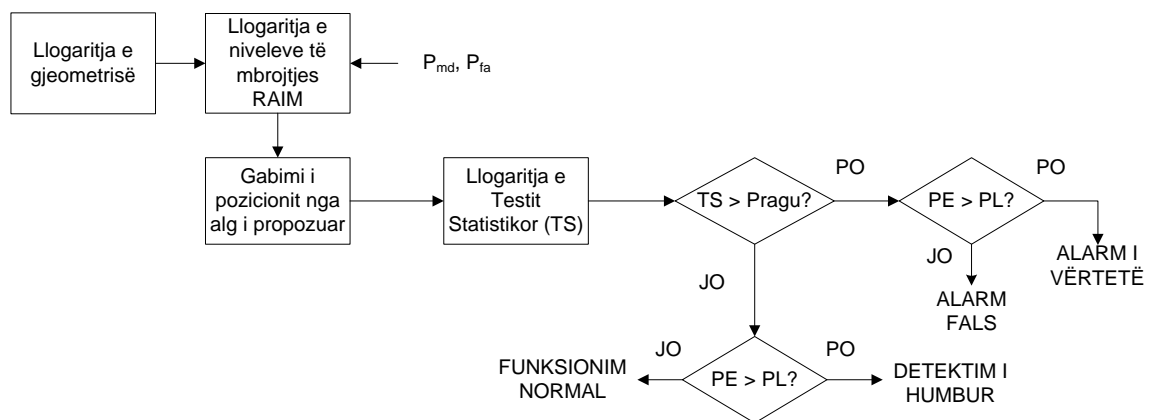


Figura 7.9 Diagrama e GPS dhe e algoritmit RAIM

7.4 Implementimi *software* i algoritmit RAIM

Në këtë seksion është përshkruar implementimi *software*, për algoritmin RAIM, për zbulimin e dështimit [28]. Kodi i algoritmit është shkruar në gjuhën e programimit Matlab[®] dhe funksionet i janë shtuar *software*-it të algoritmit të propozuar. Për testimin e algoritmit është marrë në konsideratë një skenar dinamik, ku të dhënat e mbledhura, janë përpunuar për të kontrolluar vazhdueshmërinë e zgjidhjeve të ofruara, duke marrë në konsideratë disa kërkesa të detyrueshme, siç paraqitet në figurën 7.10. Fillimisht, jepet një këndvështrim teorik mbi algoritmin me shpjegimet e zgjeruara dhe formulimet matematikore, kur nevojiten. Më tej, jepet një përshkrim i detajuar i implementimit të algoritmit RAIM, duke u fokusuar në kodin Matlab[®]. Jepet gjithashtu edhe mënyra se si bëhet integrimi me algoritmin e propozuar [54], [55].

Fillimisht, kemi krijuar skriptin *RAIM.m* ku deklarohet algoritmi si një funksion i cili merr, si të dhëna hyrëse, katër parametra: matricën gjeometrike G të vektorëve njësi në pamje të drejtpërdrejtë nga përdoruesi tek satelitët, probabilitetin e alarmit të rremë P_{fa} , probabilitetin e zbulimit të humbur P_{md} dhe devijimin standard të zhurmës së matjes, σ .

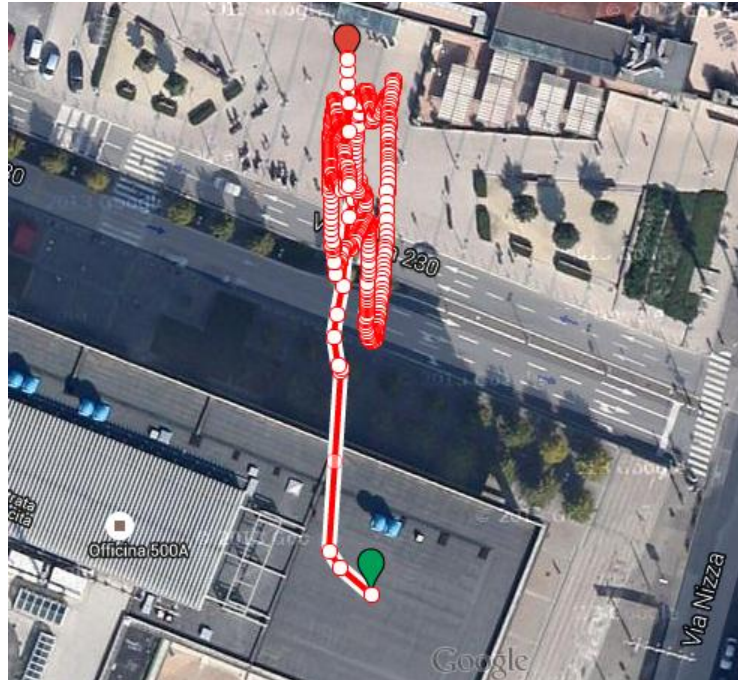


Figura 7.10 Skenari dinamik i mbledhjes së të dhënave reale GPS

Siç përshkruhet edhe më sipër, algoritmi RAIM jep pesë vlera ose gjendje në dalje të cilat ruhen në variablin *numërues*. Në fillim inicializojmë numëruesin me vlerën 0, siç tregohet në kodin në vijim.

```
function counter = RAIM(G, Pfa, sigma, Pmd)

% Inicializimi i numëruesve

counter(1) = 0;           % numëruesi i alarmeve false
counter(2) = 0;           % numëruesi i alarmeve të vërteta
counter(3) = 0;           % numëruesi i zbulimeve të humbura
counter(4) = 0;           % numëruesi i gjendjes normale
counter(5) = 0;           % numëruesi i padisponueshmërisë
```

Në rastin tonë, intervali i llogaritjes së zgjidhjes *PVT* është 1 sekond, që do të thotë se për çdo sekond, marrim një zgjidhje të pozicionimit dhe i japim algoritmit RAIM të dhëna të reja të matjeve, duke kaluar si hyrje matricën *G*, për të kontrolluar vazhdueshmërinë e zgjidhjes. Në kodin në vijim, ilustrohet deklarimi i tre prej parametrave hyrëse dhe thirrja e algoritmit RAIM.

```
%% Algoritmi RAIM

Pfa=1.4e-5; % probabiliteti i alarmeve false
sigma=7.1; % devijimi standard i zhurmës së matjes
Pmd=1e-4; % probabiliteti i zbulimeve të humbura

counter(sol_index, :)=RAIM(G, Pfa, sigma, Pmd); % thirrja e funksionit
```

Pasi është thirrur funksioni RAIM dhe katër parametrat janë dhënë si hyrje, kryhet një kontroll, për të parë nëse vlerat e hyrjes janë të sakta, që do të thotë se matrica *G* duhet të ketë katër kolona, probabiliteti i alarmit të rremë dhe zbulimit të humbur duhet të jenë vlera në intervalin nga 0 në 1 dhe devijimi standard nuk duhet të jetë një madhësi jo negative, siç tregohet në kodin më poshtë.

```
[nrow,ncol] = size(G); % numri i rreshtave dhe kolonave të matricës G
if ncol ~= 4 % numri i kolonave duhet të jetë 4
    error('Gabim - RAIM; kontrollo vektorët njësi');
end
nmeas = nrow; % numri i matjeve

% Kontrolllo nëse vlerat hyrëse janë të rregullta
if (Pfa < 0) || (Pfa > 1)
    error('Gabim - Vlera e Pfa duhet të jetë ndërmjet 0 dhe 1!');
end

if sigma < 0
    error('Gabim - Sigma duhet të jetë një vlerë pozitive(m)!');
end

if (Pmd < 0) || (Pmd > 1)
    error('Gabim - Vlera e Pmd duhet të jetë ndërmjet 0 dhe 1');
end

end
```

Më tej, kryhet llogaritja e vlerës së pragut. Dallohen dy raste: e para kur kemi vetëm një matje të tepërt ($nmeas = 5$) dhe vlera e pragut merret nga ekuacioni (5.33), në

rastin e dytë kur kemi dy ose më shumë matje ($n_{\text{meas}} > 5$) dhe vlera e pragut merret nga ekuacioni (5.44). Nëse nuk kemi matje të tepërta, numëruesi vendoset i padisponueshëm, që do të thotë se nuk mund të kontrollojmë vazhdueshmërinë e zgjidhjeve.

```
% Llogarit pragun e zbulimit

if nmeas == 5
    threshold = sqrt(2) * sigma * erfcinv(Pfa); % erfcinv: funksioni
    invers komplementar i gabimit
elseif nmeas > 5
    threshold = sqrt(2) * sigma * erfcinv(Pfa/nmeas);
else
    counter(5) = 1; % vendoset vlera e numëruesit të padisponueshmërisë
    exit;
end
```

Në hapin tjetër, llogaritet vlera minimale e *bias-it* të zbulueshëm dhe rrezja e zhurmës nga ekuacioni (5.34) dhe (5.42), siç jepet në kodin më poshtë.

```
% Llogarit vlerën minimale të bias-it të zbulueshëm

bias = sqrt(2) * sigma * erfcinv(Pmd+Pmd);
min_bias = threshold + bias;

% Llogarit rrezën e zhurmës

pseudo = inv(G'*G);
HDOP = sqrt(pseudo(1,1) + pseudo(2,2));
noise_radius = sqrt(2) * erfcinv(1.e-7) * sigma * HDOP;
H_star = pseudo*G';
```

Në vijim tregohet zbërthimi i matricës G , në faktorë *ortogonalë* dhe *triangularë* duke përdorur faktorizimin QR . Gjithashtu, gjenerohet vektori i zhurmës së matjes dhe llogaritet gabimi i pozicionit nga ekuacioni (5.41).

```
[Q,R] = qr(G);
qxqp = Q'; % matrica [qx qp]'
P = qxqp(5:nmeas,:); % matrica e paritetit P'

z = sigma * randn(nmeas,1); % gjenero zhurmën e matjes,
% me shpërndarje statistikore normale
x = H_star * z; % gabimi i pozicionit
poserror = norm(x(1:2));
```

Më tej, për çdo matje, pra për çdo satelit, llogaritet gabimi i *bias-it*, në rastin më të keq, bazuar në ekuacionin (5.35) dhe rrezja e mbrojtur. Nga ekuacioni (5.11) marrim vlerën e vektorit të paritetit i cili në këtë rast është skalar dhe shërben si test statistikor.

```
for i = 1:nmeas           % llogarit gabimin e bias në rastin më të keq
    b = min_bias / P(1,i);
    deltax = H_star(:,i) * b;
    rh(i) = norm(deltax(1:2));
end

rbias = max(rh(1:nmeas));
protection_radius = noise_radius + rbias; % rrezja e mbrojtur
p = P(1,1:nmeas) * z; % vektori i paritetit (skalar)
```

Në vijim, jepet kodi i cili përshkruan daljet e algoritmit RAIM, bazuar në skemën e figurës 7.9.

```
if abs(p) < threshold && poserror > protection_radius;
    counter(3) = 1; % zbulim i humbur
elseif abs(p) < threshold && poserror < protection_radius;
    counter(4) = 1; % funksionim normal
elseif abs(p) > threshold && poserror < protection_radius
    counter(1) = 1; % alarm fals
else
    counter(2) = 1; % alarm i vërtetë
end

else % për nmeas > 5

    flag = 0; % asnjë flamur alarmi
```

7.5 Testimi i algoritmit RAIM dhe analiza e rezultateve

Për testimin e algoritmit RAIM është kryer eksperimenti, duke marrë në konsideratë një skenar dinamik, siç tregohet në figurën 7.10. Janë kryer matje, me marrësin *SAT-SURF*, për një kohë prej afërsisht 7 minutash. Më tej matjet, janë post-procesuar në ambientin e punë në Matlab. Më poshtë jepen rezultatet e eksperimentit [55]. Në figurën 7.11 dhe 7.12 paraqiten rezultatet e gjendjes së algoritmit RAIM, kundrejt kohës së eksperimentit. Numëruesi i algoritmit RAIM është vendosur 394 herë në “alarm i rremë”, që do të thotë se testi statistikor është më i lartë se sa vlera e pragut, por vlera e gabimit të pozicionit është më e ulët se sa niveli i mbrojtjes. Numri i rasteve, kur kemi “alarm të vërtetë” është 7, që do të thotë se një dështim është zbuluar sepse testi statistikor ka kaluar vlerën e pragut dhe gabimi i pozicionit është më i madh se sa niveli i

mbrojtjes. Në këtë rast, zgjidhja e pozicionimit nuk është e besueshme dhe sistemi nuk duhet përdorur për navigim.

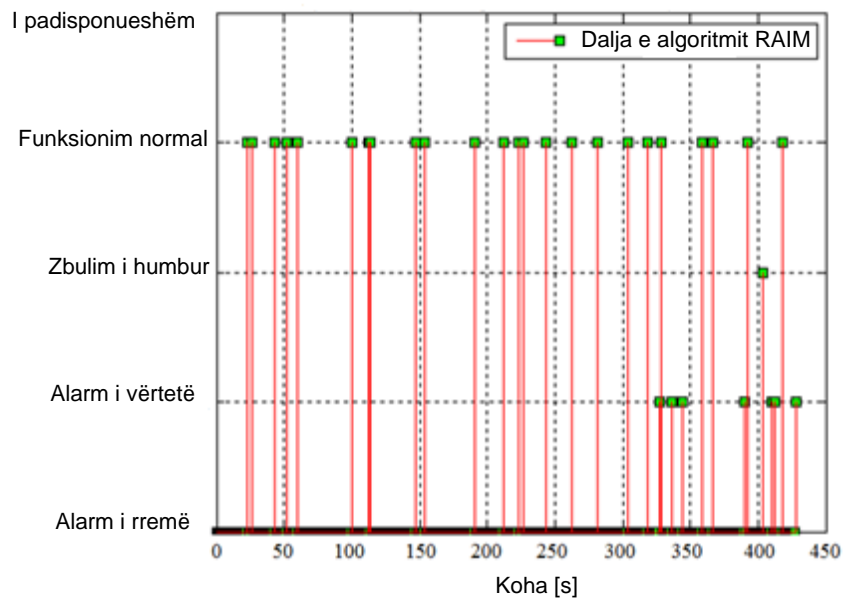


Figura 7.11 Rezultatet e algoritmit RAIM kundrejt kohës

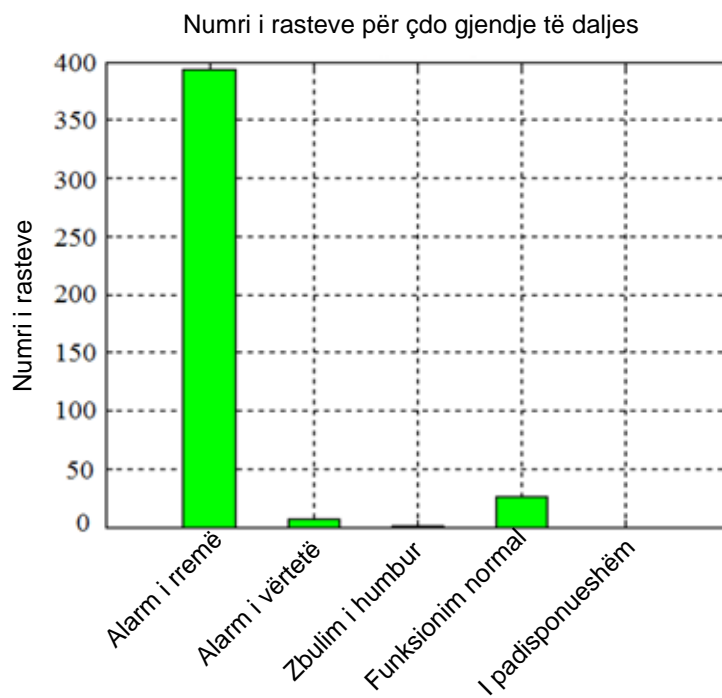


Figura 7.12 Numri i rasteve për çdo gjendje të daljes

Kemi një rast “zbulim i humbur” që do të thotë se testi statistikor është më i ulët se sa vlera e pragut, por gabimi i pozicionit kalon vlerën e nivelit të mbrojtjes. Numri i rasteve të “funksionimit normal” është 26, që do të thotë se testi statistikor nuk e kalon vlerën e pragut dhe gabimi i pozicionit është brenda nivelit të mbrojtjes, pra zgjidhja është e besueshme. Vlen të theksohet, se gjendja në dalje “e padisponueshme” nuk vendoset kurrë, përderisa kemi gjithmonë matje të mjaftueshme, gjatë eksperimentit të kryer (më shumë se 4 satelitë në pamje të drejtpërdrejtë).

Referuar rezultateve të mësipërme, vërehet se algoritmi RAIM i implementuar, zbulon dështimet dhe vendos alarmet, duke i treguar përdoruesit të mos përdorë sistemin e navigimit. Në fazën e dytë të implementimit, në vend të zbulimit të dështimit, kërkohet eliminimi i satelitit të dështuar. Ajo që marrësi, duhet të bëjë është të përdorë bashkësinë e matjeve të mbetura, të cilat nuk ngrenë një alarm. Për shembull, nëse sateliti i gjashtë nuk funksionon normalisht ose sinjalet e mara prej tij janë të gabuara, atëherë ky satelit duhet eliminuar nga zgjidhja e pozicionit. Procesi i zbulimit të dështimit, fillon me kryerjen e testit statistikor *global*. Më tej, kryhet një test *lokal* për të identifikuar gabimin më të madh i cili duhet eliminuar nga zgjidhja e pozicionit.

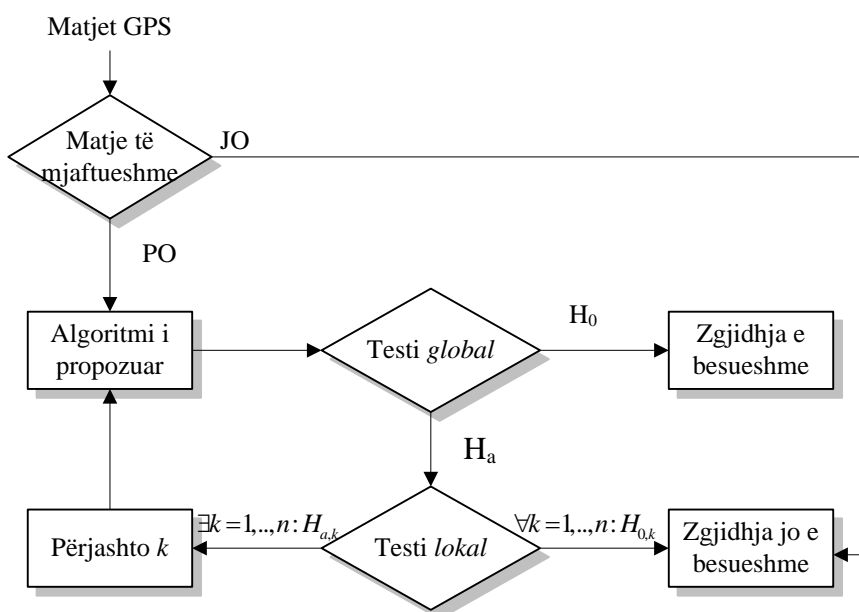


Figura 7.13 Procedura iterative për eliminimin e gabimeve

Në rastin e testit global, ngrihet hipoteza H_0 e cila supozon që modeli është i rregullt, gabimet e matjes kanë shpërndarje statistikore normale dhe nuk përmbajnë gabime *bias-i*. Hipoteza alternative H_a , supozon që modeli është i gabuar, që do të thotë

se ekzistojnë gabime *bias-i*, në bashkësinë e matjeve dhe gabimet nuk kanë shpërndarje statistikore normale. Supozimi që bëhet, është se bashkësia e matjeve, përmban së shumti një matje me gabime. Kështu, testi *lokal* kryhet vetëm në rast të dështimit të testit *global* (është zbuluar prania e një dështimi). Nëse testi *lokal*, zbulon një matje me gabime, ajo eliminohet dhe matjet e mbetura përdoren për të llogaritur pozicionin. Nëse testi *global* dështon, por testi *lokal* nuk zbulon një matje të gabuar në bashkësinë e matjeve, atëherë zgjidhja e pozicionit është jo e besueshme. Për testin *lokal*, hipoteza *nul* pa gabime, shënohet $H_{0,k}$, ndërsa hipoteza alternative e matjeve me gabime *bias-i*, shënohet $H_{a,k}$ si në figurën 7.13. Në figurën 7.14 tregohen rezultatet e pozicionit, për matjet e eksperimentit, të paraqitura në sistemin koordinativ ENU. Aty evidentohen pozicionet, të cilat janë zbuluar me gabime, nga testi *global* duke identifikuar satelitët e dështuar. Ndërsa në figurën 7.15, paraqiten rezultatet kur janë eliminuar matjet me gabime nga zgjidhja e pozicionit. Për një interpretim më sasior të rezultateve, mund t'i referohemi tabelës 7.5, ku shihet se me shtimin e funksionalitetit RAIM, në algoritmin e propozuar, vlera maksimale e gabimit horizontal është reduktuar, me një faktor pothuajse 18 dhe vlera mesatare e gabimit horizontal është zvogëluar me 10%.

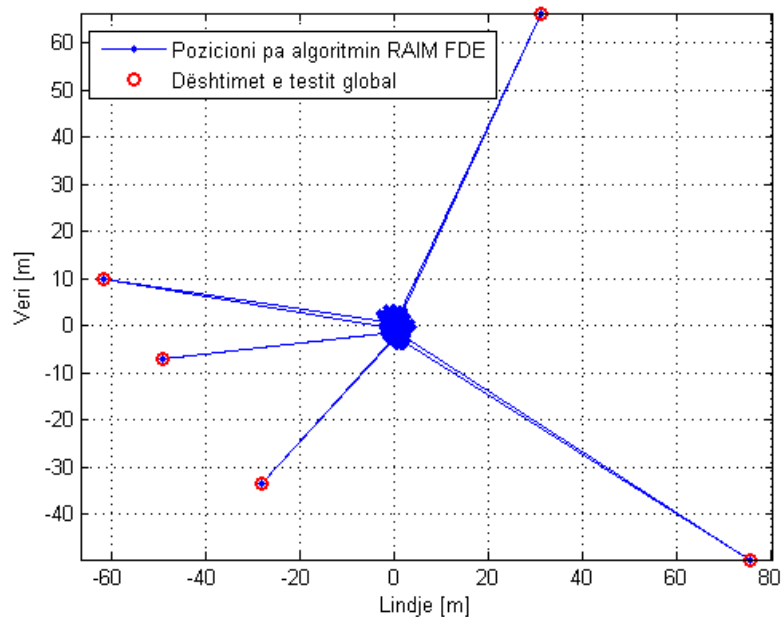


Figura 7.14 Rezultatet e pozicionit pa algoritmin RAIM

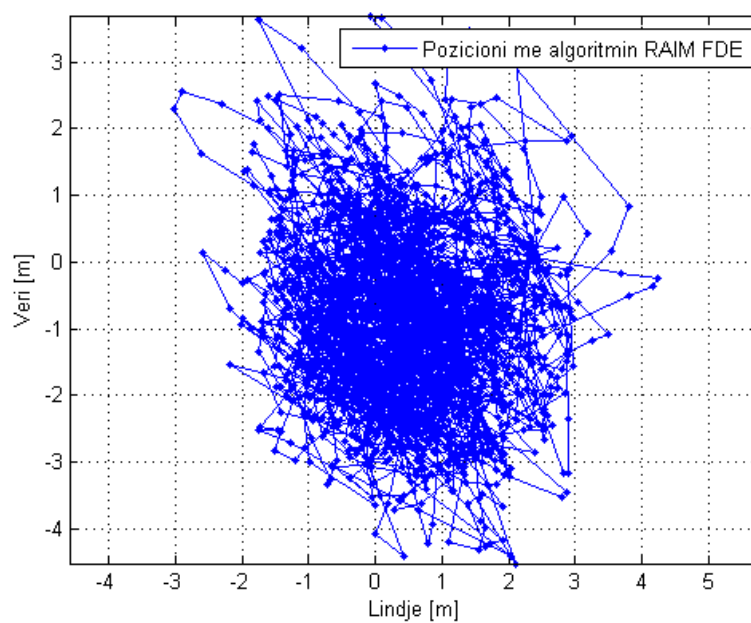


Figura 7.15 Rezultatet e pozicionit me algoritmin RAIM

Tabela 7.5 Rezultatet e gabimit horizontal të pozicionit

Algoritmi	Gabimi horizontal [m]		
	Minimale	Mesatare	Maksimale
Vlera			
Algoritmi i propozuar pa RAIM	0.03	2.01	78.25
Algoritmi i propozuar i integruar me RAIM	0.03	1.80	4.38

PËRFUNDIME

1. Përfundimet e punimit

Në ditët e sotme, ekziston një nevojë në rritje për përdorimin e sistemeve satelitore të navigimit, si GPS (Global Positioning System) në ambiente ku cilësia e sinjalit është e degraduar, si p.sh. në *kanionet urbane* ose ambientet e brendshme. Duke qenë se, saktësia dhe besueshmëria e pozicionit janë përgjithësisht të ulëta në kushtet e sinjaleve të degraduara, është esenciale përdorimi i metodave për përmirësimin e këtyre karakteristikave.

Në këtë punim, ne propozuam një algoritëm *adaptiv* pozicionimi në të cilin integruam modele parametrike, për korrigjimin e gabimeve atmosferike. Qëllimi ishte rritja e saktësisë së pozicionit të llogaritur nga marrësit GPS me kosto të ulët dhe që funksionojnë me një frekuencë të vetme. Algoritmi i propozuar u programua dhe implementua në Matlab. Për testimin e tij u përdorën të dhëna reale të mara në rrugë eksperimentale.

Problem tjetër i rëndësishëm që u shtrua për zgjidhje ishte besueshmëria e pozicionit të përfuar nga algoritmi dhe ofrimi i integritetit për përdoruesin. Zgjidhja e këtij problemi që konsiston në zbulimin dhe eliminimin e gabimeve të matjeve apo të dështimeve të satelitëve, për aplikime të marrësive të thjeshtë, është e një rëndësie të veçantë. Për këtë u tregua që, metoda autonome, në marrësit satelitorë është më e thjeshta dhe me kosto efektive në monitorimin e integritetit. Kjo metodë aplikohet brenda marrësit për t'i mundësuar atij që në mënyrë të pavaruar ose autonome, të përcaktojë integritetin e sistemit. RAIM (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*) adresonte dy probleme madhore, ekzistencën e një matje me gabime dhe identifikimin e satelitit të ndikuar. Për të verifikuar besueshmërinë e matjeve të kryera, algoritmit të propozuar iu shtua edhe funksionaliteti i ofrimit të integritetit në mënyrë autonome. Kjo u arrit, duke integruar në algoritmin e propozuar, modulën e algoritmit RAIM bazuar në metodën e paritetit.

Algoritmi i propozuar është fryt i metodologjisë shkencore të përdorur në drejtim të studimit të thelluar teorik të fushës së sistemeve satelitore të pozicionimit, duke identifikuar problematikat dhe kufizimet e hasura me qëllim zgjidhjen e tyre. Kjo punë

kërkimore – shkencore është zhvilluar në disa etapa të cilat mund të përmbliidhen si më poshtë:

- ❖ Fillimisht u realizua një analizë gjithëpërfshirëse e punimeve kërkimore – shkencore të viteve të fundit në fushën e sistemeve satelitore të pozicionimit, duke u fokusuar më konkretisht në aspektet e saktësisë në llogaritjen e pozicionit, algoritmat e pozicionimit, faktorët kryesorë që ndikojnë në pozicionim, monitorimin e kualitetit të matjeve dhe ofrimin e integritetit në nivel përdoruesi, përmes algoritmave RAIM.
- ❖ Me interes shkencor ishte analiza e problematikave dhe kufizimeve të hasura në drejtim të rritjes së saktësisë, së pozicionit për përdoruesit që përdorin pajisje marrëse GPS, me kosto të ulët.
- ❖ U identifikuan kontribuesit e gabimeve, që ndikonin në saktësinë e pozicionit të përdoruesit GPS dhe që ishin të pakompensuara. Këto burime gabimesh rezultojnë nga:
 1. shtresa e jonosferës që rrethon Tokën, duke i përthyer sinjalet radio në bandën e frekuencave L_1 që përdoret nga marrësit GPS, me kosto të ulët, për përdorim të gjerë civil. Për marrësit e thjeshtë, me frekuencë të vetme, efekti jonosferik mund të shkaktojë gabime në rendin të 100m.
 2. shtresa e troposferës e cila shkakton efektin e përkuljes dhe përthyerjes (vonesë) të sinjaleve të navigimit. Vonesa për shkak të troposferës, shkakton një gabim në distancë, që varion nga 2 deri 25m. Pjesa më e madhe e këtij efekti mund të modelohet për kompensim. Sidoqoftë, ndryshimet e shpejta mund të shkaktojnë skenarë potencialë të humbjes së integritetit.
 3. efektet e *multipath*-it të cilat shkaktohen nga reflektimi i sinjaleve të navigimit, nga sipërfaqe të ndryshme, duke ndikuar në qarqet e gjurmimit të kodit dhe bartëses së sinjalit GPS. Efekti i *multipath*-it, varet nga vendndodhja dhe është i vështirë për t'u modeluar. Ai mund të çojë në gabime të distancës në rendin e disa qindra metrave.
- ❖ U analizua problemi i llogaritjes së pozicionit të përdoruesit, që përdor një marrës GPS me frekuencë të vetme dhe algoritmi standard i pozicionimit.
- ❖ Bazuar në algoritmin standard të pozicionimit, u propozua një algoritm adaptiv pozicionimi, në të cilin u integruan modele parametrike për korrigjimin e vonesës jonosferike dhe troposferike.

- ❖ Me qëllim rritjen e saktësisë së pozicionimit, por pa rritur kompleksitetin dhe kohën e llogaritjes së algoritmit, u propozua integrimi i modeleve parametrike *Klobuchar* dhe *Hopfield*. Ky propozim, nuk cënon ofrimin e shërbimit në kohë reale.
- ❖ Algoritmi i propozuar u implementua dhe programua në një marrës *software* (në ambientin e punës Matlab). Mënyra *software* është tepër fleksibël pasi mund të procesohen të dhënat e mbledhura nga tipe të ndryshme *hardware*. Programi, mund të përdoret për të procesuar sinjalet e dixhitalizuara me frekuenca të ndryshme kampionimi. Kështu, mënyra *software* mund të konsiderohet pothuajse e pavarur nga *hardware*-i. Kjo lejon zhvillimin e algoritmave të rinj pa ndryshuar strukturën *hardware*.
- ❖ Bazuar në algoritmin e propozuar, për procesimin e të dhënave të mara nga sistemi GPS, duke përdorur një skenar statik të përdoruesit, u simuluan sinjale GPS në frekuencën L_1 për një kohëzgjatje prej 24 orësh, me qëllim studimin e këndit të maskimit në saktësinë e pozicionit. Në shumë aplikacione të ndryshme, kryesisht në zonat e dendura urbane e me ndërtesa të larta, hasen probleme të shumta me shikueshmërinë e drejtpërdrejtë të satelitëve, gjë e cila ndikon në saktësinë e pozicionimit të përdoruesve.
- ❖ Më tej, algoritmi i propozuar u testua duke përdorur të dhëna reale, të mbledhura në rrugë eksperimentale përmes një marrësi GPS me frekuencë të vetme, sipas dy skenarëve:
 1. skenari i përdoruesit statik, ku vizibiliteti i satelitëve është më i lartë, dhe efektet kufizuese të *multipath*-it nuk janë të pranishme,
 2. skenari dinamik i përdoruesit të lëvizshëm, në të cilin janë konsideruar marrja e sinjaleve, në ambientet e brendshme ku cilësia e sinjalit është e degraduar dhe në prani të ndërtesave të larta, ku efektet e *multipath*-it janë më të pranishme.
- ❖ Për një performancë sa më të mirë të algoritmit (të propozuar), u propozua integrimi/implementimi i algoritmit RAIM si një funksionalitet shtesë, me qëllimin e detektimit dhe eliminimit të zgjidhjeve të gabuara, të pozicionimit.
- ❖ Për testimin e algoritmit RAIM u krye eksperimenti duke marë në konsideratë, një skenar dinamik të përdoruesit të lëvizshëm.

Nga analiza shkencore e rezultateve eksperimentale u arritën këto përfundime:

- Ekziston një korrelacion i fortë midis këndit të maskimit të përdorur dhe vlerave të faktorit gjeometrik. Sa më i lartë këndi i maskimit i përdorur, aq më të larta vlerat e faktorit gjeometrik, për shkak të përjashtimit nga zgjidhja e pozicionit, të disa prej satelitëve, duke reduktuar në këtë mënyrë, numrin e satelitëve në pamje direkte dhe nëse kjo kombinohet me një gjeometri jo të mirë përdorues – satelit, aq më negativ është ndikimi në saktësinë e pozicionit të përdoruesit.
- Vlerat e parametrave DOP, varen ndjeshëm nga vizibiliteti i konstelacionit, për pasojë varen nga gjerësia gjeografike në të cilën është i pozicionuar përdoruesi. Konstelacioni GPS, ofron vizibilitet më të mirë, për gjerësitë e ulëta gjeografike. Për më tepër, vizibiliteti i satelitëve mund të kufizohet në qytete dhe *kanione urbane*, në satelitë me kënde të mëdhenj ngritjeje, gjë e cila çon në një përkeqësim të vlerave të DOP.
- Skenarët e zgjedhur gjatë eksperimentit, për testimin dhe vlerësimin e performancës së algoritmit të propozuar, janë skenarë gjithëpërfshirës që marrin në konsideratë kushtet reale, me të cilat ndeshet një përdorues me marrës të thjeshtë satelitor GPS.
- Për skenarët eksperimentalë të shqyrtuar, modeli i korrigjimit jonosferik *Klobuchar* reduktoi gabimin e pozicionimit deri në masën 69%. Modeli i korrigjimit troposferik Hopfield i aplikuar në algoritmin adaptiv të propozuar dha një përmirësim të lehtë të gabimit të pozicionimit në masën 3.1%.
- U vërtetua pritshmëria teorike e cila shpreh ndikimin më të ulët të gabimit troposferik, krahasuar me atë jonosferik në kontributin total të gabimit.
- Aplikimi i njëkohshëm i të dy modeleve korrigjuese, mundësoi një përmirësim të konsiderueshëm të pozicionit të përdoruesit, në hapësirën tri-dimensionale. Duhet theksuar se, përmirësimi është relativisht i lartë dhe jo konstant, pasi është në funksion të gabimit i cili është i ndryshueshëm në kohë.
- Referuar rezultateve të eksperimentit u tregua se algoritmi RAIM i implementuar, zbulon dështimet dhe vendos alarmet, duke i treguar përdoruesit të mos përdorë sistemin e navigimit.

- Në fazën e dytë të implementimit, krahas zbulimit të dështimit u arrit eliminimi i satelitit të dështuar.
- Algoritmi i propozuar përdor bashkësinë e matjeve të mbetura, të cilat nuk gjenerojnë një alarm.
- Për skenarin dinamik eksperimental të shqyrtuar, me shtimin e funksionalitetit RAIM në algoritmin e propozuar, vlera mesatare e gabimit horizontal u reduktua me rreth 10%.

2. Objektiva për të ardhmen

Në vijim të punës/kontributit të kësaj teze dalin disa çështje (për shqyrtim në të ardhmen) në drejtim të përmirësimit dhe aplikimeve konkrete si më poshtë:

- përshtatja e algoritmit të propozuar me teknologjitë dhe sistemet e reja, që janë në zhvillim dhe që mund të implementohen në të ardhmen, si p.sh., sistemi i pozicionimit Galileo,
- konsiderimi i skenarëve, ku shikueshmëria e satelitëve është më e vogël se numri minimal i satelitëve për të llogaritur pozicionin,
- zgjerimi i modulit të algoritmit RAIM, për detektimin e dështimeve të shumëfishta, në një çast të kohës të satelitëve nga konstelacione të ndryshme,
- mundësia e implementimit, të algoritmit të propozuar, në një platformë reale *hardware*.

SHTOJCA – KODI NË MATLAB

```

%=====
% Algoritëm i përmirësuar për llogaritjen e pozicionit i cili integron
% modele parametrike për korrigjimin e gabimeve dhe ofron integritet të
% zgjidhjes së përftuar.
%=====
clear all;
close all;
clc;
% load ObsL1CA;
load DesiredStruct;
% Shkrija e strukturës së të dhënave ObsL1CA dhe SatPos në një
strukturë për llogaritje më të thjeshta dhe probleme të sinkronizimit.

%===== NGARKIMI I TË DHËNAVE TË MATJEVE =====
% load('IonoSphereCorr.mat')
% importdata('IonoSphereCorr.csv')
% Vendndodhja fillestare e linearizimit.
xlp=0;
yyp=0;
zlp=0;
Lp = [xlp,yyp,zlp];
fi = 0;
lambda=0;
%
% Shfaq grafikun e vendndodhjes fillestare për referencë.
U = [4474536, 602440, 4490028];
plot3(U(1),U(2),U(3), 'rx', 'linewidth', 15)
legend('Pozicioni i vërtetë')
xlabel('x [m]')
ylabel('y [m]')
zlabel('z [m]')
grid on
hold on
%-----
% c = 2.99792458e8; % Shpejtësia e dritës.
initial_time = 1; % Parametri i kohës së eksperimentit
Llh = []; % Vektori i Latitude, Longitude dhe Height i pozicioneve të
llogaritura.

% Iteracionet bazuar në parametrin Time of Week (TOW)
for TOW = initial_time:length(DesiredStruct)

    % Risetimi i ndryshoreve para fillimit të ciklit.
    clear H
    clear G
    clear h
    clear delta_x

```

```

clear delta_rho
clear rho_hat
clear pseudo
clear NrSatTot
clear NrSat
clear SatP

% NrSatTot = length(DesiredStruct(TOW).Data);
% Numri i përgjithshëm i satelitëve në pamje të drejtpërdrejtë.
% NrSatUsed = length(DesiredStruct(TOW).Data);
% Numri i mjeteve hapësinore (svs) të fiksuara.
NrSat = length(DesiredStruct(TOW).Data);
sat_vec(TOW,:) = NrSat; % Ruaj numrin e satelitëve në vektor.
pseudo = zeros(NrSat,1); % Vektori i pseudo-distancave të matura.
xs = zeros(NrSat,1); % Koordinatat e satelitëve.
ys = zeros(NrSat,1);
zs = zeros(NrSat,1);
SatP = zeros(NrSat,3); % Matrica me koordinatat e satelitëve.
clk = zeros(1,NrSat); % Vektori i korigjimit të gabimit të orës
cdT = 0; % Koha e panjohur e përdoruesit.

% Cikli
for iter = 1:10 % Numër arbitrar iteracionesh
    for i = 1:NrSat
        azimuth(i) = DesiredStruct(TOW).Data(i).Azimuth;
        elevation(i) = DesiredStruct(TOW).Data(i).Elevation;
        satid = DesiredStruct(TOW).Data(i).SatID;
        time=DesiredStruct(TOW).Data(i).TOW;
        % =====
        % ===== Korrigjimi JONOSFERIK =====
        % ===== Modeli Klobuchar =====
        alfa0 = 1.30385160446167e-08;
        alfa1 = 0;
        alfa2 = -5.96046447753906e-08;
        alfa3 = alfa2;
        beta0 = 110592;
        beta1 = -65536;
        beta2 = -262144;
        beta3 = 393216;
        %
        % alfa0=Iono(TOW).Data(i).Alpha0;
        % alfa1=Iono(TOW).Data(i).Alpha1;
        % alfa2=Iono(TOW).Data(i).Alpha2;
        % alfa3=Iono(TOW).Data(i).Alpha3;
        %
        % beta0=Iono(TOW).Data(i).Beta0;
        % beta1=Iono(TOW).Data(i).Beta1;
        % beta2=Iono(TOW).Data(i).Beta2;
        % beta3=Iono(TOW).Data(i).Beta3;

deg2semi = 1/180; % Konvertimi nga gradë në gjysëm-rrathë.
semi2rad= pi ; % Konvertimi nga gjysëm-rrathë në radian.
deg2rad = pi/180; % Konvertimi nga gradë në radian.

```

```

rad2deg= 180/pi;
llh = xyz2llh(Lp);
fi = llh(1).*rad2deg;
lambda = llh(2).*rad2deg;

a(i) = azimuth(i).*deg2rad ;      % Azimuthi në radian.
E (i) = elevation(i).*deg2semi ; % Këndi i ngritjes në gjysëm-rrathë.

psi = 0.0137./(E(i)+0.11)-0.022;
% E është këndi i ngritjes ndërmjet përdoruesit dhe satelitit.
lat_i(i) = fi.*deg2semi + psi.*cos(a(i));
% Gjerësia jonosferike ku fi është gjerësia gjeodetike e përdoruesit.
if lat_i(i) > 0.416
    lat_i(i) = 0.416;
else if lat_i(i) < -0.416
    lat_i(i) = -0.416;
end
end
long_i(i) = lambda*deg2semi +...
    (psi*sin(a(i))/cos(lat_i(i)*semi2rad)) ; % Gjatësia jonosferike.
% lambda - gjerësia gjeodetike e marrësit(gradë).
% lat_m - gjerësia gjeomagnetike.
lat_m(i) = lat_i(i) + 0.064.*cos((long_i(i)-1.617).*semi2rad);
t(i) = 4.32e4*long_i(i) + TOW;

if t(i) < 0
    t(i) = t(i)+86400; % shto 86400 sekonda
else if t(i) > 0
    t(i) = t(i) -86400 ; % zbrit 86400 sekonda
end
end
sf =1+16.*(0.53-E(i)).^3; % Faktori i pjerrësisë

% Perioda e modelit
PER(i) = beta0 + beta1.*lat_m(i) + beta2.*lat_m(i).^2
+beta3.*lat_m(i).^3;

if PER(i) < 72000
    PER(i) = 72000;
end
x(i)=2*pi.*(t(i)-50400)/PER(i); % Faza e modelit
% (Maksimumi në orën 14.00 = 50400 sekoda, koha lokale)
% Amplituda e modelit
AMP(i) = alfa0 + alfa1.*lat_m(i) + alfa2.*lat_m(i).^2
+alfa3*lat_m(i).^3;
if AMP(i) < 0
    AMP(i) = 0;
% elseif AMP < 10e-7
%     AMP = 0;
end

% Korrigjimi jonosferik i shprehur si vonesë.

```

```

if abs(x(i)) < 1.57
    T_iono(i) = sf.*[5.*10e-9 + AMP(i).*(1-x(i).^2 + x(i).^4./24)];
    % Vonesa jonosferike në sekonda.
else T_iono(i) = sf.*(5.*10e-9);
end
d_Iono(i) = c .* T_iono(i); % Korrigjimi jonosferik ne metra.

% =====
% ===== Korrigjimi TROPOSFERIK =====
% ===== Modeli Hopfield =====
neper=2.7182818284;
T = 16; % Temperatura (16 gradë C)
h = 21.2e6; % Lartësia
R = 6371e3; % Rrezja e Tokës
P=1e6; % Shtypja
Hw = 11000; % komponentja e lagësht
Hd = 40136 + (148.72 .*T ); % komponentja e thatë
Hu = 0.13; % Raporti i lagështisë është 13 % për Pw = 200 hPa.
Pw = 200;
b = 1.92/(elevation.^2+0.6);
l_c = 0.167 - (0.076 + (0.00015.*T)).*neper.^(-0.3.*elevation);
Ih=1/sqrt(1-(cos(elevation)./1+(l_c*h/R)));
Pw = 0.01*6.105*Hu.*10^((7.5*T)/(238+T));
Kd = 155.2*10^(-7)*P*Hd/(T+273.15);
Kw = 155.2*10^(-7)*4810*Pw*Hw/(T+273.15).^2;
delta_rho_dry = Kd*(Ih-b);
delta_rho_wet = Kw*(Ih-b);
Trop_delay = delta_rho_dry + delta_rho_wet;
% =====

%===== Gabimi relativist =====
mju = 3.986005e14;% vlera e parametrut gravitacional universal të Tokës
F = -4.442807633e-10 ; % F = -2*mju./c.^2
toc = 32400 ; % Koha referencë e orës në sekonda.
af0=0;
af1=0;
af2 =0;
TOC = 32400;
id =0;
ec =0;
sqrtA= 0;
t_rel=0;
if satid == 5
    af0 = -0.00028;
    af1 = -4.43e-12;
    sqrtA = 5153.608;
    ec=0.002709;
elseif satid == 7
    af0 = 5.74e-5;
    af1 = 2.84e-12;
    sqrtA = 5153.622;
    ec=0.005094;
elseif satid == 8

```

```

    af0 = 6.23e-7;
    af1 = 1.14e-13;
    sqrtA = 5153.708;
    ec=0.012086;
elseif satid == 10
    af0 = -2.91e-5;
    af1 = -1.25e-12;
    sqrtA = 5153.673;
    ec=0.011188;
elseif satid == 13
    af0 = 0.000225;
    af1 = -2.16e-12;
    sqrtA = 5153.718;
    ec=0.004778;
elseif satid == 28
    af0 = 0.000113;
    af1 = 3.87e-12 ;
    sqrtA = 5153.714;
    ec=0.017891;
else
    af0 = 0;
    af1 = 0;
    sqrtA = 0;
    ec=0;
end
delta_tr = F*ec*sqrtA*sin(elevation(i));
delta_t_sv = af0 + af1*(time(i)-toc)+af2*(time(i)-toc).^2+ delta_tr;
trel= time - delta_t_sv;

%=====
%===== Matrica e peshuar =====
Weight(i) = DesiredStruct(TOW).Data(i).CNO;
W = diag(Weight(i));
pseudo(i) = DesiredStruct(TOW).Data(i).Pseudorange;
% Lexo pseudo-distancat
    xs = DesiredStruct(TOW).Data(i).Xs; % Lexo koordinatat e satelitëve
    ys = DesiredStruct(TOW).Data(i).Ys;
    zs = DesiredStruct(TOW).Data(i).Zs;
    SatP(i,:) = [xs ys zs];

    rho_hat(i) = norm(SatP(i,:) - Lp); % Vektori i pseudo-distancave
    h(i,:) = (SatP(i,:) - Lp)/rho_hat(i);
% Matrica H (nëse ka sinkronizim)
    clk(i) = DesiredStruct(TOW).Data(i).SatClock; % Korrigjimi i orës
    delta_rho(i) = (rho_hat(i) - pseudo(i) + cdT)-(clk(i).*c);
    d_Iono(i);
    Trop_delay(i)*c;
    c*t_rel;
    Trop_delay;
    end

H = [h ones(NrSat,1)]; % Matrica H (kur nuk ka sinkronizim)
G = inv(H'*H);

```

```

    delta_x = G *H'* delta_rho';
% Zgjidhja e pozicionit në koordinata ECEF
    % delta_x =inv(H'*W*H)*H'*W* delta_rho';

    cdT = cdT + delta_x(4);

    % Rifresko pozicionin e linearizimit
    Lp = Lp + delta_x(1:3,:);

    % Faktori gjeometrik GDOP
GDOP(iter,:) = sqrt(trace(G));
% GDOP = sqrt(trace(G));
end

GDOP_tot(TOW,:) = sqrt(trace(G)); % Ruaj vlerat e GDOP për cdo TOW.
HDOP(TOW) = sqrt(G(1,1)+G(2,2));
VDOP(TOW) = sqrt(G(3,3));
TDOP(TOW) = sqrt(G(4,4));

% Konverto koordinatat nga ECEF në LLH.
llh = xyz2llh(Lp);
llh(1) = llh(1)*180/pi; % Në radian!
llh(2) = llh(2)*180/pi;
Llh = [Llh; llh(1) llh(2) llh(3)];
latlong(TOW,:) = [llh(1) llh(2)];
% Ka vlere fillestare zero nëse nuk fillon nga 1.

% Grafiku i pozicioneve të llogaritura për cdo TOW.
plot3(Lp(1), Lp(2), Lp(3), 'gx', 'linewidth', 8)
grid on
hold on

UserPos(TOW,:)=Lp;
end

legend('Pozicioni i vërtetë','Pozicioni i llogaritur')
title('Pozicioni i llogaritur i përdoruesit (ECEF)')
GDOP_tot;

disp('Pozicioni i llogaritur (ECEF):')
EstimatedPosition = Lp;
disp('Pozicioni i llogaritur (LLH):')
%LatLongHeight(end,:)

% Grafiku i evoluimit të faktorit gjeometrik GDOP
figure
subplot(2,1,1)
plot(GDOP_tot(initial_time:length(DesiredStruct)), '-xr')
grid on
xlabel('Time of Week (TOW)')
title('GDOP')

```

```

% Grafiku i satelitëve në pamje të drejtëpërdrejtë.
subplot(2,1,2)
plot(sat_vec(initial_time:length(DesiredStruct)),'-xb')
grid on
xlabel('Time of Week (TOW)')
title('Numri i satelitëve')
% Grafiku i evoluimit të faktorit vertikal VDOP.
figure
subplot(2,1,1)
plot(VDOP(initial_time:length(DesiredStruct)),'-xb')
grid on
xlabel('Time of Week')
title('VDOP')
subplot(2,1,2)
plot(sat_vec(initial_time:length(DesiredStruct)),'-xr')
grid on
xlabel('Time of Week')
title('Numri i satelitëve')
% Grafiku i evoluimit të faktorit horizontal HDOP.
figure
subplot(2,1,1)
plot(HDOP(initial_time:length(DesiredStruct)),'-xc')
grid on
xlabel('Time of Week')
title('HDOP')
subplot(2,1,2)
plot(sat_vec(initial_time:length(DesiredStruct)),'-xk')
grid on
xlabel('Time of Week')
title('Numri i satelitëve')

True_llh(1) =45.034368; % Gjerësia gjeografike e pozicionit të vërtetë
True_llh(2) = 7.667407; % Gjatësia gjeografike e pozicionit të vërtetë

figure
plot ( True_llh(1) , True_llh(2), 'gx', 'Linewidth',15 );
hold on
% Grafiku i pozicionit të llogaritur në koordinata gjeografike.
plot(Llh(:,1), Llh(:,2), 'ro', 'Linewidth', 5);
grid on
xlabel('Gjerësia gjeografike')
ylabel('Gjatësia gjeografike')
title('Pozicionet e llogaritura nga algoritmi i propozuar')
legend ('Pozicioni i vërtetë', 'Pozicionet e llogaritura')

% Devijimi standart i gabimit sipas koordinatave.
for k = 1 : length(DesiredStruct)
X_std = std(UserPos(:,1));
Y_std = std(UserPos(:,2));
Z_std = std(UserPos(:,3));
end

```



```

figure
plot3(X_std(:,1),Y_std(:,2),Z_std(:,3),'+');
title('Pozicioni 3-D në koordinata karteziante')
xlabel('X(m)');
ylabel('Y(m)');
zlabel('Z(m)');
grid on

figure
subplot(3,1,1)
plot(X_std(:,1),'b','linewidth',2);hold on;grid on;
title('Pozicioni në drejtimin X')
xlabel('Time Of Week (TOW)');
ylabel('Amplituda (m)')
subplot(3,1,2)
plot(Y_std(:,2),'r','linewidth',2);hold on; grid on;
title('Pozicioni në drejtimin Y');
xlabel('Time Of Week (TOW)');
ylabel('Amplituda (m)');
subplot(3,1,3)
plot(Z_std(:,3),'g','linewidth',2);hold on;
title('Pozicioni në drejtimin Z');
xlabel('Time Of Week (TOW)');
ylabel('Amplituda (m)');
grid on;
%===== FUND =====

% *****
% Integrimi i algoritmit RAIM në algoritmin e propozuar dhe
% implementimi software.
%*****
close all;
fclose all;
clear all;
global f_sampling; f_sampling = 16.3676e6;
% frekuenca e kampionimit [Hz]
global pi_Gal; pi_Gal = 3.1415926535898;
global muy_Gal; muy_Gal = 3.986004418e14;
global omega_E_Gal; omega_E_Gal = 7.2921151467e-5;
global sol; sol = 299792458; % shpejtësia e dritës
global F_Gal; F_Gal = -4.442807309e-10;
global lambda; lambda=0.1902936728;

% *****
% *****
% Pas ciklit të qarkut PLL, për secilin PRN (kanal), është krijuar një
% strukturë për të ruajtur të gjithë informacionin në lidhje me kanalin
% si në vijim:
% channels[index].PRN: numri PRN
% .symbol_vect: vektori i simboleve i përftuar pas PLL
% (Prompt_inphase: të dhënat e navigimit)

```

```

%           .absoluteSample: vendndodhja në byte (në file-in
%           bruto) per secilin simbol më lart. Kjo vendndodhje
%           përdoret për të llogaritur pseudo-distancat.
%           .Doppler: frekuenca Doopler për secilin symbol_vect.
% *****
% *****

% File-t për t'u ngarkuar
% Skenari DINAMIK
mat_file = '..\Skenari_DINAMIK\channel_GPS_CP';
load(mat_file);
channels_GPS = channel;
mat_file = '..\Skenari_DINAMIK\channel_GAL_CP';
load(mat_file);
channels_Gal = channelGAL;
%
% Skenari STATIK
% mat_file = '..\Skenari_STATIK\GPS_channels';
% load(mat_file);
% channels_GPS = channels;
% mat_file = '..\Skenari_STATIK\Gal_channels';
% load(mat_file);
% channels_Gal = channelsGAL;
%
% mat_file = '../Boella/GPS_channels';
% load(mat_file);
% channels_GPS = channels;

%
% *****
% *                               MAIN                               *
% *****

%% Shpeshtësia e llogaritjes së PVT.
Rate = 1; % në [sekonda]
num_samples_Rate= Rate*f_sampling; % në [# kampionesh]
ConstantsInit;
%% Veçoritë e llogaritjes
% Flamur për zgjedhjen e PVT:
% metoda = 1: Vetëm GPS;
%           = 2: Vetëm Galileo;
%           = 3: GPS + Galileo;
method = 1;
%% Demodulimi i të dhënave
switch method
    case 1
        [channels_GPS] = GPS_data_dem(channels_GPS);
    case 2
        [channels_Gal] = Gal_data_dem(channels_Gal);
    case 3
        [channels_GPS] = GPS_data_dem(channels_GPS);
        [channels_Gal] = Gal_data_dem(channels_Gal);
    otherwise

```

```

        keyboard
end

% Pas demodulimit të të dhënave struktura e kanaleve shtohet me
ndryshoret e mëposhtme:
% channels[index].WordStart: vendndodhja në simbol e fillimit të
nënframës për GPS; ose të faqes No5 që përmban TOW dhe WN për Galileo
% .eph: ephemeris i demoduluar nga të dhënat e simboleve

% vendndodhja e matur në simbole tregon që:
% - për GPS: ku fillon nënframa
% - për Galileo: ku fillon fjala No.5 (fjala përmban WN dhe TOW)
% PVT për Galileo fillon kur time_clock (num_samples_Rate) gjendet
% brenda fjalës No.5
switch method
    case 1
        [startClock_PVT_GPS,channels_GPS]=
startPVT_GPS(channels_GPS,num_samples_Rate);

    case 2
        [startClock_PVT,channels_Gal]=
startPVT_Galileo(channels_Gal,num_samples_Rate);

    case 3
        [startClock_PVT_GPS,channels_GPS]=
startPVT_GPS(channels_GPS,num_samples_Rate);
        [startClock_PVT,channels_Gal]=
startPVT_Galileo(channels_Gal,num_samples_Rate);

    otherwise
end

% lista e kanaleve (jo PRN id) të përfshira në llogaritjen e PVT
% Vini re:
% 1) Për një sistem të vetëm, numri i kanaleve të sistemit duhet të
% jetë më i madh se 4.
% 2)Për zgjidhjen e kombinuar, ku përdoren të dy sistemet,
% numri i kanaleve nga të dy sistemet duhet të jetë më i madh se 5.
activeChnList_Gal = [1 2 3 4 5 6 ];
activeChnList_GPS = [1 2 3 4 5 6 ];
% NoGal = length(activeChnList_Gal);
% numri i kanaleve Galileo të përfshirë.
transmitTime_increment = 0;

sol_freq = 1000; % intervali i llogaritjes së PVT në milisekonda
Rate = 1;

startOffset = 70.0; % për llogaritjen e pseudo-distancës
startOffset_d0_GPS = startOffset;
startOffset_d1_GPS = startOffset_d0_GPS;
startOffset_d2_GPS = startOffset_d1_GPS;
startOffset_d0_GAL = startOffset;

```

```

startOffset_d1_GAL = startOffset_d0_GAL;
startOffset_d2_GAL = startOffset_d1_GAL;

pseudo_Gal = [];
% user_lla = [45.034368610801, 7.66740797620683,1.352510757485e2];
% ConstantsInit;
travelTi = zeros(428,6);
Time = zeros(1,428);
Clock_time = zeros(1,428);
Clock_drift = zeros(1,428);

%% Demodulimi i të dhënave
[channels_GPS] = GPS_data_dem(channels_GPS);
firstPage_location_vect_GPS = [channels_GPS.WordStart];

LSiteration = 0;
%% -----%%

sol_index = 0;
loop = 'true';

for index = 1:numel(channels_GPS)
    channels_GPS(index).ind = 1;
end
for index = 1:numel(channels_Gal)
    channels_Gal(index).ind = 1;
end

counter=zeros(428,5);
% inicializo numëruesit që perdoren në funksionin RAIM

for sol_index = 1:428 % while(strcmp(loop,'true')==1)
    clc
    fprintf('Koha: %d\n',sol_index)

    %% Llogaritja e pozicionit
    switch (method)
        case 1 % vetëm GPS

            % GPS
            Clock = startClock_PVT_GPS + num_samples_Rate*(sol_index-1);
% clock_time për llogaritjen e PVT rritet në përputhje me shpejtësinë e
PVT
            [channels_GPS,Doppler_GPS] =
Counter_clock_Update_GPS(channels_GPS, Clock );

            if sol_index > 3
                startOffset_d0_GPS = startOffset_d1_GPS +
(startOffset_d1_GPS-startOffset_d2_GPS)*Rate;
            end
        end
    end
end

```

```

[Timediff_GPS,TravelTime_GPS,pseudoranges_GPS,delta_pseudoranges_GPS] =
sample2time_GPS(channels_GPS,Doppler_GPS,startOffset_d0_GPS);
[transmitTime_increment_GPS] = Compute_SatTX_time_GPS(channels_GPS);

%% Pozicioni i satelitëve
[channels_GPS] =
GPS_satpos(channels_GPS,activeChnList_GPS,transmitTime_increment_GPS);
if(Clock>channels_GPS(1,1).absoluteSample(end)) % kontrolllo
nëse është 'mbërritur' fundi i file-it
    loop = 'false';
    break;
end
pseudoranges1_GPS = pseudoranges_GPS'+...
[channels_GPS([activeChnList_GPS]).satClkCorr]*sol;
% pseudo-distanca e korrigjuar nga gabimi i orës
il = 1;
satpos = zeros(3,length(activeChnList_GPS));
satvel = satpos;
for i11 = activeChnList_GPS
    satpos(:,i1) = channels_GPS(i11).satPositions;
    satvel(:,i1) = channels_GPS(i11).satVelocity;
    i1 = i1+1;
end

% llogarit pozicionin e përdoruesit duke perdorur mënyrën iterative të
peshuar WLS
if(sol_index==1)
    [pos,G,elev,az,dop] =
LeastSquarePos_GPS(satpos,pseudoranges1_GPS',channels_GPS(activeChnList
_GPS),Doppler_GPS); % zgjidhja least-square
else
    [pos,G,el,az,dop] =
WeightedLeastSquarePos_GPS(satpos,pseudoranges1_GPS',channels_GPS(activ
eChnList_GPS),Doppler_GPS, elev); % zgjidhja e peshuar least-square
end
startOffset_d0_GPS = startOffset_d0_GPS -
((pos(4))*Rate/sol*1000); % heqja e bias-it ms
startOffset_d2_GPS = startOffset_d1_GPS;
startOffset_d1_GPS = startOffset_d0_GPS;

%% Algoritmi RAIM për zbulimin dhe eleminimin e dështimeve

Pfa=1.4e-5; % probabiliteti i alarmit të rremë
sigma=7.1; % devijimi standard i zhurmës së matjeve
Pmd=1e-4; % probabiliteti i zbulimit të humbur

% thirrja e funksionit RAIM
counter(sol_index,:)=RAIM(G,Pfa,sigma,Pmd);

fprintf('***** REZULTATET *****\n');
for i=1:5

```

```

        map(sol_index,i)=(counter(sol_index,i)==1);
% harta e shpërndarjes së "1"
        n_case(i)=sum(counter(:,i)==1);
% numri i rasteve për çdo ngjarje
        if map(sol_index,i)==1 % për çdo qelizë kërko për "1"
            index1(sol_index)=i; % ruaj indeksin e "1"

        end
        if counter(sol_index,i)==1
            indexr=i;
            fprintf('Numri i numëruesit është: %d \n', indexr);
        end
    end
    if indexr==1
        fprintf('***Alarm fals !!!***\n');
    elseif indexr==2
        fprintf('***Alarm i vërtetë !!!***\n');
    elseif indexr==3
        fprintf('***Zbulim i humbur !!!***\n ');
    elseif indexr==4
        fprintf('***Funksionim normal !!!***\n');
    else
        fprintf('***I padisponueshëm !!!***\n');
        exit;
    end

% Fundi i skriptit RAIM
%%
        case 2 % Vetëm Galileo

            Clock = startClock_PVT + num_samples_Rate*(sol_index-1);
% në simbole, pjesëtohet me 4, sepse në PLL 1 simbol = 4ms.
            [channels_Gal,Doppler_GAL] =
Counter_clock_Update(channels_Gal, Clock);

            %if (sol_index > 43)
            if (sol_index > 3)
                startOffset_d0_GAL = startOffset_d1_GAL +
(startOffset_d1_GAL-startOffset_d2_GAL)*Rate;
            end

[Timediff,TravelTime,pseudoranges_Gal,delta_pseudoranges_Gal] =
sample2time(channels_Gal,Doppler_GAL,startOffset_d0_GAL);
%
[Timediff,TravelTime,pseudoranges_Gal,delta_pseudoranges_Gal] =
sample2time(channels_Gal,Doppler_GAL,startOffset);
[transmitTime_increment] = Compute_SatTX_time(channels_Gal);
%[transmitTime_increment] = [391175.79923826485;
391175.7939376898; 391175.79149292468; 391175.80002668803;
391175.79961329943];
        % Pozicioni i satelitëve Galileo
        [channels_Gal] =
Gal_satpos(channels_Gal,activeChnList_Gal,transmitTime_increment);

```

```

    if(Clock>channels_Gal(1,1).absoluteSample(end))
        loop = 'false';
        break;
    end

    pseudoranges1_Gal = pseudoranges_Gal'+...
        [channels_Gal([activeChnList_Gal]).satClkCorr]*sol;
% pseudo-distanca e korrigjuar nga gabimi i orës
    il = 1;
    satpos = zeros(3,length(activeChnList_Gal));
    satvel = satpos;
    for i11 = activeChnList_Gal
        satpos(:,i1) = channels_Gal(i11).satPositions;
        satvel(:,i1) = channels_Gal(i11).satVelocity;
        i1 = i1+1;
    end

    [pos, satElev(activeChnList_Gal), az, dop] =
leastSquarePos(satpos,pseudoranges1_Gal',channels_Gal(activeChnList_Gal
),Doppler_GAL);

        startOffset_d0_GAL = startOffset_d0_GAL -
((pos(4))*Rate/sol*1000); % heqja e bias-it ms
        startOffset_d2_GAL = startOffset_d1_GAL;
        startOffset_d1_GAL = startOffset_d0_GAL;

    case 3 % GPS+Galileo
        Clock = startClock_PVT + num_samples_Rate*(sol_index-1);
% në simbole, pjesëtuar me 4, sepse në PLL 1 simbol = 4ms.
        [channels_Gal,Doppler_GAL] =
Counter_clock_Update(channels_Gal, Clock );
        [channels_GPS,Doppler_GPS] =
Counter_clock_Update_GPS(channels_GPS, Clock );

        if sol_index > 3
            startOffset_d0_GPS = startOffset_d1_GPS +
(startOffset_d1_GPS-startOffset_d2_GPS)*Rate;
            startOffset_d0_GAL = startOffset_d1_GAL +
(startOffset_d1_GAL-startOffset_d2_GAL)*Rate;
        end

[Timediff,TravelTime,pseudoranges_Gal,delta_pseudoranges_Gal] =
sample2time(channels_Gal,Doppler_GAL,startOffset_d0_GAL);

[Timediff_GPS,TravelTime_GPS,pseudoranges_GPS,delta_pseudoranges_GPS] =
sample2time_GPS(channels_GPS,Doppler_GPS,startOffset_d0_GPS);
        [transmitTime_increment] =
Compute_SatTX_time(channels_Gal);
        [transmitTime_increment_GPS] =
Compute_SatTX_time_GPS(channels_GPS);

    if(Clock>channels_GPS(1,1).absoluteSample(end))

```

```

        loop = 'false';
        break;
    end

    %% Pozicioni i satelitëve GPS
    [channels_GPS] =
GPS_satpos(channels_GPS,activeChnList_GPS,transmitTime_increment_GPS);
    % Galileo
    [channels_Gal] =
Gal_satpos(channels_Gal,activeChnList_Gal,transmitTime_increment);

    % Ndryshore për filtrimin e miksuar
    NoGal = numel(activeChnList_Gal); % përcakton numrin e
satelitëve Galileo të përfshirë
    pseudoranges1_GPS =
pseudoranges_GPS.'+[channels_GPS([activeChnList_GPS]).satClkCorr]*sol;
    pseudoranges1_Gal =
pseudoranges_Gal.'+[channels_Gal([activeChnList_Gal]).satClkCorr]*sol;
    pseudoranges1_combined = [pseudoranges1_GPS
pseudoranges1_Gal];

    satpos_combined =
zeros(3,length(activeChnList_GPS)+length(activeChnList_Gal));
    satvel_combined =
zeros(3,length(activeChnList_GPS)+length(activeChnList_Gal));
    i2 = 1;
    for i1 = activeChnList_GPS
        satpos_combined(:,i2) = channels_GPS(i1).satPositions;
        satvel_combined(:,i2) = channels_GPS(i1).satVelocity;
        i2 = i2+1;
    end
    for i1 = activeChnList_Gal
        satpos_combined(:,i2) = channels_Gal(i1).satPositions;
        satvel_combined(:,i2) = channels_Gal(i1).satVelocity;
        i2 = i2+1;
    end

    delta_pseudoranges_combined = [Doppler_GPS Doppler_GAL];

    if sol_index < 5
        [pos,satElev,az] =
Combined_leastSquarePos(satpos_combined,pseudoranges1_combined,NoGal,de
lta_pseudoranges_combined,satvel_combined);
    else
        AAA = pseudoranges1_combined/sol * Const.WEDOT;
    % kompensimi i rrotullimit të Tokës
        [pseudoranges_combined,el] =
pseudo2true(pseudoranges1_combined', zeros(size([activeChnList_GPS
activeChnList_Gal])), pos(1:3), 0, satpos_combined);
    % nga pseudo-distanca tek distanca
        pos(1:3) = pos(1:3) + pos(6:8)*Rate;
    % Kcombo.RObservationNoiseCovariance = diag([Kcombo.posSigma2 ./
(sin(el); Kcombo.velSigma2 ./ sin(el))]);

```



```

        [Kcombo.stateAPosteriori,Kcombo.PAPostCovariance] =
KfilterCombo(Kcombo, pseudoranges_combined,
delta_pseudoranges_combined, pos, satpos_combined, satvel_combined,
AAA, NoGal);
        pos = pos + Kcombo.stateAPosteriori';
        pos(end) = pos(end) - 2*Kcombo.stateAPosteriori(end);
        Kcombo.stateAPosteriori1 = Kcombo.stateAPosteriori;
        Kcombo.stateAPosteriori =
zeros(size(Kcombo.stateAPosteriori));
        end

        mytest(sol_index,:) = pos(4:5)';
        %if (40 < sol_index)
        startOffset_d0_GAL = startOffset_d0_GAL -
((pos(5))*Rate/sol*1000); % heqja e bias-it ms
        startOffset_d2_GAL = startOffset_d1_GAL;
        startOffset_d1_GAL = startOffset_d0_GAL;
        startOffset_d0_GPS = startOffset_d0_GPS -
((pos(4))*Rate/sol*1000); % heqja e bias-it ms
        startOffset_d2_GPS = startOffset_d1_GPS;
        startOffset_d1_GPS = startOffset_d0_GPS;
        % end

    end
    %% Ruajtja e të dhënave
    %if (40 < sol_index) %&& (sol_index < 45)
    ConstantsInit;
    ECEF = [pos(1) pos(2) pos(3)];
    [LLH]=ECEF2LLH(ECEF);
    Separation = WGS84Separation(LLH(1),LLH(2));
    LLH(3) = LLH(3) - Separation;
    % end

    switch method
        case 1
            navSolutions.X(sol_index)= pos(1);
            navSolutions.Y(sol_index)= pos(2);
            navSolutions.Z(sol_index)= pos(3);
            navSolutions.latitude(sol_index) = LLH(1);
            navSolutions.longitude(sol_index) = LLH(2);
            navSolutions.height(sol_index) = LLH(3);
            navSolutions.Vx(sol_index)= pos(5);
            navSolutions.Vy(sol_index)= pos(6);
            navSolutions.Vz(sol_index)= pos(7);
            navSolution.V(sol_index) =
sqrt(pos(5)^2+pos(6)^2+pos(7)^2);
            navSolutions.Clock_GPS(sol_index) = pos(4);
            navSolutions.Drifr_Clk_GPS(sol_index) = pos(8);

        case 2
            % if (40 < sol_index) %&& (sol_index < 45)
            navSolutions.X(sol_index)= pos(1);
            navSolutions.Y(sol_index)= pos(2);
            navSolutions.Z(sol_index)= pos(3);

```

```

        navSolutions.latitude(sol_index) = LLH(1);
        navSolutions.longitude(sol_index) = LLH(2);
        navSolutions.height(sol_index) = LLH(3);
        navSolutions.Vx(sol_index) = pos(5);
        navSolutions.Vy(sol_index) = pos(6);
        navSolutions.Vz(sol_index) = pos(7);
        navSolution.V(sol_index) =
sqrt(pos(5)^2+pos(6)^2+pos(7)^2);
        navSolutions.Clock_Gal(sol_index) = pos(4);
        navSolutions.Drifr_Clk_Gal(sol_index) = pos(8);
        % end
    case 3
        navSolutions.X(sol_index) = pos(1);
        navSolutions.Y(sol_index) = pos(2);
        navSolutions.Z(sol_index) = pos(3);
        navSolutions.latitude(sol_index) = LLH(1);
        navSolutions.longitude(sol_index) = LLH(2);
        navSolutions.height(sol_index) = LLH(3);
        navSolutions.Vx(sol_index) = pos(6);
        navSolutions.Vy(sol_index) = pos(7);
        navSolutions.Vz(sol_index) = pos(8);
        navSolution.V(sol_index) =
sqrt(pos(5)^2+pos(6)^2+pos(7)^2);
        navSolutions.Clock_GPS(sol_index) = pos(4);
        navSolutions.Clock_Gal(sol_index) = pos(5);
        navSolutions.Drifr_Clk(sol_index) = pos(9);
        if (sol_index>=5)
            navSolutions.Pxx_OK(1:9,sol_index) =
diag(Kcombo.PAPostCovariance);
            navSolutions.X_OK(1:9,sol_index) =
Kcombo.stateAPosterioril;
        end
    end
end
% Ruaj pozicionet e llogaritura në një file KML.
lat = [navSolutions.latitude];
long = [navSolutions.longitude];
height = navSolutions.height;
switch method
    case 1
        PRN_GPS = [];
        PRN_Galileo = 0;
        for n=1:length(activeChnList_GPS)
            PRN_GPS = [PRN_GPS
channels_GPS([activeChnList_GPS(n)].PRN)];
        end
        filename2 = 'Nav_Sol_GPS_tRX_comune.mat';
        data_storage(filename2,lat(1:end-1),long(1:end-
1),PRN_GPS,PRN_Galileo,1);
        filename = 'Nav_Sol_GPS_tRX_comune.kml';
    case 2
        PRN_GPS = 0;
        PRN_Galileo = [];
        for n=1:length(activeChnList_Gal)

```

```

        PRN_Galileo = [PRN_Galileo
channels_Gal([activeChnList_Gal(n)].PRN);
        end
        filename2 = 'Nav_Sol_Gal_tRX_comune.mat';
        data_storage(filename2,lat(1:end-1),long(1:end-
1),PRN_GPS,PRN_Galileo,2);
        filename = 'Nav_Sol_Gal_tRX_comune.kml';
    case 3
        PRN_Galileo = [];
        PRN_GPS      = [];
        for n=1:length(activeChnList_Gal)
            PRN_Galileo = [PRN_Galileo
channels_Gal([activeChnList_Gal(n)].PRN);
            end
            for n=1:length(activeChnList_GPS)
                PRN_GPS = [PRN_GPS
channels_GPS([activeChnList_GPS(n)].PRN);
                end
                filename2 = 'Nav_Sol_Combined.mat';
                data_storage(filename2,lat(end-1),long(end-
1),PRN_GPS,PRN_Galileo,3);
                filename = 'Nav_Sol_Combined.kml';
            end

GPS5_3Gal_gate = navSolutions;
save('GPS5_3Gal_gate.mat','GPS5_3Gal_gate');
KLM_googleEarth(filename, lat(1:end-1), long(1:end-1),height(1:end-1));
%KLM_googleEarth(filename, lat(40:44), long(40:44),height(40:44));

plot3(navSolutions.X(1:end-1),navSolutions.Y(1:end-
1),navSolutions.Z(1:end-1),'r'), grid on
%plot3(navSolutions.X(40:44),navSolutions.Y(40:44),navSolutions.Z(40:44
),'r'), grid on

legend('KF','WLS')
xlabel('X [m]'),ylabel('Y [m]'), zlabel('Z [m]')

figure(100)
plot(navSolutions.longitude(1:end-1),navSolutions.latitude(1:end-
1),'r*'), grid on
%
plot(navSolutions.longitude(40:44),navSolutions.latitude(40:44),'r*'),
grid on
legend('WLS','KF')
xlabel('Gjerësia gjeografike [gradë]'),ylabel('Gjatësia gjeografike
[gradë]')

figure, subplot(311),plot(navSolutions.Vx),ylabel('v_x [m/s]'), grid
on,subplot(312),plot(navSolutions.Vy),...
    ylabel('v_y [m/s]'), grid on,subplot(313),plot(navSolutions.Vz),
ylabel('v_z [m/s]'), grid on, xlabel('Koha [s]')

```

```

figure, subplot(311),plot(navSolutions.X),ylabel('X [m]'), grid
on,subplot(312),plot(navSolutions.Y),...
    ylabel('Y [m]'), grid on,subplot(313),plot(navSolutions.Z),
ylabel('Z [m]'), grid on, xlabel('Koha [s]')

%% Grafikët e algoritmit RAIM
figure,
stem(index1, 'sr', 'LineWidth',1,...
        'MarkerEdgeColor','k',...
        'MarkerFaceColor','g',...
        'MarkerSize',5);
% pbaspect([2,1,1]);
set(gca,'Ytick',[1 2 3 4 5]);
set(gca,'YTickLabel','Alarm fals|Alarm i vërtetë|Zbulim i
humbur|Funksionim normal|I padisponueshëm');
set(gca,'YLim',[1 5]);
xlabel('Time [s]')
legend('Dalja e algoritmit RAIM')
title('Rezultatet e algoritmit RAIM kundrejt kohës')
grid on

figure,
bar(n_case,0.5, 'g');
set(gca,'XTickLabel','Alarm fals|Alarm i vërtetë|Zbulim i
humbur|Funksionim normal|I padisponueshëm');
xticklabel_rotate([],45,[]);
ylabel('Numri i rasteve')
title('Numri i rasteve për çdo gjendje të daljes')
grid on
return;

%
*****
*                                     *
*                                     *
*****

```

LISTA E SHKURTIMEVE

AAIM	Aircraft Autonomous Integrity Monitoring
ADC	Analog to Digital Converter
AM	Amplitude Modulation
AOA	Angle Of Arrival
AOC	Auxiliary Output Chip
AS	Anti Spoofing
BPSK	Binary Phase Shift Keying
BS	Base Station
C/A	Code Acquisition
C/N₀	Carrier To Noise Ratio
CDMA	Code Division Multiple Access
DOD	Department Of Defense
DOP	Dilution of Precision
DOT	Department of Transportation
ECEF	Earth Centered Earth Fixed
ECI	Earth Centered Inertial
ENU	East North Up
FAA	Federal Aviation Administration
FM	Frequency Modulation
GLONASS	GLObal NAVigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
HOW	Hand Over Word
ILS	Iterative Least Squares

INS	Inertial Navigation System
IODC	Issue Of Data Clock
ITU-R	International Telecommunication Union Radiocommunication
JPO	Joint Program Office
LFSR	Linear Feedback Shift Register
MCS	Master Control Station
ML	Maximum Length
MS	Mobile Station
MSAS	Multi-functional Satellite Augmentation System
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NAVSTAR	Navigation System with Timing and Ranging
NNSS	Navy's Navigation Satellite System,
NRL	Naval Research Laboratory
NRZ	Non Return To Zero
OCS	Operational Control Segment
PLL	Phase Locked Loop
PPS	Precise Positioning Service
PRN	Pseudo Random Noise
PVT	Position Velocity Time
RD	Relative Distance
RF	Radio Frequency
RSS	Received Signal Strength
SA	Selective Availability
SAIM	Satellite Autonomous Integrity Monitoring
SAMSO	Air Force's Space and Missile Organization
SIS	Signal In Space

SPS	Standard Positioning Service
sTEC	Slant Total Electron Content
SV	Satellite Vector
TDOA	Time Difference Of Arrival
TDOP	Time Dilution of Precision
TEC	Total Electron Content
TLM	TeLeMetry word
TOA	Time Of Arrival
TOW	Time Of Week
TTF	Time To First Fix
UERE	User Equivalent Range Error
URA	User Range Accuracy
UTC	Universal Time Coordinates
VAL	Vertical Alert Limit
VDOP	Vertical Dilution of Precision
vTEC	Vertical Total Electron Content
WAAS	Wide Area Augmentation System

LITERATURA

- [1] F. Dovis, P. Mulassano, *Introduction to Global Navigation Satellite Systems*, Lecture Notes, Torino, **2009**.
- [2] E. D. Kaplan, C. J. Hegarty, *Understanding GPS: principles and applications*, Second Edition, Artech House, Norwood, MA, **2006**.
- [3] J. B. Y. Tsui, *Fundamentals of Global Positioning System Receivers: A Software Approach*, Second Edition, John Wiley & Sons, New York, **2005**.
- [4] M. Shaw, "U.S. Space-Based Positioning, Navigation and Timing: A Policy and Program Review", Invited Lecture at Politecnico di Torino, 25 February **2008**.
- [5] Parkinson, B. W., Spilker, J. J. Jr., *Global Positioning System: Theory and Applications*, Vol. I and Vol. II, American Institute of Aeronautics, Washington, DC, **1996**.
- [6] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins, *GPS – Theory and Practice*, Fifth Revised Edition, Springer – Wien, New York, **2001**.
- [7] U.S. Coast Guard Navigation Center website, <http://www.navcen.uscg.gov/>
- [8] P. Misra, P. Enge, *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance*, Revised Second Edition, Ganga-Jamuna Press., **2011**.
- [9] U.S. Government Global Positioning System website, <http://gps.gov/>
- [10] Braasch, M. S., Van Dierendonck, A.J., "GPS Receiver Architectures and Measurements", *Proc. of IEEE*, vol. 87, n.1, pp. 48 – 64, January **1999**.
- [11] European Space Agency / European GNSS Supervisory Authority, *Galileo Open Service Signal In Space Interface Control Document*, OS SIS ICD/D.1, Draft 1, February 14, **2008**, <http://www.gsa.europa.eu/go/galileo/os-sis-icd>.
- [12] Navstar GPS Joint Program Office, *Interface Specification IS-GPS-200 Rev. D*, IRN-200D-001, 7 March **2006**, http://www.navcen.uscg.gov/gps/modernization/IS-GPS-200D_w_IRN_1_7Mar06%20NS.pdf
- [13] Seung-Hyun Kong, "Statistical Analysis of Urban GPS Multipaths and Pseudo-Range Measurement Errors," *Aerospace and Electronic Systems*, *IEEE Transactions on*, vol.47, no.2, pp.1101,1113, April **2011** doi: 10.1109/TAES.2011.5751245
- [14] Bondavalli, A.; Ceccarelli, A.; Gogaj, F.; Seminatore, A.; Vadursi, M., "Localization errors of low-cost GPS devices in railway worksite-like scenarios," *Measurements and Networking Proceedings (M&N)*, 2011 IEEE International Workshop on , vol., no., pp.6,11, 10-11 Oct. **2011** doi: 10.1109/IWMN.2011.6088481
- [15] Lin Xue-Yuan; Liu Lei; Luo Hui-Zi, "Research on the Method of Eliminating Gross Error of GPS Output Information," *Information and Computing (ICIC)*, 2011 Fourth

- International Conference on, vol., no., pp.46,49, 25-27 April **2011** doi: 10.1109/ICIC.2011.103.
- [16] O. Montenbruck, E. Gill, *Satellite Orbits*, Springer, Berlin, Heidelberg, New York, **2000**.
- [17] Lee, Y.C., "Analysis of Range and Position Comparison Methods as a Means to Provide GPS Integrity in the User Receiver," Proceedings of the Annual Meeting of the Institute of Navigation (Seattle, WA), June 24-26, **1986**, pp. 1-4.
- [18] Parkinson, B. W., and Axelrad, P., "Autonomous GPS Integrity Monitoring Using the Pseudorange Residual," *Navigation (Washington)*, Vol.35, No. 2, **1988**, pp. 255-274.
- [19] Sturza, M. A., and Brown, A. K., "Comparison of Fixed and Variable Threshold RAIM Algorithms," Proceedings of the Third International Technical Meeting of the Institute of Navigation, Satellite Division, ION GPS-90 (Colorado Springs, CO), Sept. 19-21, **1990**, pp. 437-443.
- [20] Sturza, M. A., "Navigation System Integrity Monitoring Using Redundant Measurements," *Navigation (Washington)*. Vol. 35 , No. 4, 1988-**1989**, pp. 483-501.
- [21] Massimo Ciollaro, "GNSS Multisystem Integrity for Precision Approach in Civil Aviation", PhD dissertation, Universita Degli Studi di Napoli "Federico II", Italy, **2008**.
- [22] Scott Gleason and Demoz Gebre-Egziabher, "GNSS Applications and Methods", ISBN-13: 978-1-59693-329-3, Artech House, **2009**.
- [23] "Red Book of RAIM," Special ION Publication on RAIM, Global Positioning System, paper published in NAVIGATION, Volume V, Institute of Navigation, Alexandria, VA, **1998**.
- [24] Brown, R. G., and Hwang, P.Y.C., "GPS Failure Detection by Autonomous Means Within the Cockpit," Proceedings of the Annual Meeting of The Institute of Navigation (Seattle, WA), June 24-26, **1986**, pp. 5-12.
- [25] "Minimum Operational Performance Standards for Airborne Supplemental Navigation Equipment Using Global Positioning System (GPS)," Document RTCA/DO-208, Radio Technical Commission for Aeronautics, Washington, DC, July **1991**.
- [26] Salgueiro, F.; Sanguino, J.; Rodrigues, A.; Hernandez, F.A., "Weighted total least squares RAIM algorithm using carrier phase measurements," *Satellite Navigation Technologies and European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing, (NAVITEC)*, 2012 6th ESA Workshop on, vol., no., pp.1,6, 5-7 Dec. **2012** doi: 10.1109/NAVITEC.2012.6423086.
- [27] Angrisano, Antonio; Gaglione, Salvatore; Gioia, Ciro, "RAIM algorithms for aided GNSS in urban scenario," *Ubiquitous Positioning, Indoor Navigation, and Location Based Service (UPINLBS)*, 2012 , vol., no., pp.1,9, 3-4 Oct. **2012** doi: 10.1109/UPINLBS.2012.6409786.
- [28] Van Graas, F., and J. L. Farrell, "Baseline Fault Detection and Exclusion Algorithm," Proc. ION AM 1993, Cambridge, MA, **1993**, pp. 413-420.

- [29] Kejing Cao; Yanfeng Hu; Jiangning Xu; Bao Li, "Research on Improved RAIM Algorithm Based on Parity Vector Method," Information Technology and Applications (ITA), 2013 International Conference on, vol., no., pp.221,224, 16-17 Nov. **2013** doi: 10.1109/ITA.2013.58.
- [30] R. Warnant, K. Ivan, P. Marinov, M. Bavier, and S. Lejeune, "Ionospheric and geomagnetic conditions during periods of degraded GPS position accuracy: 2.RTK events during disturbed and quiet geomagnetic conditions", Advances in Space Research, Vol. 39, No. 5., pp.881-888, **2007**.
- [31] G. Hochegger, B. Nava, S.M. Radicella and R. Leitinger "A family of ionospheric models for different uses", Phys. Chem. Earth, 25 (4), 307-310, **2000**.
- [32] J.A. Klobuchar, "Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users", IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., AES-23 (3), 325-331, **1987**.
- [33] R.B. Langley, "Propagation of the GPS Signals", In: Kleusberg, A. and Teunissen, P.J.G. (eds), GPS for Geodesy (2nd edition), Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York, 111-150, **1998**.
- [34] Xie Xiao-gang; Zeng Da-zhi; Long Teng, "Regional accuracy analysis of tropospheric delay error models," Radar Conference 2013, IET International , vol., no., pp.1,6, 14-16 April **2013** doi: 10.1049/cp.2013.0522.
- [35] P. X. Quang, L. Lo Presti, F. Dominici, G. Marucco, "SAT-SURF and SAT-SURFER: a flexible platform for both R&D and training on GNSS". In: 2nd GNSS Vulnerabilities and Solutions 2009 Conference, Baska, Krk Island, Croatia, 2-5 September, **2009**. pp. 1-12.
- [36] J.L. Leva, "Relationship between navigation vertical error, VDOP, and pseudo-range error in GPS", Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions, vol.30, no.4, pp.1138,1142, Oct **1994**.
- [37] W. Li, Z. Yuan, B. Chen, and W. Zhao, "Performance comparison of positioning algorithms for complex GPS systems", Distributed Computing Systems Workshops, 32nd International Conference on Distributed Computing Systems (ICDCSW), pp.273-278, Macau, China, 18-21 June **2012**.
- [38] C.C.J.M. Tiberius, "The GPS data weight matrix: what are the issues?", Proceedings of the 1999 National Technical Meeting of The Institute of Navigation, January 25 - 27, **1999**, Catamaran Resort Hotel, San Diego, CA, pp. 219 – 227.
- [39] H. Hartinger and F. Brunner, "Variances of gps phase observations: The sigma-e model," GPS Solutions, vol. 2, pp. 35–43, **1999**
- [40] Rakipi, A.; Shytermeja, E.; Cakaj, S.; Miho, R.; Kamo, B., "Performance Analysis of a Positioning Algorithm Using Raw Measurements Taken from a GPS Receiver," Broadband and Wireless Computing, Communication and Applications (BWCCA), 2013 Eighth International Conference on, vol., no., pp.141,145, 28-30 Oct. **2013** doi: 10.1109/BWCCA.2013.31.

- [41] Charqane, K., A. Defina, F. Dominici, G. Marucco, and P. Mulassano. "SAT-SURF and SAT-SURFER: a novel multireceiver hardware and software platform for research and education on GNSS and augmentation systems." *ION*, **2009**.
- [42] Pullen, S., Xie, G. and Enge, P. "Soft failure diagnosis and exclusion for GBAS ground facilities". *Proceedings of RIN NAV 2001*, London, UK.
- [43] Niesner, P. D. and Johannsen, R. "Ten million datapoints from TSO-approved GPS receivers: results and analysis and applications to design and use in aviation". *Navigation, Journal of the Institute of Navigation, Vol. 47, No. 1, pp 43–50, 2000*.
- [44] Fernow, J. P. and Loh, R. "Integrity Monitoring in a GPS Wide Area Augmentation System (WAAS)". *Proceedings of the Third International Conference on Differential Satellite Navigation Systems*, April, London, **1994**.
- [45] Brown, R. G. (1996). Receiver Autonomous Integrity Monitoring. Global Positioning System: Theory and Applications, Vol. 2. Eds. Parkinson, B.W. and Spilker, J. J., Jr., American Institute of Aeronautics and Astronautics, **1996**.
- [46] Dovis, F.; Lesca, R.; Margaria, D.; Boiero, G.; Ghinamo, G., "An assisted high-sensitivity acquisition technique for GPS indoor positioning," *Position, Location and Navigation Symposium, 2008 IEEE/ION*, vol., no., pp.1350,1361, 5-8 May **2008** doi: 10.1109/PLANS.2008.4570123.
- [47] Mutuel, L.H., "Nextgen GNSS receivers for Dual Frequency SBAS operations and Advanced RAIM," *Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference (ICNS)*, 2012, vol., no., pp.F1-1,F1-9, 24-26 April **2012** doi: 10.1109/ICNSurv.2012.6218394.
- [48] Washington Y. Ochieng, Knut Sauer, David Walsh, Gary Brodin, Steve Griffin and Mark Denney (**2003**). GPS Integrity and Potential Impact on Aviation Safety. *The Journal of Navigation*, 56, pp 51-65. doi:10.1017/S0373463302002096.
- [49] Blanch, J.; Walter, T.; Enge, P., "Satellite Navigation for Aviation in 2025," *Proceedings of the IEEE*, vol.100, no.Special Centennial Issue, pp.1821,1830, May 13 **2012** doi: 10.1109/JPROC.2012.2190154.
- [50] Heidi Kuusniemi, "User-Level Reliability and Quality Monitoring in Satellite-Based Personal Navigation", PhD Disertation, Tampere University of Technology. Publication 544, **2005**.
- [51] S. Ryan. *Augmentation of DGPS for Marine Navigation*. PhD thesis, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada, **2002**.
- [52] A.Rakipi, B. Kamo, Sh. Cakaj, A. Lala, "Standard Positioning Performance Evaluation of a Single-Frequency GPS Receiver Implementing Ionospheric and Tropospheric Error Corrections", *International Journal of Advanced Computer Science and Applications (IJACSA)*, Vol. 6, No. 3, **2015**, pp. 27-33.

- [53] Alban Rakipi, Bexhet Kamo, Shkelzen Cakaj, Algenti Lala, “Ndikimi i këndit të maskimit në saktësinë e pozicionit për sistemet satelitore GPS”, Buletini i Shkencave Teknike, UPT, **2015** [në botim].
- [54] Alban Rakipi, Bexhet Kamo, Shkelzen Cakaj, Algenti Lala, “Software Implementation and Performance Evaluation of a Baseline Fault Detection RAIM Algorithm”. 28th International Conference on Information Technologies (InfoTech-2014), 18-19 September **2014**, pp. 67-74, Varna, Bulgaria.
- [55] Rakipi, A. , Kamo, B. , Cakaj, S. , Kolic, V. , Lala, A. and Shinko, I. (**2015**) Integrity Monitoring in Navigation Systems: Fault Detection and Exclusion RAIM Algorithm Implementation. *Journal of Computer and Communications*, **3**, 25-33. doi: 10.4236/jcc.2015.36004.
- [56] Rakipi A., Kamo B., Cakaj Sh., Lala A., Shinko I., “GPS Signal Acquisition and Sensitivity Analysis Using Different Algorithms on a Software Receiver”. *IEEE Seventh International Conference on Computational Intelligence, Communication Systems and Networks (CICSyN2015)*, 3-5 June **2015**, pp. 85-90, Riga, Latvia.