

Факултет Машински

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ

652/5

(Број захтева)

Веће научних области техничких наука(Назив већа научне области коме се захтев
упућује)11.07.2024.

(Датум)

ЗАХТЕВ**за давање сагласности на одлуку о прихватању теме докторске дисертације и
о одређивању ментора**

Молимо да, сходно члану 47. ст. 5. тач. 3. Статута Универзитета у Београду ("Гласник Универзитета", број 186/15-пречишћени текст и 189/16), дате сагласност на одлуку о прихватању теме докторске дисертације:

Унапређење нумеричке методе за одређивање аеродинамичких коефицијената и дериватива стабилности летелица

(пун назив предложене теме докторске дисертације)

НАУЧНА ОБЛАСТ

Машинство, Ваздухопловство

ПОДАЦИ О КАНДИДАТУ:

- Име, име једног од родитеља и презиме кандидата:
Мр Чедомир (Љубиша) Костић
- Претходно образовање (назив и седиште факултета, студијски програм):
Универзитет у Београду - Машински факултет, Београд
- Година завршетка претходног нивоа студија: 2001.
- Година уписа на докторске студије: 2021.
- Назив студијског програма докторских студија: Машинско инжењерство

ПОДАЦИ О МЕНТОРУ:

Име и презиме ментора: Александар Бенгин

Звање: редовни професор

Списак радова који квалификују ментора за вођење докторске дисертације:

1. Grujić R, Mladenović N, Bengin A, Vorotović G, Dong L, Atluri S, *Meshless Fragile Points Method (FPM) in a 2D and 3D potential compressible subsonic fluid flow*, Engineering Analysis with Boundary Elements, ISSN: 0955-7997, Volume 151, pp. 538-547, 2023.
doi: 10.1016/j.enganabound.2023.03.032; IF(2021) 3,250; JCR ранг: 33/92 (M22)
2. Dančuo Z, Kostić I, Kostić O, Bengin A, Vorotović G, *Initial Development of the Hybrid Semielliptical-Dolphin Airfoil*, Thermal Science, ISSN: 0354-9836, Volume 26, Issue 3 Part A, pp. 2199-2210, 2022.
doi: 10.2298/TSCI210515234D; IF(2021) 1,971; JCR ранг: 44/63 (M23)
3. Kostić Č, Bengin A, Rašuo B, Damjanović D. *Calibration of the CFD code based on testing of a standard AGARD-B model for determination of aerodynamic characteristics*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: Journal of Aerospace Engineering, ISSN: 0954-4100, Vol. 235, Issue 10, pp: 1129-1145, 2021,
doi: 10.1177/0954410020966859; IF(2021) 1,285; JCR ранг: 26/34 (M23)
4. Ekmedžić MŽ, Bengin A, Rašuo B, *Conceptual Design and Flight Envelopes of a Light Aircraft for Mars Atmosphere*, Tehnički vjesnik - Technical Gazette, ISSN: 1330-3651, Volume 25, Issue Supplement 2, pp. 375-381, 2018.
doi: 10.17559/TV-20170908130808; IF(2018) 0,644; JCR ранг: 78/88 (M23)
5. Ocokoljić G, Rašuo B, Bengin A, *Aerodynamic shape optimization of guided missile based on wind tunnel testing and CFD simulation*, Thermal Science, ISSN: 0354-9836, Volume 21, Issue 3, pp. 1543-1554, 2017.
doi: 10.2298/TSCI150515184O; IF(2017) 1,433; JCR ранг: 33/59 (M22)

ПОДАЦИ О МЕНТОРУ:

Име и презиме ментора: Мирко Динуловић

Звање: редовни професор

Списак радова који квалификују ментора за вођење докторске дисертације:

1. Dodic, M., Krstic, B., Rasuo, B., Dinulovic, M., Bengin, A., *Numerical Analysis of Glauert Inflow Formula for Single-Rotor Helicopter in Steady-Level Flight below Stall-Flutter Limit*, Aerospace, 2023, 10(3), 238
<https://doi.org/10.3390/aerospace10030238>; IF(2022) 2,6; JCR ранг: 8/34 (M21)
2. Dinulović, M.R., Trinić, M.R., Rašuo, B.P., Kožović, D.V., *Methodology for Aeroacoustic Noise Analysis of 3-Bladed H-Darrieus Wind Turbine*, Thermal Science, Thermal Science, 2023, 27(1), pp. 61–69, 2023.
<https://doi.org/10.2298/TSCI2301061D>; IF(2022) 1,7; JCR ранг: 49/63 (M23)
3. Monticeli, F.M., Daou, D., Dinulović, M., Voorwald, H.J.C., Cioffi, M.O.H., *Mechanical behavior simulation: NCF/epoxy composite processed by RTM*, Polymers and Polymer Composites, 2019, 27(2), pp. 66–75, 2019.
<https://doi.org/10.1177/0967391118817174>; IF(2021) 1,023; JCR ранг: 20/26 (M23)
4. Marković, Z.J., Stupar, S.N., Dinulović, M.R., Stefanović, P.L., Cvetinović, D.B., *Assessment results of fluid-structure interaction numerical simulation using fuzzy logic*, Thermal Science, 2016, 20, pp. s235–s250, 2016.
<https://doi.org/10.2298/TSCI160111083M>; IF(2016) 1,093; JCR ранг: 41/58 (M23)
5. Branimir Krstic, Lamine Rebhi , Nada Ilic , Marjan Dodic , Mirko Dinulovic , Predrag Andric , Dragan Trifkovic , *Failure of mounting bolt of helicopter main gearbox support strut*, Engineering Failure Analysis, Volume 70, December 2016, Pages 351-363, 2016.
<https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2016.09.012>; IF(2016) 1,676; JCR ранг: 11/33 (M22)

Обавештавамо вас да је Наставно – научно веће на седници одржаној 11.07.2024. године размотрило предложену тему и закључило да је тема подобна за израду докторске дисертације јер садржи оригиналну идеју и да је од значаја за развој науке, примену њених резултата, односно развој научне мисли уопште.

ДЕКАН ФАКУЛТЕТА

Прилог:

1. Одлука Наставно-научног већа о прихватању теме и одређивању ментора
2. Извештај Комисије о оцени научне заснованости теме докторске дисертације

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ
- МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ -
Број: 681/5
Датум: 11.07.2024. године
Београд, Краљице Марије 16

На основу члана 40. Закона о високом образовању („Службени гласник РС“, број 88/2017, 73/2018, 27/2018 – др. закон 67/2019, 6/2020 – др. закони, 11/2021 – аутентично тумачење, 67/2021, 67/2021 – др. закон и 76/2023), члана 64. Статута Машинског факултета – пречишћени текст (број 1136/4 од 28.06.2021. године), Одлуке о изменама и допунама Статута број 239/6 од 17.02.2023. године и члана 38. Правилника о докторским студијама на Универзитету у Београду - Машинском факултету, Наставно-научно веће Машинског факултета на седници од 11.07.2024. године донело је:

О Д Л У К У
о прихватању Извештаја Комисије за оцену научне заснованости теме докторске дисертације

Прихвата се Извештај Комисије за оцену научне заснованости теме докторске дисертације кандидата **мр ЧЕДОМИРА КОСТИЋА**, дипл. инж. маш. под насловом **„УНАПРЕЂЕЊЕ НУМЕРИЧКЕ МЕТОДЕ ЗА ОДРЕЂИВАЊЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ КОЕФИЦИЈЕНАТА И ДЕРИВАТИВА СТАБИЛНОСТИ ЛЕТЕЛИЦА“**.

Извештај је поднела Комисија у саставу: др Огњен Пековић, ванр. проф., др Јелена Сворцан, ванр. проф., др Оливера Костић, ванр. проф., др Никола Давидовић, доцент и др Марија Самарцић, доцент, Универзитета одбране, Војна академија, виши научни сарадник, Војнотехнички институт.

За менторе докторске дисертације именују се др Александар Бенгин, ред. проф. и др Мирко Динуловић, ред. проф.

Одлуку доставити: Универзитету у Београду, кандидату, менторима и архиви Факултета.

ДЕКАН
МАШИНСКОГ ФАКУЛТЕТА

проф. др Владимир Поповић

НАСТАВНО-НАУЧНОМ ВЕЋУ

Предмет: Оцена научне заснованости теме докторске дисертације кандидата мр Чедомира Костића, дипл. инж. маш.

Одлуком Наставно-научног већа Машинског факултета бр. 681/3 од 13.06.2024. године, именовани смо за чланове Комисије за оцену научне заснованости теме докторске дисертације мр Чедомира Костића, дипл. инж. маш., са радним називом „Унапређење нумеричке методе за одређивање аеродинамичких коефицијената и дериватива стабилности летелица”.

На основу материјала приложеног уз Пријаву кандидата, Комисија подноси следећи

ИЗВЕШТАЈ

1. Подаци о кандидату

1.1. Биографски подаци

Кандидат мр Чедомир Костић, дипл. инж. маш, је рођен 28.05.1977. године у Новом Саду. Основну школу је завршио у Сеојну 1992. године а Ужичку гимназију 1996.године. Универзитет у Београду - Машински факултет и Војно техничку академију ВС уписао је 1996.године. Студије Машинског факултета у Београду, смер Ваздухопловство завршио је 21.09.2001. године, са просечном оценом 8,51. Дипломски рад под називом „Надзвучно струјање око осносиметричног тела” одбранио је оценом 10. Студије Војнотехничке академије Војске Србије завршио је 29.09.2001.године, када је унапређен у чин ваздухопловно-техничког потпоручника. Постдипломске - магистарске студије је уписао 2001.године на Универзитету у Београду - Машинском факултету, смер Ваздухопловство, група Аеродинамика. Одбранио је магистарску тезу под називом „Испитивање карактеристика ковитавиона у лету” јула 2010. године, чиме је стекао звање магистра техничких наука.

Запослен је у Војсци Србије од 29.09.2001. године до данас. У току каријере је провео 19 година на позицијама руководиоца и главног технолога одржавања ваздухоплова типа МиГ-29, МиГ-21, Г-4 Супергалеб, Ан-26, Утва75, Ласта, Газела, Ми-8 и Ми-117, као и многобројних пратећих ваздухопловно-техничких средстава за опслуживање и испитивање ваздухоплова. Од 2020.године се налази на позицији техничког директора Ваздухопловног завода „Мома Станојловић” који се налази у оквиру организације Министарства одбране Републике Србије.

Од почетка професионалне каријере укључен је у наставни процес у оквиру војних организација у којима је радио, тако да је био носилац курсева додатног обучавања ваздухопловно-техничког састава и пилотског састава кроз техничке учионице за надзвучне авионе типа МиГ-29.

Од оснивања, односно од 2016.године, Средње стручне војне школе „1300 каплара” у оквиру Војне академије Војске Србије носилац је предмета: Аеродинамика и механика лета, Конструкције ваздухоплова, Ваздухопловни мотори, Ваздухопловно ракетно наоружање и Технологија производње и одржавања летелица.

Кандидат се дужи низ година бави научноистраживачким радом у области ваздухопловства. Аутор је и коаутор више научних радова, бројних Програма продужетка ресурса ваздухоплова и ваздухопловног наоружања, Техничких промена на ваздухопловима домаће производње, а такође и коаутор Програма модернизације авиона МиГ-29СД/СМ.

Области интересовања: аеродинамика, нумеричка анализа механике флуида, експериментална аеродинамика, испитивање карактеристика ваздухоплова у лету, перформансе лета авиона и хеликоптера, погонске групе ваздухоплова, аероеластичност, технологија производње, и технологија и организација одржавања ваздухоплова.

1.2. Стечено научноистраживачко искуство

Мр Чедомир Костић је студент треће године Докторских студија на Универзитету у Београду - Машинском факултету. Прву годину студија уписао је школске 2017/18. године и од тада се непрекидно налази у статусу студента који студира уз рад. Трећу годину студија кандидат је уписао школске 2022/23. године, те је статус студента Докторских студија у складу са Законом о високом образовању, члан 100. Кандидат је положио све испите предвиђене Планом и програмом и одбранио Пројекат идеје докторске дисертације, чиме је стекао услов за пријаву теме докторске дисертације у складу са одредбама Правилника о докторским студијама. Списак положених испита дат је у Табели 1.

Табела 1. Преглед положених испита на Докторским студијама

р.б	Предмет - испит	ЕСПБ	оцена
1.	Омнир и комуникација	5	9
2.	Механика лета ваздухоплова	5	10
3.	Нумеричке методе	5	10
4.	Ваздухопловно техничко обезбеђење	5	10
5.	Истраживање и публикување 1	10	10
6.	Одабрана поглавља из механике	5	10
7.	Оптимизација аеродинамичких облика	5	10
8.	Интеграција паметних актуатора и сензора	5	10
9.	Истраживање и публикување 2	15	10
10.	Виши курс математике	5	10
11.	Посебна поглавља динамике лета ваздухоплова	5	10
12.	Истраживање и публикување 3	20	10
13.	Истраживање и публикување 4	8	10
14.	Пројекат идеје докторске дисертације	22	10
Укупно ЕСПБ:		120	просечна оцена: 9,93

Почев од школске 2016/17. године, кандидат изводи наставу (вежбе, стручну праксу и посебне облике наставе) у ССВШ „1300 каплара” у оквиру Војне академије. Научноистраживачким радом се активно бави од 2013. године. У наведеном периоду објавио је више радова као аутор и коаутор.

Радови објављени у научним часописима међународног значаја (M20)

Међународни часопис (M23)

1. Knežević A., Vasov L., Vlačić S., **Kostić Čedomir**, *Imperfect Maintenance Model for Estimating Aircraft Fleet Availability*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology (2017), Vol. 89 No. 2, pp. 338-346. 2017 DOI: 10.1108/AEAT-10-2015-0221.R1
2. **Čedomir Kostić**; Aleksandar Bengin, Boško Rašuo; Dijana Damljanović, *Calibration of the CFD code based on testing of a standard AGARD-B model for determination of aerodynamic characteristics*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering (2021-08) DOI: 10.1177/0954410020966859 Part of ISSN: 0954-4100 Part of ISSN: 2041-3025

Радови објављени у научним часописима националног значаја (M50)

Врхунски часопис националног значаја (M51)

3. **Čedomir Kostić**; Boško Rašuo; Aleksandar Janković, *Flying spin qualities testing of airplane*, Tehnika – mašinstvo (2015) 64 5:789-803 DOI: 10.5937/tehnika1505789k
4. Aleksandar Janković; Boško Rašuo; **Čedomir Kostić**, *Aerodynamic characteristics and load of aerostats during flight* Tehnika 70 (2015). 967-974.DOI: 10.5937/tehnika1506967j

Истакнути часопис националног значаја (M52)

5. **Čedomir Kostić**, *Review of the Spalart-Allmaras turbulence model and its modifications to three-dimensional supersonic configurations*, Vojno tehnički glasnik / Sci Tech Rev (2015), Vol.65,No.1,pp.43-49. DOI: 10.5937/str1501043k
6. **Čedomir Kostić**; Boško Rašuo, *Aerodynamic airfoil at critical angles of attack*, Војно технички гласник-Military technical courier (2016) Vol 64, No3 DOI: 10.5937/vojtehg64-8048.

1.3. Оцена подобности кандидата за рад на предложеној теми

Комисија констатује да је мр Чедомир Костић, дипл. инж. маш., положио све испите предвиђене наставним планом и програмом Докторских академских студија, да је одбранио Пројекат идеје докторске дисертације, стекао укупно 120 ЕСПБ и објавио најмање један рад у релевантном часопису који по садржају одговара предложеној теми и тиме стекао услов за пријаву теме докторске дисертације. На основу остварених научно-истраживачких резултата, публикованих радова и биографских података, Комисија сматра да је мр Чедомир Костић подобан кандидат за успешан рад на предложеној теми дисертације.

2. Предмет и циљ истраживања

Предмет научног истраживања је побољшање нумеричког одређивања параметара струјног поља око аеродинамичке конфигурације летелица, са циљем одређивања аеродинамичких коефицијената и њихових дериватива.

Потпуно одређење аеродинамичког оптерећења које делује на летелицу условљено је познавањем вредности параметара струјног поља и аеродинамичких коефицијената. Претпостављени модел кретања летелице се заснива на математичком моделу аеродинамичких сила и момената, уз познато дејство гравитационе и Кориолисове силе, у стандардним или захтеваним атмосферским условима. Решење модела кретања треба да употпуни слику кретања и стабилности током лета, као и оријентацију и угловни положај летелице у свим фазама лета.

Обзиром да се аеродинамичка конфигурација летелице примењује приликом њеног пројектовања, како оне са посадом, тако и беспилотне, потребно је што прецизније познавање њених динамичких карактеристика.

Конструктивни параметри летелице проистичу из маневарских и практичних захтева, а у директној су спрези са аеродинамичким оптерећењем летелице. Користан терет и захтеване динамичке перформансе летелице (брзина, долет, висина и сл.) утичу на одабир погона и диктирају геометријске и енергетске карактеристике летелице. Геометријска и енергетска својства летелице почетни су услови моделовања динамике лета.

На кретање летелице поред деловања погонске групе и незнатне промене масе битно утичу аеродинамичке карактеристике. Проблематика кретања своди се на дефинисање стабилности ваздухоплова и услова под којима се стабилност остварује. Посебан значај треба дати предвиђању вредности дериватива динамичке стабилности. Наиме, почетни услови кретања варирају почев од брзине, момената инерције па до параметара атмосфере.

Нумерички прорачуни, развијани на бази класичних аеродинамичких теорија анализе малих поремећаја приликом описивања струјања око тела, свде се на дводимензионалне математичке моделе летелица, са малим вредностима нападних углова. На овај начин, могуће је извести примену закона линеарне аеродинамике при прорачуну аеродинамичких коефицијената и њихових дериватива. Класични модели посматрају струјно поље око летелице према концепту потенцијалног поља, чиме се врши апроксимација физичке слике струјања. Овакво моделовање даје потребне полазне вредности аеродинамичких карактеристика летелица, које изискују опширнија експериментална испитивања, како у аеротунелима у фази пројектовања, тако и испитивања у лету при завршној фази пројектовања летелице.

Савремене летелице лете при екстремним вредностима нападног угла, угла клизања или брзине ротације у ковиту. У таквим случајевима аеродинамички деривативи стабилности нису више константе већ функције једне или више променљивих. Ваздухоплови су изложени нестационарним струјним појавама које имају значајне утицаје на карактеристике кретања. Поменуте појаве се јављају при лету на великим нападним угловима и проузрокују отцепљење струје ваздуха или засенчење делова летелице вртложним трагом. Током лета могу се створити услови за несиметрично струјање. Нестационарна струјна поља су нелинеарна и сложена, а карактеристике стабилности су сложене функције нападног угла са значајним аеродинамичким спрезањем између уздужних и попречних степени слободе.

Напредовањем рачунарске технике стекао се предуслов за развој напреднијих нумеричких метода математичких моделовања летелица. Одређивање аеродинамичких дериватива стабилности помоћу CFD (Computational Fluid Dynamics) за летелице високих маневарских могућности је сложено и не даје увек поуздане резултате. Дакле, постоји потреба за верификациом добијених резултата прорачуна експерименталним методама.

Мерење аеродинамичких дериватива стабилности у Војнотехничком институту (ВТИ), има традицију дужу од 40 година. Изградњом аеротунела Т-35 и Т-38 и развојем електронске технологије, употребом савремених материјала пројектована је и израђена одговарајућа испитно-мерна опрема за испитивање аеродинамичких дериватива стабилности за такав тип аеротунела. У претходном периоду развијена је метода мерења, написан и верификован софтвер за обраду резултата мерења. Пројектовани су и израђени калибрациони модели AGARD-B, SDM (Standard Dynamic Model), BFM (Basic Finner Model) и MBFM (Modified Basic Finner Model) и извршена одговарајућа мерења. Квалитативном и квантитативном анализом расположивих резултата мерења, може се доћи до закључка да постоји коначан домен

симулације аеродинамичких појава, са аспекта Маховог и Рејнолдсовог броја и кретања посматраног модела.

Са друге стране, нумерички алати имају шири домен симулације. Стога се намеће потреба за успостављање синхронизације нумеричког и експерименталног начина испитивања и анализе добијених резултата.

Очекивана неслагања добијених резултата треба анализирати са аспекта математичких и нумеричких модела турбуленције, вискозности и апроксимације почетних и граничних услова. Поређењем добијеног нивоа подударности са резултатима водећих светских истраживачких установа у којима се изводе CFD прорачуни, могуће је дати критеријум валидности.

Из описаног предмета истраживања, проистичу следећи циљеви:

- Дефинисање математичког модела струјања флуида око летелице као крутог тела;
- Дефинисање адекватне нумеричке методе прорачуна применом рачунара сходно расположивом хардвеском и софтверским капацитетима током истраживања;
- Дефинисање захтеваних вредности параметара прорачунске мреже око летелица у дводимензионалном и тродимензионалном струјном пољу и њено генерисање;
- Израда комплетног алгоритма и употреба одговарајућих софтвера за решавање математичког модела опструјавања модела аеродинамичких конфигурација за сва три режима струјања (подзвучни, окозвучни и надзвучни режим);
- Дефинисање параметара сличности између услова слободног струјања нумеричког и експерименталног модела;
- Унапређење нумеричких метода одређивања аеродинамичких коефицијената и дериватива стабилности које се користе у пројектовању и развоју летелица;
- Прецизирање критеријума валидности нумерички добијених вредности аеродинамичких коефицијената и дериватива стабилности апсолутно круте летелице у односу на експериментално добијене резултате.

2.1. Преглед и анализа литературе

Током истраживања користиће се следећа стручна литареатура:

1. Rašuo B. *Scaling between wind tunnels-results accuracy in two-dimensional testing*. T Jpn Soc Aeronaut S 2012; 55: 109-115.
2. Kostić Č., Rašuo B., Janković A. *Flying spin qualities testing of airplane*. Tehnika-mašinsto 64 (2015) 5:789-803. DOI: 10.5937/tehnika1505789K
3. Sooy, T., J., Schmidt, R., Z., *Aerodynamic Predictions, Comparisons, and Validations Using Missile DATCOM and Aeroprediction*, Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, vol. 42, no. 2, pages 257-265.
4. Д. Вукобратовић, *Динамика лета авиона и њена примена*, Београд, ССНО 1980.
5. Marija Samardžić, Jovan Isaković, Marko Miloš, Zoran Anastasijević, Dragan Naupac, *Measurement of the Direct Damping Derivative in Roll of the Two Calibration Missile Models*, FME Transactions (2013) 41, 189-194.
6. Endre Suli, *Numerical Solution of Ordinary Differential Equations*, Mathematical Institute, University of Oxford, October 18, 2014.

7. Da Ronch, D. Vallespin, M. Ghoreyshi, K.J. Badcock, *Computation of Dynamic Derivatives Using CFD*, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
8. Da Ronch, A., Ghoreyshi, M., Badcock, K. J., Görtz, S., Widhalm, M., Dwight, R. P., and Campobasso, M. S., *Linear Frequency Domain and Harmonic Balance Predictions of Dynamic Derivatives*, 28th AIAA Applied Aerodynamic Conference, AIAA-2010-4699, Chicago, IL, 2010.
9. Peter McCorquodale, Phillip Colella, Hans Johansen, *A Cartesian Grid Embedded Boundary Method for the Heat Equation on Irregular Domains*, Journal of Computational Physics 173, 620–635 (2001).
10. H. S. Udaykumar, R. Mittal, P. Rampunggoon, A. Khanna, *A Sharp Interface Cartesian Grid Method for Simulating Flows with Complex Moving Boundaries*, Journal of Computational Physics 174, 345–380 (2001).
11. Nenad Vidanović, Boško Rašuo, Dijana Damjanović, Đorđe Vuković, Dušan Ćurčić, *Validation of the CFD code used for determination of aerodynamic characteristics of non-standard AGARD-B calibration model*, THERMAL SCIENCE: Year 2014, Vol. 18, No. 4, pp. 1223-1233.
12. Anderson, D. J., *Computational Fluid Dynamics*, McGraw-Hill Inc., New York, N. Y., 1995.
13. PETER P. SULLIVAN, EDWARD G. PATTON, *The Effect of Mesh Resolution on Convective Boundary Layer Statistics and Structures Generated by Large-Eddy Simulation*, 2011 American Meteorological Society, DOI: 10.1175/JAS-D-10-05010.1.
14. Versteeg, H. K., Malalasekera, W., *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*, 2nd ed., Pearson Education Limited, Harlow, England, 2007
15. Menter, F., *Eddy-Viscosity Transport Equations and their Relation to the k-ε Model*, Trans. ASME, J. Fluids Eng., 119 (1997), 4, pp. 876-884.
16. Čedomir Kostić, *Review of the Spalart-Allmaras Turbulence Model and its Modifications to Three-Dimensional Supersonic Configurations*, Scientific Technical Review, 2015, Vol. 65, No. 1, pp. 43-49.
17. Kostić Č., Bengin A., Rašuo B. Damjanović D., *Calibration of the CFD code based on testing of a standard AGARD-B model for determination of aerodynamic characteristics*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 2021-08 | Journal article DOI: 10.1177/0954410020966859.
18. Menter, F. R., *Performance of Popular Turbulence Models for Attached and Separated Adverse Pressure Gradient Flow*, AIAA J., 30 (1992), 8, pp. 2066-2072.
19. Menter, F. R., *Improved Two-equation k-ω Turbulence Models for Aerodynamic Flows*, NASA Technical Memorandum TM-103975, NASA Ames, Cal., 1992.
20. Menter, F., *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Model for Engineering Applications*, AIAA J., 32 (1994), 8, pp. 1598-1605.
21. Damjanović D., et al., *The T-38 Wind Tunnel Data Quality Assurance Based on Testing of a Standard Model*, AIAA Journal of Aircraft, 50 (2013), 4, pp. 1141-1149
22. Rašuo, B., *On Boundary Layer Control in Two-Dimensional Transonic Wind Tunnel Testing, Proceedings*, (Eds. G. E. A. Meier, K. R. Sreenivasan, H.-J. Heinemann), IUTAM Symposium on One Hundred Years of Boundary Layer Research, Berlin, Germany, 2006, pp. 473-482.
23. Rašuo, B., *Two-Dimensional Transonic Wind Tunnel Wall Interference*, Technical University of Budapest, Budapest, 2003

24. Rašuo, B., *The influence of Reynolds and Mach Numbers on Two-Dimensional Wind-Tunnel Testing An Experience*, The Aeronautical Journal, 115 (2011), 1166, pp. 249-254
25. Damljanić, D., Rašuo, B., *Testing of Calibration Models in Order to Certify the Overall Reliability of the Trisonic Blowdown Wind Tunnel of VTI*, FME Transactions, 38 (2010), 4, pp. 167-172.
26. Z.Anastasijević, Marija Samardžić, D Marinkovski, Snežana Vrtlar, Milorad Rodić, *Determination of the T-38 Wind Tunnel Oscillatory Data of the Dynamic Calibration Missile Model*, Scientific Technical Review, Vol.LIX, No.2, 2009.
27. Rašuo B., Bengin A., Veg A., *On Aerodynamic Optimization of Wind Farm Layout*, PAMM Proc. Appl. Math. Mech. 10, 539 – 540 (2010).
28. D. Bekrić, Č. Mitrović 1, D. Cvetković , A. Bengin, *Effectivity of Hypergeometric Function Application in the Numerical Simulation of the Helicopter Rotor Blades Theory*, Strojniški vestnik - Journal of Mechanical Engineering 56(2010)1, 18-22.
29. Rašuo B., Bengin A., *Optimization of Wind Farm Layout*, FME Transactions (2010) 38, 107-114.
30. Rašuo B. *Scaling between Wind Tunnels-Results Accuracy in Two-Dimensional Testing*. T Jpn Soc Aeronaut S. 2012; 55(2): 109-115.
31. Rašuo B. *On results` accuracy at two-dimensional wind tunnel testing*. In 26th ICAS CONGRESS; Anchorage, Alaska, USA, 14 - 19 September 2008, paper no. ICAS2008-P2.12.
32. William LO and Trucano TG. *Verification and validation in computational fluid dynamics*. Prog Aerosp Sci. 2002; 38(3): 209–272.
33. Kostić I, et al. *Hybrid approach in the initial aerodynamic, stability and performance calculations of a light airplane*, Teh Vjesn. 2013; 20(4): 605-614.
34. Vidanović N, et al. *Validation of the CFD code used for determination of aerodynamic characteristics of non-standard AGARD-B calibration model*. Therm Sci. 2014; 18(4): 1223-1233.
35. Zhong J, Xu Z. *A modal approach for coupled fluid*. P I Mech Eng G-J Aer. 2017; 231(1): pp. 72-81.
36. Damljanić D, et al. *Testing of AGARD-B Calibration Model in the T-38 Wind Tunnel*. Sci Tech Rev. 2006; 56(2): 52-62.
37. Damljanić D and Rašuo B. *Testing of Calibration Models in Order to Certify the Overall Reliability of the Trisonic Blowdown Wind Tunnel of VTI*. FME Trans. 2010; 38(4): 167-172.
38. Damljanić D, et al. *The T-38 Wind Tunnel Data Quality Assurance Based on Testing of a Standard Model*. J Aircraft. 2013; 50(4): 1141-1149.
39. Damljanić D, Rašuo B, Isaković J, at al. *Hypervelocity ballistic reference models as experimental supersonic test cases*. Aerosp Sci Technol. 2016; 52: 189-197.
40. Anderson JD. *Computational Fluid Dynamics*. 1st ed. New York: McGraw-Hill Inc, 1995.
41. Hadidoolabi M, Ansarian H. *Supersonic flow over a pitching delta wing using surface pressure measurements and numerical simulations*. Chin J Aeronaut. 2018; 31(1): 65-78.
42. Lanfrit M. *Best practice guidelines for handling Automotive External Aerodynamics with FLUENT*, Fluent Deutschland GmbH, February 2005.
43. Ocokoljić G, Rašuo B, Kozić M., *Supporting system interference on aerodynamic characteristics of an aircraft model in a low-speed wind tunnel*. Aerosp Sci Technol. 2017; 64: 133-146.

44. Versteeg HK, Malalasekera W. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*. Pearson Education Limited. 2007.
45. Monk D, et al. *Comparison of Turbulence Models Effectiveness for a Delta Wing at Low Reynolds Numbers*. In 7th European conference for aeronautics and space sciences (EUCASS). Milan, Italy, 3 - 6 July 2017, paper no. EUCASS2017-653.
46. Kim S, Choudhury D, Patel B. *Computations of complex turbulent flows using the commercial code FLUENT*. In: Salas MD, Hefner JN, Sakell L (eds) *Modeling Complex Turbulent Flows*. ICASE/LaRC Interdisciplinary Series in Science and Engineering, vol 7. Dordrecht: Springer, 1999, pp. 259-276.
47. Garbaruk A, et al. *Comparative Study Of Different Turbulence Modeling Approaches To Prediction Of Transonic And Supersonic Flows Past A Reentry Capsule With Balance Flaps*. EUCASS Prog Flight Phys. 2013; 5: 3-22.
48. Yan X, Mohammadian A, Rennie CD, et al. *Numerical modeling of flow and local scour around pipeline in steady currents using moving mesh with masked elements*. J Hydraul Eng 2020; 146:06020005.
49. Qu X, Zhang Y, Lu X, et al. *Unsteady experimental and numerical investigation of aerodynamic performance in ultra-high-lift LPT*. Chin J Aeronaut 2020; 33, pp.1421–1432.
50. Paziresh A, Nikseresht AH and Moradi H. *Wing-Body and vertical tail interference effects on downwash rate of the horizontal tail in subsonic flow*. JOAE 2017; 30:04017001.
51. Brett J and Ooi A. *Effect of sweep angle on the vortical flow over delta wings at an angle of attack of 10°*, J Eng Sci Technol. 2014; 9(6): 768-781.
52. E. Kim and D. Choudhury, *A Near-Wall Treatment Using Wall Functions Sensitized to Pressure Gradient*. ASME FED Vol. 217, Separated and Complex Flows, ASME, 1995.
53. Peter, Jacques & Lazareff, Marc & Couaillier, Vincent. (2010). *Verification, validation and error estimation in CFD for compressible flows*. International Journal of Engineering Systems Modelling and Simulation. 2. 10.1504/IJESMS.2010.031873.
54. Dominik, Daniel & Cosner, Ray & Rahaim, Christopher & Oberkampf, William. (2006). *AIAA Committee on Standards for Computational Fluid Dynamics - Status and Plans*. 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 10.2514/6.2004-654.
55. Martini, Helena & Gullberg, Peter & Löfdahl, Lennart. (2014). *Comparative Studies between CFD and Wind Tunnel Measurements of Cooling Performance and External Aerodynamics for a Heavy Truck*. SAE International Journal of Commercial Vehicles. 7. 640-652. 10.4271/2014-01-2443.
56. Marini, Marco & Paoli, Roberto & Grasso, Francesco & Periaux, Jacques & Désidéri, Jean-Antoine. (2002). *Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics: the FLOWNET Database Experience*. Jsme International Journal Series B-fluids and Thermal Engineering - JSME INT J SER B. 45. 15-22. 10.1299/jsmeb.45.15.

Развој ваздухопловства је био условљен унапређењем метода испитивања ваздухоплова у контролисаним експерименталним условима, а развојем рачунарске технике паралелна је експанзија нумеричких метода прорачуна аеродинамичких и динамичких карактеристика летелица [1, 17].

Употреба ова два приступа у испитивањима аеродинамичких и динамичких карактеристика летелица условљена је инфраструктуром. Потреба за прелиминарним испитивањима проузроковала је развој великог броја поједностављених CFD модела са сврхом да пружи брзе, ефикасне и поуздане прелиминарне аеродинамичке анализе, као у [33], где се

иницијални прорачуни врше употребом 3D метода вртложне решетке за невискозно струјање. Компоненте паразитског отпора добијају се употребом методе DVL (Doppler Velocity Log) а затим се суперпонирају са CFD резултатима. Овакав поједностављен CFD модел, такође, занемарује утицај граничног слоја и ефекте одвајања, па се криве узгона и момента могу добити само у њиховим линеарним доменима.

У раду [43] се упоређују резултати експерименталног истраживања утицаја носача модела на одређивање аеродинамичких коефицијената модела тренажног авиона са нумерички добијеним резултатима. CFD код коришћен у овој студији је заснован на ћелијски центрираној методи коначних запремина, базиран на методу линеарне еволуције Андерсон-Томас-ван Лир. Димензије прорачунске запремине су у облику призме. Формирана је прорачунска мрежа од 2,2 милиона ћелија састављена од тетраедарских елемената, при чему је примењен препоручени турбулентни SST k- ϵ модел. Поређењем резултата добијених нумеричким и експерименталним путем добијају се врло добра поклапања, међутим, посебну тешкоћу представља крајње немодуларни прорачунски домен, што резултира реконструкцијом мреже за сваки случај струјања, па и при самој промени нападног угла током симулације.

Бројне су и напредне CFD методе. Тако, на пример, у [48] је развијен CFD модел за опструјавање око цевовода који користи мешовити метод покретне мреже и фиксне мреже. Предложени модел комбинује најбоље особине метода мреже прилагођене граничним условима и метода фиксне мреже. За разлику од претходних модела мреже прилагођене граничним условима, садашњи модел користи маскиране елементе за решавање ефеката стационарног објекта на процесе протока и ерозије седимената.

Ксиао Кју (Xiao Qu) [49] користи стандардни комерцијални CFD код, ANSYS CFX 13.0, за израчунавање струјања у каскади турбине. Користи SST (Shear Stress Transport) турбулентни модел упоредо са гама-тета моделом транзиције да би управљао прелазним струјањем од ламинарног ка турбулентном. Ради повећања брзине израчунавања, прорачунски домен је дизајниран каскадно са половинским растојањем у свим рачунским случајевима.

Али Пазирех (Ali Paziresh) [50] прави корак напред у дизајну мреже конструишући потпуно структурирану решетку која се користи за цели домен.

Овом докторском дисертацијом жели се направити значајан искорак у CFD анализи који премашује прелиминарно аеродинамичко моделовање опструјаваног тела. Истраживањем условно-последичних веза облика и димензија прорачунског домена у односу на услове геометријских карактеристика летелица, као и у односу на услове опструјавања и почетне услове струјања за посматране моделе, очекује се извођење законитости које омогућава дизајнирање прорачунских домена који се могу, без потребе за редизајнирањем, применити на различите положаје модела као и различите услове опструјавања.

Истраживање утицаја геометријских карактеристика дизајна прорачунске мреже и њених делова на симулацију утицаја граничног слоја, ефеката одвајања струјања и моделовање повратног струјања, треба да установи условно-последичне законитости које ће омогућити правилан одабир параметара при развоју јединственог CFD модела. На овај начин се ствара и основа за будућа испитивања аеродинамичких карактеристика летелица у нестационарним режимима лета, који су изазвани кретањем ваздухоплова и/или променом компоненти вектора брзине непоремећеног струјања. Такође, планирано је истраживање и могућност развоја прорачунске мреже која омогућава симулацију ротације модела без потребе за поновним дизајном прорачунске мреже применом модалног приступа за спрегнуте прорачуне струјања флуида и структуре.

Изучавањем употребе већ развијених модела турбиленције, [16, 18-20, 40, 45-47] на различите услове и моделе опструјавања, а у зависности од усвојених критеријума валидности могу се дати препоруке за употребу истих. Коначно, применом различитих метода иницијалног прорачуна, усвајања критеријума тачности и праћењем њиховог конвергирања током самог поступка израчунавања, могуће је доћи до условно-последичних законитости које могу дати препоруке за ефикасније искоришћење рачунарских ресурса.

Такође, присутни су радови који се баве изучавањем методологије верификације и валидације CFD модела [53-56], као и тенденција стандардизације ових методологија кроз стандарде као што су: ASME V&V 20 стандард, издат од Америчког друштва за машинско инжењерство (ASME), стандарди Националног института за стандарде и технологију САД (NIST), који пружа смернице за верификацију и валидацију у нумеричким прорачунима који се могу применити и на CFD прорачуне, као и објављене интерне смернице водећих софтверских алата за CFD, попут ANSYS-а, где су присутне смернице и процедуре за верификацију софтвера и нумеричких модела. Ипак, намеће се потреба за конкретизацијом методологије верификације нумеричких алата у аеродинамици и прецизирање критеријума валидности.

Разрадом и проучавањем метода верификације и валидације, очекује се систематска провера тачности нумеричког прорачуна у аеродинамици у односу на позната аналитичка решења, односно експериментална решења, а тиме повећање сигурности у исправност имплементираног CFD модела. Развојем методе валидације, осигурава се потврђивање могућности да нумерички прорачуни реалистично репродукују стварна физичка стања или експериментално добијене податке. Ово помаже у процени поузданости резултата и генерализацији на шири сет сличних услова струјања и модела. Анализом добијених резултата може се идентификовати колико прецизно и поуздано нумерички прорачун одговара стварном стању, односно идентификација могућих извора одступања, као што су апроксимације у нумеричком моделу, почетни услови струјања, параметри струјања или прорачунска мрежа.

3. Полазне хипотезе

У предложеном научном истраживању полази се од **опште хипотезе**:

- Математички модел аеродинамичке слике опструјаваног крутог тела могуће је нумерички апроксимирати у домену јединственог и физички исправног решења које је ограничено унутрашњом границом (коју представља дводимензионо и тродимензионално круто тело - летелица) и спољашњом границом (која се уводи синтетички).

Посебне хипотезе произашле су из опште:

- Физички параметри летелице (облик и димензије) су временски непроменљиве и директно утичу на аеродинамичку слику летелице;
- Ваздух је стишљиви, вискозни радни флуид који на површини летелице има услов тангентности релативне брзине флуидног делића, односно нормална компонента релативне брзине флуидног делића је једнака нули;
- Спољна граница разматраног домена је условљена тако да таласи поремећеја не напуштају домен, већ се рефлектују у нумерички домен са условом удаљеног поља које одговара тоталном притиску стандардне атмосфере;

Појединачне хипотезе у предложеном научном истраживању су:

- Аеродинамичке коефицијенте летелице, добијене нумеричком методом изабраног модела равански симетричне летелице, могуће је анализирати и описати на основу резултата испитивања параметара струјног поља и слике струјног поља;
- Анализу стабилности кретања летелице могуће је извршити анализом добијених вредности аеродинамичких коефицијената и дериватива стабилности;
- Аеродинамичке коефицијенте за посматрану летелицу могуће је одредити у аеротунелском тесту употребом мерних елемената. Ови мерни елементи се налазе на уређајима који омогућавају осцилаторно кретање модела летелице.

4. Научне методе истраживања

Научне методе које ће бити примењене у истраживању могу се груписати у следеће:

- *Метода посматрања*, која омогућава да се из реалног система прикупи довољан број података који се користе као улазни подаци за истраживања на моделима ради доношења закључака о систему ког модел репрезентује;
- *Метода дескрипција*, приликом описивања појава и читавања параметара, стања и резултата истраживања;
- *Моделовање*, поступак стварања физичког модела (модел опструјавање летелице у аеротунелу), односно математичког модела описане појаве (опструјавања летелице) способног да замени предмет и појаву која се истражује;
- *Метод абстракције и конкретизације* у фази математичког моделовања кретања летелице у процесу анализе кретања, у којој се од низа чинилаца, остављајући по страни њихове специфичне елементе, издвајају заједнички елементи у циљу извођења закључка;
- *Компаративни метод и метод вишекритеријумске анализе* ће бити коришћен у сврху упоређивања података добијених на основу различитих поступака и приступа са циљем оцене и поређење података добијених математичким моделовањем и експериментом;
- *Анализа и синтеза* у проучавању опструјавања модела летелице, као и у математичком описивању кретања модела летелице при анализи опструјавања и динамичког понашања модела;
- *Метода суперпозиције* за дефинисање свеукупне слике аеродинамичких сила и момената које делују на посматрани модел, а у циљу синтезе експерименталних и симулационих резултата испитивања.

У процесу прорачуна, а на основу теорија аеродинамичког струјања (класа основних дводимензионалних струјања, класа дводимензионалних теорија примењених на тродимензионалне облике, класа основних тродимензионалних струјања и класа непотенцијалних, вискозних тродимензионалних струјања) употребљавају се:

- *Полуемпиријске* методе, развијене на основу линеаризованих теорија дводимензионалних струјања, засноване на теоријским изразима и вредностима добијеним применом метода карактеристика коригованих у складу са вредностима резултата експерименталних аеродинамичких истраживања током досадашњих истраживања.

- *Нумеричке методе*, које се користе у истраживању, развијене су на основу теорија дводимензионалних струјања примењених на тродимензионалне облике и тродимензионална струјања, прилагођене могућностима расположиве рачунарске технологије, а представљају методе прорачуна применом рачунара - CFD. Засноване су на математичким теоријама на основу којих је могуће решавати нумеричким изразима основне парцијалне диференцијалне једначине које описују посматрано струјно поље. Користиће се следеће нумеричке методе:
 - *Временски зависна метода коначних елемената*, посебна метода коначних елемената за прорачун подзвучно-надзвучног опструјавања крутог тела је временски зависна метода (*Time dependent method*, као и *Time steping method*). Коришћени су приликом моделовања динамичке симулације летелица;
 - *Метода нумеричког интегрисања диференцијалних једначина*, базирана на Кошијевој теорему, теорему Рунге-Кута и Ојлера користила се приликом синтезе и суперпозиције;
 - *Метода коначних запремина*, која представља нумеричку методу решавања система парцијалних диференцијалних једначина где су прорачунске мреже генерисане у тродимензионалном простору. Метода је примењена уз програмски пакет рачунарске динамике флуида, у оквиру програма за креирање прорачунских мрежа. Ови програмски алати користе методу за решавање проблема динамике флуида на бази закона одржања. Биће коришћени програмски алати нумеричке динамике флуида Ansys Fluent са адекватним нумеричким алатима за генерисање прорачунских мрежа струјног поља.

Све експерименталне методе везане су за мерења у аеротунелима, односно за мерења величина које су неопходне за одређивање аеродинамичких коефицијената и дериватива стабилности. Због рационализације трошкова истраживања искоришћена су мерења у аеротунелима Војнотехничког института која су извршена у ранијем периоду. Ова мерења укључују примену експерименталних метода потребних за:

- мерења примарних параметара струјања у радном делу аеротунела;
- мерење аеродинамичких сила и момената петокомпонентном аеровагом;
- мерења тензометријским појединачним давачима;
- мерења помоћу уређаја који обезбеђују хармонијско осцилаторно кретање модела у радном делу аеротунела.

Ово научно истраживање истовремено користи савремена достигнућа нумеричких метода прорачуна примењених на физички модел летелице употребом савремених нумеричких софтвера и резултате експерименталних испитивања аеродинамичких калибрационих модела.

5. Очекивани научни допринос

Очекивани научни допринос предложене теме дисертације обухвата следеће:

- Успостављање побољшане и нове методологије нумеричког прорачуна аеродинамичких коефицијената и дериватива стабилности апсолутно круте летелице са фиксним командама, која се огледа у побољшању методологије дизајнирања облика и димензија прорачунских домена, која ће омогућити примену на различите положаје модела и услове опструјавања без потребе за редизајнирањем, као и унапређењем методологије

израде ефикасније прорачунске мреже која даје могућност примене за прорачуне нестационарних опструјавања без потребе поновне израде мреже - ремрежирања, уз препоруке за правилну и ефикасну употребу већ развијених модела турбуленције, развојем стратегије иницијалног прорачуна који ће допринети стабилном тренду конвергенције нумеричких резултата.

- Развијање и побољшање методологије верификације нумеричких алата конкретизацијом на услове испитивања у аеродинамици на основу доступних експерименталних резултата, чиме се може очекивати унификација на овом пољу, као и побољшање методологије валидације прецизирањем критеријума валидности који су прихватљиви у аеродинамици класичних летелица, кроз имплементацију развијене методологије прорачуна на репрезентативном примеру.

Научна оправданост овог истраживања лежи у чињеници да усавршавање постојећих нумеричких методологија за одређивање аеродинамичких карактеристика летелица, посебно њених динамичких карактеристика, представља корак напред у пројектовању и развоју савременијих летелица. Истраживачки рад претставља теоретску основу и даје нову практичну процедуру за одређивање и верификацију добијених аеродинамичких коефицијената и њихових дериватива стабилности у процесу пројектовања различитих типова класичних концепција летелица, као и основу за даља истраживања у области нестационарне аеродинамике.

Друштвена оправданост овог истраживања се огледа у томе да се тренутно поједине аеродинамичке појаве проучавају првенствено експериментално у аеротунелима или испитивањима у лету. Конкретизацијом и проширењем домена примене нумеричког прорачуна могу се избећи бројна експериментална испитивања летелице и накнадне итерације у пројектовању, што у вауздвохпловству представља губитак времена и материјалних средстава.

6. План истраживања и структура рада

План истраживања у оквиру предложене докторске дисертације предвиђа четири фазе. У **првој фази** истраживања су предвиђене следеће активности:

- Прикупљање и детаљна анализа знатно шире литературе од оне која је приказана у поглављу 2 овог извештаја, из домена прорачунске и нумеричке аеродинамике и експерименталне аеродинамике и механике лета;
- Идентификација и анализа до сада коришћених метода нумеричке аеродинамике, као и типичних експерименталних метода;
- Сагледавање расположивих рачунарских ресурса и доступних податка и анализа експерименталних испитивања, усредсређена на резултате испитивања стандарних калибрационих модела.

У **другој фази** истраживања су предвиђене следеће активности:

- Одабир нумеричке методе, односно метода;
- Избор одговарајућег CFD софтвера;
- Одабир модела опструјаваног тела на бази доступних експерименталних калибрационих модела;
- Проучавање и анализа одабраних експерименталних истраживања;

- Израда 3Д рачунарског модела одабраног модела опструјаваног тела придржавајући се геометрије калибрационог модела и дефинисање прорачунског домена на основу анализе досадашњих истраживања;
- Моделовање прорачунске мреже;
- Постављање граничних услова симулације;
- Дефинисање почетних услова и параметара струјања флуида тако да изабрани параметри одговарају онима који су забележени и прорачунати приликом експерименталних испитивања водећи се сличностима на основи Маховог и Рејнолдсовог броја;
- Дефинисање математичког модела струјања флуида око летелице као крутог тела. Полазећи од потпуних Навије-Стоксових једначина (Navier-Stokes Equations), као опште прихваћеног најдетаљнијег модела струјања флуида разрадити могућност њихових упрошћења где се држати Рејнолдсових усредњених Навије-Стоксових једначина (Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations – RANS);
- Проучавање и предлог одговарајућег модела турбуленције за посебне облике спољног опструјавања. У обзир узети до сада најзаступљеније моделе: Спаларт-Алмарасов модел (Spalart–Allmaras), $k-\omega$ модел и SST $k-\omega$ (Shear-stress Transport $k-\omega$) модел;
- Проучавање различитих модела вискозности флуида а затим дефинисање адекватног модела вискозности који ће се користити у фази прорачуна;
- Дефинисање математичког модела прорачуна дериватива стабилности летелице.

У трећој фази истраживања су предвиђене следеће активности:

- Разрада методе верификације нумеричког прорачуна коришћењем аналитичке верификације, верификације кодирања и верификације модела;
- Разрада методе валидације нумеричког прорачуна коришћењем експерименталне валидације, валидације узорковањем, крос-валидације и валидације осетљивости;
- Приступање верификацији нумеричке методе користећи усвојене методе верификације;
- Нумерички прорачун према дефинисаним параметрима из претходне фазе;
- Анализа добијених резултата коришћењем усвојене методе валидације;
- Идентификација могућих извора одступања, као што су апроксимације у нумеричком моделу, почетни услови струјања, параметри струјања, прорачунска мрежа;
- Кориговање прорачуна предефинисањем потенцијалног узрока одступања на основу претходне анализе;

У четвртој фази истраживања су предвиђене следеће активности:

- Документовање свих фаза истраживања, метода и резултата;
- Дискусија о налазима, значају резултата и могућим применама;
- Формулисање закључака на основу циљева истраживања;
- Дефинисање смерница за даљи истраживачки рад у оквиру предмета истраживања;
- Припрема добијених резултата, анализе и закључака истраживања за публикавање академској и стручној заједници у виду докторске дисертације и научних радова.

7. Закључак и предлог

Након извршене анализе материјала достављеног уз пријаву теме, Комисија закључује да је предложена тема јасно дефинисана, научно утемељена и актуелна, те да је као таква пододбна за израду докторске дисертације. Комисија, такође, закључује да кандидат поседује истраживачке способности које су потребне за самосталан рад на изради докторске дисертације, као и да испуњава све потребне услове за пријаву теме докторске дисертације, прописане Законом о високом образовању, Статутом Универзитета у Београду – Машинског факултета и Правилником о Докторским студијама на Универзитету у Београду – Машинском факултету.

На основу горе наведеног, Комисија предлаже Наставно-научном већу Универзитета у Београду - Машинског факултета, да се кандидату мр Чедомиру Костићу, дипл. инж. маш., одобри израда докторске дисертације под називом:

Унапређење нумеричке методе за одређивање аеродинамичких коефицијената и дериватива стабилности летелица

Тема припада научној области Машинство, ужој научној области Ваздухопловство, а за коју је матичан Универзитет у Београду – Машински факултет.

Комисија је размотрила предлог Колегијума наставника Катедре за ваздухопловство, допис бр. 681/2 од 07.06.2024. године, и сагласна је да се за менторе докторске дисертације именују **др Александар Бенгин** и **др Мирко Динуловић**, редовни професори Универзитета у Београду – Машинског факултета, који испуњавају све услове у складу са чланом 28. Правилника о докторским студијама на Универзитету у Београду – Машинском факултету.

Београд, 5. јул 2024. године.

ЧЛАНОВИ КОМИСИЈЕ

др Огњен Пековић, ванредни професор
Универзитет у Београду - Машински факултет

др Јелена Сворцан, ванредни професор
Универзитет у Београду - Машински факултет

др Оливера Костић, ванредни професор
Универзитет у Београду - Машински факултет

др Никола Давидовић, доцент
Универзитет у Београду - Машински факултет

др Марија Самарџић, доцент
Универзитет одбране у Београду, Војна академија
виши научни сарадник, Војнотехнички институт Београд