

Факултет МАШИНСКИ

737/5
(Број захтева)

08.05.2014.
(Датум)

Образац 1.
УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ

Већу научних области техничких наука
(Назив стручног већа коме се захтев упућује, сагласно
Члану 6. и чл. 7 став 1. овог Правилника)

ЗАХТЕВ
за давање сагласности на предлог теме докторске дисертације

Молимо да сходно чл. 46. ст.5. тач.3. Статута Универзитета у Београду („Гласник Универзитета“, број 131/06), дате сагласност на предлог теме докторске дисертације

УТИЦАЈ РАДА СИСТЕМА УПРАВЉАЊА ВЕКТОРОМ ПОТИСКА ВОЂЕНИХ РАКЕТА НА ЊИХОВЕ АЕРОДИНАМИЧКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ

(пун назив предложене теме докторске дисертације)

НАУЧНА ОБЛАСТ Ваздухопловство

ПОДАЦИ О КАНДИДАТУ:

1. Име, име једног родитеља и презиме кандидата: ГОРАН (ЈОВИША) ОЦОКОЉИЋ

2. Назив и седиште Факултета на коме је стекао високо образовање: Машински факултет Београд

3. Година дипломирања: 1997.

4. Назив магистарске тезе кандидата: /

5. Назив Факултета на коме је магистарска теза одбрањена: /

6. Година одбране магистарске тезе: /

7. Назив Факултета на коме је кандидат уписао докторске студије: Машински факултет Београд

Одсек, смер или група: /

Година уписа докторских студија: 2010.

Обавештавамо Вас да је Наставно-научно веће Факултета
(назив надлежног тела Факултета)

на седници одржаној 08.05.2014
размотрило предложену тему и закључило да је тема подобна за израду докторске дисертације.

ДЕКАН
МАШИНСКОГ ФАКУЛТЕТА

Проф.др Милорад Милованчевић

Прилог:

1. Предлог теме докторске дисертације са образложењем.

2. Акт надлежног тела факултета о подобности теме за израду докторске дисертације.

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ
- МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ -
Број: 737/5
Датум: 08.05.2014. године
Београд, Краљице Марије 16

На захтев Горана Оцокољића, дипл.инж.маш., бр. 737/1 од 02.04.2014. године, извештаја Комисије у саставу: проф.др Бошко Рашуо, проф.др Александар Бенгин и проф.др Слободан Гвозденовић, Саобраћајни факултет Београд број 737/4 од 05.05.2014. године, а на основу чл. 30 Закона о високом образовању и чл. 30 Правилника о докторским студијама Машинског факултета Универзитета у Београду, Наставно-научно веће Машинског факултета у Београду на седници од 08.05.2014. године, донело је следећу

ОДЛУКУ

Прихвата се предлог о испуњености услова и о научној заснованости теме докторске дисертације **«УТИЦАЈ РАДА СИСТЕМА УПРАВЉАЊА ВЕКТОРОМ ПОТИСКА ВОЂЕНИХ РАКЕТА НА ЊИХОВЕ АЕРОДИНАМИЧКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ»** докторанта **ГОРАНА ОЦОКОЉИЋА**, дипл.инж.маш.

За ментора докторанту Горану Оцокољићу, именује се **проф.др Бошко Рашуо**.

Одлуку доставити: Већу Научних области техничких наука Универзитета у Београду на сагласност, ментору и архиви.

ДЕКАН
МАШИНСКОГ ФАКУЛТЕТА

Проф.др Милорад Милованчевић

НАСТАВНО-НАУЧНОМ ВЕЋУ

Предмет: Подобност теме и кандидата **Горана Оцокољића**, дипл. маш. инж. студента докторских студија, за израду докторске дисертације.

Одлуком 737/3 бр. од 24. 04. 2014. године, именовани смо за чланове Комисије за оцену подобности теме и кандидата Горана Оцокољића, дипл. маш. инж. студента докторских студија, за израду докторске дисертације и научне заснованости теме.

На основу материјала приложеног уз Захтев кандидата, Комисија подноси следећи

ИЗВЕШТАЈ

1. Подаци о кандидату

1.1. Биографски подаци

Горан Оцокољић, дипломирани инжењер машинства, рођен је 04.10.1973. у Ивањици. У Београду је завршио како основну, тако и средњу електротехничку школу "Никола Тесла" са звањем Електротехничар рачунара.

По завршетку средње школе, 1992. године уписао је Машински факултет у Београду, а на истом дипломирао 1997. године на Катедри за ваздухопловство са просечном оценом 8,21. Дипломски рад на тему Замор ваздухопловних конструкција и вероватноћа разарања одбранио је са оценом 10.

Прву годину докторских студија уписао је школске 2010./2011. године на Машинском факултету Универзитета у Београду. У циљу реализације програма усавршавања кандидат је положио све испите предвиђене планом и програмом докторских студија са просечном оценом 9,69 (девет и шездесетдевет/сто) и одбранио **Пројекат везан за област докторске дисертације** и тиме испунио све обавезе предвиђене планом и програмом докторских студија.

Ред. број	Назив предмета	Предметни наставник	Година студија				Оцена
			Прва година		Друга година		
			I (11)	II (12)	III (13)	IV (14)	
1	Виши курс математике (парцијалне диференцијалне једначине и линеарна алгебра)	проф. др Слободан Радојевић	5				7 (десет)
2	Нумеричке методе	проф. др Миодраг Спалевић	5				9 (девет)
3	ОМНИР и комуникација	проф. др Милош Недељковић	5				10 (десет)
4	Механика лета	проф. др Бошко Рашуо.	5				10 (десет)
5	Лабораторија 1	проф. др Бошко Рашуо.	10				10 (десет)
6	Одабрана поглавља из механике флуида	проф. др Светислав Чантрак		5			10 (десет)
7	Динамика лета	проф. др Бошко Рашуо.		5			10 (десет)
8	Одабрана поглавља из аероеластичности	проф. др Мирко Динуловић		5			10 (десет)
9	Лабораторија 2	проф. др Бошко Рашуо.		15			10 (десет)
10	Изабрана поглавља из аеродинамике	проф. др Бошко Рашуо.			5		10 (десет)
11	Оптимизација аеродинамичких облика	проф. др Александар Бенгин			5		10 (десет)
12	Лабораторија 3	проф. др Бошко Рашуо.			20		10 (десет)
13	Лабораторија 4	проф. др Бошко Рашуо.				25	10 (десет)

1.2. Сечено научноистраживачко искуство

Прво радно искуство стекао је као наставник Техничког образовања у ОШ „НХ Влада Аксентијевић“, где је био запослен од 10.11.1997. до 21.07.2000. године. Бављење научно-

истраживачим радом започео је 24.07.2000. године када се запослио у Војнотехничком институту Војске Србије на месту истраживача сарадника.

Током свог научно-истраживачког рада поред места истраживача сарадника, прошао је и места самосталног истраживача, начелника одсека аеротунела малих брзина све до места начелника одељења аеротунела на коме се тренутно налази. У том периоду био је ангажован на реализацији пројеката, како за потребе Војске Србије тако и за стране наручиоце. Учествовао је као тест инжењер у реализацији испитивања великог броја модела као што су: модел авиона за почетну обуку пилота ЛАСТА, модел Против-оклопне вођене ракете (ПОВР) МАЉУТКА, мини беспилотна летелица ВРАБАЦ, ПОВР БУМБАР, стандардних аеротунелских модела ОНЕРА М4, АГАРД Б и Ц, малог падобрана пилотског седишта Мартин Бакер за авион Г4, модел ласерски вођене бомбе, ветрушке за авион Јастреб, као и великог броја ветротурбина и неваздухопловних објеката, као што су комплети стрелишне опреме са радио управљањем КОРС, мерних трансформатора и далековаода.

Тренутно у подзвучном аеротунелу Т-35 руководи реализацијом испитивања модела ракета АЛАС и ЛОРАНА.

Кандидат активно користи и влада следећим програмским алатима за пројектовање применом компјутера: AutoCAD, Siemens NX, CATIA V5, Gambit, ANSYS (Geometry-Design Modeler, Mesh-Meshing, FLUENT).

Кандидат чита, пише и говори енглески језик.

У току научно-истраживачког рада за време докторских студија кандидат је објавио следеће радове:

- **Радови у међународним часописима:**

1. Samardžić M., **Ocokoljić G.**, Rašuo B., Isaković J.: *Subsonic dynamic stability experiment on the Anti Tank Missile Model*, FME Transactions, Vol 41, No 2, 2013, Beograd, pp. 114-119,
2. **Ocokoljić G.**, Rašuo B., Damljanić.: *Testing of the AGARD B calibration model in the T-35 wind tunnel*, FME Transactions, Vol 42, No 3, 2014, Beograd, pp. 208 -215, Рад прихваћен за објављивање.

- **Радови у часописима националног значаја:**

3. **Ocokoljić, G.**, Rašuo, B., “Testing of the Anti Tank Missile Model with Jets Simulation in the T-35 Subsonic Wind Tunnel” , *Scientific Technical Review*, Vol. 62, No. 3-4, 2012., pp. 14-20.
4. **Ocokoljić, G.**, Rašuo, B., “Testing of the Cluster Anti-Tank Mine in the T-35 wind tunnel”, *Tehnika*, LXVIII, No.6, ISSN 0040-2176, Belgrade, 2013.

- **Саопштење са међународног скупа штампано у целини:**

1. **Ocokoljić G.**, Samardžić M., Marinkovski D., Isaković J., Anastasijević Z.: *One-component transducer for measurement of the hinge moment*- Proceedings of The 4th International Congress of Serbian Society of Mechanics, Vrnjačka Banja 2013. pp 255-261
2. **Ocokoljić, G.**, Živković, S. and Subotić, S., “Aerodynamic Coefficients Determination for the Anti Tank Missile model with Lateral Jets”, *4th International Scientific Conference on Defensive Technologies, OTEH 2011*, Belgrade, 6-7 October 2011
3. Lapčević, V., **Ocokoljić, G.**, Rajić, Z. and Ćurčić, D. “Equipment for Calibration and Reparation Analog Cards in Teledyne Data Acquisition System for Measuring in Wind

Tunnel”, 5th International Scientific Conference on Defensive Technologies, OTEH 2012, Belgrade, 18-19 September 2012

4. **Ocokoljić G.**, Rašuo B., Bengin A.: *Aerodynamic shape optimization of the front part of an anti-tank missile based on wind tunnel testing and CFD simulation*, accepted for presentation at 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition 2014 Control ID#:1887866 Presentation Type: Technical Paper Session: APA-48, Aerodynamic Testing: Flight, Wind Tunnel and Numerical Correlations V, 2014. - рад прихваћен за презентацију на 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition 2014

Списак наведених радова треба да покажу афинитет, способност и подобност кандидата за израду дисертације са предложеним насловом и датим приказом.

1.3. Оцена подобности кандидата за рад на предложеној теми

На основу биографских података кандидата, положених испита на докторским студијама, његових научних и стручних активности и остварених резултата, Комисија сматра да је кандидат подобан за рад на предложеној теми докторске дисертације.

2. Предмет и циљ истраживања

Предмет истраживања ове дисертације је побољање методологије мерења аеродинамичких карактеристика модела вођених ракета са симулацијом рада управљања вектором потиска у аеротунелима Војнотехничког института. Развој ракетне и ваздухопловне технике је пред област експерименталне аеродинамике истакао изузетно сложене захтеве. За мерење аеродинамичких параметара са симулацијом рада мотора то су: испитивања при великим брзинама истицања бочних млазева и захтев да се испитују аеродинамички нестабилне конфигурације вођених ракета. Проблем који се решава у овој дисертацији је да се, путем мерења током експеримента у радном делу аеротунела, са највећим могућим степеном поузданости и тачности одреде аеродинамичке карактеристике вођених ракета, а при томе узимајући у разматрање све услове који постоје током извођења експеримента.

Управљање Вектором Потиска (УВП) је метода формирања управљачке силе за летилице, када су потребне маневарске способности које аеродинамичко управљање не може да оствари (мала брзина лета, разређени ваздух на већим висинама, потребна велика нормална оптерећења, итд.). Постоји више различитих принципа УВП, од којих је у овом истраживању примењен принцип уношења интерцептора у бочни млаз мотора, који је управан на правац осе млазника. Ово решење је економично са аспекта потребне енергије за актуатор, мале је масе и габарита, тако да је погодно за вођене пројектиле малих димензија. Главни недостаци овог принципа су значајан губитак потиска (тоталног импулса), и мала ефикасност при формирању управљачке силе, тако да је потребно посветити доста пажње оптимизацији свих елемената система УВП.

Струја продуката сагоревања ракетног мотора, код кога је овакав систем примењен, је надзвучна, тако да се при уношењу препреке јавља зауставна зона почев од корена препреке. У зауставној зони вискозни напони изазивају вртложно кретање које доводи до одвајања граничног слоја уз струју и до формирања "цепи" повишеног притиска, који на надзвучну струју има слично дејство као чврсти клин. Струја у језгру млазника скреће под дејством цепа, што доводи до појаве косог ударног таласа. Притисак у зауставној зони је знатно виши од притиска не поремећене струје на супротној страни зида млазника, тако да ова разлика

генерише значајну силу у правцу управном на осу млазника која се користи као управљачка – бочна сила.

Потисак представља интеграл притиска продуката сагоревања и околне атмосфере по унутрашњим и спољним површинама ракетног мотора. При уношењу интерцептора у млаз продуката сагоревања, ремети се симетрија струјног простора и долази до прерасподеле поља притиска на површини мотора што доводи до промене правца вектора потиска. На овај начин настаје компонента силе која је нормална на аксијалан правац. У дивергентном делу млазника, испред препреке настале уношењем интерцептора, јавља се цеп повишеног притиска и смањење брзине струјања. Услед вискозности, део струје који обилази препреку изазива вртложење флуида у цепу. Повишени притисак у цепу узрокује проток струје у бочном правцу у односу на раван симетрије. Цеп повишеног притиска у надзвучној струји се понаша као клин и изазива појаву косог ударног таласа. Иза ударног таласа статички притисак флуида расте сразмерно опадању брзине струјања, и упркос паду тоталног притиска кроз ударни талас највећи је у самом вртлогу. На резултујућу силу притиска у дивергентном делу млазника највише утиче сам вртлог и остатак зоне иза ударног таласа. Млазнице маршевског ракетног мотора се налазе на средини тела ракете, тако да истицање продуката сагоревања значајно утиче на њене аеродинамичке карактеристике. Овај утицај се пре свега огледа у ремећењу поља притиска ваздуха због ејекторског дејства млазева.

Употреба оригиналног маршевског мотора у аеротунелу није могућа, како због угрожавања безбедности опреме, тако и због корозивности продуката сагоревања. Због тога ће се дефинисати и изградити нов модел вођене ракете опремљен инсталацијом за симулацију рада мотора са ваздухом под притиском, као радним флуидом. Ваздух би се кроз отвор аероваге и разводне цеви спроводио до млазника. Истицање ваздуха из млазника производило би сличан ефекат као истицање продуката сагоревања. Тако опремљен модел би се испитао у жељеном опсегу нападних углова при брзини струјања у аеротунелу која одговара брзини лета вођене ракете. Том приликом би се измериле аеродинамичке карактеристика модела, и њиховим поређењем са вредностима добијеним у ранијим испитивањима модела, без симулације рада мотора, одредио утицај млаза на летне карактеристике ракете.

Прелиминарни прорачуни методом коначних запремина указују да млазеви продуката сагоревања смањују притисак на телу ракете низ ваздушну струју, а такође ремете поље притиска између крила. Ови поремећаји постају значајнији када се командује системом за УВП, када су млазеви скренути у исту страну, и када је јако изражена несиметрична расподела притиска. Показало се да је идентификација утицаја млаза на аеродинамичке карактеристике ракете веома битна при прорачуну динамике лета ракете.

На ефекат истицања ваздуха утичу параметри струјања продуката сагоревања. Имајући у виду да се ваздухом не може постићи брзина струјања продуката сагоревања, претпоставља се да ће се, ипак донекле, сличан ефекат постићи ако масени протоци буду слични. Такође се рачуна на то да се овим испитивањем може верификовати прорачун аеродинамичких карактеристика методом коначних запремина, и са тако подешеним моделом извршити прорачун за модел са продуктима сагоревања.

Приступ истраживању утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике модела вођених ракета у аеротунелима, може се генерално поделити у три дела:

- **Дефинисање модела ракете** са инсталацијом за симулацију рада мотора са ваздухом под притиском, као радним флуидом, како у аеротунелу није могућа употреба ракетног мотора;
- **Анализа резултата мерења** са и без рада уређаја за симулацију УВП,
- **Анализа резултата аеротунелских мерења са резултатима CFD симулације** – прорачун аеродинамичких карактеристика ракете методом коначних запремина;

Предложеном темом кандидат ће унапредити и комплетирати истраживања проблема утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике испитивања модела ракета у аеротунелима. То подразумева аеродинамичко испитивање модела вођене ракете са симулацијом рада УВП у аеротунелу, као и креирање једног или више параметрски дефинисаних и модуларно оријентисаних окружења за нумеричку симулацију. Нумеричке симулације су, свакако, нашироко распрострањен метод и више него квалитетна замена за бројне, скупе и некада тешко изводљиве експерименте, поготово када је потребно извршити мултидисциплинарни оптимизацију система за управљање вектором потиска, а где је неопходно остварити више репрезентативних узорака од којих се бира глобално најоптималнији. У том смислу је доминантна економска оправданост нумеричког моделирања проблема наспрам експерименталних анализа. При томе, нумеричке симулације демонстрирају висок степен аутономије и флексибилности, контроле и манипулација, као и висок степен адаптивности, дајући тако квалитетну и верну представу о самој физикалности проблема и његовој природи, те и подизање нивоа тумачења, поређења, разумевања и процена у оквиру проблема који се моделира.

Да би симулације представљале што вернији приказ стварног проблема, неопходно је коришћењем доступних експерименталних резултата верификовати нумеричке алате којима ће се аеродинамичке симулације спроводити. То значи да ће аеродинамички и нумерички методи бити најпре квалитативно и квантитативно евалуирани. Евалуација нумерике наспрам постојећих аеродинамичких експерименталних испитивања модела ракете, спровешће се пре него што се започне са параметарским моделирањем. Упоредна експериментална и нумеричка анализа се у пракси подразумевају и неће бити одвојено посматране, док ће сама теза бити прожета и унапређена експериментима са проблематиком УВП. Једноставно, експеримент представља позитиван допринос симулацији, као што је и симулација позитиван допринос и смерница експерименталном поступку.

Свеобухватна анализа, у оквиру предложене теме, базираће се на извођењу аеродинамичких експеримената и нумеричког моделирања конкретних проблема УВП. Дефинисањем карактеристичних режима, на основу услова експлоатације и пројектоване анvelope лета вођене ракете, извршиће се избор, односно предлагање одговарајуће експерименталне инсталације за симулацију рада мотора. Модел ће бити параметарски дефинисан - измоделиран, а потом нумеричким методама анализиран у оквиру дефинисаних случајева испитивања. Коначно, путем овог истраживања, спровешће се поступак анализе утицаја рада система за управљање вектором потиска на летне карактеристике ракете. Део истраживања који подразумева прорачун струјања применом компјутера, тј. нумеричку симулацију, биће остварен у програмском пакету Флуент 6.0 помоћу софтвера за нумеричку динамику флуида, познатију као CFD (Computational Fluid Dynamics). Солвер програмског пакета Флуент 6.0 базиран је на методи коначних запремина на линеарно реконструктивно-еволативном методу Anderson-Tomas-Van Leer-a.

Генерално, циљ истраживачког рада у оквиру ове докторске тезе биће детаљна анализа утицаја рада УВП на карактеристике модела вођених ракета у аеротунелима. Применом вишекритеријумских ограничења, нумеричке симулације рада УВП, предвиђања и праћење, обезбедиће се развијања новог поузданог алгорита, који ће довести до свеобухватног дефинисања утицаја бочних млазева система УВП на летне перформансе вођених ракета.

Према томе, основни циљеви истраживања били би:

- Експериментално истраживања утицаја рада маршевог мотора у аеротунелу, дефинисање анvelope лета, геометрије струјног простора, методе управљања, дефинисање начина мерења и избор аероваге са прострујавањем и мерне инструментације;

- пројектовање нове испитне инсталације за симулацију рада УВП и истраживање струјних параметара у инсталацији;
- нумеричко моделирање и верификовање алгоритама, а у сврху дефинисања утицаја рада мотора и идентификације УВП и продуката сагоревања на динамику лета вођене ракете, а који ће са минималном грешком моћи да анализирају и предвиђају поједине проблеме утицаја на летне карактеристике;
- давање предлога унапређења реализоване мерне опреме за испитивање модела са радом УВП, као и оптимизација развијеног алгорита, да би се он могао применити и на друге вођене ракете и у другим научно-истраживачким областима, као и практичну примену и увођење у процесу развоја вођених ракета.

Релевантни библиографски извори и резултати на које се надовазују истраживања из ове тезе:

1. Nielsen, J. N., "Missile Aerodynamics — Past, Present, Future", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 17, no.3, 1980, pages 165-176.
2. Auman, M.L., Miller M.S., Landers, M.G., Wincey, R.T., "Aerodynamic characteristics of a guided anti-tank missile utilizing a ram air powered control actuation system", *AIAA, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 34th*, Reno, NV, Jan. 15-18, 1996.
3. Hensch, J.M., "Tactical Missile Aerodynamics: General Topics", *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 141 in the AIAA Tactical Missile Series, 1991.
4. Anderson, J., D., Jr, *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hil Series in Aeronautical and Aerospace Engineering, USA, 1991.
5. Katz, J., Plotkin, A., *Low-Speed Aerodynamics*, McGraw-Hil Series in Aeronautical and Aerospace Engineering, Singapore, 1991.
6. Gorlin, S., M., Slezinger, I., I., *Wind Tunnels and their Instrumentation*, NASA, USA, Washington D.C., 1966.
7. Barlow, Jewel, B., Ray, William, H., Jr., and Pope, Alex, "Low Speed Wind Tunnel Testing", 3rd ed., Wiley, New York, 1999, p. 222.
8. Millard, L., H., Brooks, E., N., and Saffell, Jr., B., F., "Missile Aerodynamic Predictions to 180°" *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1971 vol. 8, no.5 pages (488-494),
9. Blair, A. B., JR, Dillon, J., L, Watson, C.B., "Experimental study of tail-span effects on a canard-controlled missile", *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1993, vol. 30 no. 5, pages 635-640
10. Ekaterinaris, J. A., "Analysis of flowfields over missile configurations at subsonic speeds" pages 385-391 (U.S. Naval Postgraduate School, Monterey, *Journal of Spacecraft and Rockets* (0022-4650) 1995 vol. 32 no. 3
11. Spirito, J., D., Vaughn, M. E., Washington, W. D., "Numerical Investigation of Canard-Controlled Missile with Planar and Grid Fins" , *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2003, vol. 40, no. 3, pages 363-370

12. Sooy, T., J., Schmidt, R., Z., "Aerodynamic Predictions, Comparisons, and Validations Using Missile DATCOM (97) and Aeroprediction", *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, vol. 42, no. 2, pages 257-265
13. Doyle, J.B., Rosema, C.C., "Improved Validation Methodology for Missile Datcom Development" *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 4 - 7 January 2011, Orlando, Florida
14. Mandić, S., Milošević, M. and Stojković, S., "Missile aerodynamic coefficients accuracy assessment by semi empirical aerodynamic prediction codes and CFD Code FLUENT6," *Scientific Technical Review*, Vol.LIII, No. 4, 2003, pp. 46-52.
15. Akgül, A., Akargün, H.Y., Atak, B., and Göker, O., "Numerical Investigation of NASA Tandem Control Missile and Experimental Comparison," *Scientific Technical Review*, Vol. 62, No. 1, 2012, pp. 3-9.
16. Pastrick, H.L., Seltzer, S.M., Warren, M.E., "Guidance Laws for Short-Range Tactical Missiles", *Journal Guidance and Control* , Vol.4, No.2, March-April 1981., pp.98-108.
17. Alpert, J., "Miss Distance Analysis for Command Guided Missiles", *Journal Guidance and Control*, Vol.1, No.6, Nov.-Dec. 1988, pp.481-487.
18. Zarchan, P., "Tactical and Strategic Missile Guidance", *Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA*, Vol.124, Washington, DC, 1990.
19. Ağsarlıoğlu, E., and Akgül, A., "Numerical Prediction of Lateral Jets for Missile Like Geometries", *Scientific Technical Review*, Vol.62, No.2, 2012, pp.3-9

3. Полазне хипотезе

На основу изложеног прегледа о предмету и циљевима тезе, као и предвиђеним истраживањем заснованог на цитираним библиографским изворима, у дисертацији ће се поћи од основне хипотезе, да је адекватним дефинисањем начина мерења аеродинамичких карактеристика модела са радом управљајућег вектора потиска, дефинисањем захтева за истраживање у аеротунелу, као и дефинисањем опитне инсталације и параметара рада у њој, могуће извршити дефинисање поузданог модела за одређивање утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике ракете, који ће унапредити инжењерску праксу. Хипотезе специфичне за предмет тезе су:

- Истраживање утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике ракете веома је битна при прорачуну динамике лета ракете;
- анализирани модел ракете довољно је сличан реалном моделу, тако да ниво упрошћења обезбеђује прихватљиву тачност резултата симулација;
- инсталација за симулацију УВП ће, имајући у виду да се ваздухом под притиском не може постићи брзина струјања продуката сагоревања, остварити сличан ефекат ако се постигну одговарајући масени протоци;
- коришћењем и дефинисањем одговарајућих алгоритама могуће је моделирати понашање продуката сагоревања са прихватљивом тачношћу;
- истраживање се заснива на основним хипотезама теорије сличности струјања ваздуха под притиском и струјања реалних продуката сагоревања мотора, на

основу које ће се извршити моделирање струјања продуката сагоревања односно услова експлоатације;

- испитивањем ће се верификовати прорачун аеродинамичких карактеристика методом коначних запремина, и са тако подешеним моделом извршити прорачун за модел са продуктима сагоревања;
- карактеристике параметара струјања реалних продуката сагоревања не зависе од услова који владају у околини;
- флуид се сматра стишљивим.

4. Научне методе истраживања

У оквиру истраживања на приложеној теми, а у поступку реализације научних резултата користиће се следеће опште и посебне научне методе:

- метода индукције и дедукције,
 - метода анализе,
 - метода синтезе,
 - метода генерализације,
 - метода класификације,
 - метода дескрипције,
 - метода компилације,
 - метода компарације,
 - математичке и статистичке методе,
 - метода моделирања,
 - метода симулације,
 - метода калибрације (валидације и верификације).
- Метода *индукције и дедукције* у проучавању појединачних чињеница о систему управљања вектором потиска и доношења општег закључка.
 - Метода *анализе и синтезе* у проучавању сваке компоненте уређаја за мерење као и узајамног деловања појединачних делова уређаја као и у математичком описивању кретања модела ракете на мерном уређају у радном делу аеротунела.
 - Метода *моделирања* као и методе *апстракције и конкретизације* у фази математичког моделирања кретања модела летелице у угаоним степенима слободе на еластичном држачу у радном делу аеротунела.
 - Метода *дескрипције* у описивању појава, стања и резултата истраживања.
 - Метод *суперпозиције* у дефинисању аеродинамичких сила и момената, односно свих спољашњих утицаја који делују на модел ракете при извођењу експеримената у радном делу аеротунела.
 - Методе *дигиталне обраде сигнала* у обради измерених сигнала добијених са давача при извођењу експеримената у лабораторији за калибрацију аеровага и у радном делу аеротунела.

Експерименталне методе које ће се користити везане су за аеротунел и мерење свих величина које су неопходне за одређивање утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике ракете.

Мерење у аеротунелу укључују примену следећих експерименталних метода:

- Мерење примарних параметара струјања у радном делу аеротунела,
- Мерење аеродинамичких сила и момената петоконпонетном аеровагом,
- Мерење са тензометријским појединачним давачима,

- Мерење инерционих карактеристика модела.

Такође, експерименталне методе требало би да укључују и извесне резултате добијене у току летних испитивања ракете.

Испитивања ће се обавити у више фаза и нумеричким моделирањем. У првој фази нумерички ће бити симулирани експерименти који ће бити изведени на моделу ракете са ваздухом под високим притиском коришћеним за симулацију бочних млазева. У следећој фази модел предвиђа коришћење реалних продуката сагоревања за симулацију. У финалној фази развоја унапређеног нумеричког модела биће укључени, како реални продукти сагоревања, тако и реалне вредности масеног протока кроз млазнице.

5. Очекивани научни допринос

Обзиром да је докторска теза из области која је од великог интереса за будући развој ракетне технике у Војнотехничком институту она треба да да:

- побољшану и оригиналну методологију за пројектовање и тиме да допринос у решавању овако сложене проблематике УВП код ракета кратког домета,
- потпуно нову методологију експерименталне и нумеричке симулације и валидације маневарских способности ракета у ситуацији када аеродинамичко управљање не може да буде довољно ефикасно (мала, тј. недовољна брзина лета, разређени ваздух на већим висинама, потребна велика нормална оптерећења, итд.).

Мотив за израду ове дисертације је да се, путем експеримената у аеротунелу и симулације рада УВП уређаја на моделу ракете кратког домета створи експериментална база података која је неопходна за поуздано одређивање егзактних аеродинамичких карактеристике модела ракете.

Научна оправданост истраживања лежи у чињеници да је најбољи начин за одређивање аеродинамичких карактеристика ракета у оваквим условима лета проучавање и симулација у аеротунелима.

Друштвена оправданост израде ове докторске дисертације се огледа у увођењу испитивања управљања вектором потиска на моделима ракета у аеротунелима Војнотехничког института, што представља значајан корак напред за развој система управљања и пројектовања савремених ракета у Војнотехничком институту, а тиме и његове веће конкуретности на тржишту.

6. План истраживања и структура рада

За истраживање кроз предложену тезу користиће се експериментално испитивање рада УВП код модела против-тенковске вођене ракете у аеротунелу, која је намењена за уништавање покретних и непокретних оклопљених циљева на малим даљинама. Ракета има полуаутоматски систем вођења. Веза између оператера и ракете се одржава преко микрокабла који се у току лета одмотава са дна ракете. Гађање се врши тако што оператер после лансирања ракете крст кончанице оптоелектронског нишана држи усмерен у центар мете. Маса ракете на старту је око 14,5 kg, а почетна брзина око 14 m/s. Поред избацног мотора, који завршава са радом још док је ракета у лансирној цеви, за убрзавање ракете користи се и маршевски мотор који почиње са радом два метра од лансирне цеви. Ракета убрзава све време лета и достиже крајњу брзину око 230 m/s. Управљање ракетом врши се методом управљања вектором потиска, тј. стварањем несиметричног струјања дела продуката сагоревања, који истичу кроз млазнице. Две млазнице маршевог ракетног

мотора су симетрично постављене, под углом од 40° у односу на осу ракете, у зони тежишта ракете. Време лета ракете до крајњег домета је око 4,2 s. Крилна секција, смештена је на крају ракете, и обезбеђује стабилност ракете, као и ротацију од 5 до 10 Hz (конзоле крила су уграђене под углом од 1°).

Савремене вођене ракете лете при екстремним вредностима неких променљивих као што су: нападни угао, угао клизања или брзина ротације. Одређивање аеродинамичких карактеристика аналитичким методама вођених ракета, које поседују високе маневарске способности је сложено и не даје поуздане резултате. Такве ракете изложене су нестационарним струјним појавама које значајно утичу на карактеристике кретања. Те појаве често проузрокују отцепљење струје или засенчење делова ракета вртложним трагом и дефлектујућим млазом. Током лета се могу створити услови за несиметрично струјање. Нестационарна струјна поља су обично нелинеарна и сложена, а карактеристике стабилности су сложене функције нападног угла са значајним аеродинамичким спрезањем између уздужних и попречних степени слободе. Из наведеног се може, пре свега, видети изузетан значај одређивања алгоритама управљања за било коју врсту савремених вођених ракета. Без мерења аеродинамичких карактеристика са утицајем рада мотора, и рада система управљања вектором потиска није могуће вршити анализу понашања ракете нити дефинисати њен закон управљања. Сагледавајући значај добијања поузданих вредности аеродинамичких карактеристика за пројектовање савремених ракета, долази се до захтева да експеримент у аеротунелу и мерење које се при томе изводи буде изузетно високе поузданости и тачности.

План истраживања у оквиру ове докторске дисертације обухвата следеће фазе:

1. Анализа могућности испитивања модела са управљањем вектора потиска (УВП) у аеротунелима, (библиографско истраживање и систематизацију експерименталних поступака и аеродинамичких нумеричких модела у досадашњим научним радовима и другој релевантној литератури).
2. Истраживање могућности испитивања модела ракета са управљањем вектором потиска у аеротунелима ВТИ-а,
3. Дефинисање проблематике мерења аеродинамичких карактеристика модела са радом управљајућег вектора потиска
4. Дефинисање постављених захтева за истраживање у аеротунелу,
 - дефинисање параметара лета (анvelope лета) ракете кратког домета,
 - дефинисање геометрије струјног простора система УВП,
 - дефинисање метода управљања вектором потиска,
5. Концепт аероваге са прострујавањем и мерне инструментације за мерење аеродинамичких оптерећења на моделима са радом УВП,
6. Истраживање струјних параметара у инсталацији за симулацију рада УВП,
7. Дефинисање опитне инсталације за симулацију рада УВП,
8. Дефинисање модела ракете са симулацијом рада УВП,
9. Експериментално истраживање аеродинамичких карактеристика модела ракете са симулацијом рада УВП – аеротунелска испитивања,
10. Истраживање утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике модела ракете,

11. Анализа добијених резултата мерења са и без рада уређаја за УВП,
12. Анализа добијених резултата аеротунелских мерења са резултатима CFD симулације – прорачун аеродинамичких карактеристика ракете методом коначних запремина,
13. Предлози за даљи рад и унапређивање реализоване мерне опреме за испитивање модела са радом УВП.
14. Закључак
15. Списак литературе

7. Закључак и предлог

На основу анализе пријаве теме докторске дисертације Горана Оцокољића, дипл. инж. машинства, а сходно одлуци број 737/3 Наставно-научног већа донетој 24. 04. 2014. године, Комисија за подношење извештаја о прихватању теме и оцену научне заснованости докторске дисертације закључује да је предложена тема научно утемељена и адекватна за израду докторске дисертације високог ранга, као и да кандидат - студент докторских студија испуњава законске и друге услове за рад на предметној докторској дисертацији, тако да предлаже Наставно-научном већу Машинског факултета Универзитета у Београду да кандидату:

Горану Оцокољићу, дипл. инж. машинства,
одобри израду докторске дисертације са темом:

УТИЦАЈ РАДА СИСТЕМА УПРАВЉАЊА ВЕКТОРОМ ПОТИСКА ВОЂЕНИХ РАКЕТА НА ЊИХОВЕ АЕРОДИНАМИЧКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ

научна област: **ваздухопловство.**

За ментора кандидата током рада на овој докторској дисертацији предлаже се **проф. др Бошко Рашуо, редовни професор**, на катедри за Ваздухопловство Машинског факултета у Београду.

ЧЛАНОВИ КОМИСИЈЕ

.....
Проф. др Бошко Рашуо,
Универзитета у Београду, Машински факултет

.....
Проф. др Александар Бенгин,
Универзитета у Београду, Машински факултет

.....
Проф. др Слободан Гвозденовић,
Универзитета у Београду, Саобраћајни факултет

Додатак уз образац 1.

ПОДАЦИ О МЕНТОРУ

за кандидата **Горана Оцокољића, дипл.инж.маш.**

Име и презиме ментора: **др Бошко Раשו**

Звање: Редовни професор

Списак радова који квалификују ментора за вођење докторске дисертације:

1. Title: Influence of seasonal cycles in Martian atmosphere on entry, descent and landing sequence, Authors: Dušan Marčeta, Stevo Šegan, **Boško Rašuo**, **ACTA ASTRONAUTICA**, Available online 13 February 2014, Elsevier Ltd, <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.02.001>, ISSN: 0094-5765, na SCI listi; IF 0.701,

2. Title: Sensitivity analysis of different kinetic factors for numerical modeling of Serbian lignite devolatilization process, Authors: Rastko Jovanović, Dejan Cvetinović, Milić Erić, **Boško Rašuo**, Miroljub Adžić, **INTERNATIONAL JOURNAL OF HEAT AND MASS TRANSFER**, Volume 72, May 2014, Elsevier Ltd., Pages: 489–500, na SCI listi; IF 2.407,

3. Title: T-38 Wind-Tunnel Data Quality Assurance Based on Testing of a Standard Model, Authors: Damljanović, D., Isaković, J., **Rašuo, B.**, **JOURNAL OF AIRCRAFT**, Vol.50, Issue 4, July 2013, AIAA, Pages: 1141-1149, 10.2514/1.C032081, na SCI listi; IF 0.632,

4. Title: Validation of the CFD code used for determination of aerodynamic characteristics of nonstandard AGARD-B calibration model, Authors: Vidanović Nenad, **Rašuo Boško**, Damljanović Dijana, Vuković Đorđe, Ćurčić Dušan, **THERMAL SCIENCE**, Published online: 2013-08-04, Vinca, doi:10.2298/TSCI130409104V, ISSN 2334-7163, na SCI listi; IF 0.838,

5. Title: Numerical investigation of pulverized coal jet flame characteristics under different oxy-fuel conditions, Authors: Jovanović R., **Rašuo B.**, Stefanović P., Cvetinović D., Swiatkowski B. Source: **INTERNATIONAL JOURNAL OF HEAT AND MASS TRANSFER**, Elsevier Ltd., Vol 58, No 1-2, Published: March 2013., Pages: 654-662, ISSN: 0017-9310, IF 2.315,

6. Title: Scaling between Wind Tunnels—Results Accuracy in Two-Dimensional Testing, Author: **Rašuo B.**, Source: **TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL & SPACE SCIENCES**, The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 55, No.2, Published: March 2012., Pages: 109-115, ISSN: 0549-3811, IF 0.397,

7. Title: The influence of Reynolds and Mach numbers on two-dimensional wind-tunnel testing: An experience, Author: **Rašuo, B.**, Source: **THE AERONAUTICAL JOURNAL**, Volume 115, Number 1166, Paper No. 3542, The Royal Aeronautical Society, ISSN: 0001-9240, London, Published: April 2011, Pages: 249-254, IF 0.414,

8. Title: A New General Approach to Airplane Rotation, Authors: Bajović, M., Živanović, M., **Rašuo, B.**, Stojaković, P., Source: **TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL & SPACE SCIENCES**, The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.53, No.180, Published: August 2010. Pages: 130-137, ISSN: 0549-3811, IF 0.397,

9. Title: Some analytical and numerical solutions for the safe turn manoeuvres of agricultural aircraft - an overview, Author: **Rašuo B.** Source: **THE AERONAUTICAL**

JOURNAL, Volume: 111, Issue: 1123, Pages: 593-599, ISSN: 0001-9240, Published: SEP 2007., IF: 0.415.

10. Title: On sidewall boundary layer effects in two-dimensional subsonic and transonic wind tunnels, Author: **Rašuo B.** Source: **ZEITSCHRIFT FUR ANGEWANDTE MATHEMATIK UND MECHANIK**, Volume: 81, pages: S935-S936, ISSN: 0044-2267, Supplement: Suppl. 4, Published: 2001., IF: 0.801.

11. Title: Two-dimensional wall interference in transonic wind tunnels, Author: **Rašuo B.** Source: **ZEITSCHRIFT FUR ANGEWANDTE MATHEMATIK UND MECHANIK** Volume: 77, Pages: S275-S276, ISSN: 0044-2267, Supplement: Suppl. 1, Published: 1997., IF: 0.801.

12. Title: On boundary layer control in two-dimensional transonic wind tunnel testing, Author: **Rašuo B.** Book Editor(s): Meier, GEA; Sreenivasan, KR, Conference: IUTAM Symposium on One Hundred Years of Boundary Layer Research Location: DLR, Gottingen, GERMANY Date: AUG 12-14, 2004, Source: **IUTAM SYMPOSIUM ON ONE HUNDRED YEARS OF BOUNDARY LAYER RESEARCH**, Book Series: Solid Mechanics and its Applications, Volume: 129, **Springer**, Pages: 473-482, Published: 2006.

13. Title: On solving boundary value problem in fluid mechanics by Fourier's method: Wall interference of transonic wind tunnels: **Rašuo B.** Book Editor(s): Wendyland, WI; Efendiev, M, Conference: International Conference on Multifield Problems Location: Univ Stuttgart, Stuttgart, GERMANY Date: APR 08-10, 2002, Source: **ANALYSIS AND SIMULATION OF MULTIFIELD PROBLEMS**, Book Series: LECTURE NOTES IN APPLIED AND COMPUTATIONAL MECHANICS, Volume: 12, **Springer**, Pages: 317-322, Published: 2003.

ДЕКАН ФАКУЛТЕТА

Датум, 28. 04. 2014.

М.П.
