Izračun dostupnosti funkcije RAIM na temelju konfiguracije satelita GPS-a

Jelača, Josip

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:119:496650

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-28**



Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository







SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Josip Jelača

IZRAČUN DOSTUPNOSTI FUNKCIJE RAIM NA TEMELJU KONFIGURACIJE SATELITA GPS-A

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. 4328

Pristupnik: **Josip Jelača (0135239600)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Pilot
Usmjerenje: Vojni pilot

Zadatak: **Izračun dostupnosti funkcije RAIM na temelju konfiguracije satelita GPS-a**

Opis zadatka:

Funkcija RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) služi za provjeru pouzdanosti pozicije određene satelitskim navigacijskim sustavima. Temelji se na višestrukim izračunima pozicije prijamnika korištenjem različitih kombinacija dostupnih satelita. U ovom će radu student opisati satelitske navigacijske sustave koji se trenutno koriste u zrakoplovstvu, obrazložit će potrebu za funkcijom RAIM, opisati algoritam za izračunavanje dostupnosti funkcije RAIM, napisati program u MATLAB-u kojim se izračunava dostupnost funkcije RAIM te prikazati rad istoga na primjeru.

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 DOSTUPNOSTI FUNKCIJE RAIM NA TEMELJU KONFIGURACIJE SATELITA GPS-A
CALCULATION OF RAIM FUNCTION AVAILABILITY BASED ON GPS CONSTELLATION CONFIGURATION

Mentor: dr. sc. Tomislav Radišić

Student: Josip Jelača
JMBAG: 0135239600

Zagreb, kolovoz 2017.

Sažetak

U završnom radu opisat će se uloga i važnost GPS-a u zrakoplovnoj navigaciji te zrakoplovni sustav dopune u obliku RAIM algoritma. Bit će prikazane navigacijske specifikacije u različitim segmentima i fazama leta te specifični zahtjevi performansi koje zrakoplov treba ispuniti da bi mogao letjeti u skladu s PBN konceptom. Također, detaljnije će biti definiran problem integriteta navigacijske poruke, uz prikaz izvora pogrešaka i sustava dopune satelitskih navigacijskih sustava. Bit će opisan i temeljni RAIM algoritam i tri osnovne RAIM sheme. Na kraju završnog rada opisat će se ukratko MATLAB program koji izračunava dostupnost funkcije RAIM i prikazat će se rad istoga na primjeru.

KLJUČNE RIJEČI: GPS; PBN koncept; Integritet; RAIM algoritam; Dostupnost

Summary

In this paper role and importance of GPS in air navigation and aircraft-based augmentation system in the shape of RAIM algorithm will be described. Navigation specification in different segments and phases of flight will be presented, and specific performance requirements that must be carried out by the aircraft so that it can fly in accordance with PBN concept will be explained. Also, the integrity problem will be defined more in detail, along with error sources in GPS and review of augmentation systems. A baseline RAIM algorithm and three basic RAIM methods will be described. At the end of the paper MATLAB program which calculates RAIM function availability will be presented.

KEY WORDS: GPS; PBN concept; Integrity; RAIM algorithm; Availability

SADRŽAJ

1. UVOD 1
2. UPORABA GPS-A U ZRAKOPLOVNOJ NAVIGACIJI 3
2.1. Navigacija bazirana na performansama (PBN) 3
2.2. Navigacijske specifikacije 4
2.3. Organizacija zračnog prostora u PBN konceptu 6
2.3.1. Područja iznad oceana i velikih kopnenih prostranstava 6
2.3.2. Područja rutnih segmenata iznad kopna 7
2.3.3. Terminalne zone 7
2.3.4. Prilazi za slijetanje 7
2.4. Podjela GPS prijemnika 8
2.4.1. Razred A 9
2.4.2. Razred B 9
2.4.3. Razred C 9
2.5. Zahtjevi koje GPS uređaj treba ispuniti za zrakoplovnu navigaciju 10
3. PROBLEM INTEGRITETA NAVIGACIJSKE PORUKE 12
3.1. Specifični zahtjevi performansi 12
3.1.1. Točnost 12
3.1.2. Raspoloživost 13
3.1.3. Kontinuitet 14
3.1.4. Funkcionalnost 14
3.1.5. Integritet 14
3.2. Uzroci pogrešaka pri određivanju pozicije 15
3.2.1. Pogreške zbog prostornog rasporeda satelita 15
3.2.2. Pogreška sata satelita 16
3.2.3. Pogreške efemerida satelita 16
3.2.4. Pogreške uzrokovane atmosferskim utjecajem 16
3.2.5. Šum prijemnika 16
3.2.6. Prijem reflektiranog vala 16
3.3. Sustavi dopune satelitskog navigacijskog sustava 16
3.3.1. Zrakoplovni sustav dopune (ABAS) 16
3.3.2. Zemaljski sustav dopune (GBAS) 17
3.3.3. Satelitski sustav dopune (SBAS) 17
3.4. Gubitak integriteta 18

4. AUTONOMNI NADZOR INTEGRITETA U PRIJEMNIKU 20
4.1. Opis sustava 21
4.2. Procjena položaja 21
4.3. Otkrivanje pogrešaka metodom najmanjih kvadrata LSR 22
4.4. Izvedba AIM-a (mogućnost otkrivanja pogrešaka) 24
5. TEMELJNI RAIM ALGORITAM 26
5.1. Tri osnovne RAIM metode 26
5.1.1. Metoda usporedbe dometa 26
5.1.2. Metoda ostataka najmanjih kvadrata 27
5.1.3. Metoda jednakosti 28
5.2. Izračun praga odluke 29
5.3. Odbacivanje loših geometrija 29
5.4. Mjerenja dobivena drugim izvorima 31
5.5. Sažetak glavnih koraka u standardnom RAIM algoritmu 32
6. IZRAČUN DOSTUPNOSTI RAIM FUNKCIJE 34
6.1. MATLAB program koji izračunava dostupnost funkcije RAIM 34
6.1.1. Pretvorba geografskih koordinata korisnika u ECEF koordinate 35
6.1.2. Pretvorba podataka iz almanaha u poziciju satelita 35
6.1.3. Pretvorba ECEF koordinata u ENU 37
6.1.4. Otkrivanje vidljivih satelita 38
6.1.5. Određivanje matrice 39
6.1.6. Izračun vrijednosti ARP 39
6.1.7. Izračun dostupnosti funkcije 40
6.2. Primjer rada programa 41
7. ZAKLJUČAK 43

1. UVOD

Američki Globalni pozicijski sustav (GPS) dio je globalnog navigacijskog satelitskog sustava (GNSS), koji pomoću satelita u orbiti omogućuje određivanje korisnikove pozicije, bilo gdje na površini Zemlje i u bilo kojem trenutku. Temeljno načelo rada ovog sustava je precizno mjerenje vremena koje je potrebno signalu da stigne od satelita do prijemnika. Budući da signal putuje brzinom svjetlosti, jednostavno je izračunati prijeđeni put, odnosno udaljenost od korisnika do satelita. Da bi se odredila stvarna pozicija, prijemnik treba primati signale s minimalno 4 satelita. Sateliti su u Svemiru raspoređeni u precizno definiranim eliptičnim orbitama oko Zemlje, čiji srednji polumjer iznosi 26570 km, a nalaze se na visini od oko 20200 km, te im je potrebno 11 sati 57 minuta i 58 sekundi da naprave puni krug oko Zemlje. Uvijek je operativno najmanje 24 satelita koji su raspoređeni u 6 orbita. Orbite su raspoređene tako da presijecaju ravninu ekvatora Zemlje po kutem od 55° i one čine konstelaciju satelita GPS-a.

Zbog različitih razloga, a ponajviše zbog loše geometrije satelita, može doći do gubitka integriteta sustava, te se takav sustav ne može pouzdano koristiti za određivanje pozicije. Zbog toga postoje različiti sustavi koji vrše nadzor integriteta i upozoravaju korisnika kada dođe do njegova gubitka. Jedan takav sustav je i algoritam RAIM. Svrha ovog završnog rada je prikazati metode autonomnog nadzora integriteta u prijemniku. Cilj ovog završnog rada je na temelju poznatih vrijednosti, uz određene uvjete, izračunati dostupnost funkcije RAIM za određeno područje na površini Zemlje. Završni rad podijeljen je na 7 poglavlja:

1. Uvod
2. Uporaba GPS-a u zrakoplovnoj navigaciji
3. Problem integriteta navigacijske poruke
4. Autonomni nadzor integriteta u prijemniku
5. Temeljni RAIM algoritam
6. Izračun dostupnosti RAIM funkcije
7. Zaključak.

U drugom poglavlju prikazane su mogućnosti uporabe GPS-a s naglaskom na zrakoplovnu navigaciju, te je prikazan navigacijski koncept u kojem se koristi satelitska navigacija. Prikazane su navigacijske specifikacije koje treba ispuniti navigacijska oprema, te podjela prijemnika u razrede i zahtjevi koje trebaju ispuniti da bi bili certificirani za zrakoplovnu navigaciju.

Specifični zahtjevi performansi navigacijske opreme opisani su u trećem poglavlju, uz prikaz i kratak opis uzroka pogrešaka u pozicioniranju, te sustava dopune satelitskih navigacijskih sustava.

Četvrto poglavlje obuhvaća prikaz autonomnog nadzora integriteta u prijemniku.

U petom poglavlju je kroz nekoliko glavnih koraka opisan temeljni RAIM algoritam. Opisane su tri osnovne sheme, izračun graničnih vrijednosti, odbacivanje geometrija satelita koje nisu prikladne i implementacija mjerenja dobivenih iz drugih sustava.

Uvjeti koji se trebaju zadovoljiti da bi funkcija RAIM bila dostupna prikazani su u šestom poglavlju. U poglavlju je također opisan i kod u MATLAB programu pomoću kojeg se može provjeriti je li funkcija RAIM dostupna u nekom trenutku na nekom području na Zemlji. Za kraj je prikazan i primjer rada tog programa za područje Zračne luke Zadar.

2. UPORABA GPS-A U ZRAKOPLOVNOJ NAVIGACIJI

Globalni pozicijski sustav – GPS – koristi se diljem svijeta u navigaciji (kako zrakoplovnoj, tako i pomorskoj), zatim za određivanje pozicije te za znanstvena pitanja koja su povezana s preciznim određivanjem stvarne pozicije na Zemljinoj površini. Na spomen GPS-a većina ljudi odmah pomisli na GPS uređaj u automobilima, kojeg koriste mnogi vozači kada prvi put dolaze u neki novi grad, ali kojeg koriste i mnogi profesionalni vozači. Međutim, iako je to možda i najpopularniji oblik primjene, GPS koriste i brojni drugi korisnici u različitim zanimanjima. Pomorska, zrakoplovna i cestovna navigacija, osobna navigacija prilikom planinarenja, vožnje bicikle i slično, pronalazak automobila na parkingu, moderna poljoprivreda, geodezija i građevina, kartografija i Geografski informacijski sustav GIS, javna sigurnost (vatrogasci, policija, vojska, hitna medicinska služba)... Za sve ove aktivnosti i poslove GPS je u današnje vrijeme gotovo neophodan. [1] Ipak, nama najzanimljivija upotreba GPS-a je u zrakoplovnoj navigaciji. U strategiji Europske organizacije za sigurnost zračne plovidbe EUROCONTROL stoji da će do 2020. godine GNSS postati primarni, a moguće i jedini sustav za vođenje zrakoplovne navigacije. [2] GPS polako i postaje vodeći sustav u zrakoplovnoj navigaciji, a koriste ga gotovo svi zrakoplovi, od malih aviona koji služe za rekreaciju i panoramske letove, do velikih prekooceanskih putničkih aviona. Velika prednost GPS-a su znatno manji operativni troškovi u odnosu na inercijalne navigacijske sustave, a isto tako i to što ne zahtjeva nikakvu zemaljsku infrastrukturu i opremu, za razliku od VOR-a, NDB-a, LORAN-a i sl. [1] Mogućnosti korištenja GPS-a u zrakoplovstvu su dosta široke. GPS se može koristiti u svim fazama leta: u odlaznim i dolaznim procedurama u terminalnim zonama, u rutnom letenju u područjima iznad oceana i velikih kopnenih prostranstava i u područjima rutnih segmenata iznad kopna, te u prilazu za slijetanje.

2.1. Navigacija bazirana na performansama (PBN)

GPS je jedan od temelja navigacije bazirane na performansama (PBN, engl. Performance Based Navigation). Hrvatska kontrola zračne plovidbe (HKZP) definira PBN koncept, koji je detaljno opisan u Priručniku za navigaciju prema letnim sposobnostima zrakoplova (engl. Performance Based Navigation Manual), ICAO Doc 9613, kao koncept koji utvrđuje zahtjeve u vezi sposobnosti koje određeni prostorno-navigacijski sustav (RNAV, engl. Area Navigation) treba posjedovati u pogledu potrebne točnosti, integriteta, dostupnosti, pouzdanosti i funkcionalnosti, potrebnih za predviđenu operaciju letenja u unaprijed određenom konceptu zračnoga prostora uz podršku odgovarajuće navigacijske infrastrukture. [3] PBN koncept sastoji se od tri osnovne komponente:

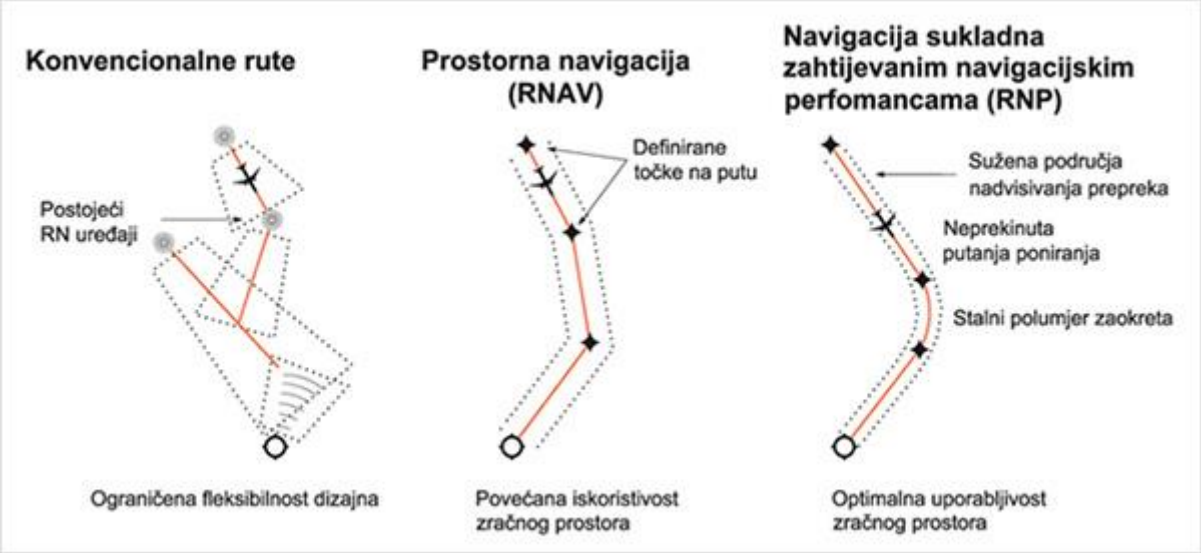
1) Navigacijske infrastrukture – koja se odnosi na satelitsku navigacijsku infrastrukturu ili na zemaljska radio-navigacijska sredstva, primjerice VOR
2) Navigacijskih specifikacija – koje definiraju zahtjeve performansi RNAV sustava u smislu točnosti, cjelovitosti, raspoloživosti i kontinuiteta unutar definiranog koncepta zračnog prostora

3) Navigacijskih aplikacija – to su definirani postupci vođenja zrakoplova tijekom leta prema propisanoj putanji, a odnose se na rute, postupke instrumentalnih prilaženja i sektore zračnog prostora. [2]

U usporedbi sa zemaljskim radio-navigacijskim sredstvima, PBN koncept ima nekoliko prednosti:

- Smanjuje se potreba za zračnim putevima i navigacijskim postupcima, a s time se smanjuju i troškovi održavanja navigacijskih uređaja i sl.
- Raspoloživi zračni prostor se efikasnije koristi, moguće je u određen prostor smjestiti više ruta i procedura te tako povećati kapacitet
- Moguće je kreirati rute koje bi bile ekonomičnije za zrakoplove (smanjenje potrošnje goriva) i koje bi smanjile buku
- Pojednostavljuje se proces dobivanja operativnog odobrenja operatorima zrakoplova. [3]

Na slici 1. prikazano je kako su rute koje se temelje na PBN konceptu efikasnije jer ih je moguće više smjestiti u određeni zračni prostor i kako ne koriste zemaljska radio-navigacijska sredstva.



Slika 1. Razvoj navigacijskih ruta

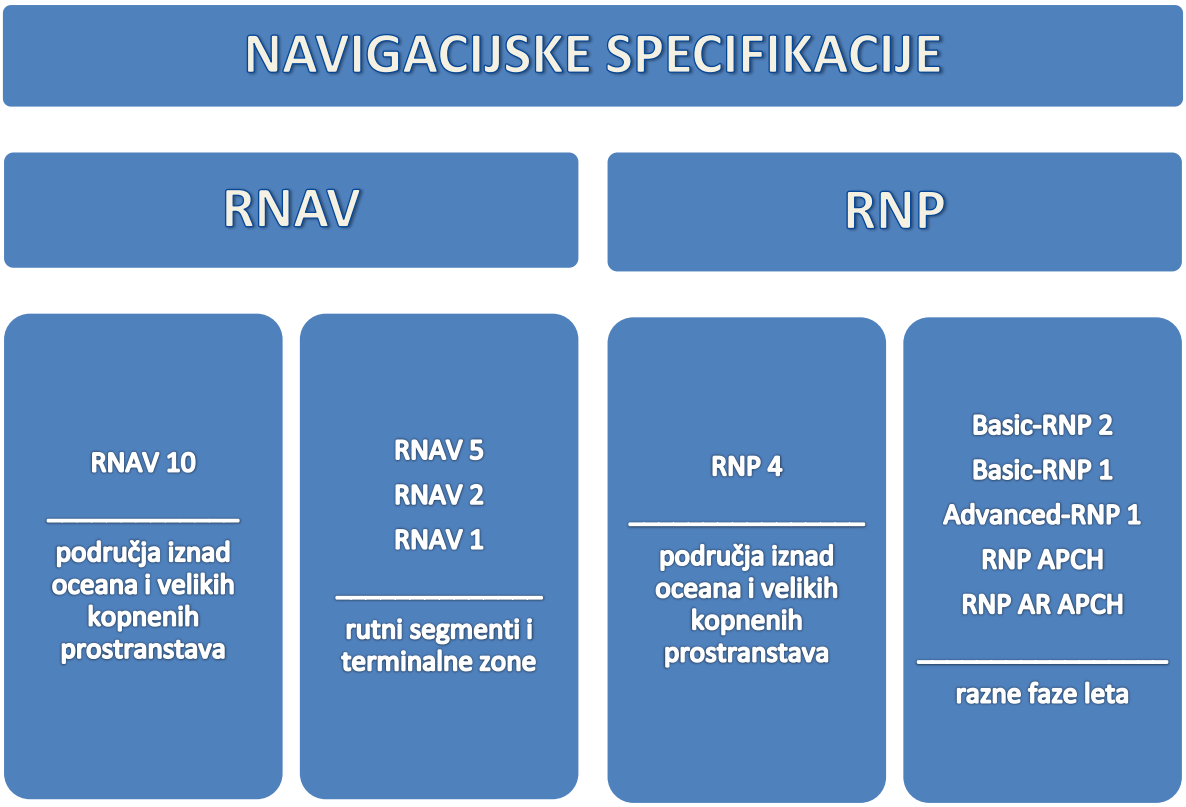
Izvor: [3]

2.2. Navigacijske specifikacije

Navigacijskim specifikacijama su definirani zahtjevi za performansama RNAV sustava, navigacijske funkcije RNAV sustava koje su potrebne da bi se zadovoljile tražene performanse, a također su propisane i značajke i standardi senzora koji su integrirani u te sustave, te zahtjevi koje trebaju ispuniti posade zrakoplova. Svrha navigacijskih specifikacija je postizanje zajedničkog standarda i ispunjenje postavljenih kriterija za performansama navigacijske opreme i avionike zrakoplova. Navigacijske specifikacije dijele se na RNP i RNAV.

RNP (engl. Required Navigation Performance) specfikacije propisuju uporabu samostalnog sustava na zrakoplovu koji kontinuirano prati poziciju zrakoplova, vrši proračune i upozorava posadu ako dođe do odstupanja od namjeravane putanje leta. Razlika između RNP i RNAV navigacijskih specifikacija je u tome što kod RNAV specifikacija takav samostalni sustav nije potreban. Kada se označavaju navigacijske specifikacije, bilo RNAV ili RNP, uz njih se dodaje i određena oznaka, koja označava najveće dopušteno bočno odstupanje pri vođenju navigacije u odnosu na definiranu putanju leta, a koja je izražena u nautičkim miljama. To odstupanje se ne smije premašiti tijekom 95% vremena trajanja leta. [2]

Podjela navigacijskih specifikacija prikazana je na slici 2.



Slika 2. Podjela navigacijskih specifikacija

Izvor: [2]

U tablici 1. su za navigacijske specifikacije navedeni standardi najvećih dopuštenih bočnih odstupanja u nautičkim miljama, tijekom različitih faza leta.

Tablica 1. Prikaz navigacijskih specifikacija i pripadajućih točnosti vođenja u različitim fazama leta

Navigacijske specifikacije	Faze leta							
	Rute Zone (velika prostranstva)	Rutni segmenti i term.	Dolazni postupci	Početno prilaženje	Među-prilaženje	Završno prilaženje	Neuspjelo prilaženje	Odlazni postupci
RNAV 10	10	-	-	-	-	-	-	-
RNAV 5	-	5	5	-	-	-	-	-
RNAV 2	-	2	2	-	-	-	-	2
RNAV 1	-	1	1	1	1	-	1	1
RNP 4	4	-	-	-	-	-	-	-
Basic RNP 1	-	-	1	1	1	-	1	1
RNP APCH	-	-	-	1	1	0,3	1	-
RNP AR APCH	-	-	-	1 – 0,1	1 – 0,1	0,3 – 0,1	1 – 0,1	-

Izvor: [2]

2.3. Organizacija zračnog prostora u PBN konceptu

Zračni prostor u kojem zrakoplovi izvode letačke operacije podijeljen je na posebno definirana područja koja mogu biti:

- Područja iznad oceana i velikih kopnenih prostranstava
- Područja rutnih segmenata iznad kopna
- Terminalne zone
- Prilazi za slijetanje. [2]

2.3.1. Područja iznad oceana i velikih kopnenih prostranstava

U ovim se područjima primjenjuju RNAV 10 i RNP 4 navigacijske specifikacije, a one se temelje na satelitskoj navigaciji, dakle nije potrebna zemaljska navigacijska infrastruktura. Kod RNAV 10 navigacijske specifikacije nije potreban nikakav oblik kontrole zračnog prometa, dok je kod RNP 4 navigacijske specifikacije obavezan ADS kontakt. [2] ADS (engl. Automatic Dependent Surveillance) je nadzorna tehnologija koja pomoću satelita određuje poziciju zrakoplova i emitira je tako da je pozicija zrakoplova vidljiva kontroli zračnog prometa i okolnim zrakoplovima koji su opremljeni ADS-om. ADS će u budućnosti zamijeniti primarni i sekundarni radar. Najveća je njegova prednost što pilot dobije informaciju o visini, kursu, brzini i udaljenosti drugih zrakoplova koji se nalaze u okruženju a koji su isto opremljeni ADS-om. [4]

2.3.2. Područja rutnih segmenata iznad kopna

U ovim područjima se primjenjuju rute koje su definirane RNAV navigacijskim specifikacijama, a to su RNAV 5, te u Sjedinjenim američkim državama RNAV 2. Kontinentalne rute prema ovim specifikacijama podrazumijevaju pokrivenost radarom i obostranu izravnu komunikaciju između kontrole zračnog prometa i pilota. Navigacijska specifikacija RNAV 5 je od 1998. godine obavezna na rutnim segmentima unutar Europske konferencije civilnog zrakoplovstva (ECAC). [2]

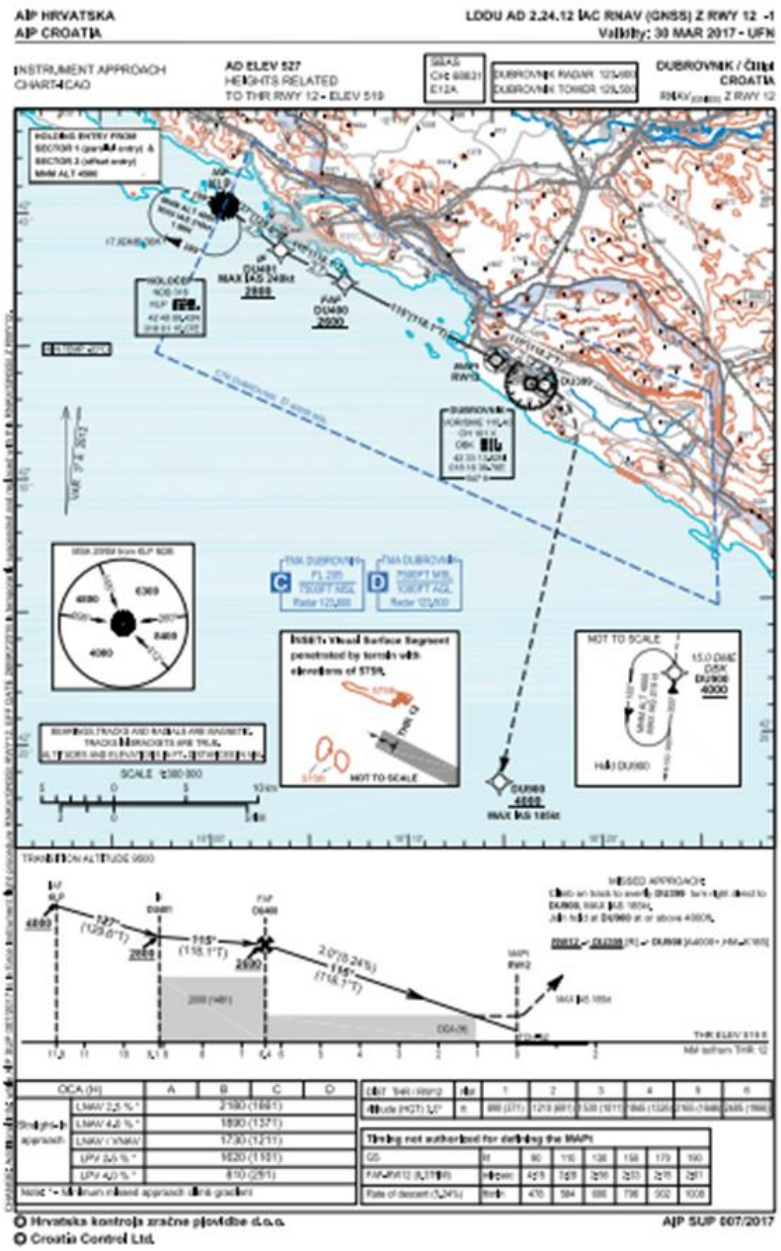
2.3.3. Terminalne zone

U terminalnim zonama, unutar kojih se nalaze odlazni i dolazni postupci, primjenjuju se RNAV specifikacije koje imaju točnost od 1 NM, ali nijedna od tih navigacijskih specifikacija ne zadovoljava sve propisane zahtjeve koji su definirani PBN konceptom. Zato je razvijena specifikacija Basic-RNP 1 i to prvenstveno da se omoguće operacije zrakoplova u terminalnim zonama gdje nema radarskog nadzora, ali gdje je i zračni promet malog intenziteta. U budućnosti se očekuje razvoj više RNP navigacijskih specifikacija koje bi se koristile u terminalnim zonama, ali isto tako i na rutnim segmentima. [2]

2.3.4. Prilazi za slijetanje

Navigacijske specifikacije za prilaze za slijetanje propisuju točnost vođenja unutar najvećeg dopuštenog bočnog odstupanja od 0,3 – 0,1 NM. Odnose se na sve segmente instrumentalnih postupaka prilaženja: početni segment, međusegment, završni segment i segment neuspjelog prilaženja. Ove navigacijske specifikacije koriste se uglavnom na aerodromima koji nemaju propisane instrumentalne letne postupke, uglavnom zbog konfiguracije zemljišta i prepreka, ali su također primjenjive i na aerodromima na kojima se želi povećati pristupačnost, pa služe kao pričuva postojećih radio-navigacijskih procedura. Postupci za prilaženje koji se temelje na GNSS-u dijele se na postupke prilaženja uz kontrolu bočnog odstupanja i na postupke prilaženja s vođenjem u vertikalnoj ravnini. U prilazu s kontrolom bočnog odstupanja kontrolira se bočno odstupanje od definirane putanje prilaza u horizontalnoj ravnini, uz pripadajuću točnost pozicioniranja. Postupci prilaza s vođenjem u vertikalnoj ravnini su naprednija kategorija i dalje nepreciznih prilaza, koji, međutim, objedinjuju vođenje zrakoplova i u horizontalnoj i u vertikalnoj ravnini, ali ne udovoljavaju zahtjevima koji su propisani za precizno prilaženje. Kontrola putanje u vertikalnoj ravnini određena je putnim točkama prema GNSS-u, pa posada može nadzirati definirani profil leta. Najvažnije kod ovih prilaza je precizno odrediti visinu (barometarskim visinomjerom koji podatak kodira i šalje u GNSS prijemnik ili podatkom o visini dobivenim iz GNSS-a, uz satelitski sustav dopune SBAS). Postoje i postupci preciznih prilaženja prema GNSS-u. To su GLS sustavi prilaženja (engl. GNSS Landing System). Oni se koriste informacijama GNSS-a uz dopunu zemaljskim postajama, a omogućuju vođenje zrakoplova prema njegovim bočnim i vertikalnim GNSS pozicijama. Procedura GNSS prilaza na Zračnu luku Dubrovnik prikazana je na slici 3. Sustav GLS je otklonio neke nedostatke ILS-a (engl. Instrument Landing System), u prvom redu pojavu smetnji u signalu ILS-a zbog interferencije s objektima na zemlji (u to mogu spadati i zrakoplovi). Prikaznik u zrakoplovu identičan je prikazniku koji se koristi kod

ILS prilaza, a riječ je od prikazniku odstupanja od radiokursa CDI (engl. Course Deviation Indicator).[2]



Slika 3. GNSS prilaz na LDDU

Izvor: [5]

2.4. Podjela GPS prijemnika

Oprema odobrena prema Pravilniku o tehničkom standardu (TSO, engl. Technical Standard Order) C129-a dijeli se u razrede A, B i C, a svaki od tih razreda grana se u podrazrede.

2.4.1. Razred A

U ovu klasu pripada oprema koja uključuje i GPS senzor i sposobnost navigacije. Također, oprema bi trebala uključivati i propisani RAIM (engl. Reciever Autonomous Integrity Monitoring) algoritam.

1) Klasa A1 – ima mogućnost navigacije na ruti, u terminalnim zonama, i pri nepreciznom prilazu (osim lokalizatora, LDA (engl. Localizer Directional Aid) i SDF (engl. Simplified Directional Facility)).
2) Klasa A2 – ima sposobnost isključivo navigacije po ruti i u terminalnim zonama. [6]

2.4.2. Razred B

U ovaj razred pripada oprema koja se sastoji od GPS senzora koji pružaju podatke integriranom navigacijskom sustavu, npr. višesenzorni navigacijski sustav, sustav upravljanja letom i sl.

1) Klasa B1 – ima sposobnost navigacije po ruti, u terminalnim zonama i u nepreciznom prilazu (osim lokalizatora, LDA i SDF). Oprema koja pripada ovoj klasi sadrži propisani RAIM algoritam.
2) Klasa B2 – ima sposobnost isključivo navigacije po ruti i u terminalnim zonama. Oprema koja pripada ovoj klasi sadrži propisani RAIM sposobnost.
3) Klasa B3 – pruža mogućnost navigacije na ruti, u terminalnim zonama i u nepreciznom prilazu (osim lokalizatora, LDA i SDF). Oprema koja je svrstana u ovu klasu zahtjeva integrirani navigacijski sustav koji omogućuje razinu GPS integriteta jednaku onoj koju pruža propisani RAIM algoritam.
4) Klasa B4 – sposobnost isključivo navigacije na ruti i u terminalnim zonama. Oprema svrstana u ovaj razred zahtjeva integrirani navigacijski sustav koji pruža razinu GPS integriteta jednaku onoj koju omogućuje propisani RAIM. [6]

2.4.3. Razred C

U ovaj razred pripada oprema koja se sastoji od GPS senzora koji pružaju podatke integriranom navigacijskom sustavu koji pruža poboljšano vođenje autopilota ili direktora leta kako bi se smanjile tehničke greške u letu. Oprema u razredu C je ograničena instalacijama u zrakoplovu odobrenima po 14 CFR Part 121[1].

1) Klasa C1 – ima sposobnost navigacije po ruti, u terminalnim zonama i u nepreciznom prilazu (osim lokalizatora, LDA i SDF). Oprema u ovoj klasi sadrži propisani RAIM algoritam.
2) Klasa C2 – ima sposobnost samo navigacije na ruti i u terminalnim zonama. Oprema sadrži propisani RAIM algoritam.
3) Klasa C3 – pruža mogućnost navigacije na ruti, u terminalnim zonama i u nepreciznom prilazu (osim lokalizatora, LDA i SDF). Oprema koja je svrstana u ovu

[1] CFR Part 121 – Code of Federal Regulations Part 121 – Air Carrier Certification

klasu zahtjeva integrirani navigacijski sustav koji omogućuje razinu GPS integriteta jednaku onoj koju pruža propisani RAIM algoritam.

4) Klasa C4 – pruža sposobnost isključivo navigacije na ruti i u terminalnim zonama. Oprema svrstana u ovaj razred zahtjeva integrirani navigacijski sustav koji pruža razinu GPS integriteta jednaku onoj koju omogućuje propisani RAIM. [6]

2.5. Zahtjevi koje GPS uređaj treba ispuniti za zrakoplovnu navigaciju

Kratak pregled zahtjeva koje moraju ispuniti GPS uređaji da bi mogli biti certificirani za zrakoplovnu navigaciju prikazani su u tablicama 2. – 4., a u skladu s dokumentima TSO-C129a, RTCA DO-208 i AC 20-130A.

Tablica 2. Zahtjevi tradicionalnih ljudskih faktora

Zahtjevi tradicionalnih ljudskih faktora		
	TSO-C129a & RTCA DO-208	AC 20-130A
Upravljanje	X	X
Operacije	X	X
Pristupačnost	X	X
Oznake/Čitljivost	X	X
Slučajno isključivanje	X	X
Sposobnost kontrole/prikaza	X	
Zasloni	X	X
Vidljivost/Lokacija	X	X
Opterećenje poade		X

Izvor: [7]

Tablica 3. Integritet sustava, obavijesti, upozorenja i točnost

Integritet sustava, obavijesti, upozorenja i točnost		
	TSO-C129a & RTCA DO-208	AC 20-130A
Obavijesti o pogrešci/status	X	
Zahtjevi i upozorenja o integritetu	X	
Gubitak navigacije, navigacijsko upozorenje	X	
Implementacija RAIM-a	X	
Gubitak nadzora integriteta	X	
Utjecaj ljudskog faktora na obavijesti, poruke		X

Izvor: [7]

Tablica 4. Funkcionalne karakteristike korisnika

Funkcionalne karakteristike za korisnika		
	TSO-C129a & RTCA DO-208	AC 20-130A
Odgovor upravljanja		X
Rad/Izvedba opreme	X	X
Predviđanje manevara	X	
Lateralno	X	
Vertikalno	X	
Obavijest o promjeni visine	X	
Obavijest o promjeni lateralnog položaja	X	
Kontinuiranost podataka tijekom manevra		X
Brzina ažuriranja podataka	X	
Prikaz pozicije	X	
Prikaz odstupanja od vertikalne putanje	X	
Vertikalni profil	X	
Numeričko odstupanje od zadanog kursa	X	
Ne-numeričko odstupanje od zadanog kursa	X	
Prikaz navigacijskih podataka, napredovanja leta	X	
Aktivan prikaz udaljenosti od putne točke	X	
Indikacija TO-FROM	X	
Odabir plana leta/putanje	X	
Pregled plana leta	X	
Unos i prikaz putnih točaka	X	
Korisnikove putne točke	X	
Visina putnih točaka	X	
Slaganje putnih točaka, preletišta i etapa	X	
Operacija 'Drektno na'	X	
Načini rada i prebacivanje s moda na mod		X
Operacije prilaza		X
Zahtjevi baze podataka		X

Izvor: [7]

3. PROBLEM INTEGRITETA NAVIGACIJSKE PORUKE

Unutar koncepta PBN, navigacije bazirane na performansama, performanse se ne odnose na mogućnosti zrakoplova da penje određenom brzinom, leti na određenoj visini, troši određenu količinu goriva, treba određenu duljinu uzletno-sletne staze za polijetanje i slijetanje i sl., već na specifične zahtjeve koje trebaju ispunjavati RNAV sustavi kako bi zrakoplovi koji su opremljeni odgovarajućom opremom mogli izvoditi letačke operacije unutar posebno uređenog zračnog prostora. Ti specifični zahtjevi performansi dijele se u pet kategorija:

1) Točnost
2) Raspoloživost
3) Kontinuitet
4) Funkcionalnost
5) Cjelovitost (integritet).

Pri određivanju stvarne pozicije ili brzine kretanja može doći do pogrešaka, koje su posljedica različitih čimbenika. Da bi se omogućilo kvalitetnije pozicioniranje i osigurao integritet sustava, satelitski navigacijski sustav može se dopuniti sustavima i metodama, a sve u cilju osiguranja propisanih performansi satelitskog navigacijskog sustava, a u smislu točnosti, raspoloživosti, kontinuiteta i posebno integriteta u pružanju informacija tijekom svih faza leta zrakoplova. [2]

3.1. Specifični zahtjevi performansi

U tablici 5. prikazani su specifični zahtjevi za navigacijskom opremom prema PBN konceptu.

3.1.1. Točnost

Točnost je razina statističkog odstupanja između predviđene i stvarne pozicije zrakoplova tijekom ukupnog vremena trajanja leta. Na točnost utječu pogreške sustava, obrade informacija, vanjskih signala, autopilota i sl. VOR i ILS imaju karakteristiku relativno ponavljajućih pogrešaka, tako da se one mogu izmjeriti za kratko vrijeme, uz pretpostavku da im se nakon mjerenja pogreška neće promijeniti, te ukalkulirati u izračun točnosti. Satelitski navigacijski sustavi imaju pogreške koje se mijenjaju često, zbog stalne promjene konfiguracije satelita. Točnost kojom se određuje pozicija zrakoplova u prostoru je ključna kod definiranja ruta i putanja leta zrakoplova u određenom definiranom zračnom prostoru. [8] U odluci izvršnog direktora EASA-e No. 2003/12/RM stoji da navigacijske performanse zrakoplova za osnovne RNAV operacije unutar europskog zračnog prostora trebaju biti takve da osiguraju točnost jednaku ili veću od +/- 5 NM za 95% vremena trajanja leta. [9]

Tablica 5. Specifični zahtjevi performansi i pripadajuće vrijednosti za pojednine segmente i faze leta

VRSTA OPERACIJE	Bočna točnost, 95%	Vertikalna točnost, 95%	Cjelovitost	Vrijeme do upozorenja	Kontinuitet	Dostupnost
Početno prilaženje, međuprilaženje, neprecizno prilaženje i odlazni postupci	220 m	Nema	1×10^{-7}/h	10 sek	1×10^{-4}/h – 1×10^{-8}/h	0,99 – 0,99999
Neprecizno prilaženje s vertikalnim vođenjem (APV I)	220 m	20 m	$1\text{-}2 \times 10^{-7}$ po prilaženju	10 sek	$1\text{-}8 \times 10^{-6}$ unutar 15 sek	0,99 – 0,99999
Neprecizno prilaženje s vertikalnim vođenjem (APV II)	16 m	8 m	$1\text{-}2 \times 10^{-7}$ po prilaženju	6 sek	$1\text{-}8 \times 10^{-6}$ unutar 15 sek	0,99 – 0,99999
ILS kategorija I	16 m	6 – 4,9 m	$1\text{-}2 \times 10^{-7}$ po prilaženju	6 sek	$1\text{-}8 \times 10^{-6}$ unutar 15 sek	0,99 – 0,99999

Izvor: [2]

3.1.2. Raspoloživost

Raspoloživost je pokazatelj sposobnosti navigacijskog sustava da pruža odgovarajuće navigacijske informacije, a to su točnost, kontinuitet i integritet, tijekom namjeravanog leta zrakoplova unutar specifičnog zračnog prostora. Kod određivanja raspoloživosti najvažnija je informacija hoće li signal koji je emitiran iz vanjskih izvora (satelita, zemaljskih postaja, drugih zrakoplova) biti dostupan za upotrebu tijekom cijelog vremena trajanja leta u tom zračnom prostoru, a ovisi o kretanju satelita te o potencijalno dugom vremenu koje je potrebno za vraćanje satelita u sustav u slučaju kvara satelita. Razinu raspoloživosti za određeni zračni prostor bi trebalo odrediti kroz plan, analizu i modeliranje, a ne mjerenjem. Prilikom utvrđivanja raspoloživosti, treba uzeti u obzir i željenu razinu usluge potpore. Kada se postavljaju specifikacije raspoloživosti za određeni zračni prostor, treba uzeti u obzir sljedeće parametre: gustoću prometa, alternativna radionavigacijska sredstva, pokrivenost primarnim i sekundarnim radarom, potencijalno trajanje i veličinu zastoja te procedure kontrole leta. Alat za predviđanje raspoloživosti može odrediti vremenski period kada GNSS neće podržavati određene operacije. Ako se ovaj alat koristi u planiranju leta, tada, iz operativne perspektive, preostaje jedino rizik kontinuiteta. [8]

3.1.3. Kontinuitet

Kontinuitet je sposobnost sustava da izvršava svoju funkciju bez neplaniranih prekida tijekom namjeravane letačke operacije. Kontinuitet se izražava kao vjerojatnost – što je veća vjerojatnost, to će usluga duže biti dostupna. Zahtjevi kontinuiteta variraju od niske vrijednosti za malu gustoću prometa na ruti do visoke vrijednosti za važnija područja s većom gustoćom prometa, gdje bi kvar ili otkaz utjecao na veći broj zrakoplova. Kada postoji veliki stupanj oslanjanja na satelitske navigacijske sustave, koriste se zemaljska radionavigacijska sredstva i pomoć kontrole leta kako bi se održala minimalna separacija među zrakoplovima. [8] Za navigacijske sustave na zrakoplovu vjerojatnost iznenadnog gubitka svih navigacijskih informacija trebala bi biti između 10^{-5} i 10^{-7}, dok bi vjerojatnost gubitka svih navigacijskih i komunikacijskih funkcija sustava trebala biti više od 10^{-9}. [2]

3.1.4. Funkcionalnost

Funkcionalni zahtjevi koje oprema zrakoplova treba ispuniti da bi bila usklađena s nekom navigacijskom specifikacijom su: prikaz navigacijskih podataka i njihova uporaba od strane posade zrakoplova, mogućnost korištenja autopilota za samostalno vođenje zrakoplova pri preletu definiranih putnih točaka u pojedinim segmentima rute, kapacitet memorijske jedinice za pohranu podataka, označavanje i prikazivanje ruta, te prilaznih i odlaznih procedura na prikaznicima i označavanje i broj putnih točaka na ruti koje mogu biti odabrane. [2]

3.1.5. Integritet

Integritet ili cjelovitost je mogućnost sustava da na vrijeme, unutar nekog definiranog vremenskog perioda, upozori korisnika u trenutku kada navigacijski sustav nije operativan, ili kada informacija koju sustav daje nije pouzdana za vođenje zrakoplovne navigacije. Potrebna razina integriteta za svaku operaciju je utemeljena s obzirom na specifične bočne i horizontalne, te u nekim slučajevima i vertikalne granice upozorenja. Određena faza leta određuje maksimalno dozvoljene granice bočne, horizontalne i vertikalne pogreške, te maksimalno vrijeme koje prođe do upozorenja posadi, a ti su podaci vidljivi u tablici 6. Kada procjena cjelovitosti prelazi te granice, posada dobiva obavijest o tome u određenom propisanom vremenu. Posada zatim nastavlja let koristeći tradicionalna zemaljska radio-navigacijska sredstva, ili se usklađuje s postupcima koji su vezani uz razinu GNSS usluge s manje strožim zahtjevima. [8] Rizik gubitka cjelovitosti je statistička vjerojatnost pomoću koje se određuje mogućnost pojave pogrešaka u navigacijskoj informaciji koje nije moguće prepoznati i odrediti, a što za posljedicu ima pogrešno određivanje stvarne pozicije zrakoplova. Kada se cjelovitost navigacijskog sustava definira kao 1×10^{-5}/h, to znači mogućnost pojave 1 neprepoznate greške u 100 000 sati rada. [2] Više o integritetu sustava bit će opisano u odjeljku 3.4.

Tablica 6. Granice za upozorenje GNSS integriteta u određenim segmentima i fazama leta

FAZA LETA	Prekooceanske rute	Kopnene rute	Terminalne zone	Neprecizni prilaz	APV I	APV II	ILS kat. I
Horizontalno/ bočno ograničenje	4 NM	4 – 2 NM	1 NM	0,3 NM	40 m 130 ft	40 m 130 ft	40 m 130 ft
Vertikalno ograničenje	-	-	-	-	50 m 164 ft	20 m 66 ft	10-15m 33-50ft
Max. vrijeme upozorenja	5 min	5 min	15 sek	10 sek	6 sek	6 sek	6 sek

Izvor: [8]

3.2. Uzroci pogrešaka pri određivanju pozicije

Pogreške pri pozicioniranju dijele se na geometrijske i sistemske pogreške, a posljedica su različitih čimbenika. Geometrijske pogreške nastaju zbog prostorne raspodjele satelita i korisnika. Sistemske pogreške su sve pogreške nastale pri određivanju udaljenosti između satelita i korisnika, a glavni izvori takvih pogrešaka su: odstupanje sata u satelitu i/ili prijemniku, efemeride satelita, utjecaj atmosfere, šum prijemnika i prijem reflektiranog vala. [2] U tablici 7. prikazane su vrijednosti pojedinih izvora pogrešaka.

Tablica 7. Vrijednosti pojedinih izvora pogrešaka

IZVOR POGREŠKE	POTENCIJALNE VRIJEDNOSTI POGREŠKE (m)	TIPIČNE VRIJEDNOSTI POGREŠKE (m)
Efemeride satelita	2,5	0
Pogreške sata satelita	1,5	0
Ionosfersko kašnjenje uzrokovano refrakcijom satelitskog signala	5	0,4
Troposfersko kašnjenje uzrokovano refrakcijom satelitskog signala	0,5	0,2
Prijam reflektiranog vala	0,6	0,6
Šum signala i prijemnika	0,3	0,3

Izvor: [2]

3.2.1. Pogreške zbog prostornog rasporeda satelita

Geometrijski raspored satelita u odnosu na prijemnik se koristi za izračun geometrijske mjere preciznosti (GDOP, engl. Geometric Dilution of Precesion). GDOP je mjera kvalitete geometrijskog položaja satelita. To je bezdimenzionalni brojčani faktor točnosti određivanja pozicije. Što je njegova vrijednost veća, raspored vidljivih satelita je nepovoljniji. Smatra se da je raspored vidljivih satelita povoljan ako je GDOP manji od 6. Povoljna vrijednost GDOP-a je preduvjet za kvalitetno mjerenje i proračun pozicije. Geometrijska mjera preciznosti sastoji se od 3 komponente: horizontalne, vertikalne i geometrijske mjere preciznosti. [2]

3.2.2. Pogreška sata satelita

Pogreška sata satelita je ustvari razlika između stvarnog vremena koje mjeri satelit i vremena koje prijemnik dobiva preko satelitskih podataka. Pogrešku uzrokuje neusklađenost satova satelita i prijemnika. Satelit sadrži 4 atomska sata (točnost do 10ns), a prijemnik je opremljen kvarcnim satom točnosti do 1 ms. Na dulji vremenski period satovi ugrađeni u satelite ipak nisu potpuno precizni. [2]

3.2.3. Pogreške efemerida satelita

Ove pogreške nastaju zbog razlike između stvarne pozicije satelita u nekom trenutku u orbiti i one koja se dobiva iz orbitalnih podataka. Zbog gravitacijskih sila i velikog utjecaja Mjeseca i Sunca, nemoguće je precizno utvrditi satelitske orbite. Podaci koje emitiraju sami sateliti, a iz kojih je moguće odrediti stvarnu poziciju satelita daju parametar odstupanja od stvarne pozicije, što onda ispravlja pogrešku efemerida. [2]

3.2.4. Pogreške uzrokovane atmosferskim utjecajem

Signali koje šalje satelit putuju različitom brzinom i mijenjaju smjer u različitom sloju atmosfere, budući da različiti slojevi imaju različit sastav plinova, temperaturu i ionizaciju. Atmosferski utjecaj na pojavu pogrešaka se očituje preko ionosferskog i troposferskog kašnjenja u prijemu signala sa satelita. [2]

3.2.5. Šum prijemnika

Šum u prijemniku nastaje zbog višestruko reflektiranog signala koji interferira s izravnim signalom, uslijed čega se pojavljuju smetnje u prijemu. To uzrokuje pojavu pogreške u određivanju pozicije. Pogreške nastale zbog pojave šuma mogu se djelomično kompenzirati uzimanjem prosječnog rezultata mjerenja pozicije. [2]

3.2.6. Prijem reflektiranog vala

Razno-razni objekti koji se nalaze u blizini prijemnika uzrokuju refleksiju signala sa satelita, pa zbog toga dolazi do kašnjenja u odnosu na signal koji putuje izravno od satelita do prijemnika. Kako antena GPS prijemnika nije usmjerena, ne razlikuju se izravni i neizravni signali koji u prijemnik stižu različitim putanjama. To izaziva interferenciju signala na anteni pa dolazi do pogreške u mjerenju pseudoudaljenosti. Najpouzdaniji način eliminiranje ove pogreške je odgovarajući smještaj ili konstrukcija antene prijemnika. [2]

3.3. Sustavi dopune satelitskog navigacijskog sustava

Tri su sustava dopune za satelitske navigacijske sustave: zrakoplovni sustav dopune, zemaljski sustav dopune i satelitski sustav dopune. Sva tri sustava dopune su dizajnirana i standardizirana i za GPS i za GLONASS. [8]

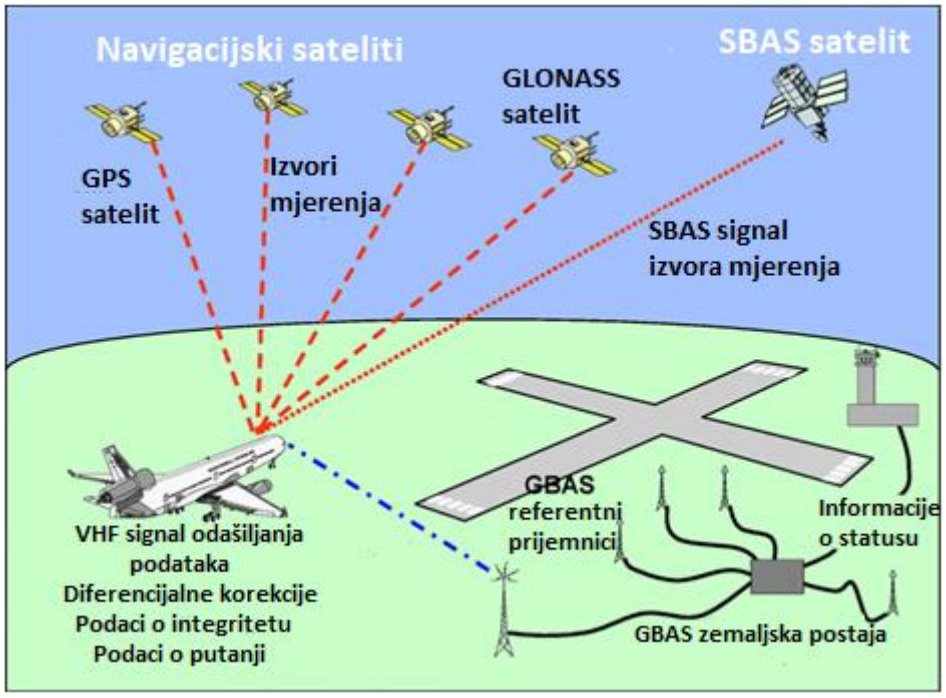
3.3.1. Zrakoplovni sustav dopune (ABAS)

Zrakoplovni sustav dopune (ABAS, engl. Aircraft Based Augmentation System) funkcionira u obliku algoritma koji je sastavni dio GPS prijemnika. Taj algoritam zove se RAIM (engl. Reciever Autonomus Integrity Monitoring). RAIM algoritam zahtjeva minimalno 5 vidljivih satelita da bi mogao otkriti koji satelit donosi pogrešku. Otkrivanje pogreške i

isključivanje satelita koji donosi pogrešku iz daljnjih proračuna (FDE, engl. Fault Detection and Exclusion) zahtjeva minimalno 6 vidljivih satelita. Kao dodatna mjera u proračunu se mogu koristiti i podatci iz barometarskog visinomjera. Dostupnost funkcije RAIM bit će nešto manja na srednjim geografskim širinama, za razliku od ekvatorijalnih i viših geografskih širina zbog prirode orbita. Korištenje satelita iz više GNSS elemenata (npr. i iz GPS-a i iz GLONASS-a) može povećati dostupnost funkcije RAIM. Više o ovoj funkciji bit će opisano u sljedećim poglavljima. [8]

3.3.2. Zemaljski sustav dopune (GBAS)

Zemaljski sustav dopune (GBAS, engl. Ground Based Augmentation System) pokriva lokalna područja na zemlji, a svoj rad temelji na signalima sa zemaljskih postaja. GBAS zemaljske postaje prate signale sa satelita na nekom aerodromu i odašilju poruke integriteta, ispravke pseudoudaljenosti i podatke za prilaz koje su značajne na užem lokalnom području, najčešće u radijusu 20 NM (37 km) od postaje. Jedna takva postaja može osigurati istovremeno vođenje 49 zrakoplova u prilazu, opslužujući više uzletno-sletnih staza, a moguće i više od jednog aerodroma. [8] Shema zemaljskog i satelitskog sustava dopune prikazana je na slici 4.



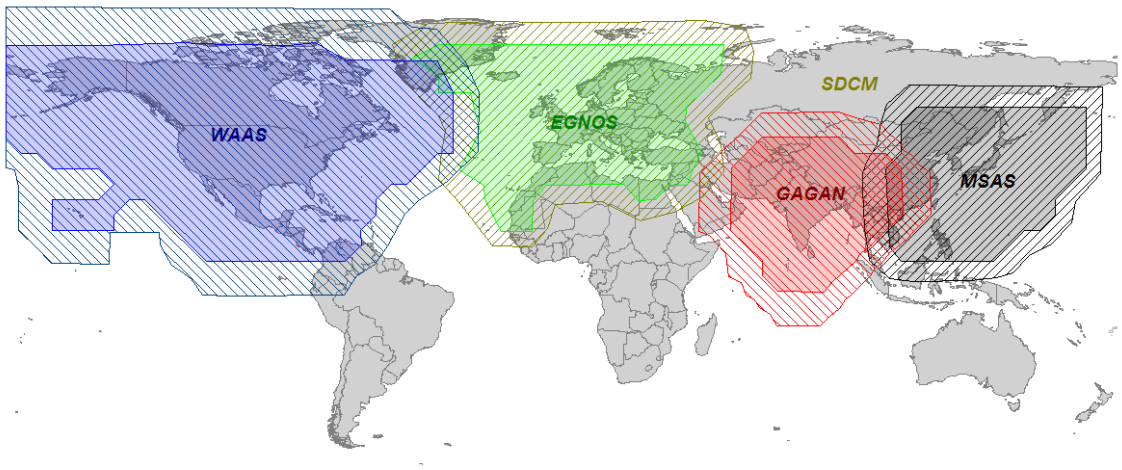
Slika 4. Shema zemaljskog i satelitskog sustava dopune

Izvor: http://najmus-sahar.blogspot.hr/2014/04/what-is-gps-global-positioning-system.html (1.8.2017.)

3.3.3. Satelitski sustav dopune (SBAS)

Satelitski sustav dopune (SBAS, engl. Space Based Augmentation System) nadzire signale iz satelita preko postaja na zemlji . Podatci s tih postaja šalju se u Središnju postaju za procesiranje podataka CPC (engl. Central Processing Centre) gdje se proračunavaju

dugoročne pogreške u putanjama satelita, pogreške satova u satelitima, ionosferske korekcije i ostale podatke koji su važni za cjelovitost sustava i informacija. Ti proračunati podaci šalju se preko pojedinih geostacionarnih satelita. Ti geostacionarni sateliti nalaze se iznad ekvatora, pa se zbog toga pojavljuju određena ograničenja. Do tih ograničenja dolazi zbog toga što položaj tih satelita ne pokriva signalom polarna područja, a moguće je i zasjenjenje korigiranog signala zbog konfiguracije terena. Trenutno postoje 4 SBAS sustava: američki WAAS (engl. Wide Area Augmentation System), europski EGNOS (engl. European Geostationary Navigation Overlay Service), japanski MSAS (engl. Multi-functional Transport Satellite Augmentation System) i indijski GAGAN (engl. GPS Aided Geo Augmentation System); a u fazi ravoja je ruski sustav SDCM (engl. System for Differential Corrections and Monitoring). [2] Područja pokrivanja sustava satelitske dopune prikazana su na slici 5.



Slika 5. Područja pokrivanja satelitskih sustava dopune

Izvor: http://gpsworld.com/sources-of-public-real-time-high-precision-corrections/ (1.8.2017.)

3.4. Gubitak integriteta

Gubitak integriteta može se dogoditi na dva načina: ili neispravno stanje sustava nije detektirano, ili je detektirano, ali korisnik nije primio upozorenje o gubitku integriteta unutar propisanog vremena za uzbunjivanje. Granica uzbunjivanja određuje najveću moguću pogrešku pozicije koja se može pojaviti tijekom operacije. Vrijeme za uzbunjivanje je maksimalno dopušteno vrijeme od trenutka otkrivanja pogreške koja donosi nesigurno stanje do trenutka kada je korisniku prikazana obavijest o takvom stanju. [10] Najvažnija osobina nekog navigacijskog sustava je integritet, jer bez integriteta ne znamo postiže li navigacijski sustav navedenu točnost, ili nas krivo navodi, primjerice zbog nedostatka informacija ili prevelikih pogrešaka koje nastaju zbog ranije navedenih uzroka. Upravo zbog potencijalno katastrofalnih posljedica koje se mogu dogoditi ako se oslanjamo isključivo na GPS sustave u zrakoplovnoj navigaciji – a satelitski sustavi polako i postaju primarni, a moguće i jedini navigacijski sustavi koji će se koristiti – znanstvenici su posljednjih više od 15 godina proveli u istraživanju i poboljšavanju integriteta GPS sustava. [11] Autonomni nadzor

integriteta pomoću algoritma RAIM trenutno je najraširenији oblik kojim se nadzire cjelovitost satelitskog navigacijskog sustava i kojim se posadi dojavljuje kada dolazi do gubitka integriteta. Međutim, funkcija RAIM neće možda uvijek i svugdje biti dostupna. Zbog toga u pripremi leta posada mora provjeriti dostupnost te funkcije. Postoje tri načina za provjeru: pomoću prijemnika koji su certificirani TSO standardom, pomoću softvera za planiranje leta, ili preko NOTAM-a. Svi prijemnici TSO-C129 standarda i neki prijemnici TSO-C146a standarda imaju ugrađenu funkciju predviđanja dostupnosti RAIM funkcije koja je dostupna posadi. Softver za planiranje leta osiguran od strane proizvođača pri predviđanju dostupnosti u obzir uzima i zahtijevane navigacijske performanse. Izvješća o statusu GPS-a izdaje Obalna straža SAD-a, a ona sadrže detalje o satelitima u orbiti, obavijesti i savjete korisnicima usluga i ostale bitne napomene. Gubitak integriteta satelitskih navigacijskih sustava utječe na sve sudionike u zračnom prostoru: i na zrakoplove i na kontrolu zračnog prometa. Utjecaj gubitka integriteta ovisi o postojanju pričuvnih sustava navigacije kod zrakoplova (npr. inercijalni navigacijski sustavi), odnosno pričuvnom sustavu za nadzor zrakoplova kod kontrole zračnog prometa (npr. radarska pokrivenost). Također ovisi i o gustoći prometa na području na kojem je došlo do gubitka, a ovisi i o procedurama koje se koriste u tom dijelu zračnog prostora. Obavezna je objava NOTAM-a kada dođe do gubitka cjelovitosti. [12]

4. AUTONOMNI NADZOR INTEGRITETA U PRIJEMNIKU

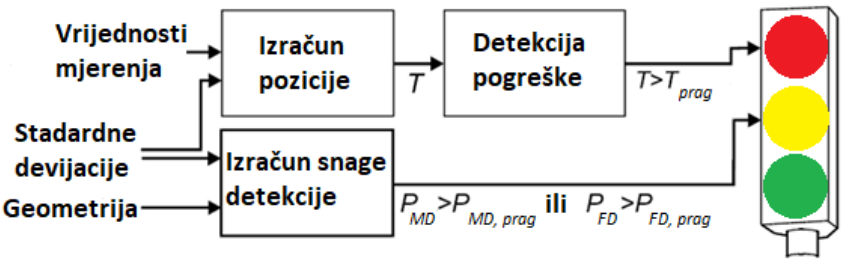
Integritet sustava se bavi mogućnošću sustava da izda upozorenje kada se sustav ne bi trebao koristiti jer postoji mogućnost da nije operativan u skladu sa specifikacijama. Autonomni nadzor integriteta AIM (engl. Autonomus Integrity Monitor) mjeri ovu mogućnost. Integritet je ništa drugo nego snaga sustava da detektira pogreške. Nadzor integriteta se najčešće sastoji od dva dijela, a shema s ulaznim i izlaznim signalima je prikazana na slici 6.:

1) Detektor pogrešaka – upozorava korisnika u slučaju sistemskih pogrešaka. On proračunava statistiku ispitivanja T koja raste s međusobnom neusklađenosti navigacijskih signala. Kada statistika ispitivanja T prijeđe određeni prag T_{prag}, otkrivena je pogreška i korisniku se pokazuje crveno svjetlo.
2) Nadzor detekcije pogrešaka – određuje je li određena snaga detekcije raspoloživa. Ako sustav nema dovoljno snage za detekciju, vjerojatnost da će pogreške pozicije ostati neotkrivene (P_{MD}) postaje prevelika, pa se korisniku pokazuje žuto svjetlo. Žuto se svjetlo također pokazuje i kada je vjerojatnost pogrešne detekcije (P_{FD}) neprihvatljivo visoka.

AIM tehnika koristi redundanciju signala koji se koriste u izračunu pozicije da bi dobila informaciju o pogreškama. Postoje dvije različite vrste autonomnog nadzora integriteta:

1) Autonomni nadzor integriteta u prijemniku – RAIM (engl. Reciever Autonomous Integrity Monitoring); i
2) Autonomni nadzor integriteta u zrakoplovu – AAIM (engl. Aircraft Autonomous Integrity Monitoring).

Razlika između RAIM-a i AAIM-a je u tome što RAIM koristi signale iz samo jednog sustava (najčešće GPS-a), a AAIM uključuje i informacije iz drugih senzora. Kada su svi senzori u cijelosti integrirani i korišteni u određivanju pozicije, nema nekih većih razlika između ove dvije vrste autonomnog nadzora prijemnika, pa se često koristi samo općeniti naziv AIM. [13]



Slika 6. Shema nadzora integriteta s ulaznim i izlaznim signalima

Izvor: [13]

4.1. Opis sustava

Pretpostavljeno je da je poveznica između mjerenja koje navigacijski sustav omogućuje i stvarne pozicije korisnika, dana predodređenim linearnim regresijskim modelom s *n* mjera i *m* nepoznanica (*n*>*m*):

$$\vec{z} = H \cdot \vec{x} + \vec{v} \tag{1}$$

gdje je:

$\vec{z}$ – *n*-ti vektor mjerenja
H – *n* x *m* matrica
$\vec{x}$ – *m*-ti vektor nepoznanica (pozicija, pogreška sata)
$\vec{v}$ – *n*-ti vektor s neovisnim šumom i pogreškom pomaka u mjerenju.

Uobičajena pretpostavka je da je šum raspodijeljen srednjom vrijednosti $\vec{\mu}_v$ i pokrivenošću R_v:

$$\vec{v} \sim N(\vec{\mu}_v, R_v). \tag{2}$$

Kada srednja vrijednost šuma $\vec{\mu}_v$ nije jednaka nuli, tada se zove pogreška pomaka (bias) mjerenja. [13]

4.2. Procjena položaja

Kada je šum normalno distribuiran, procjena položaja je jednostavno izračunata metodom WLS (engl. Weighted Least Squares):

$$\hat{\vec{x}}_{LS} = N\vec{z} \tag{3}$$

$$N = (H^T R_v^{-1} H)^{-1} H^T R_v^{-1}. \tag{4}$$

Zbog šuma i pogreške pomaka u mjerenju, $\hat{\vec{x}}_{LS}$ će se razlikovati od stvarne pozicije. Ova činjenica je prihvatljiva sve dok pogreška pozicioniranja ostaje unutar granica određenih RNP specifikacijama. Kada pogreška pozicioniranja izađe izvan granica, potrebno je to označiti upozorenjem. Kada je pogreška pozicioniranja određena kao: $\Delta\hat{\vec{x}}_{LS} = \vec{x} - \hat{\vec{x}}_{LS}$, a dopuštena pogreška po RNP specifikacijama kao $RNP_{\Delta X}$, tada nas zanima koja od sljdećih tvrdnji je točna:

H_0(nema pogreške pozicioniranja): $\left\|\Delta\hat{\vec{x}}_{LS}\right\| \leq RNP_{\Delta X}$

H_1(postoji pogreška pozicioniranja): $\left\|\Delta\hat{\vec{x}}_{LS}\right\| > RNP_{\Delta X}$.

Kada postoji velika vjerojatnost da je H_1 točno, vjerojatno postoji pogreška u sustavu i korisniku bi se trebalo prikazati crveno svjetlo. Da bi se odlučili između ove dvije tvrdnje, trebamo odrediti statistiku ispitivanja *T* koja daje indikaciju o pozicijskoj pogrešci:

$T \leq T_{prag}$ → prihvaćamo tvrdnju H_0

$T > T_{prag}$ → prihvaćamo tvrdnju H_1.

U svakom slučaju može se dogoditi da odaberemo krivu tvrdnju. Ako pogrešno prihvatimo tvrdnju H_0 to se zove promašena detekcija (engl. Missed Detection, MD), a ako pogrešno prihvatimo tvrdnju H_1 to se zove pogrešna detekcija (engl. False Detection, FD). Vjerojatnost promašene i pogrešne detekcije (P_{MD} i P_{FD}) određuje koliko dobro pogreška pozicije može biti detektirana temeljeno na odluci koja uključuje T. Kada ove vjerojatnosti postanu previsoke, korisnik ne može vjerovati dovoljno da je otkrivanje pogrešaka u skladu sa specifikacijama, te se pojavljuje žuto svjetlo. Stoga su P_{MD} i P_{FD} parametri koji mjere izvedbu AIM-a. [13]

4.3. Otkrivanje pogrešaka metodom najmanjih kvadrata LSR

Greška pozicije ovisi o nepoznatom šumu i pogrešci pomaka (bias) u sustavu. Kada u sustavu postoji suvišnost, moguće je odrediti šum i pogrešku pomaka $\vec{v}$ pomoću ostataka najmanjih kvadrata – LSR:

$$\hat{\vec{v}}_{LS} = D\vec{z} \tag{5}$$

$$D = I - H(H^T R_v^{-1} H)^{-1} H^T R_v^{-1}. \tag{6}$$

Pretpostavljeni šum je osnova za određivanje pogreške. Prva i najvažnija poveznica između ostatka i pogreške pozicije je u njihovoj ortogonalnosti, tj. zbog ortogonalne projekcije koju shema najmanjih kvadrata izvodi. Prostor u kojem pogreška pozicije i ostatak leže su ortogonalni kada je:

$$\hat{\vec{v}}_{LS}^T R_v \Delta\hat{\vec{x}}_{LS} = 0. \tag{7}$$

Ovo nam pokazuje da šum i vektor pogreške pomaka $\vec{v}$ mogu biti razloženi u dvije ortogonalne komponente: jednu koja utječe samo na pogrešku pozicije, i jednu koja utječe samo na ostatak:

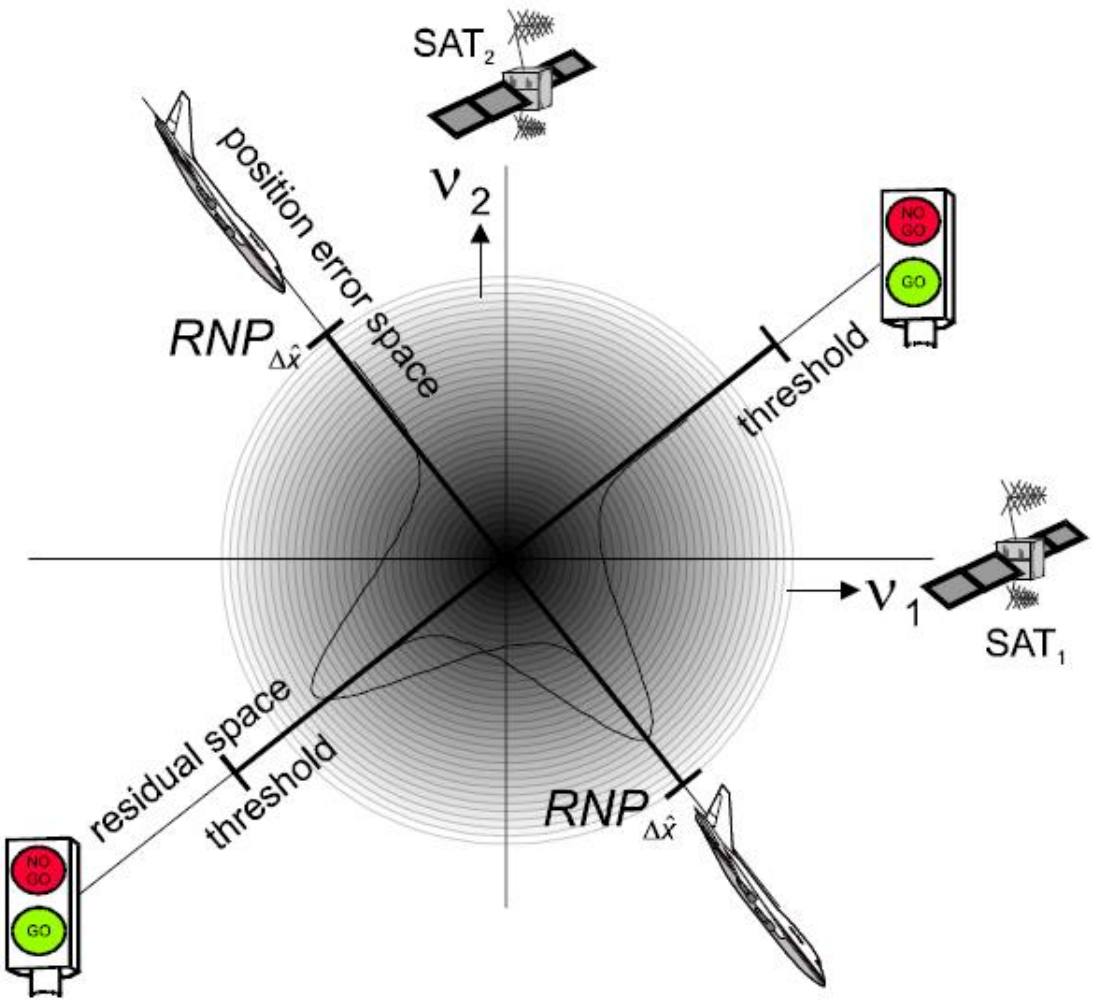
$$\vec{v} = N\vec{v}_{poz} + D\vec{v}_{ost}. \tag{8}$$

Također, zbog ortogonalnosti i neovisne distribucije elemenata od $\vec{v}$, $N\vec{v}_{poz}$ i $D\vec{v}_{ost}$ su statistički neovisni i ne sadrže zajedničke informacije. Situacija je prikazana na slici 7. Prostor pogreške pozicije i prostor ostatka su opisani kao ortogonalni subprostor od prostora mjerenog šuma. Dvodimenzijonalna Gausova distribucija mjere šuma, i jednodimenzionalna distribucija pogreške pozicije i ostatka su prikazani simbolički. Neizbježni zaključak je sljedeći: ostatak nam ne govori ništa o pogrešci pozicije. Da bi odredili kako se može koristiti u otkrivanju pogreške moramo odrediti dvije vrste pogrešaka. Prva vrsta su pogreške koje nastaju normalnim korištenjem sustava i uzrokovane su samo šumom. Druga vrsta su pogreške uzrokovane anomalijama u sustavu, a nastaju kombinacijom šuma i pogreške pomaka. Tijekom normalnog korištenja svaki izvor mjerenja daje mjerenja koja nemaju

pogrešku pomaka, već samo nasumične pogreške. Takav je slučaj prikazan na slici 8. Kada jedan izvor mjerenja započne raditi prema modelu koji je različit od pretpostavljenog, njegove pogreške mjerenja će ili biti uvećane za pogrešku pomaka, ili za šum, ili oboje. Pogreške pomaka imaju komponente i u prostoru pogreške pozicije, i u prostoru ostatka. Otkrivanje pogreške pomaka mjerenja iz šuma mjerenja je uobičajeno formulirano kao teza:

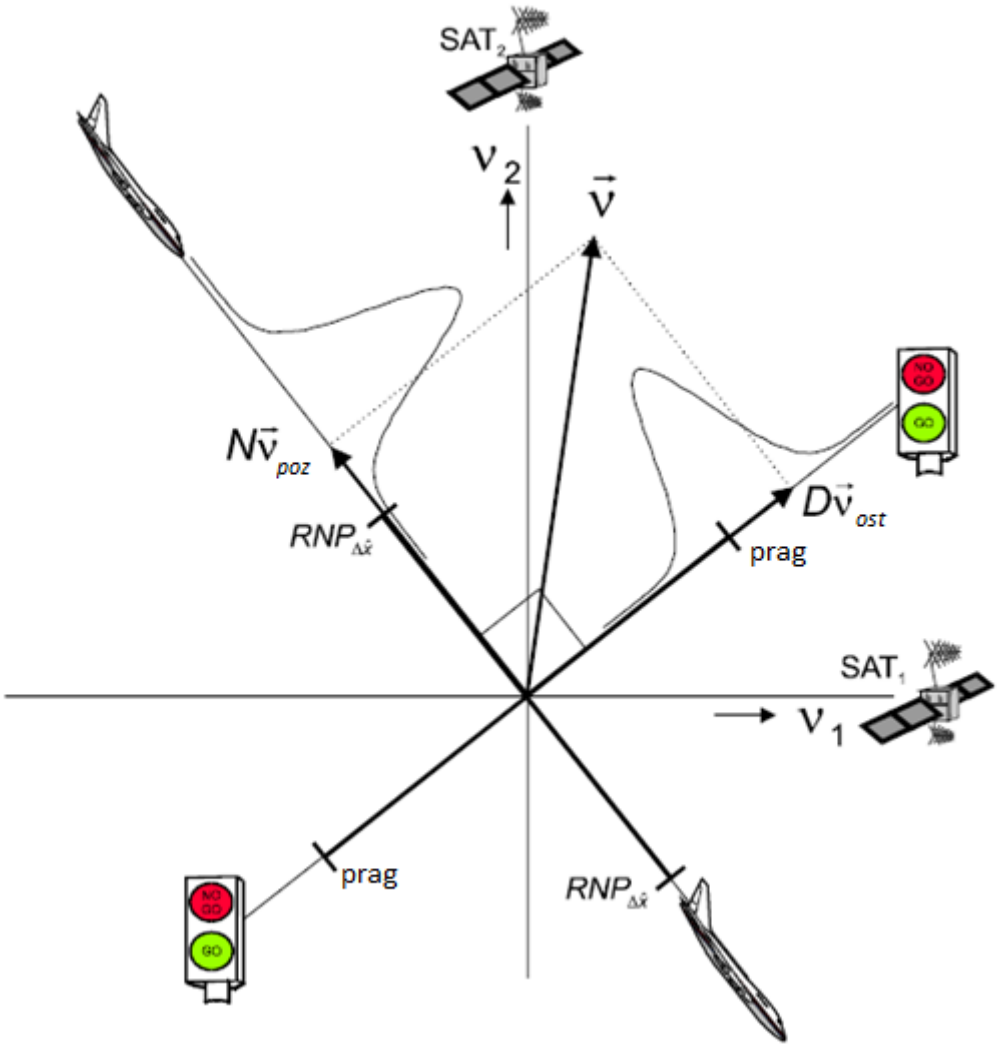
H_0 (nema pogreške pomaka mjerenja): $\vec{\mu}_v = \vec{0}$

H_1 (postoji pogreška pomaka mjerenja): $\vec{\mu}_v \neq \vec{0}$. [13]



Slika 7. Šum tijekom normalnog rada sustava

Izvor: [13]



Slika 8. Šum rastavljen na dvije neovisne komponente koje utječu samo na poziciju i samo na ostatak

Izvor: [13]

4.4. Izvedba AIM-a (mogućnost otkrivanja pogrešaka)

Za danu pogrešku pomaka mjerenja jednostavno je izračunati vjerojatnost da ćemo je otkriti i vjerojatnost da je ona uzrok pogreške pozicije. Što je pogreška pomaka veća, jednostavnije ju je otkriti, ali je veća vjerojatnost da ona uzrokuje pogrešku pozicije.

Vjerojatnost da pogreška pomaka $\vec{\mu}_v^{(i)}$ uzrokuje promašenu detekciju je vjerojatnost slučajnosti 3 događaja: pogreška pomaka $\vec{\mu}_v^{(i)}$ postoji, $\vec{\mu}_v^{(i)}$ uzrokuje pogrešku pozicije, i $\vec{\mu}_v^{(i)}$ ne uzrokuje detekciju.

- Vjerojatnost da postoji pogreška pomaka $\vec{\mu}_v^{(i)}$: $P_{bias}(\vec{\mu}_v^{(i)}) = P(\vec{\mu}_v=\vec{\mu}_v^{(i)})$.
- Vjerojatnost da $\vec{\mu}_v^{(i)}$ uzrokuje pogrešku pozicije:

$$P_{greš_poz}(\vec{\mu}_v^{(i)}) = P(||\Delta\hat{\vec{x}}_{LS}(\vec{\mu}_v^{(i)})|| > RNP_{\Delta X}).$$

- Vjerojatnost da $\vec{\mu}_v^{(i)}$ ne uzrokuje detekciju: $P_{ne_det}(\vec{\mu}_v^{(i)}) = P(T(\vec{\mu}_v^{(i)}) \leq T_{prag})$.

Vjerojatnost promašene detekcije zbog pogreške pomaka $\vec{\mu}_v^{(i)}$ je:

$$P_{MD}(\vec{\mu}_v^{(i)}) = P_{bias}(\vec{\mu}_v^{(i)}) \cdot P_{ne_det}(\vec{\mu}_v^{(i)}) \cdot P_{greš_poz}(\vec{\mu}_v^{(i)}). \quad (9)$$

Zbog toga što je pogreška pomaka $\vec{\mu}_v^{(i)}$ nepoznata, nikad ne možemo odrediti točnu vrijednost P_{MD}, već samo određujemo vrijednost najgoreg slučaja. Najčešća pogreška pomaka koja se događa je 'jedinstveni neuspjeh u mjerenju *i*' (engl. 'single failure in measurement *i*'). Kod te pogreške se pretpostavlja da se pogreška pomaka događa samo kod mjerenja *i*. Tako svaki vektor pogreške pomaka ima oblik:

$$\vec{\mu}_v^{(i)} = [0 \dots 0 \;\; \mu_i \;\; 0 \dots 0]^T. \quad (10)$$

Iz dizajniranih parametara GPS-a, vjerojatnost kvara jednog satelita P_{jed_kvar} može biti izvedena, i za taj specifični razred pogrešaka pomaka možemo tvrditi:

$$P_{bias}(\vec{\mu}_v^{(i)}) = P_{jed_kvar}. \quad (11)$$

Najveća vjerojatnost promašene detekcije kroz sve moguće pogreške pomaka u mjerenju *i* je kada je produkt $P_{greš_poz}$ i P_{ne_det} najveći mogući, a može se pronaći standardnim algoritmom.

Glavni parametar autonomnog nadzora integriteta je vjerojatnost da pogreška pozicije ostane neotkrivena. U ovom poglavlju su prikazane pretpostavke za izračun izvedbe AIM-a, a one su:

- tijekom normalnog rada sustava, mjerenja nemaju pogrešku pomaka, $\vec{\mu}_v = \vec{0}$
- sve pogreške pomaka koje se pojavljuju pripadaju određenom razredu, za koji znamo vjerojatnost nastanka
- predstavnik cijelog razreda pogrešaka pomaka je onaj koji ima najveću vrijednost. [13]

5. TEMELJNI RAIM ALGORITAM

Najpoznatije tri RAIM metode, koje će biti opisane u ovom poglavlju, su: metoda usporedbe udaljenosti (engl. range-comparison method) koju je prvu predstavio Lee, metoda ostataka najmanjih kvadrata (engl. least squares residuals method) koju su predložili Parkinson i Axelrad, i metoda jednakosti (engl. parity method) koju su opisali Sturza i Brown. Sve tri metode su sheme u kojima se pretpostavlja da su mjerenja udaljenosti, u kojima ima prekomjernih šumova, dostupna na određenom uzorku u vremenu. U svim slučajevima algebarski problem je lineariziran oko neke nominalne vrijednosti pozicije vozila i pogreške pomaka sata. Osnovne veze u mjerenjima su opisane u predodređenom sustavu linearnih jednadžbi koje imaju oblik:

$$y = Gx_{pravi} + \epsilon \tag{12}$$

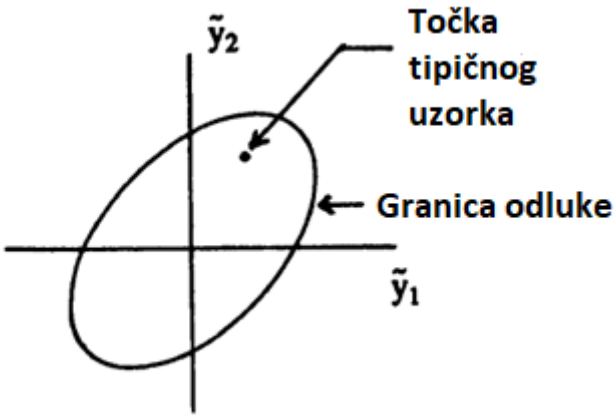
gdje je:
n – broj prekomjernih mjerenja
y – razlika između stvarne izmjerene udaljenosti (pseudoudaljenosti) i predviđene udaljenosti temeljene na nominalnoj poziciji korisnika i pogrešci pomaka sata (*y* je n x 1 vektor)
x_{pravi} – 3 komponente devijacije prave pozicije od nominalne pozicije, plus devijacija pogreške pomaka sata korisnika (x_{pravi} je 4 x 1 vektor)
ϵ – vektor pogreške mjerenja koji nastaje zbog šuma u prijemniku, ionosferskog i troposferskog kašnjenja, nepreciznog određivanja stvarne pozicije satelita, pogreške sata satelita, selektivne dostupnosti i nepredviđenih pogrešaka zbog kvara satelita (*ϵ* je n x 1 vektor)
G – uobičajena matrica linearne povezanosti do koje dođemo linearizirajnjem nominalne pozicije korisnika i pogreške pomaka sata (*G* je n x 4 matrica).
Ova jednadžba (12) zajednička je svim trima RAIM metodama. [14]

5.1. Tri osnovne RAIM metode

5.1.1. Metoda usporedbe dometa

Ako imamo vidljivih 6 satelita, tada ćemo imati 6 jednadžbi s 4 nepoznanice. Ako riješimo prve 4 jednadžbe (kao da nema šuma) dobit ćemo rješenje koje će zadovoljiti prve 4 jednadžbe. Dobiveno rješenje možemo koristiti da bi predvidjeli preostala dva mjerenja, a zatim bi te predviđene vrijednosti mogli usporediti sa stvarno izmjerenim vrijednostima. Ako bi ta dva ostatka bila malena, imali bi gotovo konzistentnost u mjerenju, pa bi algoritam javljao da nema pogreške. Ako bi bilo koji od ta dva ostatka, ili oba zajedno, bili preveliki, algoritam bi dojavljivao pogrešku.To je osnova ove metode. Ostaje jedino odrediti što je to maleno, a što je to preveliko. Dva ostatka dobivena ovom metodom predstavljaju točku u ravnini statistike ispitivanja, kao što je prikazano na slici 9. Preostaje nam pronaći pravilo odluke koje dijeli ravninu na 2 prostora – prvi koji odgovara hipotezi da nema pogreške, i drugi koji odgovara hipotezi da postoji pogreška. Najčešći način za odrediti granicu između ta

dva područja je da ona bude kontura jednake vjerojatnosti gustoće, uvjetovano na pretpostavci da nema kvarova na satelitima. Ako je statistika šuma gausovska, kontura će biti eliptična, kao na slici 9., a ta kontura će biti ona koja postavlja brzinu alarma na željenu vrijednost. Brzina alarma može biti, npr., 1/15000, kako je navedeno u minimalnim operativnim standardima izvedbe, MOPS-u (engl. Minimum Operational Performance Standards). [14]



Slika 9. Ravnina statistike ispitivanja za slučaj 6 vidljivih satelita

Izvor: [14]

Konceptualno, metoda je dosta jednostavna – ako je statistika ispitivanja unutar konture, nema pogreške; a ako je izvan konture, postoji pogreška.

5.1.2. Metoda ostataka najmanjih kvadrata

Baš kao i kod metode usporedbe dometa, ponovno imamo 6 jednadžbi s 4 nepoznanice. Međutim, sada umjesto rješavanja prve 4 jednadžbe kao da nema šuma, uzmemo rješenje najmanjih kvadrata:

$$\hat{x}_{LS} = (G^T G)^{-1} G^T y. \tag{13}$$

Rješenje najmanjih kvadrata možemo koristiti da bi predvidjeli 6 mjerenja [(predviđeni Y = $G\hat{x}_{LS}$]. Šest ostataka se formira na jednak način kao i u metodi ranije. Tih se 6 ostataka zatim grupira zajedno kao 6 x 1 vektor, *w*:

$$w = [I - G(G^T G)^{-1} G^T] \epsilon. \tag{14}$$

Ovo je linearna transformacija koja uzima pogrešku udaljenosti mjerenja u rezultantni vektor ostataka. Zbroj kvadrata ostataka *SSE* (engl. Sum of Squared Errors of prediction) je:

$$SSE = w^T w. \tag{15}$$

Dvije su važne osobine u pravilu određivanja ostataka najmanjih kvadrata:

1) SSE je ne-negativna skalarna vrijednost. Sve što trebamo napraviti je podijeliti pozitivnu polu-beskonačnu liniju na dva dijela – jedan za ''nema greške'' i drugi za ''grešku''. Točka koja dijeli ta dva dijela se zove prag.
2) Ako svi elementi od ϵ imaju istu neovisnu Gausovu distribuciju, onda je statistička raspodjela *SSE* potpuno neovisna od geometrije satelita, za bilo koji *n*. Zbog toga je jednostavno postaviti algoritam za konstantu brzinu alarma. Sve što trebamo napraviti je proračunati pragove koji doprinose željenoj brzini alarma za različite vrijednosti *n*. Tada algoritam u stvarnom vremenu postavlja prag koji odgovara broju vidljivih satelita u nekom trenutku.

Ipak, prikladnije je za statistiku ispitivanja u RAIM algoritmu umjesto *SSE* koristiti izraz:

$$\text{Statistika ispitivanja} = \sqrt{SSE/(n-4)}. \tag{16}$$

SSE i statistika ispitivanja su povezani za bilo koji zadani *n*. RAIM metoda ostataka najmanjih kvadrata je jednostavna zbog toga što je statistika ispitivanja skalar, bez obzira na broj vidljivih satelita. [14]

5.1.3. Metoda jednakosti

Metoda jednakosti je više formalna, a manje istraživačka u odnosu na prethodne dvije metode. Slična je metodi usporedbe dometa, ali je način formiranja prekomjernih statistika ispitivanja drugačiji. Kod ove metode najprije izvodimo linearnu transformaciju vektora mjerenja *y*:

$$\begin{bmatrix} \hat{x}_{LS} \\ p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (G^T G)^{-1} G^T \\ P \end{bmatrix} y \, . \tag{17}$$

Gornji dio tranformacije $\hat{x}_{LS}$ je uobičajeno rješenje najmanjih kvadrata, a donji dio *p* je rezultat rada na *y*, posebnom (n – 4) x n matricom *P*, čiji su redovi međusobno ortogonalni, jedinstveni u veličini i također međusobno ortogonalni sa stupcima od *G*. Vektor jednakosti *p* ima posebne osobine:

$$E[p] = 0 \tag{18}$$

$$E[p\ p^T] = \text{Cov}\ p = \sigma^2 I, \tag{19}$$

gdje je σ^2 varijacija povezana s bilo kojim određenim elementom od ϵ. U ovoj metodi koristimo *p* kao statistiku ispitivanja. Sve potrebne informacije o *p* koje trebamo dobijemo samo gledajući njegovu veličinu, ili kvadrat veličine. I u ovoj metodi se statistika ispitivanja reducira na obični skalar. Također, zbroj kvadrata elemenata *p* je jednak *SSE*:

$$p^T p = w^T w = \text{SSE}. \tag{20}$$

Zbog toga ne moramo tražiti *P* da bi došli do *p*, već možemo samo iskoristiti *SSE* i dobiti isti rezultat. [14]

5.2. Izračun praga odluke

U standardnom RAIM algoritmu kao statistika ispitivanja koristi se $\sqrt{SSE/(n-4)}$. Također, pravilo odluke će biti takvo da doprinosi fiksnoj brzini alarma, neovisno od geometriji satelita u trenutku i o broju vidljivih satelita. Izračun praga za ove uvjete je relativno jednostavan zato što *SSE* ima raspodjelu u obliku hi-kvadrata (engl. chi-square), s n – 4 stupnja slobode. Većina tablica koje se mogu pronaći u osnovnim knjigama ima ograničenu primjenu u GPS-u, zbog svoje grubosti. Ipak, ovo danas ne predstavlja problem jer se funkcija gustoće može numerički integrirati na željenu preciznost, ili se, za neke vrijednosti *n*, može integrirati u zatvorenom obliku. Primjerice, uzmimo da je broj vidljivih satelita jednak 6. Broj stupnjeva slobode je 6 – 4 = 2. Odgovarajuća funkcija za hi-kvadrat vjerojatnost gustoće je:

$$f_x(x) = \frac{1}{2}e^{-x/2}, \;\; x \geq 0. \tag{21}$$

U primjeru je brzina alarma 1/15000. Zatim trebamo naći gornju granicu integrala od f_x:

$$\int_0^a f_x(x)dx = 1 - \frac{1}{15000}. \tag{22}$$

U ovom slučaju integral može biti procijenjen u zatvorenom obliku, pa je rješenje za *a*:

$$\text{a} = 2 \ln 15000 = 19.2316. \tag{23}$$

Ovo bi bio prag koji bi uzeli da je *SSE* statistika ispitivanja i da imamo šum σ. Ali budući da za statistiku ispitivanja koristimo $\sqrt{SSE/(n-4)}$, a realan šum σ može biti 33m, prag za brzinu alarma 1/15000 i uz šum σ od 33m iznosi:

$$\text{prag} = \sqrt{(19.236)(33)^2/2} \approx 102\ m. \text{ [14]} \tag{24}$$

Pragovi za ostale vrijednosti *n*, uz jednak šum i brzinu alarma, prikazani su u tablici 8.

Tablica 8. Prikaz pragova uz šum 33 m i brzinu alarma 1/15000

Broj vidljivih satelita (*n*)	Stupnjevi slobode	Prag (m)
5	1	132
6	2	102
7	3	90
8	4	82
9	5	77

Izvor: [14]

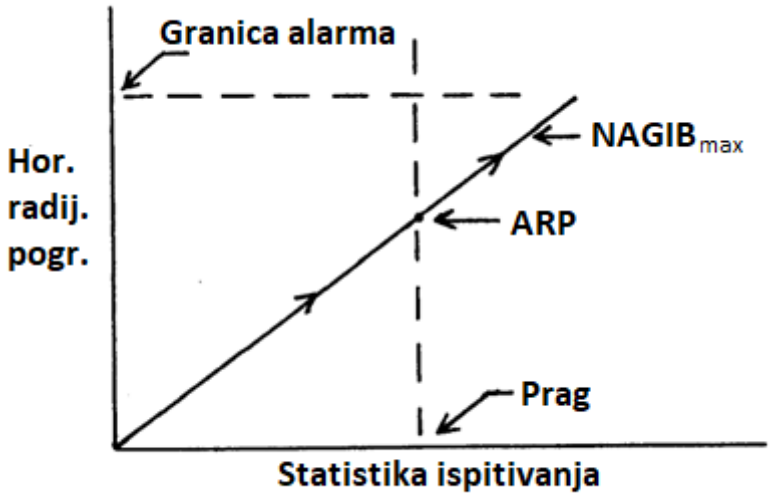
5.3. Odbacivanje loših geometrija

Jednostavnim određivanjem pragova za pravilo odluke ne kompletira RAIM algoritam. To ne osigurava da će zahtjev za vjerojatnosti detekcije biti ispunjen za sve geometrije. Uvijek možemo očekivati loše geometrije, koje mogu biti potpuno prihvatljive za navigaciju, ali ne i za otkrivanje pogrešaka. RAIM algoritam mora prepoznati takve geometrije kada se

one pojave, i obavijestiti posadu o tome. Različiti kriteriji su se koristili za procjenu kvalitete geometrije satelita u svrhu detekcije. Najpoznatiji kriteriji su δH_{max} i *ARP* (engl. Approximate Radial-Error Protected), a postoji i povezanost između ta dva kriterija:

$$\text{ARP} = \sqrt{n-4} \times \delta H_{max} \times prag. \tag{25}$$

Ukratko, parametar δH_{max} ovisi isključivo o geometriji satelita u trenutku, i daje dobru mjeru unutrašnje mogućnosti geometrije satelita da podrži otkrivanje pogrešaka. *ARP* ide jedan korak ispred δH_{max}. [14] *ARP* je mjera integriteta koja određuje maksimalnu pogrešku pozicije koja smije ostati neotkrivena. [15] Tipična putanje pogreške je prikazana na slici 10.



Slika 10. Tipična putanja pogreške

Izvor: [14]

Pretpostavljamo da je linija praga postavljena tako da doprinosi željenoj brzini alarma. Očigledno je da želimo da nam putanja ostane ispod kritične točke, ili će u suprotnom doći do promašaja. Sjecište linije maksimalnog nagiba i vertikalne linije praga je vrijednost ARP. U idealnim uvjetima bez šuma, geometrija satelita u trenutku će podržati bilo koju postavku granice alarma veću od *ARP*. Iz slike 10. je također vidljivo da:

$$\text{ARP} = \text{NAGIB}_{max} \text{ x prag.} \tag{26}$$

Ali, zbog šuma, putanja na slici 10. nije ravna, već je krivudava. Uz to, da bi bili sigurni i imali malu stopu promašaja, moramo stvarnu granicu alarma postaviti znatno iznad vrijednosti *ARP*, da bi krivudavu liniju zadržali izvan područja promašaja. Empirijska povezanost koja radi zadovoljavajuće za trenutne minimalne operativne specifikacije i u svim fazama leta i konfiguracijama satelita je:

$$\text{[stvarna radijalna pogreška koja može biti zaštićena]} \approx 1.7 \text{ x ARP.} \tag{27}$$

Iako je ova aproksimacija gruba (točnost oko 5%), korisna je za dobivanje brze procjene radijalne greške koja može biti zaštićena. Vrijednost *ARP* ovisi isključivo o geometriji satelita i postavci praga, pa se može jednostavno izračunati kako slijedi:

1) Definirati matrice *A* i *B* kao:

$$A = (G^T G)^{-1} G^T \quad (28)$$

$$B = G (G^T G)^{-1} G^T \quad (29)$$

2) Izračunati nagib za svaki vidljivi satelit:

$$\text{NAGIB (i)} = \sqrt{(A_{1i}^2 + A_{2i}^2)(n-4)/(1-B_{ii})}, \text{ za i = 1, 2, ... n} \quad (30)$$

3) Definirati $NAGIB_{max}$ kao:

$$\text{NAGIB}_{max} = \underset{i}{Max} \text{ [NAGIB(i)]} \quad (31)$$

4) Zatim:

$$\text{ARP} = \text{NAGIB}_{max} \text{ x prag.} \quad (32)$$

Stopa promašaja je ovisna i o vrijednosti *ARP* i o broju vidljivih satelita. Zbog algoritamskih razloga, možemo razvrstati sve geometrije u skupine, u skladu s brojem vidljivih satelita *n*. Zatim, u svakoj skupini geometrije možemo posložiti u ovisnosti o njihovim vrijednostima *ARP*, s tim da više vrijednosti odgovaraju slabijim geometrijama. Kako se vrijednost *ARP* povećava, povećavat će se i stopa promašaja, sve dok ne dostigne neku specificiranu vrijenost, npr. .001. Odgovarajuća vrijednost *ARP* je tada najveća dopuštena vrijednost unutar te određene skupine od *n*. Ova kritična vrijednost *ARP* se naziva ARP_{plafon}, i geometrije čije vrijednosti *ARP* prelaze ARP_{plafon}, ne smiju biti dopuštene. Vrijednosti ARP_{plafon} za neprecizni prilaz, terminalnu fazu leta, i fazu leta na ruti su prikazane u tablici 9. Ove vrijenosti su dobivene tijekom Monte Carlo simulacije, koristeći najgori mogući šum na najtežem za otkriti satelitu. Uzeta je brzina alarma 1/15000 i stopa promašaja .001, te je korištena optimalna konstelacija od 21 satelita. [14]

Tablica 9. Vrijednosti ARP_{plafon} za različite faze leta

Faza leta	Broj vidljivih satelita		
	5	6	7 (ili više)
Neprecizni prilaz	328 m	339 m	352 m
Terminal	1077 m	1135 m	1135 m
Rutna faza	2159 m	2262 m	2262 m

Izvor: [14]

5.4. Mjerenja dobivena drugim izvorima

Neka prijašnja istraživanja su pokazala da će dostupnost funkcije RAIM biti manja od željene, čak i uz cjelokupnu konstelaciju od 24 operativna satelita. Ovo se posebno odnosi na neprecizni prilaz gdje je granica alarma dosta niska. Rješenje za ovaj problem je povećati mjerenja pseudoudaljenosti s mjerenjima iz drugih izvora, koji bi uključivali barometarski visinomjer, GLONASS ili Loran-C (s glavnim postajama sinkroniziranim s GPS vremenom).

Svaki od ovih izvora bi vjerojatno imao pogreške mjerenja različite od onih od GPS-a. Za primjer kako ove razlike možemo ukomponirati u standardnu RAIM shemu, uzet ćemo mjerenja GLONASS-a. Glavna mjera u GLONASS-u je pseudoudaljenost, baš kao i kod GPS-a. Glavna razlika, koja utječe na RAIM, je varijacija pogreške mjerenja. Za primjer uzmimo kako RAIM shema koristi jedno mjerenje od GLONASS-a, dodano uobičajenim GPS mjerenjima. Ovo dodaje jednu lineariziranu jednadžbu oblika:

$$y_g = -C_{xg}\,\Delta x - C_{yg}\,\Delta y - C_{zg}\,\Delta z + \Delta T + \epsilon_g, \tag{33}$$

gdje su Δx, Δy, Δz i ΔT elementi vektora x; G_{xg}, C_{yg} i C_{zg} kosinski smjerovi između korisnikovih istočnih, sjevernih i vertikalnih osi i linije vidljivosti satelita; i ϵ_g je pogreška mjerenja iz senzora koji nisu GPS-ovi. Količina y_g na lijevoj strani jednadžbe je uobičajena linearizirana mjera, npr., razlika između stvarnog mjerenja i predviđene vrijednosti temeljene na nominalnom x oko kojeg se linearizacija odvija. Zbog jednostavnosti, pretpostavimo da ϵ_g ima točno polovicu standardne devijacije od one povezane s GPS mjerenjima. Međutim, RAIM teorija je temeljena na pretpostavci o neovisnim pogreškama mjerenja, koje sve imaju istu varijaciju. Zbog toga moramo nešto napraviti jednadžbi mjerenja GLONASS-a da bi je doveli u istu liniju s ostalim jednadžbama. To možemo postići množenjem obje strane jednadžbe (33) s 2:

$$2\,y_g = (-2C_{xg})\Delta x + (-2C_{yg})\Delta y + (-2C_{zg})\,\Delta z + 2\,\Delta T + 2\,\epsilon_g. \tag{34}$$

Lijeva strana jednadžbe (34) nam govori da moramo uzeti u obzir GLONASS linearizirana mjerenja umanjena za faktor 2 kao mjere u našem setu modificiranih linearnih jednadžbi. Po našoj pretpostavci, to je točnije mjerenje od onoga koje odgovara GPS mjerenju. Ista procedura se može primijeniti za bilo koji drugi tip mjerenja pseudoudaljenosti. Također, barometarska visina je mjera udaljenosti (u suprotnosti s pseudoudaljenosti), pa se pogreška pomaka sata ne pojavljuje u jednadžbi mjerenja u ovom slučaju. Valja isto tako naglasiti i da se ova procedura ne može primijeniti na neka druga mjerenja, kao na primjer, inercijalno dobivena mjerenja i Kalmanov filter. [14]

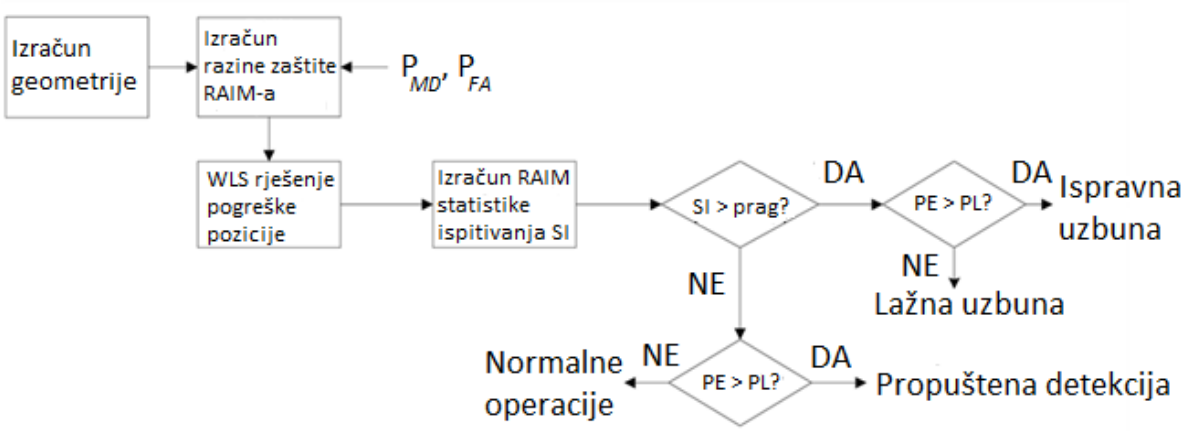
5.5. Sažetak glavnih koraka u standardnom RAIM algoritmu

Glavni koraci u standardnom RAIM algoritmu su sljedeći:

1) Odrediti broj mjerenja koje će se koristiti u provjeri integriteta (broj vidljivih satelita, n);
2) Izračunati linearnu povezanu matricu G (u obzir treba uzeti i bilo koje druge ne-GPS mjere);
3) Odabrati pogodni prag u ovisnosti o broju vidljivih satelita (Tablica 8.);
4) Izračunati vrijednost ARP za trenutnu geometriju satelita;
5) Odrediti je li geometrija prihvatljiva koristeći već izračunate vrijednosti ARP_{plafon} (Tablica 9.);

6) Ako je geometrija prihvatljiva, izračunati statistiku ispitivanja ($\sqrt{SSE/(n-4)}$. Ako geometrija nije prihvatljiva, odgovarajuće upozorenje treba biti prikazano posadi;
7) Usporediti statistiku ispitivanja s unaprijed izračunatim pragom. Ako je statistika ispitivanja veća ili jednaka pragu, proglasiti grešku, a ako je statistika ispitivanja manja od praga, signalizirati da nema greške, odnosno da je sustav funkcionalan. [14]

Na slici 11. prikazan je dijagram toka RAIM algoritma.



Slika 11. Dijagram toka RAIM algoritma

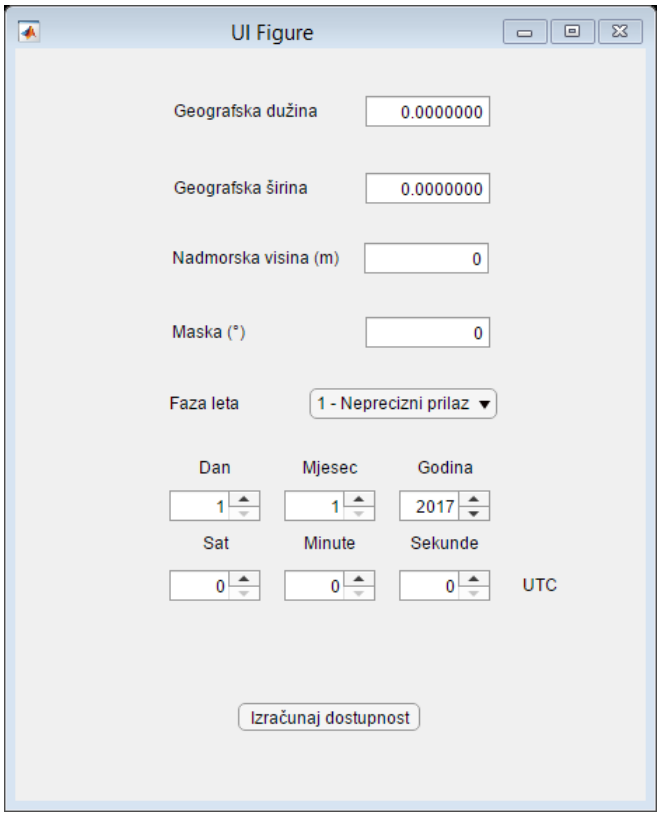
Izvor: [16]

6. IZRAČUN DOSTUPNOSTI RAIM FUNKCIJE

Da bi funkcija RAIM bila dostupna potrebno je zadovoljiti nekoliko uvjeta. Prvo i najvažnije je broj vidljivih satelita koji mora biti 5. U tom slučaju, funkcija RAIM određuje koji satelit donosi pogrešku u pozicioniranju. Ako je broj vidljivih i operativnih satelita barem 6, ili više, tada funkcija, osim što određuje koji satelit unosi pogrešku, može i isključiti taj satelit iz daljnjih proračuna. Drugi uvjet koji treba zadovoljiti je optimalna geometrija satelita. Je li konfiguracija satelita u određenom trenutku adekvatna da bi RAIM funkcija bila dostupna može se odrediti pomoću vrijednosti ARP-a, opisane u 5. poglavlju. Da bi funkcija bila dostupna i prihvatljiva, ARP bi trebao biti manji od ARP_{plafon}.

6.1. MATLAB program koji izračunava dostupnost funkcije RAIM

Program koji izračunava je li funkcija RAIM dostupna ili nije napravljen je u programu MATLAB. Ulazni podaci koje unosi korisnik su geografske koordinate i nadmorska visina pozicije za koju se želi izračunati dostupnost, zatim datum i vrijeme za koje se želi izračunati dostupnost, maska, odnosno kut iznad kojeg su sateliti vidljivi te faza leta: neprecizni prilaz, terminalna zona, kopnena ruta ili područje iznad oceana i velikih kopnenih prostranstava. Primjer sučelja ovog programa je prikazan na slici 12. Podaci koji su neophodni za rad programa su i podaci koji se uzimaju iz almanaha, koji se mora skinuti na korisnikovo računalo s web stranice: https://www.navcen.uscg.gov/?pageName=gpsAlmanacs, Current SEM Almanac.



Slika 12. Sučelje programa za izračun dostupnosti RAIM funkcije

6.1.1. Pretvorba geografskih koordinata korisnika u ECEF koordinate

Prvi korak u programu bila je pretvorba geografskih koordinata korisnika u ECEF koordinate (engl. Earth-centered, Earth-fixed), pomoću formula:

$$x = (N + alt)cos\varphi cos\lambda \quad (35)$$

$$y = (N + alt)cos\varphi sin\lambda \quad (36)$$

$$z = \big((1 - e^2)N + alt\big)sin\varphi, \quad (37)$$

gdje je: $N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 sin^2\varphi}}$. [17] (38)

Isječak MATLAB koda za ovaj korak prikazan je na slici 13.

```
N = a./sqrt(1-es.^2.*sin(lat).^2); %Vertikalni radijus zakrivljenosti
%Rezultati
xTgt = (N+app.NadmorskavisinamEditField.Value).*cos(lat).*cos(lon); %Korisnikova x ECEF koordinata (metar)
yTgt = (N+app.NadmorskavisinamEditField.Value).*cos(lat).*sin(lon); %Korisnikova y ECEF koordinata (metar)
zTgt = ((1-es.^2).*N + app.NadmorskavisinamEditField.Value).*sin(lat); %Korisnikova z ECEF koordinata (metar)
xLocalRef = (N+sealevel).*cos(lat).*cos(lon); %ENU lokalna ref točka x ECEF koordinate (metar)
yLocalRef = (N+sealevel).*cos(lat).*sin(lon); %ENU lokalna ref točka y ECEF koordinate (metar)
zLocalRef = ((1-es.^2).*N + sealevel).*sin(lat); %ENU lokalna ref točka z ECEF koordinate (metar)
```

Slika 13. Kod za pretvorbu korisnikovih geografskih u ECEF koordinate

6.1.2. Pretvorba podataka iz almanaha u poziciju satelita

Podaci koji se nalaze u almanahu su sljedeći: PRN broj (engl. Pseudo-Range Number), broj satelita, URA broj (engl. User Range Accuracy), ekscentričnost, korekcija inklinacije, stopa pravog penjanja (engl. Rate of right ascension), korijen velike poluosi, pravo penjanje u referentnom vremenu (engl. Right ascension at referent time), argument perigeja (engl. Argument of perigee), srednja anomalija u referentnom vremenu, ofset i zanošenje sata i ispravnost satelita. Program prvo provjeri podudaraju li se broj GPS tjedna iz almanaha i broj GPS tjedna koji je izračunat iz datuma kojeg je unio korisnik. Datum koji unosi korisnik prvo se pretvara u datum po julijanskom kalendaru, a zatim se taj datum pretvara u GPS tjedan pomoću javno dostupnog MATLAB koda prikazanog na slici 14. GPS vrijeme mjeri se od 6.1.1980. godine. Ako je izračunati GPS tjedan manji od GPS tjedna iz almanaha, program otkriva neispravnost i obavještava korisnika da su podaci iz almanaha neispravni, te upućuje korisnika da koristi ispravan almanah s obzirom na uneseni datum. Ukoliko je pak izračunati GPS tjedan veći od GPS tjedna iz almanaha, program obavještava korisnika da su podaci iz almanaha zastarjeli i da koristi ispravni almanah za taj datum. Kod ove funkcije prikazan je na slici 15.

```
methods (Access = public)

    function [week,sec_of_week] = gps_time(app,jd)
    %GPS_TIME   Conversion of Julian Day number to GPS week and
    %           Seconds of Week reckoned from Saturday midnight

        a = floor(jd+.5);
        b = a+1537;
        c = floor((b-122.1)/365.25);
        e = floor(365.25*c);
        f = floor((b-e)/30.6001);
        d = b-e-floor(30.6001*f)+rem(jd+.5,1);
        day_of_week = rem(floor(jd+.5),7);
        week = floor((jd-2444244.5)/7);
        % We add +1 as the GPS week starts at Saturday midnight
        sec_of_week = (rem(d,1)+day_of_week+1)*86400;
    end

end
```

Slika 14. Kod za pretvorbu datuma po julijanskom kalendaru u GPS tjedan

```
if gps_week < wn
    app.Label.FontColor = [1 0 0];
    text = ['Podaci iz almanaha su neispravni. Molimo koristite almanah za tjedan ' ,num2str(gps_week) ,'.'];
    app.Label.Text =  text;
    return;
elseif gps_week > wn
    app.Label.FontColor = [1 0 0];
    text = ['Podaci iz almanaha su zastarjeli. Molimo koristite almanah za tjedan ', num2str(gps_week), '.'];
    app.Label.Text =  text;
    return;
```

Slika 15. Kod za upozoravanje korisnika da koristi neispravan almanah

Kada imamo određeno vrijeme, možemo odrediti pozicije satelita u ECEF koordinatama. U izračunu su korištene dvije konstante: WGS84 vrijednost univerzalnog zemljinog gravitacijskog parametra μ, i WGS84 vrijednost brzine zemljine rotacije Ω_e. Prvo se izračuna srednje kretanje n_0:

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}. \tag{39}$$

Zatim se izračuna srednja anomalija M_k:

$$M_k = M_0 + n_0 t_k, \tag{40}$$

gdje je t_k vrijeme koje je prošlo od vremena upotrebljivosti almanaha. Jednadžba 41 je Keplerova jednadžba za ekscentričnu anomaliju, koja se mora riješiti iteracijom, budući da izraz za E_k nije eksplicitan:

$$E_k = M_k + e \sin E_k. \tag{41}$$

Zatim je potrebno izračunati pravu anomaliju v_k, koristeći E_k iz prethodne jednadžbe:

$$v_k = \tan^{-1}\left\{\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_k/(1-e\cos E_k)}{(\cos E_k - e)/(1-e\cos E_k)}\right\}. \tag{42}$$

Ekscentrična anomalija E_k, zatim se ponovo računa uz pomoć v_k dobivenog u prethodnoj jednadžbi (42):

$$E_k = \cos^{-1}\left\{\frac{e+\cos v_k}{1+e\cos v_k}\right\}. \quad (43)$$

Zatim se u još nekoliko koraka uz formule iz [17] dođe do konačnih pozicija satelita u ECEF koordinatama:

$$x_k = x'_k \cdot \cos\Omega_k - y'_k \cdot \cos y_k \sin\Omega_k \quad (44)$$

$$y_k = x'_k \cdot \sin\Omega_k + y'_k \cdot \cos y_k \cos\Omega_k \quad (45)$$

$$z_k = y'_k \cdot \sin i_k. \quad (46)$$

Svi ti koraci u kodu su prikazani na slici 16.

```
%-------------------------
vk = atan2((sqrt(1-ec.^2).*sin(Ek))./(1-ec.*cos(Ek)),(cos(Ek)-ec)./(1-ec.*cos(Ek))); %Prava anomalija (rad)
Ek = acos((ec+cos(vk))./(1+ec.*cos(vk)));
uk = omega+vk; %Argument širine (rad)
rk = A.*(1-ec.*cos(Ek)); %Ispravljeni radijus (metar)
ik = io+del_ik; %Ispravljena inklinacija (rad)
xk1 = rk.*cos(uk); %x pozicija u orbitalnoj ravnini (metar)
yk1 = rk.*sin(uk); %y pozicija u orbitalnoj ravnini (metar)
OMEGAk = OMEGAo+(OMEGAdot-OMEGAdote).*tk-OMEGAdote.*(toa); %Ispravljena dužina uzlaznog čvora (rad)
%-------------------------
%Izračun za ECEF koordinate
xk(SVcount) = xk1.*cos(OMEGAk)-yk1.*cos(ik).*sin(OMEGAk); %Satelitova x ECEF koordinata (metar)
yk(SVcount) = xk1.*sin(OMEGAk)+yk1.*cos(ik).*cos(OMEGAk); %Satelitova y ECEF koordinata (metar)
zk(SVcount) = yk1.*sin(ik); %Satelitova z ECEF coordinate (metar)
%-------------------------
```

Slika 16. Kod za dobivanje pozicija satelita u ECEF koordinatama

6.1.3. Pretvorba ECEF koordinata u ENU

Dobivene pozicije satelita u ECEF koordinatama moraju se pretvoriti u ENU (engl. East-North-Up) koordinate povezane s lokalnom referentnom točkom određenom na površini Zemlje. Ta pozicija odgovara geografskoj dužini i širini korisnika. U pretvorbi se koristi nekoliko konstanti: WGS84 vrijednost za Zemljinu veliku poluos, i WGS84 vrijednost za Zemljinu prvu ekscentričnost. Formule za pretvorbu u ENU koordinate su sljedeće:

$$Est = -\left(x_{obj} - x_1\right)\sin\lambda + \left(y_{obj} - y_1\right)\cos\lambda \quad (47)$$

$$Nth = -\left(x_{obj} - x_1\right)\sin\emptyset\cos\lambda - \left(y_{obj} - y_1\right)\sin\emptyset\cos\lambda + \left(z_{obj} - z_1\right)\cos\emptyset \quad (48)$$

$$Up = \left(x_{obj} - x_1\right)\cos\emptyset\cos\lambda + \left(y_{obj} - y_1\right)\cos\emptyset\sin\lambda + \left(z_{obj} - z_1\right)\sin\emptyset, \quad (49)$$

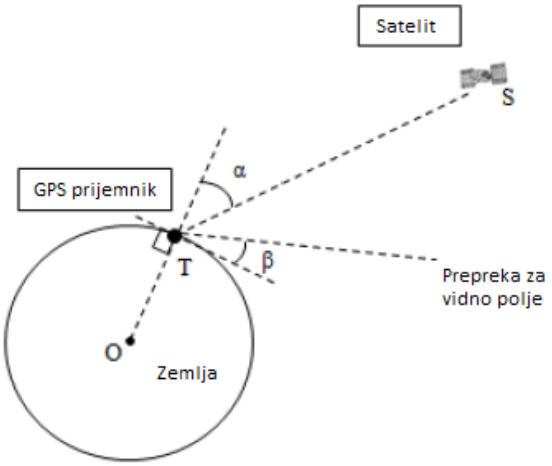
a kod u programu koji pretvara pozicije satelita iz ECEF u ENU koordinate prikazan je na slici 17. [17]

```
%Pretvorba ECEF koordinata u ENU koordinate
East = -sin(lon).*(xk-xLocalRef) + cos(lon).*(yk-yLocalRef);
North = -sin(lat).*cos(lon).*(xk-xLocalRef) - sin(lat).*sin(lon).*(yk-yLocalRef) + cos(lat).*(zk-zLocalRef);
Up = cos(lat).*cos(lon).*(xk-xLocalRef) + cos(lat).*sin(lon).*(yk-yLocalRef) + sin(lat).*(zk-zLocalRef);
%-------------------------
```

Slika 17. Kod za pretvorbu pozicije satelita iz ECEF u ENU koordinate

6.1.4. Otkrivanje vidljivih satelita

Kada znamo pozicije svih satelita i korisnikovu poziciju, sljedeći korak je otkriti koliko satelita je vidljivo korisniku i koji su to sateliti. U ovom dijelu postoji nekoliko pretpostavki. Prvo, pretpostavka je da je potrebna određena linija vidljivosti da bi signal sa satelita bio vidljiv GPS prijemniku. Drugo, pretpostavljeno je da je Zemlja savršena sfera, za razliku od WGS84 modela. I posljednje, pretpostavljeno je da je prijemnik dosta blizu Zemljinoj površini. Princip određivanja vidljivih satelita prikazan je na slici 18.



Slika 18. Princip određivanja vidljivih satelita

Izvor: [17]

ECEF koordinate satelita i korisnika su prikazane kao vektori $\overrightarrow{OT}$ i $\overrightarrow{OS}$. Kut β je kut između Zemlje i linije vidljivosti (maska koju unosi korisnik), a kut α je kut između $\overrightarrow{OT}$ i $\overrightarrow{TS}$ (gdje je $\overrightarrow{TS} = \overrightarrow{OS} - \overrightarrow{OT}$):

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{\overrightarrow{OT}\cdot\overrightarrow{TS}}{|\overrightarrow{OT}||\overrightarrow{TS}|}\right). \tag{50}$$

Satelit je vidljiv korisniku ako je $\alpha < 90° - \beta$. Kod za određivanje vidljiv satelita je prikazan na slici 19. [17]

```
%Algoritam za određivanje vidljivosti između korisnika i satelita
mag_Tgt = sqrt(xTgt.^2+yTgt.^2+zTgt.^2); %Udaljenost korisnika od središta Zemlje (metar)
xTgttoSV(SVcount) = xk(SVcount) - xTgt;
yTgttoSV(SVcount) = yk(SVcount) - yTgt;
zTgttoSV(SVcount) = zk(SVcount) - zTgt;
mag_TgttoSV(SVcount) = sqrt((xTgttoSV(SVcount)).^2+(yTgttoSV(SVcount)).^2+(zTgttoSV(SVcount)).^2); %Udaljenost korisnika od satelita
AngleFromTgt(SVcount) = acos(((xTgttoSV(SVcount).*xTgt) + (yTgttoSV(SVcount).*yTgt) + (zTgttoSV(SVcount).*zTgt))./(mag_TgttoSV(SVcount).*mag_
if AngleFromTgt(SVcount)<(pi/2-(app.MaskaEditField.Value*pi/180)) && Health ==0
    Los = 1; %Satelit vidljiv
else
    Los = 0; %Satelit nije vidljiv
end
LOS(SVcount) = Los;
SVcount = SVcount+1;
```

Slika 19. Kod za određivanje vidljivosti satelita

6.1.5. Određivanje matrice

Da bi se odredila matrica iz koje se kasnije izračunava vrijednost ARP-a, potrebno je najprije izračunati pseudo-udaljenost između korisnika i satelita, a zatim odrediti usmjerene derivacije za X, Y i Z koordinate i za vrijeme. Pomoću tih podataka dobije se matrica Alp. Kod za ovaj dio programa prikazan je na slici 20.

```
%Pseudo-udaljenost i usmjerena derivirana petlja
for num4 = 1:NumValidSV
    %Izračun pseudo-udaljenosti između korisnika i ostalih satelita
    r(num4) = sqrt((SV(num4,1))^2 + (SV(num4,2))^2 + (SV(num4,3)-app.NadmorskavisinamEditField.Value)^2);
    %Izračun usmjerenih derivacija za X,Y,Z koordinate i vrijeme
    Dx(num4) = (SV(num4,1)-0)/r(num4); %x-koordinata korisnika u ENU je nula
    Dy(num4) = (SV(num4,2)-0)/r(num4); %y-koordinata korisnika u ENU je nula
    Dz(num4) = (SV(num4,3)-app.NadmorskavisinamEditField.Value)/r(num4); %z-koordinata korisnika u ENU je nadmorska visina
    Dt(num4) = -1;
end
%Izračun matrice
Alp = zeros(NumValidSV,4);
for num5 = 1:NumValidSV
    Alp(num5,1) = Dx(num5);
    Alp(num5,2) = Dy(num5);
    Alp(num5,3) = Dz(num5);
    Alp(num5,4) = Dt(num5);
end
```

Slika 20. Kod za dobivanje matrice

Dobivena matrica je n x 4 oblika, gdje je *n* broj vidljivih satelita. Iz matrice se mogu izvući podaci o azimutu i elevaciji svakog pojedinog vidljivog satelita. Matrica izgleda ovako:

$$Alp = \begin{vmatrix} -\cos e1 \cos a1 & -\cos e1 \sin a1 & -\sin e1 & -1 \\ -\cos e2 \cos a2 & -\cos e2 \sin a2 & -\sin e2 & -1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -\cos en \cos an & -\cos en \sin an & -\sin en & -1 \end{vmatrix}, \tag{51}$$

gdje je *e* elevacija, a *a* azimut. [17]

6.1.6. Izračun vrijednosti ARP

Da bi se odredila vrijednost ARP-a u ovisnosti o podacima koje je unio korisnik jedna od važnijih stvari je odrediti pogrešku pomaka (engl. parity bias), koja je u kodu označena kao *pbiasb*. Ova vrijednost ovisi o broju stupnjeva slobode, odnosno o broju n – 4. Računa se iz jednadžbe:

$$y = -0{,}0142x^2 + 0{,}2976x + 6{,}8225 \tag{52}$$

a koja je dobivena ubacivanjem u Excell program već poznatih vrijednosti za stupnjeve slobode od 1 do 8. Ova formula omogućava izračunati *pbiasb* i za stupnjeve slobode 9 i veće, odnosno kada je vidljivo više od 12 satelita. Ovaj izračun *pbiasb* vrijedi za konstante vrijednosti P_{FA}=6,6667·10^{-5} (vjerojatnost pogrešnog alarma), P_{MD}=0,001 (vjerojatnost promašene detekcije) i σ=33,3 (šum). Da bi došli do vrijednosti ARP, potrebno je izračunati nagib i maksimalni nagib i to prema formulama (28), (29), (30) i (31) iz 5. poglavlja. Kod za računanje maksimalnog nagiba prikazan je na slici 21. Matrica *G* iz formula je u programu matrica *Alp*, odnosno matrica *hetransp*.

```
%Određivanje SLOPEmax
for ke = 1:NumValidSV
    hetransp = elimcol(app,Brv,ke);
    if  NumValidSV1 <= 4
        slemax(ke) = 1.e+10;
    else
        clear  slope  a  b
        a = inv(hetransp * hetransp') * hetransp; %Definiranje matrica a i b
        b = hetransp' * a;
        for k = 1:NumValidSV1
            slope(k) = sqrt((a(1,k)*a(1,k) + a(2,k)*a(2,k)) / (1. - b(k,k))); %Jednadžba za izračun Slope
        end
        slemax(ke) = max(slope); %SLOPEmax
    end
end
```

Slika 21. Kod za izračun maksimalnog nagiba

Kada znamo maksimalan nagib, možemo izračunati ARP, i to prema formuli:

$$ARP = NAGIB_{max} \cdot \sigma \cdot pbiasb.$$ [18]

6.1.7. Izračun dostupnosti funkcije

Na kraju programa, provjerava se ispunjavaju li se uvjeti određeni na početku ovog poglavlja. Kod za završetak programa prikazan je na slici 22.

```
if NumValidSV < 5
    app.Label.FontColor = [1 0 0];
    app.Label.Text = 'Funkcija RAIM nije dostupna (nedovoljan broj vidljivih satelita).';
elseif prot_rad > prot_lim
    app.Label.FontColor = [1 0 0];
    app.Label.Text = 'Funkcija RAIM nije dostupna (loša geometrija satelita).';
else
    app.Label.FontColor = [0 1 0];
    text = ['Funkcija RAIM je dostupna. Broj vidljivih satelita je ' num2str(NumValidSV)];
    app.Label.Text = text;
end
```

Slika 22. Završni kod u programu koji ispituje zadane uvjete

Dakle, najvažnije je da broj vidljivih satelita bude minimalno 5, ako nije funkcija nije dostupna zbog nedovoljnog broja vidljivih satelita. Sljedeće je važno da izračunati *ARP* ne bude veći od ARP_{plafon} jer u suprotnom funkcija neće biti dostupna zbog loše geometrije satelita. Vrijednosti ARP_{plafon} preuzete su iz [18], a prikazane su u tablici 10.

Tablica 10. Granične vrijednosti ARP-a

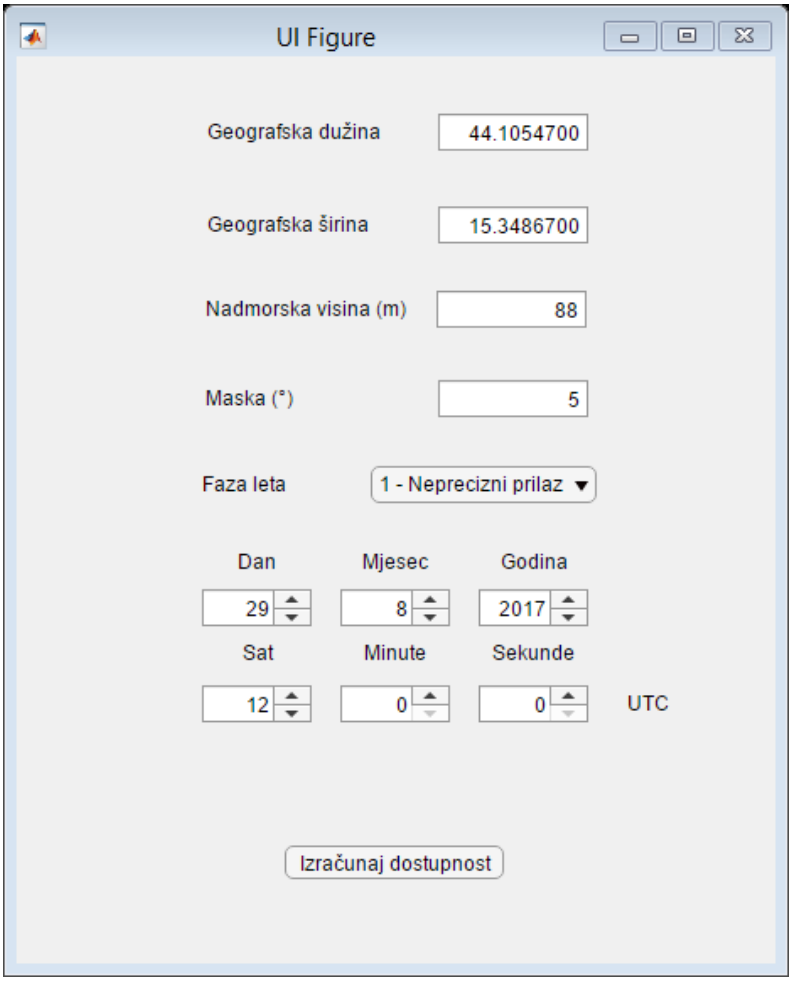
FAZA LETA	ARP_{plafon}
Neprecizni prilaz	555,6
Terminalna zona	1852
Kopnene rute	3704
Područja iznad oceana i velikih kopnenih prostranstava	7408

Izvor: [18]

Ukoliko su oba uvjeta zadovoljena, program će obavijestiti korisnika da je funkcija RAIM dostupna, uz prikaz broja vidljivih satelita.

6.2. Primjer rada programa

Podaci uneseni kako bi se prikazao rad programa prikazani su na slici 23.: geografske koordinate Zračne luke Zadar (44.10547, 15.34867), nadmorska visina zračne luke (88m), datum 29.8.2017., vrijeme 12:00 UTC i maska 5°, za neprecizni prilaz.



Slika 23. Unos podataka za izračun dostupnosti funkcije RAIM za LDZD

Nakon unosa podataka potrebno je pritisnuti gumb 'Izračunaj dostupnost' i program će izračunati je li funkcija dostupna ili nije, i to prikazati tekstualnim prikazom na dnu sučelja. U ovom primjeru funkcija RAIM je dostupna, a što je vidljivo na slici 24.



Slika 24. Prikaz dostupnosti funkcije RAIM

7. ZAKLJUČAK

Globalni pozicijski sustav sve više postaje primarni navigacijski sustav u zrakoplovstvu, zamjenjujući tako klasična radionavigacijska sredstva i inercijalne navigacijske sustave. Satelitski navigacijski sustavi moraju ispuniti specifične zahtjeve performansi kako bi se mogli koristiti u sklopu PBN koncepta, a ti specifični zahtjevi su: točnost, raspoloživost, kontinuitet, funkcionalnost i integritet.

Integritet satelitskog navigacijskog sustava najvažnija je njegova osobina, zbog toga što bez integriteta nema sigurnog izvođenja letačkih operacija. Postoje različite metode pomoću kojih se može nadzirati integritet satelitskih sustava, a neke od njih su i prikazane u ovom radu. Uzroci koji stvaraju pogreške i utječu na integritet navigacijske poruke uvijek će biti prisutni, međutim bitno je da se te pogreške na vrijeme otkriju i da posada bude obavještena o nemogućnosti korištenja satelitskih navigacijskih sustava. Većina GPS prijemnika prema specifikacijama ima u sebi ugrađenu funkciju autonomnog nadzora integriteta RAIM. Međutim, za posadu je bitno da se uvjeri kako će ta funkcija biti dostupna tijekom cijelog vremena trajanja leta, od polijetanja do slijetanja.

Da bi funkcija RAIM bila dostupna potrebno je ispuniti nekoliko uvjeta: dovoljan broj vidljivih satelita i optimalna konfiguracija satelita u orbitama. U ovom završnom radu opisan je kod koji u MATLAB programu izračunava dostupnost funkcije RAIM. Uz pomoć podataka iz almanaha satelita moguće je odrediti dostupnost funkcije za neko specifično područje na Zemlji u određenom trenutku. Provjera dostupnosti posebno je važna u najkritičnijoj fazi leta – slijetanju. Budući da se dostupnost funkcije može doznati iz almanaha koji vrijedi za sljedeća 72 sata, programi koji izračunavaju dostupnost funkcije RAIM odličan su alat u pripremi leta i slične programe svakodnevno koristi mnogo pilota diljem svijeta.

Popis kratica

AAIM (Aircraft Autonomous Integrity Monitoring) – Autonomni nadzor integriteta zrakoplova

ABAS (Aircraft-Based Augmentation System) – Zrakoplovni sustav dopune

ADS (Automatic Dependent Surveillance) – Automatski nadzor

AIM (Autonomous Integrity Monitoring) – Autonomni nadzor integriteta

ARP (Approximate Radial-error Protected) – Približna zaštićena radijalna pogreška

CDI (Course Deviation Indicator) – Prikaznik bočnog odstupanja

CPC (Central Processing Centre) – Središnja postaja za procesiranje podataka

EASA (European Aviation Safety Agency) – Europska agencija za zrakoplovnu sigurnost

ECAC (European Civil Aviation Conference) – Europska konferencija civilnog zrakoplovstva

ECEF (Earth-centered, Earth-fixed) – Kartezijske koordinate koje se koriste u GPS-u

EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) – Europski satelitski sustav dopune

ENU (East-North-Up) – Lokalne Istok-Sjever-Gore koordinate

FD (Fault Detection) – Otkrivanje satelita koji donosi pogrešku

FDE (Fault Detection and Exclusion) – Otkrivanje satelita koji donosi pogrešku i njegovo isključivanje iz daljnjih proračuna

GAGAN (GPS Aided Geo Augmentation System) – Indijski satelitski sustav dopune

GBAS (Ground-Based Augmentation System) – Zemaljski sustav dopune

GDOP (Geometric Dilution of Precision) – Geometrijska mjera preciznosti

GIS (Geographic Information System) – Geografski informacijski sustav

GLONASS (Global Orbiting Navigation Satellite System) – Ruski globalni satelitski navigacijski sustav

GLS (GBAS Landing System) – Sustav za slijetanje temeljen na GBAS-u

GNSS (Global Navigation Satellite System) – Globalni satelitski navigacijski sustav

GPS (Global Positioning System) – Globalni pozicijski sustav

HKZP – Hrvatska kontrola zračne plovidbe

ICAO (International Civil Aviation Organization) – Međunarodna organizacija civilnog zrakoplovstva

ILS (Instrument Landing System) – Sustav instrumentalnog slijetanja

LSR (Least Squares Residuals) – Ostatci najmanjih kvadrata

MD (Missed Detection) – Promašena detekcija

MOPS (Minimum Operational Performance Standards) – Minimalni operativni standardi izvedbe

MSAS (Multi-functional Transport Satellite Augmentation System) – Japanski satelitski sustav dopune

NDB (Non-directional Beacon) – Neusmjereni radiofar

NOTAM (Notices to Airmen) – Obavijest za letače

PBN (Performance Based Navigation) – Navigacija bazirana na performansama

RAIM (Reciever Autonomous Integrity Monitor) – Autonomni nadzor integriteta u prijemniku

RNAV (Area Navigation) – Prostrona navigacija

RNP (Required Navigation Performance) – Zahtjevane navigacijske performanse

SBAS (Space-Based Augmentation System) – Satelitski sustav dopune

SDCM (System for Differential Corrections and Monitoring) – Ruski satelitski sustav dopune

SSE (Sum of Squared Errors of prediction) – Zbroj kvadrata pogrešaka predviđanja

TSO (Technical Standard Order) – Pravilnik o tehničkom standardu

VOR (Very High Frequency Omni Directional Radio Range) – Visokofrekvencijski svesmjerni radiofar

WAAS (Wide Area Augmentation System) – Američki satelitski sustav dopune

WGS-84 (World Geodetic System 84) – Elipsoid koji se koristi kao referentni koordinatni sustav

WLS (Weighted Least Squares) – Procjenjeni najmanji kvadrati

Literatura

[1] *GPS – The First Global Navigaton Satellite System*, Trimble Navigation Limited, Sunnyvale, 2007.

[2] Novak, D.: *Zrakoplovna prostorna navigacija*, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2015.

[3] Hrvatska kontrola zračne plovidbe – HKZP: http://www.crocontrol.hr/default.aspx?id=36 (26.7.2017.)

[4] SKYbrary: https://www.skybrary.aero/index.php/Automatic_Dependent_Surveillance_Broadcast_(ADS-B) (27.7.2017.)

[5] HKZP – eAIP: http://www.crocontrol.hr/UserDocsImages/AIS%20produkti/eAIP/2017-07-21-AIP/html/index-en-HR.html (9.8.2017.)

[6] FAA Aircraft Certification Service: *Technical Standard Order TSO-C129a, Airborne Supplemental Navigation Equipment Using the Global Positioning System (GPS)*, 1992.

[7] FAA: *Human Factors and Operations Issues in GPS and WAAS Sensors Approvals: A Review and Comparsion of FAA and RTCA Documents*, Office of Aviation Research, Washington D.C., 1997.

[8] ICAO: *Global Navigation Satellite System (GNSS) Manual*, First Edition, Montreal, 2005.

[9] *Odluka Izvršnog direktora Europske agencije za zrakoplovnu sigurnost* (EASA) No. 2003/12/RM, AMC 20-4, Bruxelles, 2003.

[10] Brodin, G., Denney, M., Griffin, S., Ochieng, W. Y., Sauer, K., Walsh, D.: *GPS Integrity and Potential Impact on Aviation Safety*, The Journal of Navigation, Vol. 56., 2003., str. 51 – 65

[11] Langley, R. B.: *The Integrity of GPS*, GPS World, 1999., str. 60 – 63

[12] Civil Aviation Safety Authority: *CAAP 179A-1(1) Navigation Using Global Navigation Satellite Systems (GNSS)*, Civil Aviation Advisory Publication, Canberra, 2006.

[13] Ober, P. B.: *Autonomous integrity monitor performance*, The proceedings of GNSS '97, 1st European Symposium on Global Navigation Satellite Systems, Munchen, 1997.

[14] Brown, R. G.: *A Baseline GPS RAIM Scheme and a Note on the Equivalence of Three RAIM Methods*, NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation, Vol. 39, No. 3, 1992., str. 301 – 316

[15] Ober, P. B.: *New, Generally Applicable Metrics for RAIM/AAIM Integrity Monitoring*, The proceedings of the 9th International Technical Meeting of The Satellite Division of The Institute of Navigation, Kansas City, 1996., str. 1677 – 1686

[16] Cakaj, S., Kamo, B., Kolici, V., Lala, A., Rakipi, A., Shinka, I.: *Integrity Monitoring in Navigation Systems: Fault Detection and Exclusion RAIM Algorithm Implementation*, Journal of Computer and Communications, Vol. 03, No. 06, 2015.

[17] Yuen, M. F.: *Dilution of precision (DOP) Calculation for Mission Planning Purposes*, Naval Postgraduate School, Monterey, 2009.

[18] MATLAB Partner: *MATLAB GPS Software Toolbox: User's Guide and Reference Manual*, Version 3.01, Lupash Consulting, 1996.-2001.

Popis slika

Slika 1. Razvoj navigacijskih ruta 4
Slika 2. Podjela navigacijskih specifikacija 5
Slika 3. GNSS prilaz na LDDU 8
Slika 4. Shema zemaljskog i satelitskog sustava dopune 17
Slika 5. Područja pokrivanja satelitskih sustava dopune 18
Slika 6. Shema nadzora integriteta s ulaznim i izlaznim signalima 20
Slika 7. Šum tijekom normalnog rada sustava 23
Slika 8. Šum rastavljen na dvije neovisne komponente koje utječu samo na poziciju i samo na ostatak 24
Slika 9. Ravnina statistike ispitivanja za slučaj 6 vidljivih satelita 27
Slika 10. Tipična putanja pogreške 30
Slika 11. Dijagram toka RAIM algoritma 33
Slika 12. Sučelje programa za izračun dostupnosti RAIM funkcije 34
Slika 13. Kod za pretvorbu korisnikovih geografskih u ECEF koordinate 35
Slika 14. Kod za pretvorbu datuma po julijanskom kalendaru u GPS tjedan 36
Slika 15. Kod za upozoravanje korisnika da koristi neispravan almanah 36
Slika 16. Kod za dobivanje pozicija satelita u ECEF koordinatama 37
Slika 17. Kod za pretvorbu pozicije satelita iz ECEF u ENU koordinate 37
Slika 18. Princip određivanja vidljivih satelita 38
Slika 19. Kod za određivanje vidljivosti satelita 38
Slika 20. Kod za dobivanje matrice 39
Slika 21. Kod za izračun maksimalnog nagiba 40
Slika 22. Završni kod u programu koji ispituje zadane uvjete 40
Slika 23. Unos podataka za izračun dostupnosti funkcije RAIM za LDZD 41
Slika 24. Prikaz dostupnosti funkcije RAIM 42

Popis tablica

Tablica 1. Prikaz navigacijskih specifikacija i pripadajućih točnosti vođenja u različitim fazama leta 6
Tablica 2. Zahtjevi tradicionalnih ljudskih faktora 10
Tablica 3. Integritet sustava, obavijesti, upozorenja i točnost 10
Tablica 4. Funkcionalne karakteristike korisnika 11
Tablica 5. Specifični zahtjevi performansi i pripadajuće vrijednosti za pojednine segmente i faze leta 13
Tablica 6. Granice za upozorenje GNSS integriteta u određenim segmentima I fazama leta . 15
Tablica 7. Vrijednosti pojedinih izvora pogrešaka 15
Tablica 8. Prikaz pragova uz šum 33 m i brzinu alarma 1/15000 29
Tablica 9. Vrijednosti ARP_{plafon} za različite faze leta 31
Tablica 10. Granične vrijednosti ARP-a 40

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

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 dostupnosti funkcije RAIM na temelju konfiguracije satelita GPS-a** na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu, 29.8.2017

Student/ica:



(potpis)