

MERENJE NEOPHODNIH PARAMETARA LETA VAZDUHOPLOVA KOJI UTIČU NA PRECIZNOST POGAĐANJA CILJA

Dragoljub Spasić, Zoran Filipović, Vazduhoplovni opitni centar, Beograd

Sadržaj – U radu je opisana metodologija određivanja parametara leta vazduhoplova koji utiču na preciznost pogađanja cilja upotrebom akvizicionog sistema koji je integrisan na vazduhoplovu i zemaljskim optoteodolitskim sistemom.

1 UVOD

Vazduhoplov predstavlja idealnu platformu za vazduhoplovno naoružanje (topovsko-mitraljeska zrna, raketne projektele i bombe), sa osnovnom namenom efikasnog pogađanja cilja. Složenost vazduhoplovnog naoružanja i vojne opreme zahteva upotrebu kompleksne me-rne opreme i razvoj specifičnih metoda za njihovo ispiti-vanja. Rezultat te veoma složene procedure je ocena upotre-bljivosti vazduhoplovnog naoružanja sa aspekta efikasnosti i preciznosti, odnosno verifikacija njegove integracije na određenom tipu vazduhoplova.

Tokom procedure letnih ispitivanja dejstvom na cilj u više naleta, padne tačke ubojnih sredstava su različite. Uzrok različitosti padnih tačaka je posledica složenih poremećaja koji nastaju u momentu dejstva na cilj. Ti uticaji mogu biti zavisni i nezavisni od pilota vazduho-plova.

Da bi se dobili tačni podaci za elemente koji utiču na preciznost pojedinih sredstava pri gađanju, raketiranju i bombardovanju (GRB) izvršavaju se određeni profili test letova sa specifičnim manevrima (horizontalni letovi na minimalnim, maksimalnim i realnim brzinama dejstva vazduhoplova). Neophodne veličine koje se u tom trenutku mere su: brzina i visina aviona, napadni uglovi propinjanja, valjanja i klizanja kao i kordinate letelice u lokalnom koordinatnom sistemu poligona na kome se izvršava ispitivanje. [1]

2 UZROCI KOJE UTIČU NA PRECIZNOST POGAĐANJA CILJA

GRB iz vazduha ima niz osobenosti po kojima se razlikuje od upotrebe oružja na zemlji. Oružje iz kog se dejstvuje, brzo se pomera u prostoru zajedno sa vazduhoplovom na kom je ugrađeno. Ovo pomeranje utiče na let projektila, te zahteva unošenje popravke u nišanske sprave.

Dejstvo u vazduhu vrši se na raznim visinama i pri različitim položajima cilja, što takođe treba imati u vidu prilikom unošenja popravke u sistem nišanja. Da bi se pogodio i uništio cilj, projektili se često moraju usmeriti ne neposredno u cilj nego u tačku koja je ispred cilja (tačka susreta). Na nišanje i elemente gađanja imaju uticaj više aerodinamičkih poremećaja koji se javljaju pri dejstvu. Oni mogu biti posledica tehnoloških nesavršenosti ubojnih sredstava i nepravilnih strujanja vazduha kao i subjektivnih grešaka pilota. [1]

2.1 Tehnološki i ambijentalni uticaji

a) Tehnološka neuniformnost u izradi topovsko mitraljeskih zrna, raketnih projektila i avio-bombi.

Nedostaci tehnološkog procesa pri serijskoj izradi iste vrste naoružanja, imaju za posledicu nejednakost težine, rasporeda težine, oblika, glatkoće, kvaliteta pogonske grupe ili eksplozivnog punjenja. To dovodi do različitih padnih tačaka sredstava pod istim uslovima dejstva vszduhoplova.

b) Merna nesigurnost avionskih instrumenata i nišanskih sprava

Usled netačnog pokazivanja avionskih instrumenata i nišana, GRB se obično vrši pod uslovima koji se razlikuju od pro-računatih što dovodi do odstupanja po daljini. Smanjenje merne nesigurnosti se postiže periodičnom kalibracijom avio instrumenata.

c) Nejednakost smera i brzine vetra na svim visinama
Pri GRB uzima se u obzir samo vetar izmeren na visini leta ili pri zemlji i prepostavlja se da je taj vetar horizontalan, istog smera i iste jačine na celoj vertikalnoj daljini od vazduhoplova do cilja. Tu se svesno zanemaruje postojanje vetra drugog smera i jačine na raznim visinama kroz koje se sredstvo kreće. Ova vrsta poremećaja takođe dovodi do skretanja sredstva bilo po pravcu bilo po daljini, koje zavisi od smera i brzine zanemarenog vetra. Što je visina dejstva veća, ovaj uticaj će biti više izražen.

d) Nestabilnost vazduhoplova u letu
Nepravilna strujanja vazduha uslovljavaju nagle promene režima leta vazduhoplova, usled čega profil leta postaje talasast. Zbog toga nije moguće održavati određeni režim leta, neophodan za dejstvo. Usled promene režima leta otežano je nišanje, što dovodi do smanjenja preciznosti pogađanja cilja. [1]

2.2 Subjektivni uticaj pilota vazduhoplova

Uticaj pilota na efikasnost upotrebe naoružanja i preciznost gađanja, se ogleda u sledećim elementima:

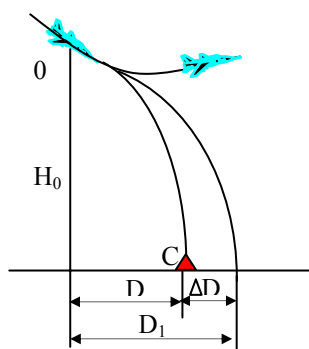
a) Neodržavanja brzine, pri uvođenju u poniranje ima za posledicu povećanje ili smanjenje brzine u momentu dejstva.

Pored toga, dolazi do povećanja ili smanjenja poluprečnika zaokreta, a time i do povećanja ili smanjenja ugla poniranja. Usled većeg ili manjeg ugla poniranja dolazi do direktnog uticaja na preciznost gađanja po daljini.

b) Neodržavanja visine, pri uvođenju u poniranje dovodi do ranije ili kasnije upotrebe naoružanja.

c) Netačno određivanje tačke uvođenja, u poniranje povećava ili smanjuje ugao poniranja i pomera tačku dejstva. Do ovoga najčešće dolazi usled nagiba vazduhoplova pri dovođenju cilja na oznaku na nišansku tačku pred uvođenje u poniranje. Suviše blago ili suviše grubo uvođenje u poniranje takođe dovodi do smanjenja ili povećanja ugla poniranja, a time i do smanjenja preciznosti po daljini.

d) Neodržavanje određene brzine pri dejstvu prouzrokuje netačnost u pogađanju po daljini. Veća brzina prouzrokuje veći domet, i obrnuto što se vidi sa Slike 1.

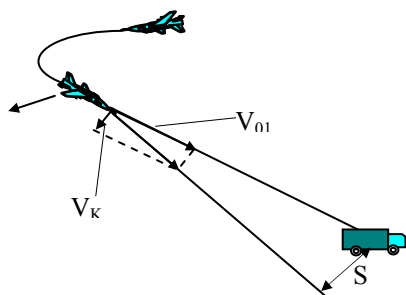


Sl.1 - Odstupanje zbog neodržavanja brzine

Pošto je brzina topovsko-mitraljeskog zrna u momentu otvaranja vatre najveća, brzina raketnog zrna nešto manja, a avio-bombe najmanja, uticaj promene brzine se najviše ispoljava pri bombardovanju.

e) Neodržavanje određenog ugla poniranja u momentu dejstvu vazduhoplova. Povećanjem ugla poniranja smanjuje se ugao preticanja, i obrnuto.

f) Klizanje vazduhoplova. Posle zaokreta vazduhoplov ne prelazi odmah na novi kurs, već se za izvesno vreme zanosi u spoljnu stranu što u momentu upotrebe naoružanja prouzrokuje skretanje projektila u stranu klizanja vazduhoplova (Slika 2).



Sl.2 - Uticaj klizanja vazduhoplova na preciznost

Skretanje projektila se matematički proračunava po formuli (1):

$$S = \frac{V_k \cdot D}{V_{01}} \quad (1)$$

gde je:

S - skretanje usled klizanja vazduhoplova u m;

V_k - brzina klizanja m/s;

D - daljina gađanja u m;

V_{01} - brzina projektila u momentu napuštanja vazduhoplova.

Iz ove formule i slike 2. vidi se da je skretanje projektila usled klizanja vazduhoplova utoliko veće ukoliko je brzina projektila pri napuštanju vazduhoplova manja, a brzina klizanja i daljina veća. Pošto bomba u odnosu na topovsko-mitraljesko i raketno zrno ima najmanju brzinu pri napuštanju vazduhoplova, to je i njeno skretanje usled klizanja i najveće. [1]

Navedeni primeri ilustruju kompleksnost uslova u kojima se izvršava vatreno dejstvo na određeni cilj pa je zato

neophodno da se oni pravilno i precizno izmere u tom trenutku. Svi ovi premećaji se mere 5 (pet) sekundi pre i u trenutku dejstva sa mernim sistemom koji je integrisan na samom vazduhoplovu i zemaljskim optoteodolitskim sistemom za trajektografska merenja.

3 METROLOŠKE KARAKTERISTIKE ISPITNO MERNE OPREME

Merenje stvarnih parametara leta aviona u trenutku odbacivanja se obavlja upotrebom digitalniog višekanalniog akvizicionog sistema. Sinhronizovano merenje koordinata odbačene bombe ili rakete od trenutka njenog odvajanja od bombonosaa do izlaska iz strujno poremećene zone vrši se sa zemaljskim optoteodolitskim sistemom. Rad avionskog akvizicionog sistema zasnovan je na impulsnoj kodnoj modulaciji (PCM data acquisition system). Primenjeni akvizicioni sistem karakteriše velika tačnost, širok dinamički opseg merenja, povoljan odnos signal/šum i direktna usmerenost na računsku podršku u fazi pripreme i realizacije merenja kao i obrade rezultata merenja. Izbor mernih pretvarača, akvizicionih kondicionera i frekvencija odabiranja mernih veličina vrši se u skladu sa: očekivanim opsegom, karakterom i dinamikom promene svake merne veličine. U tabeli T-1 prikazana je lista parametara koji se mere sa njihovim amplitudnim opsezima promene i tipovima upotrebljenih mernih pretvarača.

Tabela T-1.

R. br.	Merna veličina		Merni pretvarači	
	Oznaka	Naziv	Oznaka	Opseg merenja
Pretvarači ugrađeni uz akvizicioni sistem				
1	$H_i(m)$ $P_s(mbar)$	Visina (Statički pritisak)	KW 2210	(20 - 1100) mbara
2	$V_i(km/h)$ $P_d(mbar)$	Brzina (dinamički pritisak)	-11-	(0 - 1500) mbara
3	N	Broj obrtaja motora	KGA-01	(0 - 110) %
4	T_s	Temperatura vazduha	T4311	(-60 - 60) °C
5	h_g	Pokazivač radio visinomera	Instrument	(0 - 28) V
6	α	Napadni ugao aviona	Feranti	± 25 °
7	α_T	Otklon ose trupa od horizonta	J831	± 25 °
8	n_x	Ubrzanje	JT3110	± 1 g
9	n_y	Ubrzanje	-11-	± 1 g
10	n_z	Ubrzanje	-11-	(-3 - 6) g
11	ω_x	Ugaona brzina x	DA4300	± 60°/s
12	ω_y	Ugaona brzina y	-11-	± 150°/s
13	ω_z	Ugaona brzina z	-11-	(0 - 360) °/s
14	PP	Propinjanje	Žiro-platforma	(0 - 360) °
15	SP	Skretanje	-11-	(0 - 360) °
16	VP	Valjanje	-11-	(0 - 360) °

Merna nesigurnost primenjenog digitalnog, PCM akvizicionog sistema proporcionalana je dužini reči kojom se vrši predstavljanje jednog odbirka (dužina reči je 12 bita).

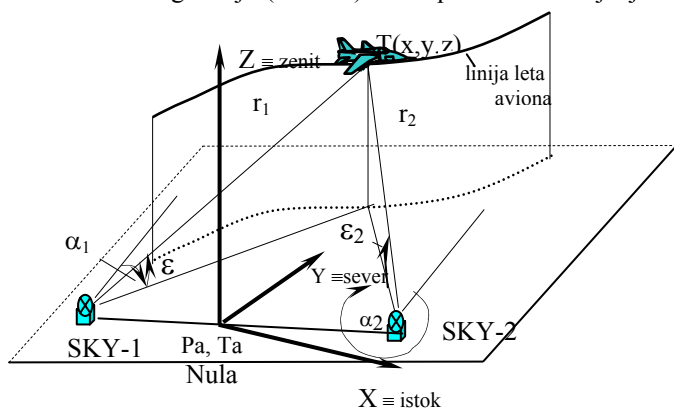
Električno povezivanje mernih pretvarača i akvizicionog sistema izvršno je posebnim postupkom širmovanim provodnicima čime je obezbeđena elektromagnetna kompatibilnost koja predstavlja situaciju u kojoj sve komponente mernog sistema normalno funkcionišu, kako unutar njih samih tako i u njihovom okruženju. U pripremi merenja izvršeno je etaloniranje svakog mernog kanala koga čine: merni pretvarač, merni kondicioner i PCM deo akvizicionog sistema [4].

Svaki merni pretvarač je kalibrisan u ovlašćenoj metrološkoj laboratoriji. Primenjeni merni pretvarači imaju analognu formu izlaznog signala sa linearnom zavisnošću u odnosu na ulaznu neelektričnu mernu veličinu [5].

Merni kondicioneri su dizajnirani za tačno određenu grupu mernih pretvarača (potencimatarski, sinhro, sa mernim trakama itd.). Oni predstavljaju multifunkcionalne kompo-

nente mernog lanca jer obezbeđuju električno napajanje mernom pretvaraču ukoliko je potrebno, prilagođenje izlaza mernog pretvarača po impedansi, pojačavaju ili slabe njegov izlazni signal, vrše filtriranje i multipleksiranje više istorodnih parametara (4,8,16,32). U digitalnom delu akvizicionog sistema se vrši A/D konverzija i formatiranje digitalnog multipleksiranog signala. [2]

Optoteodolitski sistem je akvizicioni sistem velike tačnosti i služi za merenje koordinata objekta u letu u zavisnosti od vremena. Osnovna konfiguracija podrazumeva upotrebu najmanje dve teodolitske stanice (SKY-1 i SKY-2) koje su pozicioniraju na međusobnom rastojanju od 2 km. Metodom triangulacije (slika 3.) se sa poznatim rastojanjem



mere uglovi azimuta i elevacije svake stanice da bi se rešavanjem trouglova došlo do pravouglanih koordinata tačke u prostoru. [3]

$$T(x,y,z)=f(r_1, \alpha_1, r_2, \alpha_2, \epsilon_1, \epsilon_2)$$

Sl. 3 – Metod triangulacije

Uzastopnim merenjem koordinata letećeg objekta dobija se njegova trajektorija. Svaku stanicu čine optički teodolit sa senzorima za praćenje letećeg objekta i upravljačka jedinica u kojoj se vrši celokupna hardversko-softverska integracija sistema.

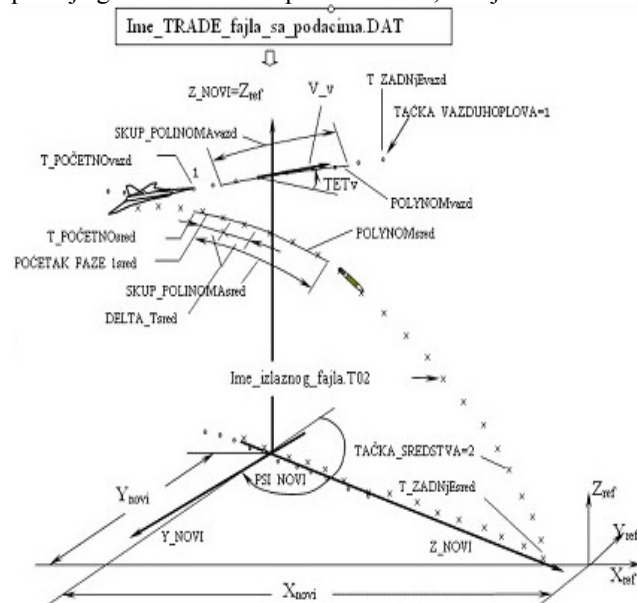
Obradom snimljenog materijala dobija se putanja praćenog objekta u koordinatnom sistemu čiji je početak na mestu jednog od teodolita, a ose su orijentisane prema istoku, severu i zenitu. Dodatnom obradom podataka o putanji preko prve i druge derivacije moguće je dobiti podatke o brzini i ubrzanju snimanog objekta.

Tačnost merenja koordinata metodom triangulacije zavisi od međusobne udaljenosti teodolitskih stanica i položaja objekta u odnosu na liniju teodolita. U uslovima dobre vidljivosti teodolitski sistem ima mogućnost praćenja avio bombe na udaljenosti od 6 km pri čemu je greška merenja koordinata metodom triangulacije manja od 2 m.

4 METODOLOGIJA OBRADE REZULTATA

Uticao promene brzine najviše se ispoljava pri bombardovanju pošto je brzina avio-bombe najmanja. U ovom radu su prezentirani eksperimentalni rezultati integracije avio-bombe tip FAB-100 na avionu G-4 (Super galeb). Ispitivanja su izvršena na specijalno uređenom poligonu prema zadatim elementima iz tablica GRB. Dejstva su planirana tako da se obezbede statistički validni podaci. U tom cilju je izvršeno 4 leta sa po 4 avio-bombe koje su odbacivane u 4 naleta. Od dobijenih sirovih podataka snimljenih avionskom akvizicionom opremom i teodolitskim sistemom sa zemlje dobijeni su podaci u koordinatnom

sistemu teodolita. Upotrebom posebnog softvera (Obrada_p) dobijeni podaci se prevode u avionski koordinatni sistem. Grafički prikaz toka ovog programa u trenutku najranijeg događaja (pritisaka pilota na bojevo dugme b/d) i obrađivanje putanje glatkih bombi do padnih tačaka, dat je na slici 4.



Sl.4 - Prikaz rada programa

Mnemonicke za definisanje obrade odbacivanja bombe su sledeće:

TAKTA VAZDUHOPLOVA=1-10 - redni broj tačke na snimku koji odgovara tački vazduhoplova ova instrukcija saopštava programu zahtev da odredi stanje vazduhoplova u traženom trenutku (T_DOGAĐAJA) i to X_NOVI, Y_NOVI, PSI_NOVI - OBAVEZNO - iza ove instrukcije idu sledeće instrukcije:

T_POČETNO= HH:MM:SS.mmm - početno vreme za očitavanje podataka iz "SKYTRACK" FILE - OPCIONALNO - početna vrednost = 00:00:00.000.

T_ZADNJE= HH:MM:SS.mmm - zadnje vreme za očitavanje podataka iz "SKYTRACK" FILE - OPCIONALNO - početna vrednost = 24:00:00.000.

POLYNOM= 1-n - stepen ČEBISH-evog polinoma sa kojim će biti aproksimirane tačke na broju tačaka SKUP_POLYNOMA za sve tri koordinate - OPCIONALNO - početna vrednost = 2.

POLYNOM_X= 1-n - stepen polinoma sa kojim će biti aproksimirane tačke na broju tačaka SKUP_POLYNOMA za X koordinatu - OPCIONALNO - početna vrednos = 2.

POLYNOM_Y= 1-n - stepen polinoma sa kojim će biti aproksimirane tačke na broju tačaka SKUP_POLYNOMA za Y koordinatu - OPCIONALNO - početna vrednos = 2.

POLYNOM_Z= 1-n - stepen polinoma sa kojim će biti aproksimirane tačke na broju tačaka SKUP_POLYNOMA za Z koordinatu - OPCIONALNO - početna vrednos = 2.

SKUP_POLYNOMA= 1-n - broj tačaka koji će učestvovati u peglanju koordinata - OPCIONALNO - početna vrednost= 2*POLYNOM+1. [3]

Obradeni podaci se prikazuju tabelarno od kojih se formulama (2,3,4 i 5) dobija apsolutno odstupanje (ΔD) od cilja zbog neodržavanja zadatih elemenata prikazano u tabelama (T-2, T-3, T-4).

$$V_0 = \sqrt{V_u \cdot 2gH_0} \quad (2)$$

$$T_b = \sqrt{\frac{2H_0}{g}} \quad (3)$$

$$D = V_0 \cos \alpha \cdot T_b - C_x \quad (4)$$

$$\Delta D = D_1 - D \quad (5)$$

Gde je:

V_0 – brzina vazduhoplova u trenutku dejstva,
 V_u – brzina u momentu uvođenja vazduhoplova,
 H_0 – visina vazduhoplova,
 α – napadni ugao vazduhoplova,
 T_b – vreme leta avio-bombe,
 C_x – otpor avio-bombe,
 D – domet sa zadatim elementima,
 D_1 – ostvareni domet,
 ΔD – apsolutno odstupanje dometa.

a) Neodržavanje brzine (V_0) pri dejstvu sa avio-bombom FAB-100. Dobijeni su sledeći rezultati koji su prikazani u tabeli T-2.

Tabela T-2

Ugao α	Visina H_0	Brzina V_0	Odstupanje ΔD
30°	510 m	648 km/h	- 17 m
30°	510 m	664 km/h	- 8 m
30°	510 m	680 km/h	0 m
30°	510 m	696 km/h	+ 8 m
30°	510 m	712 km/h	+ 16 m

Pri dejstvu sa istim uglom i visinom i sa neodržavanjem brzine aviona u momentu dejstva (680 km/h) dobija se apsolutno odstupanje dometa (ΔD) i ne pogađanje cilja. Veća brzina prouzrokuje veći domet, i obrnuto.

b) Neodržavanje određene visine (H_0) u momentu dejstva. U tabeli T-3 prikazani su rezultati izmerenih parametara leta aviona i apsolutno odstupanje dometa (ΔD) zbog neodržavanja visine u momentu dejstva.

Tabela T-3

Ugao α	Visina H_0	Brzina V_0	Odstupanje ΔD
30°	388 m	680 km/h	+ 29 m
30°	449 m	680 km/h	+ 17 m
30°	510 m	680 km/h	0 m
30°	571 m	680 km/h	- 19 m
30°	633 m	680 km/h	- 41 m

Apsolutno odstupanje dometa (ΔD) pri bomba-rdovanju sa aviona G-4 iz poniranja pod uglom 30° zbog neodržavanja visine ($H_0 = 510$ m) u momentu dejstva biće manje ili veće zavisne od toga da li se avion nalazio ispod ili iznad zadate visine.

c) Neodržavanje ugla poniranja (α) u momentu dejstva. U tabeli T-4 prikazani su izmereni parametri leta aviona i odstupanja (ΔD) zbog neodržavanja ugla poniranja. Tabela T-

Ugao α	Visina H_0	Brzina V_0	Odstupanje ΔD
20°	510 m	680 km/h	- 86 m
25°	510 m	680 km/h	- 36 m
30°	510 m	680 km/h	0 m
35°	510 m	680 km/h	+ 23 m
40°	510 m	680 km/h	+ 36 m

4.

Iz ovih nekoliko primera vidi se da su odstupanja (ΔD) zbog neodržavanja brzine najmanja, zbog neodržavanje visine nešto veća, a neodržavanje ugla poniranja su najveća.

Ova apsolutna odstupanja su u slučaju dejstva sa avio-bombama srazmerno male obzirom na njihov radijus dejstva. Osnovni problem je međusobna korelisanost navedenih uticaja. Tako će se zbog većeg ugla poniranja povećavati brzina, a smanjuje visina u momentu dejstva. Usled povećanja ugla poniranja biće prebačaj, usled povećanja brzine i manje visine ovaj prebačaj će se još više povećati. U cilju što preciznijeg određivanja ovih zavisnosti neophodno je izvršiti merenje svih relevantnih parametara leta sa dovoljno malom mernom nesigurnošću.[5]

5 ZAKLJUČAK

Ispitivanje integracije ubojnih sredstava na određenom vazduhoplovu predstavlja složen proces i zahteva upotrebu kompleksne merne opreme i razvoj specifičnih metoda za njihovo ispitivanje. Uzrok različitosti padnih tačaka je posledica složenih poremećaja koji nastaju u momentu dejstva na cilj. Ti uticaji mogu biti zavisni i nezavisni od pilota vazduhoplova.

U radu su prezentirani eksperimentalni rezultati za avio-bombe koje su velikih dimenzija i mase, manje brzine kretanja kod kojih su navedeni uticaji najizraženiji sa aspekta smanjenja preciznosti pogađanja cilja. Primenjena metoda ispitivanja omogućuje mernje relevantnih parametara aviona sa malom mernom nesigurnošću u trenutku odbacivanja ubojnih sredstava upotrebom složene merne opreme. Procedura ispitivanja je znatno skraćena, ponovljivost opita svedena na minimum a omogućuje izračunavanje određenih konstantnih parametara koji se unose u računarske nišanske sisteme što kao krajnji rezultat dovodi do preciznijeg pogađanje cilja.

6 LITERATURA

- [1] Kaj L. Nilsen, Dr. Jems F. Heyds, Dr. "Matematička teorija upravljanja vatrom u vazduhu" prevod 1992.
- [2] D.Spasić, Z. Filipović "Merenje neophodnih parametara aviona za određivanje efektivne brzine odbacivanja avio-bombe" Rad Etran 2003.
- [3] D.Spasić, Z. Filipović "Merenje neophodnih parametara leta aviona za određivanje kružnog rasturanja nevođenih raketa" Kongres Metrologa 2003.
- [4] Živković, G. Mitrović i Z Filipović "Merenje koordinata objekta u vazdušnom prostoru lasersko-teodolitskom metodom" "Simpozijum o merenju i mernoj opremi", Beograd Oktobar 1998.
- [5] Z. Filipović "Merenje neelektričnih veličina u procesu ispitivanja" "Magistarski rad", ETF Beograd 1989.

Abstract - In this paper the method of determination aircraft flight parameters at the moment of launching which are affect on precision of shooting using airborne acquisition system and ground opto-theodolite system is presented.

MEASUREMENT RELEVANT FLIGHT PARAMETARAS WHICH ARE AFFECT ON PRECISION OF SHOOTING

Dragoljub Spasić, Zoran Filipović