

ВЕЋУ ДОКТОРСКИХ СТУДИЈА

Предмет: Реферат о урађеној докторској дисертацији кандидата **Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi)**, маг. инж. маш.

Одлуком Наставно-научног већа Машинског факултета Универзитета у Београду број 122/1 од 18.01.2024. године, именовани смо за чланове Комисије за преглед, оцену и одбрану докторске дисертације кандидата Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi), маг. инж. маш, под насловом

Design and optimization of dual-propellant grains of solid rocket motors

(Пројектовање и оптимизација двокомпонентних погонских пуњења ракетних мотора са чврстом погонском материјом)

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

ИЗВЕШТАЈ

1. УВОД

1.1 Хронологија одобравања и израде дисертације

Кандидат Мохамед Алазизи (Mohammed Alazeezi), маг. инж. маш, уписао се на Докторске студије на Универзитету у Београду – Машинском факултету школске 2017/2018. године. У складу са дефинисаним планом студија и програмом усавршавања, кандидат је са просечном оценом 10,00 (десет) положио све предмете и одбранио пројекат идеје докторске дисертације. На основу захтева кандидата бр. 793/1 од 11.06.2020. године да му се одобри израда докторске дисертације, Наставно-научно веће Универзитета у Београду – Машинског факултета је на седници одржаној 09.07.2020. године донело Одлуку бр. 793/3 да се прихвати тема докторске дисертације кандидата **Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi)** под називом **Пројектовање и оптимизација двокомпонентних погонских пуњења ракетних мотора са чврстом погонском материјом (Design and optimization of dual-propellant grains of solid rocket motors)**, а на седници од 27.08.2020. године донело Одлуку бр. 793/5 о заснованости теме и испуњености услова за израду дисертације. За ментора дисертације именован је проф. др Предраг Елек, Одлуком бр. 793/2 Наставно-научног већа Машинског факултета од

09.07.2020. године. Веће научних области техничких наука Универзитета у Београду је донело Одлуку бр. 61206-2728/2-20 од 28.09.2020. године, којом се даје сагласност на предлог теме докторске дисертације **Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi)** под називом **Пројектовање и оптимизација двокомпонентних погонских пуњења ракетних мотора са чврстом погонском материјом (Design and optimization of dual-propellant grains of solid rocket motors).**

На основу обавештења ментора да је кандидат завршио израду дисертације и предлога Катедре за системе наоружања бр. 2134/1 од 29.12.2023. године, Наставно-научно веће Универзитета у Београду – Машинског факултета, је на седници одржаној 18.01.2024. године донело Одлуку бр. 122/1 којом се именују чланови Комисије за преглед, оцену и одбрану докторске дисертације кандидата Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi), у саставу:

- др Александар Симоновић, редовни професор, Универзитет у Београду - Машински факултет
- др Александар Миливојевић, ванредни професор, Универзитет у Београду - Машински факултет
- др Саша Живковић, научни сарадник, Војнотехнички институт.

1.2 Научна област дисертације

Докторска дисертација Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi) под насловом "Пројектовање и оптимизација двокомпонентних погонских пуњења ракетних мотора са чврстом погонском материјом" ("Design and optimization of dual-propellant grains of solid rocket motors"), припада научној области Техничких наука – Машинско инжењерство, ужа научна област Војно машинство – системи наоружања, за коју је Машински факултет Универзитета у Београду матичан. Ментор ове докторске дисертације, са компетенцијама из одговарајуће научне области, је др Предраг Елек, редовни професор (22 рада, 271 цитат и h-index 8, извор Scopus) са Катедре за системе наоружања Машинског факултета Универзитета у Београду.

1.3 Биографски подаци о кандидату

Мохамед Алазизи (Mohammed Alazeezi) је рођен 24.09.1990. године у граду Ал Аин (Al Ain) у Уједињеним Арапским Емиратима (УАЕ). У родном граду је завршио основну и средњу школу. У току друге године средњошколског образовања добио је стипендију за Летњу школу у Сиднеју, Аустралија, где је успешно похађао више курсева. Искуство у Сиднеју мотивисало га је да заврши средњу школу са изванредним успехом, што му је даље омогућило да добије стипендију за основне студије у САД.

На Аеронаутички универзитет Ембри-Ридле (Embry-Riddle Aeronautical University) са седиштем у Дејтона Бичу на Флориди уписао се 2010. године, а четворогодишње основне академске студије је завршио 2014. године. Изабрао је усмерење Аерокосмотехника (Aerospace Engineering), са ужом облашћу Погон летелица. У току четири године школовања, стекао је фундаментална знања из домена механике и аерокосмотехнике која су га квалификовала да започне каријеру у овој области. Дипломски пројекат у завршној години студија био је "Пројектовање погонског система на принципима нуклеране фузије" који је радио тим од четири студента. Овај систем је пројектован за погон борбеног авиона типа ХВ-70.

Неколико месеци после дипломирања, Мохамед Алазизи запошљава се као инжењер у области

пропулзије у компанији Emirates Advanced Research & Technology (EARTH) у Абу Дабију (Abu Dhabi), УАЕ. После ангажовања на више пројеката, 2015. године добија прилику да настави усавршавање кроз мастер студије на Универзитету у Београду – Машинском факултету. На модулу за Системе наоружања успешно дипломира 2017. године са средњом оценом 9.45. Савладани програм му је помогао да значајно унапреди знање у домену система наоружања, посебно вођених ракета. Тема мастер рада је била "Пројектовање ракетних мотора са двостепеном кривом потиска" ("Design of dual thrust rocket motors"). Рад је резултирао развојем комплексног програма за одређивање свих неопходних параметара мотора специфичне конфигурације, тако да буду задовољени постављени захтеви у погледу калибра и профила потиска.

Ангажовање на мастер раду, сагледавање могућности за унапређење добијених резултата, као и подршка компаније, допринели су одлуци да настави усавршавање на докторским студијама. На Докторске студије на Машинском факултету у Београду се уписује 2017. године и дефинише програм студија који у фокусу поново има погон ракета са применама у системима наоружања. У току студија учествовао је на више пројеката и објавио је два рада на међународним конференцијама.

Поред ангажовања у научноистраживачком раду на факултету, прошао је и кроз више обука у компанији EDePro у Београду, које су биле везане за стицање практичних знања и вештина повезаних са одговарајућим развојним пројектима. Актуелна истраживачка интересовања усмерена су на развој софтвера за пројектовање и оптимизацију ракетних мотора са чврстом погонском материјом. Мохамед Алазизи је запослен на позицији вишег инжењера за област погона у компанији Halcon, са седиштем у Абу Дабију.

2. ОПИС ДИСЕРТАЦИЈЕ

2.1 Садржај дисертације

Докторска дисертација кандидата Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi) под насловом "Пројектовање и оптимизација двокомпонентних погонских пуњења ракетних мотора са чврстом погонском материјом" ("Design and optimization of dual-propellant grains of solid rocket motors"), написана је на енглеском језику на укупно 78 страна и садржи 53 слике, 5 табела, 60 литературних навода и прилог (Биографија аутора, Изјава о ауторству, Изјава о истоветности штампане и електронске верзије докторског рада и Изјава о коришћењу).

Докторска дисертација се састоји од следећих поглавља:

1. Увод (Introduction)
2. Анализа сагоревања чврстог погонског пуњења (Burnback analysis)
3. Састав чврстих погонских материја (Propellants compositions)
4. Експериментално истраживање (Experimental work)
5. Резултати и анализа (Results and analysis)
6. Закључци (Conclusions)

Осим наведеног, докторска дисертација садржи странице са подацима о ментору и члановима Комисије, кратак резиме дисертације на српском и енглеском језику, садржај, списак слика и списак табела, као и номенклатуру и захвалнице.

2.2 Кратак приказ појединачних поглавља

У уводном поглављу укратко су представљени фундаментални принципи ракетног погона, као и конструкција и принципи рада ракетних мотора са чврстом погонском материјом. Поред тога, указано је на значај избора геометрије чврстог погонског пуњења и еволуције површине сагоревања у току рада ракетног мотора. Приказани су најзначајнији, често коришћени облици погонског пуњења и њихове квантитативне карактеристике. Дефинисани су најважнији карактеристични параметри, као и параметри перформанси ракетног мотора (потисак, специфични импулс, брзина сагоревања, температурска осетљивост, степен ширења млазника, итд). Образложена је мотивација за истраживање двокомпонентних погонских пуњења у циљу добијање неутралне зависности потисак – време применом упрошћених геометријских конфигурација. Уводно поглавље закључено је представљањем методолошког приступа истраживању.

У другом поглављу разматрана је промена горуће површине двокомпонентног чврстог погонског пуњења. При томе су размотрене две специфичне, иновативне геометријске конфигурације погонског пуњења. Прва конфигурација подразумева цилиндричну геометрију са сложеном, степенастом контактном површином између две погонске материје. Ракетни мотор са оваквом конфигурацијом је произведен и експериментално испитан. Друга конфигурација представља унапређење изворног облика увођењем континуалне граничне површине између погонских материја различитих брзина сагоревања. Геометријском анализом сложених површина које настају у процесу сагоревања двокомпонентног погонског пуњења, формиран су аналитички модели који омогућавају одређивање укупне површине сагоревања. Реч је о вишефазним, параметарским моделима који су имплементирани кроз програмско решење на софтверској платформи Matlab.

Треће поглавље дисертације односи се на анализу примењених погонских материја, њиховог састава и карактеристика одговарајућих гасовитих продуката сагоревања. После кратког прегледа референтних литературних података, анализа је фокусирана на композитне погонске материје које имају најбоље енергетске карактеристике. Дати су релевантни параметри два изабрана компатибилна састава који се значајно разликују у брзини сагоревања. Ови параметри коришћени су у прорачунима перформанси ракетних мотора са двокомпонентним погонским пуњењем.

Експериментални део истраживања приказан је у четвртном поглављу. У овом делу указано је на особености статичког испитивања ракетних мотора. Представљена је припрема мотора за испитивање и дате су карактеристике коришћене опреме. Извршена су мерења два најзначајнија параметра мотора: радног притиска у комори ракетног мотора и генерисаног потиска. Мерења су обављена за три карактеристичне температуре употребе: нормалну амбијенталну температуру (15°C), као и екстремне вредности које подразумевају најнижу температуру од -40°C и највишу температуру употребе од 50°C. Резултати ових мерења су приказани у наредном поглављу у контексту поређења са прорачунским резултатима.

У петом поглављу приказани су добијени резултати засновани на развијеном аналитичком моделу. Ови резултати се односе на промене горуће површине, масеног протока и брзине сагоревања у функцији времена рада ракетног мотора. Све поменуте величине одређене су за три карактеристичне температуре употребе. Показано је да промене разматраних величина одговарају очекиваном, приближно неутралном режиму рада ракетног мотора. Поред тога,

показано је да су остварене веома блиске вредности разматраних параметара за изворну геометријску конфигурацију и унапређену, оптимизовану геометрију двокомпонентног погонског пуњења. Посебна пажња посвећена је анализи и поређењу прорачунских резултата за притисак у комори мотора и остварени потисак са експерименталним резултатима. Степен подударана моделских и експерименталних резултата за све три разматране температуре употребе представља потврду ваљаности развијеног прорачунског модела. Додатно, указано је и на слагање прорачунских резултата за оптимизовану геометријску конфигурацију са вредностима притиска и потиска за изворну геометрију пуњења, што упућује на могућност даљег унапређења конструкције пуњења у циљу добијања повољнијих решења са аспекта израженије неутралности и елиминисања "тестерастих" временских зависности притиска и потиска.

У последњем, шестом поглављу, дат је сажет приказ рада, изложени су основни резултати и закључци ове докторске дисертације и предложене су смернице за будућа истраживања у овој области.

3. ОЦЕНА ДИСЕРТАЦИЈЕ

3.1 Савременост и оригиналност

Докторска дисертација докторанда Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi) под насловом "Пројектовање и оптимизација двокомпонентних погонских пуњења ракетних мотора са чврстом погонском материјом" ("Design and optimization of dual-propellant grains of solid rocket motors"), представља савремен и оригиналан научни рад у области ракетног погона, односно пројектовања чврстих погонских пуњења ракетних мотора. Специфичност захтева који се постављају пред пројектанта ракетног мотора, првенствено у погледу захтеване зависности потисак-време, али и допунских ограничења (нпр. термозаштита коморе, дужина пуњења, одсуство ерозивног сагоревања и сл.), често условљава потребу креирања нове, оригиналне геометријске конфигурације погонског пуњења. То је домен у коме истраживачка креативност долази до изражаја и који представља веома плодно тло за нова решења и научне доприносе. Развој нових, композитних погонских материја, уз нове технологије производње погонских пуњења, омогућава формирање пуњења које се састоји од две компатибилне погонске материје. Чињеница да ове погонске материје могу имати контролисане вредности густине и брзине сагоревања, отвара нове могућности за пројектовање погонских пуњења жељених карактеристика. У том контексту, основни циљ истраживања је сагледавање могућности пројектовања и оптимизације нових геометријских конфигурација погонских пуњења која се састоје од две погонске материје. Посебно је интересантна могућност реализације пуњења које обезбеђује приближно неутрално сагоревање, тј. константне вредности притиска у комори и генерисаног потиска. При томе је циљ остваривање једноставне „спољашње“ геометрије пуњења са цилиндричном шупљином у којој се одвија сагоревање. Основни проблем у овом случају је одређивање облика граничне, односно контактне површине између две коришћене погонске материје. Кандидат је понудио оригинално решење конструкције двокомпонентног пуњења и развио одговарајући математичко-физички модел који описује сагоревање овог пуњења, као и прорачун свих релевантних унутрашњемобалистичких вредности и параметара перформанси ракетног мотора. Поређење резултата прорачуна и обављених

експерименталних истраживања показује веома добро подударање. Развијена методологија и представљени приступ пројектовању двокомпонентних погонских пуњења могу се применити на различите типове ракетних мотора у погледу димензија, режима рада, коришћених погонских материја и сл. Оригиналност предложеног приступа и модела развијених у оквиру докторске дисертације потврђује и научни рад објављен у релевантном међународном часопису.

3.2 Осврт на референтну и коришћену литературу

Током израде докторске дисертације кандидат је подробно истражио постојећу релевантну литературу која се односи на област пројектовања чврстих погонских пуњења ракетних мотора, што је резултовало листом од укупно 60 библиографских референци. Део референци послужио је као основа за преглед фундаменталних аспеката, приказ досадашњих истраживања и постојећег стања у разматраној области. Основне дефиниције кључних параметара перформанси ракетног мотора, неопходне да се формулише модел који представља суштину докторске дисертације, преузете су из наведених референци. Остале референце послужиле су као основа за развој нове геометријске конфигурације погонског пуњења и њено моделирање. Изузев фундаменталне литературе и одређених референци важних за развој предметне области истраживања, већина библиографских извора је новијег датума што указује на савременост и актуелност истраживане теме. На основу обима и разноврсности коришћене литературе може се закључити да је кандидат имао темељан увид у досадашње резултате истраживања у разматраној области и квалитетну основу за сопствени истраживачки допринос.

3.3 Опис и адекватност примењених научних метода

У раду на докторској дисертацији коришћене су следеће научне методе истраживања:

- Анализа литературних извора, систематизација претходних сазнања, као и постојећих геометријских конфигурација погонских пуњења за ракетне motore са чврстом погонском материјом,
- Аналитичко моделирање појава везаних за сагоревање погонског пуњења, одређивање површине сагоревања, као и осталих релевантних унутрашњебалистичких параметара и параметара перформансе ракетног мотора,
- Експериментални метод - мерење основних карактеристика (притисак у комори, генерисани потисак) ракетног мотора са двокомпонентном погонском материјом,
- Поређење аналитички добијених предиктивних резултата са измереним вредностима параметара, уз верификацију и валидацију предложених модела.

Наведене методе су током истраживања примењене на адекватан начин, а предложени аналитички предиктивни модели су експериментално верификовани.

3.4 Применљивост остварених резултата

Резултати истраживања остварени у оквиру докторске дисертације имају научни, стручни и практични, односно апликативни значај у домену пројектовања чврстих двокомпонентних погонских пуњења ракетних мотора. Тема докторске дисертације везана је за побољшање карактеристика чврстог погонског пуњења ракетног мотора кроз унапређење геометријске

конфигурације увођењем двокомпонентног погонског пуњења. Дакле, полазна идеја и основна хипотеза истраживања уско су повезане са практичним применама добијених резултата. У раду је потврђена полазна хипотеза да је могуће пројектовати цилиндрично двокомпонентно пуњење са централном цилиндричном шупљином у којој се одвија сагоревање, при чему се обезбеђује приближно неутрална крива потиска. Показано је да је могуће реализовати различите граничне, односно контактне површине између две погонске материје, које обезбеђују поменута својства мотора. Теоријски модел који описује сагоревање двокомпонентног погонског пуњења потврђен је резултатима експеримената. Стога је јасно да је предложени приступ пројектовању двокомпонентних погонских пуњења могуће прилагодити конкретним техничким захтевима и применити у различитим типовима ракетних мотора са чврстом погонском материјом.

3.5 Оцена достигнутих способности кандидата за самостални научни рад

Кандидат Мохамед Алазизи (Mohammed Alazeezi) је кроз реализацију ове докторске дисертације недвосмислено доказао способност за самостално спровођење научноистраживачког рада. У оквиру рада на дисертацији показао је систематичност при прегледу релевантних савремених истраживања, инвентивност при формилисању основне хипотезе, као и упорност и научну строгост при формирању сопственог математичко-физичког модела. Такође је квалитетно спровео и експериментални део истраживања. На објективан начин је извршио анализу и поређење одговарајућих резултата и извео релевантне закључке. Поред тога, кандидат је успешно представио и публиковао сопствена истраживања.

4. ОСТВАРЕНИ НАУЧНИ ДОПРИНОС

4.1 Приказ остварених научних доприноса

Оригинални научни допринос кандидата Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi) и његове докторске дисертације под насловом "Пројектовање и оптимизација двокомпонентних погонских пуњења ракетних мотора са чврстом погонском материјом" ("Design and optimization of dual-propellant grains of solid rocket motors") огледа се у развоју иновативне концепције двокомпонентног погонског пуњења специфичне геометрије, уз формирање комплексног аналитичког модела који описује сагоревање двокомпонентних погонских пуњења ракетног мотора. Овај допринос је садржан у поглављу 2 (стр. 27-35) и поглављу 5 (стр. 45-62) дисертације и објављен у раду [1] категорије M23 у часопису *Thermal Science*, који је доступан на е-адреси <https://doi.org/10.2298/TSCI210604290A> на коме је кандидат први аутор и једини докторанд.

Поред тога, значајан стручни допринос дисертације представља формирање свеобухватног модела и одговарајућег програма за рачунар (Прилог 7.1) који омогућава одређивање свих релевантних карактеристичних величина ракетног мотора са двокомпонентним погонским пуњењем, укључујући и прорачун параметара перформансе.

4.2 Критичка анализа резултата истраживања

После анализе релевантне савремене литературе и постојећих резултата и решења у разматраној области докторске дисертације, Комисија констатује да су остварени резултати

истраживања кандидата Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi) научно утемељени и значајни. Сагледавањем постављених циљева истраживања, полазних хипотеза и остварених резултата приказаних у докторској дисертацији, констатујемо да је кандидат успешно реализовао истраживање, потврђујући постављену хипотезу, уз формирање одговарајућег аналитичког модела.

Геометријска конфигурација је кључно својство погонског пуњења јер она дефинише површину сагоревања и еволуцију ове површине у току рада ракетног мотора, као и дебљину свода пуњења, односно време сагоревања. На тај начин, геометрија погонског пуњења одређује промену радног притиска у комори сагоревања и коначно, контролише главни параметар перформансе ракетног мотора – зависност потиска од времена. Разматрање двокомпонентних чврстих погонских пуњења отвара нове могућности у пројектовању, при чему је са релативно једноставним геометријским конфигурацијама оваквих погонских пуњења могуће остварити типичне техничке захтеве, као што су неутрална крива потиска, задовољавајућа термичка заштита зидова коморе, структурни интегритет погонског пуњења, могућност контроле ерозивног сагоревања и сл. Понуђена решења која се односе на профилисање контактне површине између две погонске материје, као и одговарајући модели који симулирају рад ракетног мотора са овим типом пуњења представљају оригиналан допринос науци, који је могуће адаптирати за различите техничке захтеве, односно типове ракетних мотора.

4.3 Верификација научних доприноса

У следећим научним радовима су верификовани научни доприноси предметне докторске дисертације:

Категорија М23

- [1] Alazeezi, M., Popović, N., Elek, P.: Two-component propellant grain for rocket motor: Combustion analysis and geometric optimization, Thermal Science, Vol. 26, No. 2, 2022, pp. 1567-1578. IF(2022)=1.7, 79/63 (Thermodynamics)
<https://doi.org/10.2298/TSCI210604290A>

Категорија М33

- [2] Alazeezi, M., Elek, P.: Analytical and numerical burnback analysis of end burner grain with cylindrical cavity, 8th International Scientific Conference on Defensive Technologies OTEH 2018, Belgrade, Serbia, 11-12 October 2018, pp. 184-188.
- [3] Alazeezi, M., Elek, P.: Nozzle optimization of dual thrust rocket motor, in: New Technologies, Development, and Application II, Lecture Notes in Networks and Systems, volume 76, Ed: Isak Karabegović, ISBN 978-3-030-18071-3, Springer, pp. 468-477, 2019.
https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-030-18072-0_54

Категорија М34

- [4] Alazeezi, M., Elek, P.: Nozzle optimization of dual thrust rocket motor, Proceedings of 5th International Conference "New Technologies, Development, and Application NT-2019", Sarajevo, Bosnia and Hercegovina, June 27-29, 2019, Ed: I. Karabegović, Z. Haznadar, S. Pašić, p. 31 (abstract)

5. ЗАКЉУЧАК И ПРЕДЛОГ

На основу прегледа и детаљне анализе докторске дисертације под називом "Пројектовање и оптимизација двокомпонентних погонских пуњења ракетних мотора са чврстом погонском материјом" ("Design and optimization of dual-propellant grains of solid rocket motors") кандидата Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi), маг. инж. маш., студента докторских студија, Комисија за преглед, оцену и одбрану докторске дисертације констатује:

- да урађена докторска дисертација представља оригинални научни рад са научним доприносом у области Техничких наука – Машинско инжењерство, ужа научна област Војно машинство – системи наоружања,
- да је написана у складу са свим стандардима за научноистраживачке радове и
- да испуњава све услове предвиђене Законом о високом образовању, и да је у складу са Статутом и Правилником о Докторским студијама Машинског факултета Универзитета у Београду.

На основу резултата и закључака приказаних у докторској дисертацији, Комисија констатује да је кандидат Мохамед Алазизи (Mohammed Alazeezi), успешно завршио докторску дисертацију у складу са предвиђеним предметом и постављеним циљевима истраживања.

Имајући у виду наведено, Комисија предлаже Наставно-научном већу Универзитета у Београду - Машинског факултета да се докторска дисертација под називом "**Пројектовање и оптимизација двокомпонентних погонских пуњења ракетних мотора са чврстом погонском материјом**" ("Design and optimization of dual-propellant grains of solid rocket motors") кандидата **Мохамеда Алазизија (Mohammed Alazeezi)**, маг. инж. маш., студента докторских студија, прихвати, изложи на увид јавности и упути на коначно усвајање Већу научних области техничких наука Универзитета у Београду.

У Београду, 22.01.2024.

ЧЛАНОВИ КОМИСИЈЕ

др Александар Симоновић, редовни професор
Универзитет у Београду - Машински факултет

др Александар Миливојевић, ванредни професор
Универзитет у Београду - Машински факултет

др Саша Живковић, научни сарадник
Војнотехнички институт, Београд