

**НАСТАВНОНАУЧНОМ ВЕЋУ  
МАШИНСКОГ ФАКУЛТЕТА УНИВЕРЗИТЕТА У БЕОГРАДУ**

**Предмет:** Реферат о урађеној докторској дисертацији  
магистра Милоша Павића, дипл. маш. инж.

Одлуком бр. 107/4 од 11.12.2014. године, именовани смо за чланове комисије за преглед, оцену и одбрану докторске дисертације кандидата Милоша Павића под насловом

**НОВИ АЛГОРИТМИ ВОЂЕЊА РАКЕТЕ ЗЕМЉА-ВАЗДУХ СРЕДЊЕГ ДОМЕТА**

После прегледа достављене дисертације и других пратећих материјала и разговора са кандидатом, комисија је сачинила следећи

**РЕФЕРАТ**

**1. УВОД**

1.1. Хронологија одобравања и израде дисертације

Докторску дисертацију под називом „**Нови алгоритми вођења ракете земља-ваздух средњег домета**“ магистар техничких наука Милош Павић је пријавио актом бр. 1089/1 од 22.10.2008. год. Комисија у саставу проф. др Ђорђе Благојевић, проф. др Слободан Јарамаз, проф. др Момчило Милиновић, проф. др Дејан Мицковић и др Дарко Васиљевић, научни сарадник, поднела је актом бр. 1089/2 од 13.11.2008. године извештај о испуњености услова за израду докторске дисертације мр Милоша Павића и њеној научној заснованости. На основу сагласности Већа научних области техничких наука Универзитета у Београду донетој на седници од 19.12.2008. године, декан Машинског факултета у Београду донео је одлуку бр. 104/1 од 29.01.2009. године којом се одобрава рад на предложеној теми докторске дисертације Милоша Павића, а за ментора је именован др Ђорђе Благојевић, редовни професор на Катедри за системе наоружања Машинског факултета Универзитета у Београду. Проф. др Слободан Јарамаз именован је одлуком Научнонаставног већа Машинског факултета бр. 107/2 од 23.01.2014. године за ментора докторске дисертације, после смрти проф. др Ђорђа Благојевића.

На предлог ментора и Катедре за системе наоружања, одлуком бр. 107/4 од 11.12.2014. године Наставнонаучно веће Машинског факултета формирало је комисију за преглед, оцену и одбрану докторске дисертације која подноси овај извештај.

Пошто је Милош Павић завршио магистарске студије 8. маја 2007. године, а завршетак докторске дисертације пријавио новембра 2014. стекли су се формални услови за поступак одбране докторске дисертације.

## 1.2. Научна област дисертације

Докторска дисертација припада научној области Машинство – ужа научна област Системи наоружања за коју је Машински факултет Универзитета у Београду матичан. Израдом докторске дисертације руководио је др. **Слободан Јарамаз**, редовни професор и шеф Катедре за системе наоружања Машинског факултета у Београду.

## 1.3. Биографски подаци о кандидату

Милош Павић је рођен 15. 06. 1972. године у Београду. Електротехничку школу у Младеновцу је завршио 1991. Након завршетка средње школе уписује Машински факултет у Београду на коме је дипломирао из области аутоматског управљања. Усавршавање наставља на овом факултету кроз магистарске студије на Одсеку за системе наоружања. Године 2007. одбранио је магистарски рад под називом „Оптимизација трајекторије ласерски вођене бомбе применом модификованог закона потере“.

Милош Павић ради у Војнотехничком институту у Београду у Сектору за ракетно наоружање. Бави се истраживањем и развојем средстава наоружања и војне опреме. Посебно значајне резултате је остварио у областима синтезе закона вођења и управљања, нумеричке и „hardware-in-the-loop“ симулације ракетних система, као и лабораторијских и полигонских испитивања вођених ракета и њихових подсистема.

Ожењен је и има троје деце.

## **2. ОПИС ДИСЕРТАЦИЈЕ**

### 2.1. Садржај дисертације

Докторска дисертација је изложена на 183 стране са великим бројем слика и табела које прате приказ остварених резултата истраживања нових закона вођења ракете земља-ваздух средњег домета. На почетку рада, после апстракта и садржаја дата је номенклатура важнијих ознака и скраћеница употребљених у тексту докторске дисертације. Дисертација је подељена на 9 поглавља укључујући преглед корушћене литературе и 2 прилога:

1. Увод
  2. Математички модел кретања система ракета-циљ
  3. Пропорционална навигација и њене модификације
  4. Оптимално вођење
  5. Вођење методом клизања
  6. Синтеза закона вођења при просторном кретању ракете и циља
  7. Примена оптималних закона вођења на корекцију путање "паметних" минобацачких пројектила
  8. Закључак
  9. Референце
- Прилог А – Стабилност нелинеарних система  
Прилог Б – MAPLE 17 и MATLAB 2014 програми

## 2.2. Кратак приказ појединачних поглавља

Полазећи од основног задатка дисертације да се прикажу нови алгоритми вођења ракета земља–ваздух средњег домета у условима који досада нису посебно разматрани, а односе се на нелинеарност кинематског модела сусрета ракете и циља, нестационарност ракете као динамичког објекта управљања и маневрисање циља ради избегавања ракете, истраживања у овој докторској тези приказана су кроз осам поглавља.

Глава 1 је посвећена дефинисању истраживачког проблема, опису мотивације за остварење постављених циљева у раду, примењеној методологији и на крају кратком прегледу садржаја дисертације.

У глави 2 изводе се нелинеарни математички модели раванског релативног кретања ракете у односу на циљ у правоуглом и поларном координатном систему. Постављени кинематски математички модели служе за испитивање и верификацију нових закона вођења, као и поређење остварених перформанси (промашаја и утрошка енергије) са овим карактеристикама класичне пропорционалне навигације. Пошто се коначно решење оптималних закона вођења заснива на хипотези линеарног модела система, у овом поглављу је извршена и линеаризација оба кинематичка модела релативног кретања.

Глава 3 почиње са приказом класичне пропорционалне навигације и њених модификација, и проширене пропорционалне навигације са различитим вредностима фактора појачања за компензацију нормалног убрзања циља. Изучавањем пропорционалне навигације као управљачког проблема и испитивањем стабилности помоћу метода Љапунова, изведене су нелинеарна пропорционална навигација и проширена нелинеарна пропорционална навигација као могући кандидати за примену код ракета земља–ваздух. Нелинеарна структура функције управљања добијена је увођењем кубног члана по угаоној брзини линије визирања циља. Поглавље се завршава нумеричком симулацијом раванског нелинеарног кинематског модела и оценом основних перформанси система самонавођења ракете.

Оптимално вођење ракете изучава се у Глави 4 применом метода диференцијалних игара који вреднује и управљање ракете, да би се минимизирали промашај, релативна нормална брзина и утрошак енергије, и маневар циља да би се максимизирале поменуте величине. После дискусије добијених закона вођења у функцији од параметра, који представља процењени однос расположивих нормалних оптерећења ракете и циља, изведени су изрази за законе вођења који се могу добити и помоћу једностране квадратне оптимизације која полази од тога да је маневарска способност ракете вишеструко већа од ове величине код циља. Овим поглављем се врши избор две основне групе закона вођења: против маневришућег циља са нормалним убрзањем које је познато ракети, и против "интелигентног" циља који врши случајни маневар. Као и у претходном поглављу, карактеристике одабраних закона вођења верификоване су нумеричком симулацијом раванског кретања ракете и циља.

Изучавање закона вођења за сценарио у коме маневар циља није познат ракети наставља се и у Глави 5 методом клизања. Као управљачки систем променљиве структуре, метод клизања је једноставан за реализацију јер захтева једино информацију о угаоној брзини линије визирања циља, а робустан је у односу на спољашње поремећаје. Различити методи клизања верификовани су нумеричком симулацијом раванског кретања са испитивањем појаве самоосцилација система.

У Глави 6 је приказана синтеза закона вођења при просторном кретању ракете земља–ваздух средњег домета. Дат је комплетан математички модел кретања ракете као објекта са шест степени слободе кретања. Објашњене су основне нелинеарности аеродинамичких карактеристика ракете. Изучавањем равнотежних путања описане су нестационарне појаве у динамици лета ракете које су битне за синтезу закона управљања и вођења. Моделом је обухваћен комбиновани систем вођења који се састоји из командног вођења на линију визирања циља на почетном и средњем делу путање и самонавођења у терминалној/завршној фази по једној од метода која је одабрана на основу нумеричке симулације раванског

кретања у претходним поглављима. Тежиште истраживања у овом делу рада је верификација оптималних метода вођења ракете за различите сценарије маневрисања циља.

У Глави 7 је приказана примена нових алгоритама вођења у корекцији путања једне нове класе убојних средстава, тзв. "паметне муниције". Предност предложеног концепта корекције путање потврђена је компаративном анализом прецизности класичног и "паметног" минобацачког пројектила.

Основни резултати истраживања и научни доприноси докторског рада сумирани су у Глави 8.

На крају рада су преглед коришћене литературе са 50 цитата, Прилог А о стабилности нелинеарних система и Прилог Б који садржи програме у MAPLE 17 и MATLAB 2014 за симболичко решавање диференцијалних једначина, односно нумеричко одређивање појачања аутопилота и параметара компензатора командног вођења.

Рад се завршава списком слика које су приказане у докторској дисертацији.

### **3. ОЦЕНА ДИСЕРТАЦИЈЕ**

#### 3.1. Савременост и оригиналност

Чињеница да се аеродинамичке конфигурације вођених ракета нису битније мењале последњих година говори о томе да је ракета као објекат управљања достигла максималне перформансе у погледу брзине, управљивости или маневарске способности. Међутим, савремени ваздушни циљеви развили су нове стратегије избегавања ракета при којима њихови алгоритми вођења нису довољно ефикасни минимизацији промашаја или утрошка енергије. То је мотивисало истраживаче да изучавају нове методе вођења у условима ограничених маневарских особина ракете са изразито нестационарним динамичким параметрима. С обзиром да докторска дисертација представља допринос решавању овог проблема, њена тема је савремена, а резултати треба да буду основа за појаву нових типова вођених ракета. Оригиналност теме докторског рада огледа се у новом приступу формирања алгоритама вођења помоћу методе диференцијалних игара, нелинеарних функција вођења или методе клизања из теорије управљања. Томе треба додати истраживање ефикасности метода вођења против циљева који врше и детерминистички и случајни маневар.

#### 3.2. Осврт на референтну и коришћену литературу

У раду се користе најновији радови из међународних научних часописа који се баве вођењем, управљањем и навигацијом ракета. Коректно су цитирани остварени резултати истраживања других аутора и јасно дефинисан циљ истраживања докторске дисертације. Аутор се посебно осврнуо на литературу из области самонавођених ракета и доприносе бројних научних радова као и на хипотезе под којима вреде остварени научни резултати. Референтни светски часописи и време публикација радова који се цитирају у докторској дисертацији показују да је аутор упознат са најновијим достигнућима у научној дисциплини познатој под називом вођење, управљање и навигација летелица и да сопствена истраживања реализује преко теме која до сада није довољно изучавана.

#### 3.3. Опис и адекватност примењених научних метода

Приказане су нове методе вођења ракете које у поступку синтезе алгоритма узимају у обзир особине оба објекта (ракете и циља) која учествују у „конфлику“ познатом као диференцијална игра. Процена и провера најважнијих перформанси система самонавођене ракете извршена је применом нумеричких модела различитог нивоа сложености – од раванског модела кретања до аеродинамичког модела ракете као објекта управљања са шест степени слободе кретања. Написан је компјутерски програм за нумеричку симулацију просторног лета ракете и ваздушног циља који представљају нестационарни стохастички система самонавођења. Висока веродостојност остварених резултата истраживања заснована је на коришћењу обимних аеродинамичких података о ракети чије су компоненте и подсистеми испитани у више лабораторија из ракетне технике као што су аеротунел, лабораторија за статичка испитивања ракетних мотора, лабораторија за сервосистеме управљање и лабораторија за „hardware-in-the-loop“ симулацију.

### 3.4. Применљивост остварених резултата

Захваљујући развоју компјутерске и сензорске технологије које омогућавају примену сложених алгоритама вођења у реалном времену, модификација великог броја ракетних система земља-ваздух обавља се изменом система вођења и уградњом главе за самонавођење у постојећу ракету, што омогућава реализацију нових типова трајекторија против савремених ваздушних циљева који примењују нове тактике избегавања ракете. Докторским радом су остварени резултати који се могу применити у тако модификованим ракетама које задржавају постојеће манаеварске и управљачке перформансе, при чему се укључује параметар којим се процењује однос расположивих оптерећења ракете и циља. Применљивост остварених резултата потврђена је и преко тз. „паметне муниције“ на примеру модификације класичног минобацачког пројектила.

### 3.5. Оцена достигнутих способности кандидата за самостални научни рад

Милош Павић је потврдио способност за самостални научни рад кроз познавање и оцену резултата истраживања других аутора који су објављени у водећим међународним часописима из ракетне технике. Познавање савремене теорије управљања летелица и остварених перформанси ракета земља-ваздух омогућили су аутору докторске дисертације да предложи нове алгоритме за корекцију путања ракете против циљева са унапред познатим или случајним маневром. Тиме је показао да може да учествује у тиму за модификацију самонавођене ракете и преузме одговорност за реализацију дигиталног закона вођења.

## **4. ОСТВАРЕНИ НАУЧНИ ДОПРИНОС**

### 4.1. Приказ остварених научних доприноса

Ценећи целокупни материјал који је изложен у докторској дисертацији, као и до сада публиковане научне радове из области самонавођених ракета, научни доприноси овог рада могу се сумирати кроз следеће резултате:

1. Постављени су нелинеарни математички модели раванског сусрета ракете и циља у правоуглом и поларном координатном систему и примењени нови закони вођења. Синтеза оптималних закона вођења извршена је линеаризацијом кинематичких једначина кретања ракете и циља у равни и решавањем адјунгованог система једначина у коначном облику. За летелице мале маневарске способности какав је, нпр., минобацачки пројектил, модификован је равански модел кретања летелице увођењем "еквивалентног маневра циља" који зависи од гравитационог и тангентног убрзања пројектила. Тиме је проблем генерализован те се изведени модел користи за синтезу закона вођења како летелице велике тако и мале маневарске способности.
2. Применом једносмерне квадратне оптимизације изведени су закони вођења који се заснивају на минимизацији квадрата нормалног убрзања као управљачког сигнала, промашаја и нормалне релативне брзине зближавања два објекта, а помоћу методе диференцијалних игара добијени су закони вођења који у индекс перформансе оптимизације уводе и максимизирање управљачког сигнала због маневра циља. Област могућих закона вођења проширена је синтезом закона вођења помоћу методе клизања и модификацијом пропорционалне навигације помоћу нелинеарних функција управљања. Оцена предложених закона вођења извршена је на основу добијених дијаграма промашаја и реализоване управљачке енергије ракете у функцији од почетног положаја циља.
3. За реализацију вођења код система самонавођених ракета које поседују способност предикције маневра циља предложени су следећи закони: проширена пропорционална навигација, проширено оптимално рандеву вођење и вођење са минималним утрошком енергије. У случају система без предикције нормалног убрзања циља, предност имају нелинеарна пропорционална навигација са кубним чланом по угаоној брзини линије визирања

циља, побољшано вођење методом клизања са степеном функцијом, као и различите варијанте метода диференцијалних игара.

4. Вредни истраживачки резултати у примени нових алгоритама вођења остварени су нумеричком симулацијом комплетног система самонавођене ракете, као објекта са шест степени слободе кретања, против ваздушних циљева који примењују стратегије случајних маневара за максимизирање промашаја ракете. Испитане су особине закона вођења ако циљ врши маневар са константним и хармонијским нормалним убрзањем при чему су почетак маневра, односно почетна фаза случајне променљиве са равномерним законом расподеле.
5. Предложени су оптимални закони вођења за нову класу минобацачких пројектила, тзв., "паметну" муницију чиме је вишеструко повећана њихова прецизност. Дат је комплетан концепт корекције путање у завршној фази лета пројектила који обухвата нови закон вођења са и без компензације "еквивалентног маневра циља" и трансформацију захтеваног нормалног убрзања у поворку фреквентно модулисаних импулса ракетних мотора којима се дискретно мења правац брзине пројектила.

#### 4.2. Критичка анализа резултата истраживања

Компаративном анализом више закона вођења добијени су резултати који омогућавају конструктору ракете избор алгорита вођења у зависности од највероватније стратегије циља у избегавању вођене ракете. За разлику од уобичајеног приступа одређивања промашаја од укупног времена лета, односно почетног положаја циља, помоћу адјунгованог система који се заснива на хипотези линеарног система, у докторској дисертацији ови дијаграми су одређени за различите законе вођења помоћу нелинеарног модела кретања ракете и циља. Тиме су добијени поузданији резултати за оцену тактичке зоне лансирања ракете.

Применом методе диференцијалних игара, у синтезу закона вођења укључен је и параметар који представља прогнозирани однос маневарских могућности ракете и циља. Тиме се синтеза закона вођења прилагођава вероватној стратегији употребе ваздушног циља. Како је на крају докторске тезе предложено, овакав приступ у синтези закона вођења захтева даља истраживања која би обухватила осетљивост промашаја на грешке у процени маневра циља, времена до сусрета два објекта, непознавање динамике ракете итд.

Успешно су испитани нови алгоритми корекције путање минобацачког пројектила чиме је вишеструко побољшана прецизност у односу на класични-невођени пројектил. Техничка реализација се заснива на примени управљања помоћу импулсних ракетних мотора. С обзиром на убрзани развој тз. „паметне муниције“ и захтев за једноставним конструкционим решењем, истраживање предложених закона вођења треба наставити применом аеродинамичког управљања и нових интегрисаних сензора за мерење параметара кретања ракете.

#### 4.3. Верификација научних доприноса

##### Категорија M22:

1. Pavković Bojan, **Pavić Miloš**, Ćuk Danilo, "Frequency-Modulated Pulse-Jet Control of an Artillery Rocket", Journal of Spacecraft and Rockets, (2012), vol. 49 br. 2, str. 286-294, 10/28, IF=0.707, (ISSN: 0022-4650)

##### Категорија M23:

2. **Miloš Pavić**, Slobodan Mandić, Danilo Ćuk, Bojan Pavković, "A new type of flight simulator for manual command to line-of-sight guided missile", Optik, 125, (2014), 6579–6585, 63/83, IF=0.73, (ISSN: 0030-4026)

3. **Miloš Pavić**, Bojan Pavković, Slobodan Mandić, Danilo Ćuk , "Comparison of different guidance laws for a mortar missile with a pulse jet control mechanism", The Aeronautical Journal, 118, (februar 2015.), 23/27, IF=0.449, (ISSN:0001-9240) (u štampi)

#### Категорија M33:

4. **Miloš Pavić**, Bojan Pavković, Danilo Ćuk, "Sliding Mode Guidance Of Homing Missiles vs. True and Augmented Proportional Navigation", Proceedings OTEH 2012, Belgrade , pp. 67-72, 2012, (ISBN 978-86-81123-58-4)
5. **Miloš Pavić**, Bojan Pavković, Slobodan Mandić, Danilo Ćuk, "Natural Tracking Guidance Law With Indirect Impact Angle Control", Proceedings OTEH 2014, Belgrade , pp. 300-304, 2014, (ISBN 978-86-81123-71-3)

#### Категорија M52:

6. Bojan Pavković, **Miloš Pavić**, Danilo Ćuk, "Enhancing the Precision of Artillery Rockets Using Pulsejet Control Systems with Active Damping", Scientific Technical Review, 2012, Vol.62, No.2, str.10-19, (ISSN: 1820-0206)
7. Mirko Jezdimirović, Momčilo Milinović, Radomir Janković, Olivera Jeremić, **Miloš Pavić**, "Basic Mathematical Model and Simplified Computer Simulation of Swarming Tactics for Unmanned Ground Combat Platforms", Scientific Technical Review, 2013, Vol.63, No.1, str.17-24, (ISSN: 1820-0206)

#### Категорија M63:

8. Milorad Milovanović, **Miloš Pavić**, Bojan Pavković "HIL simulacija u procesu dizajniranja sistema vođenja i upravljanja rakete" HIPNEF 2008., Vrnjačka Banja 15-17.10.2008., ISBN 978-86-80587-87-5 (MF)
9. Bojan Pavković, **Miloš Pavić** "Analiza promašaja protivoklopne rakete malog dometa metodom adjungovanog sistema" ETRAN 2009, Vrnjačka Banja 15-18.06.2009., ISBN 978-86-80509-64-8
10. **Miloš Pavić**, Bojan Pavković "Primena optimalnog zakona upravljanja na laserski vođenu bombu" ETRAN 2009., ISBN 978-86-80509-64-8

#### Категорија M72:

11. **Милош Павић** "Оптимизација трајекторије ласерски вођене бомбе применом модификованог закона потере", магистарска теза, Машински факултет, Београд, 08.05.2007. COBISS.SR-ID 512744355

#### Категорија M82:

12. **Милош Павић**, Бојан Павковић, Саша Виличић, Горан Марјановић "Дигитални аутопилот за вођење тактичких ракета и вођених бомби", Верификовало Наставнонаучно веће Војнотехничког института, инт.бр. 01/94-173 од 09.07.2010.год.
- Рад [1] се бави корекцијом путања артиљеријских ракета које се користе за индиректно гађање циљева. Предложени закон вођења заснива се на праћењу референтне путање при чему се одступање ракете користи као улазна величина у двоструки диференцијални компензатор ради формирања команде за корекцију путање. Показано је да се уградњом управљачког система са импулсним ракетним моторима и фреквентном модулацијом импулса активираних мотора може побољшати прецизност артиљеријских ракета. Одређено је кружно вероватно

одступање у функцији параметара система (вредности појединачног импулса, енергетских ресурса управљачке секције, параметара компензатора итд.).

- Рад [2] приказује нови тип симулатора лета ракете као објекта са шест степени слободе кретања. Симулатор лета се користи као тренажер за обуку оператора за корекцију путање командно вођене ракете. Улога оператора је да прати положаје ракете и циља и генерише команде вођења помоћу управљачке палице са циљем довођења ракете на линију визирања циља. Оригиналноста представљеног симулатора је коришћење снимљених реалних видео секвенци покретног циља које се трансформишу у реалне просторне координате. Координате циља у функцији од времена лета представљају улаз у математички модел релативног кретања ракете у односу на циљ. Израчунате координате ракете са њеном силуетом приказују се на екрану симулатора.
- Радам [3] је показано да се растурање класичних минобацачких пројектила драстично смањује уградњом главе за самонавођење, која мери угаону брзину линије визирања циља, и управљачког прстена са импулсним ракетним моторима око центра масе којим се дискретно мења правац брзине ракете. Извођењем кинематичког модела релативног кретања ракете са „еквивалентним нормалним убрзањем циља“, синтеза закона вођења је сведена на проблем оптималног вођења ракете земља-ваздух. Разматрани су закони вођења који не захтевају информацију о еквивалентном маневру циља (пропорционална навигација и метода клизања), као и они код којих се пре опалења пројектила процењује „еквивалентно нормално убрзање циља“ (проширена пропорционална навигација и проширено оптимално рандеву вођење). Ова друга група закона вођења постиже бољу прецизност, али је пројектил конструкционо сложенији јер поред главе за самонавођење има и слободни жirosкоп.
- Рад [4] пореди вођење методом клизања код самонавођених ракета са познатим методима самонавођења: пропорционалном навигацијом и проширеном пропорционалном навигацијом. Поређење је извршено коришћењем математичког модела који представља релативно кинематско кретање у једној равни за ракету са аутопилотом који се може представити као линеарни систем првог реда са познатом временском константом. Анализирани су: произвољан тренутак почетка маневра и почетна грешка нишањења.
- У раду [5] је приказан закон „природног праћења“ линије визирања циља који је потпуно робустан у односу на унутрашњу динамику система и дејство поремећаја и може да представља важну алтернативу постојећим класичним и модерним законима вођења. Предложени закон вођења може да оствари жељени угао судара ракете и циља захваљујући коришћењу угла линије визирања циља као сигнала грешке вођења.
- Радам [6] се представља нови закон управљања назван „методом активног пригушења“ који је намењен артиљеријским ракетама великог и средњег домета за индиректно гађање циљева. Компензација почетних поремећаја и смањење растурања врши се на основу мерења попречне угаоне брзине. Показано је да метод активног пригушења није ефикасан у смањењу растурања артиљеријских ракета због одступања тоталног импулса ракетног мотора.
- Рад [7] представља методологију симулације тактике истовременог напада роботизованих борбених платформи. За одређивање места и времена поласка платформи у циљу истовременог доласка у зону ефективне ватре на покретни



оклопни циљ користи се нумеричка метода. Коришћен је метод пропорционалне навигације, са датим почетним условима брзине и итеративно променљивим почетним позицијама роботизованих борбених платформи. Време кашњења поласка сваке роботизоване борбене платформе одређује се у односу на платформу најудаљенију од циља. Резултати симулације су приказани за две хипотезе кретања циља у бочном правцу напада (праволинијски и криволинијски).

- Рад [8] представља генералну концепцију НИЛ (Hardware-In-the Loop) симулације система вођења и управљања ракете земља-земља која је заснована на персоналном рачунару и троосном симулатору лета, који својом прецизношћу позиционирања и хардвером у петљи система вођења и управљања ракете, омогућава поуздану симулацију лета противоклопне вођене ракете у лабораторијским условима.
- У раду [9] је приказан принцип рада система вођења противоклопне ракете малог домета. Посебан осврт дат је на нестационарну природу ракете као објекта управљања. Дат је математички модел ракете у простору стања и принцип анализе промашаја система вођења методом спрегнутог – адјунгованог система.
- У раду [10] примењен је закон управљања базиран на теорији једносмерне линеарне квадратне оптимизације на ласерски вођену бомбу. Калманов филтер је искоришћен за филтрацију мерених сигнала оптерећених шумом, као и процену вредности недостајућих величина стања потребних за реализацију алгоритма управљања.
- Рад [11] представља магистарски рад који је одбрањен на Машинском факултету у Београду и бави се синтезом закона вођења авио-бомбе са бесплатформном ласерском главом за самонавођење која је круто везана за тело ракете.
- Техничко решење [12] представља индустријски прототип дигиталног аутопилота. Аутопилот користи микроконтролерску платформу нове генерације и карактеришу га универзалност примене и модуларност. Састоји се од: а) хардверског дела са свим потребним давачима (акцелерометрима, жirosкопима, линеарним давачима позиције, енкодерима и сл.), микропроцесорском електроником, комуникационим блоковима, модулима за прилагођење и обраду сигнала, АД и ДА конверторским модулима, електроником излазних степена за погон покретача извршних органа, и б) софтверског дела који представља програм који је уписан у микроконтролер. У лабораторијским испитивањима хардвер и софтвер су се показали као поуздани подсистеми. Са минималним адаптацијама, реализовани дигитални аутопилот може да се угради различите типове летелица – авиобомбу, ракету земља-ваздух или ракету земља-земља.

## 5. ЗАКЉУЧАК И ПРЕДЛОГ

На основу изложеног Комисија сматра да докторска дисертација представља значајан научни допринос теорији и развоју самонавођених ракета земља-ваздух и других летелица који се своди на увођење нових алгоритама вођења и управљања заснованих на минимизацији промашаја, нормалне релативне брзине и управљачке енергије ракете. Кандидат је имао оригинални приступ у синтези закона вођења ракета са и без предикције маневра циља.

Комисија предлаже Наставнонаучном већу Машинског факултета у Београду да се докторска дисертација магистра Милоша Павића, дипл. маш. инж., под називом „**Нови алгоритми вођења ракете земља-ваздух средњег домета**“ прихвати, изложи на увид јавности и упути на коначно усвајање Већу научних области техничких наука Универзитета у Београду када се за то стекну услови предвиђени Законом о Универзитету и Статутом Машинског факултета у Београду.

У Београду, 17.12.2014. године

#### **ЧЛАНОВИ КОМИСИЈЕ**

.....  
др Слободан Јарамаз, редовни професор  
Машинског факултета Универзитета у Београду

.....  
др Момчило Милиновић, редовни професор  
Машинског факултета Универзитета у Београду

.....  
др Дејан Мицковић, редовни професор  
Машинског факултета Универзитета у Београду

.....  
др Предраг Елек, ванредни професор  
Машинског факултета Универзитета у Београду

.....  
др Дарко Васиљевић, виши научни сарадник  
Институт за физику, Београд