

# ОДРЕЂИВАЊЕ ПАРАМЕТАРА ЛЕТА ВАЗДУХОПЛОВА КОЈИ УТИЧУ НА ПРЕЦИЗНОСТ ПОГАЂАЊА ЦИЉА

Пуковник Драгољуб Спасић



**У** раду је описана методологија одређивања параметара лета ваздухоплова који утичу на прецизност погађања циља употребом аквизиционог система који је интегрисан на ваздухоплову и земаљским оптотеодолитским системом.

\*Аутор ради у Управи за логистику ГШ ВС (Ј-4)

**В**аздухоплов представља идеалну платформу за ваздухопловно наоружање (топовско-митраљеска зрна, ракетне пројектиле и бомбе), са основном наменом ефикасног погађања циља. Сложеност ваздухопловног наоружања и војне опреме захтева употребу комплексне мерне опреме и развој специфичних метода за њихова испитивања. Резултат те веома сложене процедуре је оцена употребљивости ваздухопловног наоружања са аспекта ефикасности и

прецизности, односно верификација његове интеграције на одређеном типу ваздухоплова.

Током процедуре летних испитивања дејством на циљ у више налета, падне тачке убојних средстава су различите. Узрок различитости падних тачака је последица сложених поремећаја који настају у моменту дејства на циљ. Ти утицаји могу бити зависни и независни од пилота ваздухоплова.

Да би се добили тачни подаци за елементе који утичу на прецизност појединих средстава при гађању, ракетирању и бомбардовању (ГРБ)

Снимио И. САЛИНГЕР



извршавају се одређени профили тест летова са специфичним маневрима (хоризонтални летови на минималним, максималним и реалним брзинама дејства ваздухоплова). Неопходне величине које се у том тренутку мере су: брзина и висина авиона, нападни углови пропињања, ваљања и клизања, као и координате летелице у локалном координатном систему полигона на којем се извршава испитивање.

## УЗРОЦИ КОЈИ УТИЧУ НА ПРЕЦИЗНОСТ ПОГАЂАЊА ЦИЉА

Гађање ракетирање или бомбардовање из ваздушног простора има низ особености по којима се разликује од употребе оружја на земљи. Оружје из којег се дејствује брзо се помера у простору заједно са ваздухопловом на који је уграђено. Ово померање утиче на лет пројектила, те захтева уношење поправке у нишанске справе.

Дејство у ваздушном простору врши се на разним висинама и при различитим положајима циља, што такође треба имати у виду приликом уношења поправке у систем нишањења. Да би се погодио и уништио циљ, пројектили се често морају усмерити не непосредно у циљ него у тачку која је испред циља (тачка сусрета). На нишањење и елементе гађања утиче више аеродинамичких поремећаја који се јављају при дејству. Они могу бити последица технолошких несавршености убојних средстава и неправилних струјања ваздуха, као и субјективних грешака пилота.

## Технолошки и амбијентални утицаји

Грешке које не зависе од посаде ваздухоплова (пилота) настају услед:

- технолошке неуниформности у изради топовско-митраљеских зрна, ракетних пројектила и авио-бомби. Недостаци технолошког процеса при серијској изради исте врсте наоружања имају за последицу неједнакост тежине, распореда тежине, облика, глаткоће, квалитета погонске групе или експлозивног пуњења, што доводи до различитих падних тачака средстава под истим условима дејства ваздухоплова;

- мерне несигурности авионских инструмената и нишанских справа. Услед нетачног показивања авионских инструмената и нишана, ГРБ се обично врши под условима који се разликују од прорачунатих, што доводи до одступања по даљини. Смањење мерне несигурности постиже се периодичном калибрацијом авио-инструмената;

- неједнакости смера и брзине ветра на свим висинама. При гађању, ракетирању и бомбардовању узима се у обзир само ветар измерен на висини лета или при земљи и претпоставља се да је тај ветар хоризонталан, истог смера и исте јачине на целој вертикалној даљини од ваздухоплова до циља. Ту се свесно занемарује постојање ветра другог смера и јачине на разним висинама кроз које се средство креће. Ова врста поремећаја такође доводи до скретања средстава било по правцу било по даљини, које зависи од смера и брзине занемареног ветра. Што је висина дејства већа, овај утицај ће бити више изражен;

- нестабилности ваздухоплова у лету. Неправилна струјања ваздуха условљавају нагле промене режима лета ваздухоплова, услед чега профил лета постаје таласаст. Због тога није могуће одржавати одређени режим лета, неопходан за дејство. Услед промене режима лета отежано је нишањење, што доводи до смањења прецизности погађања циља.



Снимио М. АТЛАГИЋ

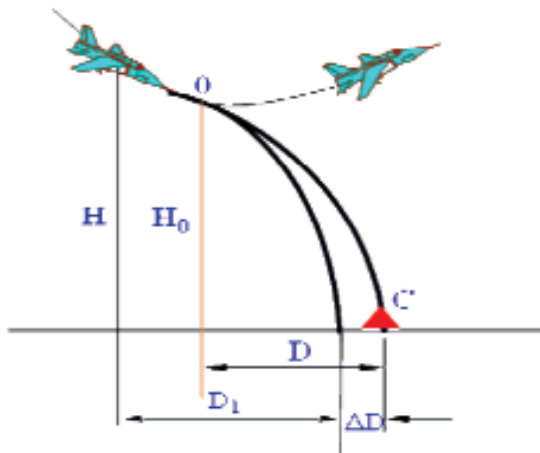
## СУБЈЕКТИВНИ УТИЦАЈ ПИЛОТА ВАЗДУХОПЛОВА

Грешке које чини пилот обично настају при прорачуну исходних елемената, било при самом гађању, ракетирању или бомбардовању. Од тих грешака, било да су мање или веће, зависи и величина слике погодака. Према томе, може се закључити да квалитет рада пилота испољава велики утицај на тачност погађања циља.

Утицај пилота на ефикасност употребе наоружања и прецизност гађања огледа се у следећим елементима:

- *неодржавања брзине*, што при увођењу у понирање има за последицу повећање или смањење брзине у моменту дејства. Поред тога, долази до повећања или смањења полупречника заокрета, а тиме и до повећања или смањења угла понирања. Услед већег или мањег угла понирања долази до директног утицаја на прецизност гађања по даљини;

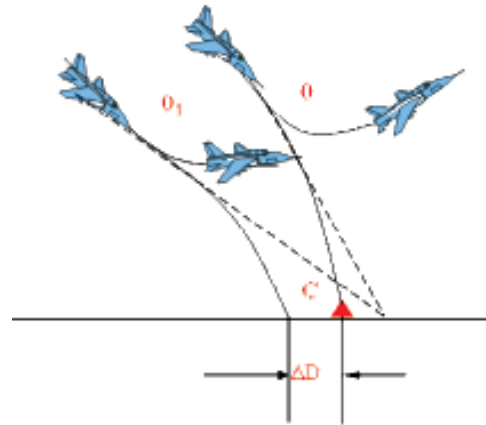
- *неодржавања висине*, што при увођењу у понирање доводи до раније или касније употребе наоружања (слика 1);



Слика 1. Одступање због неодржавања висине

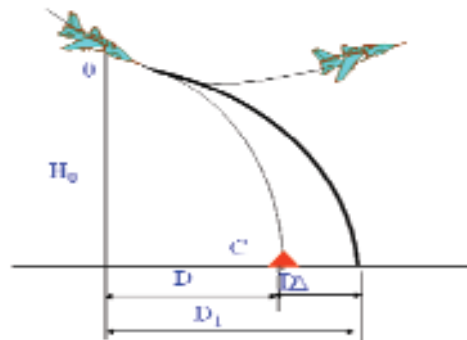
- *нетачно одређивање тачке увођења*, што у понирању повећава или смањује угао понирања и помера тачку дејства. До тога најчешће долази услед нагиба ваздухоплова при довођењу циља на ознаку на нишанску тачку пред увођење у понирање. Сувише благо или сувише грубо увођење у понирање такође доводи до смањења или повећања

угла понирања, а тиме и до смањења прецизности по даљини (слика 2);



Слика 2. Одступање због нетачног одређивања тачке увођења у понирање

- *неодржавање одређене брзине при дејству*, што проузрокује нетачност у погађању по даљини. Већа брзина проузрокује већи домет и обрнуто, што се види са слике 3.

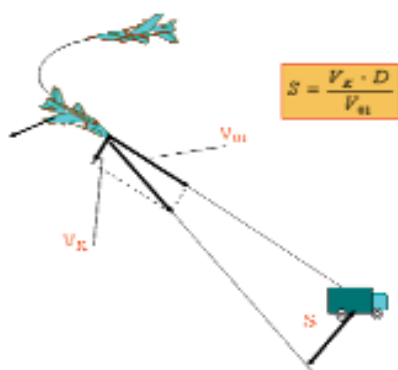


Слика 3. Одступање због неодржавања брзине

Пошто је брзина топовско-митраљеског зрна у моменту отварања ватре највећа, брзина ракетног зрна нешто мања, а авиобомбе најмања, утицај промене брзине највише се испољава при бомбардовању;

- *неодржавање одређеног угла понирања у моменту дејства ваздухоплова*. Повећањем угла понирања смањује се угао претицања, и обрнуто;

- *клизање ваздухоплова*. После заокрета ваздухоплов не прелази одмах на нови курс, већ се за извесно време заноси у спољну



Слика 4. Утицај клизања ваздухоплова на прецизност

страну, што у моменту употребе наоружања проузрокује скретање пројектила у страну клизања ваздухоплова (слика 4).

Скретање пројектила математички се прорачунава по формули:

$$S = \frac{V_K \cdot D}{V_{01}}$$

где је:

$S$  – скретање услед клизања ваздухоплова у [m],

$V_K$  – брзина клизања [m/s],

$D$  – даљина гађања у[m],

$V_{01}$  – брзина пројектила у моменту напуштања ваздухоплова.

Из ове формуле и слике 4 види се да је скретање пројектила услед клизања ваздухоплова утолико веће уколико је брзина пројектила при напуштању ваздухоплова мања, а брзина клизања и даљина већа. Пошто бомба у односу на топовско-митраљеско и ракетно зрно има најмању брзину при напуштању ваздухоплова, то је и њено скретање услед клизања и највеће.

Наведени примери илуструју ком-

плексност услова у којима се извршава ватрено дејство на одређени циљ, па је зато неопходно да се они правилно и прецизно измере у том тренутку. Сви ови поремећаји мере се 5 секунди пре и у тренутку дејства са мерним системом који је интегрисан на самом ваздухоплову и земаљским оптодеодолитским системом за трајектографска мерења.

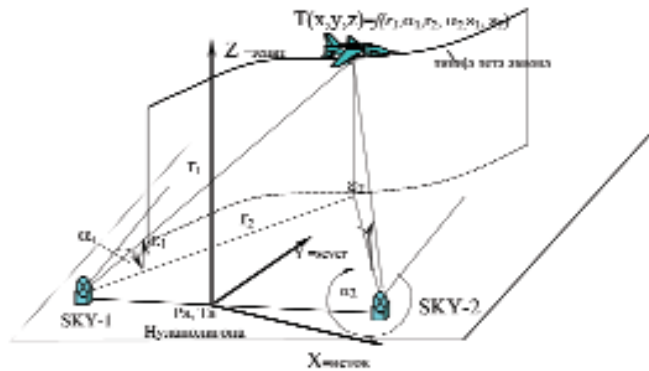
## МЕТРОЛОШКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ ИСПИТНО-МЕРНЕ ОПРЕМЕ

Мерење стварних параметара лета авиона у тренутку одбацивања обавља се употребом дигиталног вишеканалног аквизиционог система. Синхронизовано мерење координата одбачене бомбе или ракете од тренутка њеног одвајања од бомбоносача до изласка из струјно поремећене зоне врши се са земаљским оптодеодолитским системом. Рад авионског аквизиционог система заснован је на импулсној кодној модулацији (PCM data acquisition system). Примењени аквизициони систем карактерише велика тачност, широк динамички опсег мерења, повољан однос сигнал/шум и директна усмереност на рачунску подршку у фази припреме и реализације мерења, као и обраде резултата мерења. Избор мерних претварача, аквизиционих кондиционера и фрек-

Табела 1.

Редни број	Мерна величина		Мерни претварачи	
	Ознака	Низин	Ознака	Опски мерни опсег
Претварачи уграђени у аквизициони систем				
1	$H(m)$ $Pz(mbar)$	Висина (статички притисак)	KW 2210	(20 - 1100) mbara
2	$Vd(m/h)$ $Pd(mbar)$	Брзина (динамички притисак)	KW 2210	(0 - 1500) mbara
3	$N$	Број обртаја мотора	KGA 01	(0 - 110) %
4	$Tz$	Температура ваздуха	T4311	(-60 - 60) °C
5	$h_R$	Показивач радио висиномера	Instrument	(0 - 28) V
6	$\alpha$	Нападни угао авиона	Feranti	± 25 °
7	$\alpha_T$	Отклон ове трупа од хоризонта	JS31	± 25 °
8	$\dot{p}_x$	Убрзање	JT3110	± 1 g
9	$\dot{p}_y$	Убрзање	JT3110	± 1 g
10	$\dot{p}_z$	Убрзање	JT3110	(3 - 6) g
11	$\omega_x$	Угаона брзина x	DA4300	+60°/s
12	$\omega_y$	Угаона брзина y	DA4300	±150°/s
13	$\omega_z$	Угаона брзина z	DA4300	(0 - 360) °/s
14	PP	Пропињање	Ziro-platforma	(0 - 360) °
15	BP	Скретање	Ziro-platforma	(0 - 360) °
16	VP	Ваљање	Ziro-platforma	(0 - 360) °





Слика 5. Метод триангулације, лево SKYTRACK

венција одабирања мерних величина врши се у складу са: очекиваним опсегом, карактером и динамиком промене сваке мерне величине. У табели 1 приказана је листа параметара који се мере са њиховим амплитудним опсезима промене и типовима употребљених мерних претварача.

Мерна несигурност примењеног дигиталног, РСМ аквизиционог система пропорционална је дужини речи којом се врши представљање једног сегмента (дужина речи је 12 бита).

Електрично повезивање мерних претварача и аквизиционог система извршно је посебним поступком ширмованим проводницима, чиме је обезбеђена електромагнетна компатибилност која представља ситуацију у којој све компоненте мерног система нормално функционишу, како унутар њих самих, тако и у њиховом окружењу. У припреми мерења извршено је еталонирање сваког мерног канала који чине: мерни претварач, мерни кондиционер и РСМ део аквизиционог система.

Сваки мерни претварач је калибрисан у овлашћеној метролошкој лабораторији. Примењени мерни претварачи имају аналогну форму излазног сигнала са линеарном зависношћу у односу на улазну неелектричну мерну величину.

Мерни кондиционери дизајнирани су за тачно одређену групу мерних претварача (потенциометарски, синхро, са мерним тракама, итд.). Они представљају мултифункционалне компоненте мерног ланца, јер обезбеђују електрично напајање мерном претварачу уколико је

потребно, прилагођење излаза мерног претварача по импеданси, појачавају или слабе његов излазни сигнал, врше филтрирање и мултиплексирање више истородних параметара (4, 8, 16, 32). У дигиталном делу аквизиционог система врши се А/Д конверзија и формирање дигиталног мултиплексираног сигнала.

Оптотеодолитски систем је аквизициони систем велике тачности и служи за мерење координата објекта у лету у зависности од времена. Основна конфигурација подразумева употребу најмање две теодолитске станице (СКУ-1 и СКУ-2) које су позиционирају на међусобном растојању од 2 km. Методом триангулације (слика 5) са познатим растојањем мере се углови азимута и елевације сваке станице да би се решавањем троуглова дошло до правоуглих координата тачке у простору.

Узастопним мерењем координата летећег објекта добија се његова трајекторија. Сваку станицу чине оптички теодолит са сензорима за праћење летећег објекта и управљачка јединица у којој се врши целокупна хардверско-софтверска интеграција система.

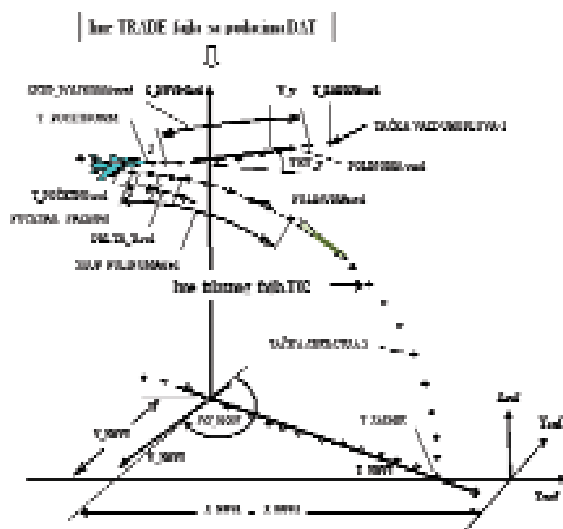
Обрадом снимљеног материјала добија се путања праћеног објекта у координатном систему, чији је почетак на месту једног од теодолита, а осе су оријентисане према истоку, северу и зениту. Додатном обрадом података о путањи преко прве и друге деривације могуће је добити податке о брзини и убрзању сниманог објекта.

Тачност мерења координата методом триангулације зависи од међусобне удаљености

теодолитских станица и положаја објекта у односу на линију теодолита. У условима добре видљивости теодолитски систем има могућност праћења авио-бомби на удаљености од 6 km, при чему је грешка мерења координата методом триангулације мања од 2 m.

## МЕТОДОЛОГИЈА ОБРАДЕ РЕЗУЛТАТА

Утицај промене брзине највише се испољава при бомбардовању, пошто је брзина авио-бомби најмања. У овом раду су презентирани експериментални резултати интеграције авио-бомбе, тип ФАБ-100 на авиону Г-4 (*Супер галеп*). Испитивања су извршена на специјално уређеном полигону према задатим елементима из таблица ГРБ. Дејства су планирана тако да се обезбеде статистички валидни подаци. Ради тога је извршено четири лета са по четири авио-бомбе које су одбациване у четири налета. Од добијених сирових података снимљених авионском аквизиционом опремом и теодолитским системом са земље добијени су подаци у координатном систему теодолита. Употребом посебног софтвера (Обрада\_п) добијени подаци преводе се у авионски координатни систем. Ток овог програма у тренутку најранијег догађаја (притиска пилота на бојево дугме б/д) и обрађивање путање глатких бомби графички су приказани до падних тачака на слици 6.



Слика 6. Графички приказ обраде путање авио-бомбе

Мнемонике за дефинисање обраде одбацивања бомбе су следеће:

ТАЧКА\_ВАЗДУХОПЛОВА=1-10 – редни број тачке на снимку који одговара тачки ваздухоплова ова инструкција саопштава програму захтев да одреди стање ваздухоплова у траженом тренутку (Т\_ДОГАЂАЈА) и то X\_НОВИ, Y\_НОВИ, ПСИ\_НОВИ - ОБАВЕЗНО – иза ове инструкције иду следеће инструкције:

T\_ПОЧЕТНО = XX: MM: CC. ммм- п о - четно време за читавање података из „СКУТ-РАЦК“\_ФИЛЕ – ОПЦИОНАЛНО – почетна вредност = 00:00:00.000.

T\_ЗАДНЈЕ = XX: MM: CC. ммм - задње време за читавање података из „СКУТ-РАЦК“\_ФИЛЕ – ОПЦИОНАЛНО – почетна вредност = 24:00:00.000.

ПОЛУНОМ = 1-н – степен ЧЕБИСХ-евог полинома са којим ће бити апроксимирани тачке на броју тачака СКУП\_ПОЛУНОМА за све три координате - ОПЦИОНАЛНО – почетна вредност = 2.

ПОЛУНОМ\_X = 1-н – степен полинома са којим ће бити апроксимирани тачке на броју тачака СКУП\_ПОЛУНОМА за X координату – ОПЦИОНАЛНО – почетна вредност = 2.

ПОЛУНОМ\_Y = 1-н – степен полинома са којим ће бити апроксимирани тачке на броју тачака СКУП\_ПОЛУНОМА за Y координату – ОПЦИОНАЛНО – почетна вредност = 2.

ПОЛУНОМ\_3 = 1-н – степен полинома са којим ће бити апроксимирани тачке на броју тачака СКУП\_ПОЛУНОМА за 3 координату – ОПЦИОНАЛНО – почетна вредност = 2.

СКУП\_ПОЛУНОМА = 1-н – број тачака који ће учествовати у пеглању координата – ОПЦИОНАЛНО – почетна вредност = 2\*ПОЛУНОМ+1.

Обрађени подаци приказују се табеларно од којих се формулама (2, 3, 4 и 5) добија апсолутно одступање ( $\Delta D$ ) од циља због неодржавања задатих елемената, што је приказано у табелама (2, 3, 4).

$$B_0 = \sqrt{B_y \cdot 2 \bar{x} X_0}$$

$$T_0 = \sqrt{\frac{2X_0}{\bar{x}}}$$

$$D = B_0 \cos \alpha \cdot T_0 - C_0$$



Табела 3.

Угао $\alpha$	Висина $H_0$	Брзина $V_0$	Одступање $\Delta D$
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

апсолутно одступање домета ( $\Delta D$ ) због неодржавања висине у моменту дејства.

Апсолутно одступање домета ( $\Delta D$ ) при бомбардовању са авиона Г-4 из понирања под углом 30° због неодржавања висине ( $H_0 = 510$  m) у моменту дејства биће мање или веће, зависно од тога да ли се авион налазио испод или изнад задате висине.

Неодржавање угла понирања ( $\alpha$ ) у моменту дејства. У табели 4 приказани су измерени параметри лета авиона и одступања ( $\Delta D$ ) због неодржавања угла понирања.

$$\Delta D = D_1 - D$$

Где је:

$V_0$  – брзина ваздухоплова у тренутку дејства,

$V_u$  – брзина у моменту увођења ваздухоплова,

$H_0$  – висина ваздухоплова,

$\alpha$  – нападни угао ваздухоплова,

$T_0$  – време лета авио-бомбе,

$C_x$  – отпор авио-бомбе,

$D$  – домет са задатим елементима,

$D_1$  – остварени домет,

$\Delta D$  – апсолутно одступање домета.

а) Неодржавање брзине ( $V_0$ ) при дејству са авио-бомбом ФАБ-100. Добијени су следећи резултати који су приказани у табели 2.

При дејству са истим углом и висином и са неодржавањем брзине авиона у моменту дејства (680 km/h) добија се апсолутно одступање домета ( $\Delta D$ ) и непогађање циља. Већа брзина проузрокује већи домет и обрнуто.

б) Неодржавање одређене висине ( $H_0$ ) у моменту дејства. У табели 3 приказани су резултати измерених параметара лета авион и

Табела 4.

Угао $\alpha$	Висина $H_0$	Брзина $V_0$	Одступање $\Delta D$
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

Из ових неколико примера види се да су одступања ( $\Delta D$ ) због неодржавања брзине најмања, због неодржавања висине нешто већа, а неодржавања угла понирања највећа.

Ова апсолутна одступања су у случају дејства са авио-бомбама сразмерно мала, с обзиром на њихов радијус дејства. Основни проблем је међусобна корелисаност наведених утицаја. Тако ће се због већег угла понирања повећавати брзина, а смањити висина у моменту дејства. Услед повећања угла понирања доћи ће до пребачаја, а услед повећања брзине и мање висине овај пребачај ће се још више повећати. Ради што прецизнијег одређивања ових зависности неопходно је извршити мерење свих релевантних параметара лета са довољно малом мерном несигурношћу.

Табела 2.

Угао $\alpha$	Висина $H_0$	Брзина $V_0$	Одступање $\Delta D$
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





Снимио М. АТЛАГИЋ

## Закључак

---

Испитивање интеграције убојних средстава на одређеном ваздухоплову представља сложен процес и захтева употребу комплексне мерне опреме и развој специфичних метода за њихово испитивање. Узрок различитости падних тачака последица је сложених поремећаја који настају у моменту дејства на циљ. Ти утицаји могу бити зависни и независни од пилота ваздухоплова.

У раду су презентирани експериментални резултати за авио-бомбе које су великих димензија и масе, мање брзине кретања код којих су наведени утицаји најизраженији са аспекта смањења прецизности погађања циља. Примењена метода испитивања омогућује мерење релевантних параметара авиона са малом мерном несигурношћу у тренутку одбацивања убојних средстава употребом сложене мерне опреме. Процедура испитивања је знатно скраћена, поновљивост опита сведена на минимум, а омогућује израчунавање одређених константних параметара који се уносе у рачу-

нарске нишанске системе, што, као крајњи резултат, доводи до прецизнијег погађања циља.

## Литература

---

1. Нилсен, Кајл, Хеудс,Ф. Јемс. *Математичка теорија управљања ватром у ваздуху*, превод, 1992.
2. Спасић, Д., Филиповић, З. *Мерење неопходних параметара авиона за одређивање ефективне брзине одбацивања авио-бомбе*, Рад Етран 2003.
3. Спасић, Д. Филиповић, З. *Мерење неопходних параметара лета авиона за одређивање кружног растурања невођених ракета*, Конгрес Метролога 2003.
4. Живковић, Г., Митровићи, З., Филиповић. *Мерење координата објекта у ваздушном простору ласерско-теодолитском методом*, Симпозијум о мерењу и мерној опреми, Београд, октобар 1998.
5. Филиповић, З. *Мерењене електричних величина у процесу испитивања*, Магистарски рад, ЕТФ, Београд, 1989.