

# Izračun pozicije prijamnika GPS-a na temelju podataka RINEX

---

**Mustapić, Slavka**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2017**

*Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj:* **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

*Permanent link / Trajna poveznica:* <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:902363>

*Rights / Prava:* [In copyright](#)/[Zaštićeno autorskim pravom.](#)

*Download date / Datum preuzimanja:* **2025-02-15**



*Repository / Repozitorij:*

[Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository](#)



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**  
**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**Slavka Mustapić**

**IZRAČUN POZICIJE PRIJAMNIKA GPS-a NA TEMELJU  
PODATAKA RINEX**

**ZAVRŠNI RAD**

**Zagreb, 2017.**

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI  
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 24. travnja 2017.

Zavod:           Zavod za aeronautiku  
Predmet:        Zrakoplovna navigacija II

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 4173

Pristupnik:   **Slavka Mustapić (0135236453)**  
Studij:       Aeronautika  
Smjer:        Pilot  
Usmjerenje:  Civilni pilot


Zadatak:      **Izračun pozicije prijamnika GPS-a na temelju podataka RINEX**

### Opis zadatka:

RINEX (Receiver Independent Exchange Format) format služi za zapisivanje neobrađenih podataka primljenih od satelitskih navigacijskih sustava. Na temelju ovih se podataka može izračunati pozicija prijamnika. U ovom će radu student opisati strukturu i sadržaj formata RINEX, opisati algoritam kojim se na temelju podataka RINEX može odrediti pozicija prijamnika, pokazati izračun na primjeru stvarnih mjerenja i napisati program s takvom funkcionalnošću u MATLAB-u.

Zadatak uručen pristupniku: 28. travnja 2017.

Mentor:



dr. sc. Tomislav Radišić

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**  
**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**ZAVRŠNI RAD**

**IZRAČUN POZICIJE PRIJAMNIKA GPS-a NA TEMELJU**  
**PODATAKA RINEX**

**CALCULATING GPS RECEIVER LOCATION BASED ON RINEX**  
**DATA**

**Mentor: dr. sc. Tomislav Radišić**

**Student: Slavka Mustapić, 0135236453**

## SAŽETAK:

### IZRAČUN POZICIJE PRIJAMNIKA GPS-a NA TEMELJU PODATAKA RINEX

GPS je sustav koji omogućava korisnicima računanje pozicije prijamnika. Prijamnik prima podatke u formatu RINEX koji je vrlo opširan. Da bi se obradili podaci u formatu zapisa RINEX potrebno je napisati algoritam koji će ih iščitati i upotrijebiti u proračunu pozicije. Algoritam treba upotrijebiti ispravke navedene u zapisu RINEX kako bi dobio što precizniju poziciju. Moguće je napisati algoritam u različitim programskim jezicima, a u ovom završnom radu je napisan u MATLAB-u.

KLJUČNE RIJEČI: GPS, RINEX, MATLAB, algoritam, pozicija

## SUMMARY:

### CALCULATING GPS RECEIVER LOCATION BASED ON RINEX DATA

GPS is a system that allows users to calculate the receiver's position. The receiver receives a large format of RINEX data. To process data in RINEX format, an algorithm that will read RINEX records and use it to calculate position has to be written. The algorithm should use the corrections listed in the RINEX record in order to get the most accurate position. It is possible to write an algorithm in different programming languages, and in this final paper it is written in MATLAB.

KEYWORDS: GPS, RINEX, MATLAB, algorithm, position

## Sadržaj

1. UVOD .....	1
2. OPIS SUSTAVA GPS .....	2
2.1. SVEMIRSKI SEGMENT .....	3
2.2. NAVIGACIJSKA PORUKA.....	6
2.3. KONTROLNI SEGMENT.....	8
2.3.1. KONTROLNE STANICE I ZEMALJSKE ANTENE.....	9
2.3.2. OPERATIVNI KONTROLNI CENTAR.....	10
2.3.4. NAČIN ODREĐIVANJA POZICIJE PRIJAMNIKA .....	14
3. PRIMJENA SATELITSKE NAVIGACIJE U ZRAKOPLOVSTVU .....	16
3.1. NEDOSTATCI GPS SUSTAVA.....	16
3.2. SUSTAVI POBOLJŠANJA GPS-a .....	19
3.2.1. SBAS ( <i>SPACE BASED AUGMENTATION SYSTEM</i> ) .....	19
3.2.1.2. NAČIN RADA SBAS-a .....	20
3.2.1.3. PREDNOSTI I NEDOSTATCI SBAS-a.....	21
3.2.2. GBAS ( <i>Ground-Based Augmentation System</i> ) .....	22
3.2.2.1. NAČIN RADA GBAS-a .....	22
3.2.3. RAIM ( <i>Receiver Autonomous Integrity Monitoring</i> ).....	25
3.2.3.1. NAČIN RADA .....	26
4. FORMAT ZAPISA PODATAKA RINEX.....	29
5. ALGORITAM ZA ODREĐIVANJE POZICIJE PRIJAMNIKA .....	40
5.1. ODREĐIVANJE POZICIJE SATELITA .....	40
5.2. RAČUNANJE PSEUDOUDALJENOSTI .....	46
5.3. RAČUNANJE POZICIJE PRIJAMNIKA.....	49
5.4. ALGORITAM ZA ODREĐIVANJE POZICIJE PRIJAMNIKA .....	52
6. PRIMJER IZRAČUNA POZICIJE PRIJAMNIKA .....	63
7. ZAKLJUČAK.....	66
LITERATURA:.....	67
POPIS SLIKA .....	68
POPIS TABLICA.....	69
POPIS KRATICA .....	69

## 1. UVOD

GPS sustav je visokoprecizan navigacijski sustav dostupan korisnicima diljem svijeta. Osim preciznosti pozicije ovaj sustav odlikuje i mogućnost korištenja neovisno o dobu dana ili noći, meteorološkoj situaciji i mjestu korisnika na Zemljinoj površini.<sup>1</sup>

Iako je, GPS sustav, isprva dizajniran za vojnu uporabu danas se svakodnevno koristi kako u civilne tako i u vojne svrhe. Jedna od brojnih primjena GPS-a je određivanje pozicije zrakoplova. GPS je zbog svojih brojnih prednosti u rutnom segmentu leta gotovo potpuno zamijenio konvencionalna radionavigacijska sredstva (VOR, NDB) i omogućio povećanje kapaciteta zračnog prostora dozvoljavajući definiranje točaka zemljopisnim koordinatama na bilo kojem mjestu neovisno o reljefu i postojanju zemaljskih radionavigacijskih sredstava.<sup>2</sup>

U ovom završnom radu će biti objašnjena struktura GPS sustava, način funkcioniranja, implementacija ovog sustava kao navigacijskog sustava zrakoplova i njegova proširenja potrebna da se isti može koristiti u civilnom zrakoplovstvu. Također bit će opisan format zapisa podataka odaslanih sa satelita poznat kao format RINEX, razlog postojanja definiranog načina zapisa i definiranje podataka koji su u njemu navedeni. Također u završnom radu će se obraditi i algoritam koji omogućava čitanje i definiranje podataka iz zapisa koji se dalje implementiraju u kod i računa se pozicija prijarnika. Također u radu će se prikazati sam izračun pozicije i njeno mjesto u koordinatnom sustavu.

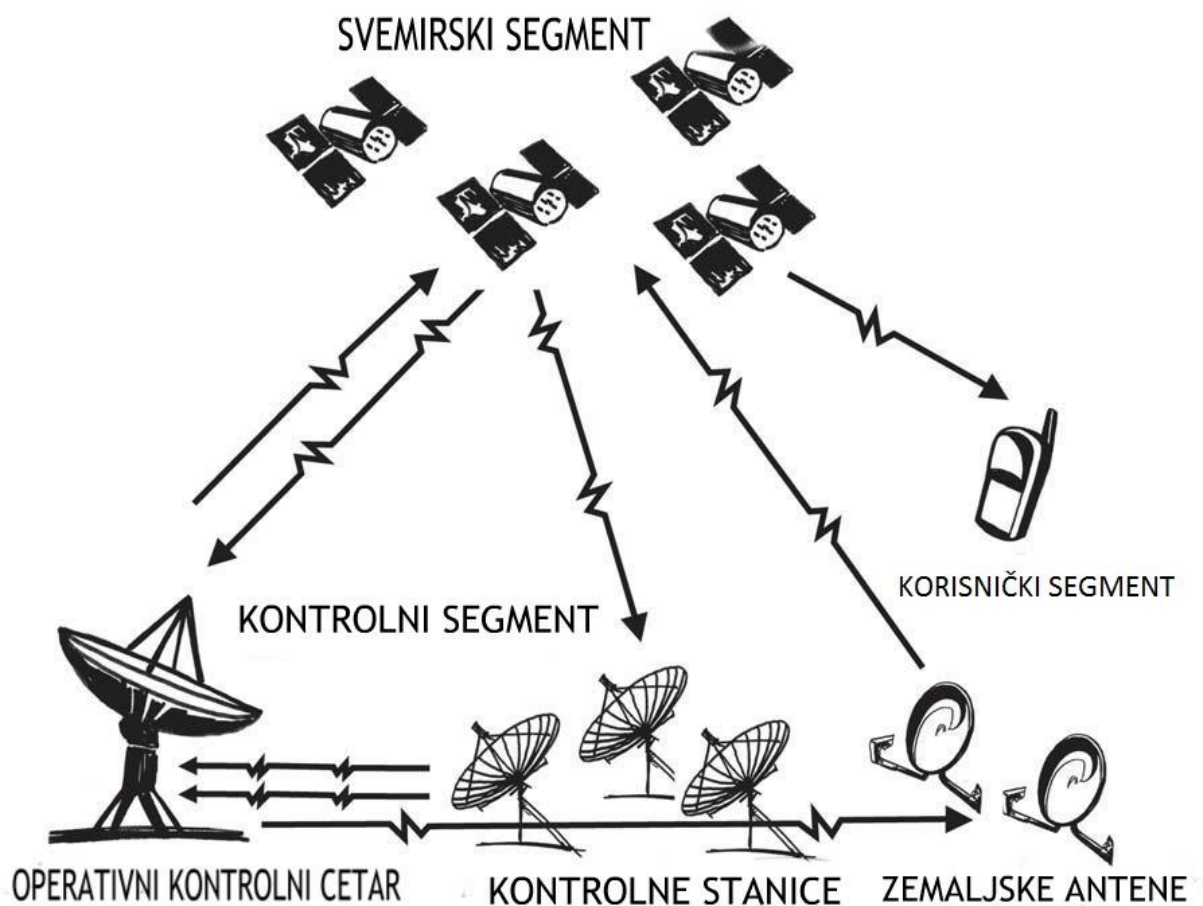
---

<sup>1</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996.

<sup>2</sup> F. Van Diggelen, A-GPS Assisted GPS, GNSS and SBAS, Artech House Boston/ London 2009.

## 2. OPIS SUSTAVA GPS

GPS sustav je dizajniran u cilju kontinuiranog pružanja informacije o poziciji korisnika bez obzira na to gdje se on nalazi. Koncept GPS sustava se sastoji od tri segmenta: svemirskog, upravljačkog i korisničkog (Slika 1.), koji su detaljnije opisani u nastavku rada. Kombiniranim radom sva tri segmenta ostvaruje se jednosmjerna komunikacija tj. odašiljanje kodiranog signala sa satelita i primanje istog na zemaljskom prijamniku te dekodiranje signala radi dobivanja informacije o poziciji korisnika, dakle obrnuta situacija se ne ostvaruje tj. prijmnici ne šalju poruke satelitima. Naravno to ne znači da se nikakva komunikacija sa Zemlje prema satelitima ne ostvaruje, već da postoji poseban sustav namijenjen takvoj komunikaciji, a opisan je u podnaslovu upravljačkog segmenta.



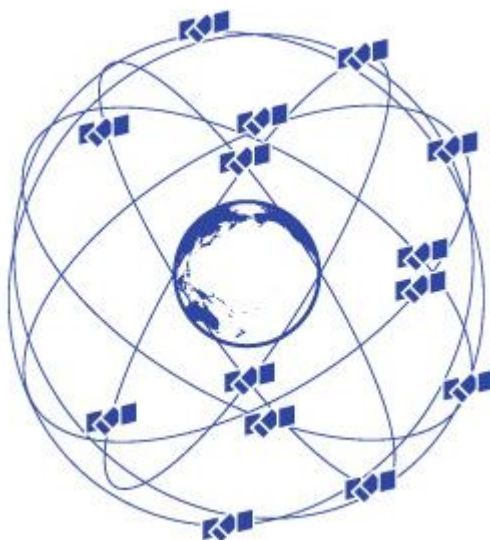
Slika 1. Segmenti GPS sustava<sup>3</sup>

<sup>3</sup> <https://shivkumardas.wordpress.com/agri-tech/an-introduction-to-gps-gis-and-its-uses-in-agriculture/>  
03.05.2017.



## 2.1. SVEMIRSKI SEGMENT

Svemirski segment GPS sustava se sastoji od minimalno 24 satelita. Sateliti su raspoređeni u 6 orbita (Slika 2.) u kojim je svaki satelit postavljen pod kutom inklinacije od  $55^\circ$  u odnosu na ekvator te kruže oko Zemlje na načina da svakom satelitu treba 12 sati da okruži Zemlju tj. jedan siderički dan da se nađe dva puta iznad iste točke na Zemlji. Satelit se smatra vidljivim kada je pod kutom od minimalno  $5^\circ$  iznad horizonta i tek se tada može koristiti u svrhu određivanja pozicije. Svaki satelit je vidljiv otprilike 5 sati, a zbog oblika orbita, linija puta („track“) satelita projektirana na Zemlju bi uvijek trebala biti ista. <sup>4</sup>



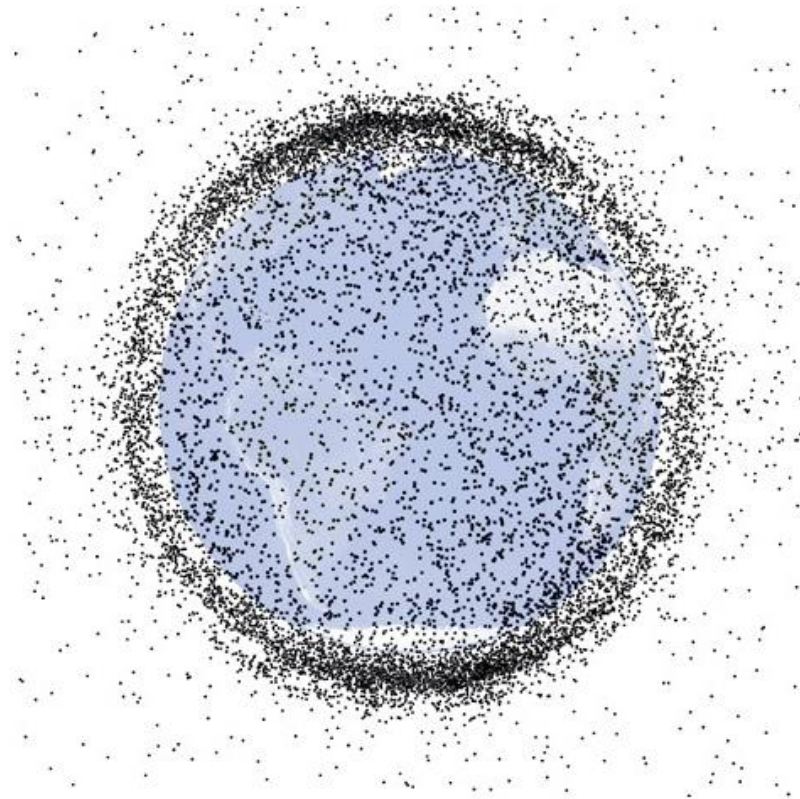
Slika 2. Shematski prikaz orbita satelita

Način određivanja visine satelita i pozicije orbite ovisi o namjeni satelita. Tako će sateliti koji se nalaze bliže Zemlji biti uvijek pozicionirani iznad iste točke na Zemlji i dobro služiti u meteorološke svrhe, međutim ta visina nije pogodna za GNSS satelite. GPS, GLONASS i Galileo sateliti se nalaze u srednjoj zemaljskoj orbiti što im omogućava brže kretanje i veću pokrivenost Zemljine površine. GPS sateliti se nalaze na visini od 20 200km mjereno od središta Zemlje. Ta visina je uzeta kao kompromis između površine prekrivanja, brzine kretanja

---

<sup>4</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 36. i 38. str.

i broja satelita. Tj. kada bi navigacijski sateliti bili pozicionirani u višim slojevima prekrivali bi veću površinu i trebalo bi manje satelita za cjelokupnu pokrivenost Zemlje, ali lansiranje satelita u više orbite je puno skuplje pa je srednja zemljina orbita uzeta kao kompromisno rješenje.<sup>5</sup> Kada satelit stigne u orbitu potrebno je zadržati ga u istoj. Budući da Zemlja nije savršena sfera, na nekim dijelovima njena gravitacija djeluje jače nego na drugim, što zajedno s privlačenjem Sunca, Mjeseca i Jupitera utječe na inklinaciju i položaj satelita u sferi. Zbog toga, kao i zbog svemirskog otpada, potrebno je prilagođavati orbite svakog pojedinog satelita. Na slici 3. je prikazan svemirski otpad, aktivni i neaktivni sateliti i njihove krhotine. Iako se na ovom prikazu vidi da je otpad gušći bliže Zemlji i da predstavlja veću prijetnju satelitima u niskoj zemljinoj orbiti, svaka točka je puno veća od satelita ili krhotine koju predstavlja u stvarnosti te su sudari i potrebna izbjegavanja istih jako rijetki.<sup>6</sup>



Slika 3. Objekti u blizini Zemlje<sup>7</sup>

<sup>5</sup> <https://earthobservatory.nasa.gov/Features/OrbitsCatalog/page2.php> 20.05.2017.

<sup>6</sup> <http://www.sciencenc.com/event-help/examples/RemoteSensing/Catalog%20of%20Earth%20Satellite%20Orbits.pdf> 20.05.2017.

<sup>7</sup> <http://www.sciencenc.com/event-help/examples/RemoteSensing/Catalog%20of%20Earth%20Satellite%20Orbits.pdf> 20.05.2017.

Trenutna aktivna konstelacija se sastoji od 31 satelita (Tablica 1.) u punoj operativnoj sposobnosti. Šest satelita (sateliti broj: 23, 27, 32, 34, 36 i 38) su rezervni i jedan testni satelit broj 49 koji je reaktiviran i 03.11.2016. počeo slati signale ali je označen kao „*unhealthy*“ te nije uključen u emitiranje almanaha. Budući da je za određivanje pozicije potrebno 24 satelita preostali sateliti omogućavaju povećanu preciznost određivanja iste kao i zamjenu neoperativnog ili pokvarenog satelita.

Tablica 1. Informacije o konstelaciji satelita<sup>8</sup>

SVN ( <i>space vehicle number</i> -broj satelita)	PRN ( <i>pseudorandom noise code</i> - pseudoslučajni zvučni kod)	Vrsta atomskog sata	Datum lansiranja	Datum početka uporabe
43	133	Rb	23.07.1997.	31.01.1998.
46	11	Rb	07.10.1999.	03.01.2000.
51	20	Rb	11.05.2000.	01.06.2000.
44	28	Rb	16.07.2000.	17.08.2000.
41	14	Rb	10.11.2000.	10.12.2000.
54	18	Rb	30.01.2001.	15.02.2001.
56	16	Rb	29.01.2003.	15.02.2001.
45	21	Rb	31.03.2003.	18.02.2003.
47	22	Rb	21.12.2003.	12.04.2003.
59	19	Rb	20.03.2004.	12.01.2004.
60	23	Rb	23.06.2004.	09.07.2004.
61	02	Rb	06.11.2004.	22.11.2004.
53	17	Rb	26.09.2005.	16.12.2005.
52	31	Rb	25.09.2006.	12.10.2006.
58	12	Rb	17.11.2006.	13.12.2006.
55	15	Rb	17.10.2007.	31.10.2007.
57	29	Rb	20.12.2007.	02.01.2008.
48	07	Rb	15.03.2008.	24.03.2008.
50	05	Rb	17.08.2009.	27.08.2009.
62	25	Rb	28.05.2010.	27.08.2010.
63	01	Rb	16.07.2011.	14.10.2011.
65	24	Cs	04.10.2012.	14.11.2012.
66	27	Rb	15.05.2013.	21.06.2013.
64	30	Rb	21.02.2014.	30.05.2014.
67	06	Rb	17.05.2014.	10.06.2014.
68	09	Rb	02.08.2014.	17.09.2014.
69	03	Rb	29.10.2014.	12.12.2014.

<sup>8</sup> <http://gpsworld.com/the-almanac/>

70	32	Rb	09.03.2016.	20.04.2015.
71	26	Rb	25.03.2015.	12.08.2015.
72	08	Cs	15.07.2015.	09.12.2015.
73	10	Rb	31.10.2015.	09.03.2016.

## 2.2. NAVIGACIJSKA PORUKA

Svaki od prethodno navedenih satelita šalje kodiranu navigacijsku poruku. Navigacijska poruka je kod od 50 bita koji opskrbljuje korisnike ažuriranim podacima kako bi ostvarili zadovoljavajuću navigaciju tj. određivanje pozicije i vremena. Navigacijski podaci se ažuriraju uz pomoć kontrolnog segmenta za svaki satelit pojedinačno.<sup>9</sup>

Navigacijska poruka sadrži informacije o:

1. Preciznoj poziciji satelita u vremenu odašiljanja signala (Pozicija se preračunava iz Keplerovog modela baziranog na inercijalnom koordinatnom okviru sa središtem u centru Zemlje u koordinate ECEF- *Earth-centered, Earth-fixed* sustava tj. sustava sa središtem koje je nepomično u odnosu na središte Zemlje),
2. Informacije o pogrešci atomskog sata i relativističkim korekcijama,
3. C/A i P(Y) kod,
4. Podatke o odabiru povoljnog rasporeda satelita za pozicioniranje zbog smanjenja mogućnosti geometrijske degradacije točnosti,
5. Informacije o pretvorbi vremena (iz GPS vremena u UTC),
6. Podatke o ionosferskoj korekciji i
7. Indeks kvalitete signala (*URA- user range accuracy*)

Odaslani signal, je dakle moduliran i navigacijskom porukom koja sadrži podatke o efemeridama u obliku parametara jednadžbi Keplerovog orbitalnog modela svakog satelita u konstelaciji i podatke o atomskom satu. Svi sateliti emitiraju svoje podatke o efemeridama svakih 30 sekundi brzinom 50 bit/s. Podaci navigacijske poruke su složeni u okvire kojih ukupno ima 25, a svaki okvir ima 5 podokvira što znači da svakom podokviru treba 6 sekundi za emitiranje, a za odašiljanje cijele navigacijske poruke je potrebno 12.5 min. Svaki podokvir počinje s telemetrijskim kodom TLM (*telemetry*) što predstavlja automatsku transmisiju i

<sup>9</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 121. str

mjerenje podataka s udaljenog izvora odaslanih prijammiku. TLM kod također sadrži uvod koji je bitan za sinkronizaciju podataka i četrnaestobitnu poruku koja nema značaj za civilne prijammike. TLM slijedi HOW (*handover word*) koji je jako bitan. Naime kod HOW sadrži vrijeme transmisije, u obliku sekundi trenutnog GPS tjedna, iz kojeg prijammnik može izvući pseudoudaljenost. Ukoliko promatrač ne zna trenutni GPS tjedan, isti se može iščitati iz podokvira 1. Podokviri 1, 2 i 3 jednaki su za svako emitiranje a sadrže podatke o stanju atomskog sata i korekcije istog, stanje satelita s kojeg se odašilje navigacijska poruka i podatke o efemeridama. Podokvir 4 sadrži podatke o odstupanju GPS vremena od UTC vremena, ionosferski model i podatke o almanahu. Almanah, koji je sadržan u podokviru 5, je skup svih podataka o ostalim satelitima u konstelaciji koji omogućava dobivanje informacije o cijelom GPS sustavu primanjem podataka s jednog satelita i ubrzava proces traženja satelita čiji se podaci mogu koristiti prilikom izračuna pozicije prijammnika.<sup>10</sup>

Kada GPS prijammnik dekodira navigacijsku poruku može izračunati pravu geometrijsku pseudoudaljenost  $\rho_{iT}$ , u vremenu  $t$ , prema formuli:

$$\rho_{iT}(t) \triangleq c(t_u - t_{si}) + cb_u = |x_{si} - x_u| + cb_u = |r_{si} - r_u| + cb_u = D_i + cb_u^{11} \quad (1)$$

Pri čemu je:

- $c$  brzina svjetlosti
- $t_u - t_{si}$  razlika vremena prijama i odašiljanja signala
- $b_u$  odstupanje sata korisnika od atomskog sata
- $x_{si}$  pozicija satelita u kartezijskom koordinatnom sustavu
- $x_u$  nepoznata pozicija prijammnika u kartezijskom koordinatnom sustavu
- $r_{si}$  pozicija satelita u sfernom koordinatnom sustavu
- $r_u$  nepoznata pozicija prijammnika u sfernom koordinatnom sustavu
- $D_i$  vrijeme putovanja signala izraženu u metrima

Prava pseudoudaljenost se ne može direktno očitati, nego se mora izračunati  $\rho_i$  tj. izmjerena pseudoudaljenost uzimajući u obzir različite faktore odstupanja.

<sup>10</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 123.-126. str.

<sup>11</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 122. str.

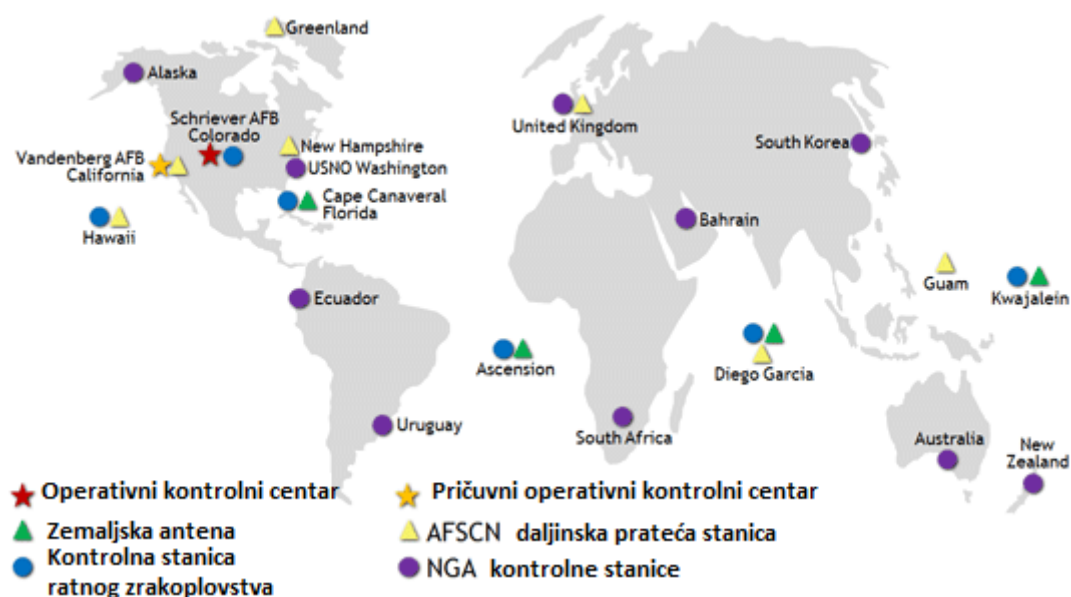
$$\rho_i = \rho_{iT} + \Delta D_i - c\Delta b_i + c(\Delta T_i + \Delta I_i + v_i + \Delta v_i)^{12} \quad (2)$$

- $\Delta D_i$  utjecaj pogreške pozicije satelita na udaljenost (m)
- $\Delta b_i$  utjecaj pogreške atomskog sata (s)
- $\Delta T_i$  troposferski utjecaj kašnjenja (s)
- $\Delta I_i$  ionosferski utjecaj kašnjenja (s)
- $\Delta v_i$  korekcija utjecaja relativističkog kretanja (s)

Sve gore navedene korekcije tj. faktori odstupanja moraju biti ili izmjerene ili predviđene ili izračunate korištenjem navigacijskih podataka ili drugih dostupnih podataka.

### 2.3. KONTROLNI SEGMENT

Kontrolni segment GPS-a je postao operativan 1985. godine i tada se sastojao od 5 kontrolnih stanica, 4 zemaljske odašiljačke antene i operativnog kontrolnog centra. Kontrolni segment se danas sastoji od operativnog kontrolnog centra i njegove zamjene, 11 komandnih i kontrolnih zemaljskih antena te 16 kontrolnih stanica čije se lokacije mogu vidjeti na slici 4.<sup>13</sup>



Slika 4. Kontrolni segment GPS sustava

<sup>12</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 123. str

<sup>13</sup> <http://www.gps.gov/systems/gps/control/> 15.06.2017.

Zadaci kontrolnog segmenta su: <sup>14</sup>

1. Održavanje konstantnih orbita satelita uz povremene manje, neizbježne promjene istih.
2. Ispravljanje i prilagođavanje atomskih satova i dijelova satelita.
3. Praćenje GPS satelita i ažuriranje navigacijskih podataka pojedinačno za svaki satelit.
4. Naređivanje velikih promjena u lokaciji ili orbiti zbog izbjegavanja sudara ili kvara satelita.

Iako su svi zadaci bitni, u ovom završnom radu detaljnije će biti obrađen treći zadatak.

### 2.3.1. KONTROLNE STANICE I ZEMALJSKE ANTENE

Svaka kontrolna stanica sadrži više GPS prijamnika koji su dizajnirani za praćenje L1 i L2 kodova svih satelita vidljivih u tom trenutku. Za razliku od standardnih prijamnika kontrolne stanice imaju cezijev atomski sat koji prijamnici, koji se nalaze uz nju, koriste kao referentni oscilator i bilježe svako mjerenje. Ove stanice prate trenutno dobivene podatke o pseudoudaljenostima i fazama vala nosioca, te ih pohranjuju kako bi iz njih izvukli što preciznije korekcije efemerida i kalibracije atomskog sata za svaki satelit pojedinačno. Nakon sakupljanja mjerenja kašnjenja atomskog sata i faze vala nosioca svakog satelita, ista se šalju u operativni kontrolni centar. Iz operativnog kontrolnog centra informacije se prosljeđuju zemaljskim antenama koje šalju navigacijske podatke satelitima preko S pojasa (frekvencija mikrovalova elektromagnetnog spektra od 2 do 4 GHz, za komunikaciju antena i satelita GPS sustava koriste se frekvencije od 2.31 do 2.36 GHz) frekvencija te ih tako održava ažuriranim.

<sup>15</sup>

Zemaljska projekcija zemljopisne širine satelita nikada ne prelazi inklinaciju orbite od 55° što vodi tome da su kontrolne stanice GPS sustava smještene u blizini ekvatora jer te lokacije omogućavaju praćenje svih satelita koji se nalaze u pojasu širine 110°. Odabirom ovakvog rasporeda postiže se 95.87% prosječne pokrivenosti osnovne konstelacije sa samo 5 kontrolnih stanica, zbog čega je prvotni broj istih bio 5. Razlog povećanja broja kontrolnih stanica je neizbježan prijam reflektiranog vala. Naime pogreške sata i pseudoudaljenosti su najčešće razdvojene što smanjuje mogućnost obrađivanja „lažnog signala“, međutim primanjem reflektiranog signala isti će se obrađivati, a pogreška refleksije se može

---

<sup>14</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 435. str.

<sup>15</sup> <http://www.gps.gov/systems/gps/control/> 15.06.2017.

pretpostaviti kao pogreška u pseudoudaljenosti. Zbog toga je dodano više kontrolnih stanica koje su ograničene na primanje podataka samo onih satelita koji se nalaze pod kutom elevacije do 15°. Sateliti koji se nalaze izvan tog pojasa pokrivenosti mogu također dobiti korekcije ali one su onda uzete s rezervom tj. pretpostavlja se da su manje točne.<sup>16</sup>

Kontrolne stanice primaju signale s više satelita kako bi mogle utvrditi i ionosfersku korekciju. Tako sve kontrolne stanice prate sve satelite koji se nalaze iznad njih do kuta elevacije od 15°, podaci se spremaju i šalju operativnom kontrolnom centru koji ih preko zemaljskih antena šalje satelitima.<sup>17</sup>

Zemaljske antene, kao što je već navedeno, šalju obrađene podatke o korekcijama satelitima koji ih uključuju u svoju navigacijsku poruku te tako obavještavaju korisnike o njima omogućavajući implementiranje korekcija u proračun i dobivanje preciznije pozicije.

Ažuriranja navigacijskih poruka, komande satelitima i podaci telemetrije se šalju preko slijeda S pojasa između određenog satelita i jedne zemaljske antene. Postrojenja za odašiljanje podataka koriste protokol potpune dvosmjerne komunikacije s detektiranjem pogreške kako bi ispravili greške u radiokomunikacijskoj mreži i osigurali dostavljanje podataka. Vrijeme ažuriranja se određuje prema podacima rada satelitskog sata, statusa opremljenosti zemaljskih antena, vidljivosti satelita te predviđene kvalitete navigacijske poruke. U slučaju posebnih zahtjeva (npr. prilagođavanje putanje ili cijele orbite satelita zbog mogućeg sudara) podaci vezani za taj zahtjev se šalju s ostalim, redovnim podacima o korekcijama.<sup>18</sup>

### 2.3.2. OPERATIVNI KONTROLNI CENTAR

Operativni kontrolni centar prima podatke o pseudoudaljenostima i mjerenjima valova nosioca, sa svakog satelita na L1 i L2 frekvenciji, prethodno poslano s kontrolnih stanica. Procesor s Kalmanovim filterom, na operativnom kontrolnom centru, zatim procjenjuje efemeride, pogreške sata, te druge navigacijske podatke poput operativnosti satelita. Cilj operativnog kontrolnog centra je formirati navigacijske podatke, koje sačinjavaju prethodno

---

<sup>16</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 439., 440., 441. i 442. str.

<sup>17</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 443. str.

<sup>18</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 449. str.



spomenute stavke, za minimalno 14 dana ažuriranja istih. Kada se navigacijski podaci formiraju šalju se zemaljskim antenama koje ih prosljeđuju satelitima. Iako zemaljske antene mogu slati podatke satelitu tri puta dnevno, najčešće ažuriranje podataka se provodi jednom dnevno. Kada podaci dođu do satelita, procesor na njemu ih obrađuje te pravi eventualne korekcije za smanjenje mogućih pogrešaka u pozicioniranju. Također procesor bilježi stvarna ili predviđena odstupanja od predviđene pozicije ili orbite te o tome, preko navigacijske poruke, obavještava prijarnike.<sup>19</sup>

Najčešći uzrok pogreške na poziciji korisnika („User Range Error), s pretpostavkom dostupnosti L1 i L2 nosioca je pogreška satelitskog sata. I s 3 ažuriranja dnevno, računalna simulacija iz 1985. godine pokazuje da predviđanje satelitskog sata osnovano na vrijednosti specifikacija sata, može ograničiti točnost GPS prijarnika do 3m 10 sati nakon ažuriranja podataka efemerida i satelitskog sata.

### 2.3.3 KORISNIČKI SEGMENT

Korisnički segment je primarno uključivao samo vojne upotrebe GPS-a, a danas se određivanje pozicije uz pomoć istog koristi svakodnevno u različitim djelatnostima od kojih većina spada u civilnu uporabu.

Neke uporabe GPS sustava su:<sup>20</sup>

1. Zrakoplovna navigacija
2. Navigacija kopnenih prijevoznih sredstava
3. Navigacija plovila
4. Određivanje vremena stanice poznate lokacije
5. Određivanje pozicije ili orbite satelita s prijarnikom koji se nalazi u blizine Zemlje
6. Diferencijalni GPS (rad dva GPS prijarnika od kojih jedan ima poznatu poziciju i služi za određivanje greške GPS sustava i informiranje drugog prijarnika, koji mu se nalazi u blizini, o njoj kako bi dobio što precizniju poziciju)

---

<sup>19</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 42. str.

<sup>20</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 45. str.

7. Mjerenje faze vala nosioca
8. Mjerenje visine
9. Mjerenje ionosferskih efekata (kašnjenje i scintilacija tj. nagla oscilacija amplitude i faze vala nosioca).

Tipični prijamnik GPS-a ima samo jednu antenu koja služi za primanje signala odaslanog sa satelita. Naravno, neki prijamnici imaju dvije ili više antena kako bi ostvarili:

1. Prilagodbu na pomicanje korisničke platforme (npr. nagnjanje aviona može zakloniti antenu)
2. Povećanje broja primljenih signala
3. Smanjenje uplitanja smetnji tipičnih za prijamničke antene uskog snopa zračenja ili prilagodljivih antena
4. Mjerenje visine.

Na vrhu antene nalazi se pojačalo slabih signala i frekvencijski filter kako bi se pojačao signal i uklonile visoke frekvencije susjednog raspona frekvencija koje svojim uplitanjem mogu izazvati zasićenje pojačala ili ući u nelinearni dio operacije. Pri odabiru filtera se mora paziti da isti ima odgovarajući raspon frekvencija, faznu linearnost i male gubitke kako bi se C/A i P kod što manje promijenili. Nakon filtera, GPS signal prolazi kroz više različitih pojačala, uređaj za smanjenje frekvencije signala, IF pojačalo i izolator pojedinačnih signala koji može raditi i na IF rasponu frekvencija ili na početnom rasponu frekvencija. Signal zatim prolazi kroz demodulator koji izdvaja koristan signal od moduliranog tj. uklanja val nosioc i ostavlja korisnu informaciju. Budući da je val nosioc bimoduliran, tj. moduliran i GPS kodom i navigacijskim podacima, demodulacijom se dobiva predviđena pseudoudaljenost, faza vala nosioca i navigacijski podaci za svaki satelit. Jedan prijamnik može istovremeno paralelno pratiti 2 do 16 satelita na obje frekvencije (L1 i L2), a neki mogu i sve satelite u konstelaciji. Tipičan GPS prijamnik prati minimalno 5 satelita ili paralelno ili naizmjenično.<sup>21</sup>

Paralelna mjerenja pseudoudaljenosti, faze vala nosioca i navigacijskih podataka se dalje šalju u procesor navigacijskih podataka koji uzima podatke iz podokvira 2 i 3 navigacijske poruke i uz pomoć njih računa poziciju prijamnika. Izračunata pozicija se dalje ispravlja za pogrešku atomskog sata, pogrešku rotacije zemlje, ionosferskog efekta itd. Ispravljeni izračun

---

<sup>21</sup> F. Van Diggelen, A-GPS Assisted GPS, GNSS and SBAS, Artech House Boston/ London 2009., 21. i 22. str.

se šalje na Kalmanov filter koji predviđa poziciju korisnika i vektor brzine istog. Kalmanov filter može primati signale s različitih uređaja ili senzora npr. (u određivanju pozicije zrakoplova) barometarskog visinomjera za predviđanje visine. Također u slučaju potrebe za preciznijim mjerenjima Kalmanov filter se može upariti sa zemaljskim GPS prijamnikom poznate pozicije tj. s diferencijalnim GPS-om.<sup>22</sup>

Sateliti šalju signale na dvije frekvencije tj. na dva vala nosioca: L1- 1575.42 ( $10.23 * 154$ ) i L2 1227.60 ( $10.23*120$ ) MHz . Većini korisnika je bitan signal L1 tj. C/A kod koji je moduliran u njemu. C/A kod („coarse/acquisition“) se ponavlja svake milisekunde i često se naziva i PRN kod (*pseudorandom noise*). Sintetizer frekvencije koji radi u ovisnosti o atomskom satu satelita generira sinusoidalni val nosioc na frekvenciji malo većoj od 1575.42 MHz kako bi na Zemlju došao val s točno tom frekvencijom. Val nosioc se zatim modulira ponavljajućim kodom tj. C/A kodom koji predstavlja binarni slijed od 1023 bita. Nakon modulacije C/A kodom slijedi još jedna modulacija i to 50 bitnim podacima koji sadrže podatke o efemeridama. Bitno je napomenuti i da svaki satelit ima svoj vlastiti C/A kod pomoću kojeg prijamnici mogu identificirati satelit s kojeg primaju signal.<sup>23</sup>

Osim C/A koda valovi nosioci su modulirani i sa P (*precision code*) odnosno preciznim kodom. Razlike između C/A i P koda su brzini i frekvenciji odašiljanja. Naime C/A kod se odašilje samo na frekvenciji L1 brzinom kodiranja od 1.023 MHz dok se P kod odašilje na obje frekvencije (L1 i L2) brzinom 10.23 MHz. Razlika u brzini odašiljanja djelomično kompenzira razliku u jačini signala (C/A kod je jači za 3 dB od P koda) i omogućava smanjenje pogreške ionosferskog efekta. Povećanje preciznosti se ostvaruje mjerenjem razlike u kašnjenju transmisije frekvencije L1 i L2 tj. u trenutnom mjerenju ionosferskog efekta zbog čega se P kod naziva preciznim kodom. Danas se C/A kodom dobivaju neznatno manje precizne informacije, dok P kod mogu primati i dekodirati samo ovlašteni prijamnici. P kod također može biti pretvoren u sigurni Y (*antispoof*) kod koji se označava sa P[Y] koji ima iste karakteristike kao P kod i šalje se na L1 frekvenciji uvijek i L2 ako je potrebno.<sup>24</sup>

---

<sup>22</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 44. str. i 73. str.

<sup>23</sup> F. Van Diggelen, A-GPS Assisted GPS, GNSS and SBAS, Artech House Boston/ London 2009., 26. str.

<sup>24</sup> B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 71. str.

#### 2.3.4. NAČIN ODREĐIVANJA POZICIJE PRIJAMNIKA

Određivanje pozicije prijamnika se temelji na mjerenju udaljenosti koju pređe signal odaslan sa satelita, te na vremenu potrebnom za prijam odaslanog signala. Naravno, određivanje pozicije nije samo rješavanje formule  $s=v*t$ , ali početak određivanje pozicije se zasniva na toj ideji tj. formuli.

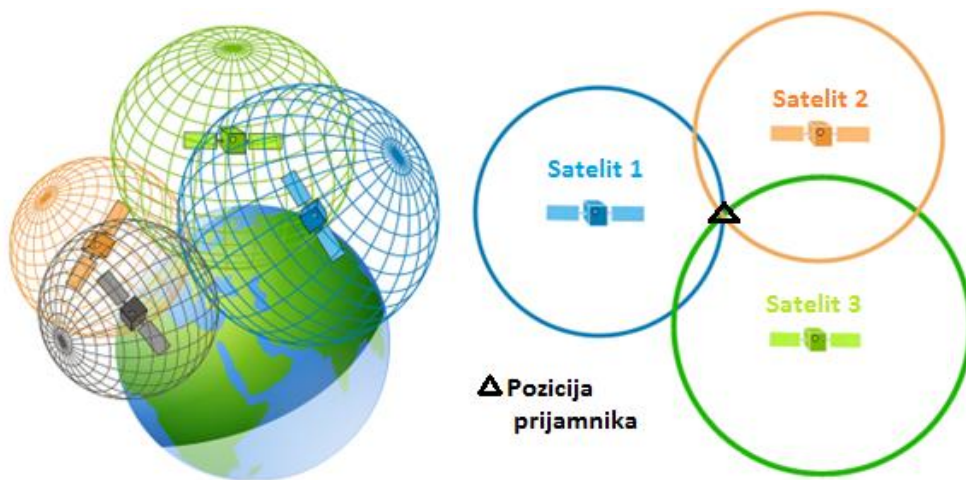
Signal putuje brzinom svjetlosti do Zemlje (299 792 458 m/s u vakuumu). Prijamnik do kojeg dođe signal, dekodira vrijeme u signalu i određuje vrijeme transmisije. Vrijeme putovanja signala od satelita se zatim izračunava oduzimanjem vremena odašiljanja signala od vremena prijema signala. Poznavajući brzinu i vrijeme putovanja signala od satelita do prijamnika možemo izračunati pseudoudaljenost. Pseudoudaljenost predstavlja polumjer zamišljene sfere oko satelita (Slika 5.). Kada bi atomski sat satelita i sat prijamnika bili usklađeni, za određivanje trodimenzionalne pozicije bila bi dovoljna tri satelita. Budući da su atomski satovi puno precizniji od prijamničkih satova potrebna su četiri satelita za određivanje pozicije koju dobijemo križanjem sfera četiri različita satelita.<sup>25</sup> Primljene GPS signale  $r$  s njihovim kašnjenjima  $\tau_i(x)$  i amplitudama  $a_i$  od  $N$  broja satelita možemo prikazati jednadžbom:

$$r(t, x) = \sum_{i=1}^N a_i d_i(t) s_i[t - \tau_i(x)] \cos[\omega_0(t - \tau_i) + \Phi_i] + n(t) . \quad (3)$$

Pri čemu je  $s_i$  radio-frekvencijski signal odaslan sa satelita  $i$ , faze  $\Phi_i$ , a  $d_i$  predstavlja binarnu modulaciju podataka. Signal  $s_i$  može predstavljati ili C/A ili P kod na L1 ili L2 frekvenciji. Šum  $n(t)$  je pretpostavljena promjena signala zbog slabljenja signala blokiranog fizičkom preprekom ili primanja signala odbijenog o istu. Kašnjenje  $\tau_i(x)$  je pretpostavljeno zbog atmosferskog kašnjenja i geometrijske degradacije točnosti čimbenika.  $\tau_i$  i  $\Phi_i$  su funkcije pozicije prijamnika vektora  $x$  koja ovisi o vremenu  $t$ . Kašnjenje i faza primljenog signala ovisi o relativnom kretanju korisnika u odnosu na satelit ( $i$ ).

---

<sup>25</sup> F. Van Diggelen, A-GPS Assisted GPS, GNSS and SBAS, Artech House Boston/ London 2009., 25. str.



Slika 5. Shematski prikaz određivanja 3D pozicije (lijevo) i 2D pozicije (desno)<sup>26</sup>

Detaljniji opis i proračun pozicije satelita će biti objašnjen u poglavlju 7 u sklopu prikaza primjera proračuna pozicije iz dostupnih podataka u RINEX formatu zapisa.

<sup>26</sup> <http://gisgeography.com/trilateration-triangulation-gps/> 27.06.2017.

### 3. PRIMJENA SATELITSKE NAVIGACIJE U ZRAKOPLOVSTVU

Počeci primjene satelitske navigacije u zrakoplovstvu sežu od 1969. i 1970. godine kada je sastavljen odbor za proučavanje primjene satelitske navigacije u zrakoplovnim operacijama iznad kopna i mora. Isprva ideja o primjeni satelitske navigacije, konkretnije GPS-a, nije pridobila povjerenje u zrakoplovnom svijetu, međutim razvojem tehnologije i porastom zračnog prometa ta ideja je postala ne samo poželjna nego i neizbježna.

GPS je prvotno dizajniran kao sustav za navođenje vojske, projektila, mornarice i zrakoplova. Prijamnici su trebali biti na otvorenom tj. bez značajnijih prepreka vertikalno prema satelitima. Tadašnjim prijamnicima je trebalo određeno vrijeme da pronađu vidljive satelite i odrede poziciju. Danas je to vrijeme znatno smanjeno, a preciznost pozicije povećana te je civilna uporaba GPS-a postala češća od vojne.<sup>27</sup>

#### 3.1. NEDOSTATCI GPS SUSTAVA

Iako je GPS imao greške i nedostatke koji nisu pogodovali implementaciji sustava u zrakoplov, danas s prisutnim istim faktorima GPS je jedan od neizostavnih navigacijskih sustava u instrumentalnom letenju. Ranije spomenute greške tj. nedostatci GPS-a su:

1. Problem integriteta: Budući da je potrebno određeno vrijeme da se neoperativni satelit popravi ili da se blokira njegovo slanje pogrešnih signala koji utječu na proračun pozicije, pilot koji bi vodio navigaciju samo po GPS-u bi mogao skrenuti s namjeravane putanje i izgubiti situacijsku svjesnost ne znajući da je izvor greške neoperativni satelit. Također GPS sustav, budući da nije sustav na zemlji, je teže nadzirati tj. potrebno je određeno vrijeme da kontrolni segment GPS-a odradi svoju ulogu te ili isključi satelit iz slanja signala ili obavijesti satelit da šalje pogrešne podatke, kodira poruku koju preuzme satelit i u sklopu svoje navigacijske poruke šalje obavijest o pogrešci i njenom iznosu zemaljskim prijamnicima. Dakle za potrebe zrakoplovstva vrijeme za objavljivanje postojanja greške bi trebalo biti par sekundi a ne nekoliko sati što je slučaj kod GPS-a.

---

<sup>27</sup> F. Van Diggelen, A-GPS Assisted GPS, GNSS and SBAS, Artech House Boston/ London 2009., 9. str.

2. Dostupnost signala: Počeci GPS sustava nisu imali rezervne satelite te se nije moglo pouzdano tvrditi da će na svakom dijelu Zemljine površine signal biti dostupan u svakom trenutku te da na izračun pozicije neće utjecati geometrijska degradacija točnosti. Iako se danas u konstelaciji nalaze i rezervni sateliti, i dalje u osjetljivim fazama leta, gdje je bitna preciznost pozicije, piloti trebaju provjeriti broj dostupnih satelita npr. u trenutku planiranog prilaza za slijetanje. Nadalje, dostupnost signala je i dalje sveopći problem jer je sustav u vlasništvu vlade Sjedinjenih Američkih Država, što znači da bi dostupnost GPS sustava mogla biti ukinuta svakodnevnim korisnicima.
3. Lako ometanje signala i lažni signal: Nije tajna da se prijam GPS signala zajedno s drugim sličnim radio i telefonskim signalima može jednostavnim uređajem ometati. Da se to događa potvrđuje situacija u Južnoj Koreji gdje je 337 komercijalnih zrakoplova koji su putovali iz ili u Južnu Koreju ostali bez GPS signala koji je ometala Sjeverna Koreja.<sup>28</sup> Naravno Montrealskom konvencijom iz 1973. godine takvo je ponašanje kažnjivo jer direktno utječe na sigurnost zrakoplova i cijele operacije. Također GPS sustav nije imun ni na lažni signal koji može ugroziti sigurnost zrakoplova računanjem i prikazivanjem lažne pozicije.
4. Sustavne pogreške: Na točnost pozicije utječu i neke pogreške samog sustava od kojih se neke mogu minimalizirati toliko da uopće ne utječu na poziciju dok se na druge ne može utjecati te direktno smanjuju preciznost izračunate pozicije. Sustavne pogreške GPS-a i njihove vrijednosti su navedene u tablici 2.

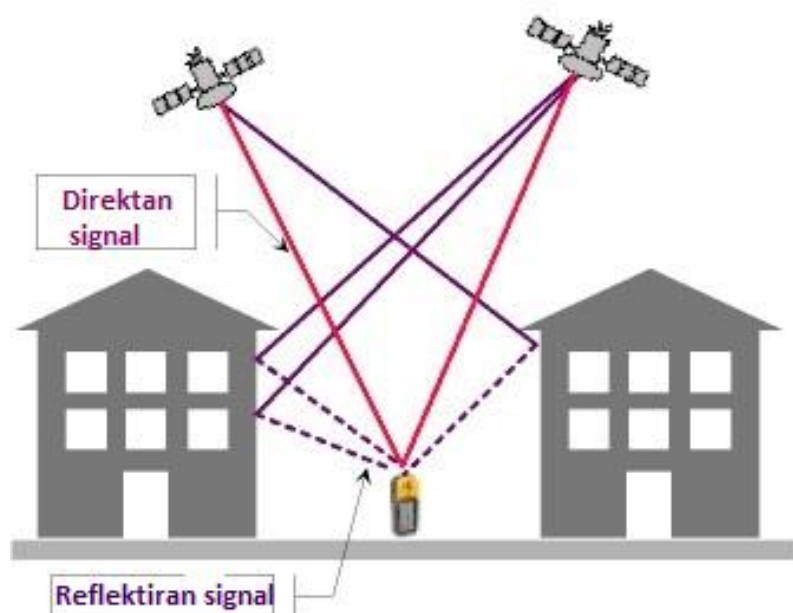
Tablica 2. Sustavne greške GPS-a i njihove vrijednosti<sup>29</sup>

Izvor pogreške	Potencijalne vrijednosti pogreške (m)	Tipične vrijednosti pogreške (m)
Efemeride	2,5	0
Pogreška sata	1,5	0
Ionosfersko kašnjenje	5	0,4
Troposfersko kašnjenje	0,5	0,2
Šum prijarnika	0,3	0,3

<sup>28</sup> <http://gpsworld.com/massive-gps-jamming-attack-by-north-korea/>

<sup>29</sup> D. Novak, Zrakoplovna prostorna navigacija, Sveučilište u Zagrebu FPZ Zagreb, 2015., 118. str.

Prijam reflektiranog vala	0,6	0,6
---------------------------	-----	-----



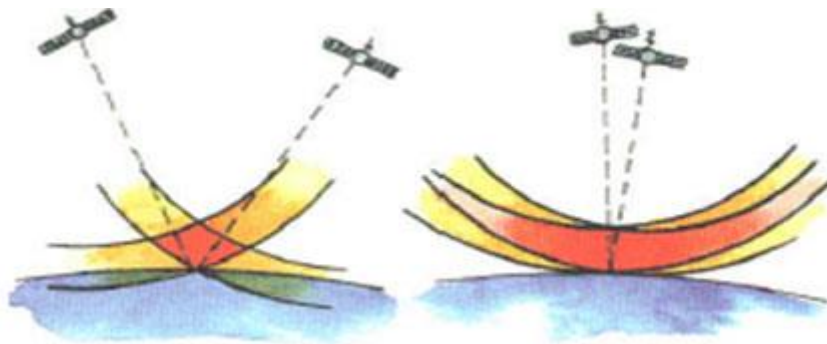
Slika 6. Prikaz prijema reflektiranog i direktnog vala<sup>30</sup>

- Geometrijska degradacija točnosti: Izabiranje konfiguracije od četiri ili više satelita koji će dati najmanju grešku u pozicioniranju predstavlja izbjegavanje mogućnosti ove pogreške. Naime sateliti koji su blizu ili „na suprotnim stranama Zemlje“ imaju nepovoljnu geometriju jer je površina koju omeđuju njihove sfere puno veća od one koju opisuju radiusi sfera satelita na povoljnim, većim udaljenostima. Postoji vertikalna, horizontalna i vremenska geometrijska degradacija točnosti, a u GPS prijamnicima se najčešće prikazuje pozicijska (3D) geometrijska degradacija točnosti. Dakle i s postojanjem četiri satelita koja su teoretski dovoljna za određivanje 3D pozicije, ako su svi sateliti „nagomilani“ pogreška u proračunu pozicije će se opet javiti<sup>31</sup>(Slika 7.).

<sup>30</sup> <http://file.scirp.org/Html/7-8501064/349886dd-4021-4705-92a8-596ebf42a25b.jpg> 04.07.2017.

<sup>31</sup> T. Radišić, Autorizirano predavanje- [http://moodle.srce.hr/2016-2017/pluginfile.php/1050668/mod\\_resource/content/1/Navigation\\_Satellite%20Based%20Systems.pdf](http://moodle.srce.hr/2016-2017/pluginfile.php/1050668/mod_resource/content/1/Navigation_Satellite%20Based%20Systems.pdf) 17.07.2017.





Slika 7. Geometrijska degradacija točnosti<sup>32</sup>

Uz sve gore navedene pogreške nameće se pitanje dovoljne točnosti pozicije GPS prijamnika za uporabu u zrakoplovnoj navigaciji. Ovaj sustav satelitske navigacije je dovoljno precizan za rutno letenje, ali ne i za precizne prilaze. Zbog toga su uvedene alternativne metode povećanja integriteta i točnosti pozicije.

### 3.2. SUSTAVI POBOLJŠANJA GPS-a

Sustavi koji povećavaju točnost izračunate pozicije, integriteta, dostupnosti ili bilo kojeg drugog načina poboljšanja pozicioniranja ili navigacije su *GPS augmentation systems* ili sustavi proširenja GPS-a. Postoje razni sustavi proširenja GPS-a koje je odobrila vlada SAD-a u privatnim ili javnim sektorima djelovanja.

U daljnjem nastavku rada će biti opisana tri načina proširenja GPS sustava značajna za zrakoplovstvo.

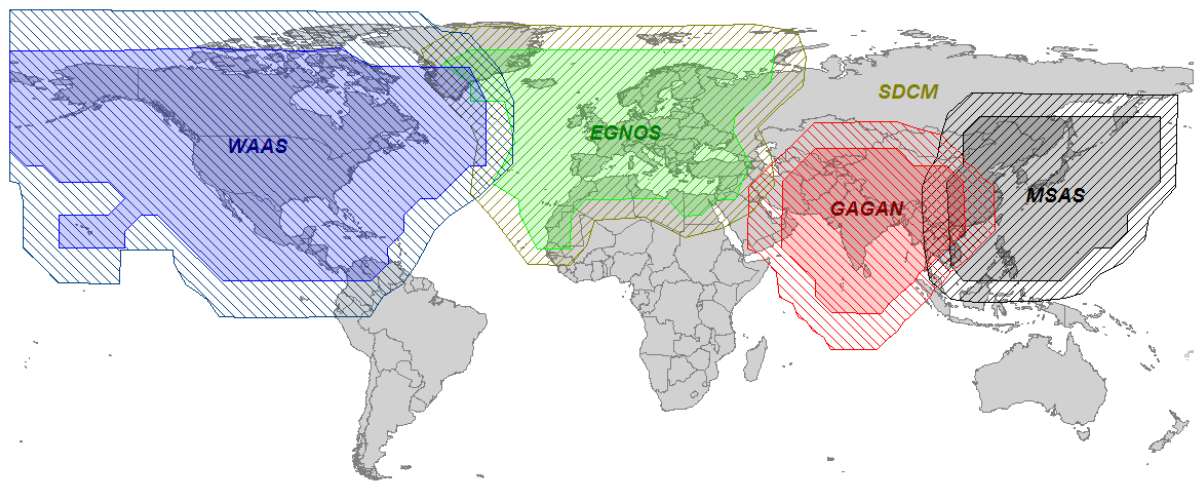
#### 3.2.1. SBAS (*SPACE BASED AUGMENTATION SYSTEM*)

SBAS ili svemirski način povećanja točnosti pozicije je iznimno precizan sustav razvijen za civilno zrakoplovstvo. Prije SBAS-a satelitska navigacija nije imala potencijala za pružanje horizontalne i vertikalne navigacije u operacijama prilaza za korisnike širom svijeta. Izumom

<sup>32</sup> <http://www.rya.org.uk/knowledge-advice/cruising-tips/navigation/Pages/chart-plotter-friend-or-foe.aspx>  
23.07.2017.

SBAS-a GPS sustav je postao konkurentan drugim, starijim navigacijskim sustavima pružajući korisnicima informaciju koja im omogućava precizniji i pouzdaniji proračun pozicije.

Kada se govori o WAAS-u i EGNOS-u zapravo se misli na geografsku podjelu SBAS-a. Naime WAAS (*Wide Area Augmentation System*) je američka, a EGNOS (*European Geostationary Navigation Overlay Service*) kao što mu i samo ime kaže, europska implementacija SBAS-a. WAAS je potpuno funkcionalan iznad Sjeverne Amerike i djelomično iznad Južne Amerike i Tihog oceana, dok je EGNOS potpuno operativan iznad Europe, a djelomično iznad Južne Amerike, Afrike i Zapadne Azije. SBAS sustav je iznad Indije poznat kao GAGAN, a iznad Japana MSAS (slika 8.).<sup>33</sup>



Slika 8. Geografsko pokrivanje SBAS sustava<sup>34</sup>

### 3.2.1.2. NAČIN RADA SBAS-a

Referentne stanice na Zemlji primaju signale sa satelita i prosljeđuju ih, preko zemaljske komunikacijske mreže, glavnoj stanici SBAS-a (*SBAS Master station*). Glavna stanice (WAAS-a i EGNOS-a) ih dekodiraju i proračunavaju poziciju na osnovu dobivenih podataka. Proračunatu poziciju uspoređuju s precizno određenom pozicijom referentnih stanica na Zemlji te se generira poruka koja sadrži podatke o uzroku nastale pogreške ili odstupanja od točne lokacije. Generirana poruka se šalje stanicama za odašiljanje iste geosinkronom SBAS satelitu. SBAS satelit šalje poruku svim ovlaštenim prijateljima o odstupanjima

<sup>33</sup>

[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/waas/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/) 20.07.2017.

<sup>34</sup> <http://www.gemsys.ca/gps-dgps/> 20.07.2017.

pseudoudaljenosti ili drugih podataka značajnih za pojedine satelite. WAAS također pruža indicaciju o nemogućnosti uporabe WAAS sustava unutar 6s nakon ulaska u nepokriveno područje ili primanja pogrešne informacije.<sup>35</sup>

### 3.2.1.3. PREDNOSTI I NEDOSTATCI SBAS-a

Korištenjem WAAS-a zrakoplov može pristupiti više od 3400 različitih aerodroma u lošim vremenskim uvjetima s minimalnom visinom odluke od 200ft. Dakle WAAS-ova verzija odašiljača pravca slijetanja s vertikalnim navođenjem pruža sličnu razinu usluge kao i ILS kategorije I, zbog čega je u SAD-u WAAS korišten više od ILS kat. I. Naravno planiranje preciznog prilaza s GPS-om i dodatkom WAAS se prethodno mora provjeriti za određeni aerodrom, što se može učiniti na službenoj stranici FAA (*Federal Aviation Authorities*). Korištenjem WAAS-a u Sjevernoj i Južnoj Americi može se planirati let u skladu s RNP 0.3 i višim zahtjevima.

Slijedeća pozitivna strana SBASA je što su WAAS i EGNOS interoperabilni tj. korisnik WAAS-a može koristiti u Europi i ostalim regijama EGNOSA njihov sustav tj. EGNOS. Dakle zrakoplov opremljen WAAS-om može planirati prilaz na nekom Europskom aerodromu ako prije toga utvrdi da je za odabrani aerodrom dostupno proširenje EGNOS-a.

Praćenjem pozicija GPS-a i WAAS-a FAA je utvrdio znatno poboljšanje u vertikalnoj i horizontalnoj navigaciji tj. preciznosti pozicije dobivene korištenjem WAAS-a ali i EGNOS-a (Tablica 3.).

Tablica 3. Točnost WAAS proširenja<sup>36</sup>

Točnost	Zahtjevi točnosti GPS pozicije (iz GPS Performance Standard)	Tipično odstupanje GPS pozicije od stvarne pozicije	WAAS LPV-200 zahtjevi točnosti pozicije (iz WAAS Performance Standard)	Tipično odstupanje WAAS-200 pozicije od stvarne pozicije

<sup>35</sup>

[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/waas/howitworks/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/howitworks/)

<sup>36</sup>

[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/waas/benefits/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/benefits/)

Horizontalno 95% vremena	36m	2,9m	16m	0,7m
Vertikalno 95% vremena	77m	4,3m	4m	1,2m

Dakle SBAS ima razne, gore navedene, prednosti koje se planiraju proširiti i do 2020. godine iskoristiti ovaj sustav kao navigacijski senzor za ADS-B (*Automatic Dependent Surveillance-Broadcast*) koji će odašiljati informacije o poziciji zrakoplova kontroli leta i drugim sukladno opremljenim zrakoplovima u njegovoj blizini. Nadalje SBAS smanjuje potrebu za korištenjem starijih sustava navigacije (npr. VOR, ADF, ILS), lakše ga je implementirati, ne ovisi o terenu i smanjuje se potreba za instaliranjem infrastrukture (npr. 50 SBAS referentnih stanica zamjenjuje stotine VOR-ova). Međutim ranije je spomenuto da ovaj sustav pokriva samo neke dijelove svijeta. Što znači da izvan njih zrakoplov opremljen SBAS-om ne može planirati precizan prilaz uz pomoć istog.<sup>37</sup>

### 3.2.2. GBAS (*Ground-Based Augmentation System*)

GBAS ili zemaljski sustav proširenja GPS-a koji omogućava dobivanje preciznije pozicije i praćenje integriteta GPS sustava. GBAS sustav je osmišljen tako da omogućava precizni prilaz u blizini aerodroma gdje je instaliran (radius oko 23nm) na način da šalje poruku s ispravkama ili upozorenjem preko VHF stanice na zemlji. Svojom točnošću i dostupnosti je velika konkurencija ILS-u, pogotovo kategoriji I. Demonstrirana preciznost pozicije GPS-a sa GBAS proširenjem je 1 m u obje osi (vertikalnoj i horizontalnoj).<sup>38</sup>

#### 3.2.2.1. NAČIN RADA GBAS-a

GBAS proširenje je osmišljeno u cilju pružanja ispravki pozicije zrakoplova u blizini aerodroma kako bi se povećao integritet i točnost te omogućila uporaba GPS sustava u preciznim prilazima. Stvarni cilj GBAS-a je da zamijeni ILS sustav, međutim trenutne GBAS

<sup>37</sup>

[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/waas/benefits/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/benefits/) 17.07.2017.

<sup>38</sup>

[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/laas/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/) 19.07.2017.

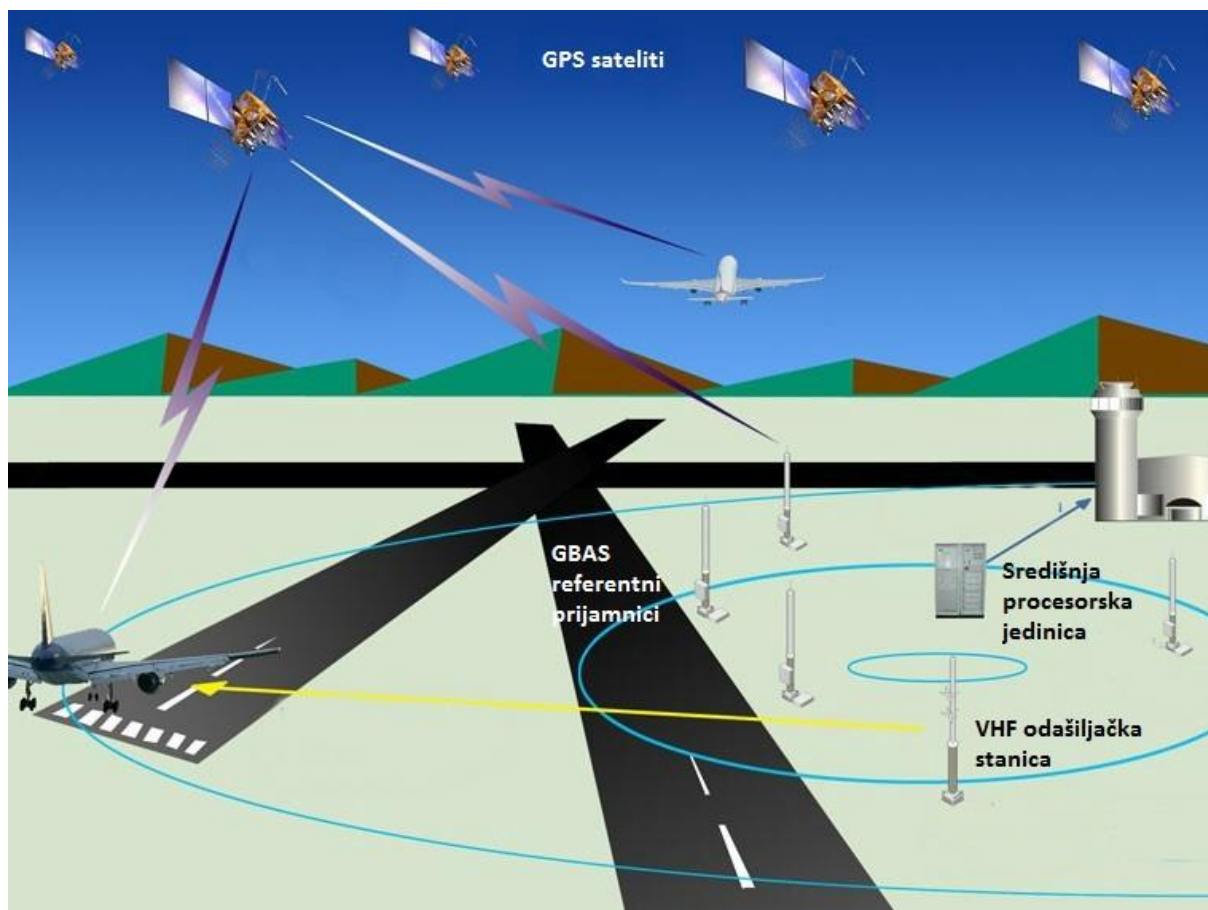
instalacije omogućavaju precizni prilaz kategorije I koji je zapisan kao GBAS *Approach Service Type-C (GAST-C)*. Trenutno se radi na poboljšanju sustava kako bi zadovoljio uvjete kategorije II i III te u potpunosti zamijenio ILS sustav, a trenutno predviđanje je da bi se to moglo desiti u 2018. godini.<sup>39</sup>

Tipična infrastruktura GBAS-a ima tri ili više GPS antena, središnju procesorsku jedinicu i VHF odašiljačku stanicu te sukladnu opremu na zrakoplovu: posjedovanje dodatne VHF stanice i prijamničke antene. GPS antene s poznatim pozicijama primaju signal sa satelita i bilježe vrijeme transmisije. Te podatke šalju procesoru koji proračunava poziciju i određuje pogrešku u proračunu na osnovu stvarnih pozicija antena. Informacija o pogrešci se šalje preko VHF-a na zrakoplov gdje GBAS avionika uračunava istu te prikazuje preciznu poziciju zrakoplova (slika 9.).

---

39

[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/laas/howitworks/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/howitworks/) 27.08.2017.



Slika 9. GBAS <sup>40</sup>

Bitno je naglasiti da GBAS avionika koristi samo one GPS satelite za koje prima prikladne zemaljske korekcije. Ako zemaljska infrastruktura GBAS-a odredi da postoji potencijalni problem s nekim od satelita ili ako nije u mogućnosti pratiti satelit, prestaje slati ispravke za taj satelit sprječavajući tako GBAS avioniku da koristi ispravke tog satelita. Ažurirane ispravke se šalju dva puta svake sekunde i moguće su opskrbiti do 48 prilaza ili odleta u radijusu pokrivenosti. <sup>41</sup>

Još jedna prednost GBAS sustava je ta što snabdijeva zrakoplov informacijama od rutne faze kroz prostor terminala do prilaza i slijetanja. Jedna GBAS postaja može pokrivati više istih ili različitih smjerova piste i oba praga piste. Također ako postoji aerodrom u blizini aerodroma opremljenog GBAS sustavom, isti se može koristiti i za taj drugi aerodrom. Međutim trenutna

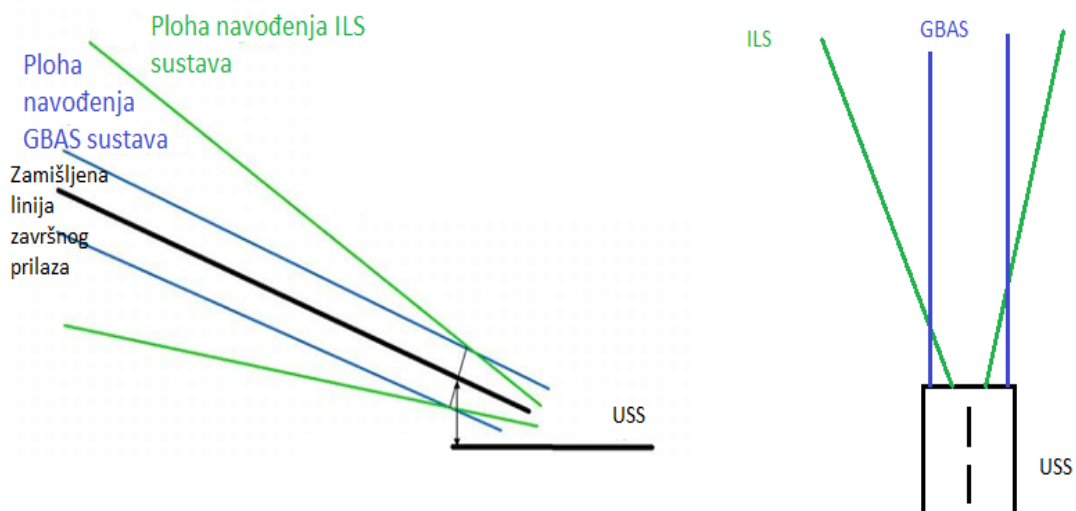
<sup>40</sup>

[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/laas](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas)

<sup>41</sup>

[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/laas/howitworks/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/howitworks/) 24.07.2017.

verzija GBAS-a ima operativnu dozvolu samo za korištenje u vremenskim uvjetima s minimalnom visinom do 200 ft iznad zone dodira (touchdown). Ostali nedostaci GBAS-a su preciznost tj. ovaj sustav je precizniji od VOR-a ali ne od ILS kategorije III, te je skuplji od ILS sustava. Još jedna razlika između ILS-a i GBAS-a je u tome što ILS sustav predstavlja 3D ploha koja se sužava prema pragu tj. središnjici piste, dok je ploha GBAS sustava, gledano iz tlocrta, ravna tj. pravokutnog je oblika (Slika 10.).



Slika 10. Razlika između navođenja GBAS i ILS sustava<sup>42</sup>

### 3.2.3. RAIM (*Receiver Autonomous Integrity Monitoring*)

RAIM je tehnologija razvijena za procjenu integriteta signala u GPS prijamniku, a spada pod ABAS (*Aircraft Based Augmentation System*). Lokacije, putanje i zakazani prekidi rada svakog GPS satelita su poznati što znači da sustav može unaprijed izračunati geografska područja koja neće imati dovoljnu pokrivenost signalima satelita.

Nakon 31.03.2008. FAA zahtjeva da sve operacije koje koriste RNAV kao primarnu navigacijsku metodu moraju imati izvješće o predviđanju RAIM-a prije polijetanja. To izvješće zapovjednik zrakoplova ili operator koristi za određivanje dostupnih satelita za predani plan

<sup>42</sup> T. Radišić, Autorizirano predavanje- [http://moodle.srce.hr/2016-2017/pluginfile.php/1050668/mod\\_resource/content/1/Navigation\\_Satellite%20Based%20Systems.pdf](http://moodle.srce.hr/2016-2017/pluginfile.php/1050668/mod_resource/content/1/Navigation_Satellite%20Based%20Systems.pdf)  
27.07.2017.

leta. Ukoliko se utvrdi za vrijeme trajanja leta neće postojati dovoljna pokrivenost GPS signalom, potrebno je poslati novi plan leta koji će zadovoljiti te uvjete.<sup>43</sup>

### 3.2.3.1. NAČIN RADA

RAIM je dakle tehnologija koja koristi algoritam za povećanje integriteta GPS sustava pri čemu nije potrebna nikakva dodatna oprema na zrakoplovu. Postoje dva načina rada RAIMA: FD (*Fault Detection*) tj. otkrivanje pogreške i FDE (*Fault Detection and Exclusion*) tj. otkrivanje pogreške i isključivanje signala neispravnog satelita u proračunu pozicije.

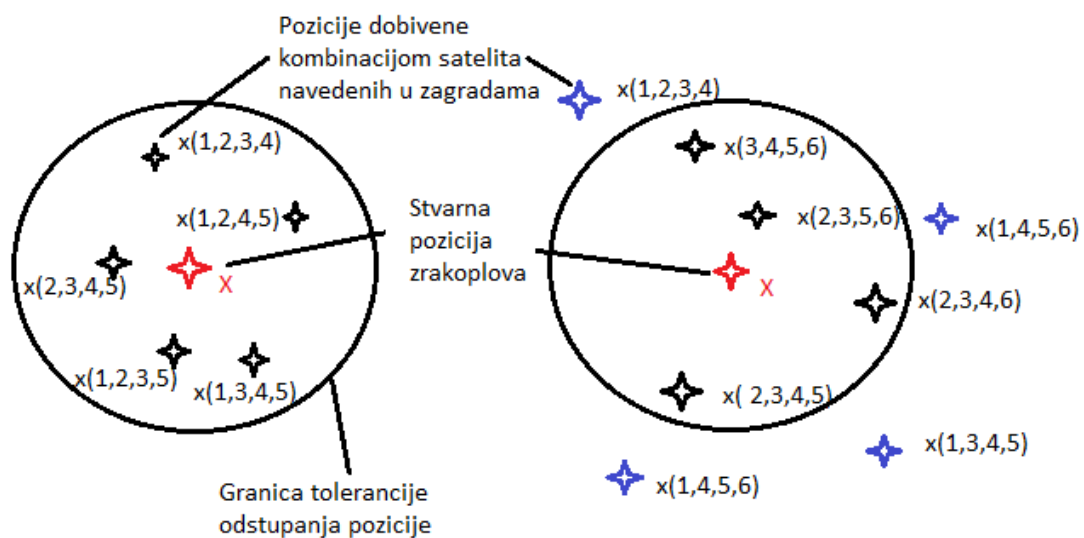
Kada RAIM sustav radi u FD načinu rada potrebno mu je minimalno 5 vidljivih satelita kako bi detektirao da je jedan satelit neispravan. U ovom načinu rada nije moguće isključiti satelit iz proračuna niti odrediti koji točno satelit šalje pogrešnu informaciju, ali će sustav obavijestiti pilota da je došlo do smanjenja integriteta. RAIM radi na način da uspoređuje stvarne pseudoudaljenosti s predviđenima kao i pozicije satelita dobivene kombinacijama svih vidljivih (minimalno pet) satelita. Dakle ako je u nekom trenutku vidljivo pet satelita i ako su sve pozicije dobivene kombinacijom signala tih pet satelita unutar zadanog ograničenja, koje ovisi o fazi leta, neće doći do upozorenja pilotima.

Drugi način rada RAIM-a, FDE, zahtijeva šest satelita za rad. Razlika između prethodno opisane verzije i FDE verzije RAIM-a je u tome što FD verzija otkriva da neki satelit šalje pogrešnu informaciju ali ne može odrediti koji je satelit neispravan niti ga isključiti, dok u FDE verziji sustav otkriva neispravan satelit i uklanja njegov signal iz proračuna pozicije. Na slici ispod lijevo je prikazan FD sustav gdje svi sateliti rade ispravno i daju poziciju unutar granica tolerancije, dok je desno prikazan FDE koji otkriva da je satelit br. 1 neispravan te ga isključuje iz daljnjeg proračuna pozicije.

---

<sup>43</sup> <https://ww1.jeppesen.com/documents/aviation/business/RAIM-Requirements.pdf> 29.07.2017.





Slika 11. RAIM shematski prikaz načina rada

Iako je GPS proširenjima postao konkurentan sustav za zrakoplovnu navigaciju, i dalje u nekim fazama leta ne udovoljava zahtijevanim navigacijskim performansama sustava (Tablica 12.). Naime GPS je razlog sve učestalijeg „gašenja“ VOR-ova, NDB-jeva i DME-ova ali i dalje nije dovoljno dobra konkurencija ILS sustavu kategorije II, a naročito kategorije III. U tablici 4. se vidi da je horizontalna točnost pozicije 95% vremena u preciznim prilazima s vertikalnim navođenjem 16m, a vertikalna 20m te se točnost povećava korištenjem preciznog prilaza kategorije I na 4 do 6 m. Međutim to i dalje nije dovoljno precizno za zamjenu ILS-a kategorije III koji omogućava preciznije vođenje zrakoplova do aerodroma i kraće vrijeme dojave pogreške (*time to alert*).

Tablica 4. Zahtijevane navigacijske performanse<sup>44</sup>

	Horizontalna točnost (95% vremena)	Vertikalna preciznost (95% vremena)	Integritet	Vrijeme do uzbune	Kontinuitet	Dostupnost
Rutni segment	2 NM	N/A	$1- 10^{-7}/h$	5 min	Od $1-10^{-4}/h$ do $1-10^{-8}/h$	Od 0.99 do 0.99999
Terminal	0.4 NM	N/A	$1- 10^{-7}/h$	15 s	Od $1-10^{-4}/h$ do $1-10^{-8}/h$	Od 0.99 do 0.99999
Segment početnog prilaženja i međuprilaženja	220 m	N/A	$1- 10^{-7}/h$	10 s	Od $1-10^{-4}/h$ do $1-10^{-8}/h$	Od 0.99 do 0.99999
Prilaženje s vertikalnim navođenjem- I	16 m	20 m	$1- 2 \times 10^{-7}/h$ po prilazu	10 s	Od $1-10^{-6}/h$ do $1-10^{-8}/h$	Od 0.99 do 0.99999
Prilaženje s vertikalnim navođenjem- II	16 m	8 m	$1- 2 \times 10^{-7}/h$ po prilazu	6 s	Od $1-10^{-6}/h$ do $1-10^{-8}/h$	Od 0.99 do 0.99999
Precizni prilaz kategorije I	16 m	4-6 m	$1- 2 \times 10^{-7}/h$ po prilazu	6 s	Od $1-10^{-6}/h$ do $1-10^{-8}/h$	Od 0.99 do 0.99999

<sup>44</sup> T. Radišić, Autorizirano predavanje- [http://moodle.srce.hr/2016-2017/pluginfile.php/1050668/mod\\_resource/content/1/Navigation\\_Satellite%20Based%20Systems.pdf](http://moodle.srce.hr/2016-2017/pluginfile.php/1050668/mod_resource/content/1/Navigation_Satellite%20Based%20Systems.pdf)  
24.07.2017.

## 4. FORMAT ZAPISA PODATAKA RINEX

RINEX (*Receiver Independent Exchange Format*) format je način zapisa neobrađenih podataka primljenih od satelitskih navigacijskih sustava (GPS, GLONASS, GALILEO). Prvi prijedlog za RINEX razvio je astronomski institut Sveučilišta u Bern-u u cilju jednostavne razmjene GPS podataka koji su trebali biti prikupljeni tijekom velike europske GPS kampanije „EUREF 89“, a uključivali su više od 60 GPS prijarnika različitih proizvođača. Razlog stvaranja zapisa RINEX je univerzalni zapis koji omogućava svim prijarnicima, bez obzira na proizvođača, dekodiranje i korištenje navigacijske poruke. Također format RINEX ima takav zapis da iščitavajući ga, prijarnik raspoznaje razlike između GPS, GALILEO i GLONASS sustava te eliminira eventualna nepoklapanja ovih sustava.

Ovaj format sadrži jako puno podataka koji ne trebaju prijarniku u svakom trenutku. Oni podaci koji su neizbježni u svakom mjerenju su: faza vala nosioca, pseudoudaljenost, vrijeme opservacije (vrijeme odašiljanja i primanja signala) te ovisno o prijarniku, nekada su potrebni dodatni podaci o samoj stanici npr: ime stanice, visina antene, podaci SBAS-a i sl. Nepotrebni podaci za određeni prijarnik se i dalje primaju ali se ne moraju dekodirati i iskoristiti u svakom mjerenju.

Tijekom povijesti format zapisa RINEX se mijenjao, dopunjavao i prilagođavao te su tako nastajale različite verzije ovog formata. U ovom završnom radu bit će opisan zapis RINEX 3.00 verzija.<sup>45</sup>

RINEX format verzije 3.00 se sastoji od tri *ASCII (American Standard Code for Information Interchange)* tipa datoteka:

1. Opservacijskih podataka
2. Podataka navigacijske poruke
3. Meteoroloških podataka.

Svaki tip se sastoji od naslovnog dijela i dijela s podacima. Naslovni dio sadrži opće informacije za cjelokupni tip datoteke i smješten je na njenom početku. Svaki naslov se sastoji

---

<sup>45</sup> <https://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs.cb/data/format/rinex300.pdf> 03.08.2017.

od obilježja napisanih u 61-80 kolona za svaki red u naslovnom dijelu. Ova obilježja su obavezna i moraju se zapisivati točno na određen način, što se vidi iz primjera na slici 13.

Format je optimiziran tako da mu je smanjen potreban prostor zapisa neovisno o broju različitih tipova promatranja određenog prijamnika ili sustava satelitske navigacije. Optimizacija je postignuta tako što se već u naslovnom dijelu naznačuju dijelovi koji će se pohraniti za taj prijamnik i vrstu satelitskog sustava iako ne postoji limit maksimalne duljine zapisa za opservacijske podatke.

Svaka opservacijska i meteorološka datoteka sadrži podatke s jednog mjesta i jednog perioda, a RINEX verzije 2 i veće omogućavaju uključenje podataka s više od jednog mjesta. Iako verzija 2 i veće verzije dopuštaju umetanje naslova u dijelove s podacima, nije preporučljivo lančano vezati podatke s više od jednog prijamnika ili antene u istu datoteku čak i ako se podaci ne preklapaju po vremenu. Ako podaci s više od jednog prijamnika trebaju biti razmijenjeni, nije ekonomično nekoliko puta uključiti identične satelitske poruke prikupljene različitim prijamnicima. U tom slučaju se može stvoriti navigacijska poruka koja sadrži neprekidne informacije iz nekoliko različitih prijamnika stvarajući najpotpuniju datoteku.

Tablica 5. Opis naslovnog dijela GNSS opservacijskih podataka<sup>46</sup>

NASLOV	OPIS	DODATNE INFORMACIJE
RINEX VERZIJA/TIP	Format verzije Vrsta datoteke Satelitski sustav	Svaki zapis i podatak ima svoj format po kojem prijamnik raspoznaje početak i kraj zapisa.
<i>PGM</i> ( PROGRAM)/ <i>RUN BY</i> (AGENCIJA) / DATUM	Ime programa koji je stvorio trenutnu datoteku Ime agencije koja operira programom Datum i vrijeme kreiranja datoteke	Datum i vrijeme kreiranja datoteke su napisani u formatu ggggmmdd hhmmss (4znamenke godine te 2 znamenke za mjesec, dan, sat, minute i sekunde) i dodan je troslovni ili

<sup>46</sup> <https://igsb.jpl.nasa.gov/igsb/data/format/rinex300.pdf> 08.08.2017.

		četveroslovni kod za vremensku zonu).
KOMENTARI	Opis komentara	Rubrika nije obavezna.
TIP OZNAČIVAČA	<p>GEODETSKI- građevine fiksirane na zemlji (velika preciznost)</p> <p>NE-GEODETSKI- građevine fiksirane na zemlji (mala preciznost)</p> <p>NE-FIZIČKI- generiran obradom mreže</p> <p>SVEMIRSKI- satelit u orbiti</p> <p>ZRAKOPLOVNI – avion, balon itd.</p> <p>PLOVILNI- brodovi, trajekti itd.</p> <p>ZEMALJSKO VOZILO FIKSIRANA PLUTAČA PLUTAČA KOJA PLOVI NA VODENOJ POVRŠINI PLUTAJUĆI LED</p> <p>GLEČER- fiksiran na glečeru</p> <p>BALISTIČKI- rakete, granate itd.</p> <p>ŽIVOTINJSKI- životinja koja nosi prijamnik</p> <p>ČOVJEČJI- čovjek</p> <p>Zapisi su obvezni osim za geodetski i negeodetski tip</p>	<p>Označivači ili markeri se koriste za postavljanje prijamnika na njihove tj. poznate pozicije. Prema tim pozicijama se uspoređuje točnost pozicije dobivene proračunom GPS prijamnika postavljenog na mjestu označivača.</p> <p>Za sve tipove označivača, osim za geodetski i ne-geodetski program će biti obavješten da su podaci prikupljeni sa pomičnog prijamnika.</p>
AGENCIJA PROMATRANJA (OPSERVACIJE)	Ime agencije	

REC#/ TIP/ VERZIJA	Broj prijamnika, tip i verzija	Kod REC# predstavlja broj prijamnika
ANT#/ TIP	Broj i tip antene	Kod ANT# predstavlja broj antene
PRIBLIŽNA POZICIJA xyz	Geometrijska približna pozicija markera (označivača)	Pozicija je izražena kao zemljopisna širina, dužina i visina
ANTENNA: DELTA H/E/N	Visina antene tj. njene referentne točke iznad markera (u metrima) Horizontalna ekscentričnost referentne točke u odnosu na označivač (mjereno u smjeru sjevera i istoka)	Podatak o visini antene je bitan jer kod jako visokih antena prijamnik računa poziciju na visini antene, a ako je bitna visina prijamnika onda se od proračunate visine mora oduzeti visina antene.
ANTENA: DELTA X/Y/Z	Pozicija referentne točke antene na objektu ili vozilu	Koriste se metri i pozicija u fiksnom koordinatnom sustavu sa središtem u centru objekta ili vozila.
FAZNI CENTAR ANTENE	Prosječni fazni centar antene u odnosu na njenu referentnu točku (mjereno u metrima) Tip korištenog satelitskog sustava (G/R/E/S) kod promatranja (opservacije)	Podatak se odnosi na prosječni fazni centar antene za specifičnu frekvenciju i satelitski sustav. Kratice za satelitske sustave: G- GPS R- GLONASS S- SBAS E- Galileo

VIDNO POLJE ANTENE (XYZ)	Smjer „vertikalne“ osi antene prema GNSS satelitima	Usmjerenje antene u neutralnom položaju.
NULTI AZIMUT ANTENE	Azimut nultog smjera fiksne antene mjereno u stupnjevima od sjevera	Nulti smjer fiksne stanice je obično orijentiran prema sjeveru. Odstupanja od smjera sjevera se mogu naznačiti kodom ANTENNA: ZERODIR AZI ili ANTENNA: ZERODIR XYZ
CENTAR MASE (XYZ)	Centar mase ili težište objekta ili vozila	
SATELITSKI SUSTAV/ BROJ/TIP OPSERVACIJE	Kod satelitskog sustava (G,R,E,S) Broj različitih tipova promatranja za specifični satelitski sustav Opis opservacije (tip, pojas, karakteristike)	Ako se koriste izmiješani podaci različitih GNSS sustava, svaki se posebno mora naznačiti. Tipovi opservacije su: pseudoudaljenost, faza, Doppler-ov efekt, jačina signala, broj kanala i raspon frekvencija prijamnika.
JEDINICA JAKOSTI SIGNALA	Jedinica jakosti signala	Signal se mjeri prema tablici po kojoj je signal najslabiji kada je označen sa brojem 1 ( $<12$ dBHz), a najjači kada je označen brojem 9 ( $\geq 54$ dBHz)
INTERVAL	Interval opservacije u sekundama	
VRIJEME PRVE OPSERVACIJE	Vrijeme prve opservacije (gggmmdd hhmmss)	Obvezno u miješanim GNSS datotekama.

	Vremenski sustav: GPS, GLO, GAL	
VRIJEME ZADNJE OPSERVACIJE	Isti parametri kao za vrijeme prve opservacije	
ODSTUPANJE ATOMSKOG SATA	Epoha, kod i faza se ispravljaju primjenjujući trenutno izvedeno odstupanje satelitskog sata.	Uz postojanje i vrijednost podatka o odstupanju dodaje se i izvor informacije o odstupanju atomskog sata.
SUSTAV I PRIMIJENJENA BAZA PODATAKA	Vrsta satelitskog sustava, ime programa koji se koristi za primjenu diferencijalnog koda ispravke	Također se napominje izvor korekcijskih podataka.
SUSTAV I PRIMJENA KOREKCIJE VARIJACIJE FAZNOG CENTRA	Jednaki parametri kao u stupcu iznad	
SUSTAV I FAKTOR RAZMJERE	Vrsta satelitskog sustava, faktor s kojim se dijele pohranjene opservacije prije korištenja (1,10,100,1000), broj opservacija	
PRESKOČENE SEKUNDE	Broj preskočenih sekundi od 06.01.1980. godine. Preporuka za izmiješane GLONASS datoteke.	Da bi se GPS vrijeme preračunalo u UTC moraju se oduzeti preskočene sekunde. Od 06.01.1980. godine je preskočeno 14 sekundi.
BROJ SATELITA	Broj satelita za koje se promatranja pohranjuju u datoteke	Pohranjivanje podataka za svaki satelit omogućava praćenje njihovog rada kroz određeni period.



BROJ SATELITA I OPSERVACIJE	Za svaku opservaciju se bilježi redni broj satelita i opservacije	Zapis se ponavlja za svaki satelit koji se nalazi u podacima.
KRAJ NASLOVA	Zadnji zapis u naslovnom dijelu	

Opservacijska poruka sadrži podatke o:

1. Zapisu razdoblja (epohe) koji je također u formatu ggggmmdd hhmmss. Neki tipovi zapisa koriste umjesto dvije znamenke za sat jedno slovo engleske abecede. Ako je epoha označena „zastavicom“ tj. nekim od sljedećih brojeva to znači: 0- OK, 1- desio se kvar između prethodne i trenutne epohe, broj veći od 1: neki poseban slučaj, detaljnije opisan.
2. Broju satelita koji se promatraju u trenutnom razdoblju
3. Odstupanju sata prijarnika (u sekundama, neobavezan podatak, može se dodati, ali i ne mora).

Ako je epoha označena zastavicom opservacijski zapis sadrži i:

1. Broj satelita,
2. Opservaciju: ako nedostaje opservacija mjesto ostaje prazno ili se upisuje 0.0,
3. Gubitak indikatora zaključavanja: može biti označen sa:
  - a. 0 ili praznim mjestom-OK ili nepoznato
  - b. Bitni set 0- moguće je da je došlo do preskoka ciklusa, ali samo za fazno promatranje
  - c. Bitni set 1- mogućnost preskoka pola ciklusa ili dvosmislenosti primljenog. U ovom slučaju je preporučljivo preskočiti promatranje za trenutnu epohu.
4. Jakost signala koja se izražava u intervalima od 1 do 9 pri čemu 1 znači minimalna moguća jačina signala, 5 srednja jačina signala, 9 maksimalna moguća jačina signala i 0 znači da je jačina signala nepoznata

Ako je razdoblje označeno s brojem većim od 1 (najčešće od 2 do 6) zapisi koji se u tom slučaju javljaju odgovaraju brojevima:

2- antena se počinje kretati

3- novo mjesto zauzeća (karakteristično za RINEX verzije manje od 2.0)

4- informacije su naznačene u zaglavlju

5- neki vanjski događaj, vrijeme promatračke oznake se poklapa s vremenom okvira

6- propust zapisa ciklusu koji može biti praćen izvještajem o otkrivanju i popravci ciklusa ili znači da se desio potpuni propust promatranja.

```
TABLE A3
GNSS OBSERVATION DATA FILE - EXAMPLE
-----
-----|-----1|-----2|-----3|-----4|-----5|-----6|-----7|-----8|
3.00 OBSERVATION DATA M RINEX VERSION / TYPE
G = GPS R = GLOMASS E = GALILEO S = GEO M = MIXED COMMENT
XXRINEXO V9.9 AIUB 20060324 144333 UTC PGM / RUN BY / DATE
EXAMPLE OF A MIXED RINEX FILE VERSIOIN 3.00 COMMENT
The file contains L1 pseudorange and phase data of the COMMENT
geostationary AOR-E satellite (PRN 120 = S20) COMMENT
A 9080 MARKER NAME
9080.1.34 MARKER NUMBER
BILL SMITH ABC INSTITUTE OBSERVER / AGENCY
X1234A123 GEODETIC 1.3.1 REC # / TYPE / VERS
S1234 ROVER ANT # / TYPE
4375274. 587466. 4589095. APPROX POSITION XYZ
.9030 .0000 .0000 ANTENNA: DELTA H/E/N
0 RCV CLOCK OFFS APPL
G 5 C1C L1W L2W C1W S2W SYS / # / OBS TYPES
R 2 C1C L1C SYS / # / OBS TYPES
E 2 L1B L5I SYS / # / OBS TYPES
S 2 C1C L1C SYS / # / OBS TYPES
18.000 INTERVAL
G APPL_DCB xyz.uvw.abc//pub/dcb_gps.dat SYS / DCBS APPLIED
DBHZ SIGNAL STRENGTH UNIT
2006 03 24 13 10 36.0000000 GPS TIME OF FIRST OBS
END OF HEADER
> 2006 03 24 13 10 36.0000000 0 5 -0.123456789012
G06 23629347.915 .300 8 -.353 4 23629347.158 24.158
G09 20891534.648 -.120 9 -.358 6 20891545.292 38.123
G12 20607600.189 -.430 9 .394 5 20607600.848 35.234
E11 .324 8 .178 7
S20 38137559.506 335849.135 9
> 2006 03 24 13 10 54.0000000 0 7 -0.123456789210
G06 23619095.450 -53875.632 8 -41981.375 4 23619095.008 25.234
G09 20886075.667 -28688.027 9 -22354.535 7 20886076.101 42.231
G12 20611072.689 18247.789 9 14219.770 6 20611072.410 36.765
R21 21345678.576 12345.567 5
R22 22123456.789 23456.789 5
E11 65432.123 5 48861.586 7
S20 38137559.506 335849.135 9
> 2006 03 24 13 11 12.0000000 2 2
*** FROM NOW ON KINEMATIC DATA! *** COMMENT
TWO COMMENT LINES FOLLOW DIRECTLY THE EVENT RECORD COMMENT
> 2006 3 24 13 11 12.0000000 0 4 -0.123456789876
G06 21110991.756 16119.980 7 12560.510 4 21110991.441 25.543
G09 23588424.398 -215050.557 6 -167571.734 6 23588424.570 41.824
G12 20869878.790 -113803.187 8 -88677.926 6 20869878.938 36.961
G16 20621643.727 73797.462 7 57505.177 2 20621644.276 15.368
> 3 4
A 9081 MARKER NAME
9081.1.34 MARKER NUMBER
.9050 .0000 .0000 ANTENNA: DELTA H/E/N
```

```

--> THIS IS THE START OF A NEW SITE <-- COMMENT
> 2006 03 24 13 12 6.0000000 0 4 -0.123456987654
G06 21112589.384 24515.877 6 19102.763 4 21112589.187 25.478
G09 23578228.338 -268624.234 7 -209317.284 6 23578228.398 41.725
G12 20625218.088 92581.207 7 72141.846 5 20625218.795 35.143
G16 20864539.693 -141858.836 8 -110539.435 2 20864539.943 16.345
> 2006 03 24 13 13 1.2345678 5 0
> 4 2
AN EVENT FLAG 5 WITH A SIGNIFICANT EPOCH COMMENT
AND AN EVENT FLAG 4 TO ESCAPE FOR THE TWO COMMENT LINES COMMENT
> 2006 03 24 13 14 12.0000000 0 4 -0.123456012345
G06 21124965.133 0.30213 -0.62614 21124965.275 27.528
G09 23507272.372 -212616.150 7 -165674.789 7 23507272.421 42.124
G12 20828010.354 -333820.093 6 -260119.395 6 20828010.129 37.002
G16 20650944.902 227775.130 7 177487.651 3 20650944.363 18.040
> 4 1
*** LOST LOCK ON G 06 COMMENT
.
.
.
> 4 1
END OF FILE COMMENT
-----|----1|0----|----2|0----|----3|0----|----4|0----|----5|0----|----6|0----|----7|0----|----8|0----

```

Slika 12. Primjer GNSS opservacijskih podataka u zapisu RINEX<sup>47</sup>

Tablica 6. Opis naslovnog dijela GNSS navigacijske poruke<sup>48</sup>

NASLOV	OPIS	DDATNE INFORMACIJE
RINEX VERZIJA/TIP	Format verzije Vrsta datoteke Satelitski sustav koji se koristi	
PGM( PROGRAM)/ RUN BY (AGENCIJA) / DATUM	Ime programa koji je stvorio trenutnu datoteku Ime agencije koja operira programom Datum i vrijeme kreiranja datoteke (format ggggmdd ssmss zona-troslovni ili četveroslovni kod za vremensku zonu)	Preporučuje se korištenje UTC vremena, a ako se koristi lokalno vrijeme mora biti naznaka „LCL“.
KOMENTARI	Opis komentara	
IONOSFERSKA KOREKCIJA	Korekcije ionosferskih parametara Kodovi korekcije mogu biti: GAL- Galileo GPSA- GPS alfa GPSB- GPS beta	
KOREKCIJA VREMENA SUSTAVA	Korekcije zbog promjene sustavnog vremena u neko drugo vrijeme.	Oznake vrsta korekcije: GAUT- iz Galileo u UTC GPUT- iz GPS u UTC SBUT- iz SBAS u UTC GLUT-iz GLONASS u UTC

<sup>47</sup> <https://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/cb/data/format/rinex300.pdf> 07.08.2017.

<sup>48</sup> <https://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/cb/data/format/rinex300.pdf> 08.08.2017.

		GPGA- IZ GPS U Galileo GLGP- iz GLONASS u GPS
PRESKOČENE SEKUNDE	Broj preskočenih sekundi od 06.01.1980. godine.	Iznos je naznačen u almanahu.
KRAJ NASLOVNOG DIJELA		

Tablica 7. Opis RINEX zapisa navigacijske poruke <sup>49</sup>

ZAPIS PROMATRANJA	OPIS	DODATNE NAZNAKE I OBJAŠNJENJA
BROJ SATELITA/ EPOHA/ PODACI O ATOMSKOM SATU	Vrsta satelitskog sustava koji se koristi i broj satelita Epoha sadrži vrijeme sata, sklonost sata odstupanju od točnog vremena, stvarno odstupanje i brzina odstupanja.	Epoha sadrži vrijeme sata u GPS vremenu, naznačeno u formatu ggggmmdd hhmmss. Odstupanja su navedena u sekundama
OBJAVLJENI PODACI O ORBITAMA	Podaci sadrže: Datum izdavanja podataka, Efemeride Kurs	Cilj ovih podataka je otkriti korisniku točnu poziciju satelita u vremenu izdavanja podataka. Podaci sadrže poziciju satelita (XYZ), kut inklinacije i osnovne parametre Keplerovih orbita.
GPS PODATKE O KOREKCIJI ATOMSKOG SATA	Podaci o vremenu atomskog sata u trenutku transmisije i korekcijama poslanim od kontrolnog segmenta GPS-a.	Kontrolni segment šalje satelitu više predviđenih korekcija koje vrijede za određene vremenske periode te se u tim vremenskim periodima prosljeđuju korisnicima.
ALMANAH	Informacije o funkcionalnosti satelita i podaci o efemeridama za cijelu konstelaciju.	GPS prijamniku je potrebno 12.5 min da prikupi svih 25 stranica podataka sadržanih u 4. i 5. podokviru navigacijske poruke.

<sup>49</sup> <https://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/data/format/rinex300.pdf> 09.08.2017. i B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996., 121.str.

```

-----|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0---|---8|
      3.00          N: GNSS NAV DATA      G: GPS          RINEX VERSION / TYPE
XXRINEXN V3      AIUB                    19990903 152236 UTC  PGM / RUN BY / DATE
EXAMPLE OF VERSION 3.00 FORMAT          COMMENT
GPSA   .1676D-07  .2235D-07  .1192D-06  .1192D-06  IONOSPHERIC CORR
GPSB   .1208D+06  .1310D+06  -.1310D+06 -.1966D+06 IONOSPHERIC CORR
GPUT   .1331791282D-06 .107469589D-12 552960 1025 TIME SYSTEM CORR
      13                                          LEAP SECONDS
                                          END OF HEADER
G06 1999 09 02 17 51 44 -.839701388031D-03 -.165982783074D-10 .000000000000D+00
      .910000000000D+02 .934062500000D+02 .116040547840D-08 .162092304801D+00
      .484101474285D-05 .626740418375D-02 .652112066746D-05 .515365489006D+04
      .409904000000D+06 -.242143869400D-07 .329237003460D+00 -.596046447754D-07
      .111541663136D+01 .326593750000D+03 .206958726335D+01 -.638312302555D-08
      .307155651409D-09 .000000000000D+00 .102500000000D+04 .000000000000D+00
      .000000000000D+00 .000000000000D+00 .000000000000D+00 .910000000000D+02
      .406800000000D+06 .000000000000D+00
G13 1999 09 02 19 00 00 .490025617182D-03 .204636307899D-11 .000000000000D+00
      .133000000000D+03 -.963125000000D+02 .146970407622D-08 .292961152146D+01
      -.498816370964D-05 .200239347760D-02 .928156077862D-05 .515328476143D+04
      .414000000000D+06 -.279396772385D-07 .243031939942D+01 -.558793544769D-07
      .110192796930D+01 .271187500000D+03 -.232757915425D+01 -.619632953057D-08
      -.785747015231D-11 .000000000000D+00 .102500000000D+04 .000000000000D+00
      .000000000000D+00 .000000000000D+00 .000000000000D+00 .389000000000D+03
      .410400000000D+06 .000000000000D+00
-----|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0---|---8|

```

Slika 13. Primjer GPS navigacijske poruke<sup>50</sup>

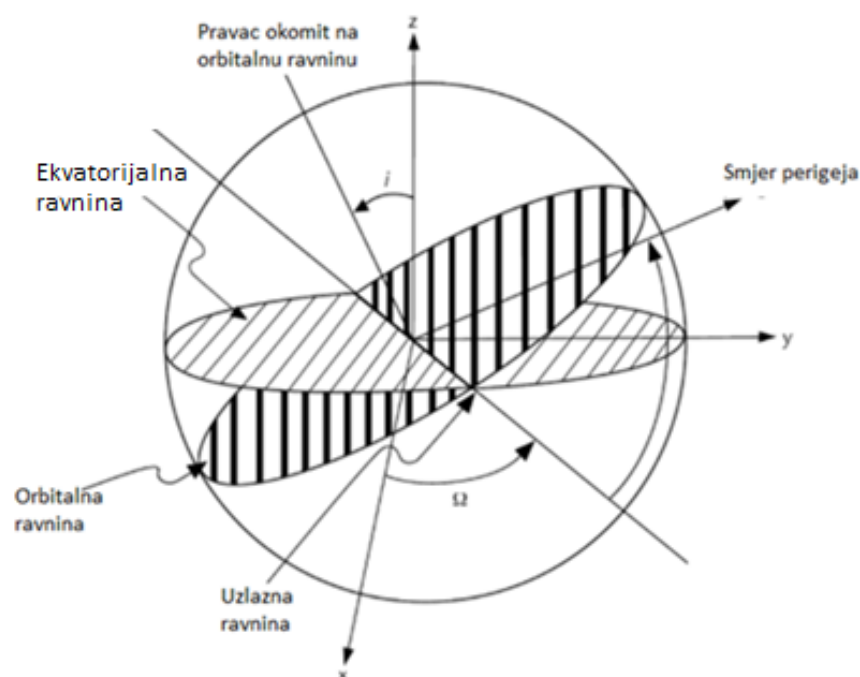
<sup>50</sup> <https://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/data/format/rinex300.pdf> 09.08.2017.

## 5. ALGORITAM ZA ODREĐIVANJE POZICIJE PRIJAMNIKA

Određivanje pozicije satelita je vrlo kompleksno jer zahtijeva obradu velike količine podataka. Da bi se dobila precizna pozicija potrebno je imati točnu poziciju satelita, precizan atomski i prijamnički sat, dobar geometrijski raspored satelita i male smetnje ili greške.

### 5.1. ODREĐIVANJE POZICIJE SATELITA

Za računanje prijamničke pozicije potrebno je znati poziciju satelita. Prijamnik bi trebao računati ECEF koordinate faznog centra antene satelita iz podataka u RINEX zapisu i tako dobiti podatke orbite. U slučaju GPS-a Keplerovi orbitalni parametri su definirani u odnosu na ECEF koordinatni sustav (slika 12.). Ravnina x-y je uvijek ekvatorijalna ravnina, a inklinacija je kut između Zemljine ekvatorijalne ravnine i orbitalne ravnine satelita i iznosi  $55^\circ$ .  $\Omega$  zapravo predstavlja istočnu udaljenost od X osi koja je usmjerena prema nultom meridijanu u ECEF sustavu zbog toga  $\Omega$  možemo definirati kao zemljopisnu dužinu uzlazne plohe. ECEF sustav ima kartezijski okvir i rotira se brzinom Zemljine rotacije, međutim iz njega je teže zaključiti poziciju jer pozicija izražena u njegovim koordinatama nije geografski intuitivna. Zbog toga se krajnja pozicija često izražava u odnosu na WGS84 referentni koordinatni sustav.



Slika 12. Keplerovi orbitalni elementi

Parametri WGS84 elipsoida su:<sup>51</sup>

1. Duljina velike poluosi ( $a$ ): 6378.137 km- definira veličinu orbite
2. Duljina male poluosi ( $b$ ): 6356.7523142 km
3. Ekscentričnost  $e_n = 0.0818191908426$ - definira oblik orbite
4. Brzina rotacije Zemlje ( $\dot{\Omega}$ ):  $7.2921151467 \times 10^{-5}$  rad/s
5. Spljoštenost: 0.00335281066475 ( $f = \frac{a-b}{a}$ )
6. Gravitacijska konstanta Zemlje u WGS84 sustavu:  $\mu = 3.986005 \times 10^{14}$  meters<sup>3</sup> /sec<sup>2</sup>

Određivanje pozicije satelita se danas najčešće izvodi prikupljanjem podataka ranijih pozicija satelita. Kao što je već navedeno prijamnik prima podatke almanaha koji ako su spremljeni za proteklih par dana omogućavaju određivanje pozicije preko formule gibanja svemirske letjelice:<sup>52</sup>

$$\ddot{r} = \frac{-\mu * r}{|r|^3} + a \quad (4)$$

- $r$  je pozicijski vektor satelita
- $a$  predstavlja zamjenu za gravitacijske efekte, pritisak solarne radijacije, i drugih efekata koji utječu na poziciju satelita.

Ukoliko prijamnik nema podatke o poziciji satelita potrebno je uzeti sve dolje navedene parametre u proračun, počevši od parametara elipsoida.<sup>53</sup>

Elipsoid je opisan sa velikom poluosi koja je izražena formulom:

$A_k = A_0 + (\dot{A}) t_k$  pri čemu je  $A_0$  velika poluos u referentnom vremenu i računa se po formuli  $A_0 = A_{REF} + \Delta A$ .

- $\Delta A$  je razlika u velikoj poluosi u referentnom vremenu u odnosu na  $A_{REF} = 26,559,710$  m.

---

<sup>51</sup> Interface Specification, Navstar GPS Space segment/Navigation User Interfaces, Revision D, El Segundo U.S.A. 2006. 29.08.2017.

<sup>52</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

<sup>53</sup> Interface Specification, Navstar GPS Space segment/Navigation User Interfaces, Revision D, El Segundo U.S.A. 2006.

Budući da Z os WGS84 sustava prolazi kroz pravac pravog sjevera, a on se ne poklapa s osi Zemljine rotacije potrebno je definirati izračunatu vrijednost srednjeg kretanja ( $n_0$ ) prema formuli:<sup>54</sup>

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A_0^3}} \text{ (rad/s)} \quad (5)$$

Vrijeme efemeridalnog referentnog vremena ( $t_k$ ) bi trebalo biti jednako razlici između vremena  $t$  i vremena epohe  $t_{oe}$  i treba počinjati početkom tjedna. Ako je  $t_k$  veće od 302,400 s potrebno je oduzeti 604,800 s od vremena  $t_k$ , a ako je  $t_k$  manje od -302,400 s potrebno je dodati 604,800 s na vrijeme  $t_k$ .<sup>55</sup>

$$t_k = t - t_{oe} \quad (6)$$

Srednja brzina kretanja predstavlja kutnu brzinu koju održava satelit kako bi u zadano vrijeme prošao cijelu orbitu. Razlika srednje brzine kretanja ( $\Delta n_A$ ) od proračunate vrijednosti se izražava formulom:

$$\Delta n_A = \Delta n_0 + \frac{1}{2} \Delta \dot{n}_0 t_k \quad (7)$$

Poznavajući  $\Delta n_A$  moguće je izračunati stvarnu tj. ispravljenu srednju brzinu kretanja prema formuli:

$$n_A = n_0 + \Delta n_A \quad (8)$$

- $\Delta n_0$  razlika srednje brzine kretanja od izračunate vrijednosti u referentnom vremenu
- $\Delta \dot{n}_0$  brzina promjene srednje brzine kretanja od izračunate vrijednosti

Keplerovi parametri opisivanja orbita uključuju i anomalije tj. kutove prikazane na slici 13.

Prava anomalija ( $v_k$ ) je kut izmjeren u orbitalnoj ravnini između vektora koji se proteže od fokusa elipsoida (u kojem se nalazi Zemlja) do stvarne pozicije satelita. Najteži dio Keplerovog problema je određivanje prave anomalije u funkciji vremena zbog čega su uvedene dvije varijable: ekscentrična i srednja anomalija.<sup>56</sup>

<sup>54</sup> F. Van Diggelen, A-GPS Assisted GPS, GNSS and SBAS, Artech House Boston/ London 2009.

<sup>55</sup> Interface Specification, Navstar GPS Space segment/Navigation User Interfaces, Revision D, El Segundo U.S.A. 2006.

<sup>56</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.



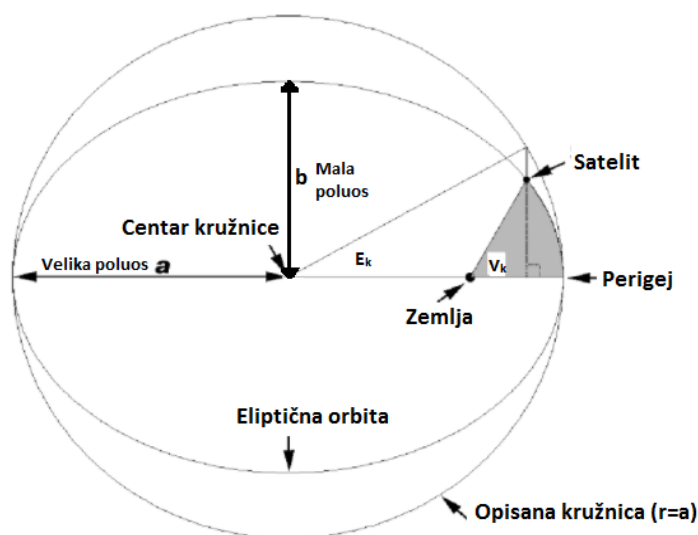
$$v_k = \tan^{-1} \left\{ \frac{\sin(v_k)}{\cos(v_k)} \right\} \quad (9)$$

Srednja anomalija (*mean anomaly*,  $M_k$ ) opisuje gdje u orbiti se nalazi satelit za vrijeme određene epohe. Srednja anomalija se može odrediti dodavanjem zadnje poznate srednje anomalije na umnožak prave srednje vrijednosti kretanja i vremena koje je prošlo od zadnjeg mjerenja. Funkcija  $M_k(t)$  je linearna ovisnost srednje anomalije o vremenu pri čemu je  $t$  vrijeme određivanja prave anomalije,  $t_p$  je vrijeme kada je satelit najbliže Zemlji tj. vrijeme perigeja i  $T_{op}$  je vrijeme perioda orbite.<sup>57</sup>

$$M_k = M_0 + n_A t_k \quad \text{i} \quad M_k(t) = \frac{2\pi (t - t_p)}{T_{op}} \quad (10)$$

Ekscentrična ( $E_k$ ) anomalija je kutni parametar koji definira poziciju satelita koji se kreće po eliptičnoj Keplerovoj orbiti okomito na veliku poluos orbite. Dakle ekscentrična anomalija je kut koji zatvara linija koja spaja središte elipse sa linijom produženom od satelita do kružnice, okomito na veliku poluos, i velika poluos, a uvedena je radi povezivanja prave i srednje anomalije.

$$E_k = \cos^{-1} \left\{ \frac{e_n + \cos v_k}{1 + e_n \cos v_k} \right\} \quad (11)$$



Slika 13. Prava i ekscentrična anomalija<sup>58</sup>

<sup>57</sup> Interface Specification, Navstar GPS Space segment/Navigation User Interfaces, Revision D, El Segundo U.S.A.

<sup>58</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

Za male ekscentričnosti GPS orbita, numeričke vrijednosti prave, ekscentrične i srednje anomalije su jako slična, ali zbog zahtjeva preciznog računanja prave anomalije trebaju se tretirati kao zasebne varijable.

Keplerova jednadžba povezuje srednju i ekscentričnu anomaliju. Jednadžba (12) je završni oblik Keplerove jednadžbe koji predstavlja odnos između zasivljenog dijela na slici 13. (omeđenog Zemljom, satelitom i pozicijom perigeja) i pravokutnog trokuta čija hipotenuza počinje u centru kruga. Ova jednadžba daje direktnu vezu između vremena i pozicije na ekscentričnom referentnom krugu ili u ovom slučaju orbiti.<sup>59</sup>

$$M_k = E_k - e_n \sin E_k \text{ [rad]} \quad (12)$$

Keplerova jednadžba se jako teško rješava jer je nepraktično rješavati  $E_k$  na bilo koji način osim pretpostavkom. Jedan od načina je riješiti pravu anomaliju iterativno za  $E_k$  koristeći Newton- Raphson-ovu metodu tj. izjednačavajući  $E_k$  s nulom (pozicija perigeja) a zatim podešavajući vrijednosti. Iteracija može prestati kada je razlika u pretpostavljenom  $E_k$  i stvarnom dovoljno mala tj. manja od  $10^{-6}$ .<sup>60</sup>

Budući da se pozicije orbita i atomskih satova satelita odnose na centar mase samog satelita bitno je definirati odstupanje faznog centra antene koja odašilje signal od pozicije centra mase satelita tj. od orbite satelita. Pozicija faznog centra antene satelita je opisana sljedećim formulama i odgovara koordinatnom sustavu na slici 12.<sup>61</sup>

$$\begin{aligned} x_k &= x_k' \cos(\Omega_k) - y_k' \cos(i_k) \sin(\Omega_k) \text{ – ECEF x koordinata} \\ y_k &= x_k' \sin(\Omega_k) + y_k' \cos(i_k) \cos(\Omega_k) \text{ – ECEF y koordinata} \\ z_k &= y_k' \sin(i_k) \text{ – ECEF z koordinata} \end{aligned} \quad (13)$$

Pri čemu se  $x_k'$  i  $y_k'$  tj. pozicije u orbitalnoj ravnini računaju po sljedećim formulama:

$$\begin{aligned} x_k' &= r_k \cos(u_k) \\ y_k' &= r_k \sin(u_k) \end{aligned} \quad (14)$$

<sup>59</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

<sup>60</sup>

[https://books.google.hr/books?hl=hr&lr=&id=6P7UNphJ1z8C&oi=fnd&pg=PR7&dq=p.+andrews+Global+Positioning+Systems,+Inertial+Navigation,+and+Integration+chapter+3&ots=tBRAtVxGuP&sig=Nep7Q9yI5jTq2mYay1A1\\_BrLhqo&redir\\_esc=y#v=onepage&q&f=false](https://books.google.hr/books?hl=hr&lr=&id=6P7UNphJ1z8C&oi=fnd&pg=PR7&dq=p.+andrews+Global+Positioning+Systems,+Inertial+Navigation,+and+Integration+chapter+3&ots=tBRAtVxGuP&sig=Nep7Q9yI5jTq2mYay1A1_BrLhqo&redir_esc=y#v=onepage&q&f=false)

<sup>61</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

$r_k$ ,  $i_k$  i  $u_k$  su ispravke radijusa, inklinacije i zemljopisne širine, respektivno, a  $\Omega_k$  je ispravljena zemljopisna dužina zbog prelaska satelita u sjevernu plohu tj. mjesta gdje se satelit kreće po plohi koja je iznad referentne orbitalne plohe.

Visina u elipsoidu je obično mjerena u metrima dok se zemljopisna dužina i širina mjere u stupnjevima i minutama mjereno od referentnog meridijana i paralele. Kao što je vidljivo na slici 14. visina u ECEF sustavu je mjerena od središta Zemlje, dakle uključuje radijus Zemlje.<sup>62</sup>

$$\cos(\Theta + \alpha) = \frac{\cos \alpha}{1 + h/Re} \quad \text{pri čemu je :} \quad (15)$$

- $\alpha$ - kut elevacije
- $\Theta$  – središnji kut Zemlje
- $h$ - orbitalna visina proučavanog satelita
- $Re$ - sferni radijus Zemlje

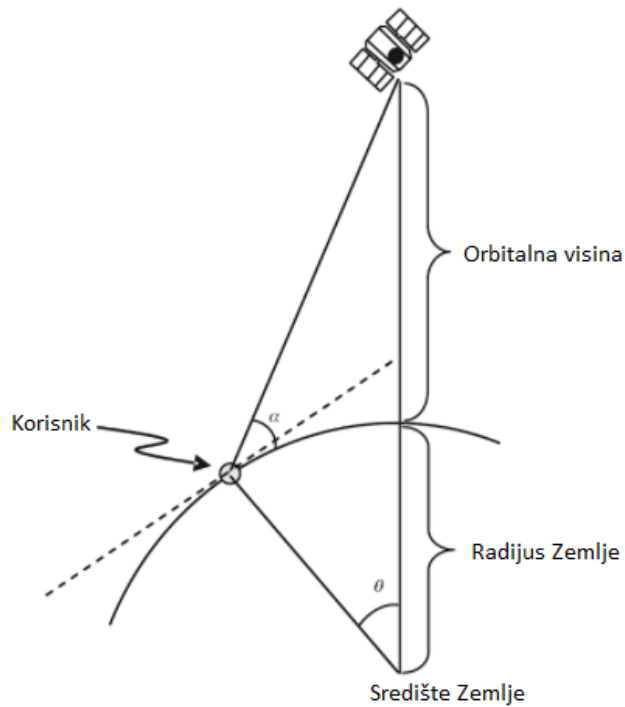
Ako je poznata visina orbite, minimalni kut elevacije moguće je izračunati za odgovarajući središnji kut Zemlje, a poznavajući njega, iz Reidove formule, se može izračunati parametar  $c$  koji je povezan sa središnjim kutem Zemlje i brojem satelita  $S$  u orbitalnoj ravnini :<sup>63</sup>

$$\cos \Theta = (\cos c) * (\cos \pi/S).$$

Dakle prema ovoj formuli se može odrediti optimalan broj satelita i inklinacija orbitalne ravnine za željeno područje pokrivenosti.

<sup>62</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

<sup>63</sup> <http://indico.ictp.it/event/a12180/session/21/contribution/12/material/0/0.pdf> 01.09.2017.



Slika 13. Veza između središnjeg kuta Zemlje i kuta visine<sup>64</sup>

## 5.2. RAČUNANJE PSEUDOUDALJENOSTI

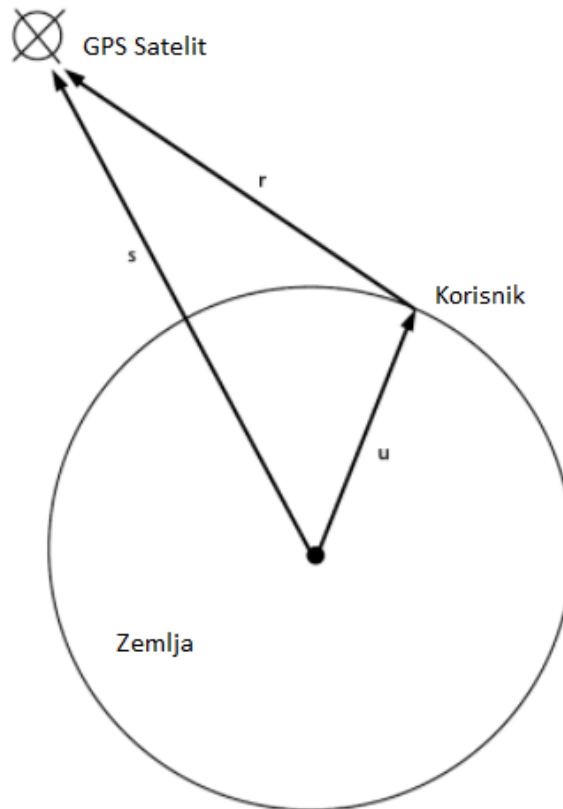
Ranije je prikazan način određivanja pozicije poznavajući vrijeme putovanja signala tj. radijuse sfera. U tom načinu pretpostavljeno je da su satovi satelita i prijarnika sinkronizirani. U stvarnosti to nije tako i uzrokuje nezanemarivu pogrešku u poziciji.<sup>65</sup>

Cilj je odrediti vektor  $u$  koji predstavlja poziciju korisnika u odnosu na ECEF koordinatni sustav. Vektor  $r$  predstavlja linearnu udaljenost od korisnika do satelita, a satelit se nalazi na poziciji koordinata  $x_s$ ,  $y_s$ , i  $z_s$ . Vektor  $s$  je pozicija satelita u odnosu na središte koordinatnog sustava i izračunat je koristeći podatke efemerida. Vektor  $r$  je predstavljen jednadžbom  $r=s-u$  tj. veličina vektora  $r$  je  $\|s - u\|$ .<sup>66</sup>

<sup>64</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

<sup>65</sup> Interface Specification, Navstar GPS Space segment/Navigation User Interfaces, Revision D, El Segundo U.S.A. 2006.

<sup>66</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

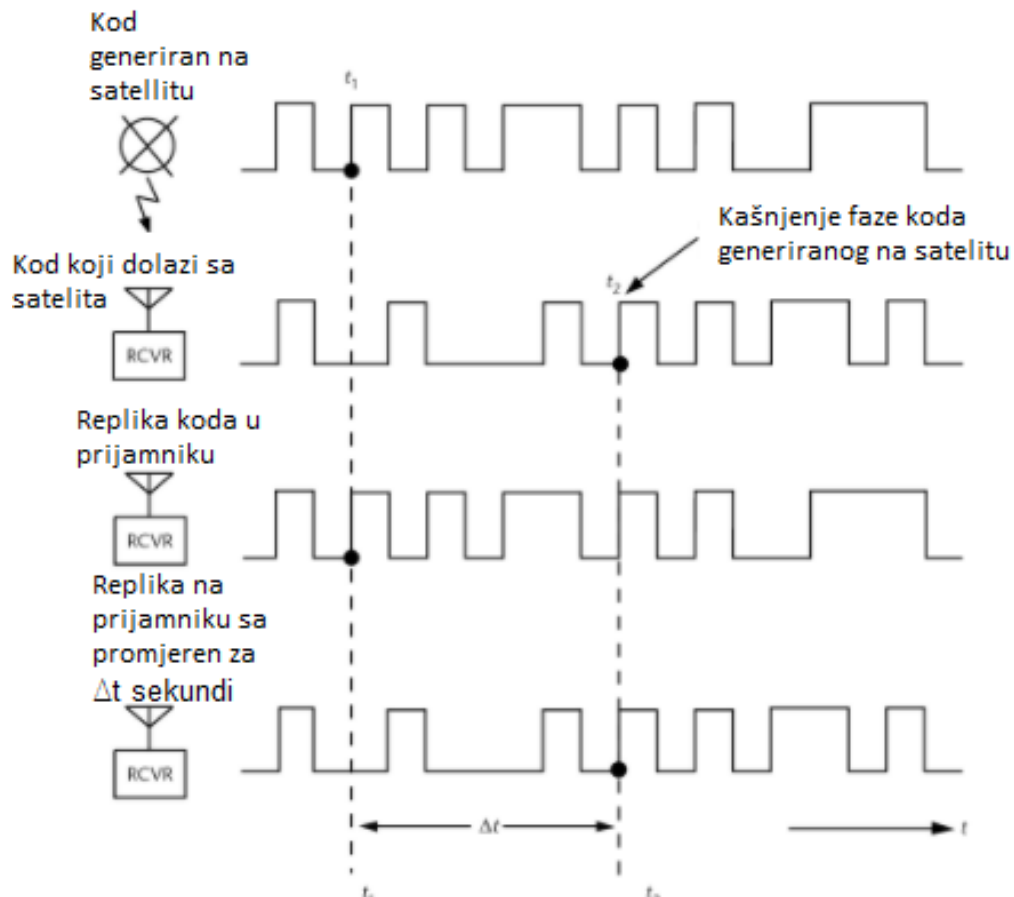


Slika 14. Prikaz vektora pozicije korisnika<sup>67</sup>

Udaljenost  $r$  se računa mjerenjem vremena putovanja signala potrebnog satelitskom kodu da dođe do prijamničke antene (slika 15.). Kao primjer prikazana je specifična faza koda generirana na satelitu u vremenu  $t_1$  koja dolazi do prijmnika u trenutku  $t_2$ , a vrijeme putovanja je  $Dt$ . U prijmniku je generiran identičan signal u vremenu  $t$  mjerenom prema satu prijmnika. Kopija koda se mijenja po vremenu dok ne postigne poklapanje s kodom odaslanim sa satelita. Ako su satelitski i korisnički sat sinkronizirani i  $Dt$  se pomnoži s brzinom putovanja signala, odnosno brzinom svjetlosti, dobiva se udaljenost između satelita i prijmnika koja se naziva geometrijska pseudoudaljenost.<sup>68</sup>

<sup>67</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

<sup>68</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.



Slika 15. Kašnjenje faze koda<sup>69</sup>

Kao što je već rečeno atomski i prijamnički sat su najčešće nesinkronizirani zbog čega će nastati pogreška u poziciji. Zbog toga je potrebno definirati odstupanje satelitskog sata od GPS vremena ( $\delta t$ ), i odstupanje prijamničkog sata od sustavnog GPS vremena ( $t_u$ ). Pa će vrijeme odašiljanja signala biti  $T_s + \delta t$ , a vrijeme koje očita prijamnik kada primi signal  $T_u + t_u$ . Razlika između ta dva vremena je prava pseudoudaljenost ( $\rho$ ).

$$\rho - c(t_u - \delta t) = \|s - u\| \quad ^{70} \quad (16)$$

Budući da sateliti informaciju o odstupanju atomskog sata šalju u sklopu podataka RINEX vrijednost  $\delta t$  iz formule (16) se može izostaviti.

<sup>69</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

<sup>70</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

### 5.3. RAČUNANJE POZICIJE PRIJAMNIKA.

U cilju računanja pozicije, pseudoudaljenosti ( $\rho$  ili  $PR$ ) četiri satelita moraju biti definirane jednadžbama: <sup>71</sup>

$$\begin{aligned}\sqrt{(X_1 - x_u)^2 + (Y_1 - y_u)^2 + (Z_1 - z_u)^2} + ct_u &= PR_1 \\ \sqrt{(X_2 - x_u)^2 + (Y_2 - y_u)^2 + (Z_2 - z_u)^2} + ct_u &= PR_2 \\ \sqrt{(X_3 - x_u)^2 + (Y_3 - y_u)^2 + (Z_3 - z_u)^2} + ct_u &= PR_3 \\ \sqrt{(X_4 - x_u)^2 + (Y_4 - y_u)^2 + (Z_4 - z_u)^2} + ct_u &= PR_4\end{aligned}\tag{17}$$

Oznake koordinata s indeksima  $X_{1,2,3,4}$ ,  $Y_{1,2,3,4}$  i  $Z_{1,2,3,4}$  označavaju pozicije satelita 1, 2, 3 i 4 koji su potrebni za mjerenje 3D pozicije, dok su  $X, Y$ , i  $Z$  koordinate prijamnika.

Ove nelinearne jednadžbe mogu biti riješene Kalmanovim filterom ili pomičnom metodom najmanjih kvadrata (*LS-least squares*). Obje tehnike su slične i u ovom završnom radu će biti ukratko opisane.

Metoda najmanjih kvadrata podrazumijeva pretpostavljanje više pozicija prijamnika koje su u međusobnoj vezi koju je potrebno istražiti. Njihova međusobna veza predstavlja regresijski pravac, a LS metoda će minimizirati odstupanje zbroja kvadrata unesenih vrijednosti od krivulje i omogućiti dobivanje pozicije. Budući da pseudoudaljenost ovisi o više nezavisnih varijabli potrebno je definirati matrice sa varijablama koje će raditi na istom principu zbroja kvadrata. Dakle potrebno je napisati funkcije ovisnosti parametara o nezavisnim varijablama i formirati matricu što je prikazano u nastavku rada.<sup>72</sup>

Kalmanov filter je iterativni matematički proces koji koristi skup jednadžbi i ulazne podatke za brzo predviđanja prave vrijednosti pozicije prijamnika čije mjerene vrijednosti sadrže nepredviđene ili nasumične greške, odstupanja ili varijacije. Kalmanov filter ubrzava proces pretpostavljanja pozicije jer ne čeka nakupljanje podataka za određivanje srednje vrijednosti istih nego obrađuje podatke čim stignu u prijamnik. Proces obrade započinje inicijalnom pretpostavkom i greškom. Zbog istog razloga kao i u metodi LS ova metoda koristi matrice za pretpostavku više grešaka tj. varijabli. Nakon što počne proces, Kalmanov filter

<sup>71</sup> Interface Specification, Navstar GPS Space segment/Navigation User Interfaces, Revision D, El Segundo U.S.A. 2006.

<sup>72</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

iteracijom dodjeljuje novu vrijednost pogreške, dobiva se nova pretpostavljena vrijednost pozicije, na nju se dodaje nova pogreška i sužava područje moguće stvarne pozicije.<sup>73</sup>

Ako je poznata približna pozicija korisnika može se označiti odstupanje od prave pozicije zamjenjujući prave pozicije  $x_u, y_u,$  i  $z_u$  s približnim  $\widehat{x}_u, \widehat{y}_u$  i  $\widehat{z}_u$ . Korištenjem približne pozicije i pretpostavljeno vrijeme  $\widehat{t}_u$  približna pseudoudaljenost se računa po formuli :<sup>74</sup>

$$\widehat{\rho}_i = \sqrt{(x_i - \widehat{x}_u)^2 + (y_i - \widehat{y}_u)^2 + (z_i - \widehat{z}_u)^2} + c\widehat{t}_u = f(\widehat{x}_u, \widehat{y}_u, \widehat{z}_u, \widehat{t}_u) \quad (18)$$

Budući da se nepoznata pozicija korisnika i odstupanje sata prijarnika se sastoji od približne komponente i komponente koja se povećava ili smanjuje npr.  $Dx_u$  tj.  $x_u = \widehat{x}_u + Dx_u$ . Dakle funkcija prave korisničke pozicije je funkcija pretpostavljene i odstupanja od iste.<sup>75</sup> (19)

$$f(x_u, y_u, z_u, t_u) = f(\widehat{x}_u + Dx_u, \widehat{y}_u + Dy_u, \widehat{z}_u + Dz_u, \widehat{t}_u + Dt_u). \quad (20)$$

Ako se ova funkcija parcijalno derivira kako bi se uklonili nelinearni dijelovi dobiva se:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial f(\widehat{x}_u + \Delta x_u, \widehat{y}_u + \Delta y_u, \widehat{z}_u + \Delta z, \widehat{t}_u + \Delta t_u)}{\partial x_u} \Delta x_u \\ & + \frac{\partial f(\widehat{x}_u + \Delta x_u, \widehat{y}_u + \Delta y_u, \widehat{z}_u + \Delta z, \widehat{t}_u + \Delta t_u)}{\partial y_u} \Delta y_u \\ & + \frac{\partial f(\widehat{x}_u + \Delta x_u, \widehat{y}_u + \Delta y_u, \widehat{z}_u + \Delta z, \widehat{t}_u + \Delta t_u)}{\partial z_u} \Delta z_u \\ & + \frac{\partial f(\widehat{x}_u + \Delta x_u, \widehat{y}_u + \Delta y_u, \widehat{z}_u + \Delta z, \widehat{t}_u + \Delta t_u)}{\partial t_u} \Delta t_u \end{aligned}$$

Iz čega se dobije<sup>76</sup>

$$\begin{aligned} \frac{\partial f(\widehat{x}_u, \widehat{y}_u, \widehat{z}_u, \widehat{t}_u)}{\partial \widehat{x}_u} &= -\frac{x_i - \widehat{x}_u}{\widehat{r}_i} \\ \frac{\partial f(\widehat{x}_u, \widehat{y}_u, \widehat{z}_u, \widehat{t}_u)}{\partial \widehat{y}_u} &= -\frac{y_i - \widehat{y}_u}{\widehat{r}_i} \end{aligned}$$

(21)

<sup>73</sup>E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

<sup>74</sup> Interface Specification, Navstar GPS Space segment/Navigation User Interfaces, Revision D, El Segundo U.S.A. 2006.

<sup>75</sup> <http://indico.ictp.it/event/a12180/session/21/contribution/12/material/0/0.pdf> 02.09.2017.

<sup>76</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.



$$\frac{\partial f(\widehat{x}_u, \widehat{y}_u, \widehat{z}_u, \widehat{t}_u)}{\partial \widehat{z}_u} = -\frac{z_i - \widehat{z}_u}{\widehat{r}_i}$$

$$\frac{\partial f(\widehat{x}_u, \widehat{y}_u, \widehat{z}_u, \widehat{t}_u)}{\partial \widehat{t}_u} = c$$

Pri čemu je (22)

$$\widehat{r}_i = \sqrt{(x_i - \widehat{x}_u)^2 + (y_i - \widehat{y}_u)^2 + (z_i - \widehat{z}_u)^2} \quad (23)$$

Uvrštavanjem jednadžbe (18) i (22) u jednadžbu (21) dobiva se:

$$\widehat{\rho}_i - \rho_i = \frac{x_i - \widehat{x}_u}{\widehat{r}_i} \Delta x_u + \frac{y_i - \widehat{y}_u}{\widehat{r}_i} \Delta y_u - \frac{z_i - \widehat{z}_u}{\widehat{r}_i} \Delta z_u - c t_u \quad (24)$$

Radi lakšeg daljnjeg izvođenja uvest će se nove varijable:<sup>77</sup>

$$\Delta \rho = \widehat{\rho}_i - \rho_i \quad (25)$$

$$a_{xi} = \frac{x_i - \widehat{x}_u}{\widehat{r}_i}$$

$$a_{yi} = \frac{y_i - \widehat{y}_u}{\widehat{r}_i}$$

$$a_{zi} = \frac{z_i - \widehat{z}_u}{\widehat{r}_i}$$

$a_{xi}$ ,  $a_{yi}$ ,  $a_{zi}$  označavaju smjer kosinusa jediničnog vektora koji je usmjeren sa približne pozicije korisnika prema i-tom satelitu. Na i-tom satelitu ovaj vektor je definiran slijedećom jednadžbom.

$$\mathbf{a}_i = (a_{xi}, a_{yi}, a_{zi}) \quad (26)$$

Sada postoje 4 nepoznanice  $\Delta x_u$ ,  $\Delta y_u$ ,  $\Delta z_u$  i  $\Delta t_u$  koje se mogu riješiti preko pseudoudaljenosti 4 satelita. Rješavanje počinje oblikovanjem linearnih jednadžbi:<sup>78</sup>

$$\Delta \rho_1 = a_{x1} \Delta x_u + a_{y1} \Delta y_u + a_{z1} \Delta z_u - c \Delta t_u$$

$$\Delta \rho_2 = a_{x2} \Delta x_u + a_{y2} \Delta y_u + a_{z2} \Delta z_u - c \Delta t_u$$

<sup>77</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

<sup>78</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

$$\Delta\rho_3 = a_{x3}\Delta x_u + a_{y3}\Delta y_u + a_{z3}\Delta z_u - c\Delta t_u \quad (27)$$

$$\Delta\rho_4 = a_{x4}\Delta x_u + a_{y4}\Delta y_u + a_{z4}\Delta z_u - c\Delta t_u$$

Ove jednadžbe mogu biti napisane u obliku matrica:<sup>79</sup>

$$\Delta\rho = \begin{bmatrix} \Delta\rho_1 \\ \Delta\rho_2 \\ \Delta\rho_3 \\ \Delta\rho_4 \end{bmatrix}, \quad H = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ a_{x3} & a_{y3} & a_{z3} & 1 \\ a_{x4} & a_{y4} & a_{z4} & 1 \end{bmatrix}, \quad \Delta X = \begin{bmatrix} \Delta x_u \\ \Delta y_u \\ \Delta z_u \\ -c\Delta t_u \end{bmatrix} \quad (28)$$

Ako se postavi ovisnost  $\Delta\rho = H\Delta x$  potrebno je riješiti  $\Delta x = H^{-1}\Delta\rho$ . Ovisnost predstavlja linearnu vezu između broja preostalih opservacija (npr. promatrane-izračunate pseudoudaljenosti) i nepoznatih korekcija parametra  $\Delta X$ .

Ovaj način linearizacije će funkcionirati ako su zamjene  $\Delta x_u$ ,  $\Delta y_u$ , i  $\Delta z_u$  dovoljno blizu točke linearizacije ili pravca regresije. Dozvoljene veličine zamjena ovise o prijamniku tj. zahtjevu točnosti određenog prijamnika. Ako vrijednost zamjene prelazi dozvoljenu vrijednost potrebno je ponovno izvršiti iteraciju a  $\hat{\rho}$  se treba zamijeniti s novim pretpostavljenim vrijednostima pseudoudaljenosti<sup>80</sup>.

#### 5.4. ALGORITAM ZA ODREĐIVANJE POZICIJE PRIJAMNIKA

RINEX podaci su jako opsežni i kompleksni te je zbog toga potrebno razviti algoritam koji će od tih podataka izračunati poziciju. Takvi algoritmi se nalaze u prijamnicima i omogućavaju određivanje pozicije u nekoliko sekundi. Pri proračunu pozicije algoritmi uzimaju u obzir sve podatke koji su im potrebni za trenutno određivanje pozicije, ali i pohranjuju druge podatke koji im kasnije omogućavaju brže dolaženje do pozicije. U proračun se uvrštavaju i korekcije te drugi podaci važni za održavanje integriteta, točnosti i kontinuitet GPS sustava.

Algoritam za određivanje pozicije je opisan u programskom jeziku MATLAB. Program je prvotno razvijen kako bi se olakšale operacije s matricama, a danas je postao standardni alat za numerička računanja na sveučilištima i industrijskim razvojnim odjeljenjima širom svijeta.

<sup>79</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

<sup>80</sup> E. Kaplan, c.Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.

Na početku algoritma<sup>81</sup> potrebno je upisati i imenovati funkcije koje će iz RINEX zapisa iščitati opservacijske i navigacijske podatke. `madr2000.06o` je naziv datoteke pod kojim je spremljen zapis RINEX koji se obrađuje. Zatim je napisana funkcija „*unique*“ koja vraća vrijeme i vrijednosti redaka i sortira ih u izlaznim podacima. U ovom slučaju riječ je o redovima opservacijskih podataka, točnije vremena transmisije (TOW), koji će biti napisani u obliku matrice jednog stupca. Budući da satelit svakih 30 s emitira navigacijsku poruku, koja definira trajanje jedne epohe, vremenski raspon od 24 sata ima 2880 opservacijskih epoha.

```

..... % Funkcija čita opservacijske podatke zbog dobivanja orbitalnih podataka
..... [obs, rec_xyz] = read_rinex_obs('madr2000.06o');
..... % Funkcija čita navigacijske podatke zbog dobivanja orbitalnih podataka
..... ephemeris = read_rinex_nav('brdc2000.06n');
..... epochs = unique(obs.data(:, obs.col.TOW));
..... TimeSpan=epochs(1:2880);

```

Slika 16. Prvi dio algoritma

Drugi dio koda definira objavljene orbitalne podatke i to u obliku matrica jednog reda i duljine stupca jednake duljini vremenskog raspona u odnosu na koordinatni sustav. Budući da se sateliti kreću potrebno je na isti način izračunati poziciju satelita uzimajući u obzir njegovu brzinu kretanja. Također ulazne varijable ovog dijela koda uključuju i pogrešku sata te relativističku pogrešku. Obje pogreške se nalaze u RINEX zapisu i navode se kao i orbitalni podaci.

```

..... % Podaci objavljene orbite
..... satOrbits.XS=zeros(1,length(TimeSpan));
..... satOrbits.YS=zeros(1,length(TimeSpan));
..... satOrbits.ZS=zeros(1,length(TimeSpan));
..... satOrbits.VXS=zeros(1,length(TimeSpan));
..... satOrbits.VYS=zeros(1,length(TimeSpan));
..... satOrbits.VZS=zeros(1,length(TimeSpan));
..... satOrbits.clk=zeros(1,length(TimeSpan));
..... satOrbits.Rel=zeros(1,length(TimeSpan));

```

Slika 17. Podaci objavljenih orbita

<sup>81</sup> <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/56730-gps-receiver-position?focused=6227610&tab=function> 17.07.2017.

Treći dio koda obuhvaća konstante i mjerenja satelita. Da bi se moglo manipulirati mjerenjima potrebno je definirati određene konstante koje se uvrštavaju u proračun. Te konstante su brzina svjetlosti i frekvencije L1 i L2. Sljedeća konstanta je označena s B i naziva se TGD (*Timing Groupe Delay*). Ova konstanta je definirana zbog razlike u vremenu emitiranja signala satelita (točnije P koda) na frekvencijama L1 i L2. Ova vrijednost se utvrđuje na zemlji i ostaje ista u svakom mjerenju osim ako je došlo do problema u radu satelita pa je određena nova vrijednost kojom se obavještava prijatelj preko RINEX zapisa. Ovu vrijednost je bitno poznavati jer je ionosfersko kašnjenje ovisno o frekvenciji, a poznavanjem ovog podatka izračunata pozicija je preciznija. Vrijednosti A i B se kasnije koriste u računanju pomaka faznog centra antene čija će formula, zajedno sa vrijednostima A i B biti opisana u poglavlju 6.

Nastavak koda postavlja vrijednosti pseudoudaljenost kreirajući matricu nultog reda veličine vremenskog raspona. Funkcije dobivaju pseudoudaljenost s L1, L2, P2, P3 i C1 koda. L1, L2 i P2 kodovi su već objašnjeni u radu, a C1 je kod koji omogućava kreiranje sintetičkog P2 koda kada je uključen „anti spoof“. Novija istraživanja pokazuju da razlike između P1 i C1 mjerenja sadrže dvije komponente i to jednu konstantnog tipa, dok je druga vremenska varijabilna. Dakle P1-C1 podaci satu moraju biti u skladu s mjerenjima P1 i P2 kodova što omogućava procjenu rada atomskih satova. P3 kod je oznaka za pseudoudaljenost bez ionosferske greške. Ionosfersko kašnjenje može biti uklonjeno iz mjerenja u kodu ili iz faze vala nosioca nakon čega se pseudoudaljenost ispravlja za emitiranu i preciznu orbitu za vrijeme emitiranja.

```

24      % Konstante i mjerenja GPS satelita
25      c = 2.99792458e8 ; % brzina svjetlosti (m/s)
26      fL1 = 1575.42e6;   % L1 frekvencija (Hz)
27      fL2 = 1227.6e6;   % L2 frekvencija (Hz)
28      B=fL2^2/(fL2^2-fL1^2);
29      A=-B+1;
30      satOrbits.C1=zeros(1,length(TimeSpan));
31      satOrbits.L1=zeros(1,length(TimeSpan));
32      satOrbits.P2=zeros(1,length(TimeSpan));
33      satOrbits.L2=zeros(1,length(TimeSpan));
34      satOrbits.P3=zeros(1,length(TimeSpan)); % Pseudoudaljenost bez ionosferske pogreške
35      satOrbits.CorrP1=zeros(1,length(TimeSpan)); % Pseudoudaljenost ispravljena za korekcije u objavljenoj orbiti
36      satOrbits.CorrP2=zeros(1,length(TimeSpan)); %Pseudoudaljenost ispravljena za korekciju precizne orbite
37      satOrbits.TOW=TimeSpan';
38      satOrbits.PRN=0;
--

```

Slika 18. Konstante i mjerenja GPS satelita

Budući da u trenutnoj konstelaciji ima 32 satelita funkcija *repmat* kopira izlazne matrice sa svojim dimenzijama kako bi se podaci tj. mjerenja izvršila za svaki vidljivi satelit. For petlja označava da varijabla *ii* ide od 1 do 32 s pomacima 1 i završava kada dođe do 32 tj. kada se obrade svi sateliti u konstelaciji. Dakle svakoj orbiti (*satOrbit*) je PRN zapisan kao 0 i pridružuje joj se njen specifičan PRN.

```
satOrbits = repmat(satOrbits,1,32);
for ii=1:32
    satOrbits(ii).PRN=ii;
end
```

Slika 19. Funkcija *repmat* i for petlja

Dok god traje vrijeme transmisije jednako vremenu ili broju trenutne epohe potrebno je tražiti trenutne opservacijske podatke. Nakon toga se bilježe mjerenja s različitih frekvencija i računaju se mjerenja bez ionosferske pogreške. Funkcija *index* označava traženje opservacijskih podataka koji su jednaki vremenu transmisije (samo za trenutno vrijeme transmisije) i zapisivanja istih kao matricu s 1 redom i veličinom stupca jednakoj zapisa iz kolone TOW (vrijeme transmisije). Zatim se definiraju dva argumenta: *curr\_obs.data* i *curr\_obs.col* koje označavaju trenutne opservacijske podatke definirane kao izlazna matrica s redom veličine argumenta *index*-a i prepisivanje opservacijskih kolona iz zapisa RINEX. Na sličan način se definiraju i PRN brojevi.

```
% Inicijalizacija pozicije prijammika
userPos=zeros(length(TimeSpan),4);

for ii=1:length(TimeSpan)
    this_TOW = TimeSpan(ii);
    index = find(obs.data(:,obs.col.TOW) == this_TOW);
    curr_obs.data = obs.data(index, :);
    curr_obs.col = obs.col;

    for jj=1:size(curr_obs.data,1)
        PRN_obs.data = curr_obs.data(jj, :);
        PRN_obs.col = curr_obs.col;
    end
end
```

Slika 20. Inicijalizacija pozicije prijammika

Sljedeća funkcija orbita satelita uzima *ii*-te podatke tj. podatke u obliku matrice jednog reda i kolone veličine vremenskog raspona iz prijašnje funkcije. Podaci se uzimaju sa C1, L1, P2 i L2 kodova i dobivaju vrijednosti pseudoslučajnog (PRN) broja satelita s frekvencije s koje su uzeti podaci.

```
% Bilježenje mjerenja
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).C1(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.C1);
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).L1(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.L1);
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).P2(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.P2);
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).L2(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.L2);
```

Slika 21. Bilježenje mjerenja

Za računanje mjerenja bez ionosferske korekcije potrebno je definirati frekvencije P1 i P2 te izračunati P3 odnosno PCO ili pomak faznog centra koji je ranije opisan.

```
% računanje mjerenja bez ionosferske korekcije
P1 = satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).C1(ii);
P2 = satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).P2(ii);
P3=A*P1+B*P2;
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).P3(ii)=P3;
end
```

Slika 22. Računanje mjerenja bez ionosferske korekcije

Budući da se pozicija računa iteracijom postavljena je *while* petlja. Dakle za svaki prijamnik postavljena je točnost pozicije tj. maksimalna razlika pretpostavljene pozicije i stvarne. *While* petlja se vrti dok se ne postigne ta točnost a svakim izvršavanjem petlje se uvrštava nova vrijednost odstupanja u predviđenu poziciju. Stop=10 je indeks po kojem se vrti *while* petlja. Kraj petlje je netom nakon stop=stop-1. Poslije toga je naredba *end* kojom završava petlja. Ako je *M* matrica, *size(M,1)* i *size(M,2)* vraćaju dimenzije matrice *M*, tj. broj redaka i broj stupaca matrice *M*. Dakle, *size(curr\_obs.data,1)* označava broj redaka varijable.

```
stop = 10;
while stop ~= 1
    for jj=1:size(curr_obs.data,1)
        PRN_obs.data = curr_obs.data(jj,:);
        PRN_obs.col = curr_obs.col;
```

Slika 23. For petlja

Sljedeće funkcije računaju podatke objavljenih orbita iz kolona zapisa RINEX tj. uzimaju podatke koordinata i brzine kretanja u odnosu na određene osi u vremenu transmisije.

Funkcija *get\_broadcast\_orbits* uzima elemente orbita navedenu u poglavlju 5.1. po kojima se kreću sateliti. Ukoliko prijamnik nema pohranjene novije podatke almanaha i nije u mogućnosti predvidjeti poziciju satelita preko formula (4) i (5), pozicija satelita se računa koristeći orbitalne podatke za dobivanje pozicije satelita uz pomoć prave, srednje i ekscentrične anomalije. Također se definiraju i podaci ispravke pogreške satelitskog sata i relativističke pogreške.

```
‡ Dobivanje podataka objavljene orbite
PRN_obs = get_broadcast_orbits(PRN_obs,ephemeris,rec_xyz');
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).XS(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.XS);
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).YS(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.YS);
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).ZS(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.ZS);
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).VXS(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.VXS);
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).VYS(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.VYS);
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).VZS(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.VZS);
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).clk(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.satClkCorr);
satOrbits(PRN_obs.data(PRN_obs.col.PRN)).Rel(ii)=PRN_obs.data(PRN_obs.col.Rel);
```

Slika 24. Dobivanje podataka objavljenih orbita

```

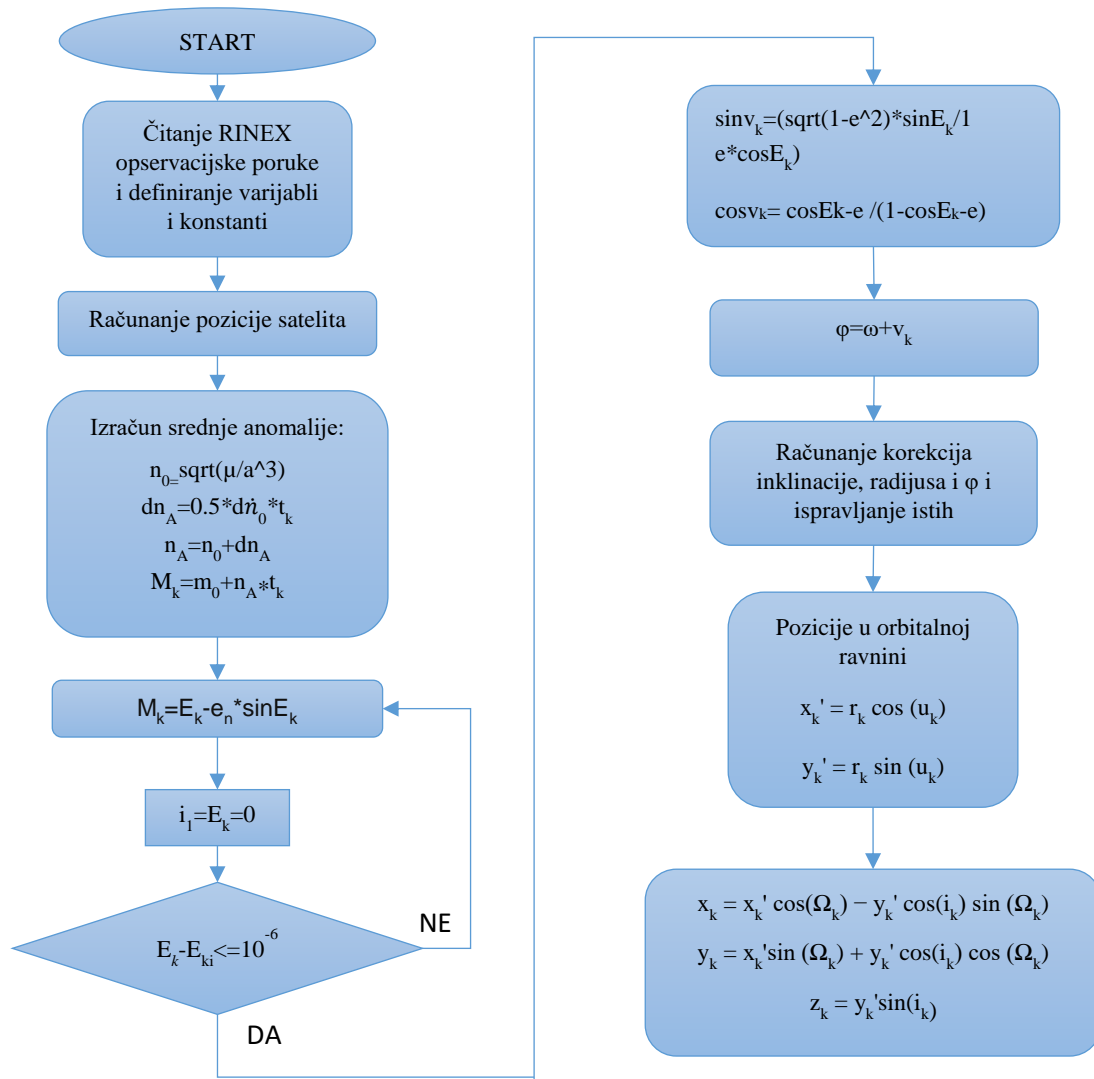
%IZRAČUN SREDNJE ANOMALIJE
n0 = sqrt(mu/a(index)^3);
t = tsat-toe(index);
n = n0 + dn(index);
m = m0(index) + n*t;
m_dot=n;
% ITERACIJA EKSCENTRIČNE ANOMALIJE RADI DOBIVANJA PRAVE ANOMALIJE
E = kepOrb2E(m,e(index));
for 1:30
    F=Ei-e*sinEi-m;
    E=Ei-(F/(1-e*cos(Ei)));
    for E-Ei<=10^-6
        m=E-sinE;
    end
end
obs.data(1,obs.col.E) = E;
v = atan2(sqrt(1-e(index)^2)*sin(E),cos(E)-e(index)); %PRAVA ANOMALIJA
phi = v + w(index);
%RAČUNANJE KOREKCIJA
du = cus(index)*sin(2*phi) + cuc(index)*cos(2*phi);
dr = crs(index)*sin(2*phi) + crc(index)*cos(2*phi);
di = cis(index)*sin(2*phi) + cic(index)*cos(2*phi);
% RAČUNANJE BRZINE PROMJENE KOREKCIJA
du_dot=2*(cus(index)*cos(2*phi)-cuc(index)*sin(2*phi))*phi_dot;
dr_dot=2*(crs(index)*cos(2*phi)-crc(index)*sin(2*phi))*phi_dot;
di_dot=2*(cis(index)*cos(2*phi)-cic(index)*sin(2*phi))*phi_dot;
% ISPRAVLJANE i, u i r ZA IZNAD IZRAČUNATE VRIJEDNOSTI
u = phi + du;
r = a(index)*(1-e(index)*cos(E)) + dr;
i = i0(index) + di + idot(index)*t;
u_dot=phi_dot+du_dot;
r_dot=a(index)*e(index)*sin(E)*E_dot+dr_dot;
i_dot=idot(index)+di_dot;
omg = omg0(index) + (odot(index) - odote)*t - odote*toe(index);
omg_dot=odot(index) - odote;
%POZICIJA U ORBITALNOJ RAVNINI
xp = r*cos(u);
yp = r*sin(u);
xp_dot=r_dot*cos(u)-r*sin(u)*u_dot;
yp_dot=r_dot*sin(u)+r*cos(u)*u_dot;
%CEP X, Y i Z OSI
obs.data(1,obs.col.XS) = xp*cos(omg) - yp*cos(i)*sin(omg);
obs.data(1,obs.col.YS) = xp*sin(omg) + yp*cos(i)*cos(omg);
obs.data(1,obs.col.ZS) = yp*sin(i);

```

Slika 25. Sadržaj funkcije *get\_broadcast\_orbits*



Ako bi se koraci funkcije *get\_broadcast\_orbits*, sa slike 26., trebali prikazati u dijagramu ona bi izgledala ovako:



Slika 26. Dijagram računanja pozicije satelita

Dakle prvo je potrebno iščitati RINEX podatke i zadati ili izračunati konstante. Neke od konstanti su ekscentričnosti, velika poluos, inklinacija, kut od ekvatorijalne ravnine do perigeja, referentno vrijeme efemerida, TGD itd. Ove konstante nisu navedene u kodu i dijagramu jer su navedene u poglavlju 5.1. Nakon iščitavanja podataka postavljaju se jednačbe tj. funkcije. Pažnju treba obratiti na iterativni postupak u Keplerovoj jednačbi prikazanoj u „kućici“ 5. Kao što je spomenuto ranije moguće je postupak početi od trenutka kada je satelit u perigeju tj. kada je  $E_k=0$ , međutim ukoliko je poznata pozicija satelita od ranije bolje je početi s tom vrijednošću. Petlja tj. računanje srednje anomalije će se izvršavati sve dok se ne postigne dovoljna točnost tj. sve dok razlika stvarne ekscentrične anomalije i

pretpostavljene ne bude manja ili jednaka od  $10^{-6}$  rad ili dok se petlja ne izvrši onoliko puta koliko je naloženo uvjetom maksimalnog broja iteracija (30 iteracija u kodu na slici 25.). Zatim se računa prava anomalija koja je izražena funkcijama sinusa i kosinusa, a u kodu je prikazana funkcijom tangens dobivenom dijeljenjem funkcije  $\sin v_k$  i  $\cos v_k$  iz dijagrama. Zatim se računa  $\varphi$  (*argument of latitude*) ili kut između sjeverne plohe i satelita. Poznavajući  $\varphi$  potrebno je još izračunati  $\Omega$  (ispravljenu zemljopisnu dužinu sjeverne plohe) za određivanje pozicije  $x$  i  $y$  osi u orbitalnoj ravnini i  $X$ ,  $Y$  i  $Z$  osi ECEF sustava. Prije određivanja pozicije u orbitalnoj ravnini računaju se ispravke inklinacije, radijusa te kuta između sjeverne plohe i satelita koje su u kodu predstavljene funkcijama  $di$ ,  $dr$  i  $du$ , respektivno, kao i tendencija promjene tih parametara označena kao  $u\_dot$ ,  $i\_dot$  i  $r\_dot$ . Poznavajući ispravljene vrijednosti  $i$ ,  $r$ ,  $u$ ,  $\Omega$  i  $\varphi$  potrebno je iste uvrstiti u jednadžbe zadnje i predzadnje kućice dijagrama sa slike 26. čime je određena pozicija satelita.

Kada se prikupe pogreške ispravke atomskog sata, relativistička pogreška i pomak faznog centra i TGD pseudoudaljenost se ispravlja za zbroj svih pogrešaka tj. pseudoudaljenost je u ovom slučaju mjerena kao vrijeme pa se vrijeme putovanja signala od satelita do prijarnika ispravlja za navedene pogreške čime se dobiva ispravljena pseudoudaljenost.

```

% Računanje ispravljene pseudoudaljenosti na osnovu objavljenih podataka za orbitu
satOrbits(FRN_obs.data(FRN_obs.col.FRN)).CorrP1(ii)=...
    satOrbits(FRN_obs.data(FRN_obs.col.FRN)).P3(ii)+...
    satOrbits(FRN_obs.data(FRN_obs.col.FRN)).clk(ii)+satOrbits(FRN_obs.data(FRN_obs.col.FRN)).Rel(ii);
end

```

Slika 27. Računanje ispravljene pseudoudaljenosti na osnovu objavljenih podataka za orbite

Funkcija *createObs* prima dva parametra i vraća dvije varijable, međutim, nisu potrebne obje varijable koje se vraćaju pa se stavlja [*broadcast\_obs*,~] što znači da se izvlači samo prva varijabla koju vraća funkcija i ta prvu varijabla se naziva *broadcast\_obs*.

Sljedeća funkcija *-delta\_xyz(1:3)* govori da su potrebna prva tri elementa ovog vektora, a *userPos* predstavlja matricu od koje se uzima  $ii$ -ti redak i stupce 1,2,3 i 4 i predstavlja krajnji rezultat ovog algoritma prikazan za specifičan primjer u poglavlju 6.

Funkcija *comp\_pos* koristi jednadžbu (16) tj. jednadžbu pseudoudaljenosti . Budući da je ta jednadžba nije linearna forma potrebno ju je linearizirati prije uporabe na način opisan u

poglavlju 5.3. Nakon linearizacije počinje pretpostavka tj. iteracija korisničke pozicije. Ukoliko prijatelj nema novije podatke o konstelaciji, kao početnu vrijednost može uzeti pretpostavku da je prijatelj u središtu Zemlje. Zatim se koristi Taylorova metoda koja uključuje parcijalnu derivaciju funkcije (19) i dobiva se greška prijateljskog sata i približna pozicija prijatelja. Nakon toga se koristi *LS (least-squares)* metoda koja predviđa veličinu u cilju minimaliziranja kvadrata zbroja razlike između promatrane i predviđene vrijednosti. Dakle ova funkcija formira matricu za čiju se „vrijednost“ dalje mijenjaju parametri predviđanja pozicije. Budući da su pseudoduljenosti podvrgnute greškama pri mjerenju i broju potrebnih iteracija, ovaj algoritam ovisi o točnosti LS rješenja metode.<sup>82</sup>

```

% Računanje pozicije prijatelja
[broadcast_obs, ~] = createObs(this_TON, satOrbits);
delta_xyz = comp_pos(broadcast_obs, rec_xyz');
rec_xyz = rec_xyz + delta_xyz(1:3);

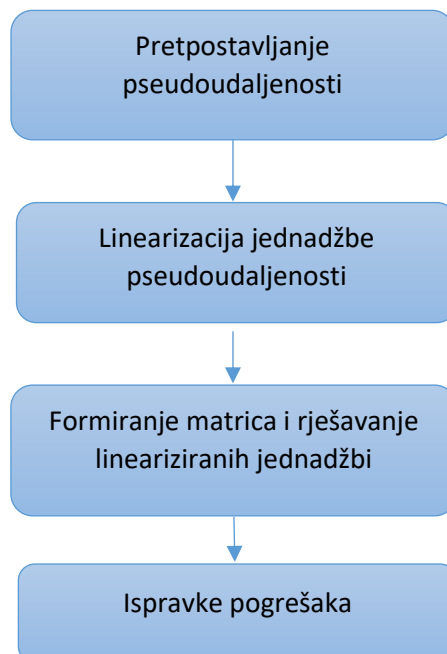
stop = stop - 1;
end
userPos(ii, 1:4) = [rec_xyz; delta_xyz(4)]';
[lon1(ii), lat1(ii), alt1(ii)] = Geodetic(rec_xyz);
end
userPos

```

Slika 28. Računanje pozicije prijatelja

Koraci *comp\_pos* funkcije će također biti predstavljeni u dijagramu, a opisani su iznad slike

28.



Slika 29. Dijagram funkcije *com\_pos*

<sup>82</sup> <https://pdfs.semanticscholar.org/fcb1/86f5b7feb713e970fd076498e93a77f72fc.pdf> 01.09.2017.

Kada bi se funkcija *com\_pos*<sup>83</sup> trebala detaljnije napisati ona bi izgledala ovako:

```
SPos = curr_obs.data(:,curr_obs.col.X3:curr_obs.col.Z3);
numOfSatellites = size(SPos, 1);
dx = zeros(numOfSatellites, 4);
obs = curr_obs.data(:,curr_obs.col.CorrP);
for i = 1:numOfSatellites
    h(i) = (obs(i,1) - norm(SPos(i,:) - rec_xyz, 'fro'));
    dx(i, :) = [(-(SPos(i,1) - rec_xyz(1))) / obs(i) , -(SPos(i,2) - rec_xyz(2)) / obs(i) , -(SPos(i,3) - rec_xyz(3)) / obs(i) , 1 ];
end;
```

Slika 30. Funkcija *com\_pos*

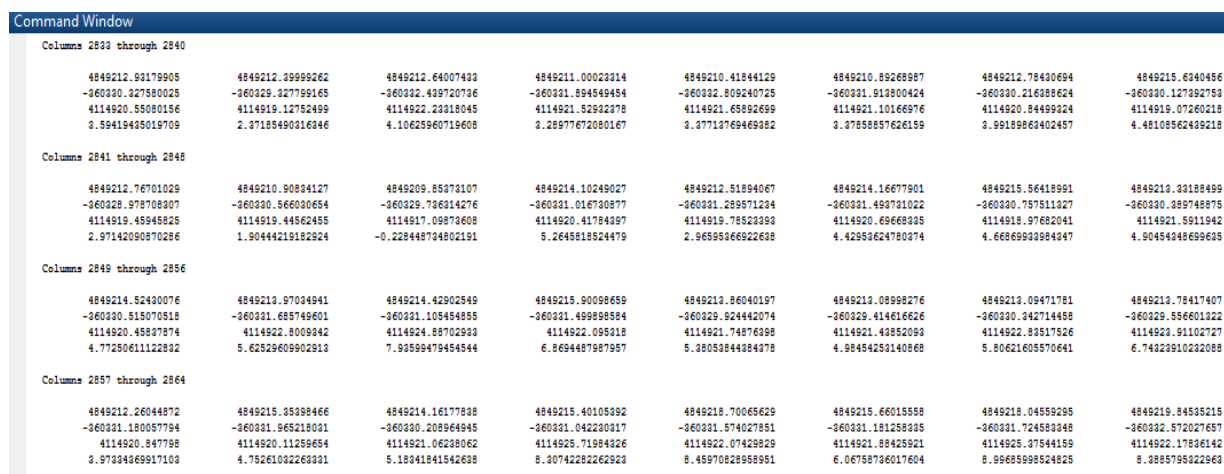
Dakle za računanje pozicije potrebna je pozicija satelita što se vidi u prvom redu jednadžbe. Za određivanje pozicije potrebno je stvoriti opservacijsku matricu ( $H$ ), da bi znali veličinu te matrice potrebno je znati koliko satelita šalje prijamniku svoje pseudoudaljenosti i koliko ih ima povoljan geometrijski raspored za određivanje pozicije. Budući da je uz 32 satelita u konstelaciji najčešće vidljivo više od 4 satelita, a neki od njih nemaju povoljan geometrijski položaj matrica  $H$  će imati više redova od kolona i matrica korisničke pozicije se neće moći izračunati već spomenutom formulom  $\Delta x = H^{-1} \Delta \rho$ . U tom slučaju umjesto  $H^{-1}$  se koristi pseudoinvers matrica  $(H^T H)^{-1} H$ .

---

<sup>83</sup> <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/56730-gps-receiver-position?focused=6227610&tab=function> 07.09.2017.

## 6. PRIMJER IZRAČUNA POZICIJE PRIJAMNIKA

Nakon završenog algoritma MATLAB-u je potrebno 45 sekundi da obradi opširne podatke RINEX zapisa i omogući računanje pozicije prijamnika preko algoritma. Nakon što MATLAB obradi podatke unošenjem „*userPos'*“ naredbe u komandni prozoru matlaba se pojavljuje matrica veličine 4x8 sa koordinatama proračunatim iz redova zapisa RINEX (Slika 12.).



The screenshot shows the MATLAB Command Window with a 4x8 matrix of coordinates. The matrix is displayed in a grid format with column headers indicating the range of columns for each group. The data is as follows:

Command Window							
Columns 2833 through 2840							
4849212.39179905	4849212.99999262	4849212.64007433	4849211.00023314	4849210.41844129	4849210.89268997	4849212.78430694	4849215.6240456
-360330.327590025	-360329.327799165	-360332.439720736	-360331.894549454	-360332.809240725	-360331.913800424	-360330.216988624	-360330.127992753
4114920.55090156	4114919.12792499	4114922.23018045	4114921.52932378	4114921.65892699	4114921.10166976	4114920.84499924	4114919.07260218
3.5841945019709	2.37185490316346	4.10623960719608	3.28977672081067	3.37713769469382	3.37858857626159	3.99189869402497	4.48108562493218
Columns 2841 through 2848							
4849212.76701029	4849210.90894127	4849209.85073107	4849214.10249027	4849212.51894067	4849214.16677901	4849215.56418991	4849213.33189499
-360328.979708307	-360330.566030654	-360329.736314276	-360331.016730877	-360331.289571234	-360331.493731022	-360330.757511327	-360330.389748875
4114919.45945825	4114919.44562455	4114917.09873608	4114920.41784397	4114919.78523393	4114920.69668335	4114918.97682041	4114921.5911942
2.57142050870286	1.90444219182324	-0.228448734802191	5.2645818524479	2.96595366922638	4.42953624780374	4.66969933984347	4.90454346996685
Columns 2849 through 2856							
4849214.52430076	4849213.97034941	4849214.42902549	4849215.90098659	4849213.86040197	4849213.08998276	4849213.09471781	4849213.78417407
-360330.515070518	-360331.485749601	-360331.105454855	-360331.499989584	-360329.924442074	-360329.414616626	-360330.342714458	-360329.556601322
4114920.45837874	4114922.8009342	4114924.89702933	4114922.095318	4114921.74876398	4114921.43852093	4114922.83517526	4114923.91102727
4.77250611122832	5.62529609902913	7.93599479454544	6.8694487987957	5.3805384484378	4.98454253140868	5.80621605570641	6.74323910232088
Columns 2857 through 2864							
4849212.26044872	4849215.35398466	4849214.16177838	4849215.40105892	4849218.70065629	4849215.66015558	4849218.04559295	4849219.84535215
-360331.180057794	-360331.565218031	-360330.208964945	-360331.042230317	-360331.574027851	-360331.181258335	-360331.724583348	-360332.572027657
4114920.847798	4114920.11259654	4114921.06238062	4114925.71984326	4114922.07429829	4114921.88425921	4114925.37544159	4114922.17836142
3.9734969917103	4.75261032289331	5.18341841542638	8.30742282262923	8.45970828958951	6.06758736017604	8.9968998524825	8.3885795322963

Slika 31. Komandni prozor MATLABA nakon ukucavanja naredbe *userPos'*

Ukoliko nas zanima samo određena varijabla a ne cijeli kod tj. računanje cijele pozicije moguće je označiti varijablu s pripadajućom funkcijom i pritisnuti tipku F9 na tipkovnici računala što uzrokuje računanje i ispisivanje željene varijable, a preskače dio koji nije označen. Ako je potrebno znati podatke koji se ne ispisuju uklanja se znak ; te se nakon funkcije podaci ispisuju. Budući da su podaci u ovom algoritmu vrlo opširni nakon većine funkcija je stavljan znak ; kako bi kod bio pregledniji. Nadalje varijable koje nisu ispisane je moguće otvoriti u prozoru radnog prostora dvostrukim klikom na željenu varijablu koji otvara istu u prozoru varijabli. Na slici 14. se vidi prozor radnog prostora s označenom varijablom *userPos* i njene vrijednosti.

Pri računanju pozicije definirane su varijable *A* i *B* (Slika 13.) U poglavlju 5. objašnjeni su pojmovi TGD i PCO. Kada bi se uklonio znak ; iza ovih varijabli dobile bi se vrijednosti istih. Te vrijednosti se koriste u računanju odstupanju faznog centra antene. Pozicija faznog centra

antene nije nužno jednaka geometrijskom centru antene. Budući da antena zapravo ima dva fazna centra tj. jedan za frekvenciju L1 i drugi za frekvenciju L2 i oba imaju različita odstupanja, a postoje softveri koji dozvoljavaju unos samo jednog odstupanja faznog centra on se računa po formuli:  $PCO = 2.545L1 - 1.545L2$ .<sup>84</sup> (4)

```
>> % Konstante i mjerenja GPS satelita
c = 2.99792458e8 ; % brzina svjetlosti (m/s)
fL1 = 1575.42e6; % L1 frekvencija (Hz)
fL2 = 1227.6e6; % L2 frekvencija (Hz)
B=fL2^2/(fL2^2-fL1^2)
A=-B+1

B =

    -1.54572778016316

A =

    2.54572778016316

fx >> |
```

Slika 32. Vrijednosti A i B

Rješenje tj. pozicija ovog prijamnika po proračunatom kodu je  $x=4849209,51984704, y=-360328,854624186, z=4114919,59643877$ . Pri proračunu pozicije dozvoljeno je koristiti različite koordinatne sustave, ali u praksi najčešće se koristi ECEF sustav. Kao što je navedeno ranije u radu, ECEF sustav je sustav sa početkom (središtem) u centru Zemlje a njegove osi x,y i z su vektori širine, dužine i visine. Bitno je napomenuti da je lokacija centra Zemlje definirana nekim terestijalnim referentnim okvirom. Galileo i GPS sustav koriste ITRS (*International Terrestrial Reference System*) kao bazu za svoj referentni sustav. Referentni sustav koji se nalazi unutar GPS prijamnika a predstavlja inačicu ITRS-a je WGS84. Dakle u prijamnicima korisnička pozicija je prikazana u obliku koordinata sustava WGS84.<sup>85</sup>

<sup>84</sup> <https://www.ordnancesurvey.co.uk/business-and-government/help-and-support/navigation-technology/os-net/antenna-phase-offsets.html> 29.08.2017.

<sup>85</sup> F. Van Diggelen, A-GPS Assisted GPS, GNSS and SBAS, Artech House Boston/ London 2009. str. 98

Name	Value	Min	Max
A	2.5457	2.5457	2.5457
B	-1.5457	-1.5457	-1.5457
P1	2.2829e+07	2.2829...	2.2829...
P2	2.2829e+07	2.2829...	2.2829...
P3	2.2829e+07	2.2829...	2.2829...
PRN_obs	<1x1 struct>		
TimeSpan	<2880x1 double>	259200	345570
alt1	<1x2880 double>	823.50...	860.33...
ans	<4x2880 double>	-3.603...	4.8492...
broadcast_obs	<1x1 struct>		
c	299792458	29979...	29979...
curr_obs	<1x1 struct>		
delta_xyz	[1.8091e-09;4.3565e-1...	4.3565...	1.2315
ephemeris	<380x24 double>	-103.6...	345584
epochs	<2880x1 double>	259200	345570
fl1	1.5754e+09	1.5754...	1.5754...
fl2	1.2276e+09	1.2276...	1.2276...
ii	2880	2880	2880
index	[24139;24140;24141;2...	24139	24147
jj	9	9	9
lat1	<1x2880 double>	0.7056	0.7056
lon1	<1x2880 double>	-0.0742	-0.0742
obs	<1x1 struct>		
rec_xyz	[4.8492e+06;-3.6033e...	-3.603...	4.8492...
satOrbits	<1x32 struct>		
stop	1	1	1
this_TOW	345570	345570	345570
userPos	<2880x4 double>	-3.603...	4.8492...

	1	2	3	4	5
1	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	2.4900	
2	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	1.5344	
3	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	2.6431	
4	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	6.5022	
5	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	3.1154	
6	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	3.5225	
7	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	2.7945	
8	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	1.5802	
9	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	5.8636	
10	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	-1.7082	
11	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	5.6054	
12	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	5.8844	
13	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	7.8579	
14	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	6.6345	
15	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	7.7563	
16	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	9.4421	
17	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	10.1444	
18	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	13.2233	
19	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	-3.8284	
20	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	5.7096	
21	4.8492e+06	-3.6033e+05	4.1149e+06	12.1906	

Slika 33. Prozor radnog prostora i varijabli

## 7. ZAKLJUČAK

Implementacija GPS-a u civilne svrhe je uvelike olakšala pozicioniranje i orijentaciju u svakodnevnom životu. Napredak tehnologije je omogućio smanjenje dimenzija prijamnika i ugradnju istoga u male prijenosne uređaje kao što su mobilni telefon, tablet, prijenosno računalo itd. GPS navigacija je pronašla svoje mjesto u zrakoplovstvu i svojom pojavom povećala situacijsku svjesnost omogućavajući uz prikaz trenutne pozicije zrakoplova prikaz rute, drugih značajnih točaka, gradova ili reljefnih obilježja. Zbog toga je GPS razlog sve većeg gašenja VOR i NDB uređaja, ali ipak još uvijek preciznošću ne može parirati ILS sustavu. Zbog čega su uvedena proširenja GPS sustava.

RINEX jedinstveni format zapisa omogućava različitim GNSS prijamnicima korištenje podataka sa svih satelita. RINEX zapis će imati značajniju ulogu u zrakoplovnoj navigaciji ako se Galileo sustav, kada bude u potpunoj operativnoj sposobnosti, počne koristiti kao sustav za navigaciju civilnih zrakoplova.

RINEX zapis je jedinstveni zapis informacija sa satelita koje se uz pomoć algoritma mjere i omogućavaju računanje pozicije. Za računanje pozicije potrebno je minimalno 4 vidljiva satelita. Ulazni podaci za mjerenje pozicije su efemeride tj. pozicija satelita, brzina prostiranja signala, vrijeme atomskog sata i vrijeme sata prijamnika. Iz ovih podataka se dobiva pseudoudaljenost koja se ispravlja za pogreške atomskog i prijamničkog sata, efemerida, troposferske i ionosferske pogreške i druge da bi se u konačnici dobila pozicija prijamnika.



## LITERATURA:

1. B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr., Global Positioning System: Theory and Applications (Volume I), American Institute of Aeronautics and Astronautics 1996.
2. D. Novak, Zrakoplovna prostorna navigacija, Sveučilište u Zagrebu FPZ Zagreb, 2015., 118. str.
3. E. Kaplan, c. Hegarty Understanding GPS: Principles and Applications, ARTECH house 2006.
4. F. Van Diggelen, A-GPS Assisted GPS, GNSS and SBAS, Artech House Boston/ London 2009.
5. Interface Specification, Navstar GPS Space segment/Navigation User Interfaces, Revision D, El Segundo U.S.A. 2006.
6. J. Raquet, Calculation of GPS PNT Solution, Wright Patterson, Ohio 2013.
7. Ruhr University Bochum, Iterative least squares method for global positioning system, Germany 2011.
8. T. Radišić, Autorizirano predavanje- NAVIGATION Satellite Based Systems
9. W. Gurtner, The Receiver Independent Exchange Format, UNAVCO, Boulder, Colorado 2007.
10. <http://gisgeography.com/trilateration-triangulation-gps/> 27.06.2017.
11. <http://gpsworld.com/the-almanac/> 20.07.2017.
12. <http://www.gemsys.ca/gps-dgps/> 20.07.2017.
13. <http://www.gps.gov/systems/gps/control/> 15.06.2017.
14. <http://www.rya.org.uk/knowledge-advice/cruising-tips/navigation/Pages/chart-plotter-friend-or-foe.aspx> 23.07.2017.
15. <http://www.sciencenc.com/event-help/examples/RemoteSensing/Catalog%20of%20Earth%20Satellite%20Orbits.pdf> 15.05.2017.
16. <https://earthobservatory.nasa.gov/Features/OrbitsCatalog/page2.php> 20.05.2017.
17. <https://shivkumardas.wordpress.com/agri-tech/an-introduction-to-gps-gis-and-its-uses-in-agriculture/> 03.05.2017.
18. <https://ww1.jepesen.com/documents/aviation/business/RAIM-Requirements.pdf> 29.07.2017.

19. [https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/tech\\_ops/navservices/gnss/laas/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/tech_ops/navservices/gnss/laas/) 20.07.2017.
20. [https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/tech\\_ops/navservices/gnss/laas/howitworks/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/tech_ops/navservices/gnss/laas/howitworks/) 24.07.2017.
21. [https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/tech\\_ops/navservices/gnss/waas/benefits/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/tech_ops/navservices/gnss/waas/benefits/) 17.07.2017.
22. <https://www.ordnancesurvey.co.uk/business-and-government/help-and-support/navigation-technology/os-net/antenna-phase-offsets.html> 28.08.2017..

## POPIS SLIKA

Slika 1. Segmenti GPS sustava .....	2
Slika 2. Shematski prikaz orbita satelita .....	3
Slika 3. Objekti u blizini Zemlje .....	4
Slika 4. Kontrolni segment GPS sustava .....	8
Slika 5. Shematski prikaz određivanja 3D pozicije (lijevo) i 2D pozicije (desno) .....	15
Slika 6. Prikaz prijema reflektiranog i direktnog vala .....	18
Slika 7. Geometrijska degradacija točnosti .....	19
Slika 8. Geografsko pokrivanje SBAS sustava .....	20
Slika 9. GBAS .....	24
Slika 10. Razlika između navođenja GBAS i ILS sustava.....	25
Slika 11. RAIM shematski prikaz načina rada .....	27
Slika 12. Keplerovi orbitalni elementi.....	40
Slika 13. Veza između središnjeg kuta Zemlje i kuta visine .....	46
Slika 14. Prikaz vektora pozicije korisnika .....	47
Slika 15. Kašnjenje faze koda.....	48
Slika 16. Prvi dio algoritma .....	53
Slika 17. Podaci objavljenih orbita.....	53
Slika 18. Konstante i mjerenja GPS satelita .....	54
Slika 19. Funkcija repmat i for petlja .....	55
Slika 20. Inicijalizacija pozicije prijarnika .....	55
Slika 21. Bilježenje mjerenja.....	56
Slika 22. Računanje mjerenja bez ionosferske korekcije.....	56
Slika 23. For petlja .....	56
Slika 24. Dobivanje podataka objavljenih orbita .....	57
Slika 25. Sadržaj funkcije get_broadcast_orbits.....	58
Slika 26. Dijagram računanja pozicije satelita .....	59
Slika 27. Računanje ispravljene pseudoudaljenosti na osnovu objavljenih podataka za orbite .....	60
Slika 28. Računanje pozicije prijarnika.....	61
Slika 29. Dijagram funkcije com_pos.....	61
Slika 30. Funkcija com_pos.....	62

Slika 31. Komandni prozor MATLABA nakon ukucavanja naredbe userPos' .....	63
Slika 32. Vrijednosti A i B .....	64
Slika 33. Prozor radnog prostora i varijabli .....	65

## POPIS TABLICA

Tablica 1. Informacije o konstelaciji satelita.....	5
Tablica 2. Sustavne greške GPS-a i njihove vrijednosti.....	18
Tablica 3. Točnost WAAS proširenja .....	21
Tablica 4. Zahtjevane navigacijske performanse.....	27
Tablica 5. Opis naslovnog dijela GNSS opservacijskih podataka.....	29
Tablica 6. Opis naslovnog dijela GNSS navigacijske poruke.....	36
Tablica 7. Opis RINEX zapisa navigacijske poruke.....	37

## POPIS KRATICA

3D- trodimenzionalno

ABAS- Aircraft Based Augmentation System

ADF-Automatic Direction Finder

ADS-B Automatic Dependent Surveillance-Broadcast

ANT- antena

ASCII- American Standard Code for Information Interchange

C/A- course and acquisition

ECEF- Earth centered Earth fixed

EGNOS- European Geostationary Navigation Overlay Service

FAA- Federal Aviation Authorities

FD- Fault detection

FDE- Fault detection and exclusion

GAGAN- GPS Aided GEO Augmented Navigation

GAST-C- GBAS Approach Service type C

GBAS- Ground Based Augmentation System

GNSS- Global Navigation Satellite System

GPS- Global Positioning System

HOW- handover word

IF – intermediate frequency

ILS- Instrument landing system

ITRS- International Terrestrial Reference System

Kat.- kategorija

MSAS- MTSAT Satellite Augmentation System

NDB- Non-directional beacon

P kod- precision code

PCO Phase Center Offset

PGM- program

PRN- Pseudorandom noise code

RAIM Receiver Autonomous Integrity Monitoring

REC- receiver

RINEX- Receiver Independent Exchange Format

RNAV- Area navigation

RNP- Required navigation performance

SAD- Sjedinjene Američke države

SBAS- Space Based Augmentation System

SVN- Space Vehicle Number

TGD- Timing Group Delay

TLM- telemetry

TOW-time of transmission

URA User Range ERROR

UTC- Universal Time Coordinated

VHF- Very High Frequency

VOR- very high-frequency omnidirectional range

WAAS- Wide Area Augmentation System

WGS84- World Geodetic System 1984.

## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj ZAVRŠNI RAD

isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.

Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu ZAVRŠNOG RADA  
pod naslovom IZRAČUN POZICIJE PRIJAMNIKA GPS-a NA TEMELJU PODATAKA RINEX

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu 11.09.2017.

Student/ica:

Mustapić

(potpis)