

METODOLOGIJA MERENJA POLOŽAJA VAZDUHOPLOVA U PROSTORU UPOTREBOM DIFERENCIJALNOG GPS SISTEMA

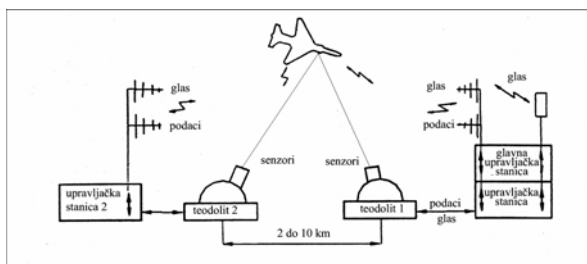
Nikola Hinić, Đorđe Jankuloski, Vazduhoplovni opitni centar, Batajnica

Sadržaj - U radu je prikazan postupak provere pouzdanosti i merne nesigurnosti merenja položaja aviona u prostoru upotrebom diferencijalnog GPS sistema u raznim fazama leta; poletanju, penjanju, horizontalnom pravolinijskom letu, zaokretima i sletanju. Provera je izvršena tako što je kretanje aviona u prostoru, u unapred definisanim fazama leta, snimano uporedo sa GPS sistemom i konvencionalnim teodolitskim sistemom. Pri tome su podaci dobijeni snimanjem sa teodolitskim sistemom smatrani referentnim.

1. UVOD

U procesu ispitivanja vazduhoplova i vazduhoplovne opreme i naoružanja jedan od osnovnih zahteva je precizno definisanje položaja (putanje) vazduhoplova u prethodno definisanom koordinatnom sistemu. Kvalitet ispitivanja i validnost dobijenih rezultata direktno zavise od kvaliteta merenja putanje aviona. Prihvatljiva merna nesigurnost, pri tome, zavisi od predmeta i vrste ispitivanja. Za većinu ispitivanja prihvatljiva je greška manja od 1 m.

Uobičajeni savremeni sistem za snimanje putanje vazduhoplova i ubojnih sredstava je optoteodolitski sistem. Sistem se sastoji od dve teodolitske stanice postavljene na precizno definisane lokacije (slika 1). U sklopu jedne teodolitske stanice se nalazi glavna upravljačka stanica preko koje se vrši celokupna hardversko-softverska integracija sistema. Izmereni elementi koordinata zapisuju se na filmske trake brzih kamera, magnetnu traku ili disk računara. U toku snimanja puta-nje letećeg objekta oba teodolita prate objekat. Obradom snimljenog materijala dobija se precizna putanja snimanog objekta u koordinatnom sistemu. Usvojeni koordinatni sistem ima svoj početak na mestu teodolita br. 1,



Slika 1 – principijelna šema rada optoteodolitskog sistema

osa X je usmerena u pravcu istoka, osa Z normalno na površinu zemlje sa smerom od centra zemlje, osa Y sa prethodne dve ose čini desni koordinatni sistem.

Teodolitski sistem, u uslovima dobre vidljivosti, ima domet od 20 km. Apsolutna greška merenja zavisi od daljine snimanog objekta, tačnosti postavljanja i orijentacije teodolita, subjektivne greške operatera pri naknadnoj obradi, uslova atmosfere itd. Merna nesigurnost optoteodolitskog sistema nije eksplicitno definisana. Na osnovu višegodišnjeg iskustva

i obavljenog velikog broja merenja u različitim uslovima, apsolutna greška merenja, za odstojanja objekta manja od 5.000 m, se može definisati kao manja od 20 cm.

Praktična merna nesigurnost optoteodolitskog sistema u potpunosti zadovoljava zahteve merenja pri ispitivanju vazduhoplova, vazduhoplovne opreme i naoružanja.

Nedostaci ovog sistema su:

- potrebno značajno vreme za prethodnu pripremu sistema (naročito u slučaju neophodnosti promene lokacije),
- potreba za višečlanom posadom pri obavljanju ispitivanja,
- veliko vreme naknadne obrade podataka,
- visoki amortizacioni troškovi obzirom na veoma visoku cenu sistema i njegovog održavanja.

Zbog navedenih nedostataka upotrebe optoteodolitskog sistema ukazala se potreba za zamenu metode merenja položaja objekata u vazдушnom prostoru sa nekom jeftinijom i produktivnijom metodom.

Satelitski navigacioni sistem GPS (Global Positioning System) sa svojim deklariranim karakteristikama nagoveštava mogućnost upotrebe i za precizno merenje položaja objekata u letu. Stoga smo pristupili proveriti mogućnosti i merne nesigurnosti ovog sistema metodom uporednog merenja položaja aviona u letu sa optoteodolitskim sistemom i GPS sistemom.

2. GPS SISTEM

GPS satelitski navigacioni sistem čine:

- **svemirski deo** - 24 aktivna satelita
- **zemaljski deo**: kontrolno upravljački sistem za kontrolu i korekciju rada satelita
- **korisnički segment** - GPS prijemnici

Sateliti emituju dve vrste signala označene sa "P" (**Precision code**) i "C/A" (**Course/Aquisition code**). "P" signal obezbeđuje preciznije merenje ali može biti kodiran i nedostupan širokom sloju korisnika. Svi zemaljski prijemnici nisu sposobni za prijem i obradu ovog signala. "C/A" signal je široko dostupan ali obezbeđuje manju tačnost merenja.

Korisnički segment sačinjavaju GPS prijemnici. Na osnovu podataka izdvojenih iz satelitskih radio signala GPS prijemnici izračunavaju koordinate svog položaja u globalnom geodetskom sistemu WGS 84 ili u nekom od nekoliko desetina drugih koordinatnih sistema koji se koriste u svetu.

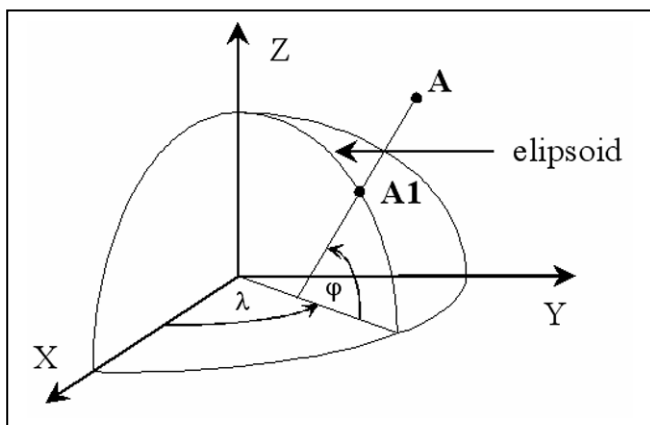
Pri osnovnoj obradi podataka najčešće se izračunava položaj GPS prijemnika u globalnom geodetskom sistemu WGS 84 koji je definisan Vojnim standardom 2401 američkog Ministarstva odbrane (World Geodetic System 1984). Ovim standardom, koordinatni sistem je definisan na sledeći način (Slika 2):

- koordinatni početak se nalazi u centru mase Zemlje
- Z-osa je paralelna sa osom rotacije Zemlje koja prolazi kroz konvencionalni Zemljin pol

- X-osa se nalazi u preseku ravni ekvatora i ravni koja prolazi kroz Z-osu, a paralelna je sa ravni nultog meridijana
- Y-osa je tako odabrana da sa X i Z osama čini desni ortogonalni koordinatni sistem.

Po definiciji, ovaj koordinatni sistem rotira oko Z-ose konstantnom ugaonom brzinom koja je jednaka srednjoj brzini rotacije Zemlje oko konvencionalnog pola.

Dobijeni položaj izmerenih tačaka se može preračunati u proizvoljni koordinatni sistem čiji koordinatni početak može biti definisan preko položaja izabrane tačke u geodetskom sistemu WGS84 ili preko longitude, latitude i visine izabrane tačke u odnosu na zemljin geoid (vrednost vrlo bliska nadmorskoj visini izabrane tačke).



Slika 2 - Geodetske koordinate u WGS84 tačke A: longituda (λ), latituda (φ) i visina (dužina A-A1)

Merna nesigurnost GPS sistema bez primene korekcija je poznata i definisana je greškama merenja položaja prijemnika koje iznose:

Pri upotrebi "P" signala, za 95 % vremena, rms greška određivanja:

- horizontalnog položaja je **22 m**
- vertikalnog položaja je **27.7 m**

Uz upotrebu "C/A" signala, za 95 % vremena, rms greška određivanja:

- horizontalnog položaja je **100 m**
- vertikalnog položaja je **156 m**

Uzroci grešaka su poznati i na primenjenom tehnološkom nivou sistema ne mogu biti izbegnuti;

- **Nepovoljan raspored satelita (DOP).** U tačkama u kojima se sfere frontova radio talasa seku pod uglovima koji se približavaju pravom uglu, greška je manja nego u tačkama gde su ovi uglovi mali. Raspored satelita se definiše sa DOP faktorom koji može imati vrednosti od 0 do 10 i može se utvrditi za određeno vreme pre obavljanja merenja. Preporučljivo je da se merenje obavlja pri DOP faktoru manjem od 3 a ako je veći od 7 ne preporučuje se obavljanje merenja.

- **Promenljiva dužina putanje signala kroz jonosferu.** Variranje ove putanje može izazvati grešku (40-60) m u toku dana i (6-12) m u toku noći, za 95 % vremena. Ova greška je manja kod prijemnika koji primaju i "C/A" i "P" signal.

- **Promenljiva putanja signala kroz troposferu.** Variranje ove putanje može izazvati grešku do 6 m, za 95 % vremena.

- **Razlika između stvarne pozicije satelita i one sadržane u navigacionim podacima.** Ova razlika iznosi do 8.2 m, za 95 % vremena.

- **Razlika između stvarnog vremena i vremena koje pokazuju časovnici na satelitima.** Ova razlika unosi grešku koja je manja od 6,5 m, za 95 % vremena.

- **Prijem radio talasa reflektovanih od površine u blizini GPS prijemnika.** Ovakvi talasi u prijemniku interferiraju sa direktnim talasom ili ga zamenjuju. Procenjuje se da ova greška iznosi oko 0,5 m.

Deklarisane greške merenja su neprihvatljivo velike za primenjena merenja pri ispitivanju vazduhoplova u letu te je neophodno izvršiti korekcije rezultata merenja.

Diferencijalno merenje

Diferencijalni GPS (DGPS) je razvijen sa ciljem da se uticaj pomenutih činilaca, osim uticaja reflektovanih talasa i DOP, umanj i time poboljša preciznost sistema. Za dve tačke na površini Zemlje koje nisu udaljene više od 250 km jedna od druge, uslovi prostiranja signala kroz jonosferu i troposferu približno su isti, pa je i veličina greške približno ista, osim za greške nastale usled refleksije radio talasa. Zbog toga se u jednu tačku, čije su koordinate unapred precizno utvrđene postavlja "referentni" GPS prijemnik (bazna stanica). Ovaj prijemnik izračunava grešku merenja kao razliku između izračunatih i stvarnih koordinata. Podatak o grešci može se memorisati u računaru samog referentnog prijemnika za kasnije korišćenje ili odmah emitovati, obično na jednom od kanala u VHF opsegu. U našoj zemlji postoje državne bazne stanice a distributer ispitivanog GPS sistema ima sopstvenu. Podaci za diferencijalnu popravku se korisnicima stavljaju na raspolaganje putem interneta.

3. PREDMET ISPITIVANJA

Ispitivan je GPS prijemnik model GX1230 firme LEICA sa sledećim osnovnim karakteristikama:

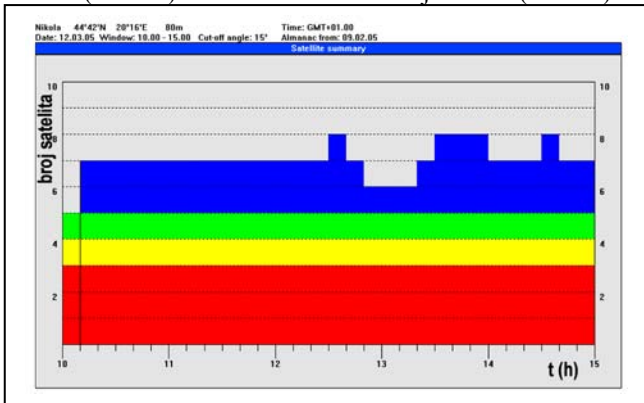
- Broj kanala: 12 L1 ("C/A" signal) i 12 L2 ("P" signal) uz mogućnost nezavisnog rada svih kanala.
- Maksimalna greška merenja sa standardnom antenom;
 - a) u statičkom modu horizontalna 5 mm + 0,5ppm
 - b) u kinematskom modu 10 mm + 0,5ppm.
- Mogućnost rada u realnom vremenu sa RTK vezom sa maksimalnim greškama merenja;
 - a) u statičkom modu horizontalna 10 mm + 0,5ppm
 - b) u kinematskom modu 20 mm + 0,5ppm.
- Trajanje pojedinih misija snimanja u kinematskom modu 0,05 s (20 Hz) do 60 s.
- Snimanje podataka pri radu u realnom vremenu ili za naknadnu obradu u proširenom ASCII kodu u internu memoriju prijemnika 32MB do 256MB, na CompactFlash karticu 32MB do 256MB ili na prenosni personalni računar do kapaciteta memorijskog medijuma računara.

4. USLOVI ISPITIVANJA

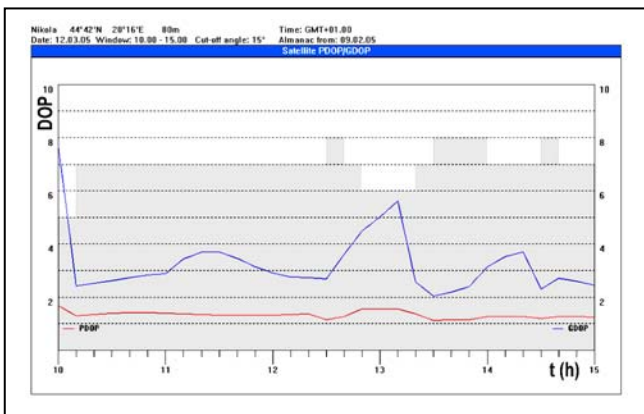
Ispitivanje je vršeno u letu kinematskom metodom sa frekvencijom merenja od 20 Hz 16.12.2004. u vremenskom intervalu od 12^h do 13^h. Pri ispitivanju u letu podaci su

snima-ni na prenosni personalni računar za naknadnu obradu podataka. Elevacioni ugao prijema antene je podešen na 15°.

U vreme ispitivanja prijemnik je ostvario vezu sa 6 satelita (Slika 3) sa DOP faktorom manjim od 2 (Slika 4).



Slika 3 – Broj satelita na vezi



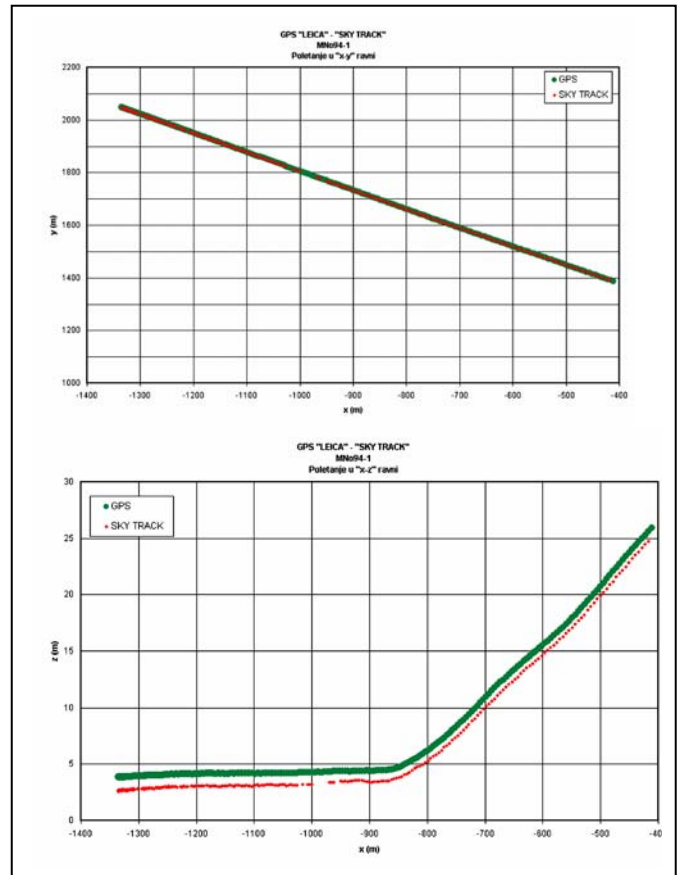
Slika 4 – DOP faktor

5. POSTUPAK I REZULTATI ISPITIVANJA

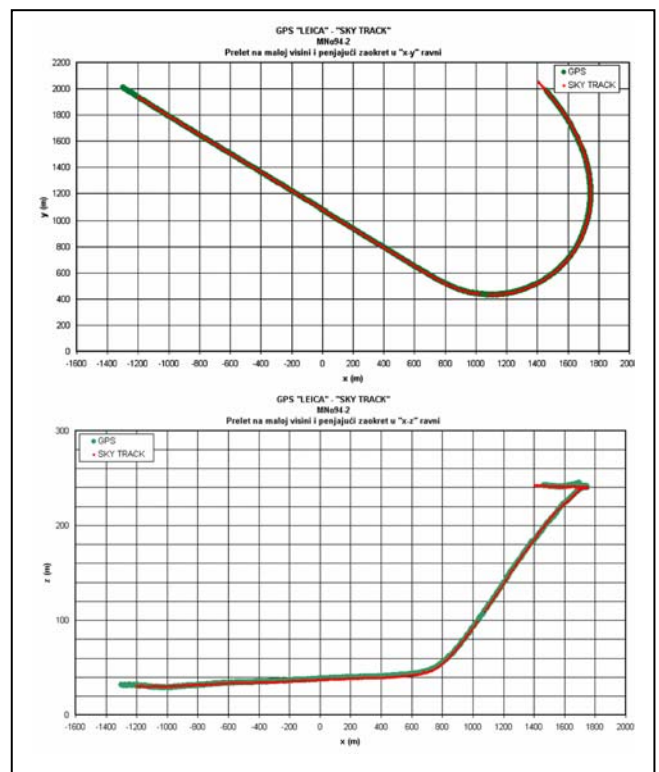
GPS prijemnik i prenosni personalni računar su smešteni u drugu kabinu aviona G-2. Standardna prijemna antena je montirana ispod poklopca druge kabine aviona od pleksi stakla koja ne izaziva znatnije slabljenje radio signala sa satelita. Snimanje pozicije aviona je vršeno uporedo sa optoteodolitskim sistemom i GPS sistemom u unapred definisanim fazama leta; poletanje, horizontalni let na maloj visini, penjući zaokret do visine od oko 300 m, horizontalni zaokret na postignutoj visini, pravolinijski let i sletanje. Pre ispitivanja u letu sa GPS sistemom je izmerena pozicija geodetski definisanih tačaka optoteodolita.

U naknadnoj obradi je izvršena diferencijalna korekcija podataka snimljenih sa GPS sistemom na osnovu podataka sa bazne stanice u reonu Indije. Dobijeni podaci su konvertovani u lokalni koordinatni sistem optoteodolitskog sistema.

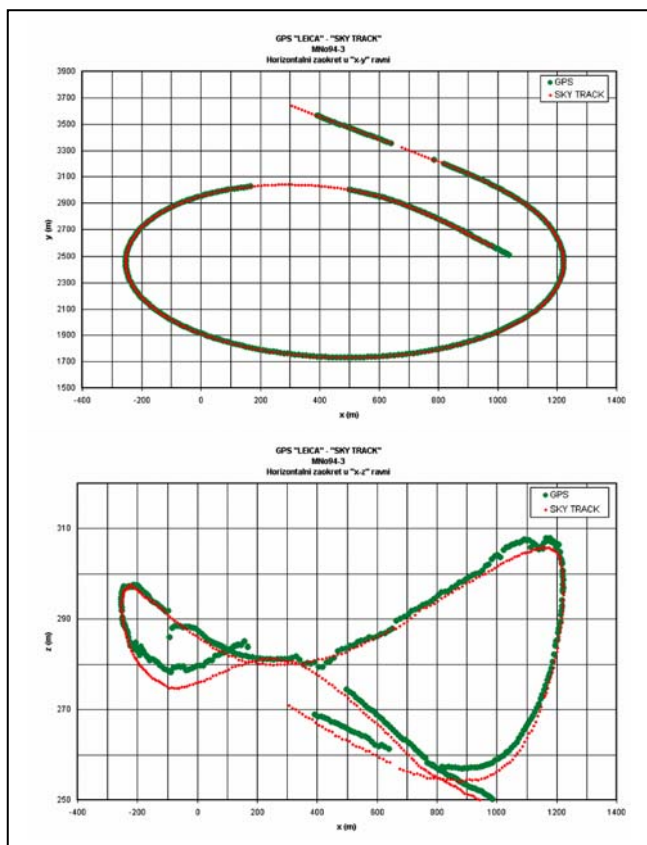
Na slikama 5 do 7 su date putanje aviona u horizontalnoj i vertikalnoj ravni snimljene sa optoteodolitskim sistemom (SKY-TRACK) i sa GPS sistemom za pojedine faze leta. U tabeli 1 su dati rezultati merenja položaja aviona zaustavljenog na pisti.



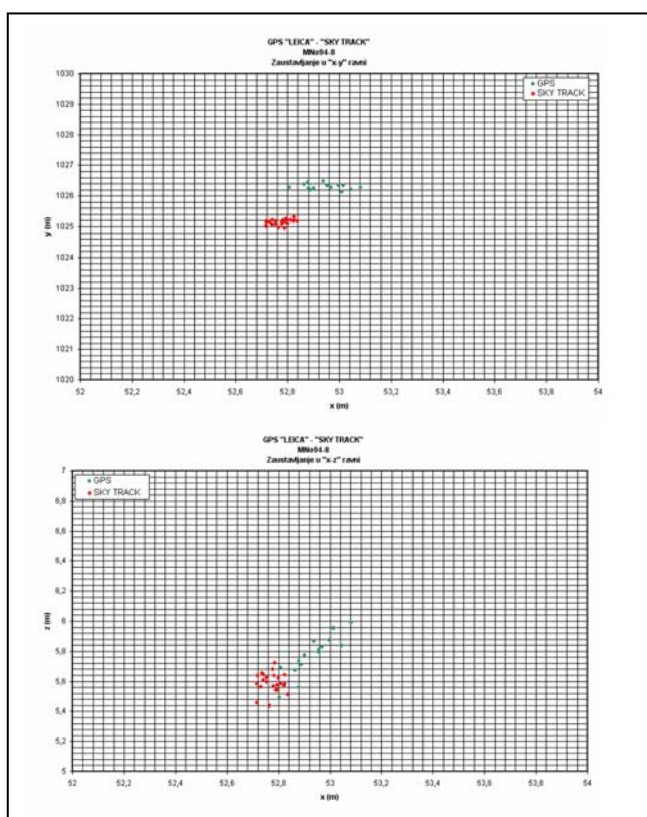
Slika 5 – Poletanje



Slika 6 – Penjanje i zaokret



Slika 7 – Horizontalni zaokret



Slika 8 – Avion na pisti u mirovanju

U tabeli 1 je dat pregled odstupanja rezultata merenja položaja aviona sa GPS sistemom u odnosu na optoteodolitski sistem za pojedine faze leta.

Pri analizi rezultata merenja nisu uzeta u obzir ekstremna odstupanja nakon gubitka veze GPS prijemnika sa nužnim brojem satelita u fazi zaokreta aviona. Izvestan broj misija merenja nakon ponovnog uspostavljanja veze je nepouzdan zbog potrebe ponovne inicijalizacije prijemnika.

Tabela 1-Pregled grešaka merenja

Faza ispitivanja	Δx (m)	Δy (m)	Δz (m)
Poletanje	0,7	0,8	1,2
Horizontalni let na visini 30 m	0,6	0,4	1,2
Penjući zaokret	1	1,2	1,2
Horizontalni zaokret	0,8	1,8	2,8
horizontalni let na visini 300 m	0,8	0,6	1,2
Sletanje	0,8	0,8	1,2
Avion na pisti	0,2	1,2	0,2

ZAKLJUČAK

Postupkom uporednog merenja položaja aviona u prostoru sa optoteodolitskim sistemom utvrđeno je da je merna nesigurnost GPS sistema reda veličine 1m.

U fazama zaokreta aviona merna nesigurnost je veća i povremeno dolazi do prekida merenja zbog gubitka radio veze GPS prijemnika sa nužnim brojem satelita što je posledica nagiba aviona a time i antene GPS prijemnika koja je vezana za avion.

Merna nesigurnost DGPS sistema (sa diferencijalnom popravkom) omogućava upotrebu ovog sistema pri ispitivanjima vazduhoplova koja ne uključuju faze leta sa velikim uglovima aviona u prostoru (nagiba ili propinjanja) kao što su poletanje i sletanje, merenje buke aviona u letu, baždarenje merne opreme u letu i drugo.

Za ispitivanje vazduhoplova u manevrima (sa velikim uglovima aviona u prostoru) neophodno je ugraditi dve ili više eksternih antena GPS prijemnika čime bi bio omogućen neprekidni prijem signala sa dovoljnog broja satelita.

LITERATURA

- [1] K. P. Germann "Flight test evolutions of a Diferencial Global Positioning system sensor in runway performance testing", Mississippi State University, 1997.
- [2] W. M. Olson "AIRCRAFT PERFORMANCE FLIGHT TESTING", Airforce Flight Test Center, Edwards Air Force Base, CALIFORNIA, 2000.

Abstract - This article represents one attempt to check validity of measuring airplane position in space using Differential GPS system during different fazes of flight, such as: takeoff climbing, level flight, turning and landing. Examination was done buy simultaneously measurement flight profile by optotheodolites and DGPS system with post processing data reduction.

METHOD OF MEASURING AIRPLANE POSITION IN SPACE USING DIFFERENTIAL GPS SYSTEM

Nikola Hinić, Đorđe Jankuloski