

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ
МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ

Зорана З. Данчуо

**РАЗВОЈ ФАМИЛИЈЕ ХИБРИДНИХ ДЕЛФИН
АЕРОПРОФИЛА**

докторска дисертација

Београд, 2023

UNIVERSITY OF BELGRADE
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Zorana Z. Dančuo

**DEVELOPMENT OF A FAMILY OF HYBRID
DOLPHIN AIRFOILS**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2023

Комисија за преглед и одбрану:

Ментор:

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

Чланови комисије:

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

др Мирко Динуловић, редовни професор
Универзитет у Београду - Машински факултет

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

др Горан Воротовић, ванредни професор
Универзитет у Београду - Машински факултет

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

Датум одбране:

Изјава захвалности

Желим да изразим захвалност мом ментору, др Оливери Костић, која је имала разумевања за све недоумице на које сам наилазила у току докторских студија и раду на дисертацији. Захваљујем се на помоћи и времену које ми је несебично посветила и тиме учинила да ова дисертација угледа светлост дана. Захваљујем се Катедри за ваздухопловство, свим драгим колегама, сарадницима и запосленима у Аеротехничком институту - Аеротунелу "Мирослав Ненадовић" Машиноског факултета у Београду, без чије свесрдне помоћи овај рад не би био могућ. Захваљујем се Иновационом центру Машиноског факултета у Београду на сарадњи, мотивацији и помоћи.

На крају, желим да се захвалим породици која је моја највећа подршка и којој посвећујем овај рад.

Зорана Данчуо

Породици

РАЗВОЈ ФАМИЛИЈЕ ХИБРИДНИХ ДЕЛФИН АЕРОПРОФИЛА

САЖЕТАК

У науци данас постоји све већи број покушаја бионичког карактера да се креирају системи који опонашају природне механизме и концепте. Њихово увођење у инжењерску праксу даје најчешће добре резултате и омогућава човеку да боље разуме начине који су природни, хармонични и опстају хиљадама година. Облик тела делфина је веома интересантан за проучавање у разним инжењерским гранама у данашњици. Међутим, и међу претечама авијације је још почетком 19. века облик тела делфина представљао инспирацију за могући будући облик трупа летелице.

Савремена истраживања су свој фокус ставила на проучавање механизма пливања делфина, затим структуру његове коже, јер омогућава одржавање ламинарног граничног слоја готово целом дужином тела током кретања кроз воду. Квржице на кожи делфина су веома занимљиве из угла ваздухопловства, јер престављају начин којим се врши индиректна или пасивна контрола граничног слоја. Постоје и многе друге особености које инжењери нису успели да имплементирају у један јединствен систем одједном, али истраживања на ову тему охрабрују за будућност.

У дисертацији је представљена нова фамилија хибридних Делфин аеропрофила. Изворна идеја за развој ове фамилије аеропрофила је проистекла из математичког модела румунског математичара и научника Јосифа Тапосуа. Тапосу је представио модел којим се може конструисати аеропрофил веома специфичног облика, са оштром нападном ивицом, који подсећа на тело делфина у подужном пресеку. Творац овог модела аеропрофила га је назвао новим концептом у аеродинамици. Како би се испитала својства ових аеропрофила за потребе дисертације, конструисани су "математички Делфин аеропрофили" или "оригинални Делфин аеропрофили", као и њихови геометријски пандани из фамилије стандардних аеропрофила НАСА.

Под геометријским панданом се подразумева аеропрофил са истом максималном релативном дебљином, кривином и њиховим положајем. За поређење профила коришћена је CFD анализа базирана на примени RANS система једначина са $k - \omega$ SST турбулентним моделом за режиме струјања при Маховим бројевима мањим од $M=0.3$. Прорачуни су вршени при Рејнолдсовом броју $Re=6.0$, за случај стандардне храпавости, који подразумева форсирани рани преображај ламинарног у турбулентни гранични слој. Коришћена је структурирана C – мрежа за прорачуне, а резултати добијени за сваки НАСА аеропрофил су верификовани понаособ поређењем са експерименталним подацима из НАСА Rep. 824 и из издања *Theory of Wing Sections*, Abbott et. al. [1, 2]. За модификацију домена нападне ивице оригиналних Делфин аеропрофила у циљу побољшања њихових аеродинамичких карактеристика, у овој дисертацији су уведене и приказане две иновативне методе: "метод природне оптимизације" назван семиелиптични метод, и "NA - DEL" геометријски метод оптимизације.

Модификацијама уз помоћ ове две методе је креирано седам хибридних Делфин аеропрофила, који су задржали око 70% задњег домена оригиналних Делфин аеропрофила. Свих седам хибридних аеропрофила су показали боље аеродинамичке карактеристике како у односу на оригиналне Делфин пандане тако и у односу на НАСА геометријске пандане. Приказане су упоредне табеле, дијаграми аеродинамичких коефицијанта и финесе при чему су сва побољшања приказана и процентуално.

Након успешене прорачунске верификације, и експериментално су потврђене боље аеродинамичке особине нове фамилије хибридних Делфин аеророфила на примеру аеропрофила NA - DEL 2415. У универзитетском аеротунелу "Мирослав Ненадовић" Машинског факултета Универзитета у Београду под истим условима опструјавања испитани су НАСА 2415, оригинални аеропрофил Делфин 2415 и овде приказани нови NA - DEL 2415. Резултати су недвосмислено показали да хибридни профил NA - DEL 2415 поседује боље аеродинамичке карактеристике у односу на друга два испитана аеропрофила. Тиме је потврђена хипотеза и отворен пут да новодобијена фамилија хибридних Делфин аеропрофила нађе примену како на летелицама категорије опште авијације, тако и на беспилотним летелицама.

Кључне речи: Делфин, хибридни аеропрофили, CFD анализа, семиелиптична модификација, НА - ДЕЛ модификација, експериментална верификација, општа авијација, беспилотне летелице.

Научна област: Машинство

Ужа научна област: Ваздухопловство

УДК: 533.6:629.7(043.3)

DEVELOPMENT OF A CLASS OF HYBRID DOLPHIN AIRFOILS

Abstract

In science nowadays, there is an increasing number of bionic attempts to create systems that mimic natural mechanisms and concepts. Their introduction into engineering practice usually gives good results and allows man to better understand ways that are natural, harmonious, and persist for thousands of years. The shape of the dolphin's body is very interesting to study in various engineering branches nowadays. However, among the forerunners of aviation, even at the beginning of the 19th century, the shape of the dolphin's body was an inspiration for the possible future shape of a fuselage of aircraft.

Modern research has focused on the study of the dolphin's swimming mechanisms, the structure of its skin because it enables the maintenance of a laminar boundary layer along almost the entire length of the body during movement through water. The nodules on the dolphin's skin are very interesting from an aeronautical point of view, because they represent a way of indirect or passive control of the boundary layer. There are many other features that engineers have not been able to implement into a single system at once, but research on this topic is encouraging for the future.

This dissertation presents a novel family of hybrid Dolphin airfoils. The original idea for the development of this airfoil family arose from the mathematical model of the Romanian mathematician and scientist Iosif Taposu. Taposu presented a model that can be used to design an airfoil with a very specific shape, with a sharp leading edge, which resembles the body of a dolphin in the longitudinal section. The creator of this airfoil model called it a new concept in aerodynamics. To examine the properties of these airfoils for the dissertation, the "mathematical Dolphin airfoils" or "original Dolphin airfoils", as well as their geometric counterparts from the family of standard NACA airfoils, were designed.

A geometric counterpart is an airfoil with the same maximum thickness ratio, camber, and its position. CFD analysis based on the application of the RANS system of equations with the $k - \omega$ SST turbulent model for flow regimes at Mach numbers lower than $M=0.3$ was used to compare these airfoils. The calculations were performed at the Reynolds number $MRe=6.0$, for the case of standard roughness, which implies a forced early transition from laminar to turbulent boundary layer. A structured C - grid was used for calculations, and the results obtained for each NACA airfoil were verified individually by comparison with experimental data from NACA Rep. 824 and Theory of Wing Sections, Abbott *et. al.* [1, 2]. To modify the domain of the leading edge of the original Dolphin airfoils to improve their aerodynamic characteristics, two innovative methods were introduced and presented in this dissertation: the "natural optimization method" called the semielliptic method, and the "NA - DEL" geometric optimization method.

Modifications with these two methods resulted in the creation of seven hybrid Dolphin airfoils, which retained about 70% of the rear domain of the original Dolphin airfoils. All seven hybrid airfoils have proved better aerodynamic characteristics both in relation to the original Dolphin counterparts and in relation to the NACA geometric counterparts. Comparison Tables, diagrams of aerodynamic coefficients and lift – to - drag ratios are given, with all improvements shown in percentages.

After a successful numerical verification, better aerodynamic properties of the new family of hybrid Dolphin airfoils were confirmed experimentally on the example of the airfoil NA - DEL 2415. In the University wind tunnel "Miroslav Nenadović" of the Faculty of Mechanical Engineering of the University of Belgrade under the same flow conditions, NACA 2415, the original Dolphin airfoil 2415, and the new NA - DEL 2415 were tested. The results clearly proved that the NA - DEL 2415 hybrid airfoil has better aerodynamic characteristics compared to the other two tested airfoils. This confirmed the hypothesis and opened the way for the newly acquired family of hybrid Dolphin airfoils to be used both on general aviation aircraft and unmanned aerial vehicles.

Keywords: Dolphin, hybrid airfoils, CFD analysis, semi - elliptical modification, NA - DEL modification, experimental verification, general aviation, unmanned aerial vehicles.

Scientific discipline: Mechanical engineering

Scientific sub - discipline: Aeronautical engineering

UDC: 533.6:629.7(043.3)

Садржај

Листа слика	VII
Листа табела	XII
Ознаке	XIV
ПОГЛАВЉЕ 1. Увод	1
1.1 Увод у истраживање	1
1.2 Мотивација и хипотеза	1
1.3 Преглед поглавља дисертације	2
ПОГЛАВЉЕ 2. Преглед претходних истраживања	4
ПОГЛАВЉЕ 3. Прорачунски модели	12
3.1. Увод у математички модел аеропрофила по методи Тапосу	12
3.1.1. Једначине аеропрофила Делфин по методи Тапосу	14
3.2. Усвојен турбулентни модел	19
ПОГЛАВЉЕ 4. CFD модел	26
4.1. Развијање мреже коначних елемената	26
4.2. Коришћени прорачунски параметри	31
ПОГЛАВЉЕ 5. Модификација аеропрофила Делфин	33
5.1. Семиелиптични метод	34
5.1.1. Семиелиптична модификација аеропрофила Делфин 2410	36
5.1.2. Семиелиптична модификација аеропрофила Делфин 2412	48
5.1.3. Семиелиптична модификација аеропрофила Делфин 2415	60
5.1.4. Семиелиптична модификација аеропрофила Делфин 0006	72
5.2. НА-ДЕЛ модификација	83
5.2.1. НА-ДЕЛ модификација аеропрофила Делфин 2410	83
5.2.2. НА-ДЕЛ модификација аеропрофила Делфин 2412	87
5.2.3. НА-ДЕЛ модификација аеропрофила Делфин 2415	90
ПОГЛАВЉЕ 6. Експериментална испитивања	95
6.1 Опис експеримента и методе испитивања и мерења	97

6.2 Припрема експеримента и калибрација давача	99
6.3 Друга и трећа фаза - извођење експеримента, аквизиција података и обрада резултата	102
ПОГЛАВЉЕ 7. Закључак	110
Литература	113

Листа слика

Слика 3.1 Илустрација <i>Делфин аеропрофила</i> Тапосу са релевантним параметрима.....	14
Слика 3.2 Расподела полудебљине дуж тетиве аеропрофила.....	14
Слика 3.3 Функција скелетне линије дуж тетиве.....	18
Слика 4.1 Хибридни аеропрофил Делфин NA - DEL 2415, C - мрежа у близини зидова- <i>near field</i>	27
Слика 4.2 Хибридни аеропрофил Делфин NA - DEL 2415, C - мрежа удаљено од зидова- <i>far field</i>	27
Слика 4.3. Препоруке метрике мреже.....	28
Слика 4.4. Задавање број елемената по ивицама, група 1.....	28
Слика 4.5. Задавање број елемената по ивицама, група 2.....	29
Слика 4.6. Задавање број елемената по ивицама, група 3.....	29
Слика 4.7. Четири квадранта за опцију <i>Face Meshing</i>	30
Слика 4.8. Приказ мреже у зони излазне ивице, NA - DEL 2415.....	30
Слика 5.1.1.1 Приказ аеропрофила NASA 2410.....	36
Слика 5.1.1.2 C - мрежа са 113900 елемената – цела контролна запремина и околина аеропрофила.....	36
Слика 5.1.1.3 Упоредни дијаграми за коефицијент узгона при Рејнолдсовом броју 6.0×10^6 , стандардна храпавост.....	37
Слика 5.1.1.4 Упоредни прикази полара за Рејнолдсов број 6.0×10^6 , стандардна храпавост.....	37
Слика 5.1.1.5 Приказ оригиналног аеропрофила Делфин 2410.....	38
Слика 5.1.1.6 Контуре поља брзина за аеропрофил NASA 2410 и оригинални Делфин 2410 при нападном углу $\alpha=0^\circ$	39
Слика 5.1.1.7 Контуре поља брзина за аеропрофил NASA 2410 и оригинални Делфин 2410 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	39
Слика 5.1.1.8 Контуре поља брзина за аеропрофил NASA 2410 и оригинални Делфин 2410 при нападном углу $\alpha=-4^\circ$	40
Слика 5.1.1.9 Приказ прве модификације аеропрофила Делфин 2410 M1 са мрежом.....	40
Слика 5.1.1.10 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2410 M1 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	41
Слика 5.1.1.11 Приказ друге модификације аеропрофила Делфин 2410 M2 са мрежом.....	42
Слика 5.1.1.12 Контуре поља брзина аеропрофил Делфин 2410 M2 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	42
Слика 5.1.1.13 Контуре поља брзина за оригинални аеропрофил Делфин 2410 при критичном нападном углу $\alpha=8^\circ$	43
Слика 5.1.1.14 Приказ треће модификације аеропрофила Делфин 2410 M3 са мрежом.....	43
Слика 5.1.1.15 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2410 M3 при критичном нападном углу $\alpha=10^\circ$	44
Слика 5.1.1.16 Приказ четврте модификације аеропрофила Делфин 2410 M4 са мрежом - први хибридни семиелиптични аеропрофил.....	45
Слика 5.1.1.17 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2410 M4 при критичном нападном углу $\alpha=12^\circ$	45
Слика 5.1.1.18 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла серије 2410.....	47

Слика 5.1.1.19 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара серије 2410.....	47
Слика 5.1.1.20 Збирни дијаграм финеса серије 2410 подељен са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве серије 2410.....	48
Слика 5.1.2.1 Приказ НАСА 2412 аеропрофила.....	48
Слика 5.1.2.2 С - мрежа са 113219 елемената – цела контролна запремина и околина аеропрофила.....	49
Слика 5.1.2.3 Упоредни дијаграми за коефицијент узгона при Рејнолдсовом броју 5.7×10^6 , стандардна храпавост.....	50
Слика 5.1.2.4 Упоредни прикази полара за Рејнолдсов број 5.7×10^6 , стандардна храпавост.....	50
Слика 5.1.2.5 Приказ оригиналног аеропрофила Делфин 2412.....	51
Слика 5.1.2.6 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 2412 и оригинални Делфин 2412 при нападном углу $\alpha=0^\circ$	52
Слика 5.1.2.7 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 2412 и оригинални Делфин 2412 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	52
Слика 5.1.2.8 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 2412 и оригинални Делфин 2412 при нападном углу $\alpha=-4^\circ$	53
Слика 5.1.2.9 Приказ прве модификације аеропрофила Делфин 2412 М1 са мрежом.....	53
Слика 5.1.2.10 Контуре поља брзина за аеропрофил Делфин 2412 М1 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	54
Слика 5.1.2.11 Приказ друге модификације аеропрофила Делфин 2412 М2 са мрежом.....	54
Слика 5.1.2.12 Контура поља брзина аеропрофила Делфин 2412 М2 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	55
Слика 5.1.2.13 Контура поља брзина оригиналног аеропрофила Делфин 2412 при критичном нападном углу $\alpha=8^\circ$	55
Слика 5.1.2.14 Приказ треће модификације аеропрофила Делфин 2412 М3 са мрежом.....	56
Слика 5.1.2.15 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2412 М3 при критичном нападном углу $\alpha=12^\circ$	57
Слика 5.1.2.16 Приказ треће модификације аеропрофила Делфин 2412 М4 са мрежом.....	57
Слика 5.1.2.17 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2412 М4 при критичном нападном углу $\alpha=12^\circ$	58
Слика 5.1.2.18 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла серије 2412.....	59
Слика 5.1.2.19 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара серије 2412.....	59
Слика 5.1.2.20 Збирни дијаграм финеса серије 2412 подељен са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве серије 2412.....	60
Слика 5.1.3.1 Приказ НАСА 2415 аеропрофила.....	60
Слика 5.1.3.2 С - мрежа са 112370 елемената – цела контролна запремина и околина аеропрофила.....	61
Слика 5.1.3.3 Упоредни дијаграми за коефицијент узгона при Рејнолдсовом броју 6.0×10^6 , стандардна храпавост.....	61
Слика 5.1.3.4 Упоредни прикази полара за Рејнолдсов број 6.0×10^6 , стандардна храпавост.....	62
Слика 5.1.3.5 Приказ оригиналног аеропрофила Делфин 2415.....	62
Слика 5.1.3.6 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 2415 и оригинални Делфин 2415 при нападном углу $\alpha=0^\circ$	63

Слика 5.1.3.7 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 2415 и оригинални Делфин 2415 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	64
Слика 5.1.3.8 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 2415 и оригинални Делфин 2415 при нападном углу $\alpha=-4^\circ$	64
Слика 5.1.3.9 Приказ прве модификације аеропрофила Делфин 2415 М1 са мрежом.....	65
Слика 5.1.3.10 Контуре поља брзина за аеропрофил Делфин 2415 М1 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	65
Слика 5.1.3.11 Приказ друге модификације аеропрофила Делфин 2415 М2 са мрежом.....	66
Слика 5.1.3.12 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2415 М2 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	67
Слика 5.1.3.13 Контуре поља брзине оригиналног аеропрофила Делфин 2415 при критичном нападном углу $\alpha=8^\circ$	67
Слика 5.1.3.14 Приказ треће модификације аеропрофила Делфин 2415 М3 са мрежом.....	67
Слика 5.1.3.15 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2415 М3 при нападном углу $\alpha=8^\circ$	68
Слика 5.1.3.16 Приказ четврте модификације аеропрофила Делфин 2415 М4 са мрежом.....	69
Слика 5.1.3.17 Контура поља брзина за аеропрофил Делфин 2415 М4 при критичном нападном углу $\alpha=12^\circ$	69
Слика 5.1.3.18 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла серије 2415.....	71
Слика 5.1.3.19 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара серије 2415.....	71
Слика 5.1.3.20 Збирни дијаграм финеса серије 2415 подељен са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве серије 2415.....	72
Слика 5.1.4.1 Приказ аеропрофила НАСА 0006.....	72
Слика 5.1.4.2 С - мрежа са 112200 елемената – цела контролна запремина и околина аеропрофила.....	73
Слика 5.1.4.3 Упоредни дијаграми за коефицијент узгона при Рејнолдсовом броју 6.0×10^6 , стандардна храпавост.....	73
Слика 5.1.4.4 Упоредни прикази полара за Рејнолдсов број 6.0×10^6 , стандардна храпавост.....	74
Слика 5.1.4.5 Приказ оригиналног аеропрофила Делфин 0006.....	74
Слика 5.1.4.6 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 0006 и оригинални Делфин 0006 при нападном углу $\alpha=0^\circ$	75
Слика 5.1.4.7 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 0006 и оригинални Делфин 0006 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	76
Слика 5.1.4.8 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 0006 и оригинални Делфин 0006 при нападном углу $\alpha=-4^\circ$	76
Слика 5.1.4.9 Приказ прве модификације аеропрофила Делфин 0006 М1 са мрежом.....	77
Слика 5.1.4.10 Контуре поља брзина аеропрофил Делфин 0006 М1 при нападном углу $\alpha=4^\circ$	78
Слика 5.1.4.11 Приказ друге модификације аеропрофила Делфин 0006 М2 са мрежом.....	78
Слика 5.1.4.12 Приказ треће модификације аеропрофила Делфин 0006 М3 са мрежом.....	79
Слика 5.1.4.13 Приказ четврте модификације аеропрофила Делфин 0006 М4 са мрежом.....	80

Слика 5.1.4.14 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла серије 0006.....	81
Слика 5.1.4.15 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара серије 0006.....	82
Слика 5.1.4.16 Збирни дијаграм финеса Делфин 0006 подељен са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве серије 0006.....	82
Слика 5.2.1.1 Приказ хибридног аеропрофила NA - DEL 2410.....	83
Слика 5.2.1.2 Приказ аеропрофила NA – DEL са 110840 елемената C – мреже.....	84
Слика 5.2.1.3 Контуре поља брзина аеропрофила NA - DEL 2410 при нултом и критичном нападном углу.....	85
Слика 5.2.1.4 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла са NA – DEL 2410.....	85
Слика 5.2.1.5 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара са NA - DEL 2410.....	86
Слика 5.2.1.6 Збирни дијаграм, финеса подељених са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве серије са NA – DEL 2410.....	86
Слика 5.2.2.1 Приказ хибридног аеропрофила NA - DEL 2412.....	87
Слика 5.2.2.2 Приказ аеропрофила NA – DEL 2412 са 110840 елемената C – мреже.....	87
Слика 5.2.2.3 Контуре поља брзина аеропрофила NA – DEL 2412 при нултом и критичном нападном углу.....	88
Слика 5.2.2.4 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла серије са NA – DEL 2412.....	89
Слика 5.2.2.5 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара са NA – DEL 2412.....	89
Слика 5.2.2.6 Збирни дијаграм, финеса подељених са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве са NA -DEL 2412.....	90
Слика 5.2.3.1 Приказ хибридног аеропрофила NA - DEL 2415.....	90
Слика 5.2.3.2 Приказ аеропрофила NA – DEL 2415 са 115600 елемената C – мреже.....	91
Слика 5.2.3.3 Контуре поља брзина аеропрофила NA – DEL 2415 при нултом и критичном нападном углу.....	92
Слика 5.2.3.4 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла са NA – DEL 2415.....	92
Слика 5.2.3.5 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара са NA - DEL 2415.....	93
Слика 5.2.3.6 Збирни дијаграм, финеса подељених са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве са NA - DEL 2415.....	93
Слика 6.1 Аеротунел "Мирослав Ненадовић": фотографије из периода изградње 1952 – 1957 (горе); Solid Works модел са полупресеком аеротунела (доле).....	96
Слика 6.1.1 3D CAD концептуални модел испитне инсталације са аеропрофилом у радном делу аеротунела, урађен у Ansys Design Modeler-у.....	97
Слика 6.1.2 Механизам за промену нападног угла аеропрофила, сензори и дефлектор на левој граничној плочи.....	98
Слика 6.1.3 Шестокомпонентни систем јарма за мерење 3 силе и 3 момената.....	98
Слика 6.1.4 Шематски приказ распореда давача за мерење сила узгона, отпора и момента са усвојеном конвенцијом о предзнаку.....	99
Слика 6.2.1 Калибрација мерног система комерцијалним металним теговима за узгон, као и наменски прављеним и калибрисаним теговима – флашицама са водом за отпор и момент пропињања.....	100

Слика 6.2.2 Поређење унетих и осредњених измерених вредности за симулирани узгон (калибрација непотребна), даваче је произвођач калибрисао у килограмима силе.....	101
Слика 6.2.3 Поређење унетих са осредњеним и калибрисаним измереним вредностима за симулирани отпор и момент, даваче је произвођач калибрисао у килограмима силе.....	102
Слика 6.3.1 Аеропрофил НАСА 2415 постављен у испитну инсталацију у аеротунелу, пре монтирања дефлектора, који се уклањају при уградњи модела....	103
Слика 6.3.2 Аеропрофил Делфин 2415 постављен у испитну инсталацију у аеротунелу са нападном ивицом приказаном на слици лево и излазном ивицом на слици десно.....	103
Слика 6.3.3 Аеропрофил NA - DEL 2415 постављен у испитну инсталацију у аеротунелу са приказом нападне (лево) и излазне ивице аеропрофила (десно).....	104
Слика 6.3.4 Аеропрофил НАСА 2415 са везном - обртном осом на 1/4 тетиве.....	104
Слика 6.3.5 Оригинални аеропрофил Делфин 2415 са везном - обртном осом на 1/4 тетиве.....	105
Слика 6.3.6 Аеропрофил NA - DEL 2415 са везном - обртном осом на 1/4 тетиве.	105
Слика 6.3.7 Упоредни дијаграм експерименталних зависности коефицијената узгона, финесе и момента од нападног угла.....	108
Слика 6.3.8 Упоредни приказ експерименталних полара.....	109
Слика 6.3.9 Један радни дан током експеримената приказаних у овом поглављу (испред камере: Зорана Данчуо, Оливера Костић, Иван Костић, Милош Јанузовић и Миодраг Стоименов (стоји), а ван видног поља објектива Александар Бенгин, Горан Воровић и Саша Њаради).....	109

Листа табела

Табела 1. Промена коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2410.....	36
Табела 2. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2410 и оригинални Делфин 2410.....	38
Табела 3. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за оригинални аеропрофил Делфин 2410 и Делфин 2410 M1.....	41
Табела 4. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2410 M1 и Делфин 2410 M2.....	42
Табела 5. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2410 M2 и Делфин 2410 M3.....	44
Табела 6. Поређење коефицијената узгона, отпора и за аеропрофил Делфин 2410 M3 и Делфин 2410 M4.....	45
Табела 7. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2410 и Делфин 2410 M4.....	46
Табела 8. Упоредна табела коефицијената узгона, отпора и финесе и релативна промена у процентима у односу на аеропрофил NASA 2410.....	46
Табела 9. Промена коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2412.....	49
Табела 10. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2412 и оригинални Делфин 2412.....	51
Табела 11. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил оригинални аеропрофил Делфин 2412 и Делфин 2412 M1.....	54
Табела 12. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2412 M1 и Делфин 2412 M2.....	55
Табела 13. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2412 M2 и Делфин 2412 M3.....	56
Табела 14. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2412 M3 и Делфин 2412 M4.....	57
Табела 15. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2412 и Делфин 2412 M4.....	58
Табела 16. Упоредна табела коефицијената узгона, отпора и финесе и релативна промена у процентима у односу на аеропрофил NASA 2412.....	58
Табела 17. Промена коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2415	61
Табела 18. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2415 и оригинални Делфин 2415.....	63
Табела 19. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2415 и Делфин 2415 M1.....	65
Табела 20. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2415 M1 и Делфин 2415 M2.....	66
Табела 21. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2415 M2 и Делфин 2415 M3.....	68
Табела 22. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2415 M3 и Делфин 2415 M4.....	69
Табела 23. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2415 и Делфин 2415 M4.....	70
Табела 24. Упоредна табела коефицијената узгона, отпора и финесе и релативна промена у процентима у односу на аеропрофил NASA 2415.....	70
Табела 25. Промена коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 0006.....	73

Табела 26. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 0006 и оригинални Делфин 0006.....	75
Табела 27. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 0006 и Делфин 0006 M1.....	77
Табела 28. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 0006 M1 и Делфин 0006 M2.....	78
Табела 29. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 0006 M2 и Делфин 0006 M3.....	79
Табела 30. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 0006 M3 и Делфин 0006 M4.....	80
Табела 31. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 0006 и Делфин 0006 M4.....	80
Табела 32. Упоредна табела коефицијената узгона, отпора и финесе и релативна промена у процентима у односу на аеропрофил NASA 0006.....	81
Табела 33. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2410 и NA - DEL 2410.....	84
Табела 34. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2410 M4 и NA - DEL 2410.....	84
Табела 35. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2412 и NA - DEL 2412.....	87
Табела 36. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2412 M4 и NA - DEL 2412.....	88
Табела 37. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2415 и NA - DEL 2415.....	91
Табела 38. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2415 M4 и NA - DEL 2415.....	91
Табела 39. Новодобијена фамилија хибридних аеропрофила Делфин и њихово процентуално побољшање у односу на NASA пандане.....	94
Табела 40. Осредњене аеротунелске вредности аеропрофила NASA 2415.....	106
Табела 41. Осредњене аеротунелске вредности аеропрофила Делфин 2415.....	107
Табела 42. Осредњене аеротунелске вредности аеропрофила NA - DEL 2415.....	107
Табела 43. Релативна промена коефицијента узгона, отпора и финесе у односу на аеропрофил NASA 2415.....	108

Ознаке

$Oxyz$ – десни Декартов координатни систем

ζ – максимална релативна кривина аеропрофила

2ε - максимална релативна дебљина аеропрофила

x_ε - положај максималне релативне дебљине дуж апсцисе

x_ζ - положај максималне релативне кривине дуж апсцисе

$s(x)$ – функција скелетне линије

$g(x)$ – функција расподеле полудебљине

$z_e(x)$ – функција горњаке

$z_i(x)$ – функција доњаке

k – кинетичка енергија турбулентног струјања по јединици масе

κ - Карманова константа; таласни број; топлотна проводљивост

ω - брзина дисипације кинетичке енергије у јединици запремине и времена

α – нападни угао, такође и ознака за конструктивни угао Делфин аеропрофила [3]

α_{cr} – критични нападни угао

C_z – коефицијент узгона

C_x – коефицијент отпора

C_m – коефицијент момента

C_z/C_x - финеса

Поглавље 1

Увод

1.1 Увод у истраживање

Проучавање аеропрофила ће остати неисцрпна тема у ваздухопловству. Колико год се чинило да је у овој области много већ истражено, да је велики број геометријских облика већ испитиван у аеродинамици, да су методе модификације мање – више изучене и устаљена ваздухопловна пракса, ипак, понекад се појаве посебни појединци који учине корак напред и промене устаљена схватања у науци. Један такав појединац јесте научник и математичар из Румуније, Јосиф Тапосу [3]. Аутора ове дисертације навео је на истраживање које је изложено у поглављима која следе.

Природа је створила небројено много облика и механизма који миленијумима функционишу у савршеном складу. Човек те механизме још увек не познаје довољно добро. Бионика и биомиметика су дисциплине које му отварају пут да боље разуме природне механизме, прилагоди их себи и искористи их за техничке иновације [4]. Један од специјално интересантних облика, са становишта аеродинамике, јесте облик тела делфина. Водени сисари попут грбавог кита и његових пераја, облик тела делфина, као и леђно пераје ајкуле, су одавно привукли пажњу ваздухопловних инжењера.

Зоолог Gray [5] се међу првима одважио да детаљније изучава механизме помоћу којих се кроз воду крећу делфини. Ипак многи истраживачи тврде да човек и даље није у потпуности проникао у начин на који делфини без великог отпора пливају кроз воду [6]. Управо ова чињеница их још више ставља у фокус ваздухопловних инжењера, чија ће вечита мисија бити смањење отпора, повећање узгона и њиховог међусобног односа - финесе.

1.2 Мотивација и хипотеза

Као што је већ наведено, предмет истраживања ове дисертације јесте облик налик воденом сисару – делфину, али не бионичком, већ облик који је математички конципирао Јосиф Тапосу. Тапосу је свом математичком концепту за конструкцију нове фамилије аеропрофила дао назив "Аеропрофили Делфин" јер подсећају на облик тела делфина [3].

Аутор ове дисертације је проучавајући овај нов математички концепт за конструкцију фамилије аеропрофила Делфин (у овој дисертацији у даљим поглављима назван "оригинални аеропрофил Делфин"), нашао мотивацију за његову допуну и унапређење. Након поређења оригиналних аеропрофила Делфин са класичним аеропрофилима серије НАСА, утврђене су неке мањкавости овог математичког концепта које се пре свега односе на концепцију и геометрију нападне ивице оригиналног аеропрофила Делфин [3].

Основна хипотеза ове дисертације јесте да се модификацијом носног дела (шири домен нападне ивице) оригиналног аеропрофила Делфин [3, 7] могу постићи боље аеродинамичке карактеристике, не само у односу на оригинални аеропрофил Делфин, већ и у односу на стандардне аеропрофиле серије НАСА са истом базичном геометријом. Хипотеза је потврђена помоћу две иновативне методе: методе "природне оптимизације" или семиелиптичне модификације, и геометријске методе модификације "NA – DEL". Постављени циљеви истраживања у потпуности су испуњени. Дисертација садржи како прорачунску, тако и експерименталну потврду хипотезе. На тај начин је добијена фамилија од седам нових хибридних аеропрофила Делфин за примену у општој авијацији, као и конструкцији беспилотних летелица.

Иако су методе прорачунске механике флуида, као и широк спектар CFD програма који су доступни на тржишту, постигли завидну поузданост за потребе квантитативних и квалитативних анализа, не треба изгубити из вида чињеницу да је експериментална потврда добијених резултата и даље остаје врло драгоцена. У овој дисертацији је коришћен RANS систем једначина са Menter-овим [8] $k - \omega$ SST турбулентним моделом (појашњено у поглављима 3 и 4). Сви прорачуни у овој дисертацији су прво тестирани на поклапања са експерименталним резултатима из Abbott *et al.* [1, 2]. Тек након ове верификације приступљено је даљим прорачунима и раду на потврди хипотезе. Тежње аутора, односно мотивација за рад на дисертацији се могу приказати по тачкама:

- Побољшање аеродинамичких карактеристика оригиналних аеропрофила Делфин у субсоничном режиму.
- Поређење оригиналних аеропрофила Делфин са стандарним аеропрофилима НАСА.
- Стицање увида у разлике у аеродинамичким карактеристикама горе наведених фамилија аеропрофила.
- Постављање хипотезе да је могуће модификацијом постићи боље аеродинамичке карактеристике, чак и у односу на НАСА аеропрофиле, који су се показали битно бољим у односу на оригиналне аеропрофиле Делфин.
- Проналажење метода за модификацију нападне ивице аеропрофила.
- Верификација хипотезе прорачунски и експериментално.
- Представљање нове фамилије хибридних аеропрофила Делфин као допринос.

1.3 Преглед поглавља дисертације

Дисертација је подељена у седам поглавља:

- Прво поглавље пружа увид у мотивацију аутора дисертације за бављење феноменологијом аеропрофила Делфин, постављену хипотезу, као и циљеве истраживања. По тачкама је наведен начин на који је приступљено истраживању и његове фазе.
- У другом поглављу су илустрована претходна истраживања у овој области. Друго поглавље садржи осврт на досадашња истраживања и обухвата велики број актуелних истраживања у свету. Истраживачи, како из области ваздухопловства па до роботике, се успешно баве имплементацијом природних механизма у технику [4]. Модели могу бити строго бионички или математички, као што је Тапосуов модел који је коришћен као полазна основа у овој дисертацији [3].
- У трећем поглављу је приказан математички модел [3] помоћу кога се конструише оригинални аеропрофил Делфин, као и појашњења у вези турбулентних модела уопште, а посебно $k - \omega$ SST Menter-овог модела који је коришћен у дисертацији [8]. Треће поглавље на опширан начин пружа увид у математички концепт оригиналног аеропрофила Делфин, као и детаљна објашњења коришћеног турбулентног модела.
- Четврто поглавље на опширнији начин описује конкретне методе и поставке CFD прорачуна у пакету ANSYS Fluent. На детаљан начин су приказани улазни параметри, као што су величина прорачунског домена, начин структурирања мреже, параметри при којима је вршена симулација, поставке $k - \omega$ SST турбулентног модела. Прорачунски алгоритам је представљен у целости.

- У петом поглављу су приказани резултати прорачуна и дате су модификације свих седам новодобијених хибридних аеропрофила. Приказан је и детаљно објашњен метод "природне оптимизације" или семиелиптичне модификације, као и геометријски "NA - DEL" метод, од модификације M1 (прва модификација), до модификације M4 (четврта и финална модификација). Извршена су поређења аеродинамичких карактеристика за сваку фазу модификације понаособ. На крају је вршено поређење са геометријским НАСА панданима. Ово је приказано табеларно, сликама контура поља брзина и дијаграмима аеродинамичких параметара (зависност коефицијента узгона од нападног угла, поларама, као и скупним дијаграмом финеса и коефицијента момента на 25% тетиве). За "NA - DEL" метод је примењен исти принцип, а резултати су приказани табеларно, сликама контура поља брзина и дијаграмима.
- Шесто поглавље је допунило пето у доказивању хипотезе и изнедрило неке нове закључке. Поглавље илуструје начин на који је изведен експеримент и све његове фазе. Све фазе су детаљно објашњене, илустроване сликама, а коначни резултати су приказани дијаграмима. Резултати експеримента су истраживању пружили још један нови правац развоја и могуће примене хибридног аеропрофила Делфин.
- Седмо поглавље је закључно. У њему се сумирају резултати истраживања, изводе кључни закључци и дају препоруке за употребу новодобијених хибридних аеропрофила Делфин, као и смернице за будући истраживачки рад у овој области.

Поглавље 2

2. Преглед претходних истраживања

Човек је одувек налазио инспирацију у природи у тежњи да унапреди свој живот. Посматрајући лет птица, кретање живих бића кроз природу у целини, спознавао је своје место у свету и покушао да исте или сличне механизме примени у својој свакодневици. Претече инжењера ваздухопловства су често решења за своје недоумице тражили у лету птица. Многи од тих покушаја показале се безуспешним и неприменљивим, али ће многи изнедрити фантастична открића. Како се авијација развијала, јављала се и потреба за иновативнијим начинима решавања у односу на претходно усвојене и застареле моделе.

Последњих деценија је примећено да и животињски свет који се креће кроз воду, постиже завидне перформансе које би могле бити примењене у авијацији. Иако су вода и ваздух различите флуидне средине, фундаменталне законитости механике флуида ће им остати заједничке. Дакле, кретање живих бића кроз воду, може подједнако бити инспирација за кретање и кроз ваздух, односно за лет. Овакав приступ у савладавању разноврсних инжењерских проблема, изнедрио је нову област под називом бионика, односно биомиметика [9, 10]. Иако употребљавана у пракси од давнина, бионика или биомиметика су појмови новијег датума. Појам "бионика" је увео Jack Steele, док се биомиметика приписује Otto Schmitt- у. Често се користе као синоними, мада постоје спорења међу научницима да ли то заиста јесу. Steele [9] је, шездесетих година двадесетог века, бионику дефинисао као науку која копира природу у неким њеним функцијама или пак читаве њене системе. Термин је кованица од речи "биологија" и "техника". Schmitt је биомиметику дефинисао као практичну примену система природе у фундаменталној науци, техници и другим областима. Појам је такође кованица, и то од две грчке речи *bios*, у значењу живот, и *mimesis*, са значењем имитација. На идеју да срачи овај појам је дошао кроз сопствени научни рад. Наиме, за потребе своје докторске дисертације је вршио испитивања помоћу којих је успео да имплементира електрични импулс нервне ћелије у технички уређај [4]. Поставио је хипотезу да пракса претходи теорији, односно да из емпиријског може произићи теорија [10]. Дакле, природа развија сопствене системе који у науци могу служити као прототип за развој нових техничких система. Оно што би се могло сматрати проблематичним у контексту бионике, односно биомиметике, јесте чињеница да не постоји јасно утврђена методологија и законитости ових дисциплина, већ се за сваку нову инспирацију из природе мора осмислити потпуно нов начин њене практичне примене у техници [9, 10].

Постоји велики број истраживања која сведоче о сврсисходности и применљивости бионичког приступа у инжењерству. Тако је, на пример, немачки научник Nachtigall *et al.* [11] вршио бионичка аеродинамичка испитивања голубијих крила и резултате објавио у часопису компаративне физиологије. Испитивано је десет левих голубијих крила. На крила је постављано 240 мерних тачака. Крила су постављена у положај који заузимају у режиму крстарења. Иако површина птичијих крила нема храпавост, односно глаткост, као технички аеропрофили, као и чињеница да голубија крила имају радијус заобљења нападне ивице који пре наликује аеропрофилима оштре нападне ивице попут суперсоничних, примећено је да се може успоставити добра корелација са техничким профилима у истом домену Рејнолдсових бројева. Дакле, голубија крила су у режиму крстарења, када не машу крилима, у домену истих Рејнолдсових бројева, упоредива у погледу максималног узгона и минималног отпора као њихови технички пандани по *Göttinger* номенклатури [11].

Кинески научници, Wu *et al.* [12], су вршили опсежно истраживање и у свом раду приказали резултате испитивања бионичког аеропрофила инспирисаног перајима грбавог кита. Грбави

кит на прсним перајима, на нападној ивици, поседује квржице, односно таласасто-ондулирану површину.

Примећено је да остварује изузетне перформансе у кретању кроз воду, уз додатне одговарајуће ротације трупа. У раду је истраживан утицај таласасте нападне ивице тродимензионалне структуре коначног размаха формираног од бионичких аеропрофила, на аеродинамичке перформансе, а посебно у условима слома узгона и његовог одлагања. Како би се спречило прерано одвајање граничног слоја и отцепљење струјница, у аеродинамици су одавно познати механизми контроле овог непожељног феномена који доводи до слома узгона, појаве повратног струјања, пада аеродинамичке ефикасности, а у неким случајевима и до физичког оштећења аеродинамичких површина. Квржице на перајима грбавог кита су, према тврдњама аутора, природни механизам за контролу граничног слоја и одржавање неометаног струјања дуж целог пераја. У раду су вршене симулације и поређење са стандардним аеропрофилом NASA 0012 и NASA 0015. Извршена је посебна 3Д нумеричка симулација хибридног аеропрофила добијеног додавањем ондулације на нападну ивицу стандардног аеропрофила NASA 0015. Коришћен је SST $k-\omega$ турбулентни модел за прорачун. Хибридни аеропрофил је добијен варирањем ондулације нападне ивице од размере 0, што одговара равној нападној ивици, до размере 1, што одговара у потпуности таласастој ивици. Као резултат овог рада је формиран нов бионички аеропрофил, модификацијом нападне ивице стандардног аеропрофила NASA 0015 [12]. Рад представља још једну потврду да се биолошки механизми могу успешно имплементирати у технику и дати значајан допринос аеродинамици.

Истраживачи са Универзитета Принстон, Floryan *et al.* [13] су своју пажњу такође посветили проучавању ефикасности–степену корисности кретања животиња кроз ваздух и воду. Установили су да се ајкуле, делфини, птице и друге сличне врсте, у режиму крстарења крећу у истом опсегу Струхалових бројева, типично између 0.2 и 0.4. Ово су, како наводе, и експериментално утврдили, уз запажање како природа као да је сама подесила животињски свет на параметре који су ефикасни, као и код техничких профила. У раду је приказан степен корисности у зависности од Струхаловог броја за аеропрофил NASA 0012 у пропињању. Испитивање је вршено у воденом тунелу [13].

Струхаловим бројем и његовом корелацијом са пропульзивним степеном корисности код делфина су се бавили и Fish *et al.* [14]. Као и у претходно наведеном истраживању [13] се наводи да се Cetacea (китови), чији инфраред чине и делфини, крећу у распону Струхалових бројева од 0.2 до 0.4. Струхалов број је бездимензиона величина и у механици флуида представља параметар осцилаторних механизма струјног поља. У раду је изнета тврдња да овај број не зависи од дужине тела делфина, нити брзине кретања кроз воду, као и да се делфини кроз воду крећу померањем репних пераја, чији попречни пресек подсећа на хидропрофиле. Као резултат оваквог осцилаторног кретања тела, јављају се нестационарни вртлози на излазној ивици хидропрофила-репним перајима. Овај рад је дао допринос у одређивању не само распона Струхалових бројева, већ и Рејнолдсових.

Не сме се заборавити да је међу пионирима авијације, Sir George Cayley око 1800. године први конструисао тело са малим отпором, налик на тело делфина. Тај облик је предвидео за конструкцију трупа летелице [15]. Изучавајући облик тела делфина, први га је увео у ваздухопловство. Условно речено га тако можемо назвати и првим бионичарем у авијацији, јер је посматрајући и лет галебова, установио да лет не захтева нужно и махање крилима. Вршио је испитивања модела фиксног крила једрилице коју је сам конструисао. Једрилица се лансирала избачајем са рамена [16].

Савремени начин живота, донео је и савремене технологије и далеко иновативнији приступ у решавању инжењерских изазова. Методе попут PIV (Particle Image Velocimetry), као и DPIV (Digital Particle Image Velocimetry) [17, 18] су омогућиле ефикасну визуелизацију струјног поља експерименталним путем. Методом DPIV и прорачунским хидродинамичким моделом је вршен прорачун и мерење хидродинамичке силе репа делфина-силе пропульзивног потиска, у току кретања кроз воду при одређеним брзинама. Дигитална PIV метода је омогућила

визуелизацију струјног поља око самог тела делфина, као и вртложног трага иза њега. Тиме је омогућена квалитативна, као и квантитативна анализа струјног поља.

Fish *et al.* [14, 17, 18] се такође бавио применом PIV, односно DPIV методе у бионичким експериментима. У раду [17] су приказане брзине, моменти, као и интензитет пропулзивне силе коју делфини генеришу при кретању у отвореним експерименталним базенима. Експеримент је вршен у опсегу Рејнолдсових бројева од 1.6 до 7.7 MRe. Као резултат је приказана и слика вектора угаоних брзина у вртложном трагу, у различитим временским интервалима-фрејмовима, чиме је дат и квалитативни приказ проблема. Дат је и приказ коефицијента отпора при одређеном Рејнолдсовом броју за *Cetacea* и модел делфина сачињеног из аеропрофила серије NASA 66xx. Реп делфина је у експерименту третиран као скуп осцилујућих хидропрофила [19]. Fish [19, 20] се врло опсежно бавио проблематиком кинематике, перформанси и хидродинамике китова и делфина као инфрареда. Сачинио је технички извештај у коме су детаљно приказани морфологија, отпори при кретању кроз воду, механизми за смањење отпора, пропулзивне способности и ефикасност, маневрабилност и многе друге важне особине делфина [20]. Извођење експеримената са делфинима, прорачун нестационарних турбулентних струјања која настају као последица њиховог кретања, нису једноставна за извођење, јер подлежу ограничавајућим законским регулативама.

Веома занимљив технички извештај о примени "принципа делфина" у аеронаутици, састављен је 1975. године у Источној Немачкој, а уређен, преведен и декласификован у бази Wright - Patterson у САД 1977. Аутор извештаја, Queck [5], наводи да је ваздушно - реактивна пропулзија какву авијација познаје, веома неекономична и да је потрошња керозина превелика. Увођење атомске пропулзије било би исувише ризикантно по човечанство. Уочено је да механика лета није дала адекватан допринос у погледу слетања авиона на различите врсте подлога, већ се слетање може вршити само на специјално конструисаним слетним стазама, односно пистама, као и многе друге мањкавости. Са друге стране, наводи се у извештају, природа очигледно има оптималне механизме којима прилагођава жива бића на услове преживљавања. Овакав принцип би требало применити и на техничка достигнућа, сматра аутор. У извештају се наводи да је зоолог James Gray 1936. године установио како је пропулзивна ефикасност делфина несразмерно велика у односу на снагу коју могу произвести његови мишићи и да делфини постижу брзине и до максималних 80 km/h. Поставио је хипотезу да је немогуће да делфин само својом физиологијом може да постигне велике брзине кретања, већ да мора бити неког скривеног механизма у кожи којим превазилази отпор при кретању. Ово је познато и као Грејев парадокс. У извештају [5] се наводи да се разматра развој "Делфин авиона" заснованог на "делфин принципу". Сматрано је да лет мора бити економичан, ефикасан и да не сме постојати могућност пада, односно да томе треба тежити непрестано. Уочено је да природа има способност да креира врсте које се крећу кроз воду без великог отпора, да не долази до великог трења тела и флуида и одвајања граничног слоја, супротно начину техничких изума. Стога је у овом извештају наглашена важност храпавости опструјаване површине и питање како делфини, китови и ајкуле врше регулацију граничног слоја. Поред животињског света који настањује воде, аутор изражава фасцинацију летом птица. Аутор сматра да човек још увек није поуздано проникао у принципе птичијег лета. Као и у случају водених животиња, птице успевају да савладају отпор ваздуха који је несразмеран снази њихових тела. Функционисање тог механизма такође није у потпуности схваћен од стране човека. Иако авиони самом конструкцијом подсећају на птице, механизам летења нема никакве везе са механизмом лета птица. Извештај потенцира паралелу између аеродинамике и хидродинамике, у којој се већина инжењерских проблема решава смањењем попречног пресека који је управан на правац струјања ради смањења отпора, као и на одржавање ламинарног граничног слоја. Аутор истиче да ваздухоплови у току лета користе праволинијску путању, док делфини имају синусоидну путању кретања, коју производе и птице махањем крила. Приказана је и скица предложене "Делфин летелице" [5].

Научник Pavlov [21] износи тезу о разлозима за мали отпор који делфини стварају при кретању кроз воду, а разлог је подударан са Gray-евом хипотезом о томе да тајна мора бити у кожи. У раду [21] након компјутерске симулације струјања на леђним перајима, потврђено је да постоји корелација између структуре коже делфина са струјним параметрима. Заправо, Pavlov износи став о томе да се кожа понаша као анизотропни пропустљив зид.

Пропулзивна способност делфина је након Gray-а фасцинирала научнике широм света. Јапански научник, Isogai [22] из јапанске свемирске агенције JAXA, вршио је нумеричку симулацију струјања око репа стојећег делфина, односно за положај када је тело делфина у ваздуху, док му реп служи као ослонац и налази се у води. Користећи се методом оптимизације, дошао је до брзине која би дала максималну пропулзивну корисност.

Питање савладавања отпора при кретању кроз воду, уз недовољну мишићну масу, постало је занимљиво и аеродинамичарима у нади да ће се разоткривањем овог феномена постићи значајни помаци у савладавању отпора тела при кретању кроз ваздух. Настављена су бројна хидродинамичка испитивања која ће касније бити од користи и у аеродинамици. Тако је у једном експерименталном истраживању [23] наведено да је механизам савладавања отпора приликом кретања делфина кроз флуидну средину-воду, јединствен феномен и да је он очигледно контролисан, а не насумичан. Опструјавање око тела је ламинарно и без отцепљења.

У савременим аеродинамичким истраживањима је бионички, односно биомиметички, приступ све присутнији. Аеродинамика и хидродинамика су по овом питању у сталном преплитању и међусобном допуњавању. Кинески научник Huang *et al.* [24] је постигао изванредне резултате у погледу побољшања аеродинамичких карактеристика аеропрофила базираног на биомиметици главе делфина *Phocoenoides dalli*. Са својим сарадницима је модификовао симетрични аеропрофил NASA 0018, мењајући му нападну ивицу. Наиме, уклонио је нападну ивицу овог класичног аеропрофила и додавши главу делфина *Phocoenoides dalli*, све док није постигнута тангентност главе делфина и аеропрофила NASA 0018, добио нов хибридни аеропрофил. Даљом адаптацијом развио је још две врсте бионичких аеропрофила типа Делфин, а затим и пет подгрупа [24].

Још један пример модификованог аеропрофила са био-инспирисаним носем, односно нападном ивицом, приказан је у раду [25]. Извршена је модификација нападне ивице аеропрофила NASA 2412 био-инспирисана носем плискавице, морске животиње налик делфину. Циљ рада је боља пасивна контрола граничног слоја. Овом модификацијом је повећана аеродинамичка ефикасност за 22.4% за режим струјања при малим брзинама. Иста група аутора је извршила дводимензионалну нумеричку анализу при малим Маховим бројевима за профиле серије NASA 4xxx и NASA 6xxx, уз бионичку модификацију нападне ивице различитим врстама из реда *Cetacea* (китова) [26].

Аеропрофил NASA 4412 је у истраживању [27] послужио за експерименталну анализу површине инспирисане квржицама коже делфина. Истраживање је претпоставило да квржице стварају неку врсту прореца на кожи у којима се образују мали вртлози. Претпоставка је да вртлози смањују отпор при кретању. Направљена је површина од аеропрофила NASA 4412 и површина са истом геометријом, само са придодатим избочинама као код коже делфина. Резултати су показали да у односу на површину формирану од класичних аеропрофила NASA 4412 и површину са квржицама, тј. избочинама, постоји тенденција ка повећању узгона и одлагању одвајања струјница са површине, за одређене нападне углове и Рејнолдсов број [27].

Корелацијом између структуре коже делфина и њених хидродинамичких особина се бавио и Pavlov [21, 28]. У једном истраживању је користио морфологију плискавице. На основу облика попречног пресека репних пераја, направио је модел у реалној величини у CAD софтверу. Сачињена је мрежа коначних елемената за попречни пресек репног пераја и извршена нумеричка анализа у CFD софтверу. Анализа је показала да су хидродинамички параметри у корелацији са морфологијом коже, што би био доказ да је морфологија коже природна адаптација - оптимизација на услове струјног поља [28].

Hansen [29] се у својој докторској дисертацији бавила протрузијама - избочинама на кожи грбавог кита (морфологија аналогна делфину) и њиховом утицају на аеродинамичке перформансе аеропрофила са избочинама на нападној ивици. У студији је наглашено да избочине представљају механизам индиректне контроле струјања [29]. Грбави кит је морска животиња изразитих акробатских перформанси и из тог разлога је била погодна за анализу и имплементацију у аеродинамичку студију. Познато је да се контрола граничног слоја може вршити на два начина: пасивно и активно. Пасивна контрола подразумева измене у геометрији опструјаване површине, чиме се омогућава одлагање отцепљења струјница. Активна контрола граничног слоја укључује инкорпорацију механизма који захтевају додатни извор енергије за покретање, као што су актуатори. Предност се даје пасивној контроли уколико је могуће њено конструктивно извођење због мањег утршка енергије, цене опреме и друго. Контрола граничног слоја је важна за очување аеродинамичких перформанси, одржавање и раст узгона, без његовог слома и ради спречавања могуће хаварије. Увођење избочина на нападну ивицу аеропрофила, доводи до пасивне контроле граничног слоја и одлагања отцепљења струјница [14, 19, 20, 30].

Miklosovic *et al.* [30] је експерименталним путем у аеротунелу малих брзина са повратним каналом, за некомп्रेसибилно струјање, вршио тестове на фиксном, неосцилујућем моделу. Испитивање је вршено са класичним аеропрофилом NASA 0020 и аеропрофилом NASA 0020 са избочинама као код грбавог кита. Испитивање је вршено при Маховом броју $M=0.2$ са коригованим Рејнолдсовим бројем реда величине 10^5 у униформном струјном пољу. Установљено је да се код аеропрофила са избочинама, нападни угао слома узгона (СТОЛ) помера за 40%, уз повећање узгона и смањење отпора.

Сличан експеримент са избочинама грбавог кита је извршио и Watts *et al.* [31]. Наиме, извршио је симулацију методом панела при великим Рејнолдсовим бројевима и добио задовољавајућа побољшања. При нападном углу од десет степени је извршено поређење крила са и без избочина и добијен је повећан узгон за 4.8%, смањење отпора за око 11% и повећање финесе за око 18%. Аутор сматра да пераја грбавог кита највише одговарају, у попречном пресеку, стандардном аеропрофилу NASA 634-021 [31].

У раду [32] су коришћени аеропрофили NASA 0021 и NASA 65-021. Приказан је опширан преглед сила узгона и отпора при одређеном Рејнолдсовом броју. Извршено је поређење аеропрофила са избочинама – туберкулама/протрузијама као код грбавог кита синусоидног облика, на нападној ивици и стандардних профила без избочина. Дат је приказ расподеле коефицијента притиска дуж тетиве профила. Извршена је визуелизација струјног поља методом водоничних мехурића (Hydrogen Bubble Technique), чиме је омогућена квалитативна анализа струјног поља, као и акустична мерења. Као општи закључак овог рада се може извући сагласје са претходним истраживањима датим у [31].

Нападне ивице аеропрофила, које можемо назвати и заталасаним или ондулираним, због имплементације избочина, највише су привукле пажњу научне јавности захваљујући раду Miklosovic *et al.* (2004) [30], иако је Fish *et al.* [14, 19, 20] први дао допринос истраживању ове природне појаве и имплементирао је на аеродинамичку површину. Ипак, Miklosovic *et al.* [30] је први приказао колики утицај заталасана површина може имати на повећање узгона, смањење отпора, као и на аеродинамичку ефикасност у целини.

Испитивања заталасане нападне ивице аеропрофила су вршена и са профилима NASA 0012, NASA 0020 и NASA 0030, за Рејнолдсове бројеве у распону од 50000 до 290000 и различитим конфигурацијама избочина [33]. Наиме, истраживање је показало да се за било коју конфигурацију туберкула-избочина из рада и релативну дебљину аеропрофила постиже повећање максималног узгона, као и да је потврђена хипотеза Stanway - а (2008). У раду је приказана и квалитативна анализа струјног поља око профила са избочинама. Рад је дао допринос примени био-инспирисаних аеропрофила у класичну аеродинамику и отворио пут даљим истраживањима делфина [33].

Истраживања из области машућих крила, такозваних махокрилаца, су такође заснована на бионичким истраживањима. *Platzer et al.* [34] су вршили испитивање феномена махања код птица, китова и делфина, у циљу разумевања механизма стварања бионичког пропулзивног потиска и узгона ових животињских врста услед њиховог специфичног начина кретања. Микролетелице, не веће од 15 cm, MAVs (Micro Air Vehicles), као и нанолетелице величине инсекта - NAVs (Nano Air Vehicles) се изучавају за потребе војне индустрије. Отуда би разумевање функционисања биолошких принципа било кључно за реализацију оваквих пројеката. Истраживање је базирано на развоју аеропрофила за машуће крило-летелице типа махокрилаца, као и бионичку пропулзију проузроковану махањем. У раду је приказана нумеричка анализа проблема и извршено поређење са доступним експерименталним подацима.

Barata et al. [35] сматра да у биомиметичким истраживањима пропулзивни потисак и узгон не треба посматрати одвојено. Аутор се у раду бави био-инспирираном пропулзијом микролетелица (MAV). У раду се истиче да се код машућих крила, у односу на класична, индукују три врсте убрзања: Кориолисово, угаоно и центрипетално. Ово се одвија око саме површине машућег крила и на тај начин се енергија апсорбује директно у гранични слој, чиме се врши индиректна/пасивна контрола граничног слоја. У раду су приказани водени сисари-делфини, грбави китови, и друге врсте од значаја за истраживање. Истраживања су показала да је у случају делфина природа извршила оптимизацију, тако да се максимална дебљина делфина налази на 45 % дужине трупа, што би значило да делфини до те границе задржавају ламинарни гранични слој, односно да се зона преображаја граничног слоја налази иза 45% дужине тела. Наводи се да се задња трећина тела делфина, са њеном пратећом морфологијом, може сматрати пропулзивном, док је преостали део тела инертан и служи да апсорбује губитак енергије услед осцилација при кретању. Избочине на кожи омогућавају одлагање преображаја ламинарног у турбулентни гранични слој, што не би било могуће уколико би кожа била глатка. Управо ово доводи у питање и материјале који су данас у примени у ваздухопловству и наводи на закључак да би и материјали требало да буду био-инспирирани.

Насупрот мишљењу *Barata et al.* [35] и других истраживача, постоје тврдње како Gray - ев парадокс није решен до данас, упркос свим напорима и ресурсима да се исти реши. Независни истраживач *Landell-Mills* [6] у свом раду наводи да парадокс није решен ни 2009. нити 2014. године. Аутор истиче да тврдње да се на репу делфина ствара узгон, а затим помоћу њега на непознат начин и пропулзивни потисак, немају научну основу и да нису логични. Механика пливања делфина још увек није разјашњена, нити постоји прихваћен модел, експеримент, нити једначине које би могле квантификовати овај модел. Такође, наводи да ово није парадокс у својој суштини, јер нема контрадикторности, и да је резултат Gray-еве "ароганције" и неразумевања, као и да је Gray изводио експерименте са дрвеним моделом делфина. Да би се могле израчунати силе које дејствују на тело делфина у току пливања, мора се познавати механика његовог пливања, а она није позната према [6]. Такође, није могуће применити теорему Кута- Жуковског, јер модел није ваљано постављен нити математички, нити експериментално, као што се не може применити аеродинамички модел узгона на репу делфина који генерише пропулзивни потисак, као што ни код ваздухоплова узгон не генерише пропулзивни потисак. Аутор изражава сумњу у начин и експерименталне услове под којима је изведена Bubble DPIV експериментална техника, и наводи многе контрадикторности до сада изведених експеримената и истраживања у вези са Gray- евим парадоксом. У раду је наведена студија случаја са авионом *Celera 500L* [6].

Једна експериментална студија [36] се бави проблематиком пасивне контроле граничног слоја и вредно је споменути је. Наиме, вршено је експериментално испитивање у субсоничном режиму струјања, са стандардним аеропрофилом *NACA 0012*, као и модификованим профилем у делу нападне ивице и њеној непосредној близини. Избочине у попречном пресеку имају облик Гаусове криве. Експеримент је показао значајна побољшања перформанси. Са друге стране, у истом истраживању, рађена је и нумеричка анализа стандардног профила *NACA 4412* са додатим избочинама, са циљем да се одреди утицај на аеродинамичке

перформансе - повећање узгона и смањење отпора, као и контролу граничног слоја. Избочине су овога пута додате нешто даље од нападне ивице и иако се избочине не налазе на самој нападној ивици, опет је потврђено побољшање у односу на стандардни, раван профил [36]. Сличну студију извели су и истраживачи у раду [37]. Ламинаризација граничног слоја и смањење отпора при кретању кроз ваздух је један од примарних задатака аеродинамичара.

Интересантно је напоменути да су и истраживачи из области ветротурбина заинтересовани за тематику био-инспирисаних аеропрофила. Чињеница која задивљује јесте способност животињског света који се креће кроз воду, да задржи ламинаран гранични слој дуж тела, односно да се отцепљење струјница одвија у задњем делу тела, тако да не изазива пад перформанси. Ово омогућава пливање са малим отпором, и као што је наведено у студијама о структури коже делфина, наводи на потребу за развојем такозваних "паметних материјала". Радови који се баве изучавањем оптимизације профила за ветротурбине са вертикалном осом ротације, такође све више примењују бионичке концепте. Тако је у раду Gorelov [38] потврдио хипотезу о аналогiji ветротурбине са *Darrieus* ротором, и бионичким машућим крилом. Бионички принципи се примењују и на гасне турбине подједнако успешно. Benson *et al.* [39] је у раду приказао како се може извршити редизајн излазне ивице лопатике гасне турбине, заснован на експерименталним подацима. У раду је коришћен, како га аутор назива, "принцип носа делфина" и још два принципа.

Zhang *et al.* [40] у свом раду нарочиту пажњу посвећује био-инспирисаним аеропрофилима и њиховој могућој примени у превенцији од загађења буком коју стварају ваздухоплови. С обзиром да је у ранијим истраживањима утврђено да нападна ивица са избочинама-ондулацијом, повећава узгон и смањује отпор, јавила се идеја да се иста методологија примени и у аероакустици у циљу смањења буке. У раду се истиче потреба за одлагањем транзиције из ламинарног у турбулентни режим и предлаже увођење структура за регулацију буке које су инспирисане механизмима као код делфина. Аутори предлажу таласасту нападну ивицу са избочинама, базирану на истраживањима Hansen *et al.* [29, 32, 41] и истраживањима Rostamzadeh *et al.* [41], уз валидацију са експерименталним подацима рада Jacob *et al.* [42]. Извршена је нумеричка анализа хибридном RANS-LES методом и SST турбулентним моделом стандардног аеропрофила NASA 0012, са и без избочина-ондулације. Нумеричка анализа је показала да се бука за аеропрофил NASA 0012 са ондулираном нападном ивицом смањила за 4 dB. То је значајан резултат у аероакустици, имајући у виду да законска регулатива ФАА налаже смањење буке за 10 dB до 2020. године, за цивилне авионе [40]. Као и у случају радова који илуструју избочине, попут избочина пераја плискавца и грбавог кита, и у овом случају су постигнута значајна побољшања. Средњи Махов број при коме је вршен експеримент је износио $M = 0.2$, за нападни угао од 2 степена.

Наука све више напредује у разумевању комплексних регулаторних механизма природе и њеној практичној примени. Животињске врсте се крећу кроз воду са ниским нивоом буке, али са врло високом ефикасношћу. У раду [43] је истакнуто да узрок лежи у томе што пливајући организми имају веома флексибилно тело које се лако и ефикасно деформише. Управо ово омогућава лако прилагођавање на флуидну средину кроз коју се крећу уз постизање оптималних перформанси. Такође је истакнуто да се формира комплексан вртложни траг у струјном пољу иза њих, који има другачије карактеристике од вртложних трагова техничких уређаја. За испитивање аероакустичних феномена је коришћен стандардни аеропрофил NASA 0012, који је уздужни пресек трупа рибе. Нумерички модел је усвојен тако да симулира флексибилну, деформабилну структуру тела. Закључак истраживања је да сложени вртложни траг, уз флексибилну структуру тела, узрокује највећи звучни притисак у близини тела, око самог деформационог зида, и да се смањује са порастом удаљености. При изучавању бионичких профила, било у води или ваздуху, не сме се заборавити да представљају звучни извор. Зато је веома важно вршити и аероакустична испитивања истих [43].

Облик делфина је послужио и инжењерима роботике у пројектовању такозваних био - робота. Да би овакав пројекат могао да се изведе, неопходно је претходно познавање кинематике и динамике робота, као и механике флуида-прецизније хидродинамике. Wang *et al.* [44] у раду представља динамички модел био - робота креираног по узору на делфина и друге животиње из реда китова, уз пропулзивни модел делфина. Дефинисана је механика флуида око репа делфина, сачињен виртуелни модел и извршена симулација. Yu *et al.* [45] је објавио рад о управљању био - инспирисаним роботом-делфином и његовој кинематици и динамици у води [45]. Још један робот - делфин, са тродимензионалним маневарским способностима је развијен од стране кинеских научника Wu *et al.*, [46] са циљем да врши проверу квалитета воде. Дакле, облик тела делфина је и ван оквира аеродинамичара и хидродинамичара инспирација за унапређење и развој. Dogangil *et al.* [47], су развили још један прототип Делфин - робота. Прототипове су назвали РОДО -1 и РОДО - 2. РОДО - 1 је робот са три зглоба, док РОДО - 2 представља мимикрију тела делфина. Аутор тврди да се пропулзивни потисак код делфина генерише у пределу тела иза леђног пераја, али да нису само репна пераја задужена за пропулзију, већ целокупно тело. РОДО - 2 нема пропелер, чиме је избегнуто стварање великог вртложног трага и буке приликом кретања кроз воду. Кретање се врши помоћу осцилујућег профила чиме се формира обрнути Карманов вртлог, што је како аутори наводе начин на који делфини остварују кретање кроз воду. То је начин који замењује генерисање потиска пропелером. Хидропрофили који су коришћени су стандардни, из серије НАСА, али оптимизовани. Робот је намењен подводним истраживањима, детектовању подводних мина, као и заштити обала и лука [47]. Yu *et al.* [48] је детаљно истраживао кретање делфина у циљу што верније мимикрије кретања за развој Делфин - робота. Запазио је да се делфини не крећу све време само кроз воду, већ им је потребан ваздух и да су искакања из воде чешћа што је брзина кретања делфина већа. Уочио је да приликом искакања и враћања у воду, заузимају положај на дубини где се генерише најмањи отпор при кретању. Прву фазу искакања из воде је означио као "пропулзивну фазу", фазу боравка у ваздуху као "фазу пројектила", а трећу фазу - фазу враћања у воду, као "фазу поновног уласка". За бочна и леђно пераје је предвидео аеропрофил НАСА 0018, који може поднети нападне углове преко 15 степени, за Рејнолдсов број реда 10^5 . Интересантно је да је од материјала предвиђено коришћење титанијумових легура, за теже делове структуре, док су за лакше предвиђене легуре алуминијума и Најлон 6. Робот је управљан за пропињање, ваљање и скретање [48].

Румунски научник и математичар Iosif Taposu [3, 49, 50, 7, 51, 50] је такође пронашао инспирацију у облику тела делфина, али је формулисао потпуно нов концепт фамилије аеропрофила математичким приступом. Новој фамилији је дао назив "Профили Делфин". Предложио је нов математички модел и идеалан аеропрофил Делфин дефинисао као онај коме је скелетна линија тангентна на расподелу полудебљине аеропрофила у зони нападне и излазне ивице. Овај концепт за примену у аеродинамици су детаљније изучавали Verbente *et al.* [53], као и Taposu *et al.* [51] у хидродинамици. Сва горе наведена истраживања, и многа друга која се тренутно врше у свету, говоре о значају примене бионичких принципа у аеродинамици, коначно и о савремености "Делфин концепта". Овај рад је посвећен развоју нових хибридних модела Делфин аеропрофила [7] полазећи од математичког модела Тапосу-а [3, 49, 50, 51, 52].

Поглавље 3

3. Прорачунски модели

3.1. Увод у математички модел аеропрофила по методи Тапосу

Овај рад има за циљ да унапреди математички модел новог аеропрофила румунског научника и математичара Јосифа Тапосу (Iosif Taposu) [3, 49, 50, 51, 52], узимајући у обзир савременост овог концепта, као и све заступљенијег бионичког приступа у ваздухопловству. Идеја о креирању новог математичког модела, био-инспирисаног, *Делфин аеропрофила* је отворила широко поље за научноистраживачки рад.

Јосиф Тапосу [3] је формулисао нов математички алгоритам који омогућава конструкцију широког спектра аеропрофила из фамилије коју је назвао *Делфин аеропрофили*. Аутор је истакао да је реч о новом концепту у аеродинамици и потпуно новом приступу у конструкцији аеропрофила у односу на постојеће, стандардне профиле. Истиче да је фамилија оваквих аеропрофила изузетно богата, те тако омогућава једноставно конструкционо прилагођавање потребама пројектаната. Тапосу уз осврт на дефиниције класичних аеропрофила, пре свега НАСА и других већ примењених, затим оптимизованих аеропрофила, уводи свој модел. У делу [3] дефинише *Делфин аеропрофил*, његове конструктивне карактеристике и класификацију. У дисертацији је изложен математички модел на основу кога је могуће конструисати *Делфин аеропрофил*, затим су приказана нека нумеричка решења, као и аеродинамичке карактеристике ових аеропрофила. Аутор у [3] описује понашање профила при малим и великим брзинама струјања, у слободном струјном пољу, као и са препреком - утицајем тла (тзв. ground effect), или зидова при испитивању у аеротунелима. Поред класичног *Делфина*, уводи и појам бидирекционалног *Делфин аеропрофила*, који је коришћен у конструкцији једне врсте летећег тањира названог ADIFO (All Directions Flying Object) [52].

Аутор полази од дефиниције аеропрофила [3], описујући геометрију класичног аеропрофила помоћу следећих параметара: тетиве аеропрофила, скелетне линије, горњаке и доњаке, нападне и излазне ивице у Декартовим координатама. Оса - x се протеже од нападне ка излазној ивици аеропрофила, а z - оса је на њу управна и у истој равни са аеропрофилом. Постоје и друге дефиниције аеропрофила и типичније су за област ваздухопловства. Пре свега, треба имати на уму да је аеропрофил попречни пресек узгонске површине [54]. Према Ненадовићу [54], геометрија аеропрофила је у потпуности дефинисана помоћу средње или скелетне линије и закона промене дебљине дуж исте. То би уједно била и најједноставнија, али и најсвеобухватнија дефиниција аеропрофила. Тетива спаја крајње тачке скелетне линије, док скелетну линију чине центри свих уписаних кружница унутар аеропрофила [54]. Скелетна линија одређује закривљеност аеропрофила, односну максималну кривину, која се изражава као релативна у односу на тетиву и то у процентима. Закон промене дебљине аеропрофила дуж скелетне линије се такође одређује у односу на тетиву и изражава помоћу релативне максималне дебљине у процентима. Бездимензионе величине и проценти се уводе ради лакшег поређења профила различитих произвођача, геометрија и слично. Према овим параметрима, аеропрофили се могу поделити на оне са малом, средњом или великом закривљеношћу, исто као и у случају дебљине аеропрофила - на танке, средње и дебеле. Постоје још два параметра од значаја, а то су радијуси заобљења нападне и излазне ивице профила. Међутим, као што је горе наведено, а према [54], довољно је познавање скелетне линије и промене дебљине дуж ње. Сви остали параметри служе за ближе описивање и лакше разумевање. У конструкцији аеропрофила се могу применити различите технике. Основне конструктивне величине

аеропрофила су максимална релативна кривина и место на којој се налази дуж тетиве, као и максимална релативна дебљина аеропрофила и њена позиција. Уобичајено је да се аеропрофили конструишу према тачкама датим у табелама, уз радијусе заобљења нападне и излазне ивице [54]. Геометрија аеропрофила се може представити и аналитички. Математички модел Делфин аеропрофила по методи Тапосу-а управо претпоставља овакав начин приказивања различитих Делфин профила. Аеропрофил је приказан у Oxz равни десног Декартовог координатног система, при чему апсциса узима вредности $x \in [0,1]$ и простире се дуж тетиве. Ознака $g(x)$ се односи на функцију расподеле полудебљине профила дуж апсцисе x , док $s(x)$ представља функцију скелетне линије у односу на апсцису x . Горњака - $z_e(x)$ и доњака - $z_i(x)$ се такође добијају из аналитичких израза [3]. Стандардни аеропрофили типа NASA се исто могу представити на овај начин помоћу горе наведених параметара. Тапосу илуструје пример стандардног NASA 6318. Ознака ζ представља релативну максималну кривину аеропрофила од 6%, која се налази на 30% тетиве (друга цифра у NASA ознаци) и има релативну максималну дебљину од 18% на 30% тетиве (ово се не појављује у NASA ознаци, јер представља стандардну позицију). Скелетна линија за четвороцифрене серије NASA се према номенклатури Тапосуа може приказати овако:

$$s(x) = \zeta \begin{cases} \frac{x}{x_\zeta} \left(2 - \frac{x}{x_\zeta} \right), & x \in [0, x_\zeta] \\ \frac{1-x}{1-x_\zeta} \left(2 - \frac{1-x}{1-x_\zeta} \right), & x \in [x_\zeta, 1] \end{cases} \quad (3.1)$$

где је x_ζ - позиција релативне максималне кривине, а ζ - релативна максимална кривина (енг. *camber*). Расподела полудебљине дуж тетиве за NASA аеропрофиле се може представити као:

$$g(x) = 2\varepsilon \left(a_0 \sqrt{x} + \sum_{n=1}^4 a_n x^n \right) \quad (3.2)$$

где a_0 представља радијус заобљења нападне ивице аеропрофила, a_n коефицијенте који варирају дуж тетиве [3]. Аналитички начин приказивања NASA аеропрофила са пет цифара је представљен са:

$$s(x) = \frac{k}{6} \begin{cases} m^3(1-x) - (m-x)^3 & x \in [0, m] \\ m^3(1-x), & x \in [m, 1] \end{cases} \quad (3.3)$$

где се параметар k добија из (3.4):

$$\zeta = \frac{k}{6} m^3 \left(1 - m + \frac{2m}{3} \sqrt{\frac{m}{3}} \right) \quad (3.4)$$

а параметар m из (3.5):

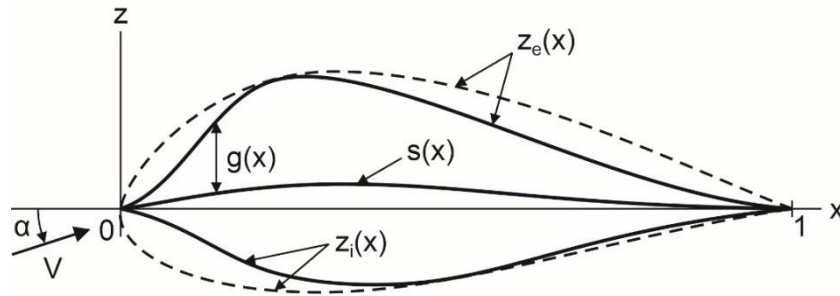
$$x_\zeta = m \left(1 - \sqrt{\frac{m}{3}} \right), \quad m \in [x_\zeta, 1] \quad (3.5)$$

Расподела полудебљине дуж тетиве се представља на исти начин као и код четвороцифрене серије, израз (3.2), са разликом позиције максималне релативне закривљености. Ознаке одступају од међународних ознака за максималну релативну дебљину, кривину и друго, јер се аутор користио скраћеницама из румунског језика којима се дефинишу геометријски параметри аеропрофила: *grosimea*, *semigrosimea* – $g(x)$, *scheletul* – $s(x)$. И други аеропрофили

се могу приказати аналитичким путем помоћу математичке методе Тапосу [3]: параболични, TSAGI, RAE, Göttingen, ONERA, суперкритични и остали.

3.1.1 Једначине аеропрофила Делфин по методи Тапосу

На слици 3.1 се могу видети параметри помоћу којих се може конструисати широк спектар профила из богате фамилије *Делфин аеропрофила*, а у складу са потребама конструктора.

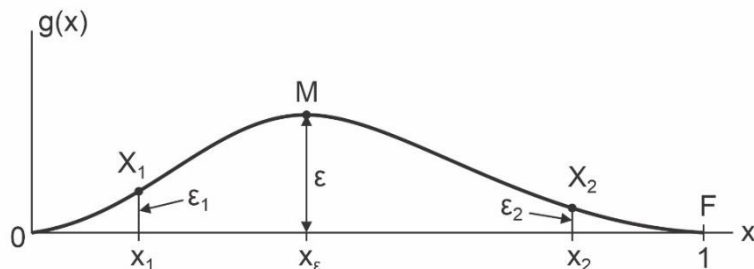


Слика 3.1 Илустрација *Делфин аеропрофила* Тапосу са релевантним параметрима [3]

Према дефиницији, да би се аеропрофил могао назвати *Делфином*, мора бити задовољен услов $g'(x)$, где се тетива аеропрофила простира дуж x -осе у интервалу $x \in [0, 1]$:

$$g'(0) = g'(1) = 0 \quad (3.6)$$

где је $g(x)$ функција расподеле полудебљине дуж тетиве аеропрофила, односно апсцисе координатног система, а $g'(x)$ представља први извод функције $g(x)$ по x . Како је полудебљина на нападној ивици нула, као и на излазној, закључујемо да је извод од константе једнак нули. *Делфин аеропрофил* нема радијус заобљења нити нападне, нити излазне ивице.



Слика 3.2 Расподела полудебљине дуж тетиве аеропрофила [3]

На слици 3.2 су приказане тачке од важности за конструкцију профила, са њеним параметрима. Тачка **М** означава максимум функције дуж апсцисе – тетиве аеропрофила, а тачка **F** тачку излазне ивице аеропрофила (рум. *fuga* – излаз). Тачке означене са **X₁** (у тачки на апсциси x_1) и **X₂** (у тачки на апсциси на x_2) су произвољно изабране тачке и у њима је вредност локалне полудебљине, респективно, ε_1 и ε_2 . На основу тога се могу извести следећи обрасци:

$$g(x_\varepsilon) = \varepsilon, \quad g'(x_\varepsilon) = 0 \quad (3.7)$$

где је ε - релативна максимална полудебљина аеропрофила, а x_ε њена позиција на апсциси (тетиви).

$$g(x_1) = \varepsilon_1, \quad g'(x_1) = \beta_1 \quad (3.8)$$

$$g(x_2) = \varepsilon_2, \quad g'(x_2) = \beta_2$$

У интервалу од $x \in [0, x_\varepsilon]$ постојаће тачка x_1 где функција $g(x)$ има позитивни нагиб β_1 (3.9):

$$\beta_1 = g'(x_1) > 0 \quad (3.9)$$

За део $x \in [x_\varepsilon, 1]$ постојаће тачка x_2 где функција $g(x)$ има негативни нагиб β_2 (3.9):

$$\beta_2 = g'(x_2) < 0 \quad (3.10)$$

Функција полудебљине $g(x)$ се може изразити и у облику полинома:

$$g(x) = ax^2 + bx + c \quad (3.11)$$

где су a , b , и c коефицијенти које треба одредити. Једначине које важе за на домену $\mathbf{OX}_1$ (слика 3.2), која чини нападну ивицу су:

$$x \in [0, x_1], \quad a = \frac{\beta_1}{2x_1}, \quad b = 0, \quad c = 0, \quad (3.12)$$

$$\varepsilon_1 = \frac{\beta_1 x_1}{2} \quad (3.13)$$

Једначине које важе на домену $\mathbf{X}_1\mathbf{M}$ (слика 3.2), која чини линију прегипа:

$$x \in [x_1, x_\varepsilon], \quad a = \frac{\varepsilon_1 - \varepsilon}{(x_\varepsilon - x_1)^2}, \quad b = \frac{2x_\varepsilon(\varepsilon - \varepsilon_1)}{(x_\varepsilon - x_1)^2}, \quad c = \frac{\varepsilon x_1^2 + \varepsilon_1 x_\varepsilon^2 - 2\varepsilon x_1 x_\varepsilon}{(x_\varepsilon - x_1)^2} \quad (3.14)$$

Израз који важи на домену $\mathbf{OX}_1$ је (3.13), на делу $\mathbf{X}_1\mathbf{M}$ важи израз (3.15):

$$\varepsilon_1 = \varepsilon - \frac{\beta_1(x_\varepsilon - x_1)}{2} \quad (3.15)$$

Из (3.13) и (3.15) следи:

$$\beta_1 = \frac{2\varepsilon}{x_\varepsilon} \quad (3.16)$$

Из (3.15) и (3.16) следи:

$$\varepsilon_1 = \frac{\varepsilon x_1}{x_\varepsilon} \quad (3.17)$$

Из (3.14) и (3.17):

$$a = \frac{-\varepsilon}{x_\varepsilon(x_\varepsilon - x_1)}, \quad b = \frac{2\varepsilon}{x_\varepsilon - x_1}, \quad c = \frac{-\varepsilon x_1}{x_\varepsilon - x_1} \quad (3.18)$$

Из (3.17) и $x_1 = \frac{\varepsilon_1 x_\varepsilon}{\varepsilon}$ у (3.18) добија се:

$$a = \frac{\varepsilon^2}{x_\varepsilon^2(\varepsilon_1 - \varepsilon)}, \quad b = \frac{2\varepsilon^2}{x_\varepsilon(\varepsilon - \varepsilon_1)}, \quad c = \frac{\varepsilon\varepsilon_1}{x_\varepsilon(\varepsilon_1 - \varepsilon)} \quad (3.19)$$

За део од $\mathbf{MX}_2$ (слика 3.2) важи:

$$a = \frac{\varepsilon_2 - \varepsilon}{(x_\varepsilon - x_2)^2}, \quad b = \frac{2x_\varepsilon(\varepsilon - \varepsilon_2)}{(x_\varepsilon - x_2)^2}, \quad c = \frac{\varepsilon x_2^2 + \varepsilon_2 x_\varepsilon - 2\varepsilon x_2 x_\varepsilon}{(x_\varepsilon - x_2)^2} \quad (3.20)$$

следи:

$$\varepsilon_2 = \varepsilon + \frac{\beta_2(x_2 - x_\varepsilon)}{2}, \quad x \in [x_\varepsilon, x_2] \quad (3.21)$$

из (3.20) и (3.21) се добија:

$$a = \frac{\beta_2}{2(x_2 - x_\varepsilon)}, \quad b = \frac{\beta_2 x_\varepsilon}{x_\varepsilon - x_2}, \quad c = \varepsilon - \frac{\beta_2 x_\varepsilon^2}{2(x_\varepsilon - x_2)} \quad (3.22)$$

или увођењем ε_2 уместо x_2 :

$$a = \frac{\beta_2^2}{4(\varepsilon_2 - \varepsilon)}, \quad b = \frac{x_\varepsilon \beta_2^2}{2(\varepsilon - \varepsilon_2)}, \quad c = \varepsilon - \frac{x_\varepsilon^2 \beta_2^2}{4(\varepsilon - \varepsilon_2)} \quad (3.23)$$

Једначине излазне ивице за лук $\mathbf{X}_2\mathbf{F}$:

$$x \in [x_2, 1], \quad a = \frac{\beta_2}{2(x_2 - 1)}, \quad b = \frac{\beta_2}{1 - x_2}, \quad c = \frac{\beta_2}{2(x_2 - 1)} \quad (3.24)$$

уз израз:

$$x_2 = 1 - \frac{\varepsilon_2(1 - x_\varepsilon)}{\varepsilon} \quad (3.25)$$

из:

$$\beta_2 = \frac{2\varepsilon}{x_\varepsilon - 1} \quad (3.26)$$

следи:

$$a = \frac{\varepsilon}{(x_2 - 1)(x_\varepsilon - 1)}, \quad b = \frac{2\varepsilon}{(x_2 - 1)(1 - x_\varepsilon)}, \quad c = \frac{\varepsilon}{(x_2 - 1)(x_\varepsilon - 1)} \quad (3.27)$$

Увођењем параметра ε_2 добија се из (3.27):

$$a = \frac{\varepsilon^2}{\varepsilon_2(x_\varepsilon - 1)^2}, \quad b = \frac{-2\varepsilon^2}{\varepsilon_2(x_\varepsilon - 1)^2}, \quad c = \frac{\varepsilon^2}{\varepsilon_2(x_\varepsilon - 1)^2} \quad (3.28)$$

Ова методологија познаје класичне, али и специјалне *аеропродиле Делфин*. Класични се могу описати на основу горе наведених израза и на следећи начин: Полудебљина профила се може изразити и као:

$$g(x) = \varepsilon \begin{cases} F_1(x), & 0 \leq x \leq x_1 \\ F_2(x), & x_1 < x \leq x_\varepsilon \\ F_3(x), & x_\varepsilon < x \leq x_2 \\ F_4(x), & x_2 < x \leq 1 \end{cases} \quad (3.29)$$

следи:

$$\begin{aligned} F_1(x) &= \frac{x^2}{x_1 x_\varepsilon}, & F_2(x) &= 1 - \frac{(x - x_\varepsilon)^2}{x_\varepsilon (x_\varepsilon - x_1)}, & F_3(x) &= 1 - \frac{(x - x_\varepsilon)^2}{(x_\varepsilon - x_2)(x_\varepsilon - 1)}, \\ F_4(x) &= \frac{(x - 1)^2}{(x_2 - 1)(x_\varepsilon - 1)} \end{aligned} \quad (3.30)$$

Функција полудебљине $g(x)$ се може изразити и преко параметара $\varepsilon_1, \varepsilon_2$:

$$g(x) = \varepsilon \begin{cases} G_1(x), & 0 \leq x \leq x_1 \\ G_2(x), & x_1 < x \leq x_\varepsilon \\ G_3(x), & x_\varepsilon < x \leq x_2 \\ G_4(x), & x_2 < x \leq 1 \end{cases} \quad (3.31)$$

где је:

$$\begin{aligned} G_1(x) &= \frac{\varepsilon x^2}{\varepsilon_1 x_\varepsilon^2}, & G_2(x) &= 1 - \frac{\varepsilon (x - x_\varepsilon)^2}{x_\varepsilon^2 (\varepsilon - \varepsilon_1)}, & G_3(x) &= 1 - \frac{\varepsilon (x - x_\varepsilon)^2}{(\varepsilon - \varepsilon_2)(x_\varepsilon - 1)^2} \\ G_4(x) &= \frac{\varepsilon (x - 1)^2}{\varepsilon_2 (x_\varepsilon - 1)^2} \end{aligned} \quad (3.32)$$

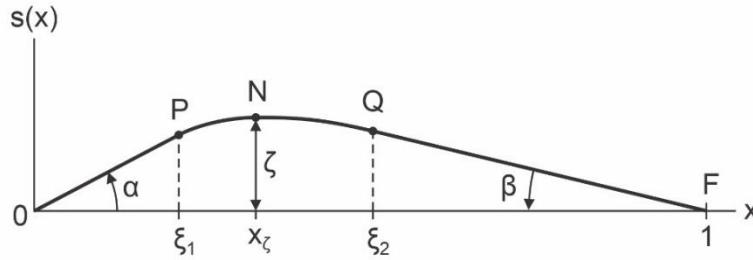
Функција полудебљине $g(x)$ се може изразити и преко параметара x_1 и ε_2 :

$$g(x) = \varepsilon \begin{cases} F_1(x), & 0 \leq x \leq x_1 \\ F_2(x), & x_1 < x \leq x_\varepsilon \\ G_3(x), & x_\varepsilon < x \leq x_2 \\ G_4(x), & x_2 < x \leq 1 \end{cases} \quad (3.33)$$

где се примењују једначине из (3.30) и (3.32). Функција полудебљине $g(x)$ се може изразити и преко параметара ε_1, x_2 :

$$g(x) = \varepsilon \begin{cases} G_1(x), & 0 \leq x \leq x_1 \\ G_2(x), & x_1 < x \leq x_\varepsilon \\ F_3(x), & x_\varepsilon < x \leq x_2 \\ F_4(x), & x_2 < x \leq 1 \end{cases} \quad (3.34)$$

где се примењују једначине из (3.30) и (3.32) [3]. Функција скелетне линије $s(x)$ се може представити на сличан начин као и функција $g(x)$, слика 3.3. [3].



Слика 3.3 Функција скелетне линије дуж тетиве [3]

Скелетна линија је подељена, као и линија расподеле полудебљине, у четири сегмента: сегмент нападне ивице, сегмент прегипа (максимум кривине дели два сегмента), сегмент задњег прегипа и сегмент излазне ивице. Једначине од значаја су према [3]:

$$\beta = \arctan \left[\left(\frac{x_\zeta}{1-x_\zeta} \right) \tan \alpha \right] \quad (3.35)$$

Као у (3.15) следи:

$$\xi_1 = \frac{2\zeta}{\tan \alpha} - x_\zeta \quad (3.36)$$

уз услов $0 < \xi_1 < x_\zeta$. Закључујемо да параметар ζ не може бити произвољан. Зато је:

$$\frac{x_\zeta}{2} \tan \alpha < \zeta < x_\zeta \tan \alpha \quad (3.37)$$

Погодна вредност за ζ може бити $\zeta < 0.75 x_\zeta \tan \alpha$. Као у (3.21):

$$\xi_2 = 2 - x_\zeta - \frac{2\zeta}{\tan \beta} \quad (3.38)$$

Из услова добијамо $x_\zeta < \xi_2 < 1$ добијамо:

$$\frac{1-x_\zeta}{2} \tan \beta < \zeta < (1-x_\zeta) \tan \beta \quad (3.39)$$

Уколико усвојимо да је $\zeta = 0.75 x_\zeta \tan \alpha$, тада можемо израчунати следеће:

$$s(x) \begin{cases} \Phi_1(x), & 0 \leq x \leq \xi_1 \\ \Phi_2(x), & \xi_1 < x \leq x_\zeta \\ \Phi_3(x), & x_\zeta < x \leq \xi_2 \\ \Phi_4(x), & \xi_2 < x \leq 1 \end{cases} \quad (3.40)$$

где је:

$$\begin{aligned} \Phi_1(x) &= x \tan \alpha, & \Phi_2(x) &= \zeta - \frac{(x - x_\zeta)^2 \tan \alpha}{2(x_\zeta - \xi_1)}, & \Phi_3(x) &= \zeta - \frac{(x - x_\zeta)^2 \tan \beta}{2(\xi_2 - x_\zeta)} \\ \Phi_4(x) &= (1 - x) \tan \beta \end{aligned} \quad (3.41)$$

где је β из израза (3.35). Овим је одређен *Делфин аеропрофил* према моделу Тапосу [3].

3.2 Усвојен турбулентни модел

Турбулентно струјање флуида је струјање које карактерише појава нестационарног, привидно хаотичног макровртложења. Струјни параметри у времену и простору варирају на наизглед непредвидив начин, због чега је успостављање математичког модела овог типа струјања комплексно. Турбулентно струјање одликује неправилна промена параметара кретања флуида у времену и простору и може се изразити у облику општег израза $U(x, t)$. Са $U(x, t)$ је обележено поље у функцији простора – x и времена t [55]. Са променом позиције – x , у времену – t , мењају се и карактеристике струјног поља.

У ваздухопловству су веома значајна проучавања турбулентног струјања. Разлог томе је што се највећи број кретања одвија управо у оваквом струјном пољу, а то значи у пољу променљиве брзине, температуре, притиска и других физичких величина. Најпре је важно категорисати ког је степена турбулентно кретање, односно да ли је реч о турбулентном струјању ниског, умереног или високог интензитета [55]. Степен турбулентности струјања зависи поред осталог од вредности Рејнолдсовог броја. Рејнолдсов број је бездимензиона величина која је директно сразмерна инерцијалним, а обрнуто сразмерна вискозним силама. Рејнолдсовим бројем се изражава "утицај степена вискозности флуидне масе при извесној брзини на струјни спектар реалног флуида" [54] и дефинисан је једначином:

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} \quad (3.42)$$

где је ρ - густина флуида, v – брзина флуида, или објекта који се креће кроз флуид зависно од усвојеног система референције, L - карактеристична дужина која се опструјава, а μ - динамичка вискозност флуида [56]. У природи се не може повући оштра граница између два стања материје или енергије. Као што у атмосфери након тропосфере следи прво тропопауза па онда стратосфера, или након хладних периода постепеним отопљавањем долази до појаве већих температура, природа има склоност постепеном прилагођавању и постепеним променама. Скоковити или нагли прелази у атмосфери најчешће су узроковани временским непогодама мањих или већих размера. Сходно томе, ни ламинарно струјање не може одмах прећи у турбулентно, већ постоји зона преображаја. Што је ова зона краћа, то је преображај бурнији.

Моделовање турбулентног струјања је једно од најизазовнијих у области прорачунске динамике флуида, а можда међу најкомплекснијим у инжењерству уопште. За решавање се у

практи као полазна основа користе Навије-Стоксове једначине. Помоћу њих се може прикупити велики број параметара турбулентног струјног поља. Могу се решавати на више начина. Један од њих је директан начин (DNS, Direct Numerical Simulation). Ово је изузетно захтевно уколико би се изводило над већим сегментима ваздухоплова или пак читавим ваздухопловом. Занимљива илустрација решавања директном нумеричком симулацијом, приказан је у раду Hosseini *et al.* [57]. Симулација је изведена са аеропротилом NASA 4412, са 3.2 милијарди чворова мреже, при Рејнолдсовом броју од 400000, 75Tb података и 35 милиона сати рада CPU језгара и то само за један сегмент крила, у само једном пролазу. То су енормни ресурси, како рачунарски, тако и економски. Са оваквим моделом није могуће вршити оптимизације, нити изводити симулације са већим структурама. Сасвим је јасно да се мора прибећи апроксимативним методама.

Smits [58] са Универзитета Принстон, се дуги низ година бавио феноменом турбулентног струјања и његовог адекватног дефинисања, као и свих релевантних параметара. И овај аутор наглашава да турбулентно струјање одликује варирање параметара струјања, као што су брзина, температура, притисак, у дугом временском интервалу и да га карактерише мешање струјница и вртложење, за разлику од ламинарног струјања које је много уређеније. Дефинисање турбулентног струјања се за практичне инжењерске потребе може вршити осредњавањем у довољно великом временском периоду. То ову методу, у суштини, чини статистичком [58]. Брзина се може приказати као:

$$\vec{V} = U\vec{i} + V\vec{j} + W\vec{k} \quad (3.43)$$

где је Рејнолдсовом декомпозицијом или разлагањем, временски осредњена величина приказана са:

$$U(x, t) = \bar{U}(x) + u'(x, t) \quad (3.44)$$

$$V(x, t) = \bar{V}(x) + v'(x, t) \quad (3.45)$$

$$W(x, t) = \bar{W}(x) + w'(x, t) \quad (3.46)$$

Временски осредњена величина се може изразити у општем облику са [58]:

$$\bar{a} = \lim_{T \rightarrow \infty} \int_{t_0}^{t_0+T} a dt \quad (3.47)$$

Навије-Стоксове једначине за некомп्रेसибилно струјање и без дејства спољне силе се представљају у облику једначине континуитета:

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = 0 \quad (3.48)$$

и једначине количине кретања:

$$\frac{D\mathbf{V}}{Dt} = \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot \nabla \mathbf{V} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{V} \quad (3.49)$$

или:

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_i \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j^2} \quad (3.50)$$

Након временског осредњавања, једначина континуитета постаје [58]:

$$\frac{\partial \bar{U}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{V}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{W}}{\partial z} + \frac{\partial u'}{\partial x} + \frac{\partial v'}{\partial y} + \frac{\partial w'}{\partial z} = 0 \quad (3.51)$$

Узимајући последња три члана:

$$\frac{\partial \bar{U}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{V}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{W}}{\partial z} = 0 \quad (3.52)$$

$$\nabla \cdot \bar{\mathbf{V}} = 0 \quad (3.53)$$

Узимајући израз (3.52) и смењујући у израз (3.51) [58]:

$$\frac{\partial u'}{\partial x} + \frac{\partial v'}{\partial y} + \frac{\partial w'}{\partial z} = 0 \quad (3.54)$$

следи:

$$\nabla \cdot \mathbf{v}' = 0 \quad (3.55)$$

Ако се вратимо на једначине количине кретања, тада за x , y и z компоненте постају, за x :

$$U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial V}{\partial y} + W \frac{\partial W}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} - \left(\frac{\partial \overline{u'^2}}{\partial x} + \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} + \frac{\partial \overline{u'w'}}{\partial z} \right) + \nu \nabla^2 U \quad (3.56)$$

за y :

$$U \frac{\partial V}{\partial x} + V \frac{\partial V}{\partial y} + W \frac{\partial V}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} - \left(\frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial x} + \frac{\partial \overline{v'^2}}{\partial y} + \frac{\partial \overline{v'w'}}{\partial z} \right) + \nu \nabla^2 V \quad (3.57)$$

за z :

$$U \frac{\partial W}{\partial x} + V \frac{\partial W}{\partial y} + W \frac{\partial W}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} - \left(\frac{\partial \overline{u'w'}}{\partial x} + \frac{\partial \overline{v'w'}}{\partial y} + \frac{\partial \overline{w'^2}}{\partial z} \right) + \nu \nabla^2 W \quad (3.58)$$

Ово осредњавање се зове Рејнолдсово и, иако су Навије-Стоксове једначине сада временски осредњене, у њима се појављују чланови флукуација који су непознати. Проблем овог система једначина је тај што није затворен. Ово је познато и као "проблем затварања". Враћањем на израз (3.56), последња два члана се могу записати као [58]:

$$\frac{1}{\rho} \left[\mu \nabla^2 U - \rho \left(\frac{\partial \overline{u'^2}}{\partial x} + \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} + \frac{\partial \overline{u'w'}}{\partial z} \right) \right] \quad (3.59)$$

Чланови $\overline{\rho u'^2}$, $\overline{\rho u'v'}$, $\overline{\rho u'w'}$ чине такозване Рејнолдсове напоне [58]. Тада се једначина количине кретања може написати у облику:

$$\overline{U}_j \frac{\partial \overline{U}_i}{\partial x_j} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_j} (-p \delta_{ij} + 2\mu \overline{S}_{ij} - \rho \overline{u_i u_j}) \quad (3.60)$$

где је

$$\overline{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \overline{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{U}_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.61)$$

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u_i u_j} = \tau_{ji} \quad (3.62)$$

где члан τ_{ij} представља Рејнолдсов или турбулентни напон. У тензорском облику се израз за турбулентну кинетичку енергију може записати:

$$\frac{D \left(\frac{1}{2} \overline{q^2} \right)}{Dt} = \frac{\partial \left(\frac{1}{2} \overline{q^2} \right)}{\partial t} + U_j \frac{\partial \left(\frac{1}{2} \overline{q^2} \right)}{\partial x_j} = - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\overline{p' u_j}}{\rho} + \frac{1}{2} \overline{u_j q^2} \right) - \overline{u_i u_j} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \overline{v u_i} \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j^2} \quad (3.63)$$

где је члан $U_j \frac{\partial \left(\frac{1}{2} \overline{q^2} \right)}{\partial x_j}$ члан адвекције, или глобалног преноса енергије, $\frac{\overline{p' u_j}}{\rho} + \frac{1}{2} \overline{u_j q^2}$ члан преноса турбулентне енергије, $-\overline{u_i u_j} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}$ члан губитка енергије глобалног тока енергије услед турбуленције, или **члан стварања турбуленције** (*production term*), $\overline{v u_i} \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j^2}$ члан који је резултат вискозних напона, дисипација кинетичке у топлотну енергију [58].

За потребе ове дисертације је коришћен RANS SST $k - \omega$ турбулентни модел. Турбулентни модели могу бити једно или више - једначински. Сви ови модели имају своје основне верзије од стране оригиналних аутора, као и побољшане верзије које настају њиховим коришћењем у свакодневnoj инжењерској пракси. Један такав познат једноједначински систем је систем Spalart - Allmaras [8]. Menter у [8] износи неке предности и мањкавости овог модела и тврди да његова побољшана верзија показује напредак у приказивању профила брзине, али да показује мањкавости у зонама са негативним градијентом притиска. Menter [8] сматра да већина турбулентних модела има проблем у доменима са негативним градијентом притиска. Први двоједначински турбулентни модел је Jones - Launder $k - \varepsilon$ модел. Овај модел је кроз време еволуирао захваљујући побољшањима аутора Hanjalic, Rodi, Chen и Patel [8]. Иначе, двоједначински ситеми су међу најкоришћенијима у инжењерској пракси. Након $k - \varepsilon$ модела, Wilcox [8] уводи $k - \omega$ модел. Овај модел садржи две једначине од којих је једна једначина турбулентне кинетичке енергије - k , а друга једначина представља дисипацију турбулентне кинетичке енергије - ω [8]. Оригинални математички облик Wilcox- овог $k - \omega$ модела је:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial u_j k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_{k1} \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.64)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j \omega}{\partial x_j} = \gamma_1 P_\omega - \beta_1 \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_{\omega 1} \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (3.65)$$

Menter [8] је првобитно развио BST $k - \omega$ (Baseline $k - \omega$) модел као побољшање оригиналног Wilcox-овог $k - \omega$ модела. Наиме, аутор је увидео да може ефикасно комбиновати два двоједначинска турбулентна модела у различитим зонама граничног слоја и упоредио их са експерименталним резултатима. Установио је да Wilcox-ов $k - \omega$ модел даје добре резултате у зони близу зида - опструјавање површине, а $k - \epsilon$ модел у горњим слојевима граничног слоја у близини зоне слободног струјања. Увео је функцију F_1 која представља представља помоћну функцију „спајања“ (енгл. *blending function*). Ова функција узима вредност $F_1=1$ у близини зида, тако да се активира $k - \omega$ модел, а у зони близу зоне слободног струјања узима вредност $F_1=0$ и активира $k - \epsilon$ модел. Трансформација се врши помоћу израза $(1 - F_1)$, тако да је у зони близу зида вредност израза 0 и активан је $k - \omega$ модел, а у зони близу зоне слободног струјања вредност израза је 1 и активира се $k - \epsilon$ модел. Када се функција F_1 убаци у математички модел, добија се прво BST $k - \omega$ модел [8]:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.66)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j \omega}{\partial x_j} = \gamma P_\omega - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \sigma_\omega 2 \frac{\mu_t}{k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (3.67)$$

$$P_k = \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (3.68)$$

$$P_\omega = \rho \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho \omega \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (3.69)$$

где су коефицијенти из (3.63) и (3.64) Wilcox-ове константе [8]:

$$\sigma_{k1} = 0.5, \quad \sigma_{\omega 1} = 0.5, \quad \beta_1 = 0.0750, \quad \beta^* = 0.09, \quad \kappa = 0.41, \quad \gamma_1 = \frac{\beta_1}{\beta^*} - \sigma_{\omega 1} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*} \quad (3.70)$$

Jones - Launder константе [8]:

$$\sigma_{k2} = 1.0, \quad \sigma_{\omega 2} = 0.856, \quad \beta_2 = 0.0828, \quad \beta^* = 0.09, \quad \kappa = 0.41, \quad \gamma_2 = \frac{\beta_1}{\beta^*} - \sigma_{\omega 2} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*} \quad (3.71)$$

Функција спајања је представљена хиперболичким тангенсом:

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (3.72)$$

где је [8]:

$$\arg_1 = \max\left(\min\left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}; 0.45\frac{\omega}{\Omega}\right); \frac{400\nu}{y^2\omega}\right) \quad (3.73)$$

у је одстојање до следеће површине, а вртложна вискозност:

$$\nu_t = \frac{k}{\omega} \quad (3.74)$$

SST RANS k - ω (енгл. *Shear Stress Transportation*) модел има идентичан облик као BSL модел изузев:

$$\sigma_{k1} = 0.85, \quad \sigma_{\omega 1} = 0.65, \quad \beta_1 = 0.0750, \quad \beta^* = 0.09, \quad \kappa = 0.41, \quad \gamma_1 = \frac{\beta_1}{\beta^*} - \sigma_{\omega 1}\kappa^2/\sqrt{\beta^*} \quad (3.75)$$

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega; \Omega F_2)} \quad (3.76)$$

што је облик за вртложну вискозност овог модела. Коефицијент a_1 из (3.75) узима вредност 0.3, Ω је апсолутна вртложност, а функција F_2 :

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2) \quad (3.77)$$

$$\arg_2 = \max\left(2\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}; \frac{400\nu}{y^2\omega}\right) \quad (3.78)$$

Овим је дефинисан првобитни Menter-ов SST турбулентни модел [8]. Од када су постављени основни облик BSL и SST модел, и овај други модел је унапређиван од стране аутора и његових сарадника. У раду [59] Menter доноси побољшања за употребу модела у индустријске сврхе. Сви математички модели и рачунарски кодови имају сврху само уколико могу да предвиде реалне физичке феномене са што већом тачношћу. У [59] аутор истиче да модели попут k - ϵ нису у стању да у свим случајевима предвиде отцепљење на адекватан начин, као ни ефективан прорачун у турбулентном граничном слоју. Ипак, овај модел показује предности у зонама граничног слоја у близини зоне слободног струјања, док k - ω модел ту предност има у близини зида. У [59] је приказан оригинални облик SST модела као, да би се боље појаснио значај функције спајање и њено увођење у модел:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} = \widetilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (3.79)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} = \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (3.80)$$

где је функција спајања F_1 :

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (3.81)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho \omega_2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, \quad 10^{-10} \right) \quad (3.82)$$

F_1 узима вредност 0 у зонама далеко од зида и тада функционише као $k - \varepsilon$ модел и вредност 1 у близини зидова и од тада је у употреби као $k - \omega$ модел. Вртложна вискозност [59]:

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega; SF_2)} \quad (3.83)$$

Члан стварања кинетичке турбулентне енергије је [59]:

$$P_k = \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \rightarrow \widetilde{P}_k = \min(P_k, 10\beta^* \rho k \omega) \quad (3.84)$$

Константе су:

$$\beta^* = 0.09, \alpha_1 = \frac{5}{9}, \quad \beta_1 = \frac{3}{4}, \quad \sigma_{k1} = 0.85, \sigma_{\omega 1} = 0.5, \quad \alpha_2 = 0.44, \quad \beta_2 = 0.0828, \\ \sigma_{k2} = 1, \quad \sigma_{\omega 2} = 0.856 \quad (3.85)$$

Ваљан турбулентни модел мора бити мало осетљив на структуру мреже у близини зидова (y^+). SST RANS $k - \omega$ модел је задовољио управо те захтеве за потребе овог рада.

Поглавље 4

CFD модел

4.1 Формирање прорачунске мреже

Са правом се може рећи да је формирање адекватне прорачунске мреже и наука и „уметност“. Од њених карактеристика зависи тачност добијених резултата. Дакле, у прорачунској динамици флуида (у даљем тексту *CFD*, *енг. Computational Fluid Dynamics*), добро генерисана мрежа је основа сваког прорачуна, која треба да обезбеди резултате на које конструктор може да се ослони. То му омогућава, поред доброг конструисања, и могућност предвиђања феномена који се евентуално могу појавити током експлоатације. Након формирања ваљане мреже помоћу широког спектра софтвера које нуди тржиште, остало је, мање или више, механичко уношење додатних параметара. Постоје многа спорења око тога шта је довољно добра мрежа (*енг. mesh*). Оно што је заједничко свим становиштима, јесте чињеница да је добра мрежа она која омогућава брзу конвергенцију резултата у што мањем броју прорачунских итерација. Под појмом лоше мреже би се подразумевало супротно. Велики број итерација, дивергенција резултата и на крају и њихова нетачност. *CFD* се тако може свести и на питање рачунарских ресурса којима конструктор располаже. Што су они већи, то је могућност решавања сложених инжењерских захтева већа. За једноставније прорачуне, довољни су и просечни рачунарски ресурси.

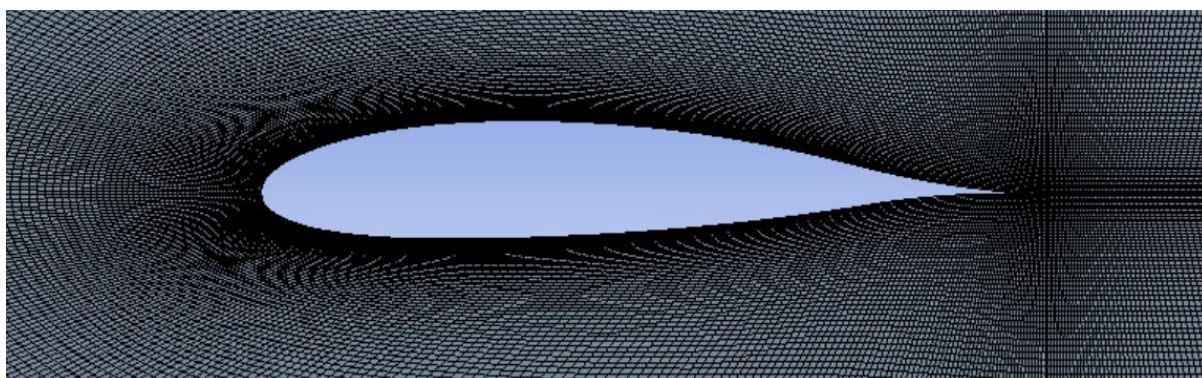
Ово поглавље ће се фокусирати на структурирану *C* - мрежу, уз кратак осврт на алтернативне, које се такође могу користити за прорачуне аеродинамичких параметара аеропрофила. За прорачуне ради добијања нове фамилије хибридних аеропрофила из овог рада, коришћен је *ANSYS ICEM CFD* модул. Примењени модел је равански, дводимензионалан, тип мреже - статичка.

Струјање које се проучава у овом раду је, са становишта аеродинамике, спољашње. Приказани аеропрофили су намењени за употребу у општој авијацији. Технологија производње и редуковање цене код ове категорије летелица најчешће подразумева не баш идеалан квалитет површине крила, са необореним закивцима, преклопљеним оплатама итд., која доводи до брзог прелаза из ламинарног граничног слоја у турбулентни. Прелазно струјање или транзиција се дешава у близини нападне ивице. Зато је за прорачун коришћен само турбулентни модел струјања.

Мреже које су у употреби за одређивање аеродинамичких карактеристика аеропрофила уопштено, према топологији могу бити *H*, *C*, *O* или пак хибридне [60]. Такође, према структури могу бити структуриране (конструктор сам задаје критеријуме формирања мреже) или неструктуриране (модул на основу базичних улазних параметара сам креира мрежу, која по правилу нема јасно дефинисану, већ формира насумично геометрију. Сваку мрежу чине ћелије, којих треба да буде оптималан број. То значи да се повећањем броја ћелија преко оптималног не постиже већа прорачунска прецизност [60], а у неким случајевима може доћи и до деградације квалитета резултата. Како је наведено у претходном поглављу, за развијање фамилије хибридних аеропрофила Делфин, коришћен је *RANS* систем једначина са *SST $k - \omega$* турбулентним моделом за све прорачуне. Овај турбулентни модел је коришћен, између осталог, и због тога што показује малу зависност од начина структурирања мреже у зони зидова. Аутор *Lu et al.* [60] у раду о својствима прорачунске мреже за *RANS* симулације, тврди да *O* - тип мреже показује нешто већу прецизност у односу на *C* - тип мреже, за одређивање коефицијента притиска у зонама нападне и излазне ивице аеропрофила. Такође се наводи и пример студије за *O*, *C* и хибридне мреже за прорачуне за аеропрофил *NACA 0012*.

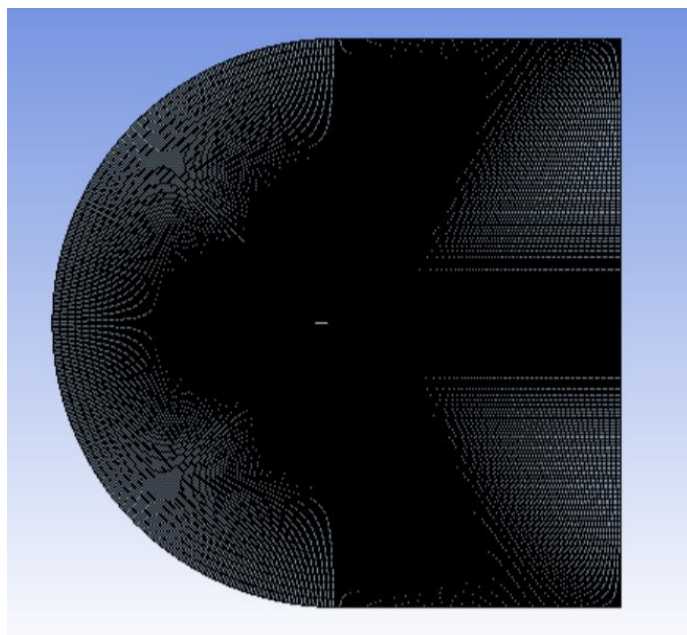
Показало се да је хибридна мрежа нешто боља у погледу одређивања коефицијента отпора. Под хибридном мрежом се подразумева мрежа која у близини зидова аеропрофила има структурирану мрежу, а даље од зидова поприма неструктуриран облик [60].

Прорачунске мреже се састоје од ћелија које могу имати облик троугла или четвороугла у раванском, дводимензионалном случају, или облик тетраедра у тродимензионалном случају. Тачке између ћелија се називају чворови и могу бити у близини зидова - *near field* и удаљени од зидова - *far field* аеропрофила. Расподела ћелија мреже је изузетно важна у регији око зидова, конкретније уз сам аеропрофил. Управо у тој зони се мора водити рачуна о квалитету мреже, ради добијања што прецизнијих резултата, будући да се при одређивању аеродинамичких коефицијената узгона, отпора, момента, притиска и других величина очекује што већа тачност добијених резултата за инжењерске примене. Овде је кључан и одабир прорачунског модела. Пример за оба случаја, из ове дисертације, за новодобијени хибридни аеропрофил Делфин NA - DEL 2415, за C - мрежу у близини зидова - *near field* :



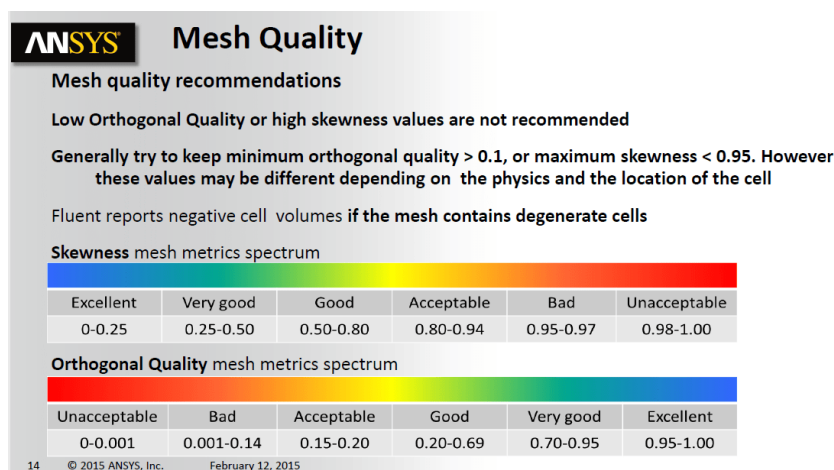
Слика 4.1 Хибридни аеропрофил Делфин NA - DEL 2415, C - мрежа у близини зидова - *near field*

за новодобијени хибридни аеропрофил Делфин NA - DEL 2415, C - мрежа удаљени од зидова - *far field*:



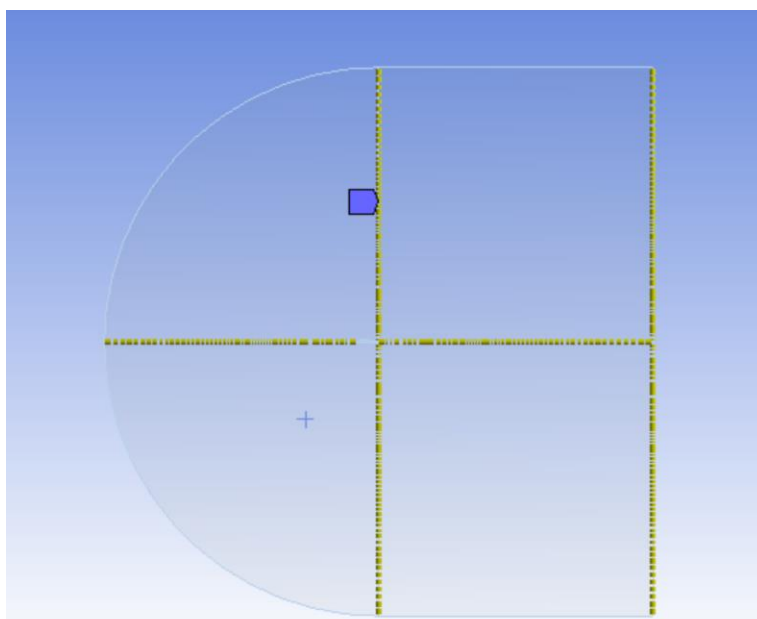
Слика 4.2 Хибридни аеропрофил Делфин NA - DEL 2415, C - мрежа удаљени од зидова - *far field*

У инжењерској пракси је најустаљенија употреба C - мреже за прорачуне аеропрофила, за дводимензионалне анализе. Нападна ивица субсоничних аеропрофила има радијус заобљења нападне ивице, па је логично да мрежа прати облик нападне ивице, као и саму контуру аеропрофила. Треба нагласити да су предметни тестирани аеропрофил увезени и модификовани у делу *Geometry* → *DesignModeler (DM)*. Аеропрофили се налазе у *Oxy* равни, где се *x*-оса простире дуж тетиве аеропрофила, а *y*-оса је управна на њу. Апсциса игра важну улогу у провери мреже око самих зидова. Параметри квалитета мреже као што ортогоналност или закривљеност нам могу дати одговор о квалитету. Компанија ANSYS је дала препоруке по том питању, приказ слика 4.3:

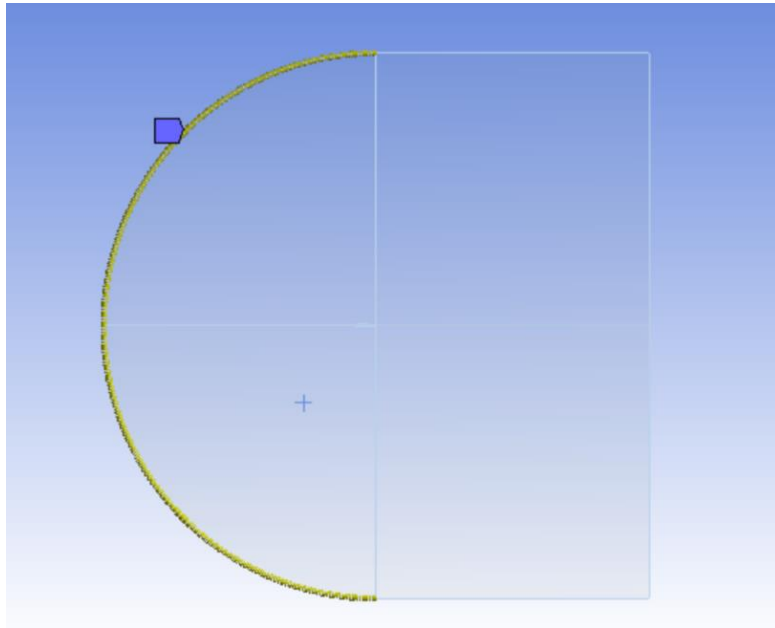


Слика 4.3. Препоруке метрике мреже [61]

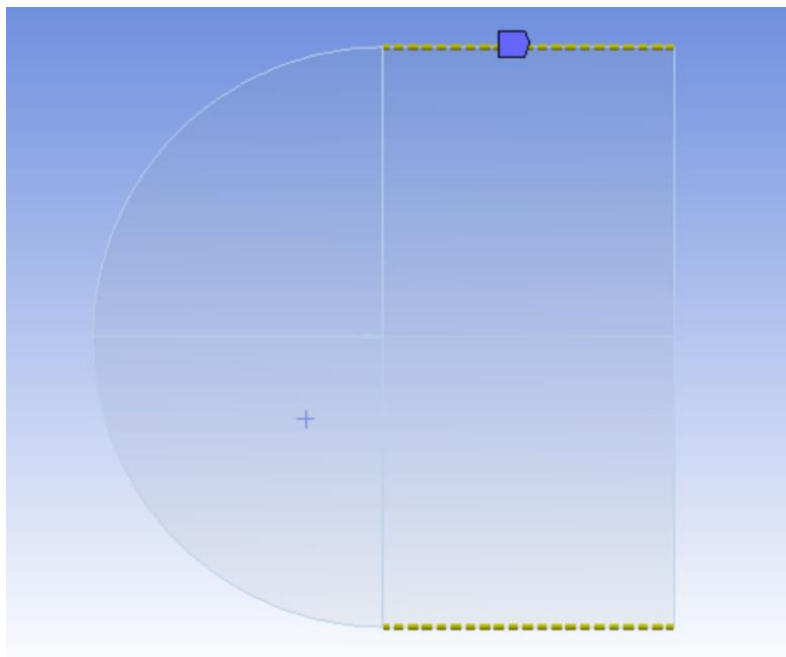
Када су услови за мрежу дефинисани, може се прећи на појашњења на који начин је мрежа формирана у овом раду, ради процене и прорачуна свих аеропрофила - стандардних, оригиналних Делфин и новодобијених хибридних Делфин. Као што је горе наведено, у пакету ANSYS FLUENT, геометрија је креирана у модулу DM у равни *Oxy*.



Слика 4.4 Задавање броја елемената по ивицама, група 1



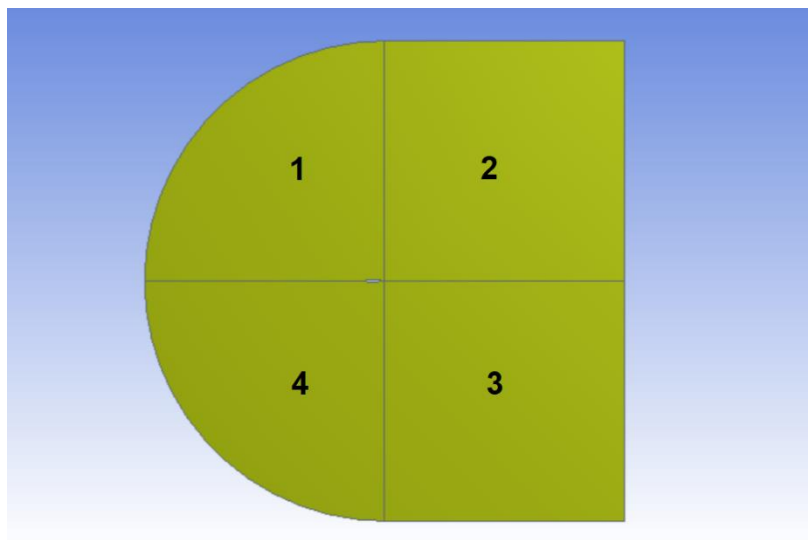
Слика 4.5 Задавање броја елемената по ивицама, група 2



Слика 4.6 Задавање броја елемената по ивицама, група 3

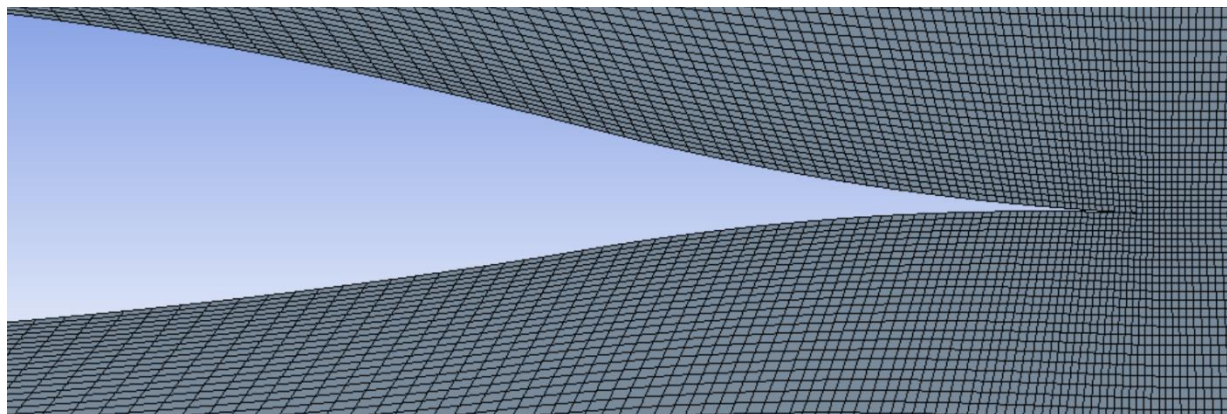
Димензионисање ивица контролне површине је вршено помоћу опције *Edge Sizing*. Помоћу ове опције се по ивицама, површина дели на одређени број елемената. Коришћена је опција *Number of Divisons* (170 у овом случају), *Behaviour: Hard* и фактор згушњавања мреже *Bias Factor* (150 у овом случају). Ови параметри су узети на основу претходног искуства аутора у раду са аеропрофилима. Повећањем датих параметара није постигнута већа прецизност у одређивању аеродинамичких величина. Контролна површина има дужину $25m$, ради спречавања ефеката зидова и што верније симулације слободног струјног поља. Дужина тетиве аеропрофила је $1m$ (такозвана јединична тетива). Извршена су три *Edge Sizing* - а, од тога само први *Edge Sizing* има фактор згушњавања мреже, слика 4.4. Следеће слике 4.4, 5 и 6 илуструју наведено.

На слици 4.7 су илустрована четири квадранта на које је подељена предметна геометрија. Након овога, активирана је опција *Face Meshing* → *Mapped Mesh* → *Quadrilaterals* → *Generate Mesh*.



Слика 4.7 Четири квадранта за опцију *Face Meshing*

Након генерисања мреже, добијен је резултат са слика 4.1 и 4.2, и дат је приказ мреже у зони излазне ивице ради приказа квалитета мреже у близини зида, слика 4.8.



Слика 4.8 Приказ мреже у зони излазне ивице, NA - DEL 2415

Након што је мрежа генерисана, извршена је провера закривљености и ортогоналности на основу препорука са слике 4.3. Код опције *Mesh* → *Quality* → *Skewness* (закривљеност) за новодобијени хибридни аеропрофил NA - DEL 2415 добијена је вредност **0.1864** average. На основу препорука, спада у категорију *Excellent* (одлично). Код опције *Mesh* → *Quality* → *Orthogonality* добијена је вредност **0.9344** average. На основу препорука, спада у категорију на горњој граници *Very Good* (врло добро) и *Excellent* (одлично), што је задовољило критеријуме. Све мреже аеропрофила у овом раду су провераване на исти начин и апсолутно свака је задовољила критеријуме *одлично* или на горњој граници *врло добро*.

RANS SST $k - \omega$ модел представља индустријски стандард [59], будући да се његовом употребом у *Fluent*-у не морају дефинисати услови *Near Wall treatment*-а, или услови генерисања мреже у близини зидова. Овај модел то претпоставља аутоматски. У случају примера $k - \epsilon$ модела, мора се задати жељени захтев третмана мреже у зони зидова. Menter *et al.* као изумитељ овог модела, у раду [59] управо истиче ову битну чињеницу. Он потврђује да

је индустрији потребан довољно „снажан“ турбулентни модел у зони зидова модела. Превелика осетљивост модела на y^+ параметар у близини зидова, представља проблем у индустријској пракси, јер није увек могуће постићи вредност $y^+ < 2$ [59]. У истом раду је дат приказ поређења различитих вредности y^+ и то за вредност приближно 0.2, 9 и 100. На истом моделу, са ове три различите вредности параметра y^+ постигнута су решења која се разликују само 2% у погледу смицајних напона у зони зидова [59]. Управо из овог разлога је изабран горе наведени турбулентни модел за прорачуне у овој дисертацији. Како би се утврдила ваљаност мреже и извршила валидација, вршено је поређење добијених резултата свих предметних NASA аеропрофила са овако структурираном мрежом са експерименталним подацима за NASA аеропрофиле из Abbott *et al.* [1, 2]. Прорачуни су дали задовољавајуће резултате за оперативне инжењерске примене. Ово ће у даљим поглављима бити приказано табеларно и на дијаграмима.

4.2 Коришћени прорачунски параметри

За симулацију опструјавања аеропрофила коришћени су следећи улазни параметри, уз напомену да су поједини аеропрофиле (што ће у тексту бити наглашено) анализирани при нешто нижем Рејнолдсовом броју, у складу са "експерименталним еталоном" из [1, 2]:

1. У делу *Ansys Fluent Launcher* → *Setup* бирана је опција *Double Precision* → *Processing Options* → *Parallel, Solver Processes* → 8, *GPGPUs per Machine* → 8. *Solver Type* → *Density based*. Иако су анализе вршене при Маховом броју око $M=0.25$ (струјање је практично „нестисљиво“), овај модел је универзалан модел и може се користити за све типове струјања. Даље опције су, *Velocity Formulation* → *Absolute*, *Time* → *Steady*, *2D Space* → *Planar*.
2. За избор турбулентног струјања је одабрана опција вискозни флуид, и то: *Models* → *Viscous* → *k - omega* → *k - omega model* → *SST*.
3. Код опције *Materials* → *Fluid* → *Air* изабрана опција за густину је идеалан гас или *Density* → *Ideal Gas*. За вискозност је изабрана Сатерленд трокоефицијентна вискозност или *Viscosity* → *Sutherland* → *Sutherland Law* → *Methods* → *Three Coefficient Method*. Остали параметри у овом одељку су остављени *Default*.
4. У делу гранични услови или *Boundary Conditions* → *inlet* → *Type* → *Pressure Far Field* → *Mach Number* → 0.2564, *Thermal* → 288.15 K constant. *Outlet* → *Pressure Outlet* → *Thermal* → 288.15 K constant. Аеропрофил је у секцији *Mesh* дефинисан као зид *Named Selection* → *Wall*.
5. У делу *Reference Values* → *Compute from* → *Inlet*.
6. У делу *Solution Methods* → *Spatial Discretization Gradient* → *Least Squares Cell Based* → *Flow* → *Second Order Upwind*, *Turbulent Kinetic Energy* → *Second Order Upwind*, *Specific Dissipation Rate* → *Second Order Upwind*. Одабрана је дискретизација другог реда, са добрим резултатом.
7. У делу *Monitors* → *Residuals* → *continuity, x - velocity, y - velocity, energy, k, omega, intermit*, све *Monitor Check Convergence*. Критеријум конвергенције је апсолутни. Резидуали су постављени на вредности $1e-07$. *Convergence Conditions* → *All conditions are met*.
8. *Solution Initialization* → *Standard Initialization* → *Compute from: Inlet*.
9. *Run Calculation: Number of iterations: 1000, Solution Steering. Flow type: subsonic, Update the Courant Number: Immediately, Initial Courant Number: 5, Explicit Under - Relaxation Factor: 0.75* → *Calculate*.

10. У оквиру опције *Results* је изабран приказ контура брзине, притиска и друго, уз истовремени контантни *Report Plots*, праћење промене параметара узгона, отпора и друго током трајања прорачуна.

Овим је дефинисан прорачунски алгоритам који је коришћен за све аеропрофиле у овој дисертацији.

Поглавље 5

Модификација аеропрофила Делфин

Модификација аеропрофила представља уобичајени део инжењерске праксе и може подразумевати измену геометрије аеропрофила на такав начин да се постигне: а) побољшање једног или више аеродинамичких параметара за одређену специфичну намену, или б) глобално прилагођавање одређеној врсти проблема, категорији летелица итд, што је случај у овој дисертацији. Другим речима, конструктору се могу појавити захтеви за тачно одређеним узгоном, финесом и другим параметрима. С друге стране, циљ ове дисертације је да се постигну боље глобалне аеродинамичке перформансе и ефикасност аеропрофила категорије Делфин без унапред зацртаних очекиваних вредности аеродинамичких коефицијената, са примарним циљем увођења у оперативну примену у категорији летелица мањих брзина (општа авијација, беспилотне, и сл.), али се свакако подразумева да треба да буду изнад оних код оригиналне фамилије Тапосуових аеропрофила Делфин. Иако је модификација - оптимизација аеропрофила, као метод, део свакодневне инжењерске праксе у ваздухопловству, модификације које су приказане у овој дисертацији су не само класично инжењерске, већ и научног карактера из више разлога:

1. У свакодневној инжењерској пракси често се модификују широко употребљавани НАСА аеропрофили [1, 2]. Иако су током прошлог века доминантно коришћени са својом стандардном геометријом, на савременим летелицама се веома ретко употребљавају у изворном облику без наменских измена.
2. У овој дисертацији је модификован нов, потпуно математички заснован модел аеропрофила, који никада до сада није коришћен у авијацији, осим у случају дрона – „летећег тањира“ [52], чији је конструктор и сам И. Тапосу, изумитељ фамилије Делфин аеропрофила [3, 49, 50, 51, 52]. О овој специфичној летелици ће у даљем тексту бити још речи.
3. Сам модел аеропрофила Делфин, осим што је оригиналан и нов [3], за науку је значајан и из тог разлога што није бионички, већ у потпуности теоријско -математички (Тапосу, изумитељ овог концепта, је доктор математичких наука). Већина осталих покушаја развоја овог типа аеропрофила су бионичког, а не математичког карактера, тачније немају јасну математичку потпору у контексту генерисања геометрије. Бионички принципи су у суштини сингуларни и најчешће не постоји утврђена методологија за њих, већ је сваки случај засебан.
4. Ова дисертација на математички, тј. научни концепт аеропрофила Делфин, доноси и два метода модификације који су у потпуности иновативни и настављају се на рад [3], проширују и допуњују га. На научни прототип аеропрофила Делфин по методи Тапосу [3], примењене су две нове научне методе модификације, а то су семиелиптична и NA - DEL модификација.
5. Модификацијама Тапосуових оригиналних, прототипских, аеропрофила је добијена нова фамилија хибридних аеропрофила Делфин. Фамилију чини седам хибридних аеропрофила који могу бити употребљени у општој авијацији, а у Поглављу о експерименталном инспитивању, биће наведене и друге могуће примене.

Пре појашњења саме модификације и њених резултата, треба истаћи неке важне чињенице о Тапосуовом оригиналном аеропрофилу Делфин [3, 49, 50, 51, 52]. Аутор у књизи [3] сваког

аеродинамичара може заинтригирати својим иновативним приступом. Оно што је навело аутора ове дисертације на бављење и истраживање баш ове тематике, јесте управо чињеница из горе наведене тачке 2. Стога је први логичан корак био тестирати ову нову фамилију аеропрофила нумерички. Такође, логичан корак је био извршити поређење са стандардним аеропрофилима НАСА и донети прве закључке. Но, како увек треба бити опрезан у раду са нечим потпуно новим и никада до сада примењеним у реалним летним условима, аутор ове дисертације се одлучио за поређење аеропрофила за употребу у општој авијацији из серије НАСА и њихових геомтријских пандана - Тапосуових аеропрофила Делфин [3]. С обзиром да аутор у [3] истиче да се на основу његовог математичког модела могу конструисати како субсонични, тако и трансонични и суперсонични аеропрофили. Претпоставка ове дисертације је била да треба почети истраживање од субсоничних аеропрофила и то у опсегу Махових бројева испод 0.3 у практично нестишљивом флуидном пољу, без уласка у проблематику компресибилности, трансфера топлоте, ударних таласа итд. Након првих нумеричких симулација, уследили су и први закључци и одлука да се истраживање фокусира на категорију аеропрофила за општу авијацију. За поређење је узет и аеропрофил НАСА 2412, коришћен за авион Cessna 172, који је један од најпопуларнијих и најбоље продаваних ваздухоплова опште авијације.

Једини до сада аутору познат случај примене варијанте Тапосуовог аеропрофила Делфин везан је за научноково учешће у конструкцији дрона – „летећег тањира“ названог ADIFO (All - Directional Flying Object) [52]. Према наводима у раду [52], ова летелица има могућност вертикалног полетања и слетања и способност постизања неких нестандартних перформанси. ADIFO користи специјалну врсту аеропрофила Делфин, кога Тапосу назива бидирекционалним. За разлику од аеропрофила описаних у овој дисертацији, летећи тањир користи аеропрофил који на потпуно другачији начин има дефинисану функцију расподеле полудебљине, као и скелетне линије. Расподела полудебљине бидирекционалног аеропрофила се математички изражава као функција $g(x)=g(1-x)$, на интервалу $x \in [0,1]$, као и функција скелетне линије $s(x) = s(1-x)$, на интервалу $x \in [0,1]$. Под појмом бидирекционалан се подразумева аеропрофил који је подужно симетричан, у односу на осу која пресеца тетиву на средини под правим углом [52] и самим тим има исту геометрију у доменима нападне и излазне ивице и исте аеродинамичке карактеристике при лету по свим азимутима. За овај дрон, који фактички представља летеће крило кружног облика које треба да се креће подједнако добро у свим правцима, то је била неминовност. Ова летелица има интегрисане каналсане елисе са вертикалном осом које обезбеђују узгон при полетању, слетању и лету на малим брзинама при прелазу у прогресивни лет већим брзинама, где узгон почиње доминантно да генерише кружно крило - „летећи тањир“ својим пресеком и обликом. Самим тим, у фазама полетања и слетања ADIFO не пролази кроз режим лета на оокритичним нападним угловима, за које би било који Тапосуов аеропрофил Делфин био екстремно неповољан због оштре нападне ивице, а кроз који класичне летелице (без могућности вертикалног полетања и слетања) неминовно морају проћи. Самим тим ни овакав бидирекционални аеропрофил, који иначе нема исти математички облик као оригинални аеропрофили Делфин описани у овој дисертацији, не може бити коришћен у конструкцији фиксног крила.

Самим тим, резултати остварени модификованим верзијама Делфина које су приказане у овој дисертацији, могу се неспорно сматрати доприносом побољшању аеродинамике фиксног крила са овом фамилијом аеропрофила, за које је предвиђено да пролази кроз конвенционалне фазе полетања, крстарења и слетања.

5.1 Семиелиптични метод

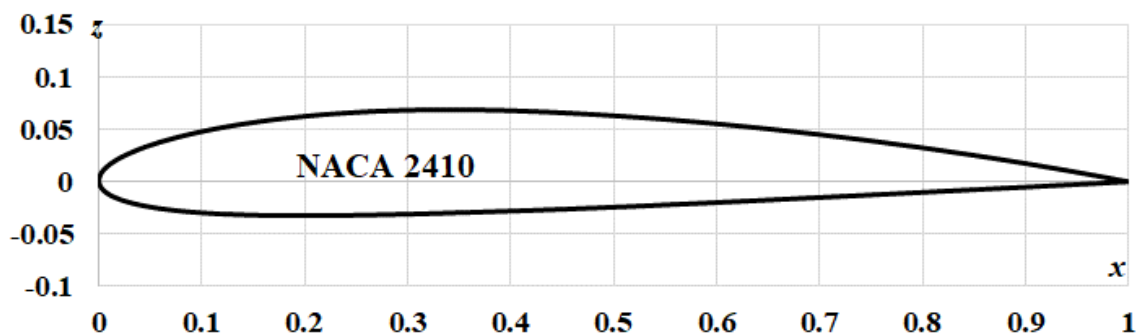
У овом одељку ће бити објашњена примена семиелиптичног метода и начин на који је конципиран. Као што је већ наведено, при анализи и поређењу стандардног НАСА и оригиналног Тапосуовог аеропрофила Делфин (у даљем тексту - оригинални аеропрофил Делфин), извршена је експериментална верфикација усвојеног CFD прорачунског алгорита,

самим тим и прорачунске мреже. Све семиелиптичне модификације у себи садрже исти алгоритам и логику, а приказано по тачкама то изгледа овако:

1. Учитавање координата стандардног НАСА аеропрофила у *Design Modeler (DM)*, ANSYS *Fluent* модула, генерисање његове геометрије и контролне запремине.
2. Формирање прорачунске мреже и уношење улазних параметара.
3. Поређење добијених резултата са експерименталним подацима за разматрани НАСА аеропрофил из Abbott *et al.* [1, 2] и њихова евалуација.
4. Генерисање геометријског пандана, оригиналног аеропрофила Делфин у односу на стандардни НАСА са истим базичним геометријским карактеристикама: релативна максимална кривина, њена позиција, релативна максимална дебљина и њена позиција. Четвороцифрена серија НАСА има следећи стандардни систем обележавања - прва цифра представља релативну максималну кривину изражену у процентима. Друга цифра помножена са десет представља позицију максималне релативне кривине дуж тетиве аеропрофила изражену у процентима. Последње две цифре представљају максималну релативну дебљину аеропрофила изражену у процентима, која се код ове серије аеропрофила налази на 30% тетиве.
5. Учитавање координата оригиналног аеропрофила Делфин у *DM*, ANSYS *Fluent* модула, генерисање његове геометрије и контролне запремине.
6. Формирање прорачунске мреже по истом алгоритму и уношење истих улазних параметара као за НАСА аеропрофил.
7. Поређење коефицијената узгона, отпора, момента и финесе са геометријским панданом НАСА.
8. Квантитативна евалуација добијених разлика по коефицијентима и квалитативна евалуација разлика у расподели поља брзина око оба аеропрофила при одређеним нападним угловима.
9. Разрада стратегије за модификацију и прописивање конкретних развојних корака до достизања задовољавајуће геометрије.
10. Развијање прве модификације и поређење са оригиналним аеропрофилом Делфин.
11. Развијање друге модификације и поређење са првом модификацијом аеропрофила Делфин.
12. Развијање треће модификације и поређење са другом модификацијом аеропрофила Делфин.
13. Развијање четврте модификације и поређење са трећом модификацијом аеропрофила Делфин.
14. Поређење резултата добијених прорачуном у ANSYS *Fluent* - у за стандардни НАСА xxxx аеропрофил и четврту модификацију аеропрофила Делфин. Прорачуни су показали
15. да се за све разматране случајеве у четвртој модификацији добија задовољавајући нови хибридни - семиелиптични аеропрофил Делфин (у даљем тексту: Делфин xxxx M4).
16. На крају се дају табеларни прикази свих вредности, дијаграми, као и контуре поља брзине за конкретне нападне углове.

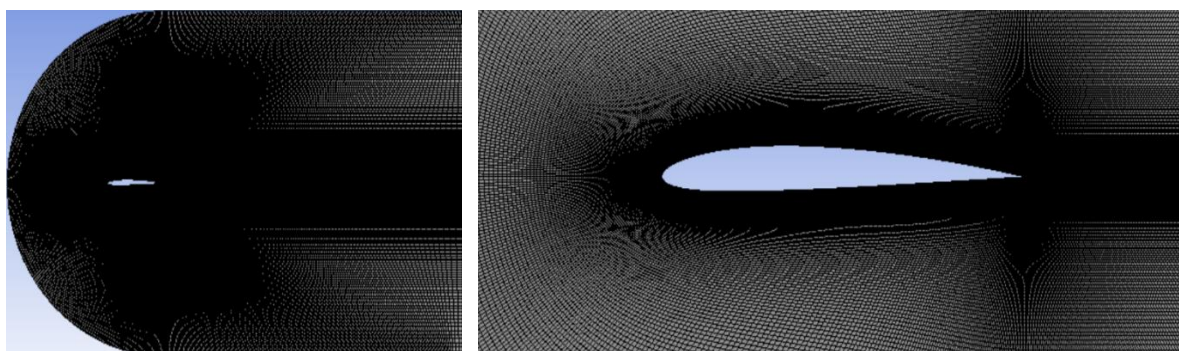
5.1.1 Семиелиптична модификација аеропрофила Делфин 2410

На слици 5.1.1.1 је дат приказ стандардног аеропрофила NACA 2410, при чему је ордината на овом приказу обележена са z приликом учитавања у *Fluent* модул, z - оса постаје y - оса у Ox у према конвенцији *DM*-а.



Слика 5.1.1.1 Приказ аеропрофила NACA 2410

Аеропрофил NACA 2410 има максималну релативну кривину 2% на 40% тетиве и има максималну релативну дебљину 10% на 30% тетиве. Одмах након учитавања у *DM*, развијена је мрежа по критеријуму који је наведен у Поглављу 4. Добијена мрежа је добро структурирана и приказана је на слици 5.1.1.2. Аеропрофил је упоређен са експериментални подацима из Abbott *et al.* [1, 2]. У табели 1. је дат приказ експерименталних резултата и резултата прорачуна за нападне углове од -6° до 16° .



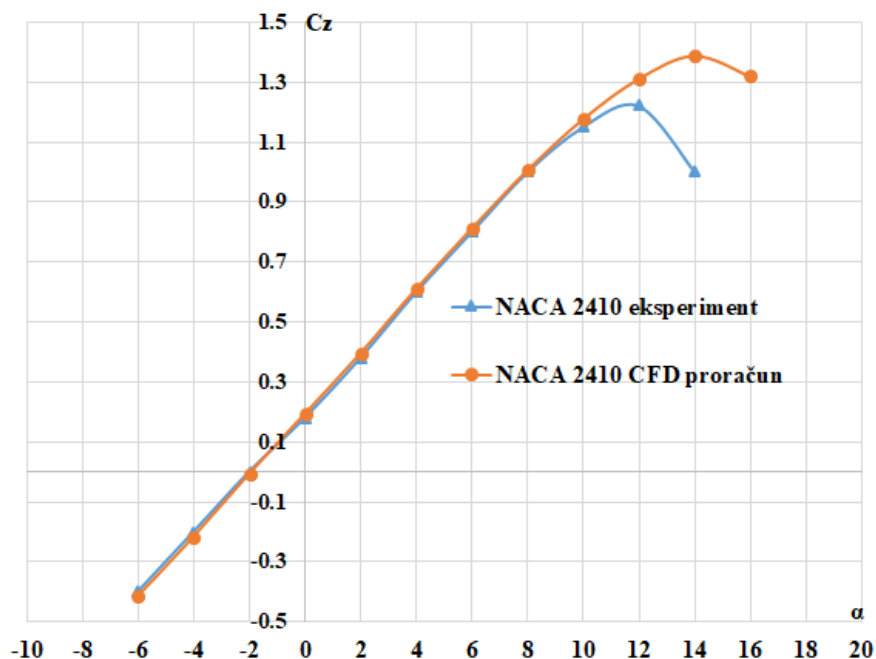
Слика 5.1.1.2 С - мрежа са 113900 елемената – цела контролна запремина и околина аеропрофила

Табела 1. Промена коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NACA 2410

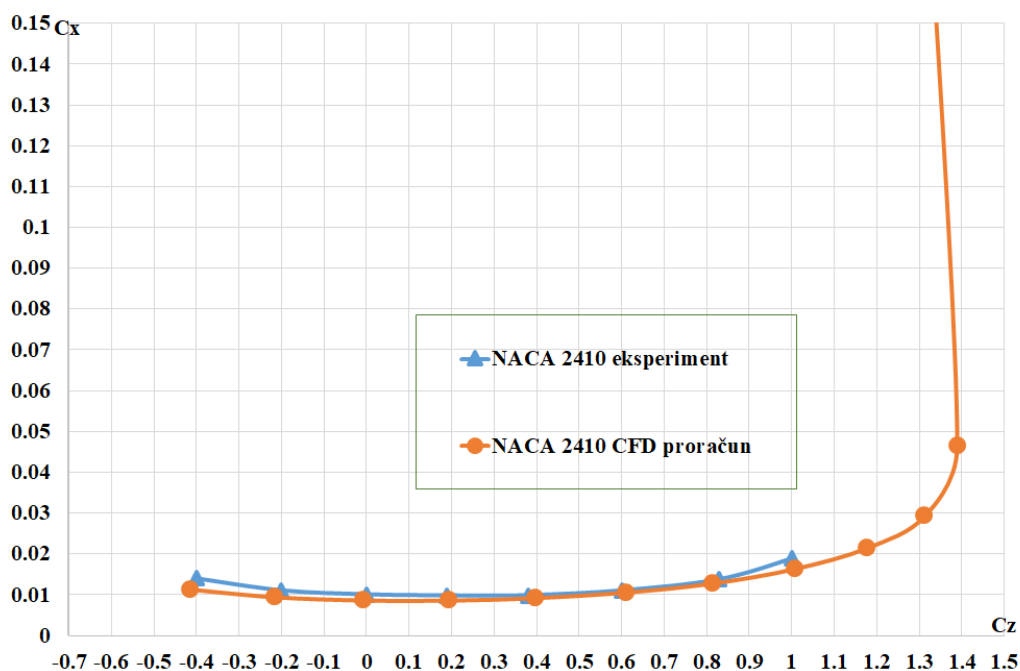
NACA 2410 - експеримент [1, 2]				NACA 2410 - прорачун			
α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x	α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x
-6	-0.4	0.014	-28.57	-6	-0.42	0.01132	-37.10
-4	-0.2	0.011	-18.18	-4	-0.22	0.00943	-23.33
-2	0	0.01	0.00	-2	-0.01	0.00863	-1.16
0	0.19	0.00975	19.49	0	0.19	0.00861	22.07
2	0.38	0.0098	38.78	2	0.40	0.00922	43.38
4	0.6	0.011	54.55	4	0.61	0.01059	57.60
6	0.83	0.0138	60.14	6	0.81	0.01280	63.28
8	1	0.019	52.63	8	1.01	0.01636	61.74
10	1.2	/	/	10	1.18	0.02149	54.91
12	1.22	/	/	12	1.31	0.02929	44.73
14	1	/	/	14	1.39	0.04654	29.87
16	/	/	/	16	1.32	0.18530	7.12

ПОГЛАВЉЕ 5. Модификација аеропрофила Делфин

Подебљане вредности у табели 1. представљају редом: критични нападни угао, максимални коефицијент узгона, минимални коефицијент отпора и максималну финесу аеропрофила. На основу ове табеле, на сликама 5.1.1.3 и 5.1.1.4, приказани су дијаграми упоредних вредности експерименталних података [1, 2] и прорачунских вредности за аеропрофил NASA 2410. Разлике између нумерике и експеримента су неизбежне, при чему је до нешто већег одступања дошло само у околини максималног коефицијента узгона, док су угао нултог узгона и градијент узгона показали одлична поклапања са експериментом (слика 5.1.1.3). Резултати у контексту поларе су врло добри (слика 5.1.1.4). Водећи рачуна о томе да се нумерички прорачуни у овом поглављу користе превасходно за поређења аеропрофила, донекле прецењене вредности максималног узгона појављиваће се систематски, па се може сматрати да ће финални закључци базирани на овим поређењима бити валидни.

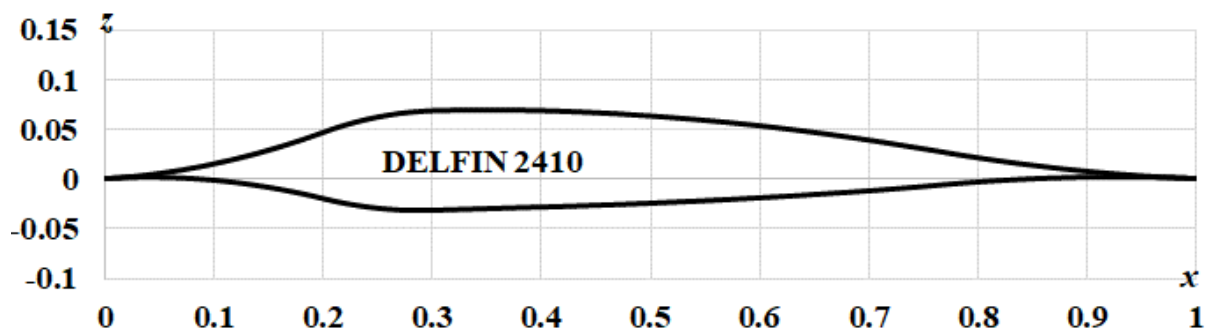


Слика 5.1.1.3 Упоредни дијаграми за коефицијент узгона при Рејнолдсовом броју 6.0×10^6 , стандардна храпавост



Слика 5.1.1.4 Упоредни прикази полара за Рејнолдсов број 6.0×10^6 , стандардна храпавост

У следећем кораку приступљено је конструкцији оригиналног аеропрофила Делфин по математичком моделу Тапосу [3] (слика 5.1.1.5).



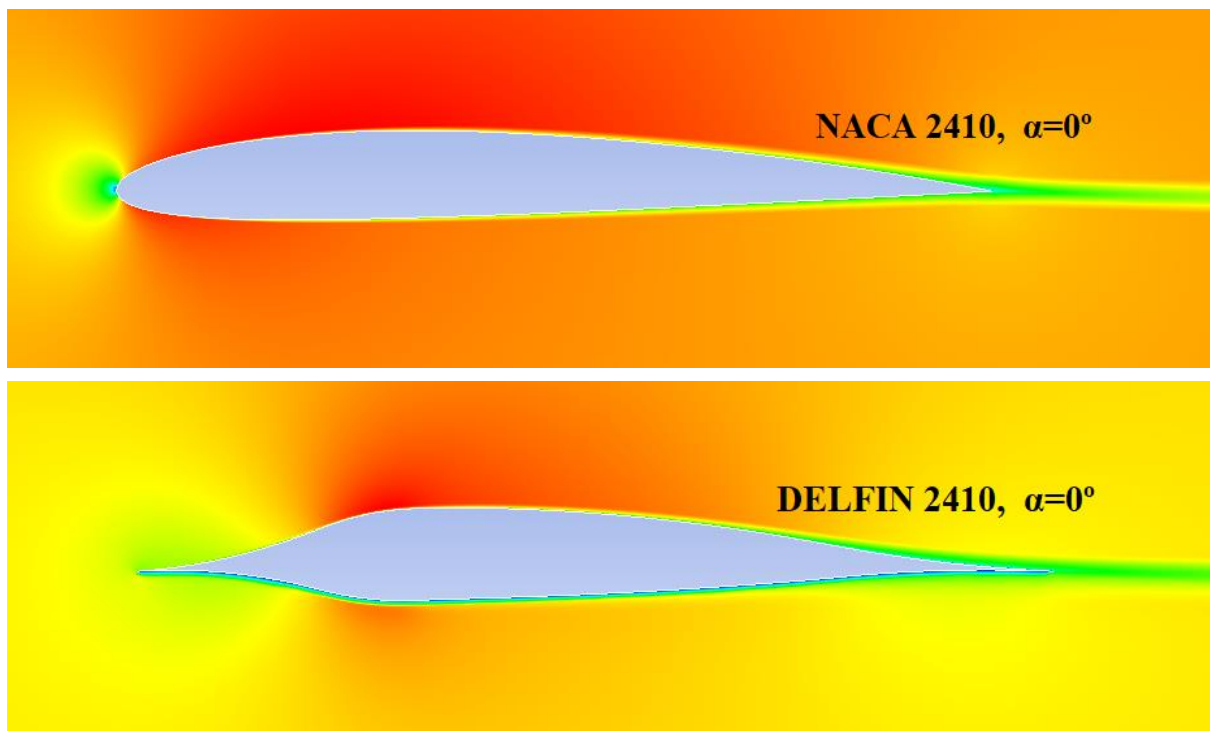
Слика 5.1.1.5 Приказ оригиналног аеропрофила Делфин 2410

Овај аеропрофил има исте базичне геометријске карактеристике као и његов НАСА 2410 пандан, а то су: релативна максимална кривина 2% на 40% тетиве и релативна максимална дебљина 10% на 30% тетиве. Након успешне конструкције овог профила, извршено је поређење са аеропрофилом НАСА 2410, са прорачунским подацима добијеним за њега у претходном кораку. Као што је већ напоменуто, мрежа је за оригинални аеропрофил Делфин 2410 формирана по истом алгоритму као и за његов НАСА пандан, како је описано у Поглављу 4 ове дисертације. Резултати прорачуна приказани су у табели 2.

Табела 2. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил НАСА 2410 и оригинални Делфин 2410

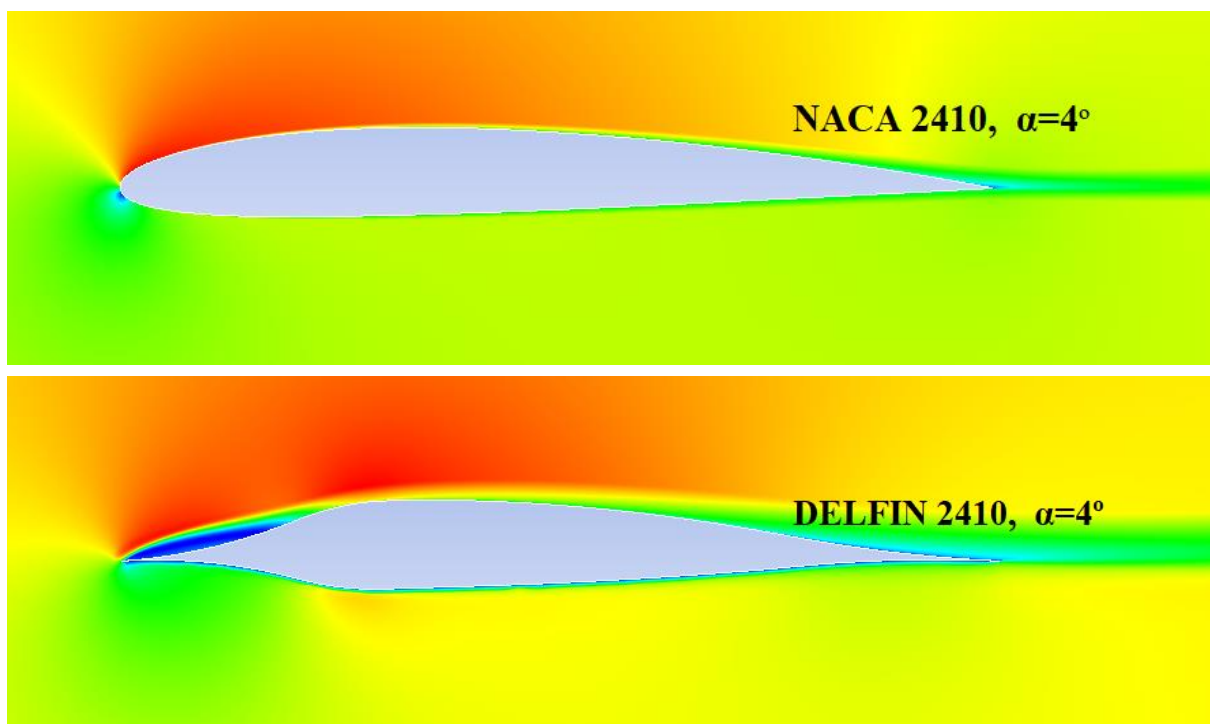
НАСА 2410 - прорачун				Оригинални Делфин 2410 - прорачун			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.42	0.01132	-37.10	-6	-0.44	0.04950	-8.89
-4	-0.22	0.00943	-23.33	-4	-0.25	0.02625	-9.52
-2	-0.01	0.00863	-1.16	-2	-0.02	0.01285	-1.56
0	0.19	0.00861	22.07	0	0.20	0.00778	25.71
2	0.40	0.00922	43.38	2	0.42	0.01144	36.71
4	0.61	0.01059	57.60	4	0.63	0.02257	27.91
6	0.81	0.01280	63.28	6	0.79	0.03858	20.48
8	1.01	0.01636	61.74	8	0.86	0.06356	13.53
10	1.18	0.02149	54.91	10	0.75	0.11994	6.25
12	1.31	0.02929	44.73	12	/	/	/
14	1.39	0.04654	29.87	14	/	/	/
16	1.32	0.18530	7.12	16	/	/	/

Оригинални аеропрофил Делфин 2410 је евидентно показао знатно лошије аеродинамичке карактеристике од аеропрофила НАСА 2410. Максимални коефицијент узгона је чак 38.12% мањи, док је минимални коефицијент отпора мањи за 9.63%, где има малу предност. Максимална финеса је мања за чак 41.99%. Контуре поља брзина за НАСА 2410 и оригинални Делфин 2410 су дате на сликама 5.1.1.6, 5.1.1.7, и 5.1.1.8.

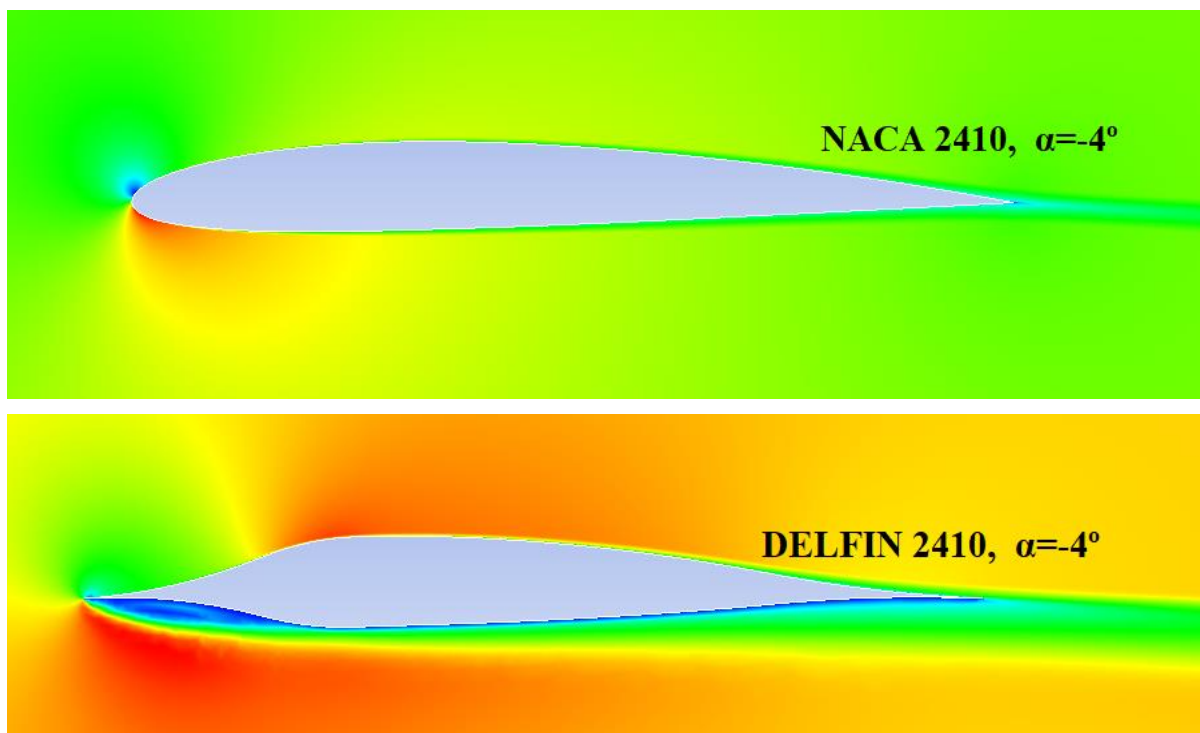


Слика 5.1.1.6 Контуре поља брзина за аеропрофил NACA 2410 и оригинални Делфин 2410 при нападном углу $\alpha=0^\circ$

Након што је прорачуном утврђен критични нападни угао од 8° у односу на NACA 2410 геометријски пандан, који је показао критични нападни угао од 14° , као и знатно нижи максимални коефицијент узгона, максималну финесу и мањи минимални коефицијент отпора, приступљено је анализи контура поља брзина за све нападне углове на којима је аеропрофил испитиван. Сlike 5.1.1.7. и 5.1.1.8. илуструју иницијалну идеју за прву модификацију, која ће за све аеропрофиле у овој дисертацији бити обележена са M1.

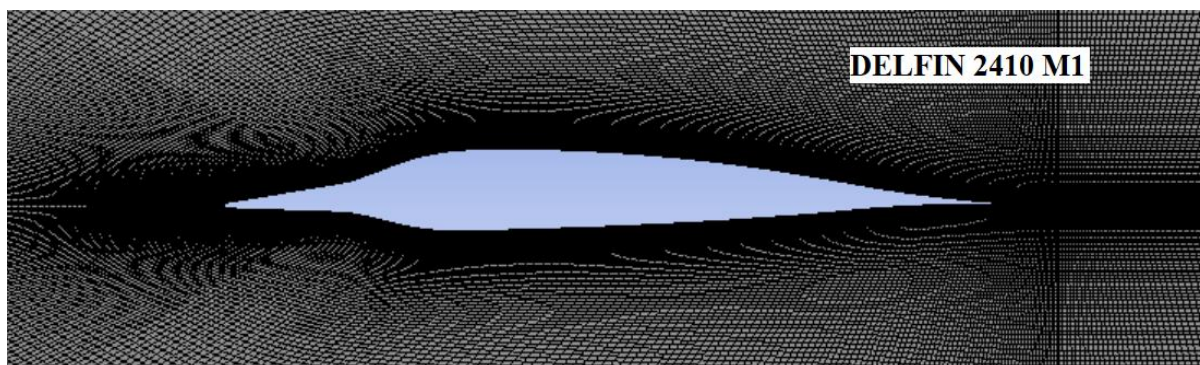


Слика 5.1.1.7 Контуре поља брзина за аеропрофил NACA 2410 и оригинални Делфин 2410 при нападном углу $\alpha=4^\circ$



Слика 5.1.1.8 Контуре поља брзина за аеропрофил NASA 2410 и оригинални Делфин 2410 при нападном углу $\alpha = -4^\circ$

На сликама је јасно видљива зона отцепљења струјница, како на горњаци, тако и на доњаци. Ово је мали нападни угао за аеропрофиле и овакве зоне одвајања су јако неповољне у близини нападне ивице. Ваздушна струја је, условно речено, сама "одабрала", начин природне модификације. Отцепљења при нападним угловима $\alpha = -4^\circ$ и $\alpha = +4^\circ$, су на тај начин довеле до увођења малог радијуса заобљења нападне ивице. Мали радијус је морао бити уведен како би "имитирао" плаве контуре са слике 5.1.1.7. За почетак је изабран радијус $1/3$ стандардне четвороцифрне NASA серије [7], како се не би изгубио иницијално облик аеропрофила Делфин. Израчуната вредност радијуса је тако $(r/c)_0 = 0.003673$. На дужини јединичне тетиве је на координати $x = 0.15, z = 0.028749987$ и $x = 0.15, z = -0.008750013$ извршено тангентијално спајање овако модификоване нападне ивице са оригиналним аеропрофилом Делфин 2410 (Оригинални Делфин 2410, табела 2), који је означен са Делфин 2410 M1. Формирана је нова геометрија и мрежа, по истом алгоритму као и целој дисертацији.



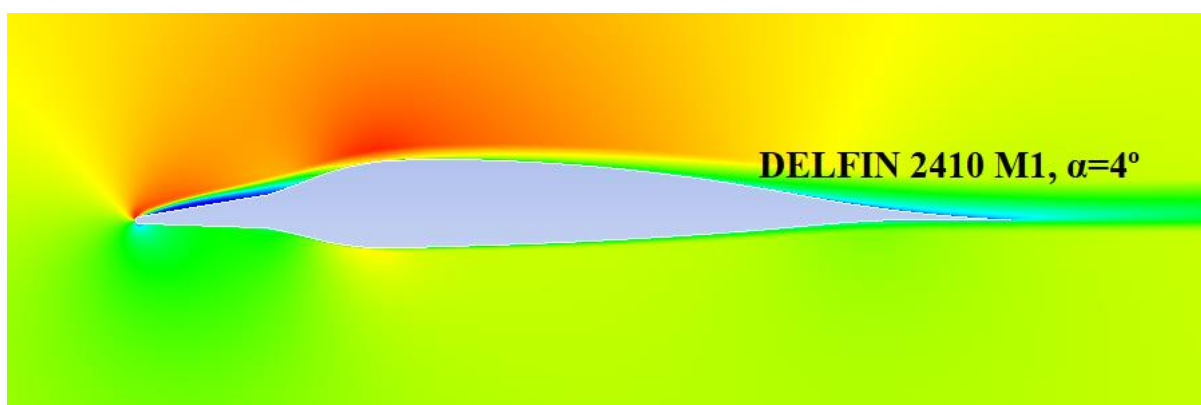
Слика 5.1.1.9 Приказ прве модификације аеропрофила Делфин 2410 M1 са мрежом

У следећем кораку је приступљено његовој квантитативној и квалитативној анализи. Након нумеричке анализе су добијени следећи резултати, табела 3.

Табела 3. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за оригинални аеропрофил Делфин 2410 и Делфин 2410 М1

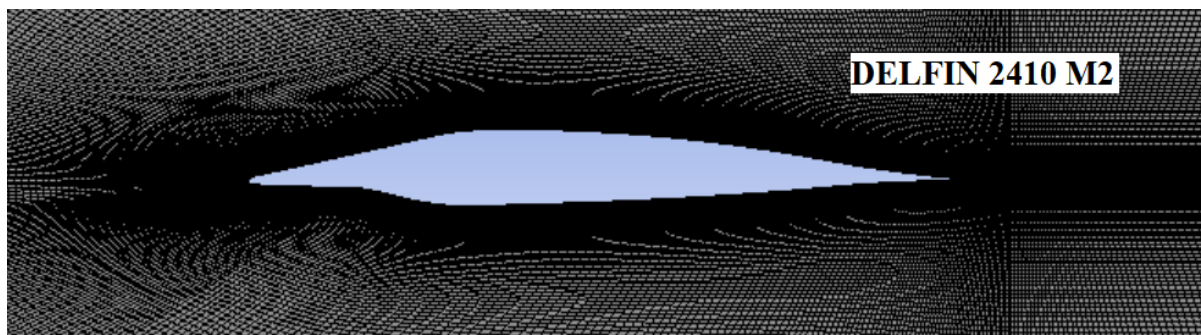
ОРИГИНАЛНИ ДЕЛФИН 2410				ДЕЛФИН 2410 М1			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.44	0.04950	-8.89	-6	-0.45	0.04290	-10.49
-4	-0.25	0.02625	-9.52	-4	-0.27	0.02380	-11.34
-2	-0.02	0.01285	-1.56	-2	-0.05	0.01256	-3.98
0	0.20	0.00778	25.71	0	0.16	0.00818	19.56
2	0.42	0.01144	36.71	2	0.38	0.00884	42.99
4	0.63	0.02257	27.91	4	0.59	0.01556	37.92
6	0.79	0.03858	20.48	6	0.76	0.02857	26.60
8	0.86	0.06356	13.53	8	0.86	0.04905	17.53
10	0.75	0.11994	6.25	10	0.85	0.07971	10.66

У првој модификацији је максимални коефицијент узгона остао исти као код оригиналног Делфина 2410, али је максимална финеса знатно повећана, а полара спуштена у односу на оригинални Делфин 2410 (слика 5.1.1.19). Максимална финеса је већа за 17.10%, а максимални коефицијент отпора је већи за 5.14%. Иако су модификацијом М1 постигнута извесна побољшања, приступљено је даљој модификацији. Контуре поља брзина на угловима $\alpha=4^\circ$ за модификацију М1 су приказане на слици 5.1.1.10., где је јасно уочљиво смањење зоне отцепљења у односу на слику 5.1.1.7.



Слика 5.1.1.10 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2410 М1 при нападном углу $\alpha=4^\circ$

С обзиром да је уочено да је нападни угао $\alpha=4^\circ$ [7] очигледно од значаја за модификацију нападне ивице и да је са слике 5.1.1.10. јасно видљиво смањење зоне отцепљења на горњаци (плава зона), повећан је радијус заобљења аеропрофила Делфин 2410, али само на горњаци, док је доњака задржана по геометрији из модификације М1. На слици 5.1.1.11 је приказана нова геометрија, обележена са М2 и њена мрежа. Горњаци је додељен радијус од 2/3 стандардне НАСА четвороцифрене серије, или $(r/c)_0 = 0.007346$. Затим је извржено тангенцијално спајање са оригиналним аеропрофилом Делфин 2410 на координатама $x = 0.25$, $z = 0.062083313$.



Слика 5.1.1.11 Приказ друге модификације аеропрофила Делфин 2410 М2 са мрежом

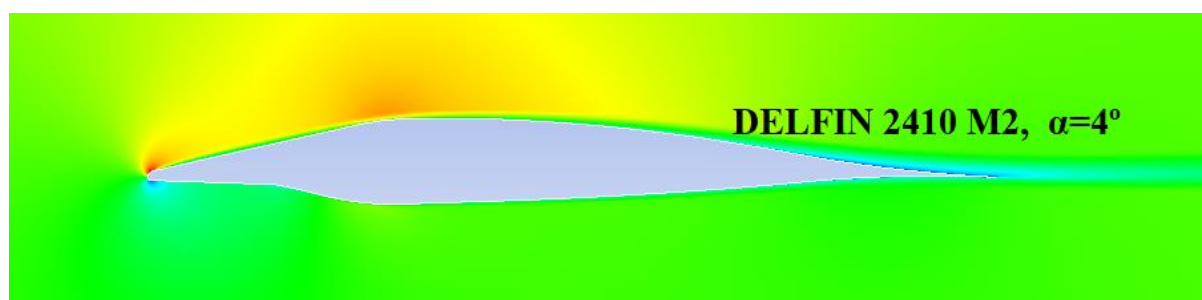
Након прорачуна добијене су следеће вредности аеропрофила Делфин 2410 М2 у односу на претходну модификацију М1:

Табела 4. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2410 М1 и Делфин 2410 М2

ДЕЛФИН 2410 М1				ДЕЛФИН 2410 М2			
α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x	α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x
-6	-0.45	0.04290	-10.49	-6	-0.44	0.04267	-10.31
-4	-0.27	0.02380	-11.34	-4	-0.25	0.02332	-10.72
-2	-0.05	0.01256	-3.98	-2	-0.02	0.01255	-1.59
0	0.16	0.00818	19.56	0	0.20	0.00856	23.36
2	0.38	0.00884	42.99	2	0.43	0.00913	47.10
4	0.59	0.01556	37.92	4	0.65	0.01229	52.89
6	0.76	0.02857	26.60	6	0.85	0.02053	41.40
8	0.86	0.04905	17.53	8	0.96	0.03848	24.95
10	0.85	0.07971	10.66	10	0.95	0.06541	14.52
12	/	/	/	12	/	/	/

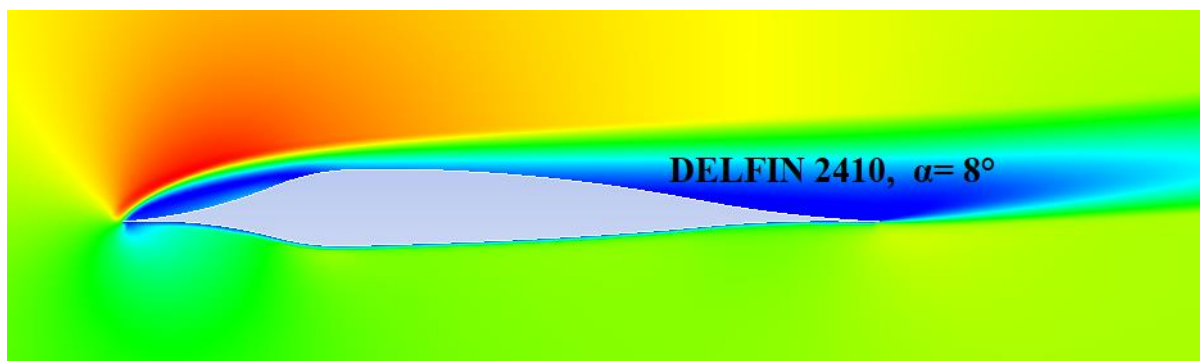
Резултати из табеле 4. показују следећа побољшања за аеропрофил Делфин 2410 М2 у односу на аеропрофил Делфин 2410 М1 и то: за максимални коефицијент узгона прираштај од 11.62%, нажалост повећање минималног коефицијента отпора за 4.64% и повећање максималне финесе за 23.02%.

На слици 5.1.1.12 је приказана контура брзине аеропрофила Делфин 2410 М2 при нападном углу $\alpha=4^\circ$. На слици се види знатно побољшање на горњаци. Зона отцепљења је елиминисана, међутим квантитативни показатељи из табеле 4., показују у односу на табелу 2., да је модификација Делфин 2410 М2 још увек далеко од аеропрофила NASA 2410.



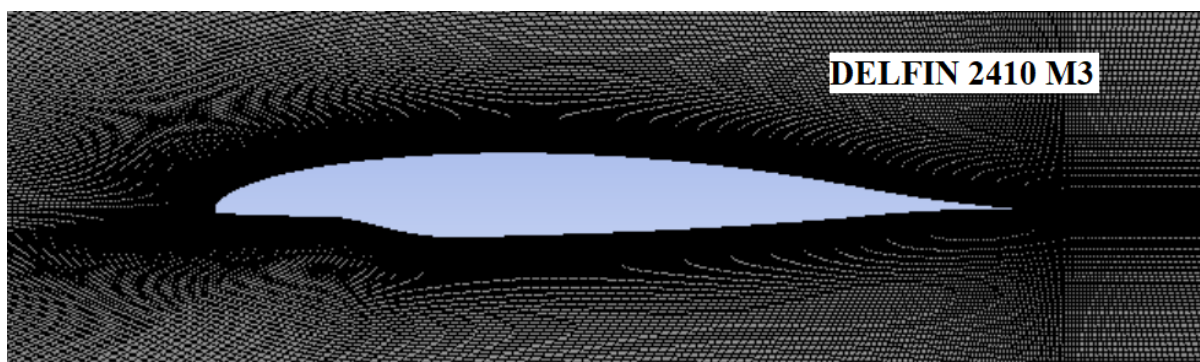
Слика 5.1.1.12 Контуре поља брзина аеропрофил Делфин 2410 М2 при нападном углу $\alpha=4^\circ$

Модификација М3 је очигледан след, након модификација М1 и М2, а у циљу приближења аеропрофилу НАСА 2410. Фокус развоја модификације М3 је повећање максималног коефицијента узгона и критичног нападног угла [7], а инспирисана пре свега оригиналним аеропрофилом Делфин при критичном нападном углу $\alpha = 8^\circ$. На слици 5.1.1.13 је дат приказ контуре поља брзине за оригинални аеропрофил Делфин 2410 при критичном нападном углу. Уколико се ближе погледа горњака аеропрофила са слике, уочљива је зона отцепљења струјница или "плава зона". У зони нападне ивице, па све до тачке максималне дебљине на горњаци, ваздушна струја природно сама формира тамно плаву отцепљену зону која по облику изгледа као четвртина елипсе.



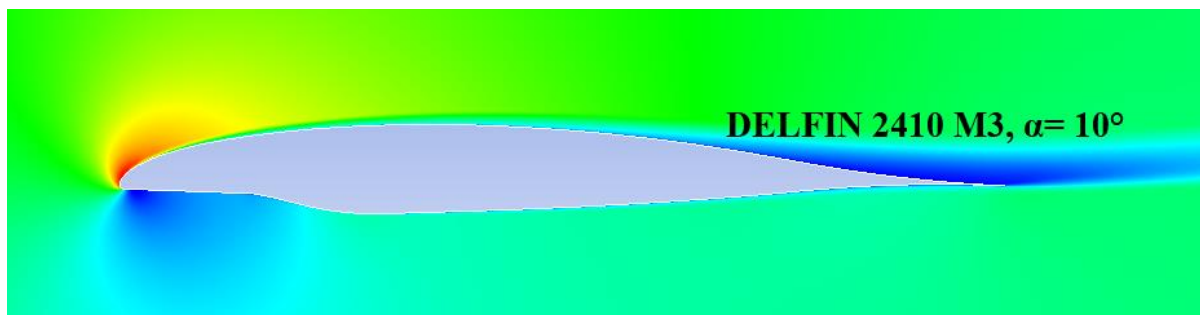
Слика 5.1.1.13 Контура поља брзине за оригинални аеропрофил Делфин 2410 при критичном нападном углу $\alpha=8^\circ$

Од нападне ивице до координата $x = 0.35$, $z = 0.069200655$, где се налазе тачке максимума горњаке, извршено је тангенцијално спајање придодатог елиптичног лука (четвртине елипсе) са оригиналним аеропрофилом Делфин 2410, док је доњака задржана из верзије М1 [7]. Тако је добијена модификација Делфин 2410 М3, приказана на слици 5.1.1.14 са мрежом. У овој модификацији је, у циљу наменског побољшања аеродинамичких карактеристика, као нужан компромис изгубљен облик „Делфина“.



Слика 5.1.1.14 Приказ треће модификације аеропрофила Делфин 2410 М3 са мрежом

Са слике 5.1.1.15 је јасно уочљиво побољшање контуре поља брзине, изузев на доњаци, где је још остало "простора" за модификацију. Након нумеричке симулације аеропрофила Делфин 2410 М3, добијени су следећи резултати, приказани у табели 5.



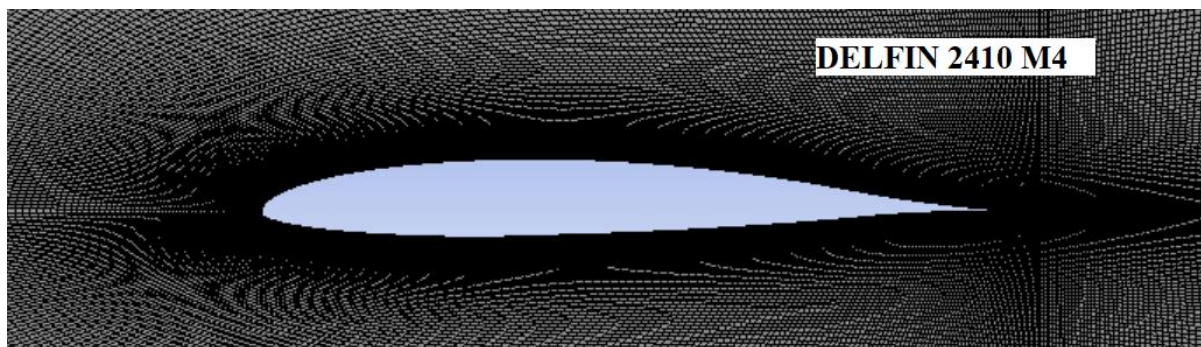
Слика 5.1.1.15 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2410 М3 при критичном нападном углу $\alpha=10^\circ$

Табела 5. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2410 М2 и Делфин 2410 М3

ДЕЛФИН 2410 М2				ДЕЛФИН 2410 М3			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.44	0.04267	-10.31	-6	-0.42	0.04799	-8.75
-4	-0.25	0.02332	-10.72	-4	-0.24	0.02596	-9.24
-2	-0.02	0.01255	-1.59	-2	-0.01	0.01490	-0.67
0	0.20	0.00856	23.36	0	0.22	0.00935	23.53
2	0.43	0.00913	47.10	2	0.45	0.00898	50.11
4	0.65	0.01229	52.89	4	0.68	0.01044	65.13
6	0.85	0.02053	41.40	6	0.90	0.01308	68.81
8	0.96	0.03848	24.95	8	1.12	0.01805	62.05
10	0.95	0.06541	14.52	10	1.28	0.02790	45.88
12	/	/	/	12	1.27	0.04799	26.46

Из табеле 5. се види јасно побољшање аеропрофила Делфин 2410 М3 у односу на Делфин 2410 М2, и то повећање максималног коефицијента узгона за 33.33%, повећање максималног коефицијента отпора за 4.90%, а финесе за 30.1%, док је полара спуштена у односу на модификацију М2 (слика 5.1.1.19) и повећан критични нападни угао, што ће у наставку бити приказано на дијаграмима, слике 5.1.1.18, 19 и 20. Иако су у модификацији аеропрофила Делфин 2410 М3 постигнута значајна побољшања, још увек није аеродинамички гледано, надмашен аеропрофил НАСА 2410. Да би се то постигло, морала је уследити модификација М4. Делфин 2410 М4 модификација је свој фокус ставили на рану дивергенцију отпора модификација М1 и М2 [7], као и појаву зоне отцепљења при негативном нападном углу од $\alpha=-4^\circ$.

Од нападне ивице до координата $x = 0.29$, $z = -0.031850023$, где се налазе тачке максимума дебљине доњаке, извршено је тангенцијално спајање придодатог доњег елиптичног лука са оригиналним аеропрофилом Делфин 2410, док је горњака задржана из верзије М3 [7]. Тако је добијена модификација Делфин 2410 М4, приказана на слици 5.1.1.16 са мрежом. У овој модификацији је добијен тзв. **први семиелиптични хибридни аеропрофил Делфин**, који је задржао око 70% оригиналног аеропрофила Делфина, а 30% чини нова геометрија. Приликом развоја фамилије хибридних аеропрофила Делфин, добијено је по истом, или са малом разликом у алгоритму (у зависности од нападних углова), фамилија од четири семиелиптична хибридна аеропрофила Делфин. О овоме ће бити речи у даљем тексту дисертације. На слици 5.1.1.16 је дат приказ финалне модификације аеропрофила Делфин 2410 М4 са мрежом.



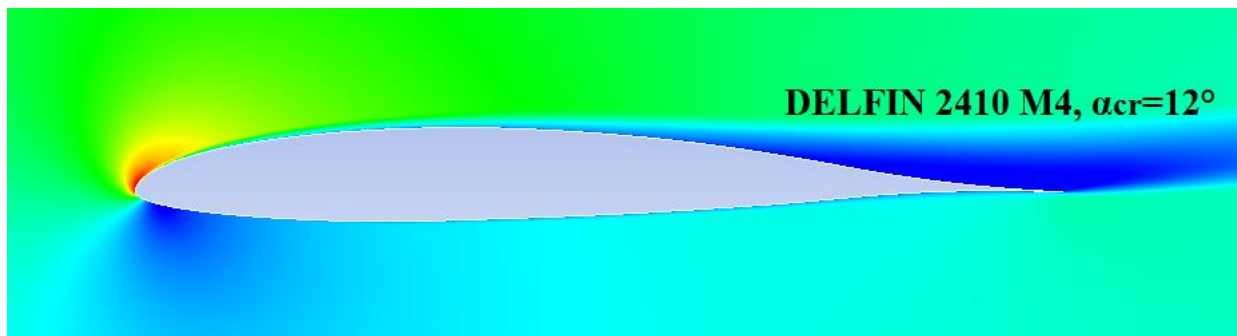
Слика 5.1.1.16 Приказ четврте модификације аеропрофила Делфин 2410 М4 са мрежом - први хибридни семиелиптични аеропрофил

Након нумеричке симулације, добијени су следећи резултати, приказани у табели 6.

Табела 6. Поређење коефицијената узгона, отпора и за аеропрофил Делфин 2410 М3 и Делфин 2410 М4

ДЕЛФИН 2410 М3				ДЕЛФИН 2410 М4			
α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x	α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x
-6	-0.42	0.04799	-8.75	-6	-0.48	0.01529	-31.39
-4	-0.24	0.02596	-9.24	-4	-0.26	0.01002	-25.95
-2	-0.01	0.01490	-0.67	-2	-0.02	0.00828	-2.42
0	0.22	0.00935	23.53	0	0.21	0.00812	25.86
2	0.45	0.00898	50.11	2	0.43	0.00885	48.59
4	0.68	0.01044	65.13	4	0.67	0.01043	64.24
6	0.90	0.01308	68.81	6	0.89	0.01302	68.36
8	1.12	0.01805	62.05	8	1.11	0.01748	63.50
10	1.28	0.02790	45.88	10	1.29	0.02534	50.91
12	1.27	0.04799	26.46	12	1.39	0.03930	35.37
14	/	/	/	14	1.31	0.07051	18.58

Из табеле 6. се види јасно побољшање и то повећање критичног нападног угла, повећање максималног коефицијента узгона за 8.60%, смањење минималног коефицијента отпора за 9.57%, а полара је спуштена у односу на модификацију М3 (слика 5.1.1.19). Максимална финеса је нешто смањена и то за 0.65%. Додавање доњег елиптичног сегмента омогућило је слободно померање предње зауставне тачке на доњу половину аеропрофила при већим нападним угловима (што код модификације М3 није било могуће), а исход је поменуто повећање максималног коефицијента узгона.



Слика 5.1.1.17 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2410 М4 при критичном нападном углу $\alpha=12^\circ$

Контуре поља брзина сада показују очекиван облик у односу на критичне нападне углове аеропрофила, а знатно боље од контура поља брзина оригиналног аеропрофила Делфин 2410. На крају модификације оригиналног аеропрофила Делфин 2410 и добијања хибридног семиелиптичног аеропрофила Делфина 2410 М4, у табели 7. је дат приказ аеродинамичких коефицијената за аеропрофил - еталон НАСА 2410 и Делфин 2410 М4.

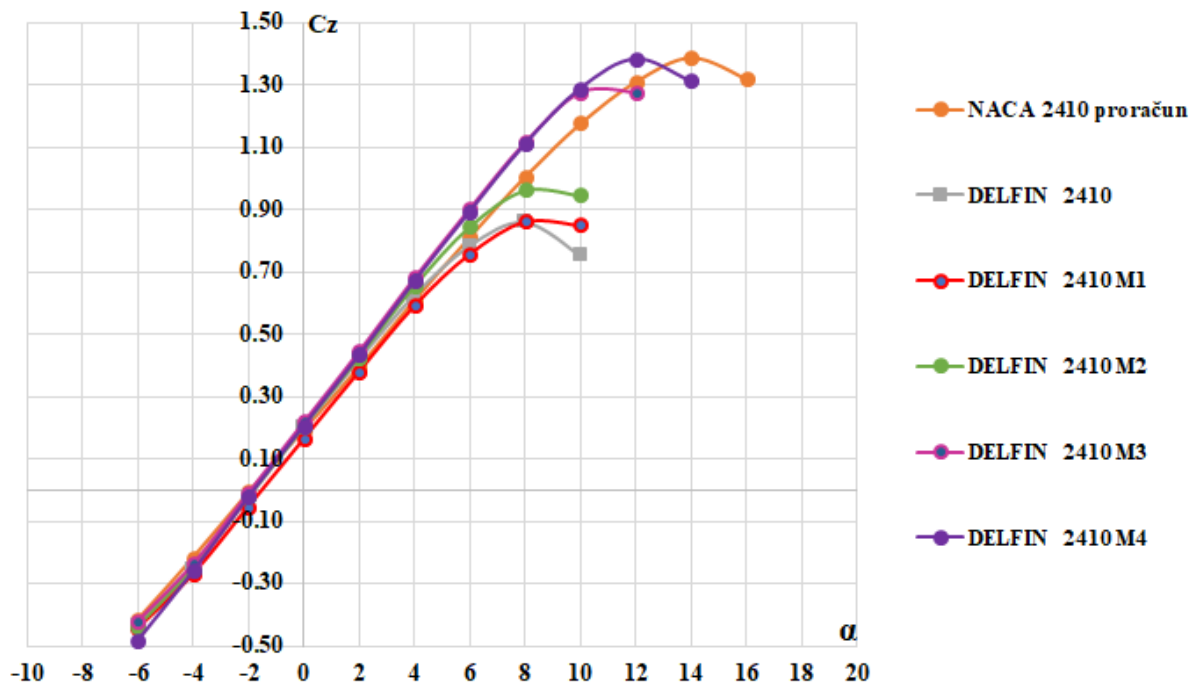
Табела 7. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил НАСА 2410 и Делфин 2410 М4

НАСА 2410 - прорачун				ДЕЛФИН 2410 М4			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.42	0.01132	-37.10	-6	-0.48	0.01529	-31.39
-4	-0.22	0.00943	-23.33	-4	-0.26	0.01002	-25.95
-2	-0.01	0.00863	-1.16	-2	-0.02	0.00828	-2.42
0	0.19	0.00861	22.07	0	0.21	0.00812	25.86
2	0.40	0.00922	43.38	2	0.43	0.00885	48.59
4	0.61	0.01059	57.60	4	0.67	0.01043	64.24
6	0.81	0.01280	63.28	6	0.89	0.01302	68.36
8	1.01	0.01636	61.74	8	1.11	0.01748	63.50
10	1.18	0.02149	54.91	10	1.29	0.02534	50.91
12	1.31	0.02929	44.73	12	1.39	0.03930	35.37
14	1.39	0.04654	29.87	14	1.31	0.07051	18.58
16	1.32	0.18530	7.12	16	/	/	/

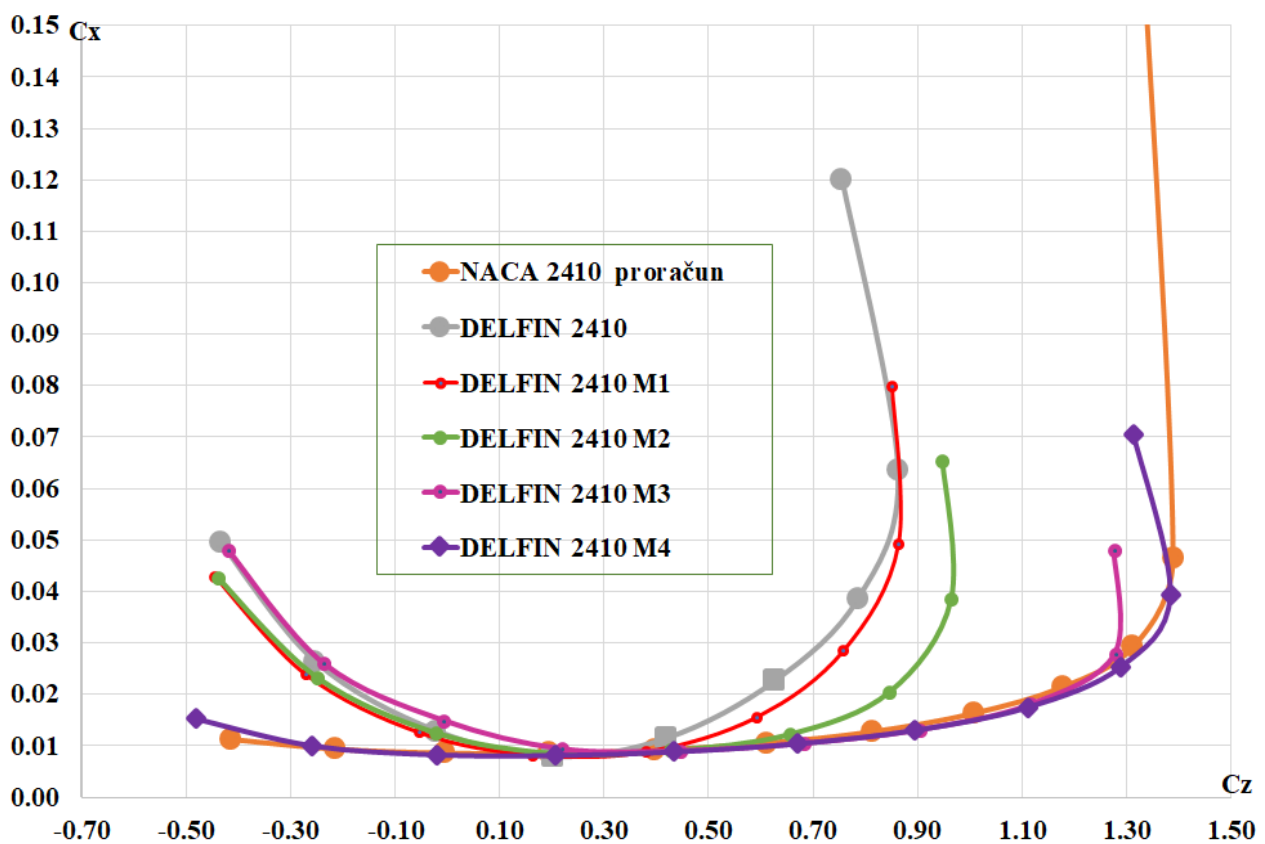
Из табеле 7. се јасно види побољшање, при чему је минимални коефицијент отпора смањен за 5.69%, а полара спуштена у односу на аеропрофил НАСА 2410, што ће у наставку бити приказано на дијаграмима (слика 5.1.1.19). Максимална финеса је повећана за 8.02%, док је једино максимални коефицијент узгона остао непромењен. У наставку је дата упоредна табела коефицијената узгона, отпора и финесе и релативна промена у процентима у односу на аеропрофил НАСА 2410 за све модификације М1 - М4.

Табела 8. Упоредна табела коефицијената узгона, отпора и финесе и релативна промена у процентима у односу на аеропрофил НАСА 2410

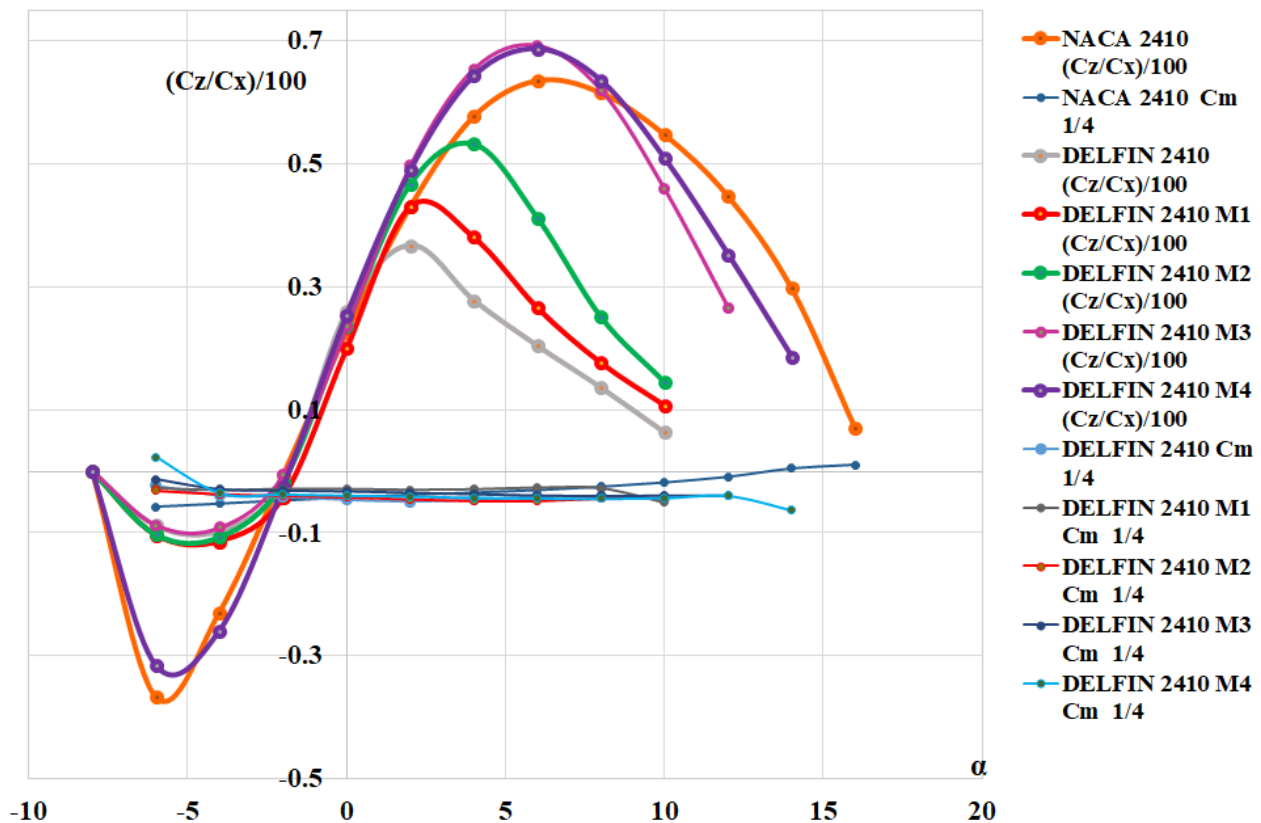
Аеропрофил	C_{zmax}	Релативна промена	C_{xmin}	Релативна промена	$(C_z/C_x)_{max}$	Релативна промена
НАСА 2410	1.39		0.00861		63.28	
Ориг. Делфин 2410	0.86	-38.12%	0.00778	-9.63%	36.71	-41.98%
Делфин 2410 М1	0.86	-38.12%	0.00818	-4.99%	42.99	-32.06%
Делфин 2410 М2	0.96	-30.93%	0.00856	-0.58%	52.89	-16.41%
Делфин 2410 М3	1.28	-7.91%	0.00898	+4.29%	68.81	+8.73%
Делфин 2410 М4	1.39	0.00%	0.00812	-5.69%	68.36	+8.02%



Слика 5.1.1.18 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла серије 2410



Слика 5.1.1.19 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара серије 2410

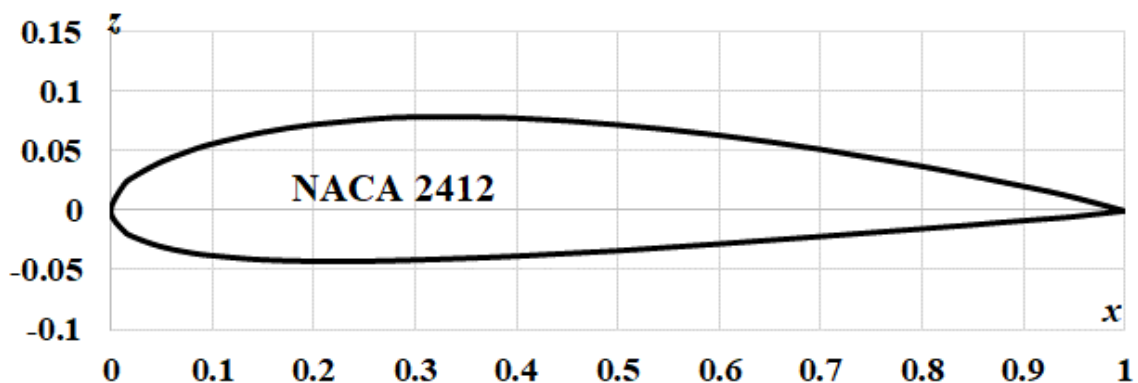


Слика 5.1.1.20 Збирни дијаграм финеса серије 2410 подељен са 100 и коефицијената момената на 25% јединичне тетиве серије 2410

На сликама 5.1.1.18, 19 и 20, су приказани дијаграми коефицијената узгона и поларе, финесе и коефицијенти момената, збирно за све испитиване аеропрофиле. Из табела 7. и 8. се види да је новодобијени хибридни аеропрофил Делфин 2410 М4 бољи од свог NACA пандана. Минимални отпор је смањен за 5.69%, максимална финеса повећана за 8.02%, при чему је максимани узгон сачуван на истој вредности.

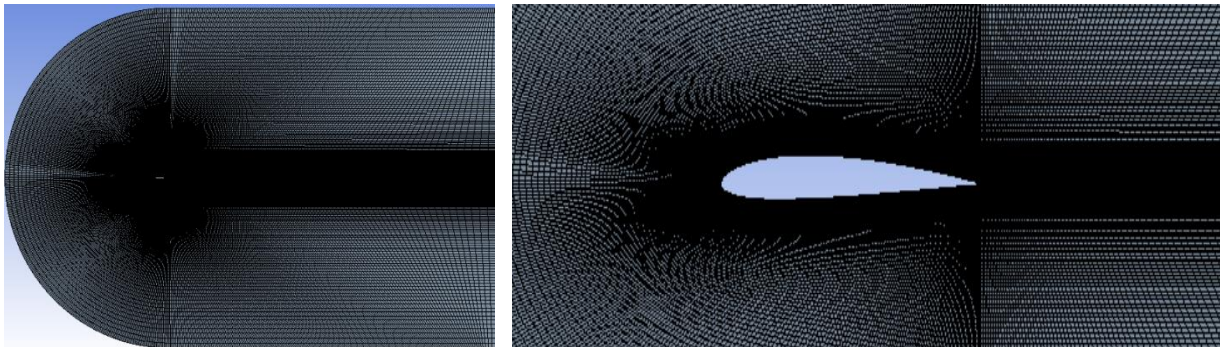
5.1.2 Семиелиптична модификација аеропрофила Делфин 2412

Као и у претходном одељку, на слици 5.1.2.1 је приказана геометрија стандардног аеропрофила NACA 2412, са истим начином обележавања апсцисе и оординате, како је објашњено у одељку 5.1.1.



Слика 5.1.2.1 Приказ NACA 2412 аеропрофила

Аеропрофил NASA 2412 је максималне релативне кривине 2% на 40% тетиве и максималне релативне дебљине 12% на 30% тетиве. У *DM*-у је затим развијена је мрежа по критеријуму из Поглавља 4. Добијена је структурирана мрежа са 113219 елемената (слика 5.1.2.2).



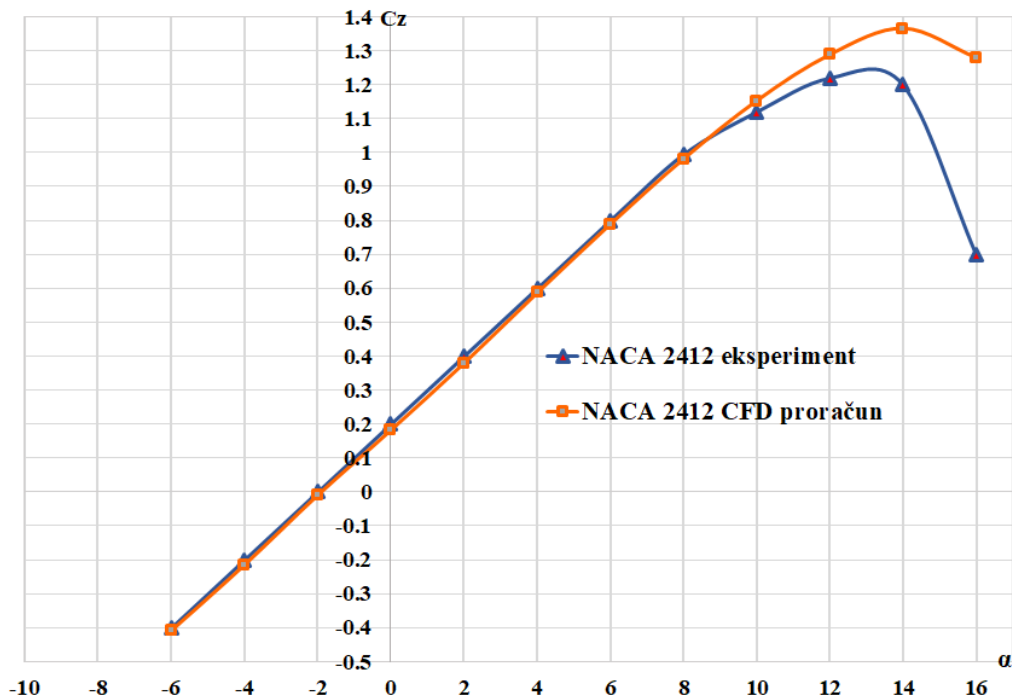
Слика 5.1.2.2 С - мрежа са 113219 елемената – цела контролна запремина и околина аеропрофила

Као и у претходном одељку прво је вршено поређење аеропрофила NASA 2412 са подацима добијеним из *Fluent*-а са експерименталним подацима из Abbott *et al.* [1, 2]. Резултати су приказани у табели 9. за нападне углове од -6° до 16° .

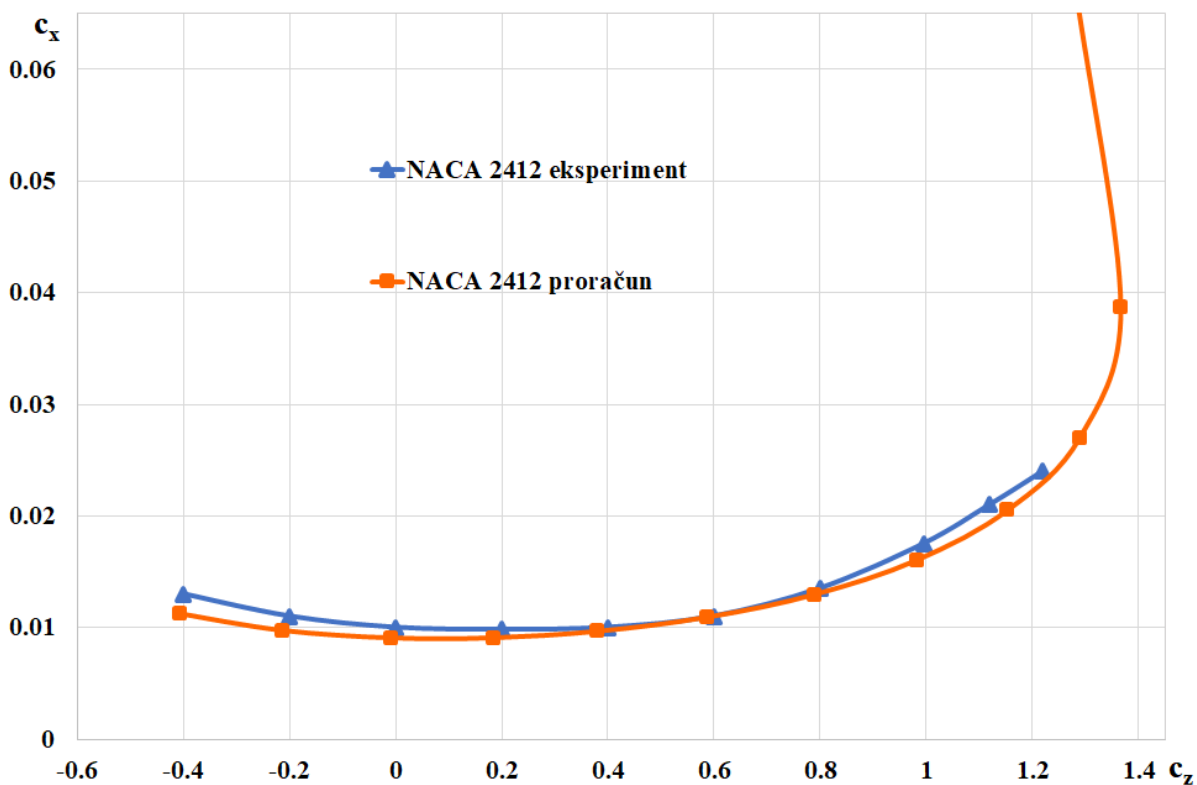
Табела 9. Промена коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 2412

NASA 2412 – експеримент [1, 2]				NASA 2412 - прорачун			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.4	0.01300	-30.77	-6	-0.41	0.01128	-36.35
-4	-0.2	0.01100	-18.18	-4	-0.21	0.00978	-21.47
-2	0	0.01000	0.00	-2	-0.01	0.00910	-1.10
0	0.2	0.00980	20.41	0	0.18	0.00911	19.76
2	0.4	0.01000	40.00	2	0.38	0.00970	39.18
4	0.6	0.01100	54.55	4	0.59	0.01097	53.78
6	0.8	0.01350	59.26	6	0.79	0.01300	60.77
8	0.995	0.01750	56.86	8	0.98	0.01607	60.98
10	1.1	0.02100	52.38	10	1.15	0.02055	55.96
12	1.19	0.02400	49.58	12	1.29	0.02706	47.67
14	1.2	/	/	14	1.37	0.03875	35.35
16	0.7	/	/	16	1.28	0.06767	18.92

Подебљане вредности у табели 9. представљају редом исте ознаке као у табели 1. Прорачун је за разлику од раније коришћеног Рејнолдсовог броја 6×10^6 , овог пута вршен при Рејнолдсовом броју 5.7×10^6 [1, 2]. Поклапања у праволинијском делу криве узгона су одлична, али је прорачунски максимални коефицијент узгона и овде нешто већи него експериментални, као и критични нападни угао [1, 2] (слика 5.1.2.3). Прорачунска полара је у непосредној околини експерименталне (слика 5.1.2.4).

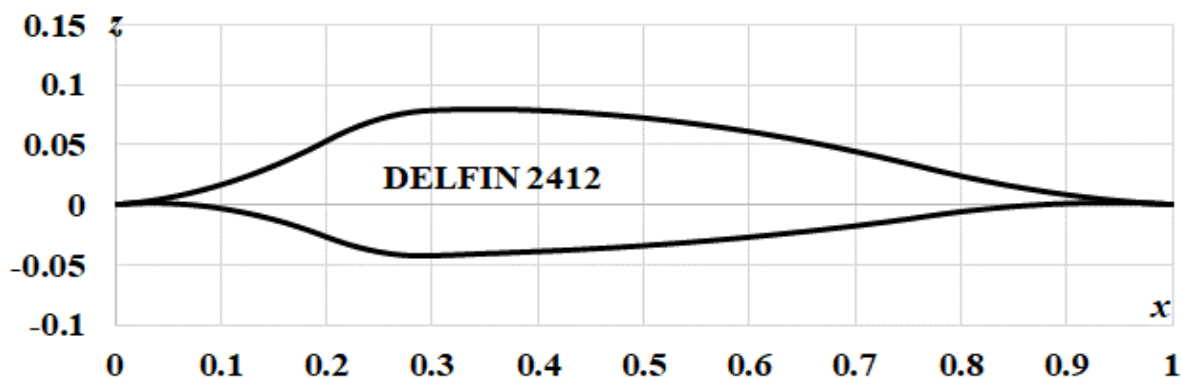


Слика 5.1.2.3 Упоредни дијаграми за коефицијент узгона при Рејнолдсовом броју 5.7×10^6 , стандардна храпавост



Слика 5.1.2.4 Упоредни прикази полара за Рејнолдсов број 5.7×10^6 , стандардна храпавост

Након експерименталне верификације и потврде да су прорачунска и прорачунски алгоритам дали оперативно валидне резултате, генерисан је оригинални аеропрофил Делфин 2412 по моделу Тапосу [3] (слика 5.1.2.5).



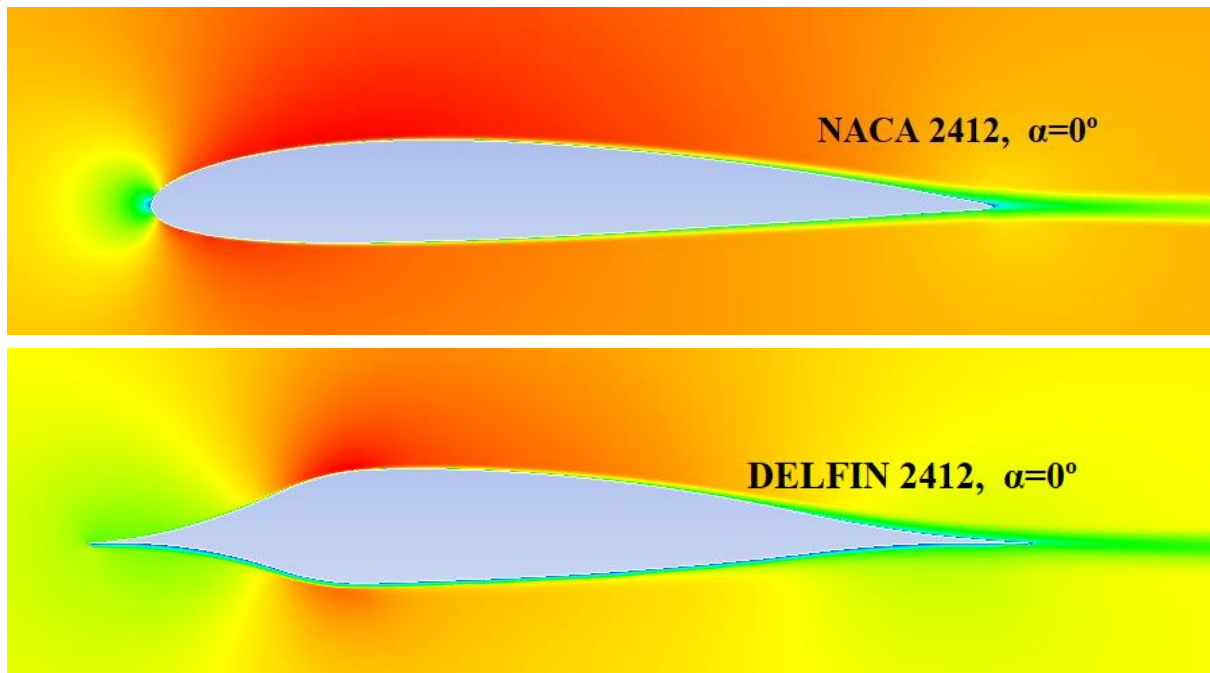
Слика 5.1.2.5 Приказ оригиналног аеропрофила Делфин 2412

Овај аеропрофил представља пандан аеропрофилу НАСА 2412: релативна максимална кривина износи 2% на 40% тетиве, а релативна максимална дебљина 12% на 30% тетиве. Као и у претходном одељку извршено је поређење са аеропрофилом НАСА 2412 и његовим прорачунским резултатима добијеним у *Fluent*-у. Мрежа за оригинални аеропрофил Делфин 2412 формирана је по алгоритму описаном у Поглављу 4 ове дисертације. Резултати прорачуна су приказани у табели 10.

Табела 10. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил НАСА 2412 и оригинални Делфин 2412

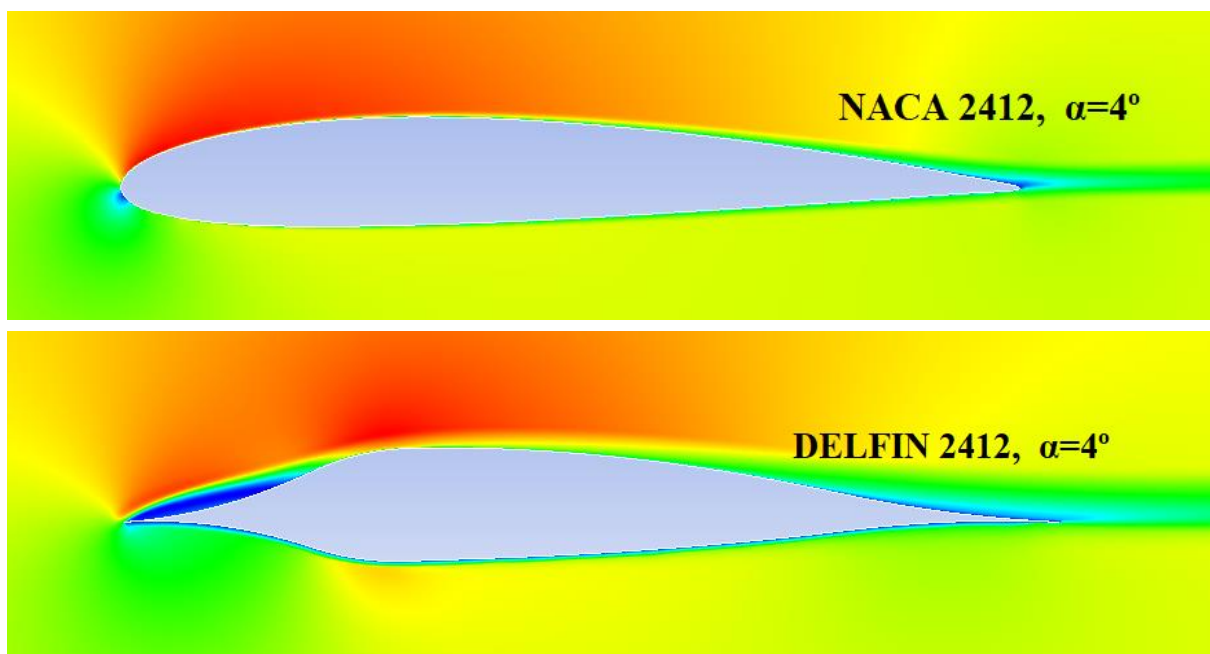
НАСА 2412 - прорачун				Оригинални Делфин 2412 - прорачун			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.41	0.01128	-36.35	-6	-0.44	0.06460	-6.81
-4	-0.21	0.00978	-21.47	-4	-0.26	0.03674	-7.08
-2	-0.01	0.00910	-1.10	-2	-0.04	0.01692	-2.36
0	0.18	0.00911	19.76	0	0.18	0.00931	19.33
2	0.38	0.00970	39.18	2	0.40	0.01225	32.65
4	0.59	0.01097	53.78	4	0.61	0.02455	24.85
6	0.79	0.01300	60.77	6	0.78	0.04155	18.77
8	0.98	0.01607	60.98	8	0.86	0.06807	12.63
10	1.15	0.02055	55.96	10	0.84	0.10528	7.98
12	1.29	0.02706	47.67	12	/	/	/
14	1.37	0.03875	35.35	14	/	/	/
16	1.28	0.06767	18.92	16	/	/	/

Оригинални аеропрофил Делфин 2412 је показао лошије аеродинамичке карактеристике од аеропрофила НАСА 2412: максимални коефицијент узгона је мањи за 37.22%, минимални коефицијент отпора је већи за 2.30%, и максимална финеса је мања за 46.46%. На слици 5.1.2.6 приказане су контуре поља брзина за НАСА 2412 и оригинални Делфин 2412:

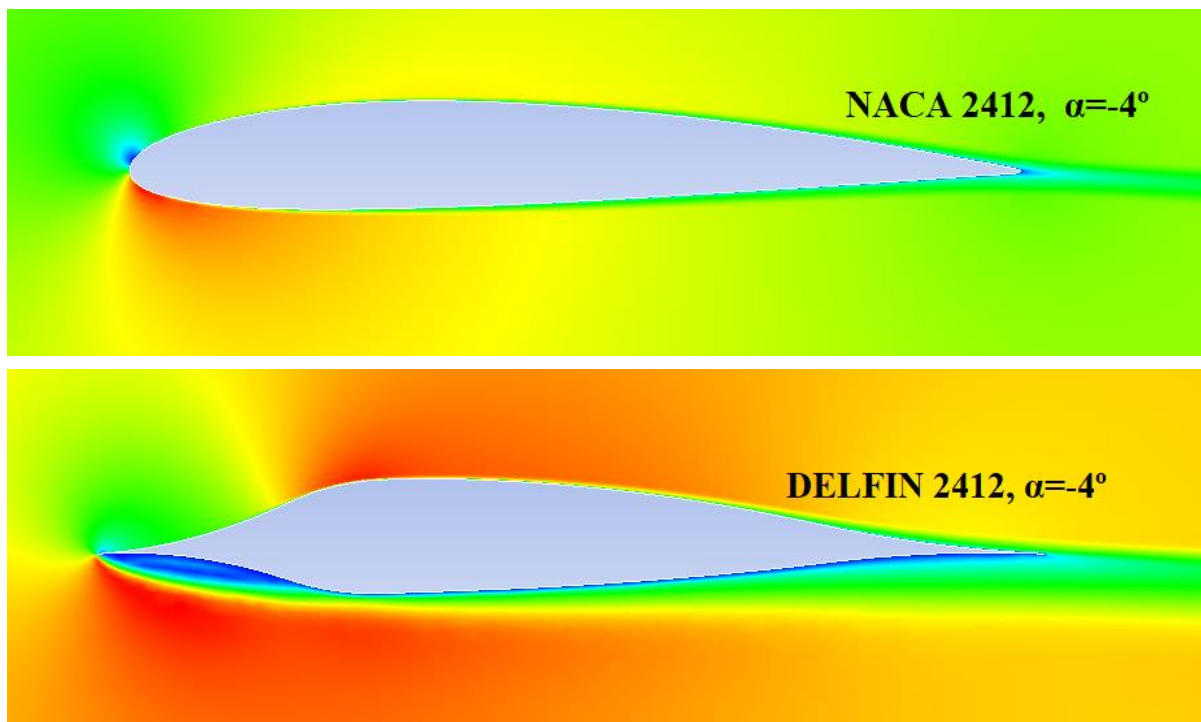


Слика 5.1.2.6 Контуре поља брзина за аеропрофил NACA 2412 и оригинални Делфин 2412 при нападном углу $\alpha=0^\circ$

Прорачунски је утврђен критични нападни угао од 8° у односу на NACA 2412, који има критични нападни угао од 14° . Извршена је, поред квантитативне анализе - табела 10., и квалитативна анализа контура поља брзина за све нападне углове. Слике 5.1.2.7 и 5.1.2.8 дају идеју за прву модификацију M1, као и за аеропрофил Делфин 2410.



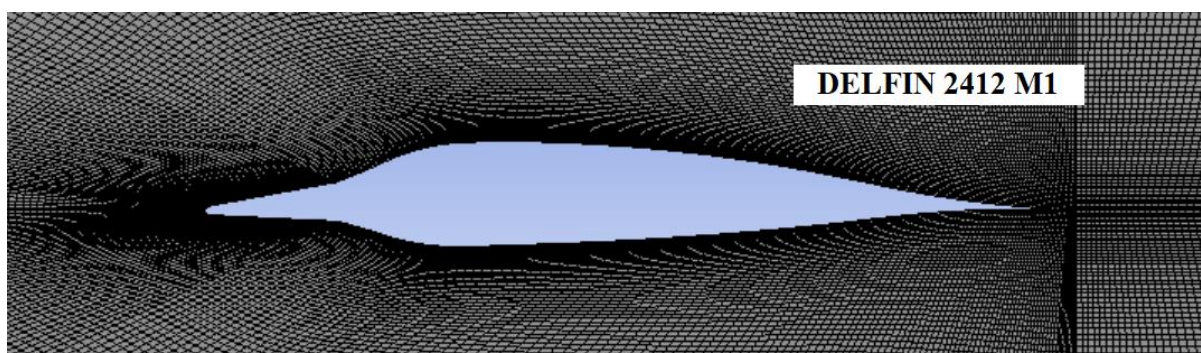
Слика 5.1.2.7 Контуре поља брзина за аеропрофил NACA 2412 и оригинални Делфин 2412 при нападном углу $\alpha=4^\circ$



Слика 5.1.2.8 Контуре поља брзина за аеропрофил NACA 2412 и оригинални Делфин 2412 при нападном углу $\alpha = -4^\circ$

На сликама су видљиве зоне отцепљења струјница - плава боја на сликама 5.1.2.7 и 5.1.2.8., у којима је брзина струјања једнака нули. Из истог разлога као и за аеропрофил Делфин 2410, при овако малим нападним угловима долази до отцепљења већ у зони нападне ивице. Ваздушна струја је и у овом случају, одабрала начин природне модификације. Отцепљења при нападним угловима $\alpha = -4^\circ$ и $\alpha = +4^\circ$, су на тај начин поново довела до увођења малог радијуса заобљења нападне ивице, како би се елиминисале плаве контуре (слике 5.1.2.7 и 5.1.2.8). Уведен је радијус $1/3$ стандардне четвороцифрене NACA серије [7].

Израчуната вредност радијуса је тако $(r/c)_0 = 0.01586736$, па $1/3$ износи 0.00528912 . На координати $x = 0.15$, $z = 0.032499$ и $x = 0.15$, $z = -0.0125$ извршено тангецијално спајање са оригиналним аеропрофилом Делфин 2412, означено са Делфин 2412 M1. Формирана је нова геометрија и мрежа, по истом алгоритму као и целој дисертацији у деловима који се фокусирају на семиелиптичну модификацију.



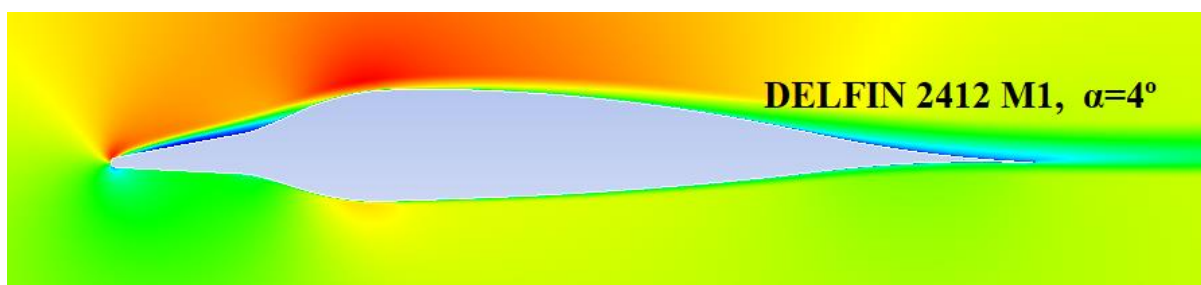
Слика 5.1.2.9 Приказ прве модификације аеропрофила Делфин 2412 M1 са мрежом

Након нумеричке анализе су добијени следећи резултати (табела 11):

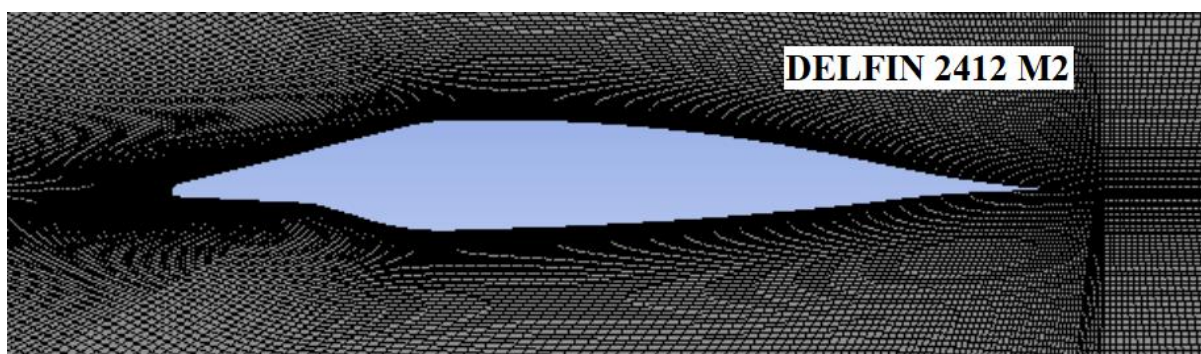
Табела 11. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил оригинални аеропрофил Делфин 2412 и Делфин 2412 М1

ОРИГИНАЛНИ ДЕЛФИН 2412				ДЕЛФИН 2412 М1			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.44	0.06460	-6.81	-6	-0.44	0.03780	-11.64
-4	-0.26	0.03674	-7.08	-4	-0.25	0.02201	-11.36
-2	-0.04	0.01692	-2.36	-2	-0.03	0.01236	-2.43
0	0.18	0.00931	19.33	0	0.20	0.00929	21.53
2	0.40	0.01225	32.65	2	0.42	0.01073	39.14
4	0.61	0.02455	24.85	4	0.64	0.01730	36.99
6	0.78	0.04155	18.77	6	0.80	0.02934	27.27
8	0.86	0.06807	12.63	8	0.88	0.04814	18.28
10	0.84	0.10528	7.98	10	0.87	0.07651	11.37

У првој модификацији Делфин 2412 М1 је максимални коефицијент узгона повећан за 2.32%, минимални коефицијент отпора је смањен за 0.21%, а максимална финеса је повећана за 19.87%. Полара је спуштена у односу на оригинални Делфин 2412 (слика 5.1.2.19). Критични нападни угао је остао исти. Модификација Делфин 2412 М1 је постигла побољшања и у квалитативном смислу. Контуре поља брзина при нападном углу $\alpha=4^\circ$ за модификацију М1 су приказане на слици 5.1.2.10. Са слике је јасно уочљива мања плава зона отцепљења.


 Слика 5.1.2.10 Контуре поља брзина за аеропрофил Делфин 2412 М1 при нападном углу $\alpha=4^\circ$

За модификацију М2 је повећан радијус заобљења нападне ивице аеропрофила Делфин 2412 на горњаци, док је доњака задржала геометрију Делфина 2412 М1. На слици 5.1.2.11 је приказан Делфин 2412 М2 са мрежом. Горњаци је додељен радијус од 2/3 стандардне НАСА четвороцифрене серије, или $(r/c)_0 = 0.01057824$. Затим је извршено тангенцијално спајање са аеропрофилом Делфин 2412 на координатама $x = 0.25$, $z = 0.0712499$, као и у претходном одељку. На слици 5.1.2.11. је приказана Делфин 2412 М2 модификација са мрежом.



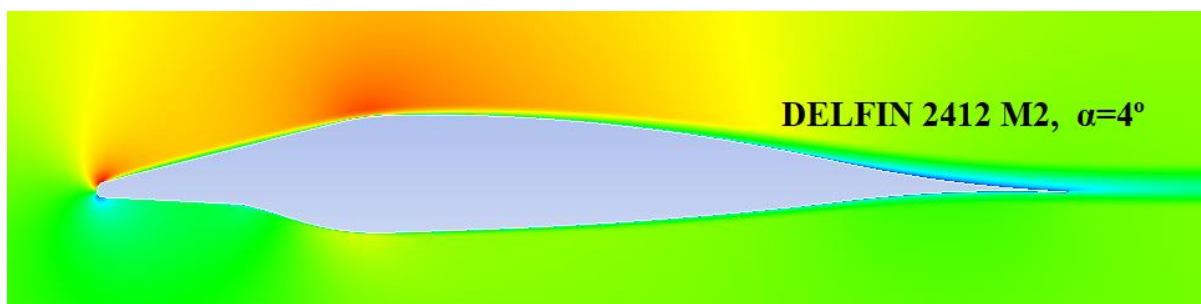
Слика 5.1.2.11 Приказ друге модификације аеропрофила Делфин 2412 М2 са мрежом

Прорачунски су добијене вредности аеропрофила Делфин 2412 М2 у односу на модификацију Делфин 2412 М1 (табела 12):

Табела 12. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2412 М1 и Делфин 2412 М2

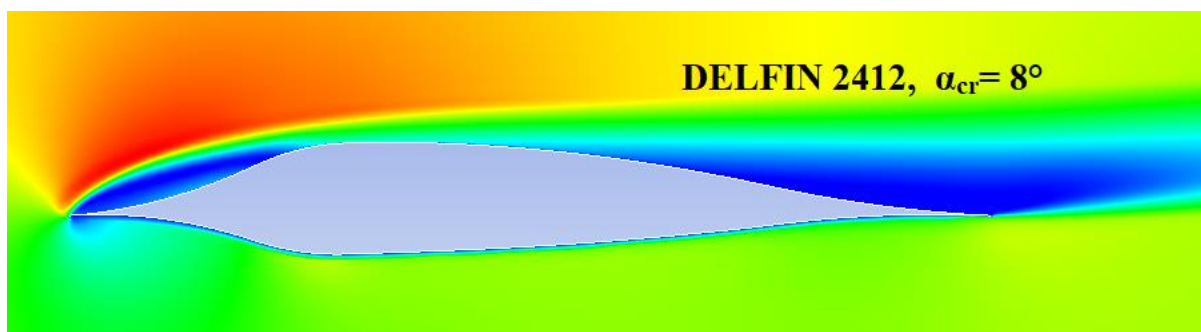
ДЕЛФИН 2412 М1				ДЕЛФИН 2412 М2			
α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x	α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x
-6	-0.44	0.03780	-11.64	-6	-0.43	0.03762	-11.43
-4	-0.25	0.02201	-11.36	-4	-0.25	0.02244	-11.14
-2	-0.03	0.01236	-2.43	-2	-0.02	0.01276	-1.57
0	0.20	0.00929	21.53	0	0.21	0.00933	22.51
2	0.42	0.01073	39.14	2	0.43	0.00985	43.65
4	0.64	0.01730	36.99	4	0.66	0.01269	52.01
6	0.80	0.02934	27.27	6	0.86	0.01910	45.03
8	0.88	0.04814	18.28	8	0.98	0.03262	30.04
10	0.87	0.07651	11.37	10	1.00	0.05504	18.17
12	/	/	/	12	0.98	0.10617	9.23

У другој модификацији Делфин 2412 М2 је максимални коефицијент узгона повећан за 13.63%, минимални коефицијент отпора је повећан за 0.43%, а максимална финеса је повећана за 32.88%. Полара је спуштена у односу на оригинални Делфин 2412 и Делфин 2412 М1 (слика 5.1.2.19). Критични нападни угао је повећан са 8° на 10°. Контуре поља брзина при углу $\alpha=4^\circ$ за модификацију М2 су приказане на слици 5.1.2.12. Са слике је јасно уочљиво да је отклоњена зона масивног отцепљења.

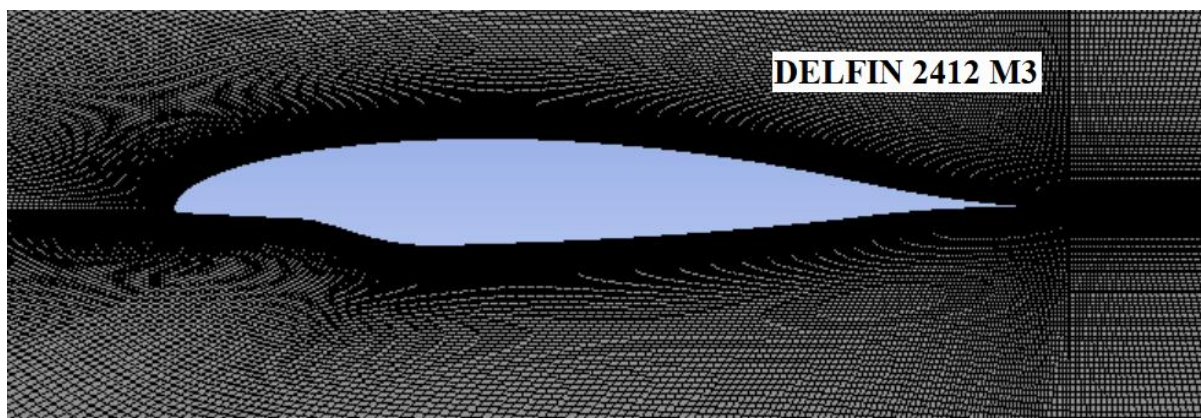


Слика 5.1.2.12 Контура поља брзина аеропрофила Делфин 2412 М2 при нападном углу $\alpha=4^\circ$

Модификација М3 је уследила након модификација М2 у циљу приближења аеропрофилу НАСА 2412. Фокус развоја модификације М3 је поново повећање максималног коефицијента узгона и критичног нападног угла [7] као у претходном одељку. На слици 5.1.2.13 је дата контура поља брзина за Делфин 2412 при критичном нападном углу $\alpha=8^\circ$.



Слика 5.1.2.13 Контура поља брзина оригиналног аеропрофила Делфин 2412 при критичном нападном углу $\alpha=8^\circ$



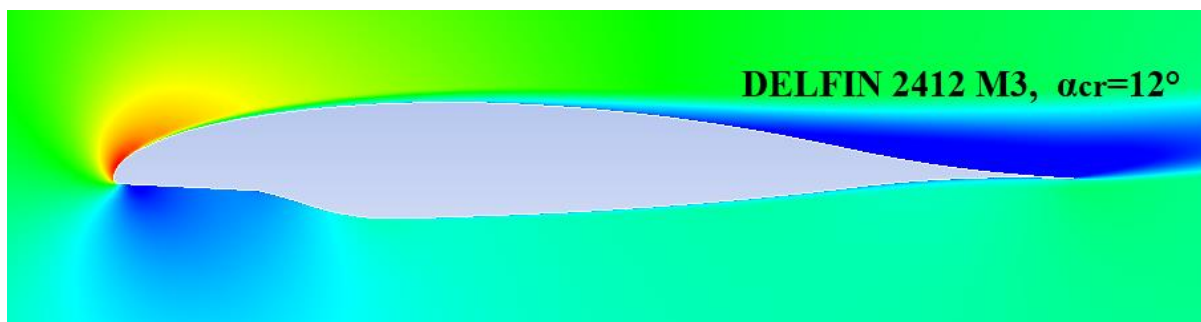
Слика 5.1.2.14 Приказ треће модификације аеропрофила Делфин 2412 М3 са мрежом

Од нападне ивице до координата $x = 0.35$, $z = 0.079124149$, где се налази тачка максималне дебљине горњаке је тангенцијално придодат елиптични лук (четвртина елипсе) до оригиналног аеропрофила Делфин 2412, док је доњака задржана из верзије М1 [7]. Тако је добијена модификација Делфин 2412 М3 са мрежом (слика 5.1.2.14). Након нумеричке симулације аеропрофила Делфин 2412 М3, добијени су следећи резултати, приказани у табели 13.

Табела 13. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2412 М2 и Делфин 2412 М3

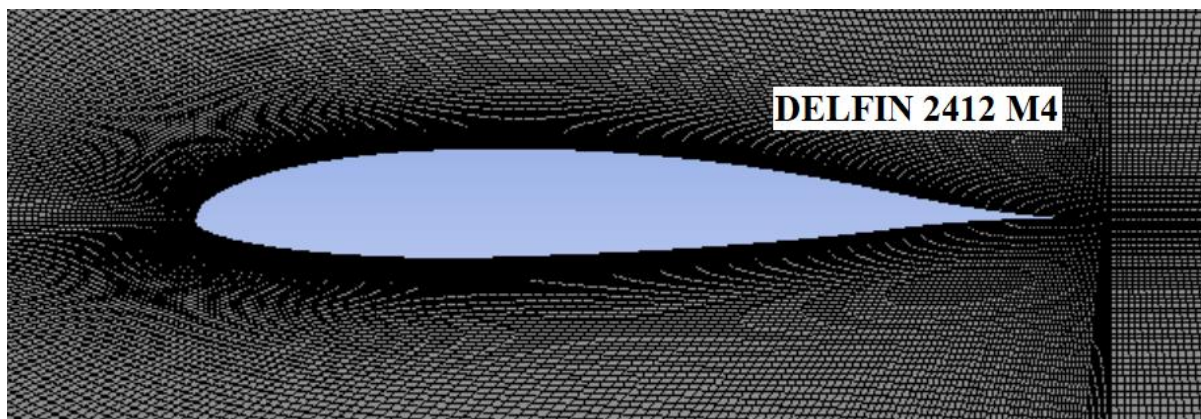
ДЕЛФИН 2412 М2				ДЕЛФИН 2412 М3			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.43	0.03762	-11.43	-6	-0.41	0.03991	-10.27
-4	-0.25	0.02244	-11.14	-4	-0.23	0.02407	-9.56
-2	-0.02	0.01276	-1.57	-2	0.00	0.01439	0.00
0	0.21	0.00933	22.51	0	0.23	0.00966	23.81
2	0.43	0.00985	43.65	2	0.45	0.00947	47.52
4	0.66	0.01269	52.01	4	0.69	0.01086	63.54
6	0.86	0.01910	45.03	6	0.92	0.01331	69.12
8	0.98	0.03262	30.04	8	1.13	0.01743	64.83
10	1.00	0.05504	18.17	10	1.31	0.02464	53.17
12	0.98	0.10617	9.23	12	1.38	0.03883	35.54
14	/	/	/	14	1.37	0.07676	17.85

Из табеле 13. је очигледно побољшање аеропрофила Делфин 2412 М3 у односу на Делфин 2412 М2. Максимални коефицијент узгона је већи за 38%, повећан је минимални коефицијент отпора за 3.53%, а максимална финеса је повећана за 32.89%. Полара је спуштена у односу на модификацију М2 (слика 5.1.2.19). Ово представља добар тренд за даљу модификацију. У модификацији аеропрофила Делфин 2412 М3 су постигнута побољшања и у виду повећања критичног нападног угла, али то није надмашило аеропрофил НАСА 2412. Делфин 2412 М4 модификација се фокусира на рану дивергенцију отпора модификација М1 и М2, као и у одељку 5.1.1. Контуре поља брзине аеропрофила Делфин 2412 М3 при критичном нападном углу показује побољшање у односу на контуре поља брзине аеропрофила Делфин 2412 при критичном нападном углу. Јасно је да се морала вршити модификација у "плавој зони" на доњаци, као у одељку 5.1.1. овог поглавља.



Слика 5.1.2.15 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2412 М3 при критичном нападном углу $\alpha=12^\circ$

Модификација М4 је извршена тако што је од нападне ивице до координата $x = 0.29$, $z = -0.041816667$ на максималној дебљини доњаке извршено тангенцијално спајање елиптичног лука са оригиналним аеропрофилом Делфин 2412. Задржана је горњака из верзије М3 [7]. У овој модификацији је добијен тзв. **други семиелиптични хибридни аеропрофил Делфин 2412 или Делфин 2412 М4**, који је такође задржао око 70% оригиналног аеропрофила Делфина.



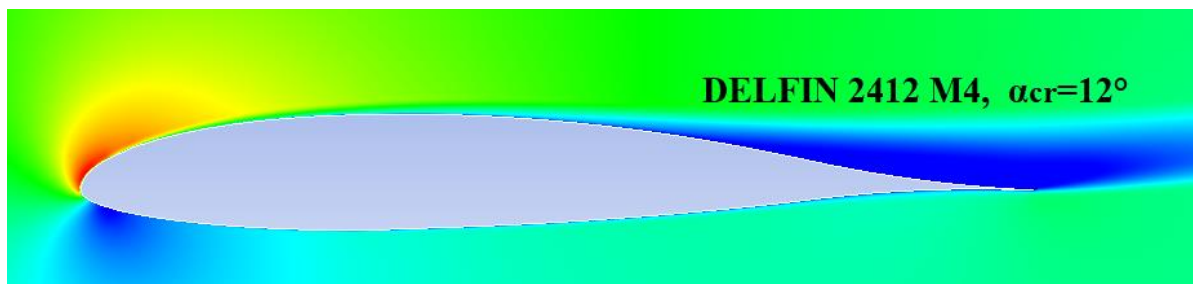
Слика 5.1.2.16 Приказ треће модификације аеропрофила Делфин 2412 М4 са мрежом

Након прорачуна следи табеларни приказ добијених резултата, табела 14.

Табела 14. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2412 М3 и Делфин 2412 М4

ДЕЛФИН 2412 М3				ДЕЛФИН 2412 М4			
α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x	α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x
-6	-0.41	0.03991	-10.27	-6	-0.49	0.01332	-36.79
-4	-0.23	0.02407	-9.56	-4	-0.26	0.01012	-25.69
-2	0.00	0.01439	0.00	-2	-0.02	0.00880	-2.27
0	0.23	0.00966	23.81	0	0.21	0.00877	23.95
2	0.45	0.00947	47.52	2	0.44	0.00955	46.07
4	0.69	0.01086	63.54	4	0.68	0.01120	60.71
6	0.92	0.01331	69.12	6	0.91	0.01376	66.13
8	1.13	0.01743	64.83	8	1.13	0.01791	63.09
10	1.31	0.02464	53.17	10	1.31	0.02475	52.93
12	1.38	0.03883	35.54	12	1.40	0.03736	37.47
14	1.37	0.07676	17.85	14	1.37	0.06150	22.28

Из табеле 14. се види побољшање и то максималног коефицијента узгона за 1.45%, смањење минималног коефицијента отпора за 8.90%, полара је спуштена у односу на модификацију М3 (слика 5.1.2.19). Максимална финеса је нешто смањена у односу на М3 и то за 4.32%.



Слика 5.1.2.17 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2412 М4 при критичном нападном углу $\alpha = 12^\circ$

Контуре поља брзина за критични нападни угао имају очекиван изглед. Табела 15 приказује упоредне вредности аеропрофила НАСА 2412 и аеропрофила Делфин 2412 М4. На сликама 5.1.2.18, 5.1.2.19 и 5.1.2.20 дати су упоредни прикази кривих узгона, полара, момента и финеса.

Табела 15. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил НАСА 2412 и Делфин 2412 М4

НАСА 2412 - прорачун				ДЕЛФИН 2412 М4			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.41	0.01128	-36.35	-6	-0.49	0.01332	-36.79
-4	-0.21	0.00978	-21.47	-4	-0.26	0.01012	-25.69
-2	-0.01	0.00910	-1.10	-2	-0.02	0.00880	-2.27
0	0.18	0.00911	19.76	0	0.21	0.00877	23.95
2	0.38	0.00970	39.18	2	0.44	0.00955	46.07
4	0.59	0.01097	53.78	4	0.68	0.01120	60.71
6	0.79	0.01300	60.77	6	0.91	0.01376	66.13
8	0.98	0.01607	60.98	8	1.13	0.01791	63.09
10	1.15	0.02055	55.96	10	1.31	0.02475	52.93
12	1.29	0.02706	47.67	12	1.40	0.03736	37.47
14	1.37	0.03875	35.35	14	1.37	0.06150	22.28
16	1.28	0.06767	18.92	16	/	/	/

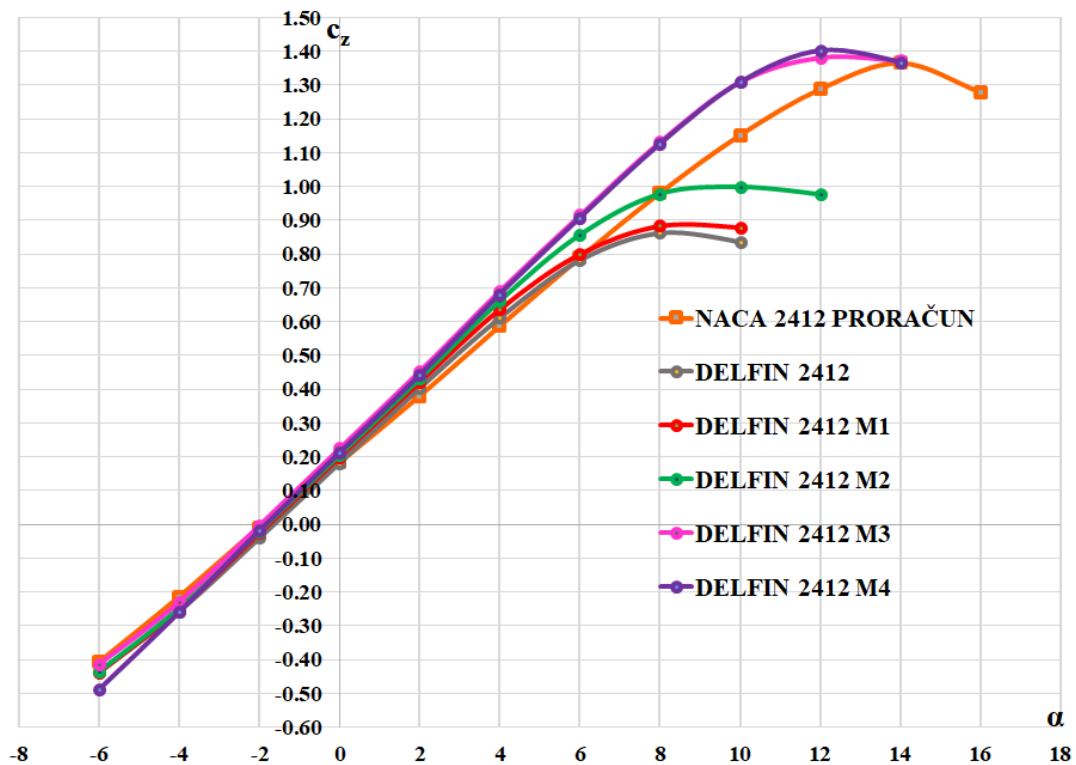
Из табеле 15. се види да је максимални коефицијент узгона повећан за 2.19%, минимални коефицијент отпора смањен за 3.30%, а максимална финеса је повећана за 8.45%.

Табела 16. Упоредна табела коефицијената узгона, отпора и финесе и релативна промена у процентима у односу на аеропрофил НАСА 2412

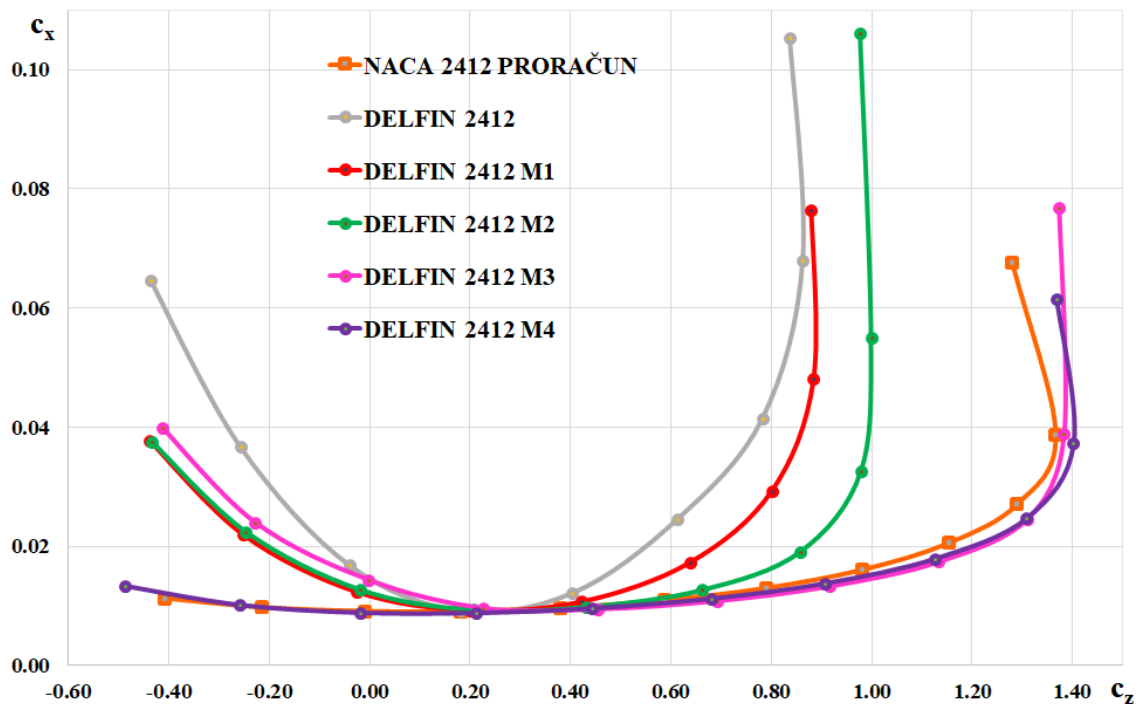
Аеропрофил	C_{zmax}	Релативна промена	C_{xmin}	Релативна промена	$(C_z/C_x)_{max}$	Релативна промена
НАСА 2412	1.37		0.00910		60.98	
Ориг. Делфин 2412	0.86	-37.22%	0.00931	+2.30%	32.65	-46.45%
Делфин 2412 М1	0.88	-35.76%	0.00929	+2.08%	39.14	-35.81%
Делфин 2412 М2	1	-27.00%	0.00933	+2.52%	52.01	-14.72%
Делфин 2412 М3	1.38	+0.73%	0.00966	+6.15%	69.12	+13.35%
Делфин 2412 М4	1.40	+2.19%	0.00880	-3.30%	66.13	+8.45%

ПОГЛАВЉЕ 5. Модификација аеропрофила Делфин

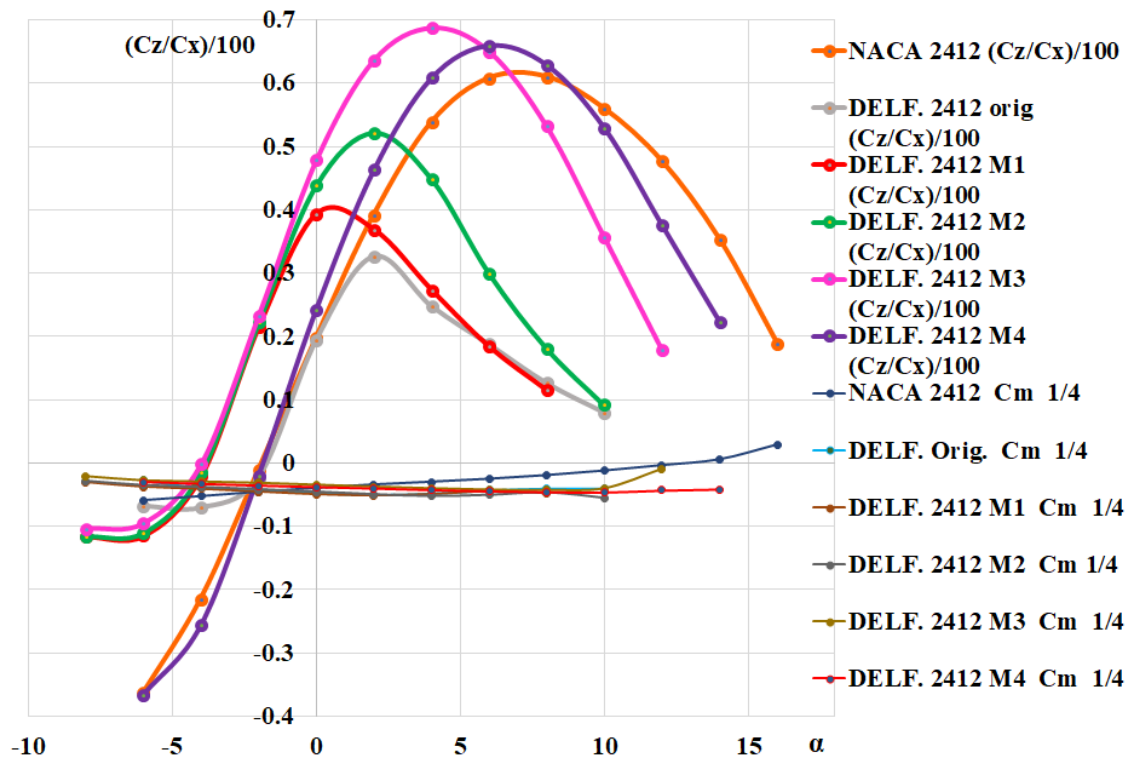
На основу података из табеле 16, може се закључити да је четврта модификација, **други хибридни семиелiptични аеропрофил Делфин 2412 М4**, надмашио свој НАСА 2412 пандан и то повећањем максималног коефицијента узгона за 2.19%, смањењем минималног коефицијента отпора за 3.30% и повећањем максималне финесе за 8.45%.



Слика 5.1.2.18 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла серије 2412



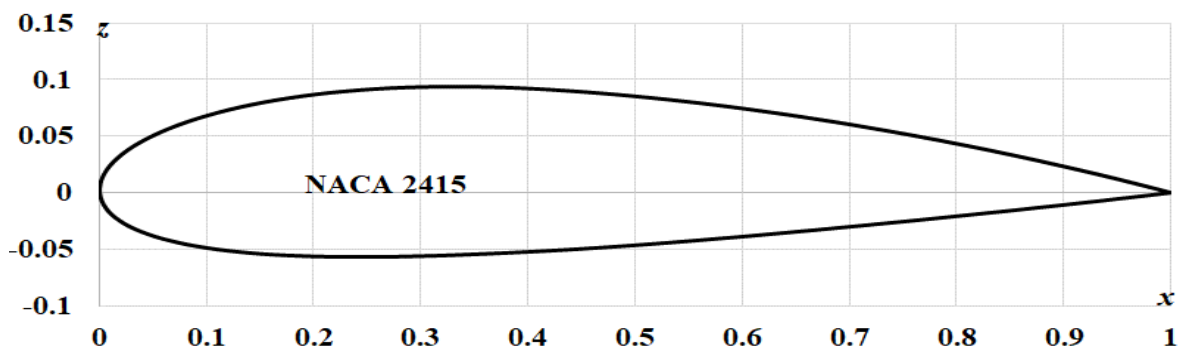
Слика 5.1.2.19 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, поларе серије 2412



Слика 5.1.2.20 Збирни дијаграм финеса серије 2412 подељен са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве серије 2412

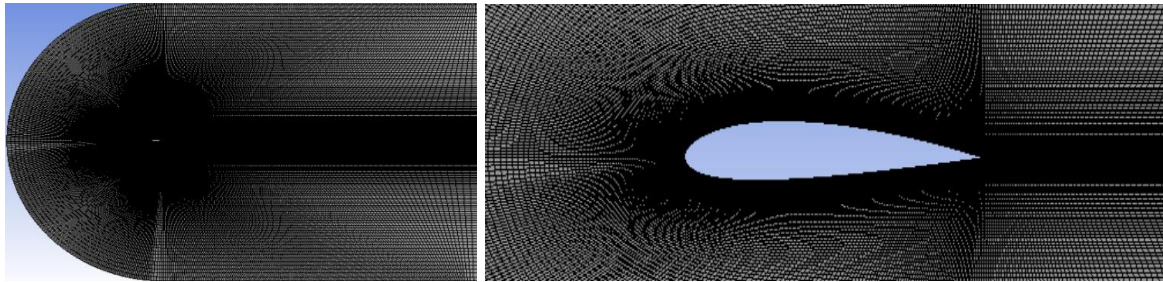
5.1.3 Семеиелиптична модификација аеропрофила Делфин 2415

На слици 5.1.3.1 је приказан стандардни аеропрофил NACA 2415.



Слика 5.1.3.1 Приказ NACA 2415 аеропрофила

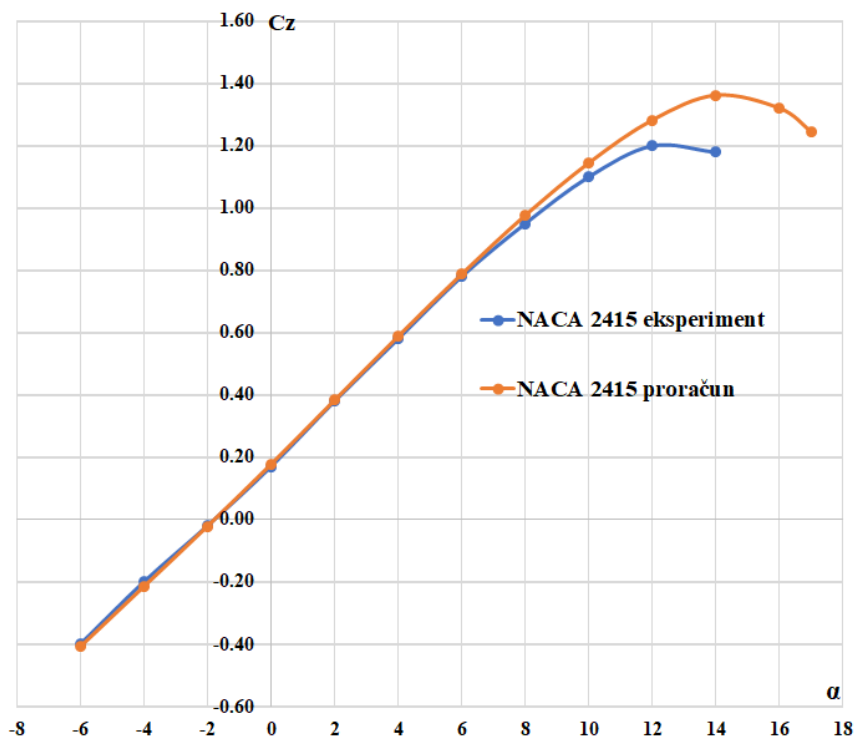
Аеропрофил NACA 2415 је максималне релативне кривине 2% на 40% тетиве и максималне релативне дебљине 15% на 30% тетиве. Добијена је структурирана мрежа са 112370 елемената (слика 5.1.3.2). Резултати прорачуна су приказани у табели 17. за нападне углове од -6° до 16° .



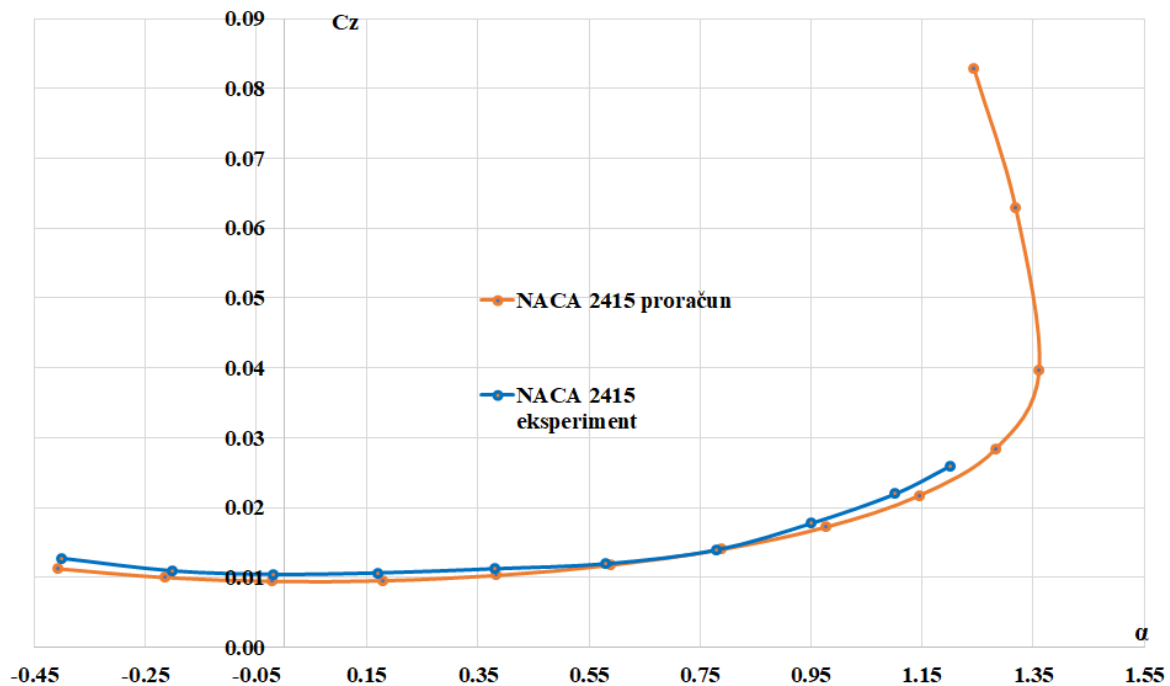
Слика 5.1.3.2 С - мрежа са 112370 елемената – цела контролна запремина и околина аеропрофила

Табела 17. Промена коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NACA 2415 [48]

NACA 2415 - експеримент [1, 2]				NACA 2415 - прорачун			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.40	0.01280	-31.25	-6	-0.41	0.01135	-36.12
-4	-0.20	0.01100	-18.18	-4	-0.21	0.01008	-20.83
-2	0.00	0.01120	0.00	-2	-0.02	0.00953	-2.10
0	0.17	0.01125	15.11	0	0.18	0.00962	18.71
2	0.36	0.01150	31.30	2	0.38	0.01038	36.61
4	0.58	0.01200	48.33	4	0.59	0.01183	49.87
6	0.78	0.01380	56.52	6	0.79	0.01408	56.11
8	0.95	0.01780	53.37	8	0.98	0.01727	56.75
10	1.10	0.02200	50.00	10	1.14	0.02176	52.39
12	1.20	0.02600	46.15	12	1.28	0.02838	45.10
14	1.18	/	/	14	1.36	0.03965	34.30
16	/	/	/	16	1.32	0.06288	20.99

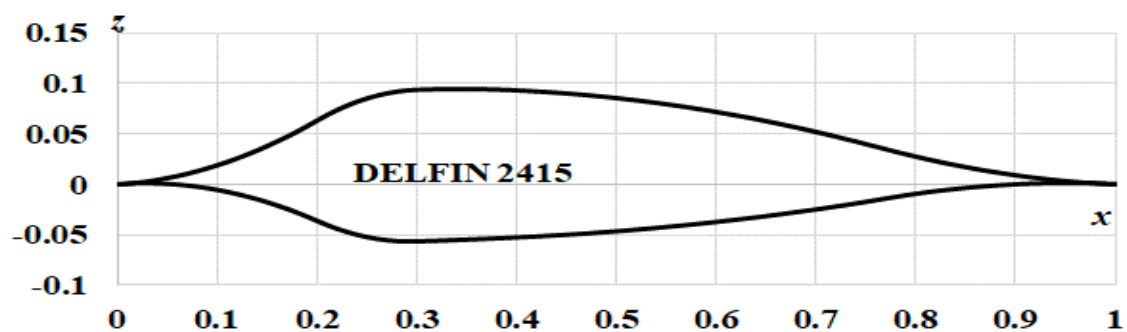


Слика 5.1.3.3 Упоредни дијаграми за коефицијент узгона при Рејнолдсовом броју 6.0×10^6 , стандардна хрававост



Слика 5.1.3.4 Упоредни прикази полара за Рејнолдсов број 6.0×10^6 , стандардна храпавост

Прорачун је показао такође нешто већи максимални коефицијент узгона и критични нападни угао и одлична поклапања у праволинијском домену, док је прорачунска полара у непосредној околини експерименталне. Сlike 5.1.3.3 и 5.1.3.4 приказују дијаграме упоредних вредности експерименталних података [1, 2] и прорачунских вредности за аеропрофил NACA 2415. На доњој слици дат је приказ геометријског пандана - оригиналног аеропрофила Делфин 2415 [7].



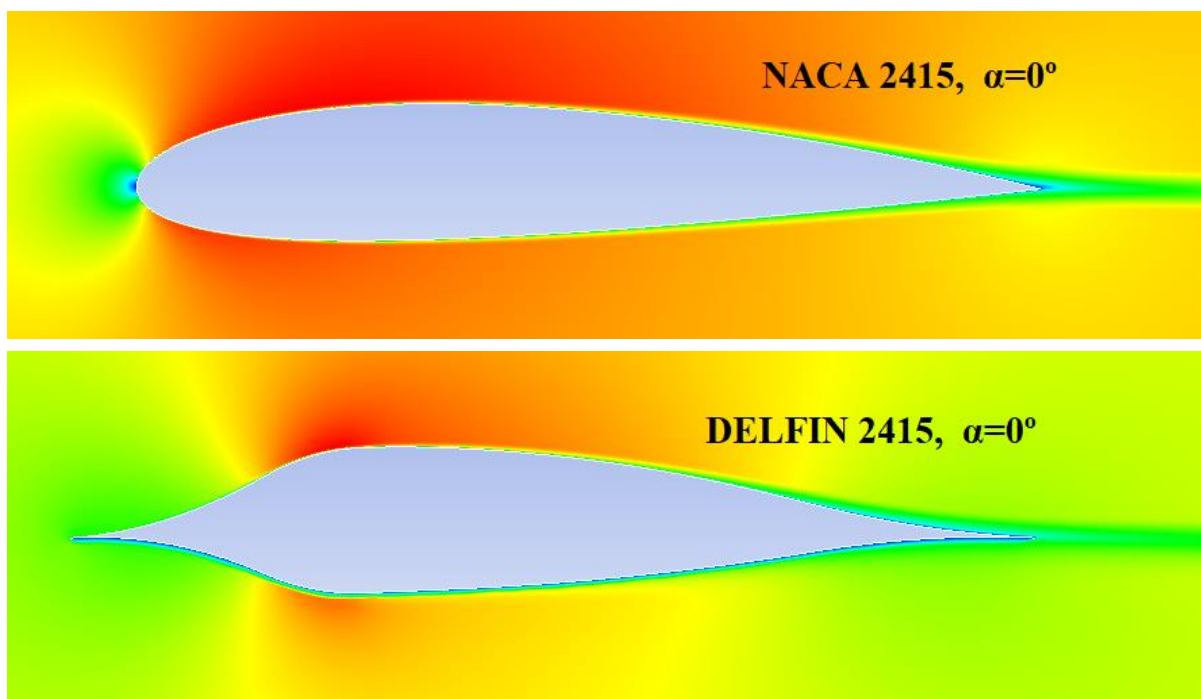
Слика 5.1.3.5 Приказ оригиналног аеропрофила Делфин 2415

Аеропрофил Делфин 2415 има исте основне геометријске карактеристике као NACA 2415 и то: релативну максималну кривину од 2% на 40% тетиве и релативну максималну дебљину од 15% на 30% тетиве. Формирана је мрежа по задатом алгоритму (Поглавље 4) ове дисертације. Резултати прорачуна су показали следеће резултате (табела 18):

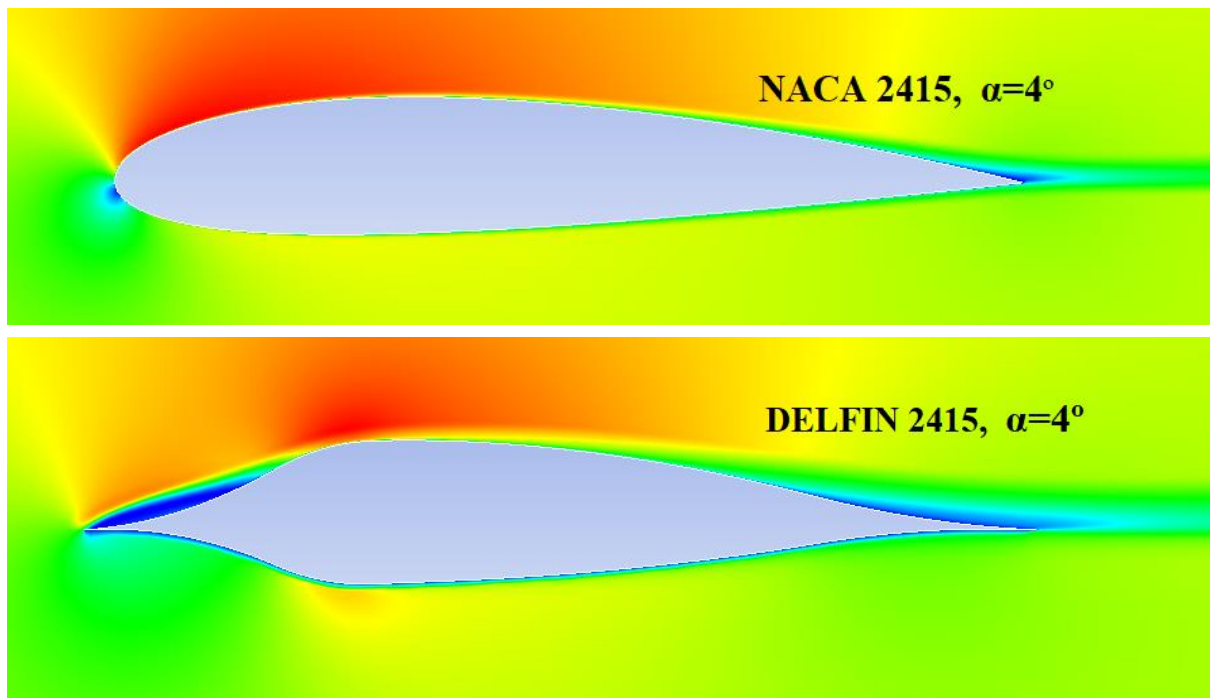
Табела 18. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил НАСА 2415 и оригинални Делфин 2415

НАСА 2415 - прорачун				Оригинални Делфин 2415 - прорачун			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.41	0.01135	-36.12	-6	-0.38	0.04045	-9.39
-4	-0.21	0.01008	-20.83	-4	-0.24	0.02409	-9.96
-2	-0.02	0.00953	-2.10	-2	-0.02	0.01384	-1.45
0	0.18	0.00962	18.71	0	0.21	0.00936	22.44
2	0.38	0.01038	36.61	2	0.44	0.01253	35.12
4	0.59	0.01183	49.87	4	0.64	0.02118	30.22
6	0.79	0.01408	56.11	6	0.76	0.03520	21.59
8	0.98	0.01727	56.75	8	0.81	0.05452	14.86
10	1.14	0.02176	52.39	10	0.80	0.08298	9.64
12	1.28	0.02838	45.10	12	/	/	/
14	1.36	0.03965	34.30	14	/	/	/
16	1.32	0.06288	20.99	16	/	/	/

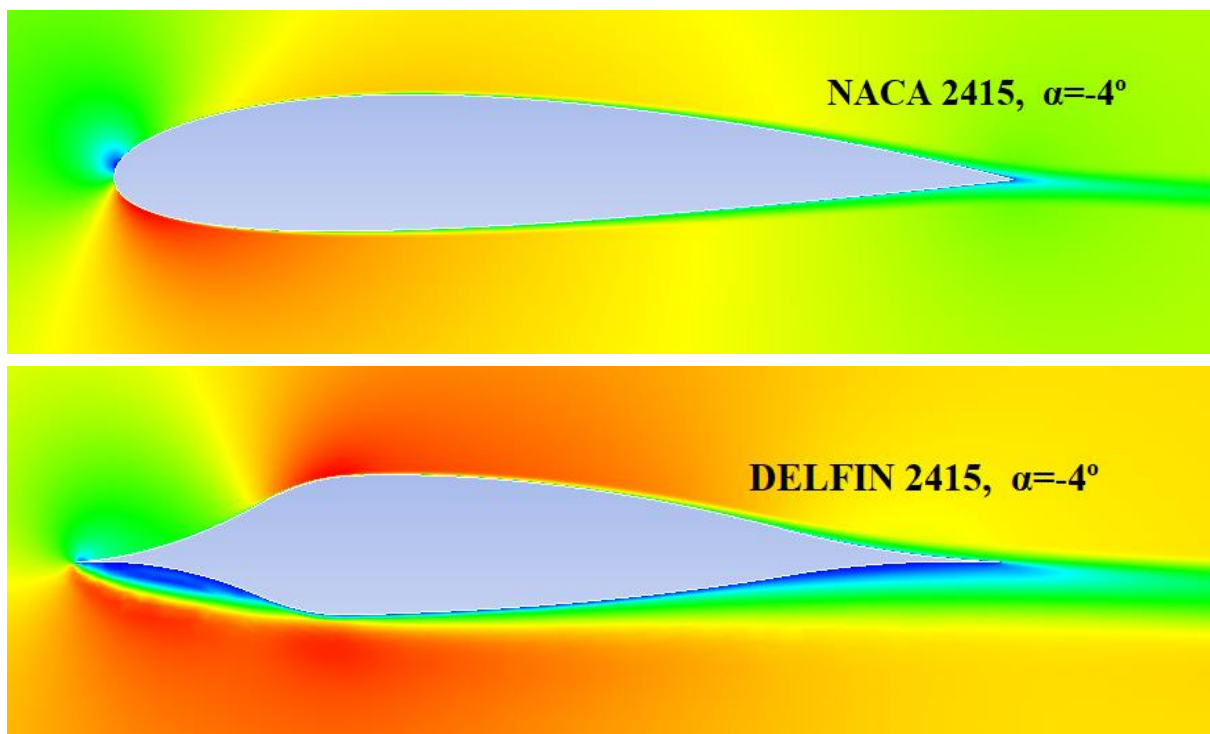
Као и у претходним случајевима, оригинални аеропрофил Делфин 2415 није ни приближно достигао аеродинамичке карактеристике аеропрофила НАСА 2415. Критични нападни угао је спуштен са $\alpha=14^\circ$ на $\alpha=8^\circ$. Максимални коефицијент узгона је за 40.44% мањи, минимални коефицијент отпора је мањи за 1.78%, а максимална финеса је мања за 38.11%. На сликама 5.1.3.6, 7, и 8 су дате контуре поља брзина аеропрофила серије 2415.



Слика 5.1.3.6 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 2415 и оригинални Делфин 2415 при нападном углу $\alpha=0^\circ$



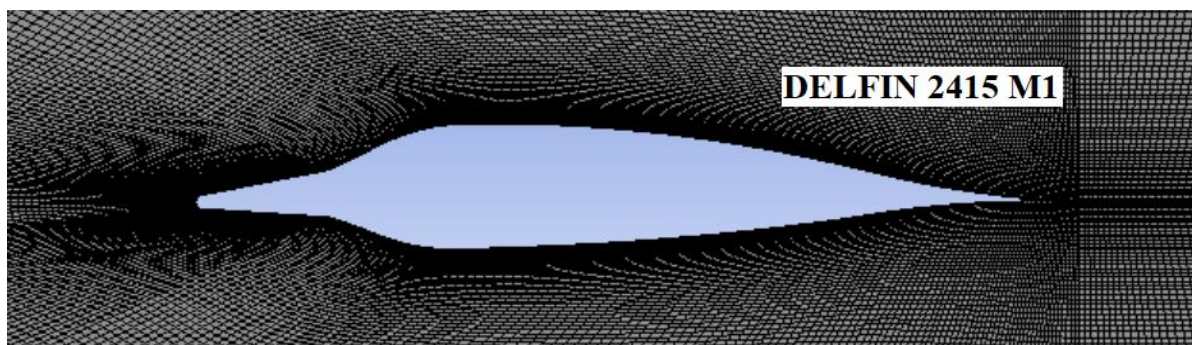
Слика 5.1.3.7 Контуре поља брзина за аеропрофил NACA 2415 и оригинални Делфин 2415 при нападном углу $\alpha=4^\circ$



Слика 5.1.3.8 Контуре поља брзина за аеропрофил NACA 2415 и оригинални Делфин 2415 при нападном углу $\alpha=-4^\circ$

Слике 5.1.3.7 и 5.1.3.8 су полазна тачка за прву модификацију - Делфин 2415 М1. Отцепљења у зони нападне ивице при нападним угловима $\alpha = -4^\circ$ и $\alpha = +4^\circ$ су видљиве као и у серији 2410 и 2412. На исти начин је уведен радијус заобљења нападне ивице, и то радијус $1/3$ стандардне четвороцифрене NACA серије [7]. Вредност радијуса је $(r/c)_0 = 0.00826425$. На дужини тетиве на координатама $x = 0.15, z = 0.0381250$ и $x = 0.15, z = -0.0181250$ је извршено

тангенсијално спајање са оригиналним аеропрофилом Делфин 2415. Тако је добијена прва модификација Делфин 2415 M1 [7].



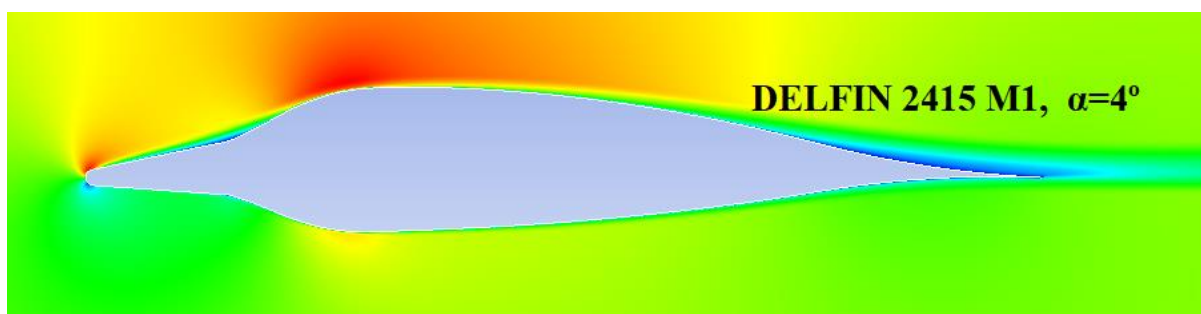
Слика 5.1.3.9 Приказ прве модификације аеропрофила Делфин 2415 M1 са мрежом

У табели 19. су приказани добијени нумерички резултати.

Табела 19. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил НАСА 2415 и Делфин 2415 M1

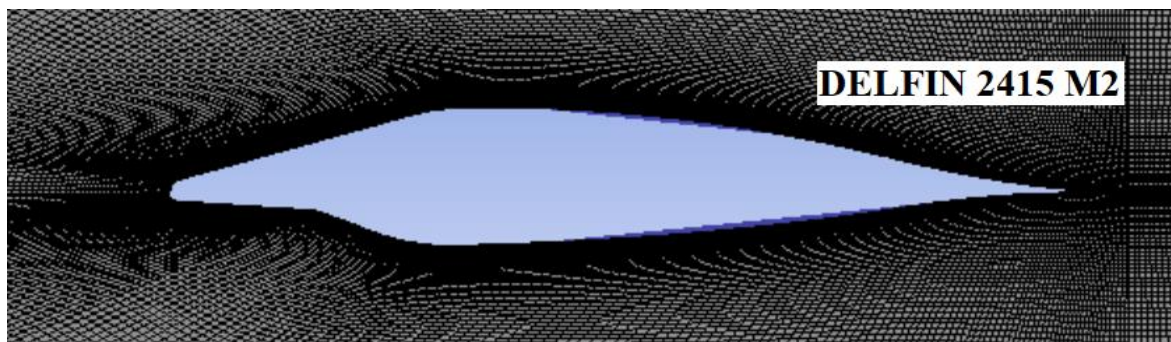
ОРИГИНАЛНИ ДЕЛФИН 2415				ДЕЛФИН 2415 M1			
α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x	α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x
-6	-0.38	0.04045	-9.39	-6	-0.44	0.02982	-14.75
-4	-0.24	0.02409	-9.96	-4	-0.25	0.01826	-13.69
-2	-0.02	0.01384	-1.45	-2	-0.02	0.01130	-1.77
0	0.21	0.00936	22.44	0	0.20	0.00986	20.28
2	0.44	0.01253	35.12	2	0.44	0.01116	39.42
4	0.64	0.02118	30.22	4	0.65	0.01554	41.82
6	0.76	0.03520	21.59	6	0.81	0.02549	31.77
8	0.81	0.05452	14.86	8	0.88	0.04077	21.58
10	0.80	0.08298	9.64	10	0.89	0.06283	14.16
12	/	/	/	12	0.78	0.10426	7.48

Прва модификацији оригиналног аеропрофила Делфин 2415 је показала следећа побољшања: максимални коефицијент узгона је повећан за 9.88%, максимална финеса повећана за 19.07%, а минимални коефицијент отпора повећан за 5.34%, док је полара спуштена у односу на оригинални Делфин 2415 (слика 5.1.3.19). Контуре поља брзина на угловима $\alpha=4^\circ$ за модификацију M1 су приказане на слици 5.1.3.10. Са слике је јасно видљиво побољшање струјног поља у односу на оригинални Делфин 2415 (слика 5.1.3.7).



Слика 5.1.3.10 Контуре поља брзина за аеропрофил Делфин 2415 M1 при нападном углу $\alpha=4^\circ$

Након квантитативне анализе, табела 19., и квалитативне (слика 5.1.3.10) приступљено је модификацији М2. Горњаци је додељен радијус од 2/3 стандардне НАСА четвороцифрене серије, или $(r/c)_0 = 0.0165285$, а затим извршено тангенцијално спајање са оригиналним аеропрофилом Делфин 2415 на координатама $x = 0.25$, $z = 0.08500$, док је доњака задржана из модификације М1 [7]. Додавање је извршено, као и у претходним случајевима, са циљем да се отклони и мала плава зона у близини нападне ивице (слика 5.1.3.10).



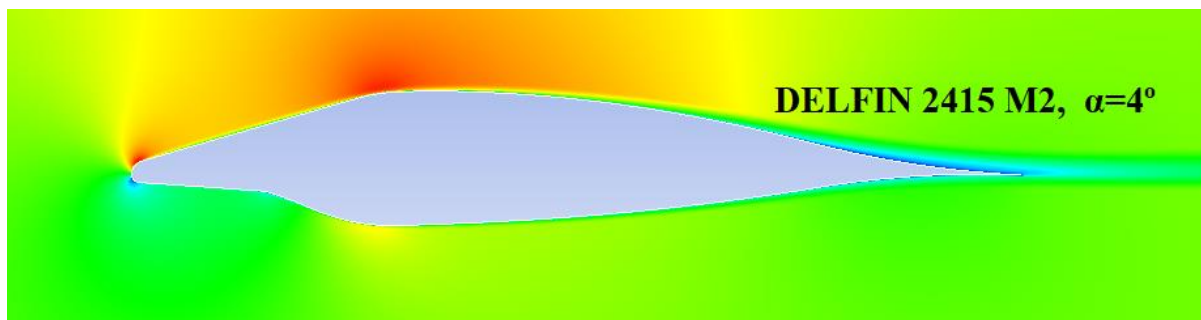
Слика 5.1.3.11 Приказ друге модификације аеропрофила Делфин 2415 М2 са мрежом

Добијене прорачунске вредности за аеропрофил Делфин 2415 М2 у односу на претходну модификацију М1 су, табела 20:

Табела 20. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2415 М1 и Делфин 2415 М2

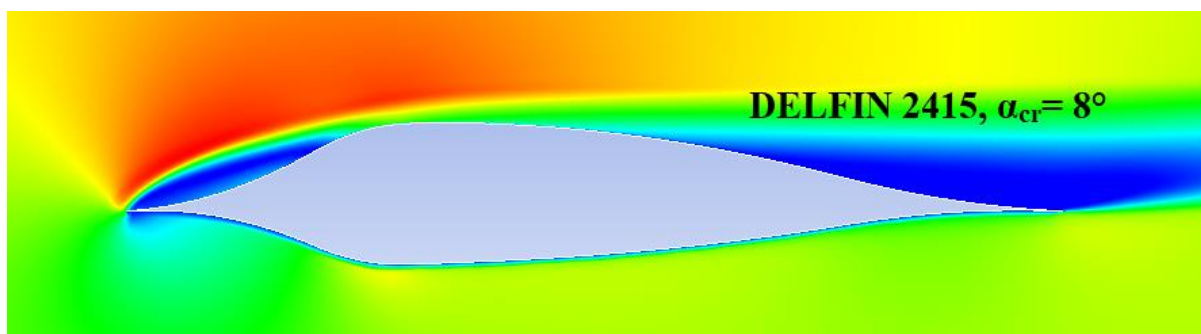
ДЕЛФИН 2415 М1				ДЕЛФИН 2415 М2			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.44	0.02982	-14.75	-6	-0.42	0.03133	-13.40
-4	-0.25	0.01826	-13.69	-4	-0.24	0.01979	-12.12
-2	-0.02	0.01130	-1.77	-2	-0.01	0.01161	-0.86
0	0.20	0.00986	20.28	0	0.21	0.00985	21.31
2	0.44	0.01116	39.42	2	0.45	0.01050	42.85
4	0.65	0.01554	41.82	4	0.68	0.01274	53.37
6	0.81	0.02549	31.77	6	0.89	0.01731	51.41
8	0.88	0.04077	21.58	8	1.04	0.02617	39.74
10	0.89	0.06283	14.16	10	1.09	0.04152	26.25
12	0.78	0.10426	7.48	12	1.05	0.06637	15.82

Табела 20. показује следеће вредности: повећање максималног коефицијента узгона за 22.47%, смањење минималног коефицијента отпора за 0.1%, и повећање максималне финесе за 27.62%. Контуре поља брзине аеропрофила Делфин 2415 М2 при нападном углу $\alpha=4^\circ$ је дата на слици 5.1.3.12. Зона отцепљења је елиминисана на горњаци као и у претходним случајевима, међутим према подацима из табеле 20., модификација Делфин 2415 М2 није аеродинамички надмашила аеропрофил НАСА 2415.



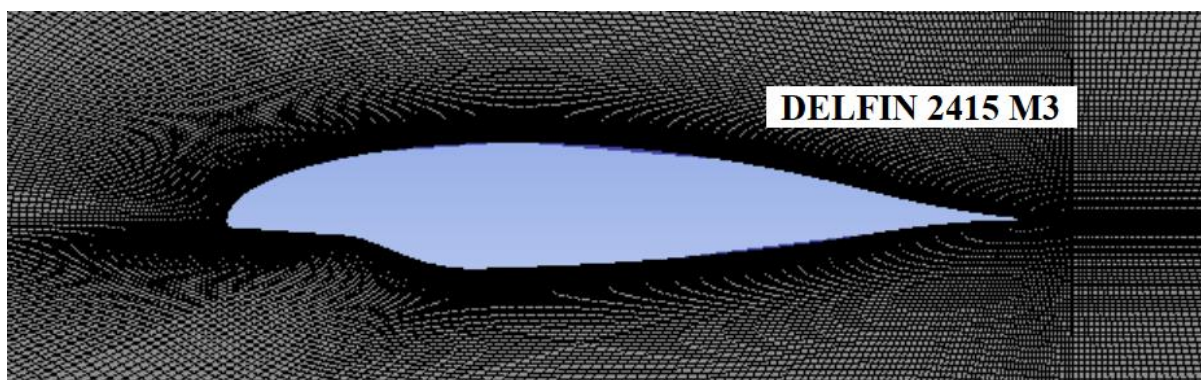
Слика 5.1.3.12 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2415 М2 при нападном углу $\alpha=4^\circ$

После модификација М1 и М2, уследила је, као и у свим претходним случајевима, модификација М3 [7]. И ова модификација је инспирисана критичним нападним углом од $\alpha=8^\circ$ оригиналног аеропрофила Делфин 2415. На слици 5.1.3.13 су приказане контуре поља брзина. Као и код серије 2410 и 2412, на нападној ивици до максималне дебљине на горњаци, природно је формиран „елиптични“ лук од мехура отцепљења.



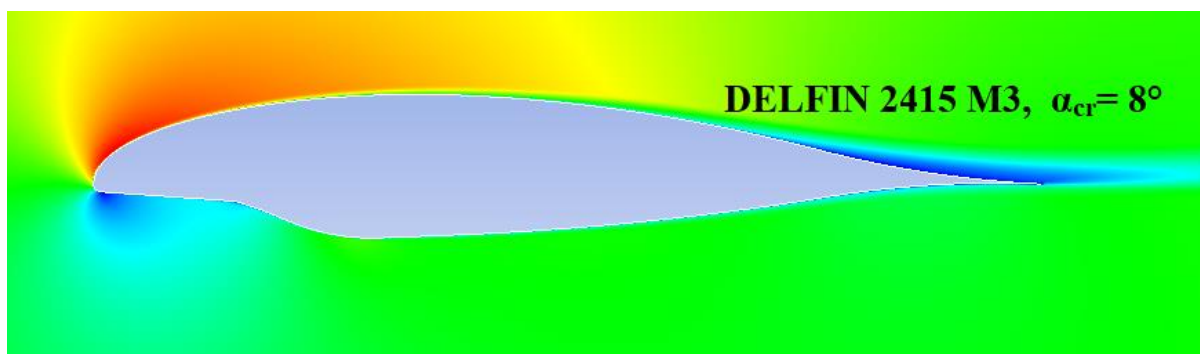
Слика 5.1.3.13 Контуре поља брзине оригиналног аеропрофила Делфин 2415 при критичном нападном углу $\alpha=8^\circ$

Након ове фазе, приступљено је изради модификације М3, по истом алгоритму серије 2410 и 2412. Од нападне ивице до координата $x = 0.34, z = 0.0940327$, до тачке максималне дебљине горњак, тангенцијално је спојен елиптични лук са оригиналним аеропрофилом Делфин 2415. Доњака је задржала облик из модификације М1 [7]. На слици 5.1.3.14 је приказана модификација Делфин 2415 М3 са мрежом.



Слика 5.1.3.14 Приказ треће модификације аеропрофила Делфин 2415 М3 са мрежом

Слика 5.1.3.14 показује побољшање контура поља брзина на горњаци, док је доњака још морала да се преобликује. Контуре су дате на слици 5.1.3.15, а нумерички резултати у табели 21.

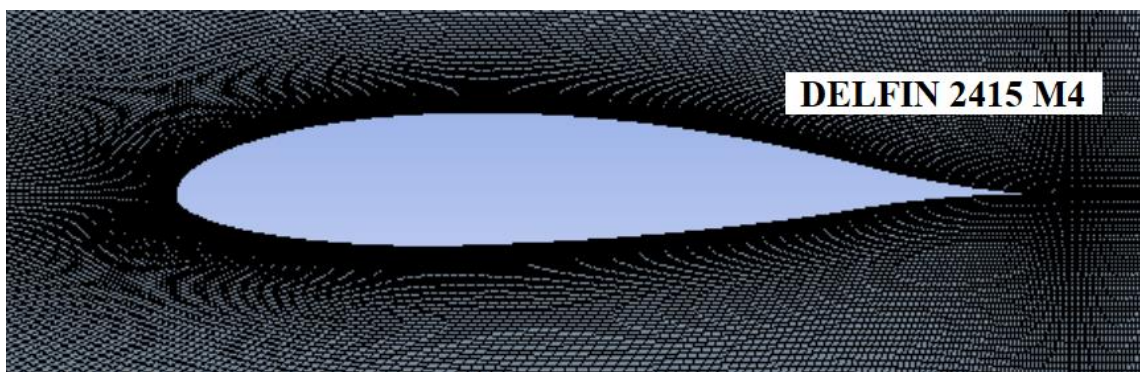


Слика 5.1.3.15 Контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2415 М3 при нападном углу $\alpha = 8^\circ$

Табела 21. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2415 М2 и Делфин 2415 М3

ДЕЛФИН 2415 М2				ДЕЛФИН 2415 М3			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.42	0.03133	-13.40	-6	-0.40	0.03278	-12.20
-4	-0.24	0.01979	-12.12	-4	-0.22	0.02012	-10.93
-2	-0.01	0.01161	-0.86	-2	0.00	0.01298	0.00
0	0.21	0.00985	21.31	0	0.23	0.01033	22.26
2	0.45	0.01050	42.85	2	0.47	0.01055	44.54
4	0.68	0.01274	53.37	4	0.71	0.01226	57.91
6	0.89	0.01731	51.41	6	0.93	0.01518	61.26
8	1.04	0.02617	39.74	8	1.14	0.02012	56.66
10	1.09	0.04152	26.25	10	1.29	0.02892	44.60
12	1.05	0.06637	15.82	12	1.33	0.04397	30.24
14	/	/	/	14	1.27	0.07014	18.10

Из табеле 21. се види да је аеропрофил Делфин 2415 М3 у односу на Делфин 2415 М2 постигао повећање максималног коефицијента узгона за 22.01%, повећање максималног коефицијента отпора за 4.87% и максималне финесе за 14.78%. Полара је спуштена у односу на М2 (слика 5.1.3.19). Да би се надмашио НАСА 2415 пандан, уследила је модификација Делфин 2415 М4 [7]. У овој модификацији је стављен акценат и на појаву отцепљења при нападном углу од $\alpha = -4^\circ$. Модификација је изведена тако што је задржана горњака из модификације М3, а на доњаци је извршено додавање елиптичног лука тангенсијално, од нападне ивице до координата $x = 0.29$, $z = -0.0567667$. На тај начин је добијен **трећи семиелиптични хибридни аеропрофил Делфин 2415 М4**, који је задржао око 70% оригиналног аеропрофила Делфина (слика 5.1.3.16).



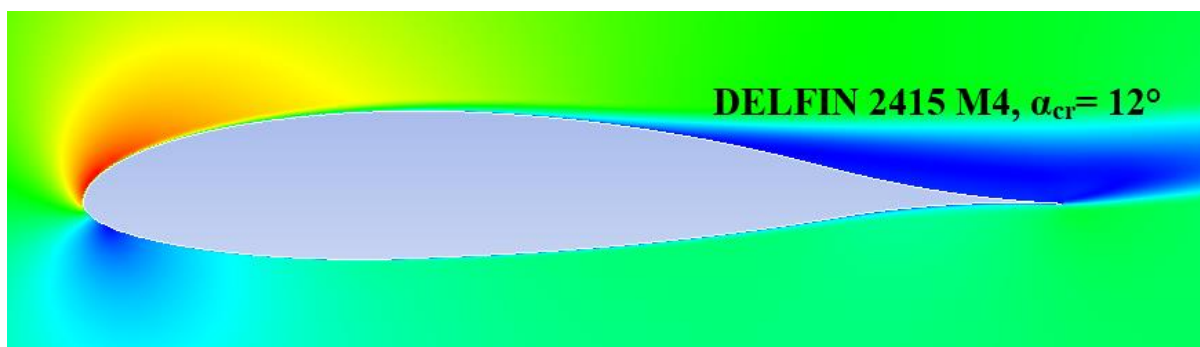
Слика 5.1.3.16 Приказ четврте модификације аеропрофила Делфин 2415 М4 са мрежом

Добијени су следећи резултати, а приказани у табели 22.

Табела 22. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2415 М3 и Делфин 2415 М4 [7]

ДЕЛФИН 2415 М3				ДЕЛФИН 2415 М4			
α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x	α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x
-6	-0.40	0.03278	-12.20	-6	-0.50	0.01204	-41.53
-4	-0.22	0.02012	-10.93	-4	-0.27	0.01006	-26.84
-2	0.00	0.01298	0.00	-2	-0.03	0.00928	-3.23
0	0.23	0.01033	22.26	0	0.21	0.00941	22.32
2	0.47	0.01055	44.54	2	0.45	0.01039	43.31
4	0.71	0.01226	57.91	4	0.69	0.01226	56.28
6	0.93	0.01518	61.26	6	0.92	0.01522	60.45
8	1.14	0.02012	56.66	8	1.13	0.02003	56.42
10	1.29	0.02892	44.60	10	1.29	0.02817	45.79
12	1.33	0.04397	30.24	12	1.36	0.04099	33.18
14	1.27	0.07014	18.10	14	1.35	0.06198	21.78

Из табеле 22. се закључује да је повећање максималног коефицијента узгона 2.26%, смањење минималног коефицијента отпора 10.16% и смањење максималне финесе 1.33%. Полара је знатно спуштена и у односу на модификацију М3 и аеропрофил НАСА 2415, чиме је постигнут циљ (слика 5.1.3.19). На слици 5.1.3.17 су приказане контуре поља брзина аеропрофила Делфин 2415 М4 при његовом критичном нападном углу, $\alpha=12^\circ$.



Слика 5.1.3.17 Контуре поља брзина за аеропрофил Делфин 2415 М4 при критичном нападном углу $\alpha=12^\circ$

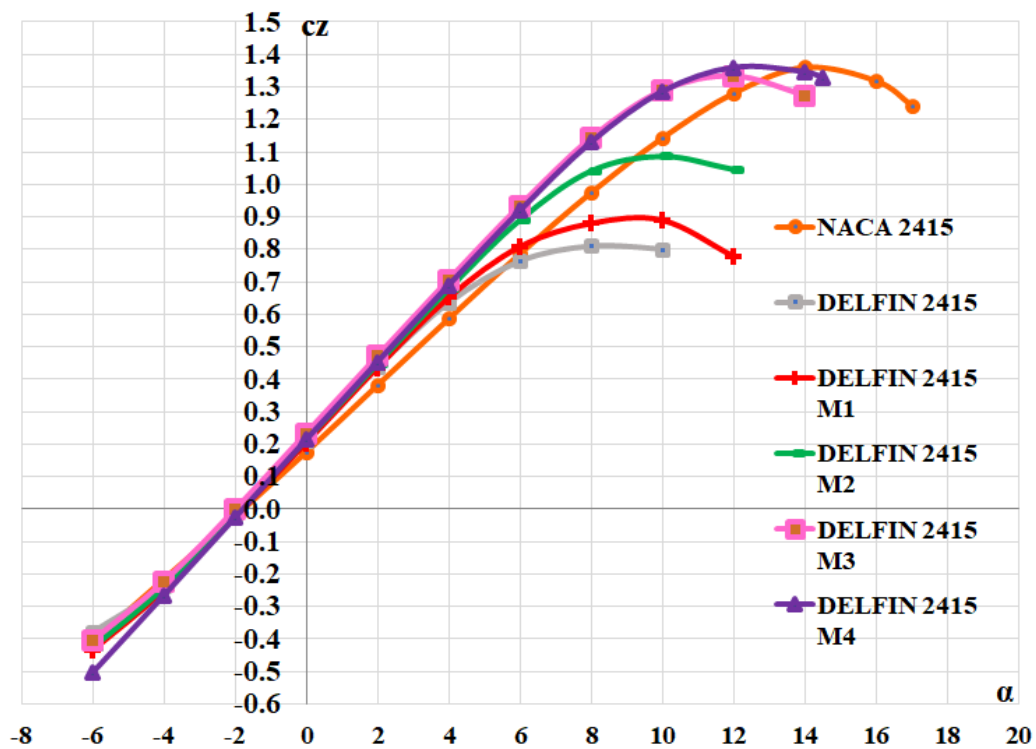
Контуре поља брзина имају очекиван облик за аеропрофиле при критичним нападним угловима. Табела 23. даје приказ упоредних вредности за хибридни семиелиптични Делфин 2415 М4 у односу на његов НАСА 2415 пандан и у овом случају аеропрофил "еталон". Из табеле 23. следи: максимални коефицијент узгона је задржао исту вредност, минимални коефицијент отпора је смањен за 2.62%, полара је спуштена у односу на модификацију М3 и аеропрофил НАСА 2415 (слика 5.1.3.19). Максимална финеса је повећана за 6.52%. Табела 24. показује упоредне вредности коефицијената узгона, отпора и финесе и њихове релативне промене у процентима у односу на аеропрофил НАСА 2415 за све модификације М1 - М4.

Табела 23. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил НАСА 2415 и Делфин 2415 М4 [7]

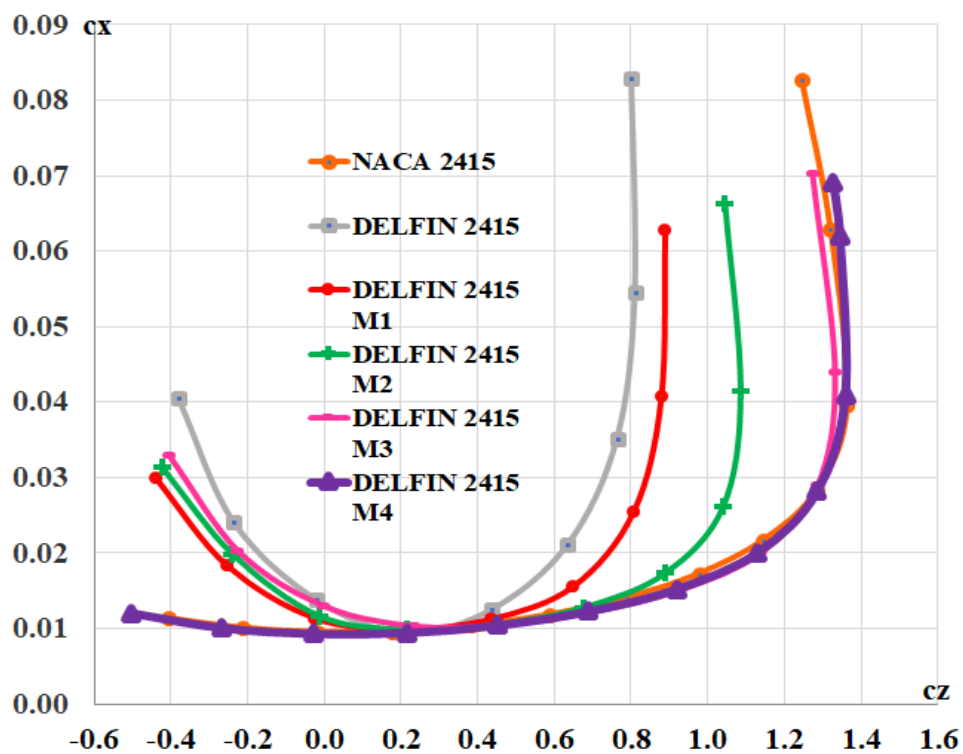
НАСА 2415 - прорачун				ДЕЛФИН 2415 М4			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.41	0.01135	-36.12	-6	-0.50	0.01204	-41.53
-4	-0.21	0.01008	-20.83	-4	-0.27	0.01006	-26.84
-2	-0.02	0.00953	-2.10	-2	-0.03	0.00928	-3.23
0	0.18	0.00962	18.71	0	0.21	0.00941	22.32
2	0.38	0.01038	36.61	2	0.45	0.01039	43.31
4	0.59	0.01183	49.87	4	0.69	0.01226	56.28
6	0.79	0.01408	56.11	6	0.92	0.01522	60.45
8	0.98	0.01727	56.75	8	1.13	0.02003	56.42
10	1.14	0.02176	52.39	10	1.29	0.02817	45.79
12	1.28	0.02838	45.10	12	1.36	0.04099	33.18
14	1.36	0.03965	34.30	14	1.35	0.06198	21.78
16	1.32	0.06288	20.99	16	/	/	/

Табела 24. Упоредна табела коефицијената узгона, отпора и финесе и релативна промена у процентима у односу на аеропрофил НАСА 2415

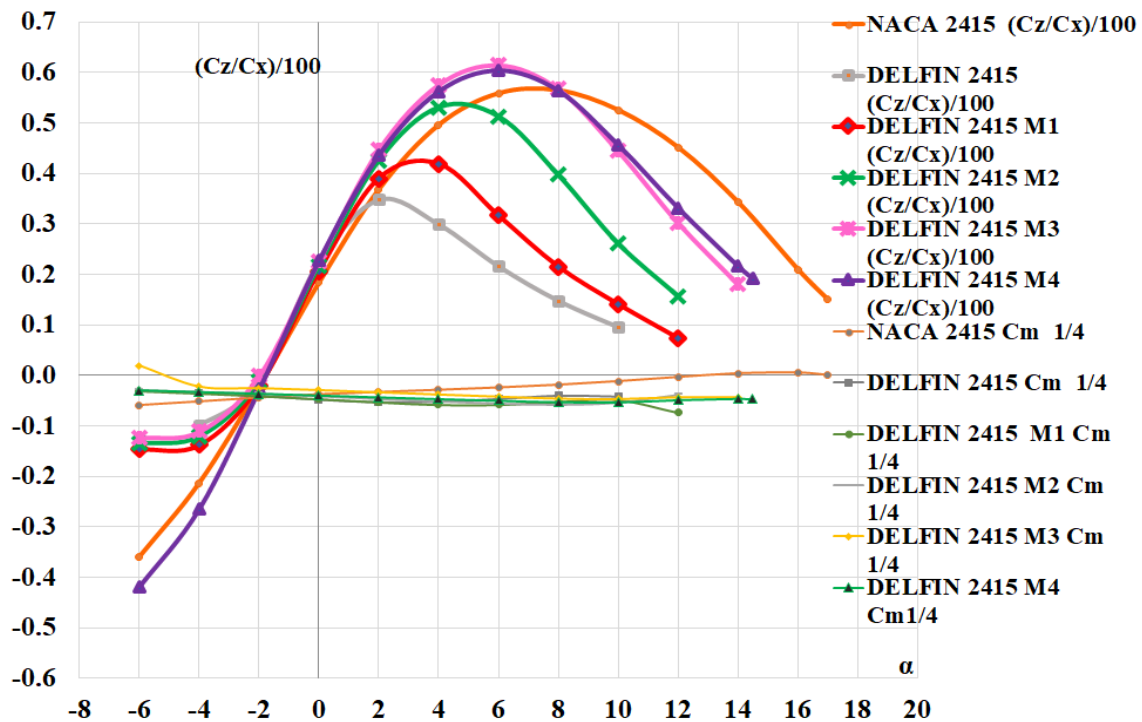
Аеропрофил	C_{zmax}	Релативна промена	C_{xmin}	Релативна промена	$(C_z/C_x)_{max}$	Релативна промена
НАСА 2415	1.36		0.00953		56.75	
Ориг. Делфин 2415	0.81	-40.44%	0.00936	-1.78%	35.12	-38.11%
Делфин 2415 М1	0.89	-34.55%	0.00986	+3.46%	41.82	-26.30%
Делфин 2415 М2	1.09	-19.85%	0.00985	+3.35%	53.37	-5.95%
Делфин 2415 М3	1.33	-2.20%	0.01033	+8.4%	61.26	+7.94%
Делфин 2415 М4	1.36	0.00%	0.00928	-2.62%	60.45	+6.52%



Слика 5.1.3.18 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла серије 2415



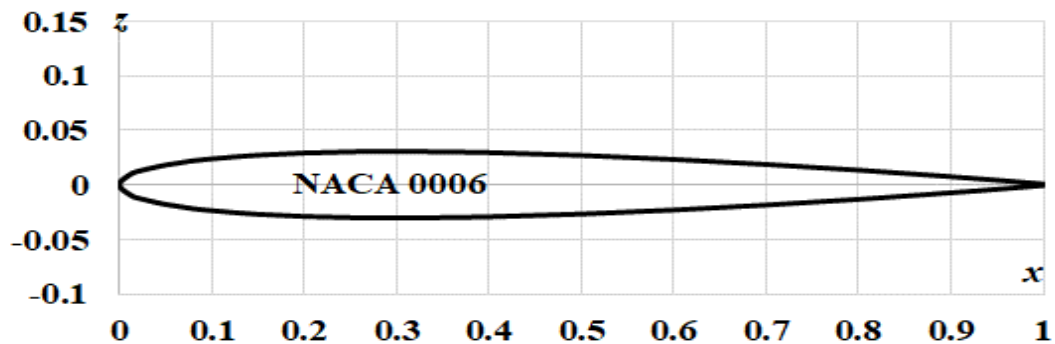
Слика 5.1.3.19 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара серије 2415



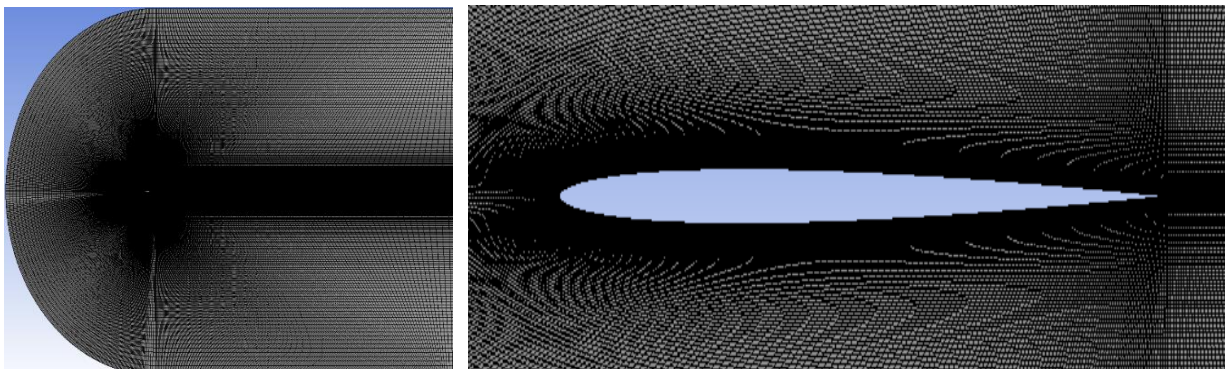
Слика 5.1.3.20 Збирни дијаграм финеса серије 2415 подељен са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве

5.1.4 Семиелиптична модификација аеропрофила Делфин 0006

На слици 5.1.4.1 је приказан стандардни аеропрофил NACA 0006.



Слика 5.1.4.1 Приказ аеропрофила NACA 0006



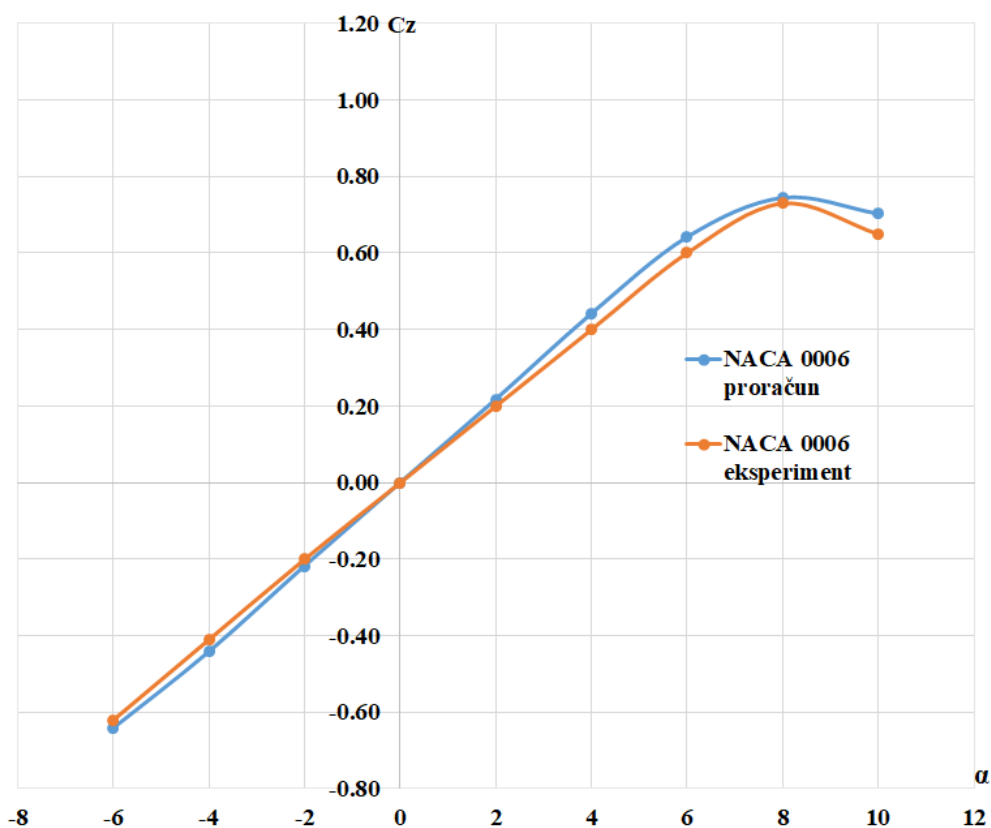
Слика 5.1.4.2 С - мрежа са 112200 елемената – цела контролна запремина и околина аеропрофила

Аеропрофил NASA 0006 је симетричан и има максималну релативну дебљину 6% на 30% тетиве. Добијена мрежа је структурирана и приказана на слици 5.1.4.2. Затим је вршено поређење са експериментални подацима из Abbott *et al.* [1, 2]. Тиме је потврђена валидност мреже. У табели 24 је дат приказ добијених резултата, за нападне углове од -6° до 10° .

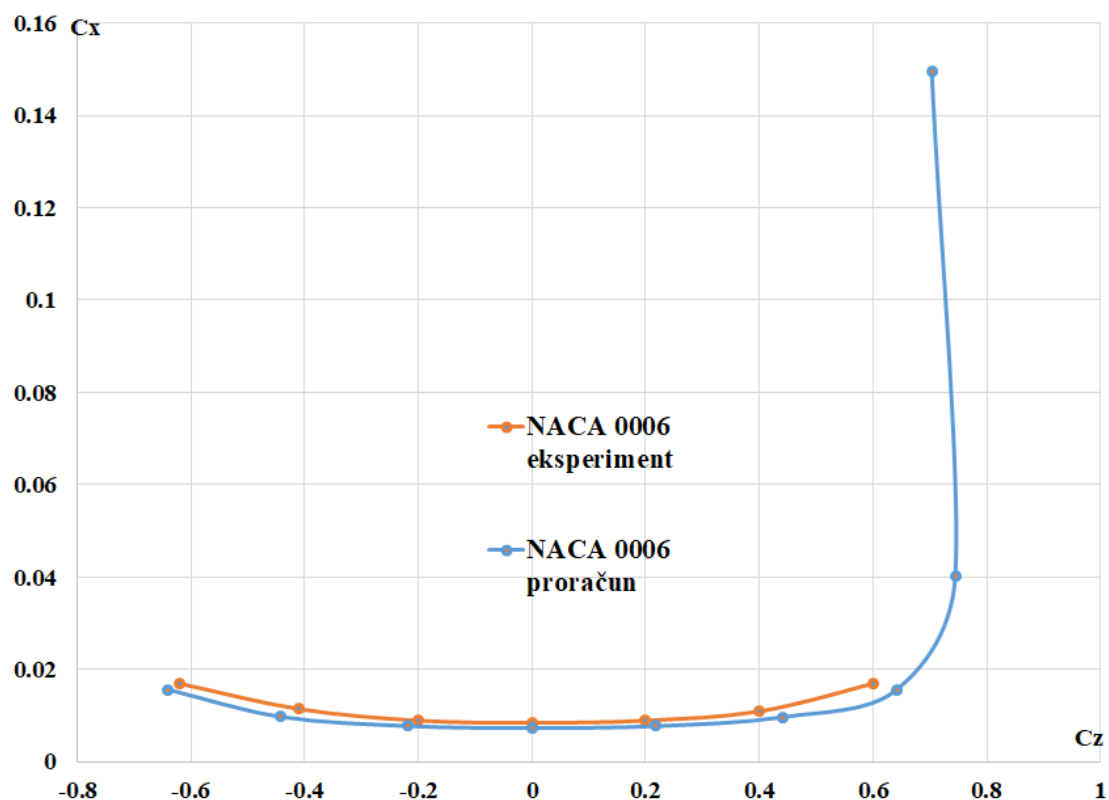
Табела 25. Промена коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NASA 0006

NASA 0006 - експеримент [1, 2]				NASA 2410 - прорачун			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.62	0.01700	-36.47	-6	-0.64	0.01565	-40.89
-4	-0.41	0.01150	-35.65	-4	-0.44	0.00973	-45.22
-2	-0.20	0.00900	-22.22	-2	-0.22	0.00775	-28.38
0	0.00	0.00850	0.00	0	0.00	0.00729	0.00
2	0.20	0.00900	22.22	2	0.22	0.00773	28.46
4	0.40	0.01100	36.36	4	0.44	0.00970	45.36
6	0.60	0.01700	35.29	6	0.64	0.01564	40.92
8	0.73	/	/	8	0.74	0.04025	18.38
10	0.70	/	/	10	0.70	0.14951	4.68

На сликама 5.1.4.3 и 5.1.4.4 су дате упоредне вредности експерименталних података [1, 2] и прорачунских вредности за аеропрофил NASA 0006. Поклапања прорачуна и експеримента како за криву узгона тако и за полару су сасвим задовољавајућа у контексту приступања наредним корацима.

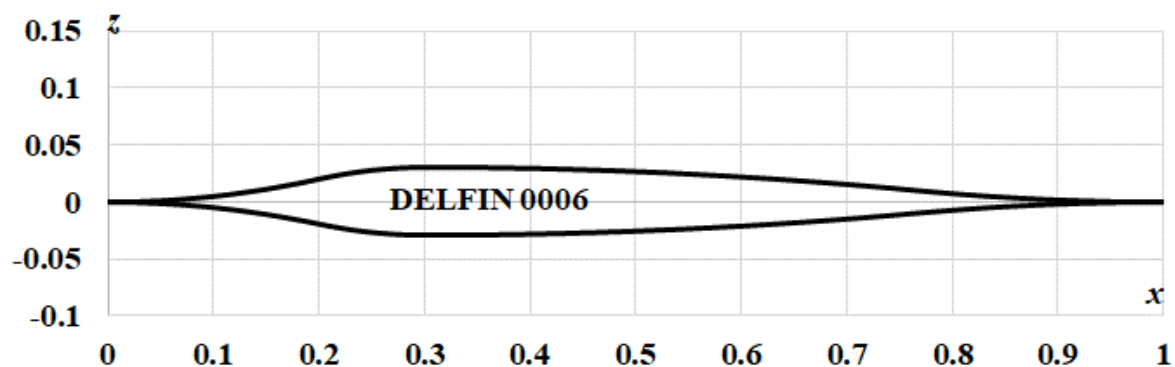


Слика 5.1.4.3 Упоредни дијаграми за коефицијент узгона при Рејнолдсовом броју 6.0×10^6 , стандардна хрпавост



Слика 5.1.4.4 Упоредни прикази полара за Рејнолдсов број 6.0×10^6 , стандардна храпавост

Најпре је генерисан оригинални аеропрофил Делфин 0006 према [3].



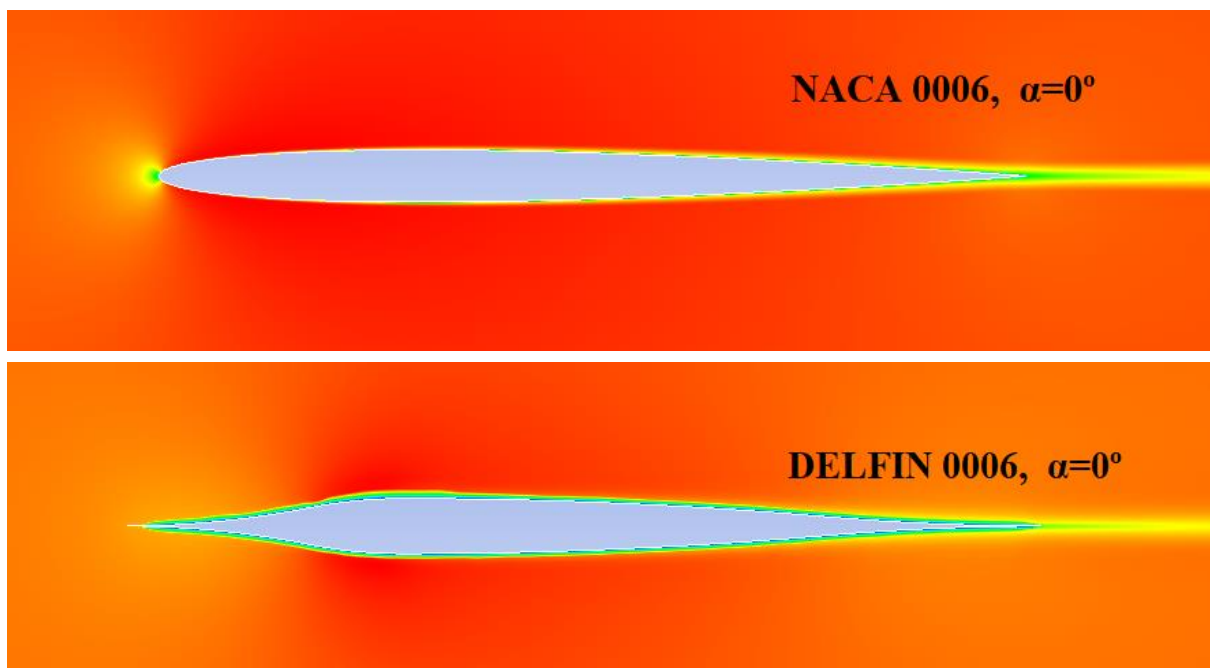
Слика 5.1.4.5 Приказ оригиналног аеропрофила Делфин 0006

Аеропрофил Делфин 0006 је геометријски пандан аеропрофилу NACA 0006. Мрежа је формирана према алгоритму (Поглавље 4). Резултати су приказани у табели 26.

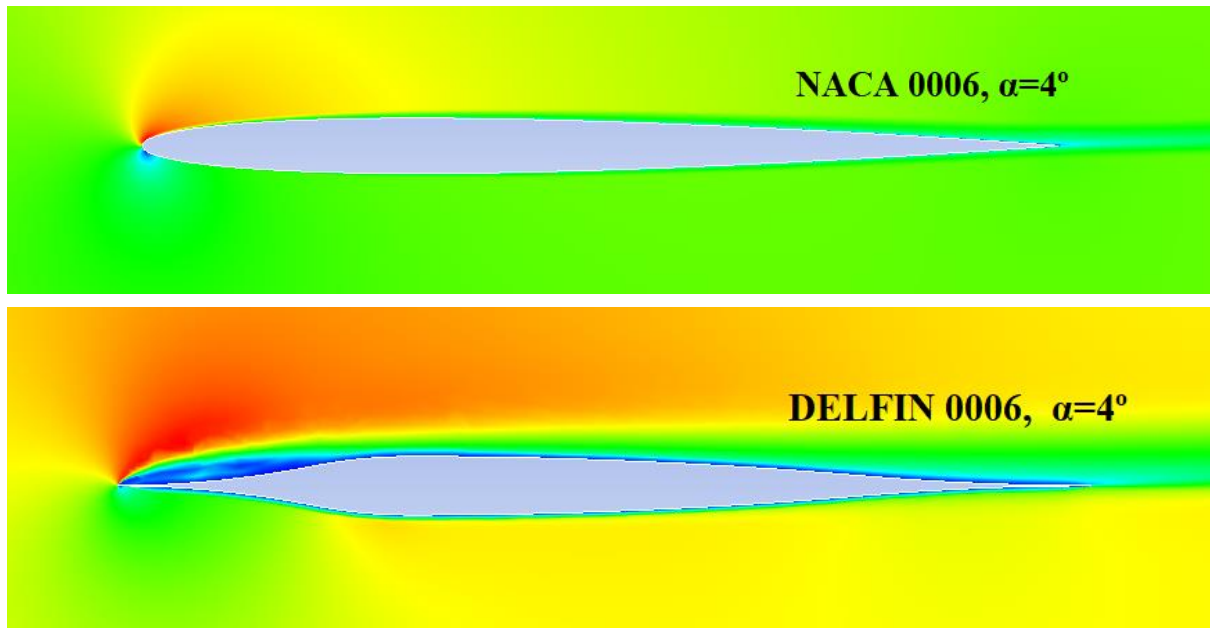
Табела 26. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил НАСА 0006 и оригинални Делфин 0006

НАСА 0006 - прорачун				Оригинални Делфин 0006 - прорачун			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.64	0.01565	-40.89	-6	-0.57	0.06001	-9.50
-4	-0.44	0.00973	-45.22	-4	-0.42	0.03197	-13.13
-2	-0.22	0.00775	-28.38	-2	-0.21	0.01296	-16.20
0	0.00	0.00729	0	0	0.01	0.00677	1.48
2	0.22	0.00773	28.46	2	0.23	0.01343	17.13
4	0.44	0.00970	45.36	4	0.44	0.03331	13.20
6	0.64	0.01564	40.92	6	0.60	0.06167	9.72
8	0.74	0.04025	18.38	8	0.67	0.09108	7.36
10	0.70	0.14951	4.68	10	0.64	0.11220	5.71

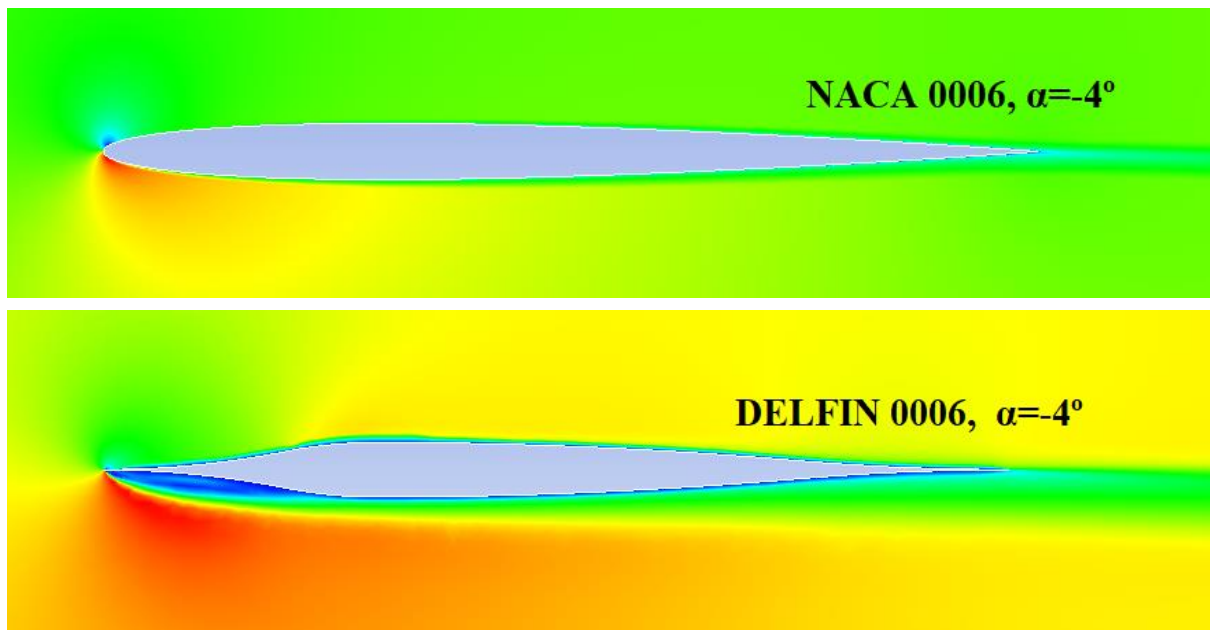
Табела 26. показује да је максимални коефицијент узгона за 9.46% мањи, док је минимални коефицијент отпора мањи за 7.13%, а максимална финеса је мања за 62.23%. Дате су контуре поља брзина за НАСА 0006 и оригинални Делфин 0006 (слике 5.1.4.6, 7, и 8).



Слика 5.1.4.6 Контуре поља брзина за аеропрофил НАСА 0006 и оригинални Делфин 0006 при нападном углу $\alpha=0^\circ$

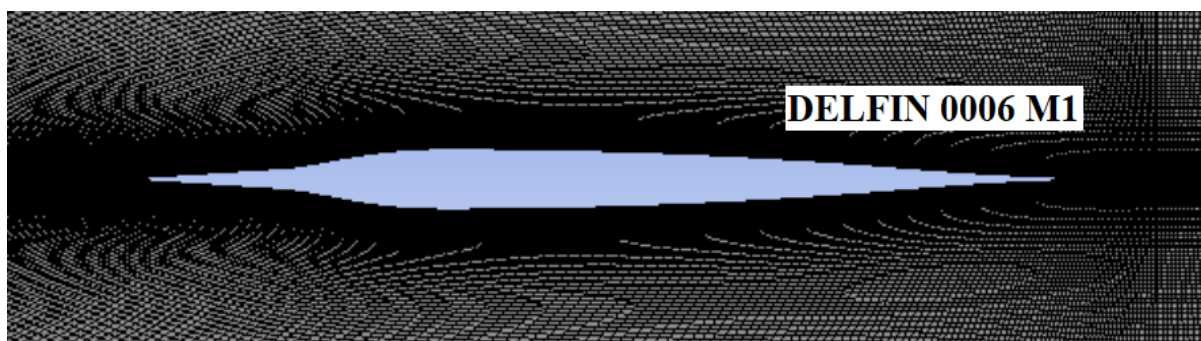


Слика 5.1.4.7 Контуре поља брзина за аеропрофил NACA 0006 и оригинални Делфин 0006 при нападном углу $\alpha=4^\circ$



Слика 5.1.4.8 Контуре поља брзина за аеропрофил NACA 0006 и оригинални Делфин 0006 при нападном углу $\alpha=-4^\circ$

Слике 5.1.4.7 и 5.1.4.8 су као и за серију 24xx дале основ за прву модификацију M1. Као и са претходним аеропрофилима, јасно је видљива зона отцепљења струјница, на горњаци и доњаци. По истом алгоритму је уведен мали радијус заобљења нападне ивице и то 1/3 стандардне четвороцифрене NACA серије [7]. Вредност радијуса је $(r/c)_0 = 0.00132228$. На координати $x = 0.15, z = 0.01125$ и $x = 0.15, z = -0.01125$ је извршено тангентијално спајање нападне ивице са оригиналним аеропрофилом Делфин 0006. Тако је добијена прва модификација Делфин 0006 M1.



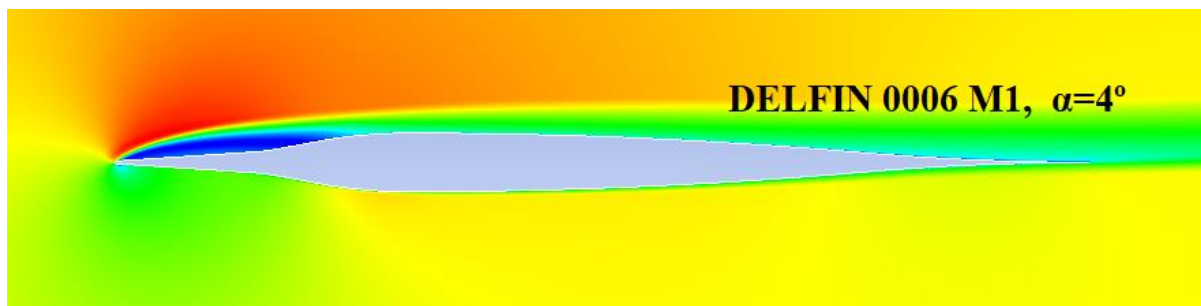
Слика 5.1.4.9 Приказ прве модификације аеропрофила Делфин 0006 М1 са мрежом

Табела 27. показује резултате прорачуна.

Табела 27. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил НАСА 0006 и Делфин 0006 М1

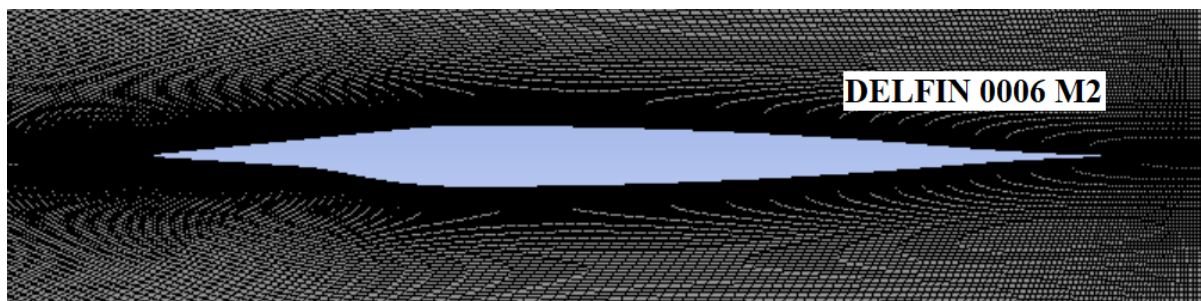
ОРИГИНАЛНИ ДЕЛФИН 0006				ДЕЛФИН 2410 М1			
α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x	α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x
-6	-0.57	0.06001	-9.50	-6	-0.61	0.04978	-12.25
-4	-0.42	0.03197	-13.13	-4	-0.44	0.02471	-17.80
-2	-0.21	0.01296	-16.20	-2	-0.22	0.01105	-19.90
0	0.01	0.00677	1.48	0	0.00	0.00724	0.00
2	0.23	0.01343	17.13	2	0.22	0.01106	19.89
4	0.44	0.03331	13.20	4	0.44	0.02470	17.81
6	0.60	0.06167	9.72	6	0.61	0.04989	12.22
8	0.67	0.09108	7.36	8	0.71	0.08828	8.04
10	0.64	0.11220	5.71	10	0.70	0.09670	7.23

Из табеле 27. се види да је максимални коефицијент узгона повећан за 5.97%, минимални коефицијент отпора је повећан 6.94%, полара спуштена у односу на оригинални аеропрофил Делфин 0006 (слика 5.1.4.17), а максимална финеса повећана за 16.11%. Са слика 5.1.4.7 и 5.1.4.8 се уочава да су се за нападне углове $\alpha = \pm 4^\circ$, на основу приказа контура поља брзина, могле прескочити модификације све до модификације М4, јер је природно створена плава зона у виду елиптичног лука до максималне дебљине горњаке и доњаке већ у првој модификацији М1. Ради усклађивања са претходним потпоглављима аеропрофила серије аеропрофила 24xx, су израчунате и приказане у овој дисертацији. Из наведеног разлога контуре поља брзина неће бити приказане, већ само квантитативне - табеларне вредности. Са слике 5.1.4.10 је јасно да контурно у модификацији М1 није постигнуто спречавање отцепљења (плава зона) у значајној мери, иако по питању коефицијената (квантитативно) јесте.



Слика 5.1.4.10 Контура поља брзина аеропрофил Делфин 0006 М1 при нападном углу $\alpha=4^\circ$

На слици 5.1.4.11 је приказана модификација М2 и њена мрежа. Горњаци је додељен радијус од $2/3$ стандардне НАСА четвороцифрене серије, или $(r/c)_0 = 0.00264456$. Затим је извршено тангенцијално спајање са оригиналним аеропрофилом Делфин 0006 на координатама $x = 0.25$, $z = 0.0275$, а доњака је задржана из модификације М1.



Слика 5.1.4.11 Приказ друге модификације аеропрофила Делфин 0006 М2 са мрежом

Прорачуном су добијене вредности аеропрофила Делфин 0006 М2, табела 28.

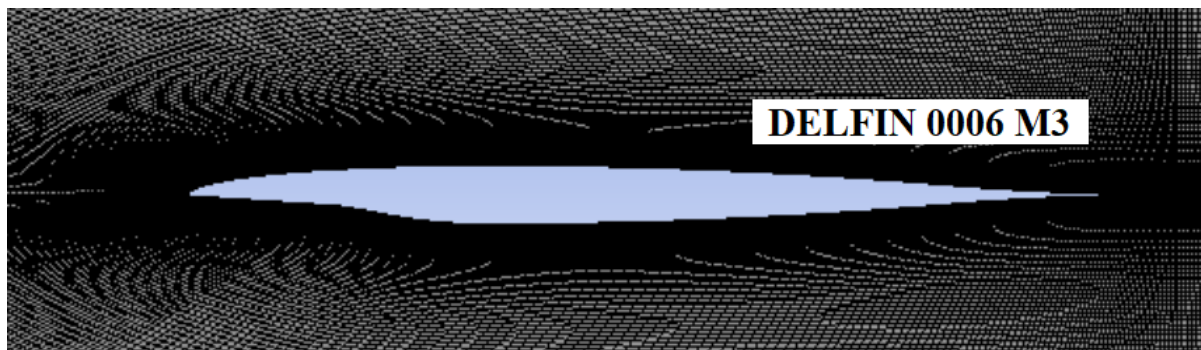
Табела 28. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 0006 М1 и Делфин 0006 М2

ДЕЛФИН 0006 М1				ДЕЛФИН 0006 М2			
α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x	α [°]	c_z	c_x	c_z/c_x
-6	-0.61	0.04978	-12.25	-6	-0.61	0.05000	-12.20
-4	-0.44	0.02471	-17.80	-4	-0.44	0.02510	-17.53
-2	-0.22	0.01105	-19.90	-2	-0.22	0.01160	-18.97
0	0.00	0.00724	0.00	0	0.00	0.00737	0.00
2	0.22	0.01106	19.89	2	0.22	0.00969	22.70
4	0.44	0.02470	17.81	4	0.44	0.02151	20.46
6	0.61	0.04989	12.22	6	0.62	0.04645	13.35
8	0.71	0.08828	8.04	8	0.72	0.09627	7.48
10	0.70	0.09670	7.23	10	0.71	0.14473	4.91

Резултати из табеле 28. показују да је максимални коефицијент узгона повећан за 1.4%, минимални коефицијент отпора је повећан за 1.79%, полара је спуштена у односу на М1 (слика 5.1.4.17) и постигнуто је повећање максималне финесе за 14.12%.

Након овога је извршена трећа модификација - М3, а инспирисана контурама поља брзина при критичном нападном углу $\alpha = 8^\circ$ оригиналног аеропрофила Делфин 0006.

Модификација М3 је извршена на исти начин као и за серију 24xx, од нападне ивице до координата $x = 0.30$, $z = 0.03$, тангенцијално је спојен елиптични лук са оригиналним аеропрофилом Делфин 0006, док је доњака задржана из верзије М1. Модификација Делфин 0006 М3 са мрежом је приказана на слици 5.1.4.12.



Слика 5.1.4.12 Приказ треће модификације аеропрофила Делфин 0006 М3 са мрежом

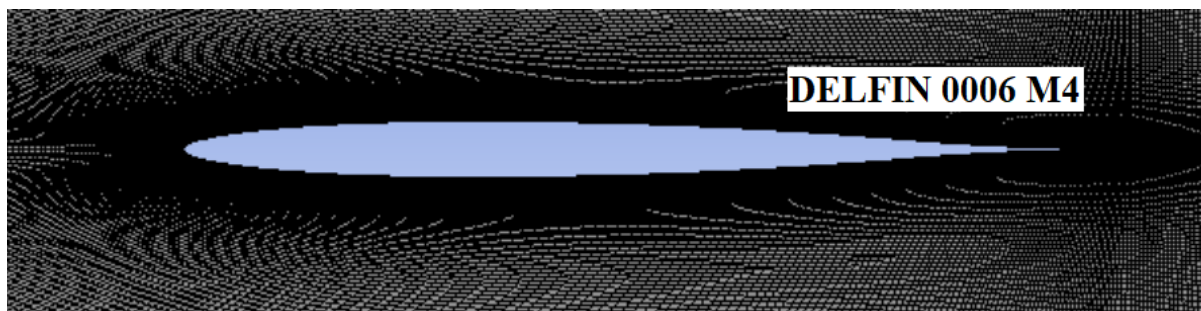
Резултати су приказани у табели 29. за аеропрофил Делфин 0006 М3.

Табела 29. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 0006 М2 и Делфин 0006 М3

ДЕЛФИН 0006 М2				ДЕЛФИН 0006 М3			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.61	0.05000	-12.20	-6	-0.60	0.05360	-11.19
-4	-0.44	0.02510	-17.53	-4	-0.43	0.02708	-15.88
-2	-0.22	0.01160	-18.97	-2	-0.21	0.01336	-15.72
0	0.00	0.00737	0.00	0	0.01	0.00772	1.30
2	0.22	0.00969	22.70	2	0.23	0.00763	30.14
4	0.44	0.02151	20.46	4	0.46	0.01045	44.02
6	0.62	0.04645	13.35	6	0.65	0.02822	23.03
8	0.72	0.09627	7.48	8	0.77	0.12124	6.35
10	0.71	0.14473	4.91	10	0.76	0.19000	4.00

Из табеле 29. се види повећање максималног коефицијента узгона за 6.94%, повећање максималног коефицијента отпора за 4.75%, а финесе за 93.92% док је полара спуштена у односу на модификацију М2 (слика 5.1.4.17).

Модификација М4 је добијена тако што је задржана горњака из модификације М3, а доњака је измењена тако што је на координатама $x = 0.30$, $z = -0.03$ тангенцијално придодат елиптични лук на оригинални аеропрофил Делфин 0006. Тако је добијена модификација Делфин 0006 М4 (слика 5.1.4.13).



Слика 5.1.4.13 Приказ четврте модификације аеропрофила Делфин 0006 М4 са мрежом

Након нумеричке симулације, добијени су следећи резултати, а приказани у табели 30.

Табела 30. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 0006 М3 и Делфин 0006 М4

ДЕЛФИН 0006 М3				ДЕЛФИН 0006 М4			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.60	0.05360	-11.19	-6	-0.64	0.02724	-23.49
-4	-0.43	0.02708	-15.88	-4	-0.45	0.01065	-42.25
-2	-0.21	0.01336	-15.72	-2	-0.22	0.00778	-28.28
0	0.01	0.00772	1.30	0	0.00	0.00724	0.00
2	0.23	0.00763	30.14	2	0.22	0.00781	28.17
4	0.46	0.01045	44.02	4	0.45	0.01074	41.90
6	0.65	0.02822	23.03	6	0.64	0.02781	23.01
8	0.77	0.12124	6.35	8	0.85	0.07183	11.83
10	0.76	0.19000	4.00	10	0.95	0.11610	8.18
12	/	/	/	12	0.92	0.21229	4.34

Из табеле 30. се је уочљиво повећање максималног коефицијента узгона за 23.37%, смањење минималног коефицијента отпора за 6.21%, полара је спуштена у односу на модификацију М3 (слика 5.1.4.17). Максимална финеса је смањена за 4.81%. У табели 31. је приказано поређење коефицијената узгона, отпора и финесе при одређеним нападним угловима за аеропрофиле НАСА 0006 и Делфин 0006 М4.

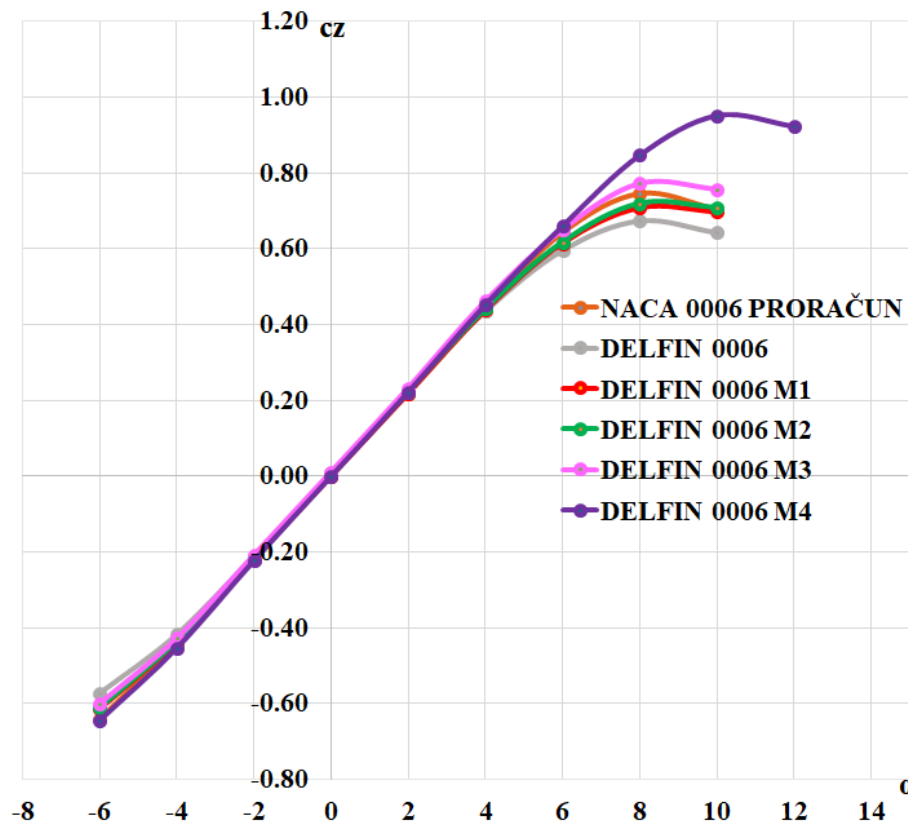
Табела 31. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил НАСА 0006 и Делфин 0006 М4

НАСА 0006 - прорачун				ДЕЛФИН 0006 М4			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.64	0.01565	-40.89	-6	-0.64	0.02724	-23.49
-4	-0.44	0.00973	-45.22	-4	-0.45	0.01065	-42.25
-2	-0.22	0.00775	-28.38	-2	-0.22	0.00778	-28.28
0	0.00	0.00729	0	0	0.00	0.00724	0.00
2	0.22	0.00773	28.46	2	0.22	0.00781	28.17
4	0.44	0.00970	45.36	4	0.45	0.01074	41.90
6	0.64	0.01564	40.92	6	0.64	0.02781	23.01
8	0.74	0.04025	18.38	8	0.85	0.07183	11.83
10	0.70	0.14951	4.68	10	0.95	0.11610	8.18
12	/	/	/	12	0.92	0.21229	4.34

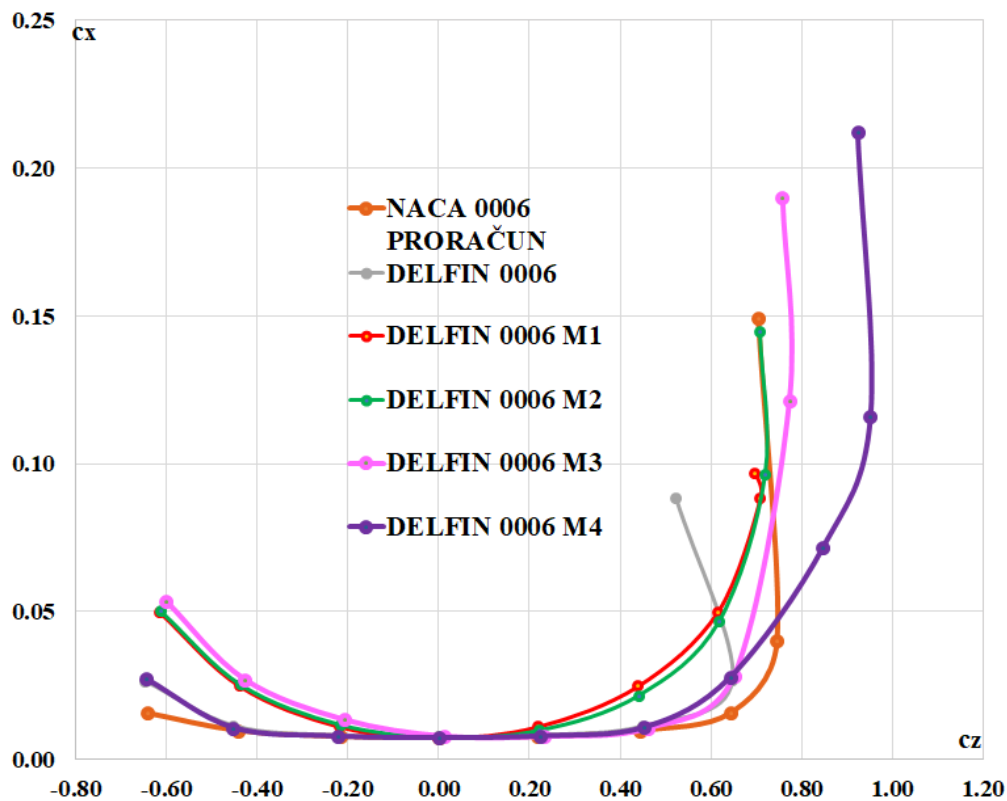
У табели 31. је приказано повећање максималног коефицијента узгона за 28.37%, смањење минималног коефицијента отпора за 0.69%, полара је спуштена у односу на аеропрофил НАСА 0006 (слика 5.1.4.15). Максимална финеса је смањена за 7.63%. Једина мањкавост ове модификације јесте смањење максималне финесе. У завршној табели (табела 39.) ће бити показано да је овај профил у просеку надмашио НАСА 0006 пандан. Табела 32. представља упоредну табелу коефицијената узгона, отпора и финесе и релативну промену свих модификација у процентима у односу на аеропрофил НАСА 0006.

Табела 32. Упоредна табела коефицијената узгона, отпора и финесе и релативна промена у процентима у односу на аеропрофил НАСА 0006

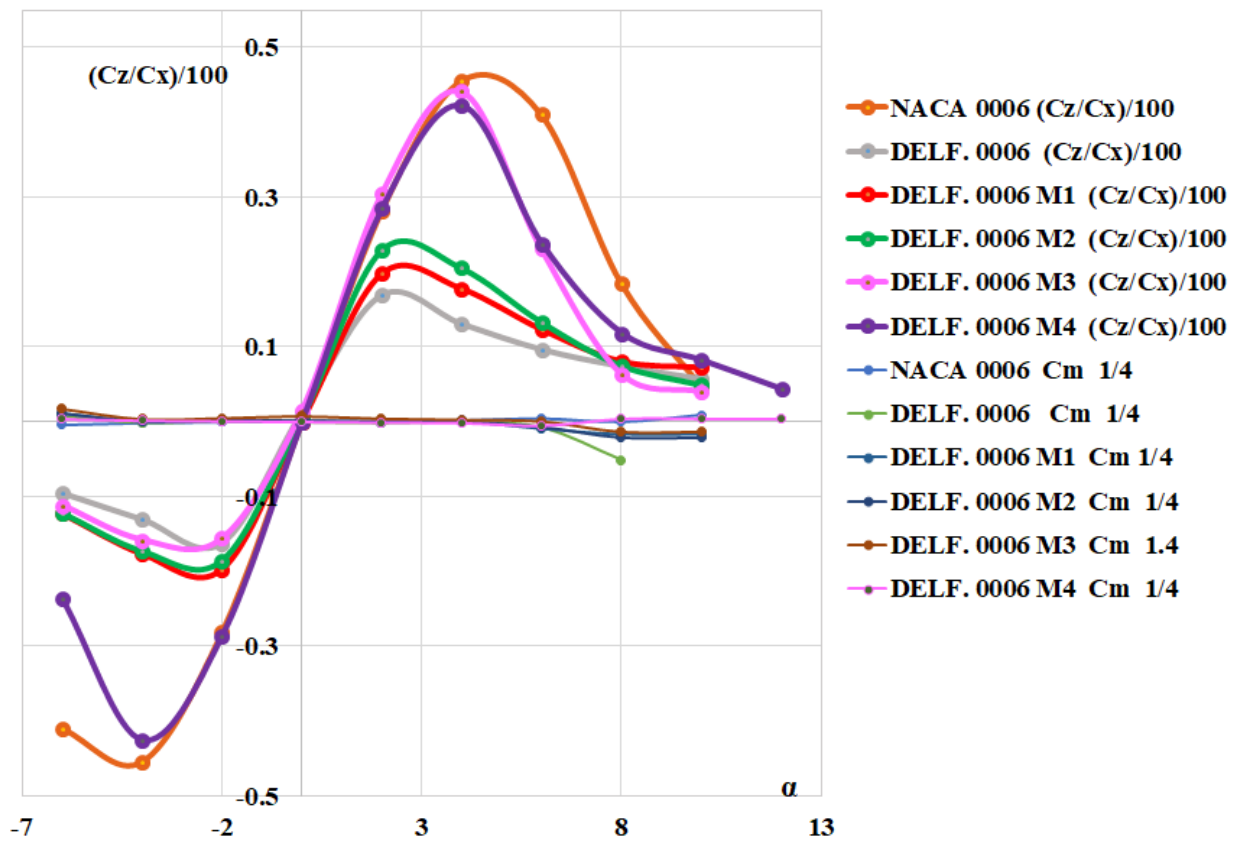
Аеропрофил	C_{zmax}	Релативна промена	C_{xmin}	Релативна промена	$(C_z/C_x)_{max}$	Релативна промена
НАСА 0006	0.74		0.00729		45.36	
Ориг. Делфин 0006	0.67	-9.45%	0.00677	-7.13%	16.90	-62.74%
Делфин 0006 М1	0.71	-4.05%	0.00724	-0.68%	19.89	-56.15%
Делфин 0006 М2	0.72	-2.70%	0.00737	+1.1%	22.70	-49.95%
Делфин 0006 М3	0.77	+4.05%	0.00772	+5.9%	44.02	-2.95%
Делфин 0006 М4	0.95	+28.37%	0.00724	-0.69%	41.90	-7.63%



Слика 5.1.4.14 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла серије 0006



Слика 5.1.4.15 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара серије 0006



Слика 5.1.4.16 Збирни дијаграм финеса Делфин 0006 подељен са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве серије 0006

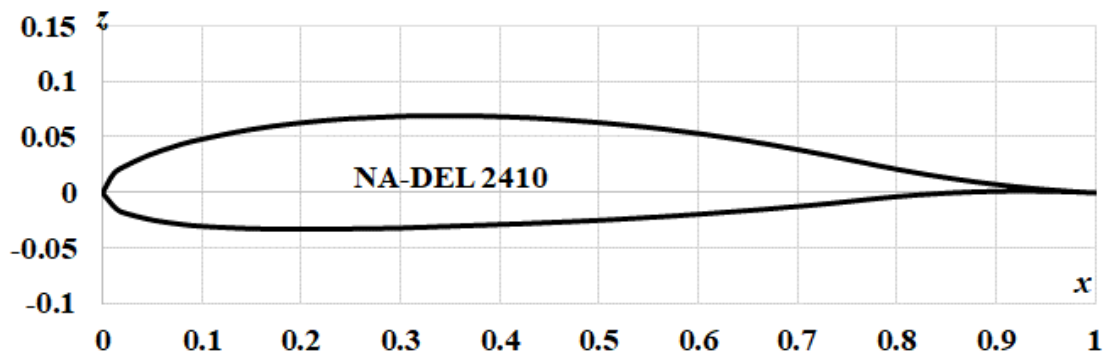
5.2. Метод NA - DEL модификације

NA - DEL модификација је настала у оквиру интенције за евентуалним даљим побољшањем хибридних аеропрофила добијених семиелиптичном методом, на геометријски начин. С обзиром да се може рећи да је семиелиптични метод вид "природне модификације", инспирисан контурама поља брзина при одређеним нападним угловима и самим струјним пољем, које готово да само креира нови облик аеропрофила, NA - DEL метод представља у потпуности геометријски метод.

У свим семиелиптичним модификацијама је уочено, као и код оригиналног аеропрофила Делфин, да се само део око нападане ивице (око 30% целокупног аеропрофила) понаша критично у смислу отцепљења струјница. Други део оригиналне геометрије аеропрофила Делфин има сасвим задовољавајућ аеродинамички облик. Из тог разлога је одлучено да се у зони нападне ивице тангентијално споје НАСА геометријски пандани са одговарајућим оригиналним аеропрофилима Делфин, и то на начин да се до максималне дебљине на горњаци оригиналног аеропрофила Делфин дода горњака геометријског пандана НАСА, као и до максималне дебљине на доњаци оригиналног аеропрофила Делфин додаје доњака геометријског пандана НАСА, а да се од тих тачака па све до излазне ивице задржи оригинални аеропрофил Делфин. Тако је добијен нов хибридни аеропрофил и развијен метод NA - DEL, кованица од речи NA (NACA) и DEL (Delfin) - NA - DEL. Добијена су три NA - DEL аеропрофила, који ће бити представљени у наредним потпоглављима.

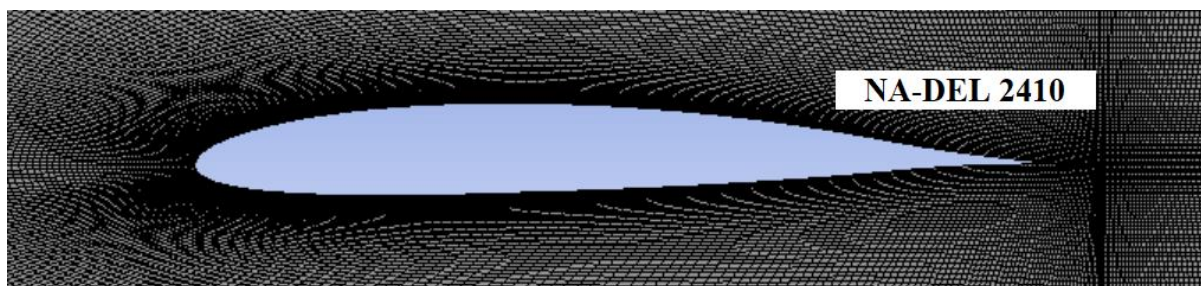
5.2.1 NA - DEL модификација аеропрофила Делфин 2410

Аеропрофил NA - DEL 2410 је добијен спајањем стандардног аеропрофила НАСА 2410 и оригиналног аеропрофила Делфин 2410. На горњаци је до координата $x = 0.35$, $z = 0.069200655$ и на доњаци до координата $x = 0.29$, $z = -0.031850023$, тангенцијално спојен аеропрофил НАСА 2410 у зони нападне ивице. Од ових координата до излазне ивице је задржан оригинални аеропрофил Делфин 2410. Сlike аеропрофила НАСА 2410 и оригиналног Делфина 2410 су приказане у претходном потпоглављу 5.1.1 (слике 5.1.1.1 и 5.1.1.5). На слици 5.2.1.1 је приказана геометрија хибридног аеропрофила NA - DEL 2410.



Слика 5.2.1.1 Приказ хибридног аеропрофила NA - DEL 2410

На слици 5.2.1.2 је приказана мрежа аеропрофила NA - DEL 2410. Након нумеричке симулације под идентичним критеријумима као и за семиелиптичну модификацију, аеропрофил Делфин 2410 (Поглавље 4), добијени су резултати из табеле 33.



Слика 5.2.1.2 Приказ аеропрофила NA – DEL са 110840 елемената C - мреже

Табела 33. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NACA 2410 и NA - DEL 2410

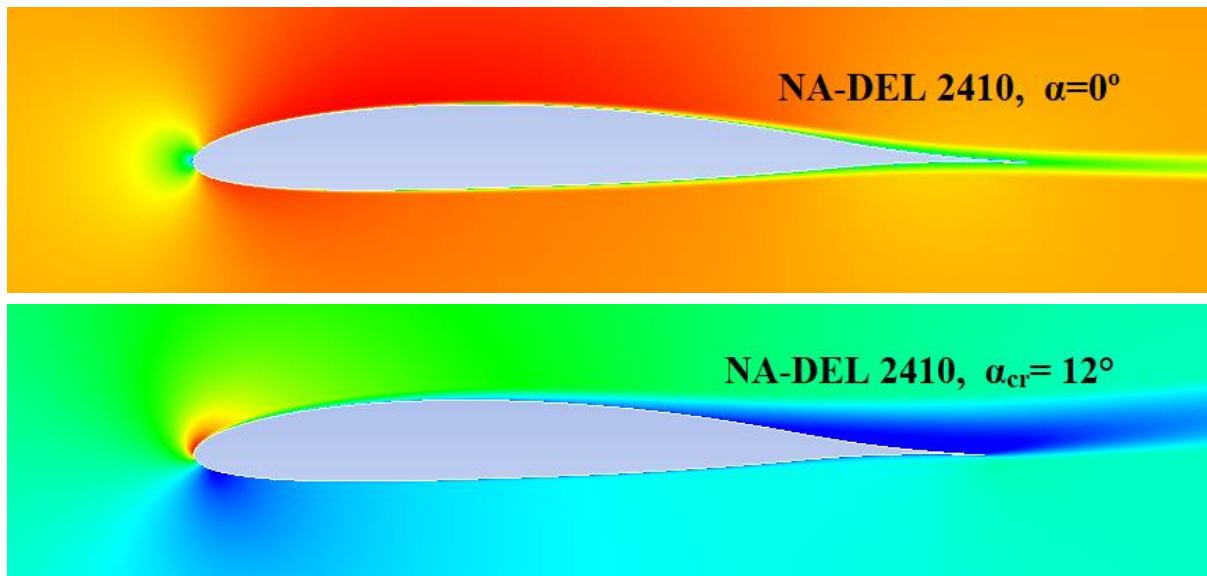
NACA 2410 - прорачун				NA - DEL 2410			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.42	0.01132	-37.10	-6	-0.49	0.01150	-42.61
-4	-0.22	0.00943	-23.33	-4	-0.27	0.00919	-29.38
-2	-0.01	0.00863	-1.16	-2	-0.03	0.00821	-3.65
0	0.19	0.00861	22.07	0	0.20	0.00824	24.27
2	0.40	0.00922	43.38	2	0.43	0.00906	47.46
4	0.61	0.01059	57.60	4	0.67	0.01080	62.04
6	0.81	0.01280	63.28	6	0.89	0.01360	65.44
8	1.01	0.01636	61.74	8	1.11	0.01810	61.33
10	1.18	0.02149	54.91	10	1.30	0.02500	52.00
12	1.31	0.02929	44.73	12	1.42	0.03640	39.01
14	1.39	0.04654	29.87	14	1.40	0.06000	23.33
16	1.32	0.18530	7.12	16	/	/	/

Резултати табеле 33. показују следеће: повећање максималног коефицијента узгона 2.16%, смањење минималног коефицијента отпора 4.65% и повећање максималне финесе за 3.41%. Полара је спуштена у односу на полару аеропрофила NACA 2410 (слика 5.2.1.5). Дакле, NA - DEL 2410 је постигао боље аеродинамичке карактеристике него аеропрофил NACA 2410. У табели 34. су приказане упоредне вредности хибридног семиелиптичног аеропрофила Делфин 2410 М4 и аеропрофила NA - DEL 2410.

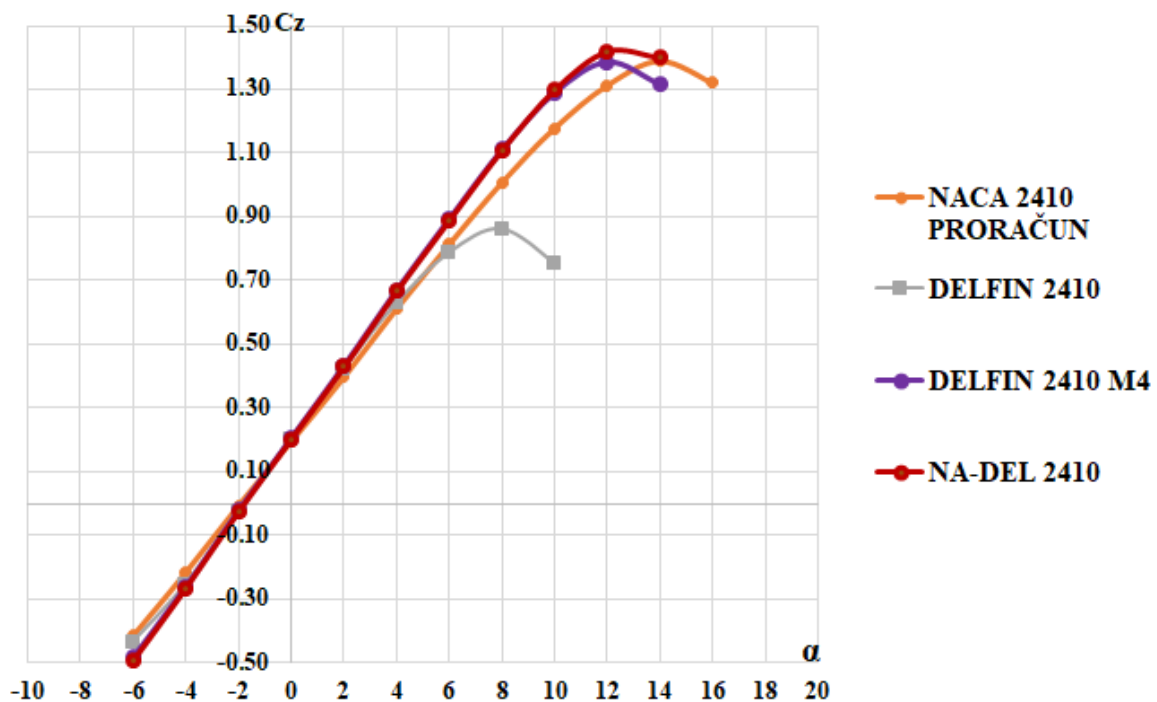
Табела 34. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2410 М4 и NA - DEL 2410

ДЕЛФИН 2410 М4				NA - DEL 2410			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.48	0.01529	-31.39	-6	-0.49	0.01150	-42.61
-4	-0.26	0.01002	-25.95	-4	-0.27	0.00919	-29.38
-2	-0.02	0.00828	-2.42	-2	-0.03	0.00821	-3.65
0	0.21	0.00812	25.86	0	0.20	0.00824	24.27
2	0.43	0.00885	48.59	2	0.43	0.00906	47.46
4	0.67	0.01043	64.24	4	0.67	0.01080	62.04
6	0.89	0.01302	68.36	6	0.89	0.01360	65.44
8	1.11	0.01748	63.50	8	1.11	0.01810	61.33
10	1.29	0.02534	50.91	10	1.30	0.02500	52.00
12	1.39	0.03930	35.37	12	1.42	0.03640	39.01
14	1.31	0.07051	18.58	14	1.40	0.06000	23.33

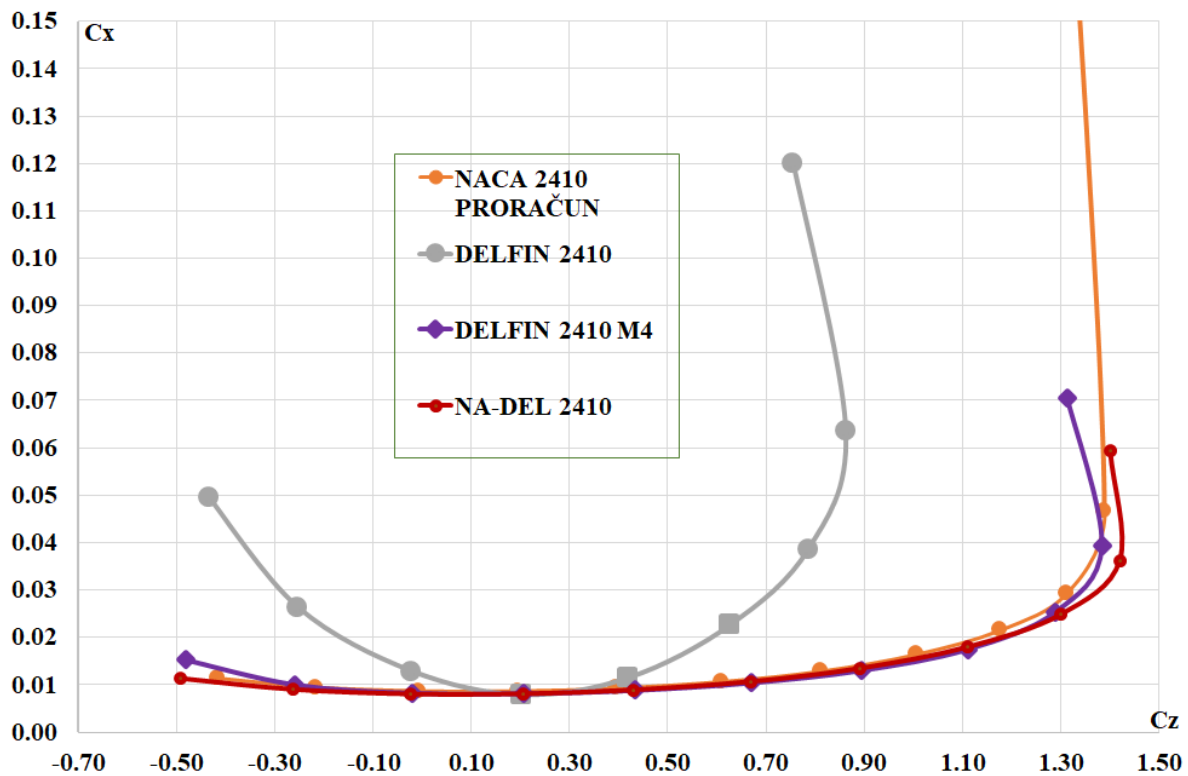
Резултати табеле 34. показују следеће: повећање максималног коефицијента узгона 2.16%, повећање минималног коефицијента отпора за 1.11% и смањење максималне финесе за 4.27%. Контуре поља брзина (слика 5.2.1.3) показују очекиван изглед, са отцепљењем у близини излазне ивице при критичном нападном углу.



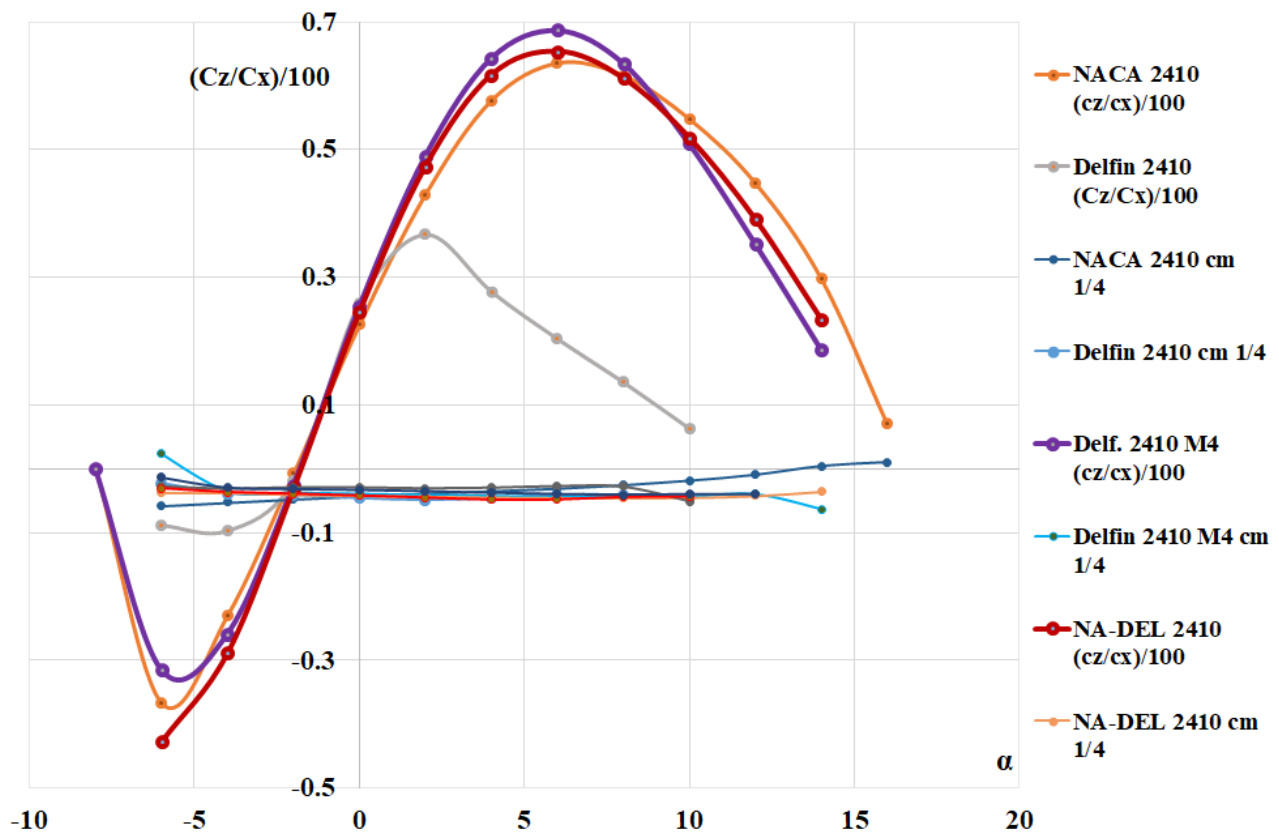
Слика 5.2.1.3 Контуре поља брзина аеропрофила NA - DEL 2410 при нултом и критичном нападном углу



Слика 5.2.1.4 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла са NA – DEL 2410



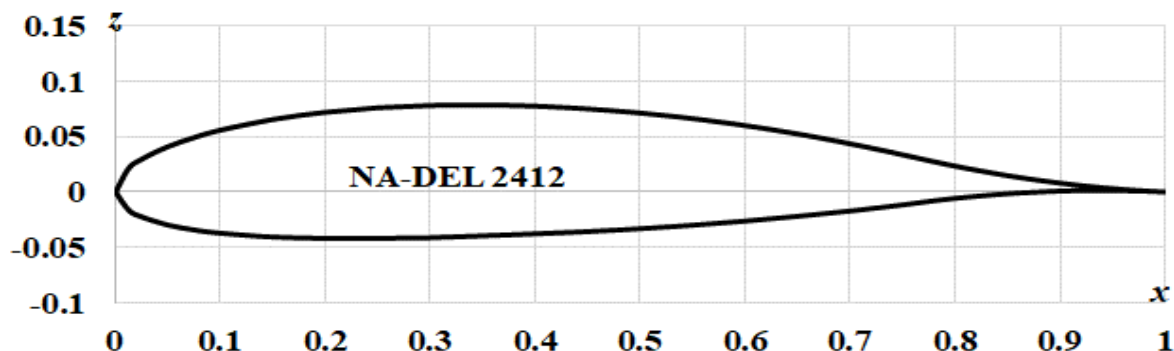
Слика 5.2.1.5 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара са NA - DEL 2410



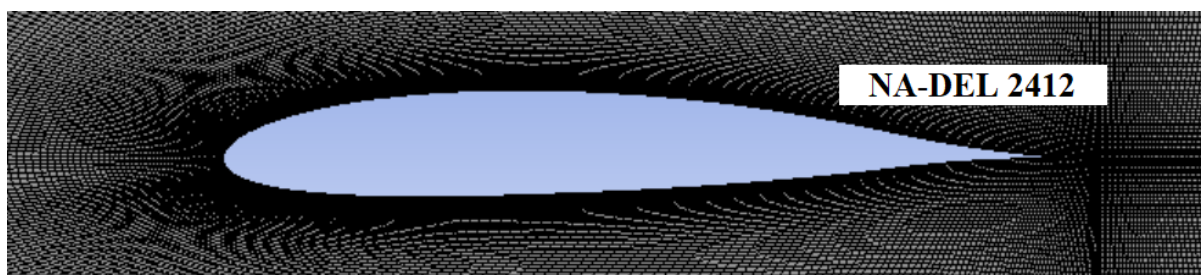
Слика 5.2.1.6 Збирни дијаграм, финеса подељених са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве серије са NA – DEL 2410

5.2.2 NA - DEL модификација аеропрофила Делфин 2412

Од координата $x = 0.35$, $z = 0.0791241$, где је тачка максималне дебљине на горњаци аеропрофила Делфин 2412, и његове максималне дебљине на доњаци $x = 0.29$, $z = -0.0418166$ је задржан оригинални аеропрофил Делфин 2412. Као у потпоглављу 5.2.1, на исти начин, методом NA - DEL, до ових тачака је тангенцијално спојен аеропрофил NACA 2412. Тако је добијен хибридни аеропрофил NA - DEL 2412. Сlike аеропрофила NACA 2412 и оригиналног Делфина 2412 су дате у претходном потпоглављу (слике 5.1.2.1 и 5.1.2.5). На слици 5.2.2.2 је приказан аеропрофил NA - DEL 2412.



Слика 5.2.2.1 Приказ хибридног аеропрофила NA - DEL 2412



Слика 5.2.2.2 Приказ аеропрофила NA – DEL 2412 са 110840 елемената С - мреже

Табела 35. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NACA 2412 и NA - DEL 2412

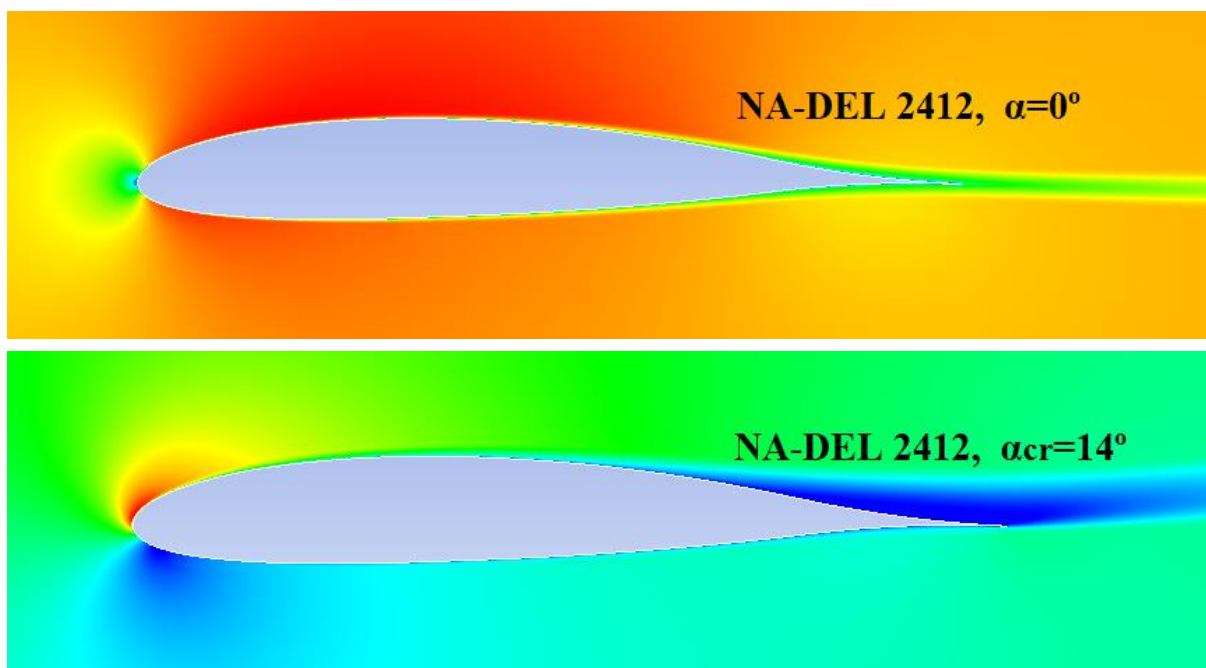
NACA 2412 - прорачун				NA - DEL 2412			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.41	0.01128	-36.35	-6	-0.50	0.01098	-45.54
-4	-0.21	0.00978	-21.47	-4	-0.27	0.00926	-29.16
-2	-0.01	0.00910	-1.10	-2	-0.02	0.00853	-2.34
0	0.18	0.00911	19.76	0	0.21	0.00865	24.28
2	0.38	0.00970	39.18	2	0.44	0.00948	46.41
4	0.59	0.01097	53.78	4	0.67	0.01118	59.93
6	0.79	0.01300	60.77	6	0.90	0.01375	65.45
8	0.98	0.01607	60.98	8	1.12	0.01759	63.67
10	1.15	0.02055	55.96	10	1.32	0.02312	57.09
12	1.29	0.02706	47.67	12	1.47	0.03176	46.28
14	1.37	0.03875	35.35	14	1.54	0.04576	33.65
16	1.28	0.06767	18.92	16	1.48	0.07227	20.48

Након нумеричке симулације (Поглавље 4), добијени резултати су дати у табели 35. Резултати табеле 35. показују повећање максималног коефицијента узгона за 12.4%%, смањење минималног коефицијента отпора за 6.27%, полара је спуштена и у односу на аеропрофиле Делфин 2412 М4 и НАСА 2412 (слика 5.2.2.5). Максимална финеса је повећана за 7.33%. Дакле, NA - DEL 2412 је по свим параметрима бољи од аеропрофила НАСА 2412.

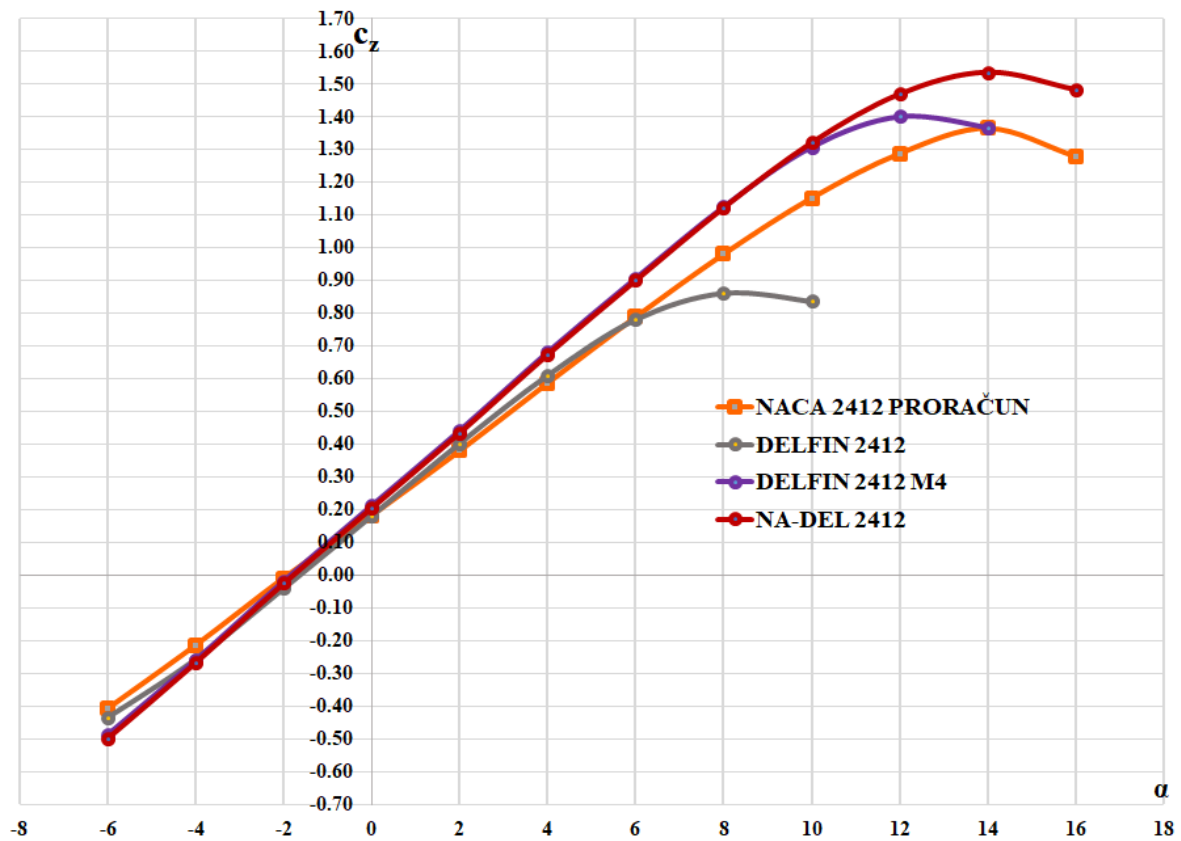
Табела 36. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2412 М4 и NA - DEL 2412

ДЕЛФИН 2412 М4				NA - DEL 2412			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.49	0.01332	-36.79	-6	-0.50	0.01098	-45.54
-4	-0.26	0.01012	-25.69	-4	-0.27	0.00926	-29.16
-2	-0.02	0.00880	-2.27	-2	-0.02	0.00853	-2.34
0	0.21	0.00877	23.95	0	0.21	0.00865	24.28
2	0.44	0.00955	46.07	2	0.44	0.00948	46.41
4	0.68	0.01120	60.71	4	0.67	0.01118	59.93
6	0.91	0.01376	66.13	6	0.90	0.01375	65.45
8	1.13	0.01791	63.09	8	1.12	0.01759	63.67
10	1.31	0.02475	52.93	10	1.32	0.02312	57.09
12	1.40	0.03736	37.47	12	1.47	0.03176	46.28
14	1.37	0.06150	22.28	14	1.54	0.04576	33.65
16	/	/	/	16	1.48	0.07227	20.48

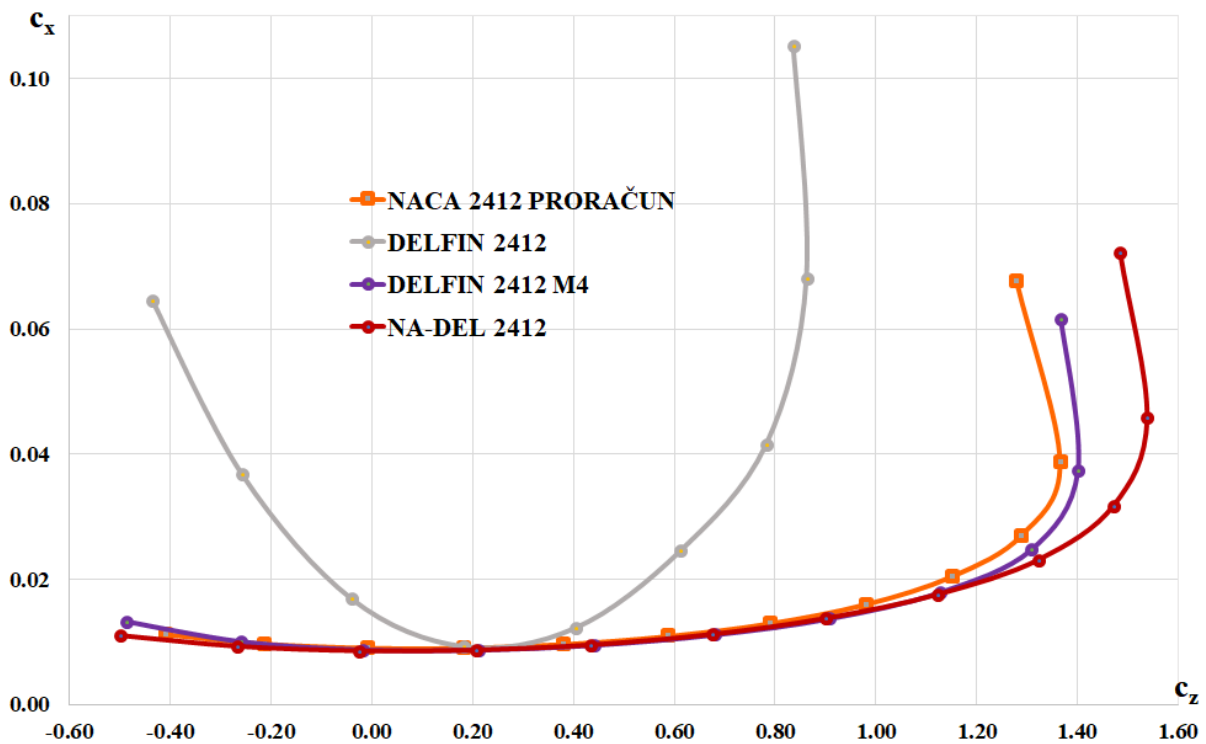
Резултати табеле 36. показују повећање максималног коефицијента узгона за 10%, повећање минималног коефицијента отпора за 3.06%, полара је спуштена у односу на Делфин 2412 М4 (слика 5.2.2.5) и смањење максималне финесе за 1.03%. Контуре поља брзина (слика 5.2.2.3) показује очекиван изглед и отцепљење струјница при критичном нападном углу у зони излазне ивице.



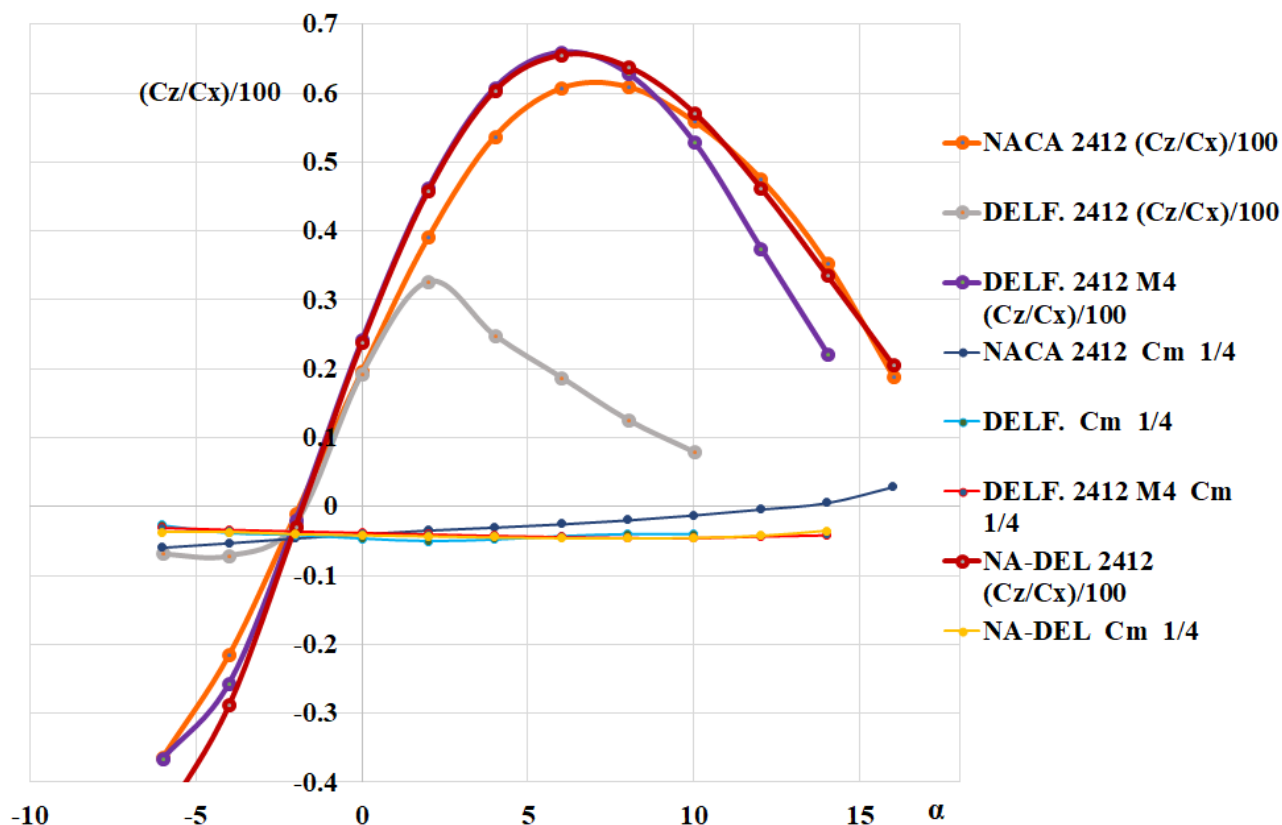
Слика 5.2.2.3 Контуре поља брзина аеропрофила NA – DEL 2412 при нултом и критичном нападном углу



Слика 5.2.2.4 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла серије са NA – DEL 2412



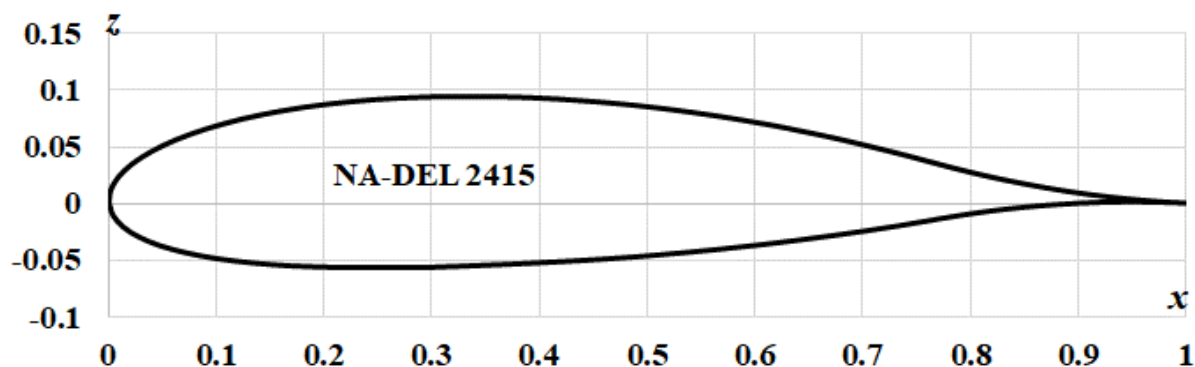
Слика 5.2.2.5 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара са NA – DEL 2412



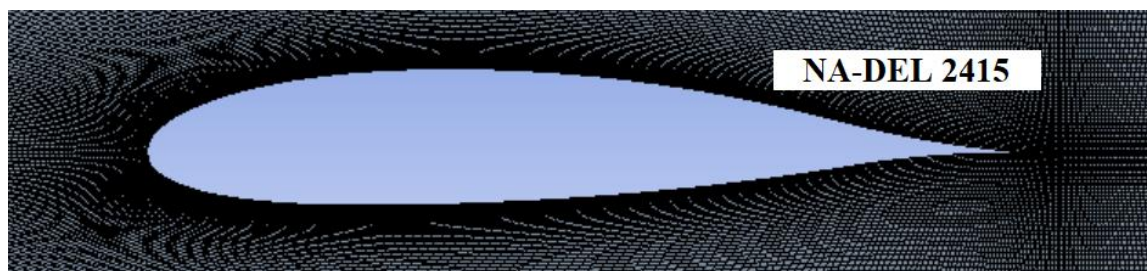
Слика 5.2.2.6 Збирни дијаграм, финеса подељених са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве са NA - DEL 2412

5.2.3 NA - DEL модификација аеропрофила Делфин 2415

Од координата $x = 0.34$, $z = 0.09403$ максималне дебљине горњаке и максималне дебљине доњаке на координатама $x = 0.29$, $z = -0.05677$ оригиналног аеропрофила Делфин 2415, па до излазне ивице, задржан је оригинални аеропрофил Делфин 2415. Тангенцијално је спојен са аеропрофилом NACA 2415 у зони нападне ивице. Модификација је извршена методом NA – DEL. На тај начин је формиран хибридни аеропрофил NA - DEL 2415, као и претходна два хибридна аеропрофила овог типа, са носним делом геометријског NACA 2415 пандана и задњим делом оригиналног Делфина 2415. Аеропрофили NACA 2415 и Делфина 2415 су приказани на сликама 5.1.3.1 и 5.1.3.5. На слици 5.2.3.1 је приказан аеропрофил NA - DEL 2415.



Слика 5.2.3.1 Приказ хибридног аеропрофила NA - DEL 2415



Слика 5.2.3.2 Приказ аеропрофила NA – DEL 2415 са 115600 елемената C - мреже

Табела 37. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил NACA 2415 и NA - DEL 2415

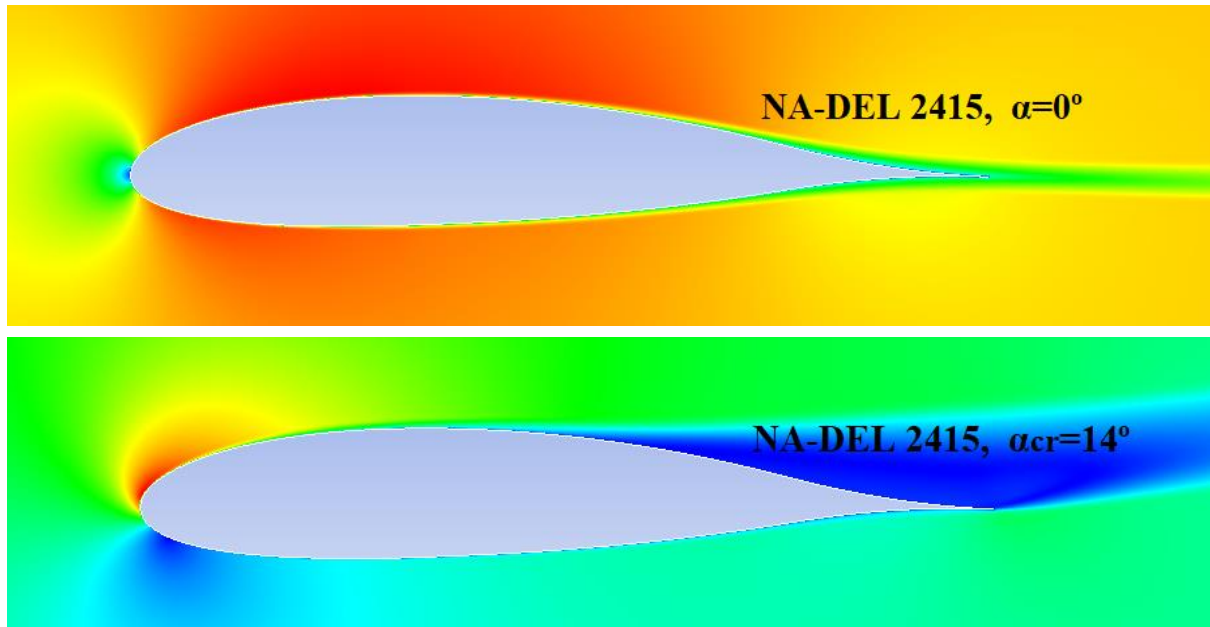
NACA 2415 - прорачун				NA - DEL 2415			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.41	0.01135	-36.12	-6	-0.51	0.01144	-44.58
-4	-0.21	0.01008	-20.83	-4	-0.27	0.00978	-27.61
-2	-0.02	0.00953	-2.10	-2	-0.03	0.00909	-3.30
0	0.18	0.00962	18.71	0	0.21	0.00925	22.70
2	0.38	0.01038	36.61	2	0.45	0.01020	44.12
4	0.59	0.01183	49.87	4	0.69	0.01199	57.55
6	0.79	0.01408	56.11	6	0.92	0.01477	62.29
8	0.98	0.01727	56.75	8	1.14	0.01895	60.16
10	1.14	0.02176	52.39	10	1.32	0.02566	51.44
12	1.28	0.02838	45.10	12	1.43	0.03599	39.73
14	1.36	0.03965	34.30	14	1.46	0.05194	28.11
16	1.32	0.06288	20.99	16	1.41	0.07802	18.07

Након нумеричке симулације (Поглавље 4), добијени резултати су дати у табели 37. Резултати из табеле 37. показују повећање максималног коефицијента узгона за 7.35%, смањење минималног коефицијента отпора за 4.62%, полара је спуштена и у односу на полару NACA 2415 и Делфин 2415 М4 (слика 5.2.3.5) и повећање максималне финесе за 9.76%. Аеропрофил NA - DEL 2415 је по свим ставкама из табеле 37. бољи од аеропрофила NACA 2415.

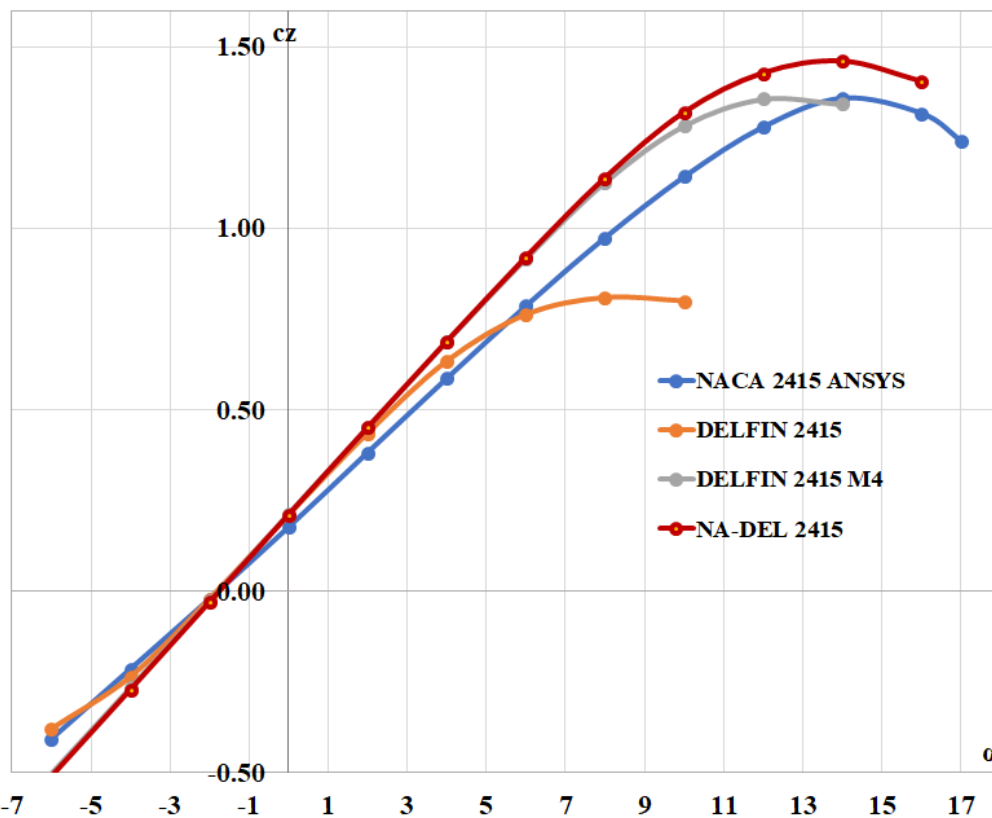
Табела 38. Поређење коефицијената узгона, отпора и финесе за аеропрофил Делфин 2415 М4 и NA - DEL 2415

ДЕЛФИН 2415 М4				NA - DEL 2415			
α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x	α [°]	C_z	C_x	C_z/C_x
-6	-0.50	0.01204	-41.53	-6	-0.51	0.01144	-44.58
-4	-0.27	0.01006	-26.84	-4	-0.27	0.00978	-27.61
-2	-0.03	0.00928	-3.23	-2	-0.03	0.00909	-3.30
0	0.21	0.00941	22.32	0	0.21	0.00925	22.70
2	0.45	0.01039	43.31	2	0.45	0.01020	44.12
4	0.69	0.01226	56.28	4	0.69	0.01199	57.55
6	0.92	0.01522	60.45	6	0.92	0.01477	62.29
8	1.13	0.02003	56.42	8	1.14	0.01895	60.16
10	1.29	0.02817	45.79	10	1.32	0.02566	51.44
12	1.36	0.04099	33.18	12	1.43	0.03599	39.73
14	1.35	0.06198	21.78	14	1.46	0.05194	28.11
16	1.33	0.06913	19.24	16	1.41	0.07802	18.07

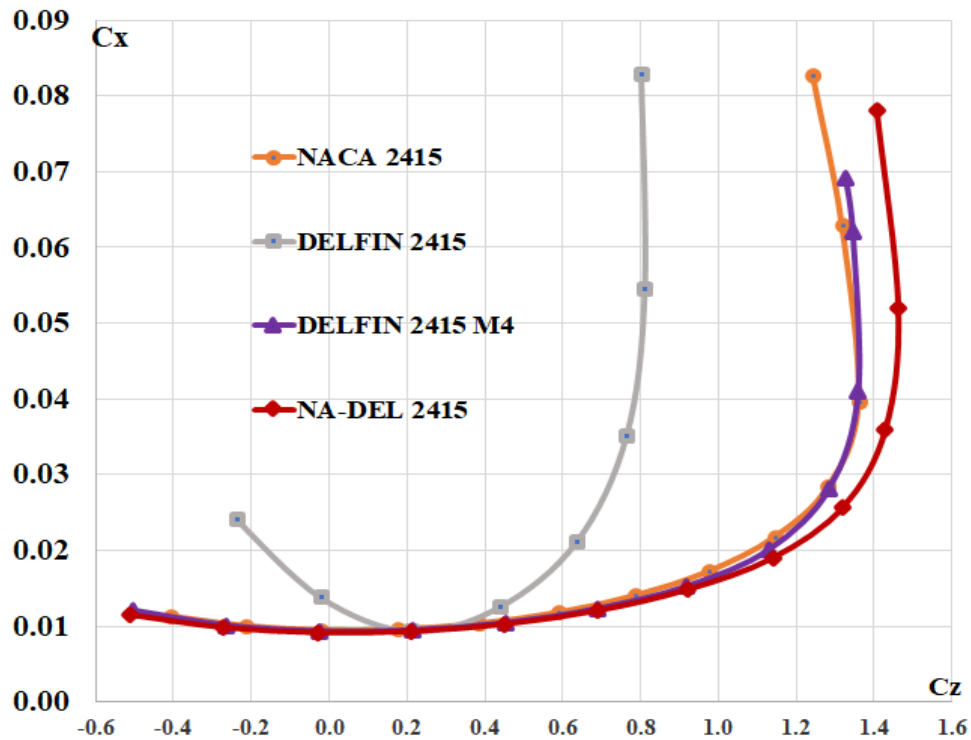
Резултати из табеле 38. показују повећање максималног коефицијента узгона за 7.35%, смањење минималног коефицијента отпора за 2.04% и повећање максималне финесе за 3.04%, укључујући и повећање критичног нападног угла. Контуре поља брзина (слика 5.2.2.3) показују очекиван изглед.



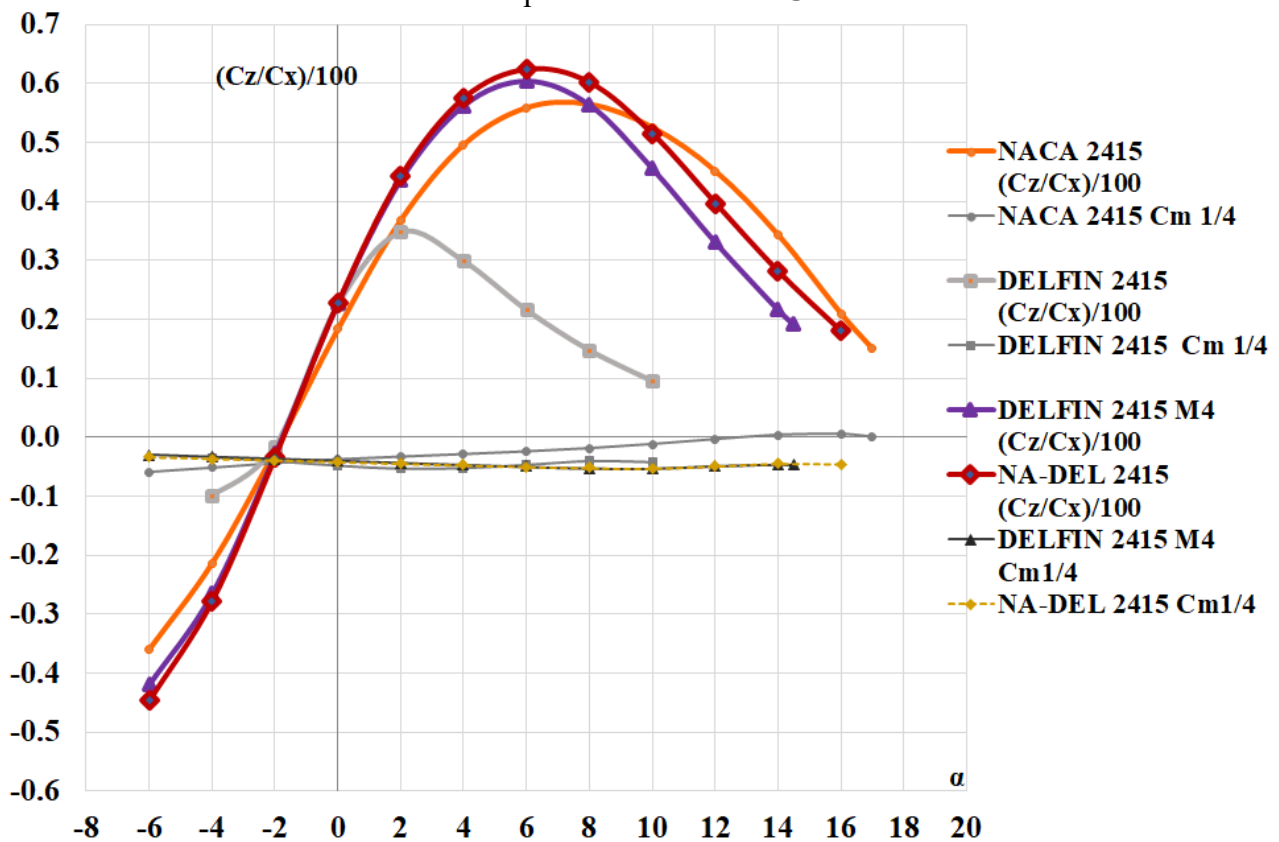
Слика 5.2.3.3 Контуре поља брзина аеропрофила NA – DEL 2415 при нултом и критичном нападном углу



Слика 5.2.3.4 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од нападног угла са NA – DEL 2415



Слика 5.2.3.5 Збирни дијаграм зависности коефицијента узгона од коефицијента отпора, полара са NA - DEL 2415



Слика 5.2.3.6 Збирни дијаграм, финеса подељених са 100 и коефицијената момента на 25% јединичне тетиве са NA - DEL 2415

У табели 39. је приказана новодобијена фамилија хибридних аеропрофила Делфин, којих је укупно седам, и њихово процентуално побољшање у односу на референтни НАСА пандан. Вредности одговарајућег НАСА аеропрофила су узете као реперне, односно "еталон" и додељена има је вредност 100%. На пример: НАСА 2410 се пореди процентуално са аеропрофилом Делфин 2410 М4 и NA - DEL 2410. За вредност прве колоне (изузимајући називе аеропрофила) тј. максималног коефицијента узгона, пожељна је вредност већа од 100%, јер говори о повећању коефицијента максималног узгона. За вредност друге колоне, пожељна је вредност мања од 100%, јер на тај начин говори о смањењу минималног коефицијента отпора, што јесте пожељно. Трећу колону чине процентуални доприноси максималне финесе, где је такође пожељна вредност већа од 100%. Ипак, како се не може одредити само на основу једног од ова три фактора да ли је аеропрофил аеродинамички ефикаснији од свог НАСА пандана, вредности све три колоне су осредњене, водећи рачуна о предзнаку отпора (уколико је већи од 100%, одузима се при осредњавању и обрнуто). Процена аеродинамичке ефикасности аеропрофила је мултифакторијална. Уколико је осредњена вредност у последњој колони већа од 100% (четврта колона, табела 39.), аеропрофил је задовољио захтеване критеријуме и може се сматрати аеродинамички ефикаснијим од оригиналног НАСА пандана.

Табела 39. Новодобијена фамилија хибридних аеропрофила Делфин и њихово процентуално побољшање у односу на НАСА пандане

Аеропрофил	c_{zmax} [%]	c_{xmin} [%]	(c_z/c_x) [%]	средња вредност [%]
НАСА	100	100	100	100
Делфин 2410 М4	100	94.31	108.03	104.57
NA - DEL 2410	102.16	95.35	103.41	103.41
Делфин 2412 М4	102.19	96.70	108.45	104.64
NA - DEL 2412	112.41	93.74	107.33	108.67
Делфин 2415 М4	100	97.38	106.52	103.05
NA - DEL 2415	107.25	95.38	109.76	107.21
Делфин 0006 М4	128.38	99.31	92.37	107.15

Укупни допринос сваког члана хибридне фамилије аеропрофила Делфин је респективно: Делфин 2410 М4: + 4.57%, NA - DEL 2410: + 3.41% , Делфин 2412 М4: + 4.64%, NA - DEL 2412: + 8.67% , Делфин 2415 М4: + 3.05%, NA - DEL 2415: + 7.21% и Делфин 0006 М4: + 7.15% . Овим је приказана нова хибридна фамилија аеропрофила Делфин са до сада седам успешно развијених геометрија.

Поглавље 6

Експериментална испитивања

Након што су у Поглављу 5 приказани прорачунски резултати и новодобијена фамилија од седам хибридних аеропрофила Делфин, урађена је и експериментална провера у циљу глобалне потврде закључака изнетих у том поглављу. Експеримент је увек драгоцен, јер представља добар репрезент понашања аеропрофила у будућим, реалним условима експлоатације. Због ограничености финансијских средстава, рађен је експеримент само за три аеропрофила категорије 2415 и то: НАСА 2415, оригинални Тапосуов Делфин 2415 и нови хибридни аеропрофил NA - DEL 2415 представљен у Поглављу 5. Сва три модела имала су тетиву 0.4m и размах 0.8m, са попречним пресецима наведених аеропрофила. Разлог за избор ових аеропрофила је то да сама релативна дебљина од 15%, највећа од претходно разматраних, обезбеђује и највећу крутост, па самим тим и најмању цену израде аеротунелских модела, иако је испитивање могло принципски да се врши и за било коју другу сродну комбинацију ових аеропрофила мањих релативних дебљина. Ради остваривања дводимензионалности струјања и симулирања „бесконачног размаха“, сви модели били су постављени између две граничне плоче на међусобном растојању од 0.8m, које су се простирале од пода до плафона радног дела аеротунела.

Ово поглавље за разлику од претходних, која су се бавила теоријско - математичким концептима и прорачунским разматрањима, бави се облашћу експерименталне аеродинамике. Познато је да је припрема и осмишљавање поставке експеримента најзахтевнији и најдуготрајнији део у процесу испитивања. Само његово извођење траје битно краће, сем у случају нежељених и непредвиђених околности, што се ретко дешава уколико је сама поставка експеримента добра.

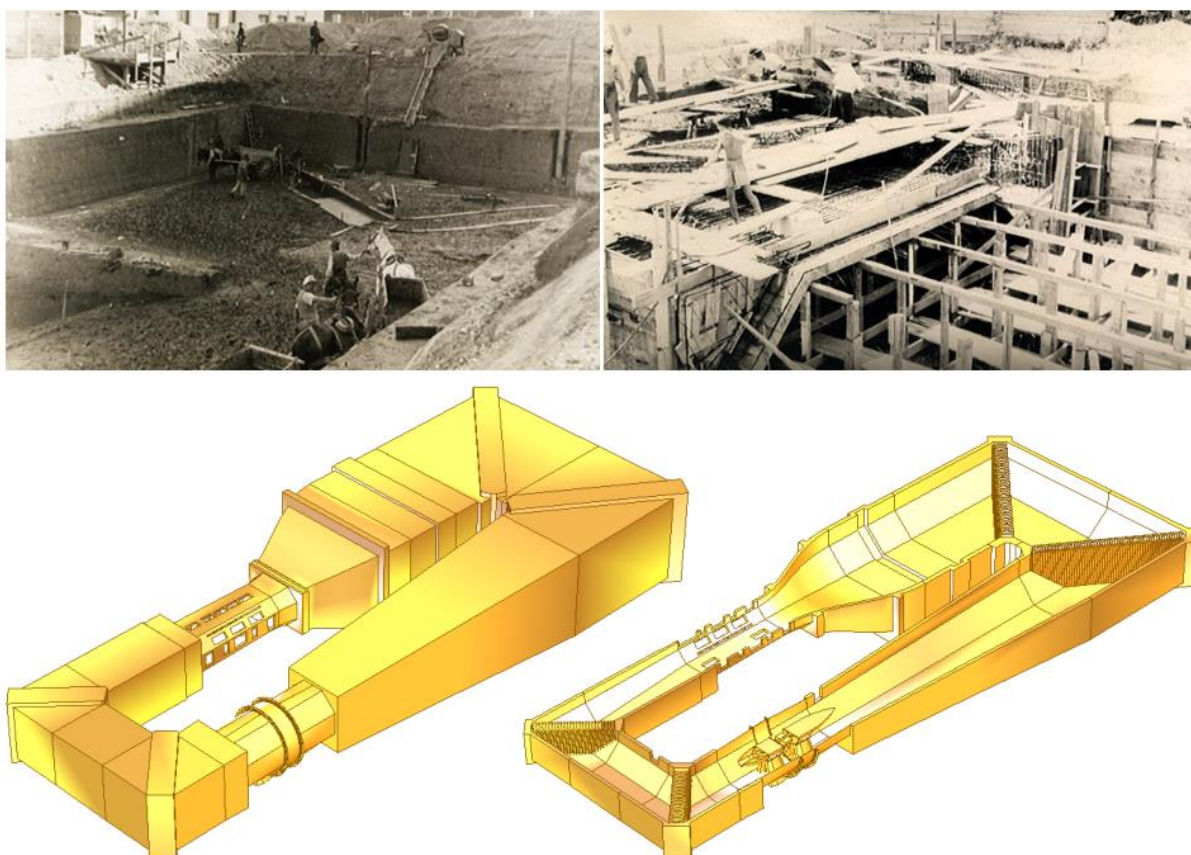
Аеротунели су специјално изграђене инсталације за испитивање аеродинамичких карактеристика тестираних објеката. Намењени су, првенствено, испитивању модела ваздухоплова или њихових делова. Опструјавање ваздухом је значајно и у аутоиндустрији, па се тако и моторна возила подржавају аеротунелским испитивањима, ради остваривања што бољих експлоатационих перформанси. Ово спада у такозване секундарне примене, јер треба имати на уму да су први аеротунели конструисани за испитивања у ваздухопловству. Frank H. Wenham (1824 - 1908) је био члан британског аеронаутичког друштва. Управо Wenham-у се приписује конструкција првог аеротунела 1871. године [62]. Секундарну примену су нашли и у грађевинарству у испитивању утицаја ветра на грађевинске конструкције, као што су солитери, мостови, торњеви и друго. Генерално, аеротунели данас имају далеко ширу примену од ваздухопловне, па чак на пример и у уметности, у испитивању скулптура великих висина, чијим би падом услед ветра могла бити изазвана трагедија.

У аеротунелима се најчешће испитују умањени модели, због комплексности и превеликих трошкова испитивања објеката у правој величини. С обзиром на рапидан развој ваздухопловне индустрије током протеклог века, како цивилне тако и војне, и аеротунели су еволуирали у конструкцији и могућностима мерења. Неспорна је чињеница да су ратови, на жалост, били главни покретачи драстичних техничко - технолошких скокова у области експерименталне аеродинамике.

Према својој конструкцији сваки аеротунел, од најстаријег до најсавременијег, има практично исту фундаменталну конструктивну концепцију. Подзвучни аеротунели најчешће користе вентилаторске погонске групе помоћу којих се обезбеђује кретање ваздуха кроз тунел (резервоари са над или подпритиском типични су за надзвучне инсталације). Ваздух се спроводи системом канала, који најчешће садржи и комору умирења, у конвергентни део који

се назива колектор. У колектору се повећава брзина струјања ваздуха, а смањује његов притисак. Колектор се наставља у радни део тунела, који према свом попречном пресеку може бити квадратни, елипсоидни, хексагонални, октагонални, и друго, у зависности од усвојене конструктивне концепције. У радном делу се врши испитивање модела, који може бити постављен на различите начине унутар њега. У радном делу је брзина ваздушне струје највећа. При изласку из радног дела ваздушна струја улази у део који се зове дифузор. У дифузору се за разлику од колектора, попречни пресек постепено повећава. Овим се омогућава успоравање ваздушне струје до излаза из аеротунела, или уласка у повратни канал којим се враћа у домен погонске групе. Приликом испитивања су присутни губици услед трења, који се испољавају у виду емисије топлотне енергије. Такође, присутан је утицај зидова тунела [54].

Подзвучни аеротунели могу бити различитих конфигурација, затвореног и отвореног типа, тј. са и без повратног канала. Аеротунели без повратног канала најчешће имају погонску групу постављену на излазу, чиме се избегава увођење вртложне струје иза вентилатора или елисе у радни део. Због знатно једноставније конструкције њихово пројектовање и градња мање коштају од аеротунела затвореног типа, који имају повратни канал. Међутим, аеротунели без повратног канала имају и битни недостатак - убрзана ваздушна струја након проласка кроз радни део избацује се у атмосферу, док се код аеротунела затвореног типа она враћа назад преко погонске групе и система канала поново у радни део. Зато је њихов рад знатно економичнији од отворених, пошто се након достизања жељене брзине, енергија мотора троши практично само на савладавање отпора трења на зидовима и моделу. Атмосферске прилике и нежељени објекти спољне средине приликом извођења експеримената у аеротунелима отвореног типа, као што су снег, киша, птице, инсекти и друго, могу довести до контаминације радног флуида, или до оштећења модела у радном делу, као и лопатица погонске групе. Такође, ова врста аеротунела генерално ствара већу буку [63].

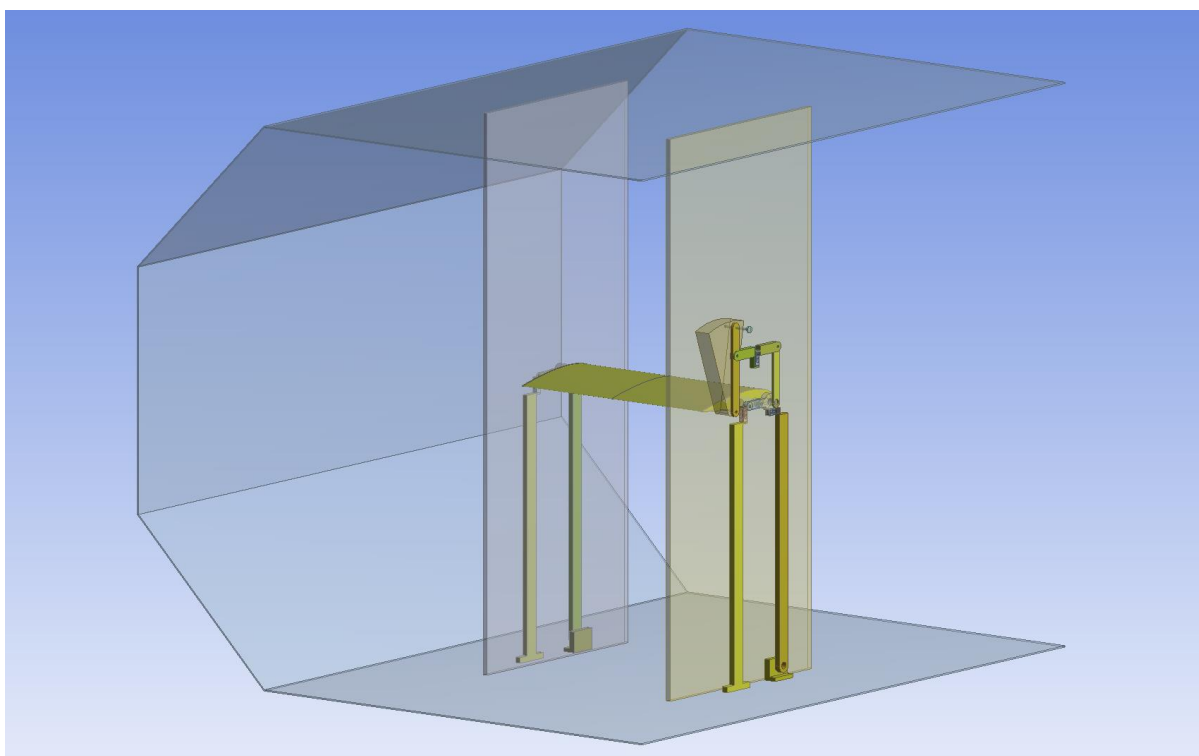


Слика 6.1 Аеротунел "Мирослав Ненадовић": фотографије из периода изградње 1952 – 1957 (горе); Solid Works модел са полупресеком аеротунела (доле) [64, 66]

За потребе испитивања у оквиру ове дисертације је коришћен подзвучни аеротунел са повратним каналом - испитивања су вршена у универзитетском аеротунелу "Мирослав Ненадовић", Аеротехничког института Машинског факултета у Београду [64, 65]. Аеротунел је смештен под земљом, а његов шематски приказ дат је на слици 6.1. Погонску групу чини електромотор од 200kW, са модификованом четворокраком елисом авиона Tanderbolt P47A. Радни део (најужи пресек на слици 6.1) је дужине 6m, висине 2,1m и ширине 2.9m, осмоугаоног попречног пресека. Аеротунел је изворно пројектован за брзине струјања ваздуха у радном делу до 116 m/s, иако су у току периода експлоатације од 1957. године до данас, ретко коришћене брзине изнад 60 m/s, због ограничења погонске групе. У радном делу аеротунела, на предњем делу плафона, налази се сонда за мерење брзине - питостатичка цев. Систем за аквизицију података чине: РСМ - PFM 2 дигитални анемометар везан за питостатичку цев, мултиманометар са шездесет канала са сензорима Bosch BMP280, QuantumX MX840A појачало, PIV Litron Laser, и рачунаром Dell Precision T7600 [64, 65].

6.1. Опис експеримента и методе испитивања и мерења

На слици 6.1.1 приказан је концептуални 3D модел, израђен у Design Modeler-у, на основу кога је развијена и направљена испитна инсталација у радном делу аеротунела. Аеропрофил је постављен између леве и десне граничне плоче, које имају за циљ да као што је на почетку речено, приликом опструјавања ваздушне струје око тродимензионалног аеропрофила спрече опструјавање око крајева модела и створе ефекат крила бесконачног размаха.



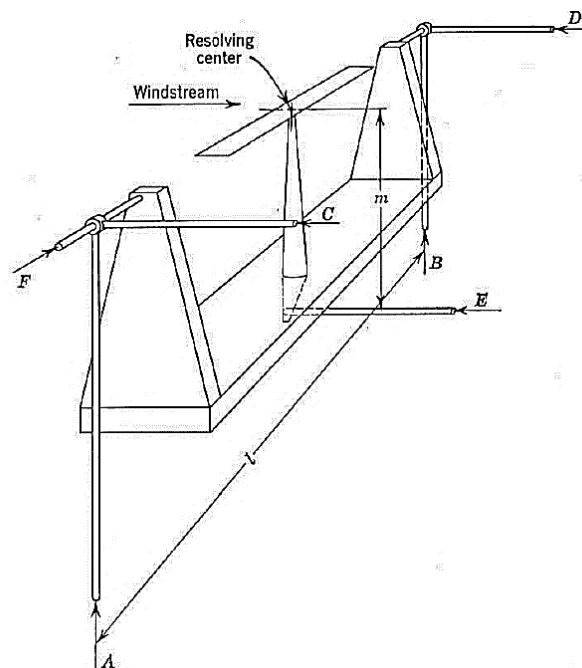
Слика 6.1.1 3D CAD концептуални модел испитне инсталације са аеропрофилом у радном делу аеротунела, урађен у Ansys Design Modeler-у

Испитна инсталација је изведена на основу "yoke balance" концепта, односно аероваге типа „јарам“ [63], у овом случају модификоване за 2D испитивања и трокомпонентна мерења. Мерење је вршено помоћу пет сензора: два за узгон номиналног мерног опсега до 10kg силе (произвођачка спецификација дата је у килограмима), два за отпор и један који је служио за мерење и отпора и момента, номиналног опсега до 1kg. Калибрациона испитивања показала

су да евентуално прекорачење опсега мањих давача и за преко 20% номиналног опсега не утиче на њихову тачност. На слици 6.1.2 је приказана лева гранична плоча (посматрано из смера уласка ваздушне струје у радни део аеротунела). На десној страни слике се може видети и заштитни лим – дефлектор (постоје на предњој ивици обе граничне плоче), који има задатак да спречи појаву „лажног“ отпора који би генерисали предњи носачи модела да су директно изложени ваздушној струји, као и да заштити сензоре и опрему од ваздушне струје у одређеној мери. На слици 6.1.3 је приказан изворни облик шестокомпонентног мерног система јарма према [63].



Слика 6.1.2 Механизам за промену нападног угла аеропрофила, сензори и дефлектор на левој граничној плочи



Слика 6.1.3 Шестокомпонентни систем јарма за мерење 3 силе и 3 момената [63]

Изворни облик једначина за одређивање сила и момената према [63] изгледа овако:

$$R_z = -(A + B) \quad (6.1)$$

$$R_x = C + D + E \quad (6.2)$$

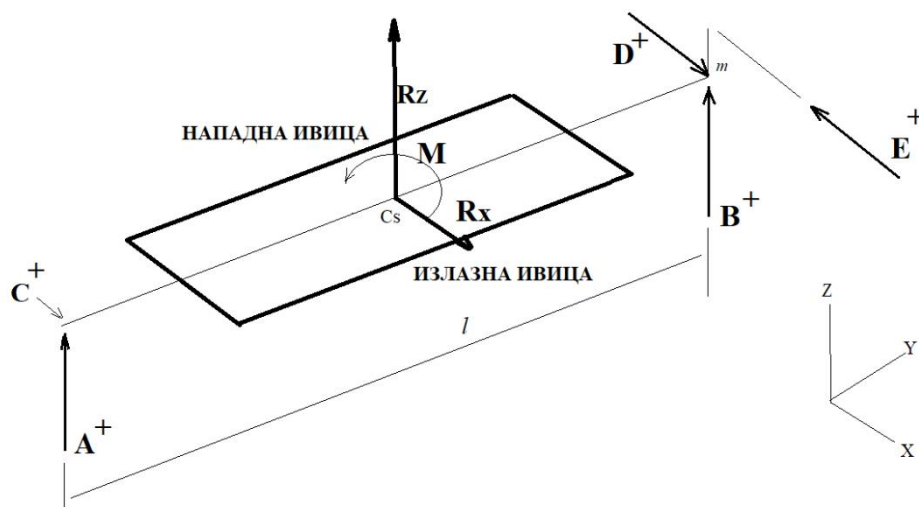
$$\text{Бочна сила} = -F \quad (6.3)$$

$$\text{Момент ваљања} = (B - A)\left(\frac{l}{2}\right) \quad (6.4)$$

$$\text{Момент пропињања} = -E \times t \quad (6.5)$$

$$\text{Момент скретања} = (D - C)\left(\frac{l}{2}\right) \quad (6.6)$$

Овај оригинални мерни систем јарма из [63] је морао бити прилагођен за потребе трокомпонентних испитивања у овој дисертацији (слика 6.1.4).



Слика 6.1.4 Шематски приказ распореда давача за мерење сила узгона, отпора и момента са усвојеном конвенцијом о предзнаку

Систем једначина је тако добио облик, на основу слике 6.1.4:

$$R_z = A + B \quad (6.7)$$

$$R_r = C + D - E \quad (6.8)$$

$$\text{Момент пропињања} = -E \times t \quad (6.9)$$

$$\text{Допунски услов, момент скретања} = (-C + D - E) \left(\frac{l}{2} \right) = 0 \quad (6.10)$$

Крак момента износи $m = 0.2m$. Ознаке А, В, С, D, Е представљају ознаке давача силе и њима измерене вредности. Последња једначина овде је уведена као допунска, пошто у оригиналном систему (слика 6.1.3) давач Е лежи у равни симетрије и не ствара момент око вертикалне осе, док у овде коришћеном мерном систему то није случај; њен резултат мора бити нула, јер момента скретања у овим 2D мерењима нема.

6.2 Припреma експеримента и калибрација давача

Аеротунелска испитивања имају три фазе. Прва фаза обухвата припреме и/или израду испитне инсталације, калибрацију давача и комплетног мерног система и израду модела који се испитују. Друга фаза подразумева серију запуштања аеротунела, аквизицију података и

прикупљање „сирових“ резултата мерења са давача сила и њихово прерачунавање у мерене силе и моменте. Трећу фазу чини обрада и анализа тих података. Подаци добијени аквизицијом се обрађују осредњавањем укупног броја података добијених вишеструким понављањем експеримента. Поновљивост је један од основних и најважнијих доказа да су за тестирани модел добијени валидни резултати мерења. У сваком поновљеном тесту резултати неминовно варирају у мањој или већој мери око одређене вредности. Велика одступања после два или више узастопних мерења указују на грешку у мерној опреми, поставци испитне инсталације или на неки други проблем. У том случају потребно је извршити измене у поставци експеримента које ће водити ка откривању и решењу проблема.



Слика 6.2.1 Калибрација мерног система комерцијалним металним теговима за узгон, као и наменски прављеним и калибрисаним теговима – флашицама са водом за отпор и момент пропињања

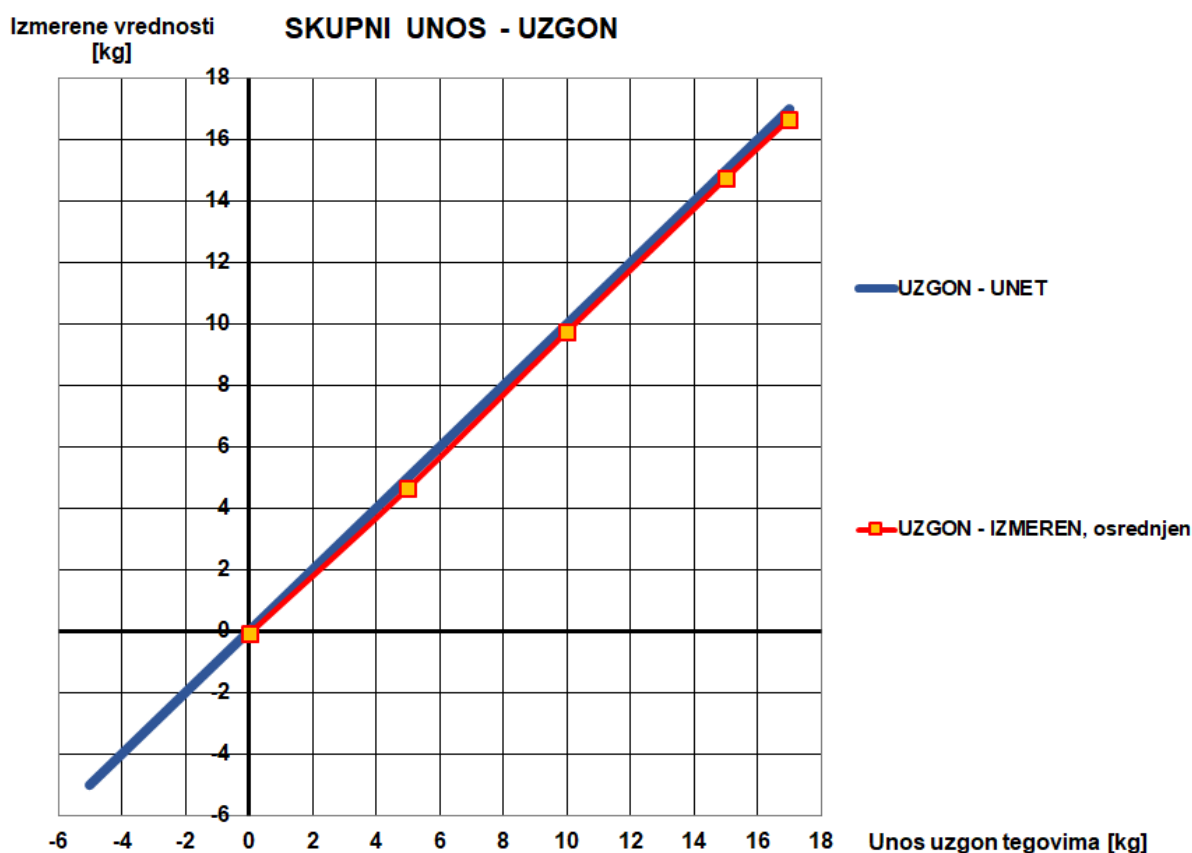
Калибрацију и валидацију мерног система, који се наменски прави и први пут користи, као што је био случај у овој дисертацији, потребно је изворно обавити без запустања аеротунела. Унос познатих оптерећења које симулирају компоненте аеродинамичке силе и момент врши се помоћу тегова и система полуга и котурача. Калибрација је у овим испитивањима најпре вршена теговима баждареним у килограмима, на сваком издвојеном давачу понаособ на пробном столу ван радног дела. Након валидације показивања издвојених давача, извршена је њихова уградња у мерни систем. Пре почетка калибрације мерног система, урађена је прорачунска процена очекиваних максималних вредности сила узгона, отпора, и момента пропињања, при чему се конкретне вредности могу видети на сликама 6.2.2 и 6.2.3.

Калибрација система је вршена прво појединачно само за узгон, затим само за отпор, па само за спрег, при чему су након сваког корака вршена многострука фина подешавања мерног система и система уноса оптерећења (сам процес калибрације трајао је око месец дана). За потребе ове калибрације аеродинамички момент пропињања генерисан је спрегом супротних сила, које се међусобно поништавају у вертикалном смеру и не утичу на мерење уноса узгона. На крају је вршен истовремени унос узгона, отпора и момента (спрега). На слици 6.2.1. дате су фотографије уношења оптерећења теговима за калибрацију. При томе су за унос малих вредности сила отпора, за које калибрисани комерцијални тегови нису били на располагању, коришћене флашице са водом, чија је тежина мерена и наменски подешавана коришћењем ваге високе прецизности.

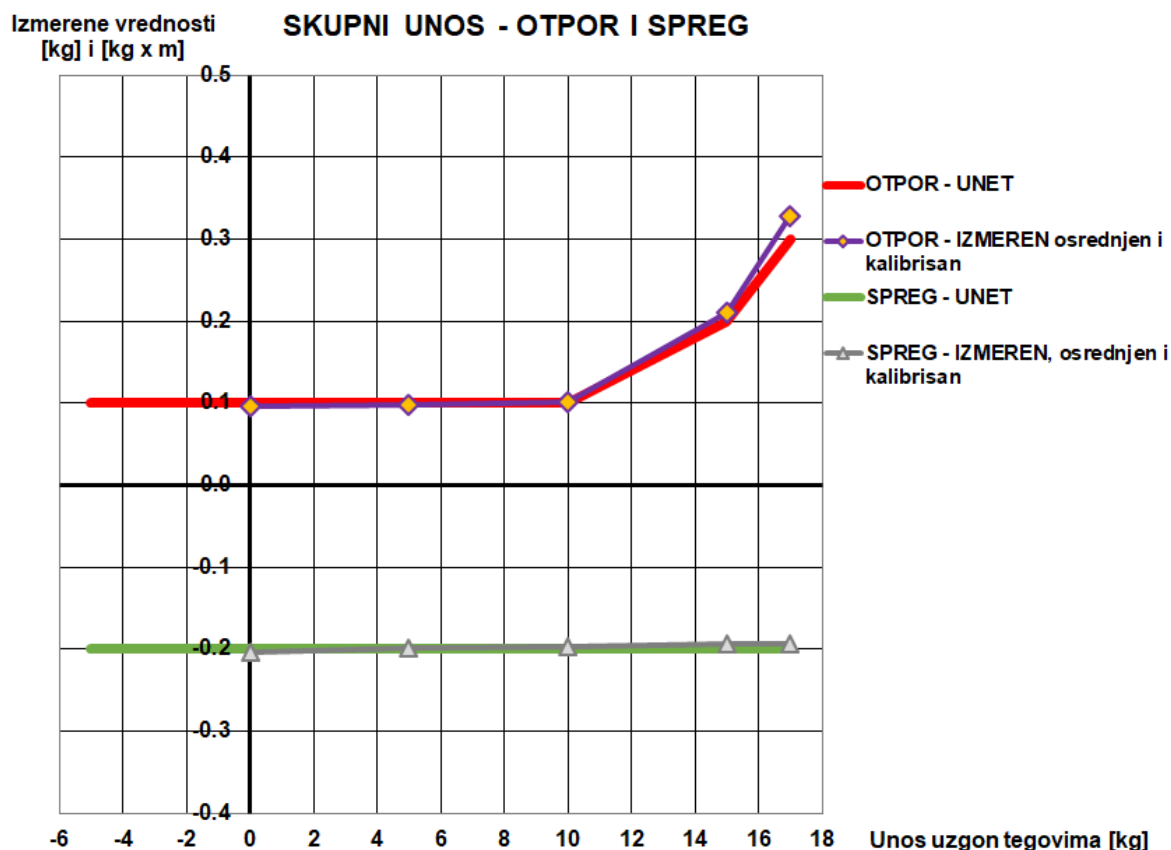
Након вишеструког понављања симултаног уноса оптерећења и осредњавања добијених резултата, изведени су калибрациони фактори за свих пет давача, и то:

- за узгонске даваче $K_A = K_B = 1.0000$ (калибрација непотребна),
- за даваче отпора $K_C = 1.2658$ и $K_D = 1.0715$,
- за пети давач који се користи за мерење отпора и момента $K_E = 1.1211$.

Слике 6.2.2 и 6.2.3 показују поређење између симулираних оптерећења узгона, отпора и момента (спрега) унетих теговима, и измерених - осредњених и калибрисаних вредности. На апсциси је приказан номинални унос узгона, а на ординатама одговарајуће унете и измерене вредности узгона, отпора и момента.



Слика 6.2.2 Поређење унетих и осредњених измерених вредности за симулирани узгон (калибрација непотребна); даваче је произвођач калибрисао у килограмима силе



Слика 6.2.3 Поређење унетих са осредњеним и калибрисаним измереним вредностима за симулирани отпор и момент; даваче је произвођач калибрисао у килограмима силе

Након увођења ових калибрационих фактора, поклапања унетих и измерених вредности постала су савршена, изузев врло малог одступања измереног отпора при максималном уносу узгона од 16kg силе. Овим је потврђено да је мерни систем устројен врло добро, јер се применом јединствених калибрационих фактора у целом дијапазону уноса оптерећења добијају тачно измерене вредности.

Ово је међутим указало и на могућност да се побољшањем неких елемената мерног система калибрациони фактори евентуално могу умањити. Претпоставка се показала као потпуно исправна - након увођења неколико модификација и замене делова побољшаним, интерференција измерених компонената сведена је практично на нулу (могу се видети неке разлике у изгледу система на слици 6.1.2 – уметак на дну је фотографисан пре, а две веће фотографије – лево и десно након извршених модификација). Овим је постигнуто да се резултати предстојећих мерења са запуштањем аеротунела морају само осредњавати, док су сада калибрациони фактори имали вредности:

- за све даваче $K_A = K_B = K_C = K_D = K_E = 1.0000$ (калибрација непотребна) чиме је прва фаза - припрема експеримента била завршена.

6.3 Друга и трећа фаза - извођење експеримента, аквизиција података и обрада резултата

На сликама 6.3.1, 2, и 3, су дате фотографије аеропрофила NACA 2415, Делфин 2415 и NA - DEL 2415 респективно, постављених између граничних плоча у радном делу аеротунела, док су на сликама 6.3.4, 5 и 6 приказани сами аеротунелски модели. Изворно је било планирано да се испитивања аеропрофила NACA 2415, Делфин 2415 и NA - DEL 2415 врше прво при брзини

од 25m/s, са намером провере интегритета модела и мерног система, а да се затим уколико то буде могуће, брзина повећа.



Слика 6.3.1 Аеропрофил NASA 2415 постављен у испитну инсталацију у аеротунелу, пре монтирања дефлектора, који се уклањају при уградњи модела



Слика 6.3.2 Аеропрофил Делфин 2415 постављен у испитну инсталацију у аеротунелу са нападном ивицом приказаном на слици лево и излазном ивицом на слици десно



Слика 6.3.3 Аеропрофил NA - DEL 2415 постављен у испитну инсталацију у аеротунелу са приказом нападне (лево) и излазне ивице аеропрофила (десно)



Слика 6.3.4 Аеропрофил NASA 2415 са везном - обртном осом на $1/4$ тетиве



Слика 6.3.5 Оригинални аеропрофил Делфин 2415 са везном - обртном осом на $1/4$ тетиве



Слика 6.3.6 Аеропрофил NA - DEL 2415 са везном - обртном осом на $1/4$ тетиве

При првом пробном запуштању аеротунела тестиран је аеропрофил NACA 2415, који је одмах постављен на нападни угао од 18° . Брзина је прогресивно повећавана на 5m/s , затим на 10m/s , онда на 15m/s , 20m/s и 25m/s . Међутим, при брзини од 18m/s и већим почеле су да се јављају вибрације како модела тако и неких делова мерног система, чија је фреквенција и амплитуда прогресивно расла са брзином. По достизању брзине од 25m/s , након пар секунди притиснуто је дугме за обустављање рада аеротунела у случају опасности, јер је постојала могућност да настану пластичне деформације и оштећења на моделу и елементима мерног система. То је, поред осталог, последица ограничених финансијских средстава која су била на располагању за припрему и извођење експеримента, због чега су уместо дуралних и челичних

елемената за мерни систем коришћени дрвени и пластични делови рађени на 3D штампачу (погледати, на пример, слику 6.1.2). Због тога је одлучено да се предстојећа испитивања свих модела обављају при номиналној брзини од 15m/s и до нападног угла од 18°, пошто би при већим брзинама и нападним угловима вибрације изазивале такве осцилаторне варијације мерења давача силе, да би било тешко или немогуће очитати их.

У циљу повећања временске ефикасности обављања експеримента, пре почетка свих тестирања направљен је наменски програм у који су се за сваки нападни угао уносили притисак, температура и брзина у радном делу, као и вредности очитавања давача. Програм је вршио потребна прерачунавања и у реалном времену приказивао како вредности аеродинамичких коефицијената узгона, отпора и момента око референтне тачке на првој четвртини тетиве тако и њихове дијаграме. Овим су формално друга и трећа фаза испитивања спојене у једну, јер су током рада аеротунела одмах добијани и крајњи резултати који су могли да се анализирају и да се по потреби неки кораци, у којима је евентуално дошло до одређених „искакања“ резултата из различитих могућих разлога, одмах понове.

Тестирања су вршена крајем марта и почетком априла 2023. године, у оквиру пет радних дана. Температуре у тунелу су варирале у распону од 17° до 20° C, а амбијентални притисак у аеротунелу се кретао у дијапазону између 994 и 1007 mbar. Мерења су вршена на начин да се у датом пролазу (запуштању тунела при једном нападном углу), по задавању нападног угла аеропрофила на коме ће бити изведен тест и достизања номиналне брзине, најпре очитају вредности притиска, температуре и тачне брзине ваздуха у радном делу. На тај начин је било могуће одредити густину ваздуха у сваком пролазу. Мерењем тачне остварене брзине при одређеном нападном углу и густине ваздуха у том пролазу, било је могуће израчунати динамички притисак ваздуха, а помоћу њега након мерења сила, добити коефицијенте узгона, отпора и момента. Након сваког пролаза погонска група је заустављана, а мерни система давача сила ресетован на нулу. Иако је брзина струјања параметар који се задаје са командног пулта, он оперативно варира у пар децимала у сваком пролазу, при чему један од разлога може бити неминовно благо варирање мрежног напона. За сваки пролаз рачуната је и динамичка вискозност како би се израчунао Рејнолдсов број, који је током ових испитивања износио око $MRe=0.4$ ($MRe=0.386512$ у просеку). Добијени експериментални резултати за аеродинамичке коефицијенте аеропрофила NASA 2415, 2415, NA - DEL 2415, приказани су у табелама 40, 41 и 42. С обзиром да су ова испитивања имала као примарни циљ међусобно поређење ова три аеропрофила, накнадне корекције за утицај зидова на овом нивоу анализе нису рађене.

Табела 40. Осредњене аеротунелске вредности аеропрофила NASA 2415

нападни угао – α [°]	C_z	C_x	C_m 1/4	(C_z/C_x)
-6	-0.36	0.01570	-0.0520	-22.93
-4	-0.18	0.00900	-0.0451	-20.00
-2	0.01	0.00560	-0.0434	1.79
0	0.20	0.00540	-0.0406	37.04
2	0.39	0.00670	-0.0379	58.21
4	0.59	0.01110	-0.0356	53.15
6	0.80	0.01830	-0.0408	43.72
8	0.95	0.02530	-0.0350	37.55
10	1.08	0.03420	-0.0228	31.58
12	1.17	0.04660	-0.0150	25.11
14	1.22	0.06790	-0.0150	17.97
16	1.20	0.09090	-0.0236	13.20
18	0.76	0.22500	-0.0870	3.38

За аеропрофил НАСА 2415 мерења су вршена при брзини ваздуха од 14.90 - 15.03 m/s, температури од 18.5 – 20.0° С и притиску од 1004 - 1007 mbar. На основу табеле 40, максимални експериментални коефицијент узгона је 1.22, минимални коефицијент отпора 0.00540, а максимална финеса 58.21.

Табела 41. Осредњене аеротунелске вредности аеропрофила Делфин 2415

нападни угао – α [°]	C_z	C_x	C_m 1/4	(C_z/C_x)
-6	-0.37	0.02701	-0.01644	-13.70
-4	-0.20	0.01440	-0.02148	-13.89
-2	-0.01	0.00724	-0.02346	-1.38
0	0.18	0.00418	-0.02778	43.06
2	0.37	0.00676	-0.03455	54.73
4	0.55	0.01567	-0.03734	35.10
6	0.69	0.02728	-0.03617	25.29
8	0.83	0.04537	-0.03636	18.29
10	0.93	0.06336	-0.03257	14.68
12	0.993	0.09512	-0.03716	10.44
14	0.991	0.14251	-0.06497	6.95
16	0.91	0.19210	-0.09059	4.74
18	0.77	0.22713	-0.09845	3.39

За Делфин 2415 мерења су вршена при брзини од 14.90 - 15.09 m/s, температури од 18.1 – 19.2° С и притиску од 1007 mbar. Вредности из табеле 41. показују да је максимални коефицијент узгона 0.993, минимални коефицијент отпора 0.00418, а максимална финеса 54.73.

Табела 42. Осредњене аеротунелске вредности аеропрофила NA - DEL 2415

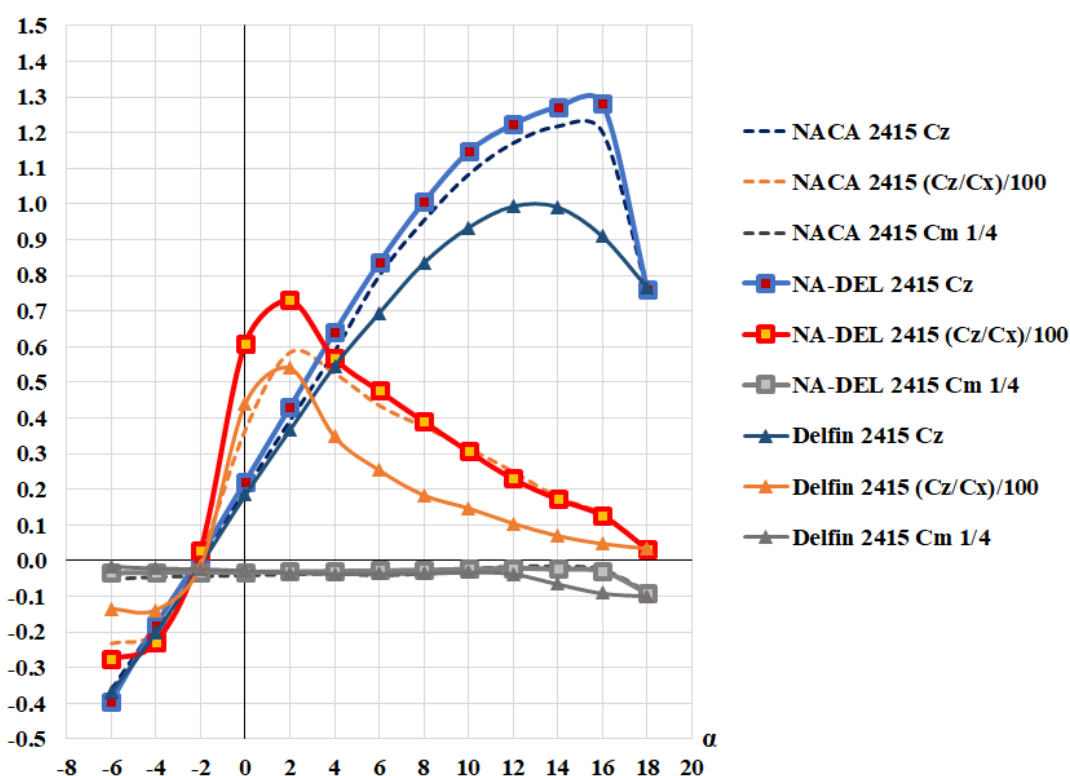
нападни угао – α [°]	C_z	C_x	C_m 1/4	(C_z/C_x)
-6	-0.40	0.01441	-0.03327	-27.76
-4	-0.18	0.00797	-0.03164	-22.58
-2	0.01	0.00473	-0.0319	2.11
0	0.22	0.00362	-0.03117	60.77
2	0.43	0.00588	-0.03043	73.13
4	0.64	0.01127	-0.02867	56.79
6	0.84	0.01754	-0.02706	47.89
8	1.01	0.02575	-0.02548	39.22
10	1.15	0.03739	-0.0228	30.76
12	1.22	0.05316	-0.02048	22.95
14	1.27	0.07366	-0.02296	17.24
16	1.28	0.10068	-0.02867	12.71
18	0.76	0.23082	-0.08934	3.29

Мерења аеропрофила NA - DEL 2415 вршена су при брзини од 14.83 - 15.06 m/s, температури од 17.0 – 18.1 °С и притиску од 994 - 997 mbar. Вредности из табеле 42. показују да је максимални коефицијент узгона 1.28, минимални коефицијент отпора 0.00362, а максимална финеса 73.13. Коначно, у табели 43. приказане су релативне разлике максималног коефицијента узгона, минималног коефицијента отпора и максималне финесе оригиналног

аеропрофила Делфин 2415 и новог хибридног аеропрофила NA - DEL 2415, у односу на референтни аеропрофил NACA 2415.

Табела 43. Релативна промена коефицијента узгона, отпора и финесе у односу на аеропрофил NACA 2415

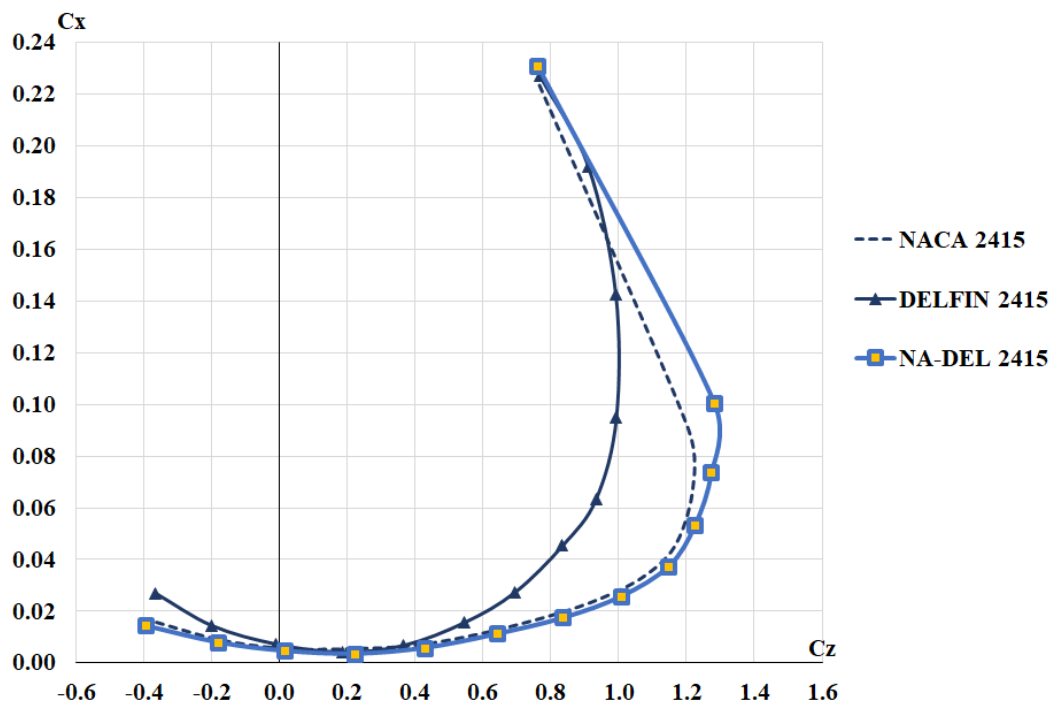
Аеропрофил	C_{zmax}	Релативна промена	C_{xmin}	Релативна промена	$(C_z/C_x)_{max}$	Релативна промена
NACA 2415	1.22		0.00540		58.21	
Делфин 2415	0.993	-18.60%	0.00418	-22.60%	54.73	-5.97%
NA - DEL 2415	1.28	+4.91%	0.00362	-32.96%	73.13	+25.63%



Слика 6.3.7 Упоредни дијаграм експерименталних зависности коефицијената узгона, финесе и момента од нападног угла

Табела 43. и дијаграми на сликама 6.3.7 и 6.3.8 указују на то да је нови хибридни аеропрофил NA - DEL 2415, на основу аротунелских испитивања приказаних у овом поглављу, по аеродинамичким карактеристикама не само превазишао оригинални Делфин 2415 већ и референтни пандан NACA 2415. Максимални коефицијент узгона је већи, минимални коефицијент отпора је мањи, док је и максимална финеса већа, али је и генерално већа у знатно ширем дијапазону нападних углова о односу на друга два аеропрофила.

Имајући на уму да су резултати прорачуна у Поглављу 5 базирани на поређењу са NACA експериментима за $MRe = 6.0$ и случај стандардне храпавости, а у овом поглављу експерименти су вршени при битно мањем $MRe = 0.4$ са природним преображајем граничног слоја, генерални закључци о предностима аеропрофила NA – DEL су потпуно исти. Самим тим, иницијална интенција да се овде приказани нови хибридни Делфин аеропрофили могу користити у категорији опште авијације, сходно верификацијама за $MRe = 0.4$ може се проширити и на категорију мањих беспилотних летелица. На слици 6.3.9 приказан је тим који је спровео испитивања приказана у овом поглављу, за командним пултом аеротунела, током једног од дана тестирања.



Слика 6.3.8 Упоредни приказ експерименталних полара



Слика 6.3.9 Један радни дан током експеримената приказаних у овом поглављу (испред камере: Зорана Данчуо, Оливера Костић, Иван Костић, Милош Јанузовић и Миодраг Стоименов (стоји), а ван видног поља објектива Александар Бенгин, Горан Воротовић и Саша Њаради).

ПОГЛАВЉЕ 7

Закључак

У овој дисертацији су приказана релевантна истраживања, прорачунске методе, детаљно објашњење поставке CFD анализа обављених у програму ANSYS (Поглавље 4). Приказани су како резултати прорачуна, тако и резултати експерименталних испитивања, који су од суштинског значаја за ову дисертацију. Претходна релевантна истраживања из другог поглавља су илустровала савременост, како бионичких принципа, тако и овде коришћеног математичког приступа. У дисертацији је као полазна основа коришћен математички модел Тапосуа за конструкцију аеропрофила Делфин [3]. Аеропрофил Делфин карактерише скелетна линија тангентна на расподелу полудебљине на нападној и излазној ивици. Полудебљина је једнака нули на нападној и излазној ивици, дакле без радијуса заобљења. Управо овакав концепт се показао као критичан у зони нападне ивице.

Изворна идеја у овој дисертацији није била да се нападна ивица оригиналног аеропрофила Делфин модификује тако да се у потпуности изгуби оригинални облик. Међутим, након нумеричких симулација, установљено је да то није могуће. Семиелптични метод модификације који је произашао као нужни концепт за модификацију нападне ивице следио је следећу филозофију, а у циљу очувања оригиналног носног дела – нападне ивице у што већој мери:

- Модификација М1 је прва од четири модификације. Заснива се на формирању малог радијуса заобљења нападне ивице и то $1/3$ радијуса стандардних четвороцифрених НАСА аеропрофила. Извршено је тангентијално спајање овако модификоване нападне ивице са оригиналним аеропрофилом Делфин на координати која се налази на 15% тетиве. Резултати прве модификације у односу на оригинални аеропрофил Делфин су показали извесна побољшања. Максимални коефицијент узгона је нешто повећан код свих испитаних аеропрофила: Делфина 2410 М1, Делфина 2412 М1, Делфина 2415 М1 и Делфина 0006 М1. Минимални коефицијент отпора се нешто повећао и то у модификацијама Делфин 2410 М1, Делфин 2415 М1 и Делфин 0006 М1. Код аеропрофила Делфин 2412 М1 је смањен. Међутим, полара аеропрофила серије 24xx је показала генералну тенденцију спуштања у односу на оригинални Делфин, што је помак. За серију 006, полара је спуштена тек у трећој модификацији. Максимална финеса је повећана за све наведене аеропрофиле из ове тачке, а сама финеса има генерално веће вредности у ширем дијапазону нападних углова. Ове се може видети на збирним дијаграмима у потпоглављима поглавља 5.
- Модификација М2, као друга у низу, је заснована на очувању доњаке из модификације М1 и формирању радијуса од $2/3$ стандардних четвороцифрених НАСА аеропрофила уз тангентијално спајање са оригиналним аеропрофилом Делфин на горњаци, на координати која се налази на 25% тетиве. У односу на модификацију М1 повећани су сви максимални коефицијенти узгона аеропрофила Делфин 2410 М2, Делфин 2412 М2, Делфин 2415 М2 и Делфин 0006 М2. Минимални коефицијенти отпора су повећани у случају аеропрофила Делфин 2410 М2, 2412 М2, а смањени за профиле 2415 М2 и 006 М2. Ипак, све поларе имају тенденцију спуштања у односу на оригинални Делфин и Делфин М1. Све максималне финесе модификације М2 су веће у односу на модификацију М1, а саме финесе имају веће вредности у ширем дијапазону нападних углова. То показују сви дати дијаграми.

- Модификација М3 је трећа у низу семиеплитичних модификација и заснована је на очувању геометрије доњаке из модификације М1 и формирању елиптичног лука на горњаци. Елиптични лук је на горњаци спојен са оригиналним аеропрофилом Делфин у тачки максималне дебљине горњаке. Резултати у односу на модификацију М2 показују повећање максималног коефицијента узгона за све модификоване аеропрофиле М3, као и повећање критичног нападног угла за све аеропрофиле М3 у односу на модификацију М2. Минимални коефицијенти отпора су сви повећани у односу на модификацију М2, али се са дијаграма уочава тенденција спуташтања поларе за све аеропрофиле М3, па и за Делфин 0006 М3. Максимална финеса је повећана за све М3 профиле, а финесе такође имају веће вредности у ширем дијапазону нападних углова.
- Модификација М4 је настала у циљу достизања и побољшања аеродинамичких карактеристика у односу на НАСА пандане. Заснована је на задржавању геометрије горњаке из модификације М3 и формирању елиптичног лука и на доњаци на предњем делу аеропрофила. Тангенцијално спајање са оригиналним аеропрофилом Делфин на доњаци је извршено у тачки максималне дебљине доњаке. Максимални коефицијенти узгона су сви повећани у односу на аеропрофиле из модификације М3, уз напомену да су Делфин 2410 М4 и Делфин 0006 М4 постигли и веће критичне нападне углове у односу на модификацију Делфин 2410 М3 и Делфин 0006 М3. Минимални коефицијенти отпора су мањи за све профиле из модификације М4 у односу на М3, а све поларе су спуштене у односу на поларе модификације М3.
- На крају семиелптичне или "природне оптимизације" је вршено поређење модификованих аеропрофила серије М4 (сада већ хибридних аеропрофила) са НАСА панданима. Модификација М4 је уједно и последња семиелиптична модификација, с обзиром на квалитативну анализу контура поља брзина. Сви аеропрофиле М4 су показали да до одвајања струјница долази на горњаци у домену задњег дела аеропрофила, дакле показују добар исход модификације у том смислу. Ово је од изузетног значаја, будући да се сама семиелиптична метода и базирала на праћењу зона отцепљења – код оригиналног аеропрофила Делфин то је био случај у близини нападне ивице, а како је модификација одмицала од М1 до М4, зона отцепљења се померала ка излазној ивици. Поређењем коефицијената максималног узгона модификација М4 и НАСА, закључено је следеће: Делфин 2410 М4 има исти максимални коефицијент узгона као и НАСА 2410, што важи и за Делфин 2415 М4 и НАСА 2415. У случају Делфин 2412 М4 и 0006 М4 су повећани максимални коефицијенти узгона. Поларе су за све аеропрофиле серије М4 спуштене у односу на НАСА, што је од изузетне важности. Сами минимални коефицијенти отпора су смањени сем за Делфин 0006 М4. Максималне финесе су све повећане у односу на НАСА. Табела 39. показује процентуалне доприносе сваког члана "фамилије" М4. Процентуални допринос у односу на НАСА износи - Делфин 2410 М4: + 4.57%, + 3.41% , Делфин 2412 М4: + 4.64%, Делфин 2415 М4: + 3.05%, и Делфин 0006 М4: + 7.15% .

NA – DEL модификација је заснована на геометријском принципу тангенцијалног спајања нападне ивице одговарајућег НАСА аеропрофила са својим оригиналним Делфин панданом у тачкама маскималне дебљине на горњаци и максималне дебљине на доњаци. У односу на своје НАСА пандане, сви NA – DEL профиле (2410, 12, 15) имају већи коефицијент узгона, минимални отпори су за све профиле мањи, а поларе спуштене. Максималне финесе су веће,

а процентуални допринос сваког члана је дат у табели 39. и износи: NA - DEL 2410: + 3.41% , NA - DEL 2412: + 8.67% , NA - DEL 2415: + 7.21%.

У поређењу са модификованим Делфин М4 аеропрофилима показују повећене максималне коефицијенте узгона и повећене критичне нападне углове за NA - DEL 2412 и 15. NA - DEL 2412 и 15, такође, имају и мање минималне коефицијенте отпора, док су све поларе спуштене у односу и на М4 и НАСА. NA - DEL 2412 и 15 имају веће максималне финесе, док сви NA - DEL аеропрофили имају веће финесе у ширем дијапазону нападних углова.

Резултати експерименталних испитивања (Поглавље 6) су такође показали предности аеропрофила NA – DEL 2415 у односу на Делфин 2415 и НАСА 2415. Прорачун (Поглавље 5) је рађен за $MRe = 6.0$ и случај стандардне храпавости, а експерименти су вршени при мањем Рејнолдсовом броју - $MRe = 0.4$ са природним преображајем граничног слоја. Експеримент је показао да је аеропрофил NA – DEL 2415 у погледу максималног узгона бољи за 4.91%, минималног отпора за 32.96% (са спуштеном поларом) и максималне финесе за 25.63%.

Сви ови резултати указују да је основни циљ ове дисертације, а то је модификовање и оптимизација фамилије Делфин аеропрофила за оперативне примене на подзвучним летелицама, у потпуности испуњен. Сем што је прорачун вршен при Рејнолдсовим бројевима који би одговарали примени нових аеропрофила у категорији опште авијације, експеримент је указао и на могућност њихове успешне примене и на беспилотним летелицама, којима одговарају знатно мањи Рејнолдсовим бројеви. Препоруке за даља истраживања у овој области би биле наставак испитивања и прорачуна са циљем дањег проширења гаме семиелиптичних и NA - DEL хибридних аеропрофила.

Литература

- [1] Abbott, I. H., Doenhoff, A.E., Stivers, L.S. Summary of Airfoil Data Report NACA Report No. 824, National Advisory Committee for Aeronautics, USA, 1945.
- [2] Abbott, I.H., Von Doenhoff, A.E. Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data. Dover Publications, Mineola, 1959.
- [3] Taposu, I., *Profilele delfin. Un nou concept în aerodinamică* (The Dolphin Profiles. A new Concept in Aerodynamics, in Romanian), S.C. Editura Technica S.A., Bucharest, Romania, 2002
- [4] Schmitt, O.H., Cathode ray oscillograph for the investigation of nerve action potentials, Journal of Scientific Instruments, 1938.
- [5] Queck, U., The dolphin principle, its technical conversion and application in aeronautics, Foreign Technology Division, FTD- ID (RS) I-1330-76, Wright- Patterson, AFB, Ohio, 1977
- [6] Landell-Mills, N., Grays Paradox is unexplained by solutions proposed in 2009 and 2014., Pre-Print DOI: 10.13140/RG.2.2.16022.88649, 2022, Independent researcher
- [7] Dančuo, Z., Kostić, I., Kostić, O., Bengin, A., Vorotović, G., Initial Development of the hybrid semielliptical Dolphin airfoil, Thermal Science, Vol 26, No. 3, pp. 2199-2210, 2022.
- [8] Menter, F., Improved Two-Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows, NASA Technical Memorandum 103975, NASA, 1992.
- [9] Vincent, J. F., Bogatyreva, O.A., Bogatyrev, N.R., Bowyer, A., Pahl, A. K., Biomimetics: its practice and theory, Journal of the Royal Society, Interface, Vol. 3, No. 9, pp. 471–482, 2006.
- [10] Iouguina, A., Dawson, J.W., Hallgrimsson, B., Smart, G., Biologically informed disciplines: a comparative analysis of bionics, biomimetics, biomimicry, and bio-inspiration among others, Int. J. of Design & Nature and Ecodynamics. Vol. 9, No. 3, pp. 197–205, 2014.
- [11] Nachtigall, W., Wieser, J. Profilmessungen am Taubenflügel, Zeitschrift der Vergleichbaren Physiologie. Vol. 52, pp. 333–346, 1966.
- [12] Wu, L., Liu, X., Dynamic Stall Characteristics of the Bionic Airfoil with Different Waviness Ratios. Applied Science, 11, p. 9943, 2021.
- [13] Floryan, D., Van Buren, T., Smits, A. J., Efficient cruising for swimming and flying animals is dictated by fluid drag, Proceedings of the National Academy of Science of the United States of America, PNAS, Vol. 115, No. 32, pp. 8116-8118, 2018.
- [14] Fish, F., Rohr, J., Strouhal numbers and optimization of swimming by odontocete cetaceans, The Journal of Experimental Biology, No. 207, Vol. 10, pp. 1633–1642, 2004.
- [15] Gibbs- Smith, Ch., Sir George Cayley's Aeronautics, 1796- 1855., London: Her Majesty's stationery office, 1962

- [16] Hagler, G., Modeling Ships and Space Craft: The Science and Art of Mastering the Oceans and Sky, ISBN 978- 1- 4614- 4595- 1,. Springer Verlag, p.166, 2013.
- [17] Adrian, R. J., Scattering particle characteristics and their effect on pulsed laser measurements of fluid flow: speckle velocimetry vs. particle velocimetry. Appl. Opt. 23, pp.1690–1691, 1984.
- [18] Willert, C.E., Gharib, M. Digital particle image velocimetry. Experiments in Fluids 10, pp. 181–193, 1991.
- [19] Fish, F., Legac, P., Williams, T., Wei, T., Measurement of hydrodynamic force generation by swimming dolphins using bubble DPIV, The Journal of Experimental Biology, 217, (2), pp.252-260 2014.
- [20] Fish, F., Rohr, J., Review of Dolphin Hydrodynamics and Swimming Performance, Technical Report 1801, Spawar System Center San Diego, 1999.
- [21] Pavlov, V. V., Dolphin skin as a natural anisotropic compliant wall, Bioinspiration & biomimetics, Vol. 1, No. 2, p.31, 2006.
- [22] Isogai, K., Propulsive Performance of Dolphins Estimation from Analysis of Standing Swimming, The 2012 World Congress on Advances in Civil, Environmental, and Materials Research (ACEM' 12), Seoul, Korea, pp. 1760-1772, August 26-30, 2012.
- [23] Alekseeva, T.E., Semenov, B.N., Hydrodynamic drag of the dolphin, Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, Vol. 12, No. 2, pp.326-329, 1971.
- [24] Huang, S., Hu, Y., Wang, Y., Research on aerodynamic performance of a novel dolphin headshaped bionic airfoil, Vol. 214, p.118179, Energy, 2021.
- [25] Raj Mohamed, M.A., Guven, U., Yadav, R., (2019), Flow separation control of NACA-2412 airfoil with bio-inspired nose, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 91 No. 7, pp. 1058-1066, 2019.
- [26] Raj Mohamed, M.A., Yadav, R., Guven, U., Flow separation control using a bio-inspired nose for NACA 4 and 6 series airfoils, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 93, No. 2, pp. 251-266, 2021.
- [27] Gamble, L. L., Detecting flow separation over a bio-inspired patterned surface using a pressure sensor array, Abstract, Honors Project, Smith College, Northampton, MA, 2014.
- [28] Pavlov, V.V., Wing design and morphology of the harbor porpoise dorsal fin. Journal of Morphology., 258: pp. 284-295., 2003.
- [29] Hansen, K.L., Effect of Leading Edge tubercles on airfoil performance, University of Adelaide, School of Mechanical Engineering, Doctoral Thesis, 2012.
- [30] Miklosovic, D. S., Murray, M. M., Howle, L.E., Fish, F. E., Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers, Physics of Fluids, Vol. 16, No. 5., pp. 39-42, 2004.

- [31] Watts, P., Fish, F. E., The influence of passive, leading edge tubercles on wing performance, Proceedings of the 12th International Symposium on Unmanned Untethered Submersible Technology, Durham, NH: Autonomous Undersea Systems Institute, 2001.
- [32] Hansen, K. L., Kelso, R. M., Dally, B. B., The effect of leading edge tubercle geometry on the performance of different airfoils, 7th World Conference on Experimental Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics, Poland, 2009.
- [33] Paula, A. A., The airfoil thickness effects on wavy leading edge phenomena at low Reynolds number regime, Polytechnic School of the University of Sao Paulo, Doctoral Dissertation, 2016.
- [34] Platzer, M. F., Jones, K.D., Young, J., Lai, J.C.S., Flapping Wing Aerodynamics: Progress and Challenges, AIAA Journal, Vol. 46, No. 9, pp.2136-2149, 2008.
- [35] Barata, J.M.M, Neves, F.M.S.P., Manquinho, P.A.R., Silva, T.A.J., Propulsion for Biological Inspired Micro-Air Vehicles (MAVs), Open Journal of Applied Sciences, Vol. 6, No.1, pp. 7-15, 2016.
- [36] Chowdhury, S., Vani, D.R., Maldonado, V., Salazar, M., Soujoudi, R., Experimental and Computational Investigation of Passive Surface Flow Control for Aerodynamic Efficiency, 47th AIAA Fluid Dynamics Conference, 2017.
- [37] Zadorozhna, D. B., Benavides, O., Sierra Grajeda, J., Figueroa Ramirez, S., de la Cruz May, L., A parametric study of the effect of leading edge spherical tubercle amplitudes on the aerodynamic performance of a 2D wind turbine airfoil at low Reynolds numbers using computational fluid dynamics, Energy Reports, Vol. 7, pp. 4184- 4196, 2021.
- [38] Gorelov, D.N. Analogy between a flapping wing and a wind turbine with a vertical axis of revolution. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, Vol. 50, pp. 297–299, 2009.
- [39] Benson, M., Yapa, S.D., Elkins, C., Eaton, J.K., Experimental-Based Redesigns for Trailing Edge Film Cooling of Gas Turbine Blades, Journal of Turbomachinery 2013, Vol. 135, No. 4, 2013.
- [40] Zhang, M., Frendi, K., Bioinspired Passive Control of Airfoil Radiated Noise, 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, p. 2835, 2016.
- [41] Rostamzadeh, N., Kelso, R. M., Dally, B. B., Hansen, K. L., The effect of undulating leading-edge modifications on NACA 0021 airfoil characteristics, Physics of Fluids, Vol. 25, No. 11, p.117101, 2013.
- [42] Jacob, M. C., Boudet, J., Casalino, D., Michard, M., A rod-airfoil experiment as benchmark for broadband noise modeling Theoretical and Computational Fluid Dynamics, Vol. 19, pp. 171-196., 2005.
- [43] Wang, Y, Yang, X., Zhang, J., Research on the Characteristics of Flow Noise Induced by Fish-like Flexible Deformation Motion, Acta Armamentarii, Vol. 38, Issue (1), pp. 123-128, 2017.
- [44] Wang, Y., Yu, J., Zhang, J., Modeling and simulation of porpoising for a multilink dolphin robot, 2011 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, pp. 2131-2136, 2011.

- [45] Yu, J., Wu, Z., Su, Z., Wang, T., Qi, S., Motion Control Strategies for a Repetitive Leaping Robotic Dolphin, in IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, Vol. 24, No. 3, pp. 913-923, 2019.
- [46] Wu, Z., Liu, J., Yu, J., Fang, H., Development of a Novel Robotic Dolphin and Its Application to Water Quality Monitoring, IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, Vol. 22, No. 5, pp. 2130-2140, 2017.
- [47] Dogangil, G., Ozcicek, E., Kuzucu, A., Modeling, Simulation, and Development of a Robotic Dolphin Prototype, Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics & Automation, pp. 952-957, 2005.
- [48] Yu, J., Tan, M., Motion Control of Biomimetic Swimming Robots Research on Intelligent Manufacturing, ISBN 9811387710, 9789811387715, Springer Singapore, 2020.
- [49] Taposu, I., Spataru, P., About the Experimental Results of a Dolphin Profile at Low Speeds, 18th Applied Aerodynamics Conference, Denver, CO, USA, pp. 762-771, 2000.
- [50] Taposu, I., Airfoil section. Patent OSIM Nr. 11022171 995, European Patent Nr. 0772731/2002 București, 1995.
- [51] Taposu, I., Iorga, G., Ganea, B., 'Dolphin' Airfoil in Marine Engineering: Propeller and Rudder, Black Sea Proceedings, Vol. 1, pp. 135- 141, Varna, 2004.
- [52] Taposu, I., Sabie, R., ADIFO, Aircraft with vertical takeoff and landing and its operating process, Patent No. WO 2017/105266 A1
- [53] Berbente, C., Danaila, S., On the aerodynamic characteristics of a class of airfoils with continuous curvature at subsonic, transonic and supersonic regimes, Scientific Bulletin U.P.B., Vol. 69, No. 1, pp. 15- 28, 2007.
- [54] Nenadović, M., Osnovi aerodinamičkih konstrukcija - Aeroprofilu prvi deo, Univerzitet u Beogradu, Naučna knjiga, Beograd, 1948.
- [55] Pope, S. B., Turbulent flows, Cambridge University Press, 2000.
- [56] Sommerfeld, A., Ein Beitrag zur hydrodynamischen Erklärung der turbulenten Flüssigkeitsbewegungen (A Contribution to Hydrodynamic Explanation of Turbulent Fluid Motions), International Congress of Mathematicians. 3: pp. 116–124. 1908.
- [57] Hosseini, M., Vinuesa, R., Schlatter, P., Hanifi, A., Henningson, D. S., Direct numerical simulation of the flow around a wing section at moderate Reynolds number, International Journal of Heat and Fluid Flow Vol. 61, Part A, pp.117-128, 2016.
- [58] Smits, A., Lectures in Fluid Mechanics: Viscous Flows and Turbulence, Princeton University, USA, 2009.
- [59] Menter, F., Kuntz, M., Langtry, R., Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model, Turbulence, heat and mass transfer Vol. 4, No. 1, pp. 625-632, 2003.
- [60] Lu, S.; Liu, J.; Hekkenberg, R. Mesh Properties for RANS Simulations of Airfoil-Shaped Profiles: A Case Study of Rudder Hydrodynamics. Journal of Marine Science Engineering, Vol. 9, No. 1062, 2021.

- [61] <https://featips.com/2021/05/07/how-to-verify-mesh-quality-in-ansys-workbench/>
приступљено 18.03.2023.
- [62] Baals, D. D., Corlis, W.R., Wind Tunnels of NASA, Scientific and Information Branch, NASA SP 440, 1981.
- [63] Pope, A., Harper, J.J., Low-speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, New York , 1966.
- [64] Интерни извештај „Аеротунел Мирослав Ненадовић“, историјат и технички подаци, Аеротехнички институт, Машински факултет Универзитета у Београду, 2022.
- [65] Галамбош, С., Утицај облика и врсте аеродинамичке опреме привредних моторних возилана отпор ваздуха, Докторска дисертација, Факултет техничких наука у Новом Саду, 2020.
- [66] Стојиљковић, Б. Б., Конструкција подзвучног аеротунела, Дипломски рад, Машински факултет Универзитета у Београду, 2002.

БИОГРАФИЈА

Зорана (Зоран) Данчуо, дипломирани инжењер машинства, је рођена 28.03.1984. године у Београду. 1984. године са родитељима одлази у Немачку, где паралелно са матерњим језиком усваја немачки језик. Након завршене основне школе, која у Немачкој траје четири године, уписује се у немачку гимназију. 1995. године се враћа у Југославију, где наставља образовање са одличним успехом. Шесту београдску гимназију, природно - математичког смера, похађа од 1998. до 2002. године. Носилац је Вукове дипломе. На студије машинства се уписује 2002/2003 године и завршава их у року (5 година, два месеца). Стиче звање дипломираног инжењера машинства, ваздухопловног смера, са укупном просечном оценом 8,11 дана 28.12.2007. године. Билингвална је. Чита, пише и говори немачки, енглески и пасивно се користи италијанским и шпанским језиком.

Школске 2010/2011. године се уписује на докторске студије на Машинском факултету у Београду под менторством проф. др Бошка Рашуа. Због породичне трагедије током студијског борава у НР Кини, по повратку прекида докторске студије. Кандидаткиња се школске 2016/2017. враћа научном раду након исписа/уписа на Докторске студије на Машинском факултету у Београду. Одлуком бр. 2477/1, од дана 11.10.2016. године, на основу члана 36 Статута Машинског факултета Универзитета у Београду, признаје јој се поновни упис у другу годину докторских студија и сви положени испити, закључно са даном 30.09.2016. године.

Од 2010. била је запослена у одељењу Машински системи, института ЈОЛА у Београду. У институту учествује на пројектовању два тренажера - робота за обуку пилота борбених авиона са суперманеврабилним карактеристикама.

2012. године добија награду на 29. Данубиа-Адриа симпозијуму експерименталне механике (29th Danubia Adria Symposium on Advances in Experimental Mechanics). Након годину дана, конкурише за престижно признање и стипендију Emerging Space Leader, из личне наклоности према космичком лету уз подршку ментора др Рашуа. Слање прве људске посаде на Марс један је од највећих изазова данашње космотехнике из које се и родила идеја за учешћем на конгресу у тематици тренинга астронаута за прву људску мисију на Марс, а у центрифуги високих перформанси. 2013. године постаје Emerging Space Leader, коју додељује Међународна Астронаутичка Федерација - International Astronautical Federation (IAF) са седиштем у Паризу, у оквиру програма ESL Grant Programme. 2013. године домаћин 64. конгреса International Astronautical Congress (IAC) је Кина и град Пекинг. Кина је трећа земља у свету која је остварила људски лет у космос. Ово је највећи скуп из области космотехнике у свету. Конгрес је одржан са око 3000 делегата из свих области Аерокосмонаутике, уз присуство медија и свих космичких агенција (NASA, ROSKOSMOS, ESA, JAXA, и др.). Представила је рад у главном програму са темом "Mars Envelope Simulation in a High-performance Human Centrifuge" и тиме представила Србију и Универзитет у Београду. Од 130 кандидата из 38 земаља, добија стипендију међу 12, након евалуације од четири месеца. Стипендија је подразумевала учешће у специјалним програмима - радионицама Уједињених Нација UN/IAF for Peaceful Use of Outer Space и Space Generation Congress (SGC). Стипендија је подразумевала додељивање ментора из америчке свемирске агенције NASA као техничку подршку и тренинг пре конгреса. За ментора је одабран Michael B. Stenger, PhD, NASA Johnson Space Center, Houston, TX, а на предлог госпође Gale Allen, PhD, NASA HQ, WASHINGTON. Такође, боравила је на Ђингхуа Универзитету (Tsinghua University) у Пекингу, и Департману за ваздухопловство Беиханг Универзитета (Beihang University) у Пекингу. У оквиру кинеског космичког програма посетила је Кинеску академију космичких технологија (CAST) и Кинеску академију лансирањих постројења (CALT). Боравила је у неколико лабораторија у земљи и иностранству и два Универзитета у Пекингу, и то у Ваздухопловном Заводу "Мома Станојловић" Батајница,

Војном аеродрому "Пуковник – пилот Миленко Павловић" Батајница, "Кинеској академији лансирних технологија" (CALT- China Academy of Launch Vehicle Technology), Пекинг, Кина, "Кинеској академији свемирских технологија" (CAST- China Academy of Space Technology), Беиханг Универзитету Аеронаутике и Аерокосмотехнике (Beihang University) Пекинг, Кина, и Ћингхуа Универзитету (Tsinghua University), Пекинг, Кина. Због породичне трагедије током боравка у НР Кини, након повратка у Београд прекида научноистраживачки рад и докторске студије.

Од 2014. до 2016. запослена је у Војнотехничком институту у Сектору за ваздухопловство, у одељењу чврстоће, у одсеку експерименталне чврстоће, на различитим функционалним задацима.

Од 2019. запослена је у Иновационом центру Машинског факултета. Докторске студије наставља са ментором др Оливером Костић.

Кандидаткиња активно користи и влада следећим програмским алатима за пројектовање применом компјутера: ANSYS, AutoCAD, CATIA, NX Siemens, Wolfram Mathematica, RoboAnalyzer, FlightGear, JSBSim. MATLAB: Simulink, Based Animation Flight Simulator Interfaces, Flight Dynamics and Control Toolbox, Octave. Активна је у лабораторијском раду.

Прилог 1.

Изјава о ауторству

Потписани-а Зорана (Зоран) Данчуо

број индекса Д34/2016

Изјављујем

да је докторска дисертација под насловом

"Развој фамилије хибридних Делфин аеропрофила"

- резултат сопственог истраживачког рада,
- да предложена дисертација у целини ни у деловима није била предложена за добијање било које дипломе према студијским програмима других високошколских установа,
- да су резултати коректно наведени и
- да нисам кршио/ла ауторска права и користио интелектуалну својину других лица.

Потпис докторанда

У Београду, 19. 05. 2023.

Зорана Данчуо

Прилог 2.

**Изјава о истоветности штампане и електронске верзије
докторског рада**

Име и презиме аутора Зорана (Зоран) Данчуо

Број индекса Д34/2016

Студијски програм Докторске студије

Наслов рада "Развој фамилије хибридних Делфин аеропрофила"

Ментор др Оливера Костић, ванредни професор

Потписани/а Зорана (Зоран) Данчуо

Изјављујем да је штампана верзија мог докторског рада истоветна електронској верзији коју сам предао/ла за објављивање на порталу **Дигиталног репозиторијума Универзитета у Београду**.

Дозвољавам да се објаве моји лични подаци везани за добијање академског звања доктора наука, као што су име и презиме, година и место рођења и датум одбране рада.

Ови лични подаци могу се објавити на мрежним страницама дигиталне библиотеке, у електронском каталогу и у публикацијама Универзитета у Београду.

Потпис докторанда

У Београду, 19.05.2023.

Зорана Данчуо

Прилог 3.

Изјава о коришћењу

Овлашћујем Универзитетску библиотеку „Светозар Марковић“ да у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду унесе моју докторску дисертацију под насловом:

“Развој фамилије хибридних Делфин аеропрофила”

која је моје ауторско дело.

Дисертацију са свим прилозима предао/ла сам у електронском формату погодном за трајно архивирање.

Моју докторску дисертацију похрањену у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду могу да користе сви који поштују одредбе садржане у одабраном типу лиценце Креативне заједнице (Creative Commons) за коју сам се одлучио/ла.

1. Ауторство
2. Ауторство - некомерцијално
- ☒ 3. Ауторство – некомерцијално – без прераде
4. Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима
5. Ауторство – без прераде
6. Ауторство – делити под истим условима

(Молимо да заокружите само једну од шест понуђених лиценци, кратак опис лиценци дат је на полеђини листа).

Потпис докторанда

У Београду, 19.05.2023.

Зорана Јанчић

1. **Ауторство** - Дозвољавање умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце, чак и у комерцијалне сврхе. Ово је најслободнија од свих лиценци.
2. **Ауторство – некомерцијално**. Дозвољавање умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела.
3. **Ауторство - некомерцијално – без прераде**. Дозвољавање умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, без промена, преобликовања или употребе дела у свом делу, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела. У односу на све остале лиценце, овом лиценцом се ограничава највећи обим права коришћења дела.
4. **Ауторство - некомерцијално – делити под истим условима**. Дозвољавање умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце и ако се прерада дистрибуира под истом или сличном лиценцом. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела и прерада.
5. **Ауторство – без прераде**. Дозвољавање умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, без промена, преобликовања или употребе дела у свом делу, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дела.
6. **Ауторство - делити под истим условима**. Дозвољавање умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце и ако се прерада дистрибуира под истом или сличном лиценцом. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дела и прерада. Слична је софтверским лиценцама, односно лиценцама отвореног кода.