

НАСТАВНО-НАУЧНОМ ВЕЋУ

Предмет: Реферат о урађеној докторској дисертацији кандидата **Горана Оцокољића**,
дипл. инж. маш., студента докторских студија.

Одлуком 242/3 бр. од 11.02.2016. године, именовани смо за чланове Комисије за преглед,
оцену и одбрану докторске дисертације кандидата Горана Оцокољића, дипл. инж. маш., под
насловом

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

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

Кандидат Горан Оцокољић, дипл. инж. маш. 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.

Кандидат Горан Оцокољић, дипл. инж. маш. пријавио је израду докторске дисертације
02. априла 2014. године, бр. 737/1, Катедри за ваздухопловство Машинског факултета
Универзитета у Београду и за ментора предложио редовног професора др Бошка Рашуо.

На основу пријаве кандидата и предлога Катедре, одлуком Наставно-научног већа
Машинског факултета Универзитета у Београду од 24. априла 2014. године, бр. 737/3,
именована је Комисија за оцену подобности теме и кандидата за израду докторске
дисертације и научне заснованости теме у саставу: ментор, Проф. др Бошко Рашуо редовни
професор Машинског факултета Универзитета у Београду, Проф. др Александар Бенгин,
редовни професор Машинског факултета Универзитета у Београду и Проф. др Слободан
Гвозденовић, редовни професор Саобраћајног факултета Универзитета у Београду,

Комисија је 5. маја 2014. године, бр. 737/4, известила Наставно-научно веће
Машинског факултета Универзитета у Београду да кандидат испуњава све услове
предвиђене законом и Статутом Машинског факултета Универзитета у Београду за израду
докторске дисертације и да предложена тема радног назива „Утицај рада система управљања
вектором потиска вођених ракета на њихове аеродинамичке карактеристике“ може бити
предмет докторске дисертације.

На захтев Горана Оцокољића, дипл. инж. маш. и извештаја Комисије у саставу: Проф. др Бошко Рашуо, ментор, Проф. др Александар Бенгин Проф. др Слободан Гвозденовић, бр. 747/4 од 5. маја 2014. године, а на основу чл. 128. Закона о високом образовању, Наставно-научно веће Машинског факултета у Београду на седници од 8. маја 2014. године, донело је одлуку бр. 737/5 да се прихвата предлог о испуњености услова и о научној заснованости теме докторске дисертације „Утицај рада система управљања вектором потиска вођених ракета на њихове аеродинамичке карактеристике“ кандидата Горана Оцокољића, дипл. инж. маш. и да се за ментора именује проф. др Бошко Рашуо. Одлука је достављена Већу Научних области техничких наука Универзитета у Београду на сагласност.

Веће научних области техничких наука Универзитета у Београду је дало сагласност на предлог теме докторске дисертације „Утицај рада система управљања вектором потиска вођених ракета на њихове аеродинамичке карактеристике“ кандидата Горана Оцокољића, дипл. инж. маш., под менторством редовног професора др Бошка Рашуо, 09. јуна 2014. године, одлука бр. 61206-2383/2014.

На основу одлуке Наставно-научног већа Машинског факултета о испуњености услова кандидата за израду докторске дисертације и именовању ментора и сагласности Већа научних области техничких наука Универзитета у Београду, декан Машинског факултета у Београду је 19. јуна 2014. год. донео закључак бр. 1326/1 да се одобри рад на теми докторске дисертације “Утицај рада система управљања вектором потиска вођених ракета на њихове аеродинамичке карактеристике“ кандидату Горану Оцокољићу, дипл. инж. маш.

О завршетку докторске дисертације ментор проф. др Бошко Рашуо обавестио је Катедру за ваздухопловство, дописом број 242/1 од 2. фебруара 2016. године. Катедра за ваздухопловство је својим дописом број 242/2 од 3. фебруара 2016. године предложила Наставно-научном већу Машинског факултета у Београду Комисију за оцену и одбрану докторске дисертације у саставу: ментор Проф. др Бошко Рашуо, Проф. др Александар Бенгин, Проф. др Момчило Милиновић, др Јован Исаковић, виши научни сарадник, Техникум Таурунум - ВИШСС Београд-Земун и др Дијана Дамљановић, научни сарадник, Војнотехнички институт, Београд. На седници Наставно-научног већа 11. фебруара 2016. године је усвојено обавештење о завршетку дисертације кандидата Горана Оцокољића, дипл. инж. маш. и предлог састава Комисије за оцену и одбрану докторске дисертације (бр. 242/3 од 11. фебруара 2016. године).

1.2. Научна област дисертације

Докторска дисертација припада области Техничких наука, научна област Машинство. За ментора је одређен др Бошко Рашуо, редовни професор на катедри за Ваздухопловство Машинског факултета у Београду.

1.3. Биографски подаци о кандидату

Кандидат Горан Оцокољић, дипл. инж. машинства, рођен је 04.10.1973. у Ивањици, Република Србија. У Београду је завршио основну, као 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.

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

Током свог научноистраживачког 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, модела ракета АЛАС и ЛОРАНА, 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 далеководова.

Тренутно у подзвучном аеротунелу Т-35 руководи реализацијом испитивања модела беспилотних летелице средњег долета ПЕГАЗ.

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.

Кандидат Горан Ј. Оцокољић, дипл. инж. маш. прву годину докторских студија уписао је школске 2010/2011. године на Машинском факултету Универзитета у Београду. У циљу реализације програма усавршавања кандидат Горан Ј. Оцокољић, дипл. инж. маш. је положио све испите предвиђене планом и програмом докторских студија са просечном оценом 9.69 (девет и 69/100). Кандидат Горан Ј. Оцокољић, дипл. инж. маш. је аутор више радова објављених у међународним часописима и на међународним конференцијама, од чега је један рад објављен у часопису са СЦИ листе. Основни правац рада кандидата Горан Ј. Оцокољић, дипл. инж. маш., током докторских студија био је експериментално и нумеричко (коришћењем прорачунске динамике флуида и методе коначних запремина) испитивање утицаја рада система за УВП на аеродинамичке карактеристике ракета. Након положених свих испита и испуњених свих осталих обавеза предвиђених Планом и програмом докторских студија на Машинском факултету Универзитета у Београду, као и Програмом усавршавања договореним са потенцијалним ментором кандидат Горан Ј. Оцокољић, дипл. инж. маш. је 02. априла 2014. године Комисији за докторске студије Машинског факултета Универзитета у Београду поднео захтев за пријаву докторске дисертације под радним називом „Утицај рада система управљања вектором потиска вођених ракета на њихове аеродинамичке карактеристике“.

2. ОПИС ДИСЕРТАЦИЈЕ

2.1. Садржај дисертације

Докторска дисертација „Утицај рада система управљања вектором потиска вођених ракета на њихове аеродинамичке карактеристике“, кандидата Горана Ј. Оцокољића, дипл. инж. маш. изложена је на 187 страна.

Дисертација садржи следећих осам поглавља:

1. Увод,
2. Експерименталне инсталације за симулацију рада УВП у аеротунелима,
3. Дефинисање захтева за истраживање у аеротунелу,
4. Експериментално истраживање аеродинамичких карактеристика модела ракете са симулацијом УВП
5. Резултати испитивања модела ракете са симулацијом рада УВП у аеротунелу Т-35,
6. Прорачун аеродинамичких карактеристика методом коначних елемената – CFD симулација,

7. Анализа и верификација резултата истраживања,
8. Закључак и правци даљег истраживања,
и Прилог - Процедура за одређивање аеродинамичких карактеристика модела на основу параметара измерених у аеротунелу.

Дисертација садржи списак од 99 коришћених референци и цитиране литературе на 8 страна. Дисертација има укупно 164 слике и 9 табела.

2.2. Кратак приказ појединачних поглавља

У првом поглављу дисертације, у процесу пројектовања и развоја ракета, указано је на потребу познавања, како, аеродинамичких карактеристика ракете са и без рада ракетног мотора, тако и са радом система за управљање вектором потиска.

У наставку документована је структура струјне слике изазване истицањем суперсоничних бочних млазева у подзвучну струју ваздуха. Разумевање вртложних система основа је и за разумевања убризгавања млаза у слободну струју ваздуха и схватање феноменолошких аспеката утицаја система за УВП код ракета на њихове аеродинамичке карактеристике. Такође, дат је преглед метода управљања вектором потиска код вођених ракета, са акцентом на предности и мане истих, као и оспежна анализа могућности испитивања модела са системом за управљање вектором потиска (УВП) у аеротунелима. Детаљно су анализирани начини управљања код вођених ракета и дата је њихова основна подела. Изнесен је преглед релевантних аеротунелских инсталација и инсталација за одређивање бочних оптерећења млазника у високоразвијеним земљама у свету.

У другом поглављу дисертације дат је детаљан опис инсталације коришћене током истраживања, коју напајују две Вауег-ове компресорске јединице са притиском. Притисак се задаје преко пресостата максимално 270 бара, а поновно укључивање при аутоматском раду, подешено је на 160 бара. Инсталација има комплетну припрему ваздуха са две колоне сушача са управљачким блоковима.

У наставку другог поглавља описан је део инсталације који је пројектован за допрему ваздуха под притиском до аеротунела. За овај део инсталације делом је искоришћена инсталација за регулацију надувавања заптивних црева аеротунела Т-35, као и уравнотежење и блокирања репног држача модела у радном делу аеротунела.

Предмет трећег поглавља дисертације је био детаљно дефинисање свих захтева за испитивање у аеротунелу, а који се тиче проблематике мерења аеродинамичких карактеристика модела са радом система за УВП, и дефинисање методе управљања, геометрије струјног простора, итд. Детаљно су анализирани проблеми репрезентативности, и начини комбиновања аеротунелских тестова и CFD симулације реалних услова лета. Прорачуни на основу класичне РАНС методе показали су да се карактеристике млаза могу адекватно симулирати и веома добро предвидети. Циљеви свих ових анализа били су да се најприкладније дефинише сличност параметра ефеката топлог млаза добијених из CFD симулације са параметрима добијеним у аеротунелским тестовима користећи хладни ваздух под притиском.

У наставку је детаљно описан принцип уношења интерцептора у млаз мотора као метода реактивног управљања, 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.). 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.

У даљем тексту поглавља описан је принцип управљања препрекама, где су изведене све релевантне једначине, како за управљање са једном браном помоћу једног импулса, тако

и примењено управљање са две бране и два импулса. У другом делу овог поглавља приказани су резултати истраживања геометрије млазника у аеротунелу Т-36, где су одређени сви његови параметри: степен експанзије, висина препреке и зазор између препреке и излазног пресека млазника. У даљем тексту на основу унутарбалистичких параметара рада мотора при радном притиску у комори сагоревања, дати су захтеви које је неопходно репродуковати у самом истраживању.

На основу исказаних захтева и услова струјања продуката сагоревања из претходног поглавља, у четвртном је нумеричком симулацијом извршен прорачун свих параметра струјања у инсталацији високог притиска за симулацију рада система УВП.

У четвртном поглављу детаљно је представљено експериментално истраживање аеродинамичких карактеристика модела ракете са симулацијом рада УВП. Описано је аеротунелско постројење, подзвучни аеротунел Т-35 у коме је обављено експериментално истраживање утицаја млаза, представљен је концепт петокомпонентне аероваге за мерење аеродинамичких сила и момената током теста. Аеровага поседује централни канал за истицање ваздуха под притиском, и опсега је 2200 N за бочну и нормалну силу, 120 Nm за момент ваљања, 220 Nm за момент пропињања и момент скретања. Остварена тачност аероваге по мерним компонентама, дефинисана на бази две стандардне девијације, при последњој калибрацији за радни опсег од 100 % пројектованог оптерећења, била је у складу са пројектним критеријумом од 0.2 % пуног опсега.

Развој вођене ракете захтева аеротунелске тестове, који подразумевају израду модела, са којим би се спровели тестови, што је детаљно представљено у трећем одељку четвртог поглавља. Употреба реалне ракете са оригиналним ракетним мотором у аеротунелу није могућа, како због угрожавања безбедности опреме, тако и због корозивности продуката сагоревања. Због тога је пројектован и израђен модел ракете, опремљен инсталацијом за симулацију рада мотора са ваздухом под притиском, као радним флуидом. Модел ракете није поседовао, систем вођења, ракетно гориво, стартни мотор, бојеву главу, упаљач, и др. док је систем управљања изведен на начин прикладан за аеротунелске тестове, без актуатора и серво погона.

У наставку поглавља аутор је детаљно описао комплетну инсталацију, инструментација и начин прикупљања података током теста, начин одређивања параметара струјања, аеродинамичких сила и момента, координатне системе који се користе у обради, неопходне трансформације и начин израчунавања аеродинамичких коефицијената.

Резултати испитивања представљени су у петом поглављу. Аеродинамички коефицијенти, у полувезаном координатном систему, добијени при испитивањима на Маховим бројевима $M=0.1$; 0.2 и 0.3 , и при угловима ваљања 0° и 90° дати су у облику дијаграма.

Метода коначних запремина је вероватно најједноставнија метода за разумевање и програмирање, с обзиром да сви чланови које треба апроксимирати имају физичко значење. Резултати њене примене на истраживање утицаја млаза на аеродинамичке карактеристике приказани су у поглављу шест. Нумеричка симулација струјања извршена је у програмском пакету Флуент 6.0 помоћу софтвера за нумеричку динамику флуида, познатију као CFD (Computational Fluid Dynamics).

У наставку поглавља приказани су резултати нумеричке симулације. Геометрије модела ракете и инсталације високог притиска веома су реално представљене, и само мали број детаља је поједностављен. Хибридна мрежа је коришћена у оба случаја прорачуна. Подешавање мреже обављано је помоћу адаптивне мрежне технике, у зони интеракције између млазева и делова тела модела. Број ћелија је био око 2,6 милиона, што је било сасвим прихватљиво с обзиром на коришћене рачунарске ресурсе. За турбуленцију је одабран стандардни k-ε модел са стандардном зидном функцијом. Флуид је представљен као идеалан гас са константном вредношћу специфичне топлоте при константном притиску, термалне проводљивости, вискозитета и молекулске масе, који одговарају ваздуху на температури 20°C . Нумеричка симулација је извршена у две фазе: прва се односила на струјање у

инсталацији високог притиска за симулацију рада система УВП; друга на аеродинамичку симулацију у аеротунелу Т-35. Резултати прорачуна дати су у облику слика струјања и расподеле статичког притиска око модела и вектора брзине, као и табеларно.

Седмо поглавље бави се укупном експерименталном и CFD валидацијом резултата испитивања модела ракета са и без бочних млазева за симулацију управљања вектором потиска и сходно томе, наводи предности мултидисциплинарног приступа.

Анализа и верификација резултата истраживања извршена је кроз неколико фаза:

- Анализа утицаја на коефицијент нормалне силе и центар потиска,
- Анализа по Маховом броју и масеном протоку,
- Анализа и верификација резултата истраживања кроз поређење са резултатима испитивања у трисоничном аеротунелу Т-38,
- Анализа и верификација резултата истраживања поређењем са резултатима CFD анализе,
- Анализа и верификација резултата аксијалне силе добијене компјутерским прорачуном кроз поређење са резултатима из аеротунела Т-38,
- Анализа резултата мерења базног притиска,
- Прорачун потиска млаза и верификација кроз поређење са резултатима CFD анализе,
- Анализа резултата са хладним ваздухом и врелим продуктима сагоревања,
- Анализа расподеле статичког притиска на моделу на основу резултата CFD анализе.

Прикупљени подаци из истраживања утицаја млаза у аеротунелу Т-35 показују значајне утицаје млаза на летне карактеристике. Уочено је да су највећи ефекти утицаја млаза на резултате мерења на мањим Маховим бројевима. Такође, потврђено је да дефлектујући млаз изазива промену разлике притисака на задњем делу модела ракете, мењајући аеродинамичку силу на крилној секцији, а тиме и момент пропињања. Градијент коефицијента момента пропињања је генерално, мањи за 15% до 40% од вредности коефицијента момента када се не узима утицај млаза. Разлика вредности коефицијента момента у испитивањима са и без издувавања кроз млазнице зависи од Маховог броја и конфигурације модела. Извршена је упоредна анализа резултата испитивања без дејства УВП са резултатима из трисоничног аеротунела Т-38. Добијено је изузетно добро слагање вредности коефицијената нормалне силе, са незнатним одступањима вредности коефицијента момента пропињања.

Експериментална испитивања су потврдила резултате CFD симулација, при чему је добијено јако добро слагање вредности коефицијената нормалне силе и момента пропињања, што показује добар квалитет целокупног процеса мерења аеродинамичких карактеристика.

У истом поглављу извршено је и поређење CFD симулација коефицијента аксијалне силе са резултатима добијеним у аеротунелу Т-38, а урађена је и анализа мерења базног притиска. Генерално, добијени су очекивани резултати са малим одступањима, који се могу прихватити и користити за даљи рад. Такође, на основу мерења у инсталацији за симулацију рада система УВП током испитивања модела ракете на $M=0.2$, при углу ваљања 0° , без интерцептора извршен је прорачун потиска који се ствара током њеног рада. Разматрано је стварно једнодимензионо струјање ваздуха под притиском са трећем о зидове цеви константног попречног пресека. Ради се дакле о изоенергетском струјању код ког је енталпија константна. Резултат тако добијеног прорачуна се одлично слаже са резултатима нумеричке анализе.

У осмом поглављу дисертације изнета је рекапитулација комплетног истраживања и изведен детаљан закључак са критичком анализом на остварене резултате спроведених експерименталних истраживања и нумеричких симулација. Такође, дате су могуће смернице

за даља истраживања из области значајне за ову дисертацију. Истакнут је научни допринос дисертације као и могућност примене добијених резултата у реалним условима. Циљ истраживања у оквиру ове докторске дисертације био је да се унапреди постојећа методологија у фази развоја ракета, као и да се развије нова пнеуматска инсталација за симулацију рада ракетних мотора и управљања вектором потиска. Коришћење исте значајно је унапредило оригиналну методологију пројектовања сложених система УВП код ракета.

3. ОЦЕНА ДИСЕРТАЦИЈЕ

3.1. Савременост и оригиналност

Докторска дисертација „Утицај рада система управљања вектором потиска вођених ракета на њихове аеродинамичке карактеристике“ даје савремен и оригиналан приступ истраживању и анализи утицаја рада система за управљање вектором потиска код ракета на њихове аеродинамичке карактеристике.

Научна оправданост израде ове докторске дисертације се огледа у увођењу нове методологије 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.

Допринос истраживања се огледа у формирању нове, побољшане методологије мерења утицаја рада система УВП, при чему се даје свеобухватан и систематичан приказ новог приступа у дефинисању захтева, начину мерења аеродинамичких карактеристика и тумачењу добијених резултата.

3.2. Осврт на референтну и коришћену литературу

У докторској дисертацији је коришћена обимна и савремена литература из области реактивне контроле, управљања летелица и управљања вектором потиска. Коришћена литература се може поделити на три групе: радови који се баве експерименталним испитивањима карактеристика модела ракета са управљањем вектора потиска, радови који се баве анализом утицаја система управљања вектора потиска на аеродинамичке карактеристике и радови који се баве симулацијом наведених експеримената применом прорачунске динамике флуида и методе коначних запремина. Литература је кандидату послужила као полазна основа за формирање прегледа досадашњих истраживања из области УВП. Самим тим, дат је релевантан приказ тренутног стања у области којој припадају проблеми разматрани у докторској дисертацији. Коришћена научна литература је служила као почетна основа за конципирање дела експерименталних инсталација и нове методологије испитивања, а такође је указала на могуће правце побољшања постојећих и имплементацију софистициранијих нумеричких модела коришћених за симулацију рада УВП.

3.3. Опис и адекватност примењених научних метода

Научне методе које су примењене у поступку реализације научних резултата могу се поделити на две групе: експерименталне методе и нумеричке методе.

Експерименталне методе подразумевају испитивања утицаја млаза ракетних мотора у аеротунелу Т-35. Проучена су постојећа истраживања утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике ракете, као веома битна при прорачуну динамике лета ракете, на основу којих је пројектована инсталација са високим притиском за симулацију рада УВП. Посебно за потребе испитивања пројектована је и израђена петоконпонентна аеровага са централним каналом за пролаз ваздуха за симулацију бочних млазева. Извршено је еталонирање аероваге, са и без притиска у централном каналу и формирана је калбрациона матрица, која је

коришћена у мерењима. У аеротунелу Т-36 извршено је експериментално дефинисање геометрије млазника, избор степена експанзије, ширине процепа и висине препреке. Пројектован је и израђен модел ракете са симулацијом рада УВП, довољно сличан реалном моделу, тако да је ниво упрошћења обезбедио прихватљиву тачност резултата симулација. Извршени су аеротунелски тестови са поменутиим моделом ракете са симулацијом рада система за УВП на принципу урањања препрека у бочне млазеве на Маховим бројевима $M=0.1; 0.2; 0.3$, при угловима ваљања 0° и 90° , са и без рада система и у три позиције брана: бране ван млаза, горње/десне уроњене и доње/леве уроњене. Такође, у аеротунелу Т-38 извршена су компаративна испитивања модела без рада система за УВП, који је послужио за верификацију методологије испитивања у аеротунелу Т-35.

Испитивање коришћењем нумеричког моделирања је извршено је у више фаза. Прву фазу чини нумеричка симулација у инсталацији високог притиска са хладним гасом, другу представља аеродинамичка симулација око модела ракете у аеротунелу Т-35. Аеродинамичким испитивањем модела ракете без рада УВП извршена је верификација CFD симулације и са тако подешеним моделом извршена је нумеричка симулација са радом УВП у оквиру треће фазе. У следећој фази извршен је прорачун за модел са продуктима сагоревања, тј. са радом система УВП са топлим гасом.

Једну од фаза нумеричке симулације чини и верификација струјања у млазнику са различитим степенима експанзије, степена засенчења, као и зазора препреке и излазног пресека, на основу кога је делом верификована и инсталација високог притиска.

3.4. Применљивост остварених резултата

Кандидат Горан Ј. Оцокољић је радом на докторској дисертацији остварио значајне научно-истраживачке резултате са трајном научном вредношћу и практичном применљивошћу у области развоја ракета и ракетних система и анализе утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике.

Спроведено истраживање је из области која је од интереса за развој савремених летелица. Резултати истраживања су обезбедили основу за оцену, како функционалности, и ефикасности система УВП и верификацију добијених резултата кроз поређења, са експериментима из трисоничног аеротунела Т-38, као и са резултатима нумеричке симулације, тако и омогућило свеобухватнији приступ током реализације развојних и истраживачких пројеката различитих врста ракета са реактивним начином управљања.

Оригинални резултати остварени код експерименталних истраживања примењени су за развој и верификацију нумеричког модела. Велики број експериментално испитиваних случајева омогућио је стварање јединствене базе података о утицају рада система УВП на аеродинамичке карактеристике, што је обезбедило могућност fine калибрације предложеног оригиналног нумеричког модела, као и његову високу поузданост.

Ново развијени и верификовани нумерички модел је интензивно примењиван при испитивању аеродинамичких и перформансних карактеристика модела са симулацијом рада УВП и указао је на добро пројектовану инсталацију и изабрану методологију експерименталних мерења. Резултати нумеричке симулације потврђени су у бројним експерименталним испитивањима.

3.5. Оцена достигнутих способности кандидата за самостални научни рад

Кандидат је током израде дисертације показао способност самосталног извођења научно-истраживачких пројеката, као и способност решавања сложених техничких проблема применом савремених научно-истраживачких метода. Велико радно искуство у области експерименталног испитивања и нумеричке симулације утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике вођених ракета пружају основу за даљи квалитетан самосталан научно-истраживачки рад.

4. ОСТВАРЕНИ НАУЧНИ ДОПРИНОС

4.1. Приказ остварених научних доприноса

Научни допринос ове дисертације је остварен у:

- Унапређењу експерименталне инсталације и експерименталног поступка одређивања карактеристика модела са симулацијом рада система за управљање вектором потиска. Основна претпоставка од које се пошло у дисертацији је да је могуће 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, извршити дефинисање поузданог модела за одређивање утицаја рада УВП на аеродинамичке карактеристике ракете, који ће унапредити инжењерску праксу.
- Стварању јединствене научне базе података, коришћењем расположивих експерименталних резултата из испитивања модела ракета са и без рада система УВП. Научни допринос наведене базе података се посебно огледа у новим подацима о утицају бочних млазева у подзвучној струји на аеродинамичке карактеристике вођених ракета, с обзиром да у релеватној научној литератури постоји недостатак систематизованих резултата у тој области испитивања.
- Оригиналном концепту испитивања и развоју метода истраживања утицаја рада УВП, при коме је усвојен јасан научни критеријум коефицијента утицаја УВП, тј. односа аеродинамичких коефицијента аеродинамичких сила и момента са и без утицаја млаза. Такође, усвојен је и одговарајући коефицијент утицаја на центар потиска.
- Оригиналном прилазу у фази одређивања утицаја различитих геометријских и аеродинамичких конфигурација млазника на карактеристике струјања у њима.
- Развоју и имплементацији нове методологије у фази пројектовања и развоја вођених ракета, које укључују комбиновање експерименталних истраживања са нумеричким симулацијама услова испитивања који се у експериментима не могу остварити.
- Посебно је потребно истаћи научни искорак начињен на пољу моделирања сложених феномена помоћу рачунара, с обзиром на чињеницу да су структурни модели до сада коришћени само за одређивање улазних података за једноставније емпиријске моделе. Научни допринос коришћења CFD пакета огледа се и у чињеници да, за разлику од једноставнијих емпиријских модела, структурни модели не захтевају додатна експериментална мерења за одређивање кинематских параметара. На овај начин се могу постићи значајне уштеде како у експерименталној опреми тако и у времену испитивања.
- Оригиналnoj методологији аеродинамичке оптимизације која је коришћена у току испитивања. Наведени методолошки приступ заснива се на међусупрези нумеричких и експерименталних испитивања, у току саме оптимизације и развоја метода истраживања УВП, при чему је поузданост модела експериментално проверена и потврђена, док је развијени модел коришћен за добијање неопходних података који се не могу одредити експерименталним испитивањима.

4.2. Критичка анализа резултата истраживања

На основу прегледа релевантне научне литературе и сагледавања постојећих решења из области докторске дисертације, констатујемо да су резултати истраживања у тези значајни и да су применљиви у пракси. Истовремено, на основу увида у задате циљеве истраживања и резултате представљене у докторској дисертацији, можемо закључити да су пружени одговори на сва релевантна питања и решени сви проблеми са којима се кандидат сусрео у току истраживања.

Установљене чињенице истраживања су корак напред и воде ка унапређењу постојећих резултата истраживања утицаја рада система за управљање вектором потиска на аеродинамичке карактеристике вођених ракета, а пре свега употпуњавају податка о анализи утицаја бочних млазева.

Развијени комплексни нумерички модел поседује велику применљивост с обзиром да је конципиран за симулацију УВП у различитим радним условима и интензивно верификован лабораторијским експерименталним испитивањима. Значајно је истаћи да је поменути нумерички модел интензивно коришћен при развоју инсталације високог притиска за симулацију рада УВП.

4.3. Верификација научних доприноса

Радови објављени у научним часописима међународног значаја

- **Радови у врхунским међународним часописима (M22):**

1. **G.Ocokoljić**, B. Rašuo, A. Bengin, Aerodynamic shape optimization of guided missile based on wind tunnel testing and CFD simulation, Thermal Science Journal: 2015. doi: 10.2298/TSCI150515184O, ISSN 2334-7163, na SCI, **IF 1.222**,

- Радови у међународним часописима (M24):

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., Damljanović.: *Testing of the AGARD B calibration model in the T-35 wind tunnel*, FME Transactions, Vol 42, No 3, 2014, Beograd, pp. 208 - 215.

- Радови у водећим националним часописима (M51):

1. Linić, S., Ristić, S., Stefanović, Z., Kozic, M., **Ocokoljić G.**, *Experimental and Numerical Study of Super-Critical Flow Around the Rough Sphere*, Scientific Technical Review, Vol.65, No.2, pp.11-19, 2015.

Зборници међународних скупова

- **Саопштење са међународног скупа штампано у целини (M33)**

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.**, Samardžić, M. and Vitić, A. "Testing of the Anti-Tank Missile Model with Lateral Jets," *47th International Symposium of Applied Aerodynamics*, Paris, 26-28 March 2012

3. **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
4. 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
5. D. Damljanović, Đ.Vuković, **G. Ocokoljić**, B. Rašuo, J.Isaković, **G.**, “Measurement Accuracy of Flow-Field Parameters in a Supersonic Wind-Tunnel Environment”, paper ID_096, Proceedings of the 6th International Scientific Conference on Defensive Technologies, OTEH 2014, ISBN 978-86-81123-71-3, 9-10 October 2014, Belgrade, Serbia, pp.32-37,
6. **G. Ocokoljić**, D. Damljanović, B. Rašuo, J.Isaković, Đ.Vuković,, “Testing of Standard Models in the Large-Subsonic Wind-Tunnel Facility of VTI”, paper ID_098, Proceedings of the 6th International Scientific Conference on Defensive Technologies, OTEH 2014, ISBN 978-86-81123-71-3, 9-10 October 2014, Belgrade, Serbia, pp.38-43
7. D. Damljanović, Đ.Vuković, **G. Ocokoljić**, “Standard models in the Experimental Aerodynamics Laboratory of VTI”, Proceedings of the 47th International Symposium of Applied Aerodynamics, March 26th – 28th, 2012, Paris, France, Proceedings on Memory Stick, Paper ID: FP48-2012-damljanovic,
8. D. Damljanović, **G. Ocokoljić**, B. Rašuo, “Standard AGARD-B wind-tunnel model testing in VTI“, 6th european conference for aeronautics and space sciences (EUCASS), Paper number: 548, 29 June - 3 July, 2015 - Krakow (Poland)

Техничка и развојна решења

- **Критичка евалуација података, база података, приказани детаљно као део међународних пројеката, публиковани као интерне публикације или приказани на Интернету**
 1. **Г. Оцокољић**, М. Самарџић, З. Анастасијевић, Д. Ћурчић, Д. Дамљановић, Ђ. Вуковић, Б. Илић, Пнеуматска инсталација високог притиска за симулацију рада система управљања вектором потиска модела ракета у аеротунелу, Техничко решење у категорији ново лабораторијско постројење, Интерна публикација у поступку усвајања, Војнотехнички институт, Београд, Сектор за експерименталну аеродинамику и прототипове, 12 страна.
 2. З. Анастасијевић, М. Самарџић, Д. Маринковски, Ј. Исаковић, Д. Ћурчић, **Г. Оцокољић**, Д. Дамљановић, З. Рајић, “Еластични систем за динамичка мерења”, Техничко решење у категорији битно побољшано експериментално постројење, решење бр: Инт.бр. 01/251-193, 12.12.2013.година, Војнотехнички институт, Београд
 3. Ђ. Вуковић, Б. Илић, М.Милосављевић, Ј. Исаковић, Д. Ћурчић, **Г. Оцокољић**, Д. Дамљановић, Механизам за промену угла ваљања држача модела у аеротунелу са надпритиском, Техничко решење у категорији ново лабораторијско постројење, интерна публикација инт.бр. 01/94-168 од 17.06.2015. године, Војнотехнички институт, Београд
 4. Д. Ћурчић, З. Анастасијевић, М. Самарџић, Д. Маринковски, З.Бурзић, **Г. Оцокољић**, Држач модела са језгром од тврдог метала за испитивање у аеротунелу великих брзина са надпритиском, Техничко решење у категорији битно побољшано експериментално постројење, решење бр: Инт.бр. 01/94-255, 05.10.2015.година, Војнотехнички институт, Београд

5. ЗАКЉУЧАК И ПРЕДЛОГ

Докторска дисертација под називом „УТИЦАЈ РАДА СИСТЕМА УПРАВЉАЊА ВЕКТОРОМ ПОТИСКА ВОЂЕНИХ РАКЕТА НА ЊИХОВЕ АЕРОДИНАМИЧКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ“, кандидата Горана Оцокољића, дипл. инж. маш., садржи савремен и оригиналан научни допринос, који омогућава целовиту анализу разматраних проблема у вези са експерименталним и нумеричким одређивањем утицаја рада система за управљање вектором потиска на аеродинамичке карактеристике модела вођених ракета. На основу онога што је приказано у докторској дисертацији и чињенице да је анализирана проблематика изузетно актуелна, са задовољством се констатује да је кандидат Горан Оцокољић, дипл. инж. маш., студент докторских студија успешно завршио докторску дисертацију у складу са предвиђеним предметом и постављеним циљевима. Кандидат је дошао до оригиналних научних резултата, који су и верификовани, што им обезбеђује широку примену у области експерименталног испитивања и нумеричког моделирања утицаја рада система управљања вектором потиска на аеродинамичке карактеристике модела ракета.

На основу прегледа докторске дисертације од стране Комисије за оцену и одбрану докторске тезе под називом „УТИЦАЈ РАДА СИСТЕМА УПРАВЉАЊА ВЕКТОРОМ ПОТИСКА ВОЂЕНИХ РАКЕТА НА ЊИХОВЕ АЕРОДИНАМИЧКЕ КАРАКТЕРИСТИКЕ“, кандидата Горана Оцокољића, дипл. инж. маш., са задовољством се констатује да је урађена докторска дисертација написана према свим стандардима у научно-истраживачком раду, као и да испуњава све услове предвиђене Законом о високом образовању и Статутом Машинског факултета у Београду. Комисија предлаже Наставно-научном већу Машинског факултета у Београду да Извештај прихвати, дисертацију стави на увид јавности и упуту извештај на коначно усвајање Већу научних области техничких наука Универзитета у Београду и да се након тога кандидат позове на јавну одбрану.

У Београду 22. 03. 2016. год.

ЧЛАНОВИ КОМИСИЈЕ

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

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

.....
Проф. др Момчило Милиновић, Машински факултет
Универзитета у Београду

.....
Др Јован Исаковић, виши научни сарадник,
Техникум Таурунум - ВИШСС Београд-Земун

.....
Др Дијана Дамљановић, научни сарадник,
Војнотехнички институт, Београд