

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ  
МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ

Драган М. Комаров

**АЕРОДИНАМИЧКА ОПТЕРЕЋЕЊА И  
ОПТИМИЗАЦИЈА ВЕТРОТУРБИНЕ ЗА  
СПЕЦИФИЧНЕ РЕСУРСЕ ВЕТРА НА  
ЛОКАЦИЈАМА У СРБИЈИ**

докторска дисертација

Београд, 2013.

UNIVERSITY OF BELGRADE  
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Dragan M. Komarov

**AERODYNAMIC LOADS AND  
OPTIMIZATION OF WIND TURBINE FOR  
SPECIFIC WIND RESOURCES ON  
LOCATIONS IN SERBIA**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2013.

**Ментор:** **др Слободан Ступар, редовни професор**  
Универзитет у Београду, Машински факултет

**Чланови комисије:**

**др Александар Симоновић, ванредни професор**  
Универзитет у Београду, Машински факултет

**др Слободан Гвозденовић, редовни професор**  
Универзитет у Београду, Саобраћајни факултет

Датум одбране:

# **Аеродинамичка оптерећења и оптимизација ветротурбине за специфичне ресурсе ветра на локацијама у Србији**

## **Резиме**

У оквиру истраживања обрађена је и дефинисана методологија одређивања аеродинамичких оптерећења лопатица ветротурбина и оптимизације према условима ветра на одређеним карактеристичним локацијама у Србији. Прорачун аеродинамичких оптерећења изведен је применом теорије елемента лопатице са савременим корекцијама које се односе на поправке за коначан број лопатица, радијално струјање, радне режиме при скретању ротора и тешко оптерећени ротор. Такође је формулисана метода одређивања аеродинамичких оптерећења ветротурбине применом Рејнолдсових једначина са изворним члановима којима је моделиран утицај аеродинамичких сила ротора на струјање. Изворни чланови се рачунају применом теорије елемента лопатице. Поређењем резултата са доступним експерименталним испитивањима ветротурбина закључено је да се дефинисана методологија може применити за потребе оптимизације.

Метода коначних запремина примењена је за прорачун струјања нестишљивог вискозног флуида у циљу одређивања аеродинамичких карактеристика аеропрофила и дефинисања улазних података како за аеродинамички прорачун ветротурбине тако и за процес оптимизације облика аеропрофила. Валидност примењене методе тестирана је на аеропрофилима за које су објављени резултати експерименталних испитивања високог квалитета. За потребе обраде резултата примењене су савремене методе обраде и визуелизације великог броја података. У оквиру методологије оптимизације која се у случају аеропрофила заснива на методи оптимизације ројем честица, а у случају ветротурбине на генетском алгоритму примењена је метода генерализације на основу које су изведени општи закључци о могућностима примене развијене методологије за одређивање аеродинамичких оптерећења за потребе оптимизације лопатица ветротурбина. Параметризација аеропрофила извршена је CST методом која за релативно мали број параметара даје добре резултате, чиме је омогућено

брже постизање оптималног решења. Коначно, извршена је аеродинамичка оптимизација лопатица две ветротурбине за три изабране локације у Србији према критеријуму максималне годишње производње енергије. Прва лопатица је намењена за ветротурбину номиналне снаге 2.6 MW која је регулисана променљивом брзином обртања и кораком ротора, док је друга лопатица за ветротурбину снаге 10 kW регулисана променом брзине обртања и сломом узгона.

Кључне речи (до 10): обновљиви извори енергије, ветротурбине, аеродинамика, прорачунска механика флуида, аеропрофили, оптимизација

Научна област:  
Машинство

Ужа научна област:  
Ваздухопловство

УДК број: 621.548-253.5:533.6(043.3)  
62-854:533.6(043.3)  
621.311.24:620.91(043.3)

# **Aerodynamic loads and optimization of wind turbine for specific wind resources on locations in Serbia**

## **Abstract**

Methodology of determination of wind turbine aerodynamic loads was defined as well as optimization of wind turbine blades for wind conditions on certain locations in Serbia. Calculation of wind turbine aerodynamic loads was performed using the results of blade element momentum theory with contemporary corrections in order to account for finite number of blades, radial flow, yaw and highly loaded rotor. In addition, the method for determination of wind turbine blade aerodynamic loads using Reynolds equations with source terms that account for rotor aerodynamic forces influence on flow was developed. Source terms are calculated using blade element theory. Comparison of the results for both methods with available experiment researches of wind turbine aerodynamics has showed that the results are applicable for wind turbine blade optimization.

Finite volume method was used for flow analysis of incompressible viscous fluid in order to determine aerodynamic characteristics of airfoils and input data definition both for calculation of blade aerodynamic loads as well as optimization of airfoil shape. Validity of applied methods was tested on airfoils for which there are results of high quality experiments. In order to process obtained data methods of data processing and visualization were used. In the optimization framework which is based on particle swarm optimization for airfoil optimization and genetic algorithm for wind turbine blade optimization method of generalization was applied in order to derive general conclusions on abilities to use developed methodology for wind turbine aerodynamic loads calculation in order to conduct optimization. Parameterization of airfoil was done using Class Shape Transformation which is able to provide good parameterization for relatively small number of parameters. The speed of optimization method was increased by using this method. Finally, aerodynamic optimization was conducted for two wind turbines and three selected locations in Serbia based on maximum annual energy production criteria. The first blade was intended for 2.6 MW wind turbine controlled by variable rotor speed and pitch, and the second one is intended for 10 kW wind turbine regulated by variable rotor speed and stall.

Keywords: renewable energy resources, wind turbine, aerodynamics, computational fluid dynamics, airfoil, optimization

Scientific area: Mechanical engineering

Scientific subject:

Aeronautics

UDC: 621.548-253.5:533.6(043.3)

62-854:533.6(043.3)

621.311.24:620.91(043.3)

## Садржај

<b>1. Увод</b> .....	1
1.1 Енергија ветра и ветротурбине.....	1
1.2 Развој савремених ветротурбина .....	2
<b>2. Преглед литературе</b> .....	5
<b>3. Ресурс ветра у Србији</b> .....	12
3.1 Квантификовање енергетског потенцијала ветра.....	12
3.2 Годишња производња енергије ветротурбине.....	14
3.3 Избор локација за постављање ветротурбина у Србији..	15
<b>4. Аеродинамичка оптерећења ветротурбине</b> .....	27
4.1 Прорачун аеродинамичких оптерећења ветротурбине...	27
4.1.1 Теорија елемента лопатице ветротурбине.....	28
4.1.2 Нумеричко одређивање аеродинамичких оптерећења тротурбине.....	42
4.2 Валидација модела.....	44
<b>5. Нумеричко одређивање аеродинамичких карактеристика аеропрофила</b> .....	62
5.1. Физички модел и дискретизација флуидног домена.....	63
5.2. Рејнолдсове једначине и турбулентни модели.....	65
5.3 Модификације $\gamma - Re_\theta$ турбулентног модела.....	78
5.4 Валидација турбулентних модела.....	82
<b>6. Оптимизација лопатице ветротурбине</b> .....	96
6.1 Избор методе оптимизације.....	97
6.2 Аеродинамичка оптимизација аеропрофила.....	98
6.2.1 Параметризација геометрије аеропрофила.....	100
6.2.2 Дефинисање параметара струјања, радних тачака за прорачун, циљне функције и ограничења.....	107
6.2.3 Оптимизација ројем честица.....	109



6.3	Примена генетског алгоритма на аеродинамичку оптимизацију лопатице ветротурбине покретања.....	113
6.3.1	Генетски алгоритам – општи појмови.....	113
6.3.2	Улазни подаци за оптимизацију лопатице ветротурбине.....	114
<b>7.</b>	<b>Приказ резултата оптимизације лопатица ветротурбина за локације у Србији.....</b>	<b>118</b>
7.1	Аеродинамичка оптимизација аеропрофи за ветротурбине велике снаге.....	118
7.2	Оптимизација лопатице ветротурбине снаге 2.6 MW.....	126
7.3	Оптимизација лопатице ветротурбине снаге 10 kW.....	138
<b>8.</b>	<b>Закључак.....</b>	<b>143</b>
	<b>Литература.....</b>	<b>146</b>

## Списак коришћених ознака

$A_w$	фактор размере Вејбулове расподеле вероватноће
$a$	аксијални индукционо фактор
$a'$	тангенцијални индукциони фактор
$C_{Fpot}$	коэффициент потиска
$c_x$	коэффициент аеродинамичког отпора
$c_y$	коэффициент аеродинамичког узгона
$d$	дебљина аеропрофила
$F$	фактор корекције за коначан број лопатица
$f(x)$	функција циља оптимизације
$F_{aks}$	аксијална сила која делује на елемент лопатице
$F_{pot}$	сила потиска која делује на ветроутрбину
$F_{tr}$	тангенцијална сила у односу на раван ротора која делује на елемент лопатице
$F_x$	аеродинамичка сила отпора
$F_y$	аеродинамичка сила узгона
$k_w$	фактор облика Вејбулове расподеле вероватноће
$M_o$	обртни момент на вратилу ветротурбине
$N$	број лопатица ротора ветротурбине
$p$	притисак
$r$	полупречник посматраног елемента лопатице
$R$	полупречник ротора ветротурбине
$Re_{\theta c}$	критични Рејнолдсов број преображаја
$Re_{\theta t}$	Рејнолдсов број преображаја ламинарног у турбулентно струјање у граничном слоју
$R_{gl}$	полупречник главе ротора ветротурбине
$t$	тетива аеропрофила
$V_1$	аксијална брзина ваздуха испред ветротурбине
$V_2$	аксијална брзина ваздуха у равни ветротурбине
$V_3$	аксијална брзина ваздуха иза ветротурбине
$V_i, V_j$	компоненте брзине флуида у Декартовом координатном систему
$v_i'$	флукуација брзине

$v_{PSO}(t)$	брзина честице у роју у тренутку $t$ , оптимизација ројем честица
$V_{rel}$	релативна брзина опструјавања елемента лопатице
$x_{PSO}(t)$	позиција честице у оквиру роја у тренутку $t$ , оптимизација ројем честица
$y(x)$	ордината доњаке/горњаке аеропрофила
$y_{PSO}(t)$	најбоља позиција честице у оквиру роја у тренутку $t$ , оптимизација ројем честица
$\alpha$	нападни угао
$\gamma$	функција прелаза ламинарног у турбулентно струјање
$\varepsilon$	дисипативност
$\theta$	геометријски уградни угао
$\lambda$	коэффициент рада ветротурбине
$\nu_t$	турбулентна вискозност
$\rho$	густина ваздуха
$\sigma$	коэффициент испуне ротора
$\varphi$	угао аеродинамичког нагиба
$\omega$	специфична дисипација
$\Omega$	угаона брзина ротора

# ПОГЛАВЉЕ 1

## УВОД

---

### 1.1 Енергија ветра и ветротурбине

Тренд раста енергетских потреба у последњем веку, праћен порастом цене енергије, као и други мотиви довели су до развоја нових технологија у области енергетике и, између осталог, примене различитих обновљивих извора енергије. Након енергетске кризе седамдесетих година 20. века обновљена су истраживања везана за ветротурбине која су започета у периоду између два светска рата. Министарство за енергетику САД финансирало је више истраживања мегаватних ветротурбина крајем седамдесетих и почетком осамдесетих година (серија MOD ветротурбина), а уговори су поверени великим истраживачким центрима и водећим компанијама у области ваздухопловства и енергетике као што су NASA, Вестингхаус, Ценерал илектрик и Боинг. Распон номиналних снага и димензија ових ветротурбина кретао се од 100 kW и 38 m (ветротурбина MOD 0 испитивана у периоду између 1975. – 1982. године) до 2.5 MW и 91 m (ветротурбина MOD 2 испитивана између 1982. – 1988. године) [1]. Развој модерних ветротурбина у Данској, одакле је потекао велики број данас интернационалних ветроенергетских компанија, започео је почетком седамдесетих година по угледу на данску 200 kW ветротурбину Gedser коју је 1956. године пројектовао Јохан Јул [2]. Иста ветротурбина је седамдесетих година обновљена на захтев NASA-е. Еспериментални подаци добијени мерењем на овој ветротурбини представљали су основ за развој мегаватних ветротурбина за испитивање серије MOD. Услед великог броја развијених малих ветротурбина почетком седамдесетих година данска влада донела је одлуку о формирању сертификационог тела за

ветротурбине. За спровођење сертификације изабрана је Рисо лабораторија која је првобитно основана за истраживања нуклеарне енергије. Данас је Рисо лабораторија за обновљиве енергије једна од водећих научно – истраживачких институција у области ветроенергетике. Слично, одређен број данских компанија које су се бавиле производњом пољопривредних машина препознале су могућности за освајање нових технологија и данас су постале водеће компаније по броју произведених мегаватних ветротурбина. Међу њима су Вестас, Бонус, Нордекс и Микон. Почетак значајне комерцијализације ветротурбина почео је осамдесетих година подстакнут програмом подршке у Калифорнији. Данске компаније су с обзиром на искуство стечено у претходној деценији биле у позицији да подмире повећану тражњу у Калифорнији за ветротурбинама снага до 50 kW, што је представљало замајац за убрзани развој ветроенергетике и стицање потребног искуства за производњу машина великих снага.

### **1.1 Развој савремених ветротурбина**

Ветротурбине се развијају у неколико праваца. Поред ветротурбина великих снага намењених производњи електричне енергије за јавну електричну мрежу, ради се на развоју машина мањих снага (до 50 kW) намењених за употребу у аутономним системима за производњу електричне енергије, погон хидрауличних пумпи, грејање итд. У посебну групу могу се сврстати ветротурбине намењене за тзв. хибридне системе који представљају комбинацију примене више извора енергије, као што је на пример соларна енергија и енергија ветра. Иако су се у раним фазама развоја ветроенергетике развијале ветротурбине са хоризонталном и вертикалном осом обртања вратила, савремене ветротурбине су махом са хоризонталном осом главног вратила и ротором који је постављен у равни која је нормална на правац ветра у различитим конфигурацијама [3].

Трендови развоја су највећим делом везани за ветротурбине великих снага, а они се делом примењују и на мање машине. Имајући у виду да је пројектовани радни век ветротурбина најчешће двадесет година, један од главних праваца развоја ветротурбина везан је за смањење и контролисање оптерећења у циљу редуковања оштећења лопатица и других склопова услед замора. Регулисање рада ветротурбине је такође једна од области која је предмет сталног унапређења. Затим, веома битна је област истраживања савремених композитних материјала и пројектовања и конструкције композитних делова имајући у виду потребу за

повећањем габарита ротора. У протеклој деценији најзаступљеније су биле ветротурбине снага око 1 MW са роторима пречника реда величине 50 до 60 m. Постојећи тренд повећања димензија ротора видљив је у понуди водећих компанија које данас у највећем броју стандардно нуде машине номиналне снаге 3 MW, пречника ротора од 80 до 100 m. На горњим границама техничко – технолошке изводивости у комерцијалне сврхе налазе се ветротурбине снага 5 до 7 MW пречника ротора преко 125 m. Реализована истраживања показују да ће се тренд раста димензија наставити, а неки од проблема су разматрани у оквиру пројекта UPWIND [4].

Даља технолошка унапређења ветротурбина зависе од квалитета метода и начина одређивања аеродинамичких оптерећења. Поред потребе за постизањем максималног искоришћења расположивог ресурса ветра и аеродинамичко – динамичко – структуралне оптимизације [5], од процене аеродинамичких оптерећења зависи начин управљања ветротурбином, примена пасивних и активних метода за регулисање оптерећења, прорачун свих осталих подсистема, склопова и компоненти као што су машински склопови и елементи система преноса снаге, електрогенератор са пратећом електроником, стуб и темељ ветротурбине. Постизање конструкција минималне масе у веома уско постављеним маргинама за оптимално решење, која су у стању да издрже стандардима дефинисана оптерећења директно зависе од поузданости алата за одређивање аеродинамичких оптерећења ротора, као и аеродинамичке оптимизације лопатице имајући у виду структурално – динамичке захтеве. Стога, очигледна је потреба за даљим усавршавањем постојећих метода аеродинамичког прорачуна ветротурбина.

У раду је формулисана методологија одређивања аеродинамичких оптерећења и оптимизације лопатица ветротурбине. Аеродинамички модел је примењен за оптимизацију лопатица ветротурбина за специфичне ресурсе ветра на локацијама у Србији. Рад на дисертацији представљен је у девет поглавља. Након уводних разматрања у другом поглављу изршен је преглед актуелне литературе која се односи на аеродинамику ротирајућих лопатица и њихову оптимизацију. У трећем поглављу дат је преглед испитивања ресурса ветра на територији Србије са основним релацијама за прорачун годишње производње енергије ветротурбине. Подаци су касније искоришћени за аеродинамичку оптимизацију ветротурбине. У четвртом поглављу изложене су поставке теорије која се најчешће користи за прорачун аеродинамичких оптерећења – теорије

одржања количине кретања и елемента лопатице. У истом поглављу је извршена анализа корекција које узимају у обзир појаве при реалном случају опструјавања које су у теорији идеализоване. Затим је приказан прорачун струјања кроз ротор применом Рејнолдсових једначина са изворним члановима којима се моделира утицај лопатица на флуид. У оквиру петог поглавља извршена је анализа метода заснованих на нумеричком решавању Рејнолдсових једначина и турбулентних модела за прорачун аеродинамичких карактеристика аеропрофила. У шестом поглављу постављени су оквири за оптимизацију аеропрофила, тј. елемента лопатице и лопатице ротора. У седмом поглављу дат је приказ резултата оптимизације за локације у Србији, при чему су коришћене раније описани поступци одређивања аеродинамичког оптерећења и оптимизације. У осмом поглављу приказани су закључци истраживања, након чега је дат списак коришћене литературе.

## ПОГЛАВЉЕ 2

### ПРЕГЛЕД ЛИТЕРАТУРЕ

---

Прва значајна открића коа је се могу довести у везу са одређивањем оптерећења ротирајућих лопатица остварени су у другој половини 19. века. Ранкин је 1865. године увео потребне претпоставке и поставио једнодимензијски модел заснован на теорији промене количине кретања у аксијалном правцу кроз пропустљиви диск за прорачун потиска бродских пропелера [6]. С друге стране, В. Фруд је у раду објављеном 1878. посматрао пропелер као низ аеропрофилисаних елемената који су опструјавани различитим релативним брзинама [6]. Р. Е. Фруд је две деценије касније проширио Ранкинов модел увођењем обимске компоненте брзине струје флуида иза пропустљивог диска и поставио општу теорију промене количине кретања флуида за пропелер [7]. Допринос даљем развоју теорије ротора дали су Ланкестер, Прандтл, Жуковски, Бец и Ветчинкин [8]. У периоду између 1912. и 1918. године анализом резултата постигнутих применом вртложне теорије на ротор, Жуковски је потврдио Фрудову теорију пропустљивог диска. Сличним разматрањем до истих резултата дошао је и Бец 1919. године. Жуковски је лопатицу заменио низом везаних вртлога константне циркулације који се одвајају при врху и корену лопатице. Бец је пошао од претпоставке да се потисак дуж лопатице може распоредити произвољно. Применивши Прандтлов вртложни модел са елиптичном расподелом оптерећења дуж крила добио је вртложни траг иза ротирајуће лопатице који се креће константном брзином у аксијалном правцу. На овај начин остварена је веза геометрије лопатице са резултатима теорије пропустљивог диска ротора, што је омогућило прорачун оптерећења и максималне ефикасности ротора, као и максималног могућег искоришћења снаге ветра – Бецов лимит.



Глауерт је дошао до оптималног облика ротора са бесконачним бројем лопатица при чему је занемарена радијална брзина [9]. Такође је развио метод за прорачун оптерећења ротора базиран на примени теорије елемента лопатице и промене количине кретања који се и данас најчешће користи у пракси. Модификације модела и корекције које се примењују у великом броју развијених софтвера описали су де Врис, Вилсон, Лисаман и Вокер [10, 11]. Увођењем емпиријских корекција узимају се у обзир ефекти који су при извођењу модела занемарени. Оне се уводе на основу анализа експерименталних података или применом сложенијих физичких модела. Ксу и Санкар извели су корекције на основу нумеричке симулације експериментално испитиване ветротурбине [12]. Мадсен и сарадници извели су корекције на основу CFD анализе пропустљивог диска и анализе утицаја притиска иза ротора на индуковане брзине [13]. Више о самом методу, као и корекцијама којима се узимају у обзир занемарени утицаји при извођењу модела биће речи у четвртом поглављу „Аеродинамичка оптерећења ветротурбине“.

Голдштајн је развио теорију лако оптерећеног ротора – пропелера према поменутој Бецовој теорији [14]. Теодорсен је извео генерализацију за тешко оптерећен ротор, при чему је извршио стационарну анализу [15]. Поменути радови су представљали основ за даљи развој теорије оптималног ротора које су извели Тибери и Вренч, Рибнер, Шоутен, Валд, Окулов и Соренсен [16-21].

Нумеричке методе одређивања аеродинамичких оптерећења ветротурбине, односно симулације струјања око ротора дају велике могућности за анализу ветротурбина. Међутим, имајући у виду да је у пракси пројектовања лопатица ветротурбина потребно извршити веома велики број прорачуна, ове методе се најчешће примењују у сврхе анализе одређених комплексних случајеве струјања, извођење корекција инжењерских метода базираних на теорији елемента лопатице или друге специфичне намене. Модели који се примењују по степену сложености могу се значајно разликовати. Примена вртложне теорије и Био-Саваровог закона у циљу одређивања индукованих брзина на ротору моделирањем лопатица низом везаних вртлога могу дати добре резултате. Вртложне методе за потребе анализе ротора хеликоптера у овој области развијене су пре неколико деценија [22, 23] и даље су предмет истраживања [24, 25]. Предности ове методе су да су по природи нестационарне, те да могу да се користе за моделирање нестационарних појава као што је режим рада ветротурбине у скретању када је угао између осе ротора и слободне струје флуида различит од нуле. Ипак, нестабилност вртложног трага

која је последица дискретизације простора може утицати на квалитет резултата, као и време потребно за извођење прорачуна ограничава примену ових метода. Поменуте методе могу бити поједностављене тако што се унапред дефинише геометрија вртложног трага која може бити непроменљива или променљива променом одређеног броја параметара чиме се постижу значајне уштеде у времену потребном за прорачун [23]. Међутим, поставља се проблем валидности унапред дефинисане геометрије вртложног трага и утицаја на резултате. Поређење метода базираних на теорији промене количине кретања и вртложној теорији дао је де Вриес у раније поменутој публикацији [10]. Гауна и Јохансен су користили вртложну теорију за одређивање максималне аеродинамичке ефикасности и оптерећења лопатице са винглетом [26]. Грасо, ван Гарел и Шеперс су користили вртложну методу за прорачун напредних облика лопатица са винглетом и кривином. Извршили су валидацију развијеног модела поређењем са експерименталним подацима [27]. Сант, ван Куик и Бусел су користили методу базирану на слободном прорачуну вртложног трага за одређивање нападних углова на основу експериментално одређених оптерећења, чиме је избегнуто коришћење аеродинамичких коефицијената узгона као улазних података [28]. Приказ резултата прорачуна оптерећења ветротурбине применом савремених модела базираних на вртложној теорији дали су Гауна, Реторе, Соренсен и Досинг [29]. Демонстриране су могућности прорачуна применом предефинисаног и слободног вртложног трага и могућности за дефинисање параметара за одређивање облика вртложног трага применом теорије промене количине кретања. Карин и Лонг су имплементирали модел заснован на вртложној теорији у софтвер за прорачун аероеластичности лопатице ветротурбине [30]. Аутори су вршили поређење резултата и времена прорачуна за моделе са и без претходно дефинисаног вртложног трага, као и теорије елемента лопатице и генералисаног динамичког вртложног трага. Добијени резултати интегралне снаге, односно обртног момента су у сагласности за све примењене моделе, док је време прорачуна вртложном методом са слободним вртложним трагом 391 пут дуже у односу на прорачун применом теорије елемента лопатице и 36 пута дуже у односу на вртложну методу са предефинисаним вртложним трагом. Гупта и Лајсхман су изнели предности прорачуна применом вртложне теорије у односу на теорију елемента лопатице и могућности примене првог модела за све радне режиме ветротурбине и углове скретања [31]. Шато је развио софтвер заснован на

Голдштајновом вртложном моделу и навео потребу да се у случају струјања са одвајањем користе напреднији модели у спрези са вртложном теоријом [32].

Развој рачунара у последњој деценији омогућио је масовнију реализацију тродимензионалних симулација струјања око ветротурбина применом Рејнолдсових једначина и турбулентних модела [33]. Такође су започета истраживања на примени моделирања великих и одвојених вртлога за потребе ротора [34, 35]. Поменуте симулације се користе у истраживачке сврхе и/или код специфичних проблема који захтевају извођење сложених симулација. При томе, треба имати на уму да верификација и валидација модела овог нивоа детаља није једноставан задатак. Велики утицај на резултате имају топологија и квалитет нумеричке мреже, избор модела за прорачун ротирајуће струје флуида и турбулентног модела. Почетком 21. века у оквиру пројекта VISCEL JOR3-CT98-0208 Joule III извршено је обимно поређење резултата добијених коришћењем пет различитих модела и софтвера развијеним за нумеричко решавање Рејнолдсових једначина у тродимензионалном простору [36]. Сви прорачуни изведени су на истој прорачунској мрежи експериментално испитиваног ротора са укупно 1.1 милион елемената и  $y^+ \leq 2$ . За струјање у режимима без одвајања постигнуто је релативно добро слагање резултата, док су у области већег одвајања резултати симулација дали знатно веће процене снаге и аксијалних оптерећења. Закључено је да је могуће неслагање настало као последица претпоставке турбулентног струјања у граничном слоју и да се увођењем турбулентног модела који је у стању да моделира преображај граничног слоја очекује побољшање. Претходне тврдње потврдили су Соренсен, Микелсен и Шрек спровођењем RANS симулације NREL Phase VI ротора применом  $k-\omega$  SST турбулентног модела [37]. Избор граничних услова за симулације је широк. Распрострањен је приступ моделирања дела ротора и примене периодичних граничних услова што представља најмање веран физички модел, али остварене су значајне уштеде у потребним хардверским ресурсима уз скраћено време потребно за прорачун. Ван Рој и Аренс су извршили поређење резултата добијених решавањем Рејнолдсових једначина,  $k-\omega$  SST турбулентног модела и моделирањем одвојених вртлога са експерименталним подацима за NREL Phase VI ветротурбину [38]. Изведене су стационарне и нестационарне симулације за поменути турбулентни модел. За брзине слободног струјања ваздуха између 10 и 15 m/s добијене су већа неслагања, нарочито у кореном делу где је одвајање струје флуида најизраженије. Потсдам и Маврипилис су се бавили симулацијом NREL Phase VI ветротурбине применом

Спаларт – Алмарас турбулентног модела на структурираним и неструктурираним мрежама са преклапањем елемената [39]. Резултати за аксијалну силу су у релативно доброј сагласности са експериментом, док је обртни момент прецењен у режимима са почетком одвајања струјања, за брзине слободног струјања око 10 m/s. За примењени модел у коме се ротација моделира додатним члановима у Рејнолдсовим једначинама резултати стационарних и нестационарних симулација се веома мало разликују. Симулацију струјања око ротирајућих лопатица ветротурбине користећи  $k-\omega$  SST турбулентни модел са покретном прорачунском мрежом која обухвата потпуну геометрију ротора извели су Јохансен, Мадсен, Гауна, Бак и Соренсен [40]. Симулација је коришћена за верификацију резултата добијених једноставнијим моделима. Поред анализе изолованог ротора, Гомез-Иради, Стеијл и Баракос бавили су се моделирањем NREL Phase VI ветротурбине узимајући у обзир зидове аеротунела и утицај стуба [41]. Примењена је техника клизајуће мреже за везу покретног и непокретног дела дискретизованог прорачунског домена. У симулацијама коришћен је Вилкоксов  $k-\omega$  турбулентни модел. Слично осталим резултатима, неслагање експерименталних података и резултата симулација је изражено за радне режиме у којима се јавља одвајање струје и ефекти везани за преображај граничног слоја. Ипак, симулације које узимају у обзир постојање стуба ветротурбине су дале резултате који су по тренду промене величина у сагласности са експериментом. Аранаке, Лакшминарајан и Дурајсами су применили транзициони модел  $\gamma-Re_\theta$  - Спаларт Алмарас за прорачун струјања око аерофила и ротора NREL Phase VI [42]. У односу на основни модел, уведени турбулентни модел даје значајно боље резултате у поређењу са експериментом за радне режиме са преображајем струјања у граничном слоју, али ипак постоје приметне разлике. Аутори су истакли потребу за даљим усавршавањем представљене методе. Ланзафаме, Мауро и Месина су користили изворни облик  $\gamma-Re_\theta$  модела који представља проширење  $k-\omega$  SST турбулентног модела [43]. Модификацијом емпиријских корелација које нису објављене добили су добро слагање интегралних величина (снаге ветротурбине) за NREL Phase VI.

Тонгчитпакди, Бенцанират и Санкар су применили модел у коме је област у непосредној близини лопатице моделирана Рејнолдсовим једначинама и различитим турбулентним моделима (Балдвин-Ломакс и Спаларт-Алмарас са критеријумом за преображај граничног слоја), док је вртложни траг рачунат применом Био-Саваровог закона [44]. Овакав приступ доводи до знатног

редуковања потребног времена за прорачун. Пошто оба примењена модела могу да моделирају нестационарне појаве ова метода се може користити за прорачун режима рада ветротурбине при скретању. Као и код раније поменутих аутора, јавља се проблем подударња решења са експерименталним подацима за режиме које карактерише преображај струјања у граничном слоју.

Дуго време извршавања и велики меморијски захтеви су неки од разлога за развој модела који се по нивоу сложености налазе између инжењерских модела – теорије елемента лопатице и Навије – Стоксових (Рејнолдсових) једначина [45]. Идеја је да се дефинише модел који би обезбедио физичке детаље битне за тродимензионално опструјавање ротора уз мање хардверске захтеве. Постоје различити тзв. хибридни модели засновани на моделирању утицаја лопатица у струјном пољу које се обично представља Рејнолдсовим једначинама [46]. Слична методологија се често користи за аеродинамички прорачун ротора хеликоптера [47]. Добрев, Масу и Рапин су развили хибридни актуатор диск модел у коме је ротор ветротурбине замењен изворним члановима по површини ротора [48]. Изворни чланови представљају аеродинамичке силе срачунате применом теорије елемента лопатице. Моделирање ротора носећим линијама – актуатор линијама захтева извршавање нестационарних симулација у којима се положај елемената мреже којима се придружују изворни чланови мења. Ови модели се често користе за прорачун вртложног трага ветротурбине [49]. Тролдборг, Цале, Реторе и Соренсен су приказали резултате симулација модела актуатор диска, актуатор линије и пуног тродимензионалног модела ротора [50].

Технике оптимизације су нашле примену у ваздухопловству за потребе оптимизације ротора у комерцијалне сврхе [51]. Аеродинамичка оптимизација ветротурбина заснива се на примени неке од метода оптимизације (градијентних или неградијентних) и модула за одређивање аеродинамичких оптерећења [52]. Она може представљати део ширег контекста аероеластичне или структуралне оптимизације. Фуглсанг и Мадсен су дефинисали вишекритеријумску методу оптимизације са циљем одређивања облика лопатице ветротурбине са најмањом ценом енергије [53]. Резултат оптимизације је оптимална расподела тетива и витоперење лопатице. Идентификоване су оптималне карактеристике аеропрофила за ветротурбину регулисану сломом узгона које резултују релативно високим максималним коефицијентима узгона за део лопатице при врху. Досинг, Мадсен и Бак су користили кориговани метод заснован на теорији елемента лопатице и безусловну градијентну оптимизацију [54]. Циљна функција је

дефинисана као коефицијент снаге или однос коефицијента снаге и коефицијента потиска чиме је имплицитно постављено ограничење у погледу оптерећења лопатице. Аеропрофили лопатица ветротурбина су такође предмет аеродинамичке оптимизације у оквиру ширег метода аероеластичне оптимизације [55]. Примењен је SIMPLEX алгоритам за оптимизацију аеропрофила са тупом излазном ивицом и преткрилцем. Циљна функција је представљена као збир функција којима се дефинише оптимални коефицијент аеродинамичког узгона при пројектном нападном углу, финеса аеропрофила и функције односа коефицијента аеродинамичког узгона за анализирани нападни угао и максималног референтног аеродинамичког узгона који је задат. Ли et al. су извршили аеродинамичку оптимизацију лопатице ветротурбине у два корака [56]. У првом кораку оптимизирани су пречник и брзина обртања ротора за постизање максималне годишње производње електричне енергије и минималну масу лопатице, а затим је вршена оптимизација облика лопатице применом теорије елемента крака при чему је циљ био постићи максималну просечну снагу на задатом интервалу брзина ветра, при чему снаге морају бити мање од номиналне снаге, а брзина врха лопатице не сме прећи 90 m/s. За оптимизацију је примењена модификована метода изводљивих праваца. Бигел је методом оптимизације угла закретања појединачних лопатица ротора успео да смањи оптерећења при чему је максимална снага ветротурбине смањена за 7% [57].

Прегледом литературе идентификовани су правци развоја метода одређивања аеродинамичког оптерећења и оптимизације ветротурбина. Разноликост аеродинамичких модела обезбеђује различите нивое доступних информација о физици струјања око ротора, што захтева процену граница примене појединачних модела имајући у виду различите задатке које се постављају пред аеродинамички прорачун. На пример, за потребе прорачуна одзива структуре на аеродинамичка оптерећења методе засноване на теорији елемента лопатице и њеним корекцијама могу дати резултате довољног квалитета, што важи и за потребе аеродинамичке и аероеластичне оптимизације. Сложенији модели се са успехом користе за валидацију инжењерских метода, као и за анализу струјања за потребе дефинисања корекција поменутих метода за случајеве различите случајеве струјања укључујући и оне који се не сматрају нормалним радним режимима.

## ПОГЛАВЉЕ 3

### РЕСУРС ВЕТРА У СРБИЈИ

---

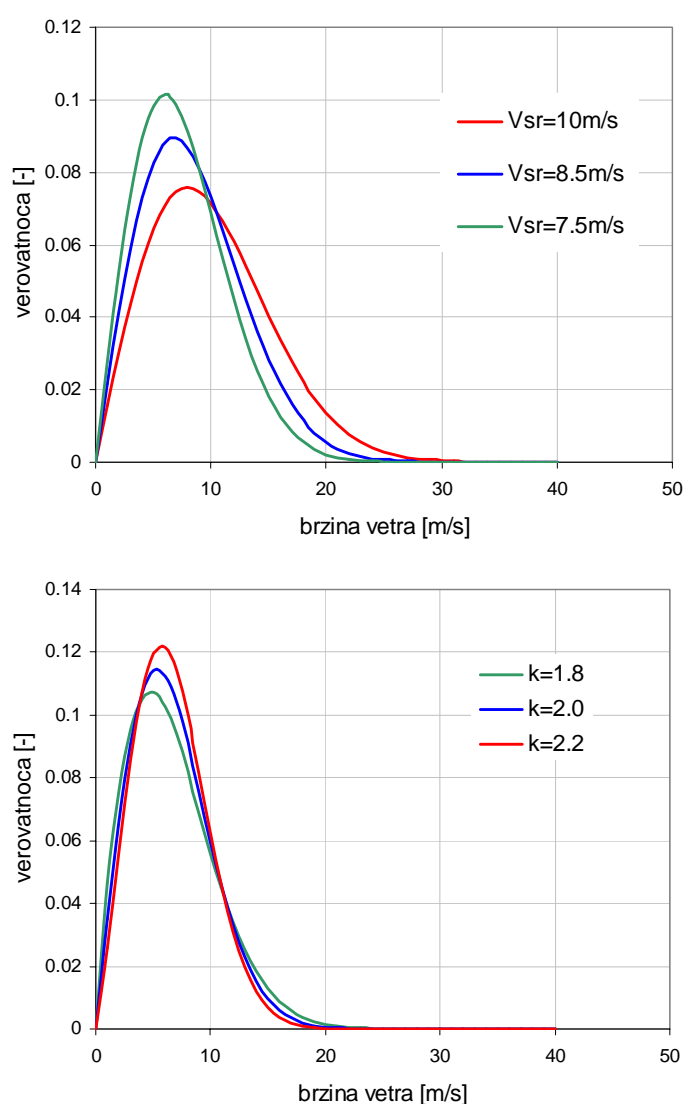
#### 3.1 Квантификовање енергетског потенцијала ветра

Веродостојна процена енергетског потенцијала ветра на датој локацији је од изузетног значаја како за квалитетну процену годишње производње ветротурбине тако и за процену радних режима и оптерећења којима је ветротурбина изложена у току радног века. Према потенцијалу ветра врши се димензионисање ветротурбине тако да њени делови буду у стању да ефикасно и безбедно раде у нормалним и екстремним радним условима, при чему се под екстремним радним условима подразумевају радни услови при чему је десетоминутна просечна вредност брзине са периодом појављивања од 50 година мања или једнака референтној брзини ветра  $V_{ref}$  [58]. У односу на поменуту брзину ветротурбине се класификују у три стандардне групе, табела 3.1. Такође, у односу на исту брзину одређује се просечна брзина ветра ( $0.2V_{ref}$ ) за коју су класиране ветротурбине пројектоване.

Табела 3.1 Класе ветротурбина према референтној брзини и интензитету турбулентности ветра  $I_{ref}$

Класа ветротурбине	I	II	III	S
$V_{ref}$ [m/s]	50	42.5	37.5	Вредности дефинише пројектант
$V_{sr}$ [m/s]	10	8.5	7.5	
A $I_{ref}$ (-)	0.16			
B $I_{ref}$ (-)	0.14			
C $I_{ref}$ (-)	0.12			

Уколико се искористи чињеница да се ресурс ветра добро апроксимира Рејлијевом, односно Вејбуловом расподелом вероватноће (слика 3.1) могу се добити стандардне расподеле брзине ветра за које се пројектују класификоване ветротурбине те и начин за поређење различитих ветротурбина исте класе и номиналне снаге. Овом класификацијом су заправо дефинисане улазне величине за прорачун аеродинамичких оптерећења која класификоване ветротурбине морају издржати чиме би требало да буде гарантован безбедан рад у прописаном радном веку који обично износи двадесет година.



Слика 3.1 Рејлијева расподела вероватноће за различите средње годишње брзине ветра и Вејбулова расподела вероватноће појављивања брзине ветра за средњу годишњу брзину ветра 7.5 m/s и различите факторе облика



Статистичком обрадом података о измереној брзини ветра на датој локацији могуће је проценити параметре Вејбулове, односно Рејлијеве расподеле [59], при чему треба у обзир узети локалне утицаје као што су утицај рељефа – орографије, утицај храпавости тла итд. Претходно се најчешће избор микролокације за мерење потенцијала ветра врши на основу мапа ветрова већих размера које су добијене интерполацијом (у равни тла) и екстраполацијом (по висини) доступних података о брзини ветра обично из метеоролошких станица, података о рељефу, клими и храпавости тла одређене територије, као и на основу искустава стручњака који се баве проценом ресурса ветра. Данска лабораторија за обновљиве изворе енергије Рисо је развила методологију израде мапе ветрова која се често користи за прву процену ресурса енергије ветра на територијама велике површине [60].

### 3.2 Годишња производња енергије ветротурбине

За познат ресурс енергије ветра који је моделиран Вејбуловом или Рејлијевом расподелом на основу статистичке обраде измерених података на датој локацији и познату криву снаге ветротурбине могуће је одредити годишњу производњу енергије ветротурбине (ГПЕ). Ова величина представља један од основних показатеља исплативости изградње ветротурбине на одређеној локацији, може се користити за избор ветротурбине која ће дати најбоље искоришћење ресурса на датој локацији у смислу оптимизације трошкова производње енергије. За задату криву снаге и параметре Вејбулове расподеле вероватноће бруто годишња производња енергије ветротурбине може се одредити на следећи начин:

$$GPE = 8760 \sum_{j=v_u}^{v_i} P(v_j) [F_w(v_j - \Delta v / 2) - F_w(v_j + \Delta v / 2)] \quad (3.1)$$

где су:

$P(v_j)$  - снага ветротурбине при брзини ветра  $v_j$

$F_w(v \leq v_i) = 1 - e^{-\left(\frac{v_i}{A_w}\right)^{k_w}}$  - кумулативна функција Вејбулове расподеле вероватноће

$A_w = \frac{v_{sr, god}}{\Gamma\left(1 + \frac{1}{k_w}\right)}$  - фактор размере – параметар Вејбулове расподеле

$k_w$  - фактор облика – параметар Вејбулове расподеле

$\Delta v$  - интервал између суседних брзина ветра са дијаграма снаге ветротурбине

### 3.3 Избор локација за постављање ветротурбина у Србији

У наставку поглавља дат је кратак осврт на објављена истраживања ветроенергетског потенцијала Србије. Приказани су резултати рада великог броја аутора на формирању мапа ветра за територију Србије, као и истраживања одређених микролокација за изградњу ветротурбина. Ови подаци су веома битни за дефинисање критеријума и ограничења који се постављају у процесу пројектовања и оптимизације лопатица ветротурбине за специфичне услове ветра.

Потенцијал обновљивих извора енергије у Србији процењен је на 44.5 TWh годишње. Највећи део тог потенцијала чини биомаса (62.7%). Птенцијал осталих обновљивих извора енергије далеко је мањи у односу на биомасу и годишњу производњу електричне енергије у Србији која се креће око 40 TWh. Процењено је да нешто више од 10% процењених капацитета потиче од хидропотенцијала, 5% од геотермалних извора, са преко 16% заступљена је соларна енергија, док је потенцијал ветра процењен на приближно 2.2 TWh годишње [61]. Поменути процену расположивог ресурса ветра која се нашле у званичним државним документима везаним за енергетику треба узети са дозом резерве с обзиром да је стара више од десет година, а имајући у виду брз технолошки развој ветроенергетике.

Реализовано је неколико студија ветроенергетског потенцијала Србије да би се проценио потенцијал на нивоу државе, тј. на макронивоу. Српска академија наука и уметности спровела је истраживање нових енергетских извора осамдесетих година прошлог века [62]. Потенцијал енергије ветра за Србију без покрајина базиран је на подацима о средњим вредностима брзине ветра на висини од 10 m из 48 метеоролошких станица. Мерења су екстраполирана на висину од 100 m, а коришћени су теоријски и статистички методи за процену расподела брзине ветра. Студија је идентификовала источну Србију и регион око Дунава као најповољније. Такође се помињу сливови реке Саве и лева обала Велике Мораве као територије са повољним ресурсом ветра.

Електропривреда Србије је 2002. године наручила студију „Могућности за коришћење енергије ветра у сврху производње електричне енергије“ која је базирана на подацима о брзини ветра из 20 метеоролошких станица из периода

између 1991. и 2000. године [63]. Мерења су вршена на 10 m изнад тла. Распољивост мерења значајно варира од локације до локације што је веома битно за интерпретацију резултата, табела 3.2.

Табела 3.2. Распољивост података из хидрометеоролошких станица за период [63]

	Јан	Феб	Мар	Апр	Мај	Јун	Јул	Авг	Сеп	Окт	Нов	Дец	Год.
Кикинда	99.9	99.9	100.	99.2	99.7	99.9	93.2	100.	99.9	100.	99.1	99.6	99.2
Сомбор	99.4	99.2	99.5	99.3	99.1	99.8	99.9	99.9	99.7	99.6	99.0	97.7	99.3
Нови Сад	100.	100.	99.3	100.	99.9	99.8	100.	100.	100.	100.	99.8	100.	99.9
Ср. Митровица	89.3	84.0	79.0	86.5	94.3	96.7	96.5	94.9	92.9	94.6	84.8	93.4	90.6
Београд	94.0	98.9	99.9	100.	100.	100.	100.	100.	100.	100.	99.6	98.5	99.2
Б. Градиште	97.2	98.5	99.1	99.3	99.2	98.9	98.8	98.4	94.1	95.4	98.5	96.3	97.8
Лозница	99.4	99.6	99.3	98.9	95.0	99.5	99.7	99.7	99.6	99.2	99.0	98.4	98.9
См. Паланка	100.	99.7	99.8	99.7	99.9	99.7	100.	99.6	99.8	99.9	99.9	99.5	99.8
Неготин	97.5	97.7	98.6	98.9	99.7	99.2	99.6	99.3	99.2	99.1	95.3	95.0	98.3
Црни врх	15.7	20.5	15.6	27.2	27.9	28.8	29.5	30.0	47.3	47.2	26.1	24.9	28.4
Крагујевац	99.4	99.4	99.6	99.2	99.0	99.6	99.1	99.8	97.8	96.8	99.1	97.8	98.9
Ђуприја	97.1	99.7	97.1	99.8	98.9	99.2	98.5	98.6	99.0	99.7	99.1	98.9	98.8
Златибор	99.7	99.5	99.3	99.6	99.5	99.4	98.9	99.4	99.0	98.7	99.7	99.2	99.3
Краљевно	89.9	99.4	96.2	97.5	89.6	76.7	69.8	69.9	80.1	79.9	82.8	80.0	84.2
Ниш	89.6	89.2	89.6	89.6	89.9	89.8	89.9	89.6	89.9	89.9	89.7	89.8	89.7
Копаоник	60.5	56.0	57.7	70.9	75.9	75.6	89.0	94.2	91.7	83.9	69.0	62.0	74.0
Сјеница	99.8	100.	100.	99.9	100.	100.	100.	99.9	100.	99.8	100.	100.	99.9
Димитровград	79.9	79.3	89.9	89.9	99.7	89.6	79.7	79.7	89.4	89.4	89.9	99.2	88.0
Лесковац	100.	95.1	98.5	100.	100.	99.8	99.8	100.	100.	100.	100.	100.	99.5
Врање	87.3	87.3	90.1	89.4	89.6	99.0	100.	99.6	99.4	99.9	99.8	94.8	94.7

Мапа ветрова је моделирана користећи тродимензионални нехидростатички климатски мезо модел са резолуцијом 500 x 500 m. Резултати су дати као средње годишње брзине без тишина за временски осредњене брзине ветра почевши од сатних просека до тро-секундних просека, табела 3.3. Резултати за десетоминутне просечне вредности брзине дати су на слици 3.2. Избор метеоролошких станица и коришћени модел су резултирали немогућношћу бољег моделирања локација у Банату који је идентификован у каснијим истраживањима као област са веома добрим потенцијалом у поређењу са остатком Србије. На основу ове студије Електропривреда је извршила процену да би технички изводљива и оправдана годишња производња електричне енергије из енергије ветра могла достизати око

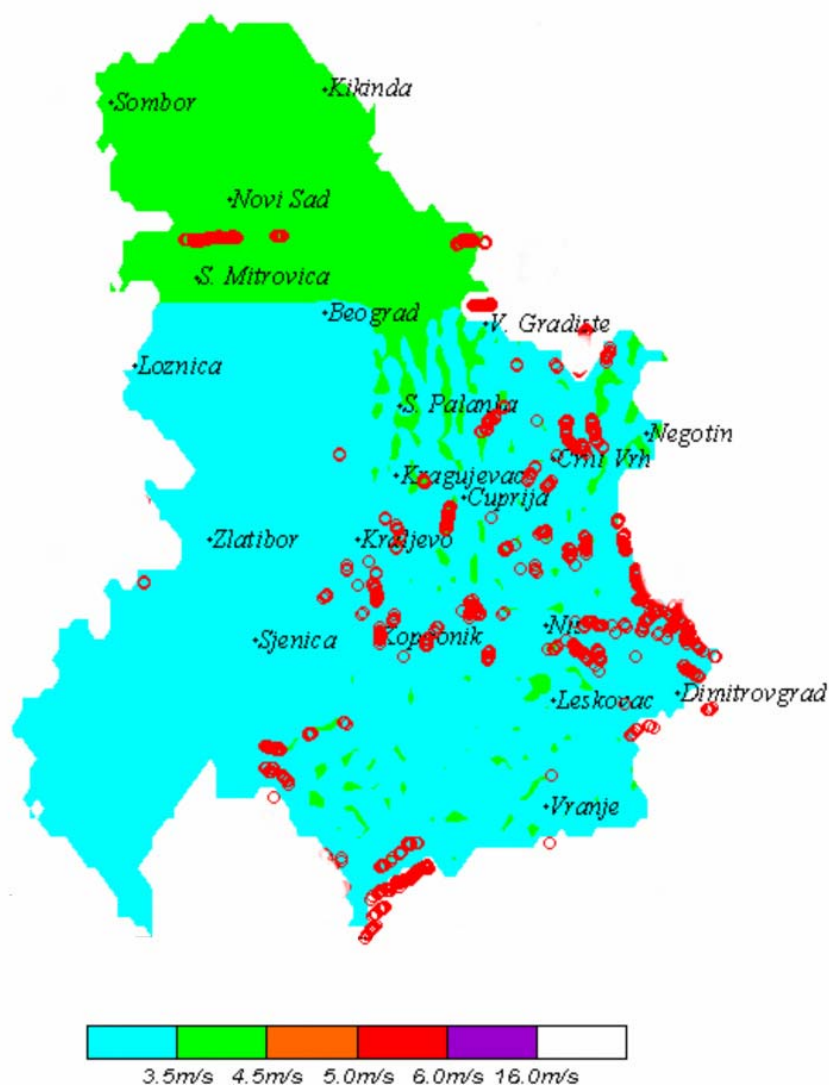
2.2 TWh При анализи су узимане локације са средњом годишњом брзином већом од 5 m/s. Претпостављено је да је називна снага ветротурбина 1.5 MW, а да фактор капацитета износи 0.2.

Табела 3.3 Емпиријска расподела вероватноће сатних просека брзине ветра за период 1991-2000 [63]

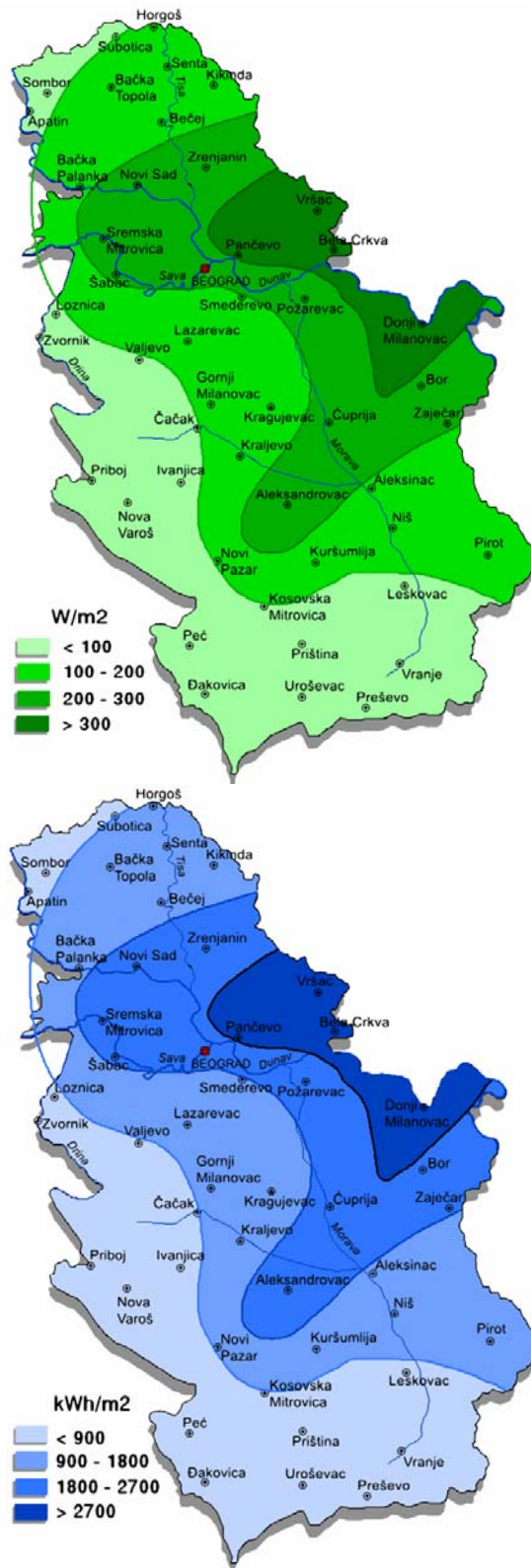
ХМС (брзина ветра, m/s)	0	0.3	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Кикинда	13	13	183	260	215	144	80	46	23	12	6	3	1	1	0	0	0
Сомбор	21	89	252	242	170	104	57	33	17	8	4	2	1	0	0	0	0
Нови Сад	1	18	227	293	184	114	66	43	25	14	8	4	2	1	0	0	0
Ср. Митровица	7	34	214	264	188	125	70	45	25	14	8	3	2	1	0	0	0
Београд	27	55	304	290	158	81	41	24	12	5	2	1	0	0	0	0	0
Б. Градиште	8	60	366	223	108	70	48	26	29	22	13	8	4	2	2	1	0
Лозница	148	60	491	194	67	27	9	3	1	0	0	0	0	0	0	0	0
См. Паланка	35	72	299	227	151	105	57	32	13	5	3	1	0	0	0	0	0
Неготин	113	177	304	146	86	75	48	32	12	5	2	0	0	0	0	0	0
Црни врх	32	16	68	121	151	176	153	130	80	38	17	9	4	1	0	0	0
Крагујевац	61	123	369	212	94	69	34	21	10	4	2	1	0	0	0	0	0
Ђуприја	94	117	321	172	153	81	37	15	6	3	1	0	0	0	0	0	0
Златибор	38	78	374	220	121	84	43	24	11	4	2	1	0	0	0	0	0
Краљево	80	72	389	192	102	77	44	28	12	3	1	0	0	0	0	0	0
Ниш	144	148	196	252	131	74	33	15	5	2	0	0	0	0	0	0	0
Копанник	3	11	106	177	197	177	129	78	49	30	20	12	6	4	1	0	0
Сјеница	208	103	225	159	126	83	47	27	12	6	2	1	1	0	0	0	0
Димитровград	16	48	258	125	215	229	73	28	7	1	0	0	0	0	0	0	0
Лесковац	18	0	522	274	89	58	25	10	3	1	0	0	0	0	0	0	0
Врање	25	124	202	98	232	140	115	48	12	3	1	0	0	0	0	0	0

Министарство науке и заштите животне средине финансирао је од 2004. године истраживање могућности коришћења енергије ветра и сунца у Србији [64], које је резултирало објављивањем мапа енергије ветра и сунца за територију Србије. Методологија за мапе ветра је заснована на синоптичкој климатологији и била је у сагласности са методологијом која је коришћена за Европски атлас ветра [65]. Методологија је незнатно модификована да би могла боље да предвиђа специфичне регионалне ветрове какав је Кошава. Приказани су резултати за висину 100 m изнад тла, слика 3.3. Брзина ветра је мерена на 10 m изнад тла, а узорак је обухватио мерења у периоду између 1971. и 1990. године из свих расположивих метеоролошких станица. Коришћењем стандардних метода које узимају у обзир храпавост тла брзина ветра је екстраполирана на 100 m изнад тла.

Дате су мапе ветра за карактеристичне месеце у току године – јануар и јул. Студија је приказала важне резултате са неколико локација у смислу средњих брзина ветра на месечном нивоу и месечне и годишње руже ветрова. Идентификоване су области са добрим реурсом, превасходно источна Србија, јужни Банат и обале Дунава источно од Београда и Пожаревца.



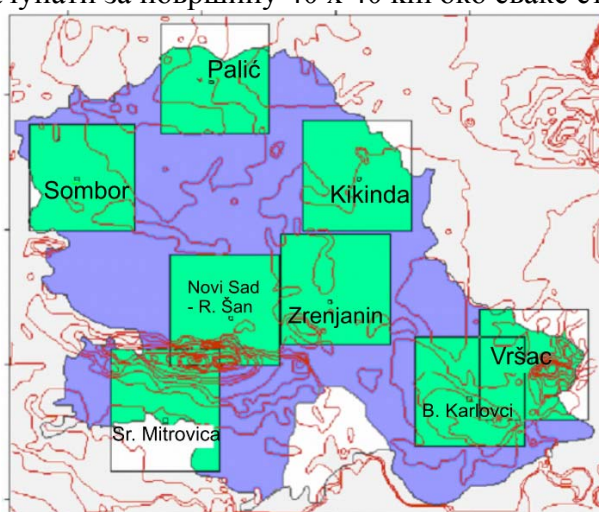
Слика 3.2 Карта ветра Србије са обележеним локацијама на којима је десетоминутно упросечна просечна брзина ветра између 5 m/s и 6 m/s на висини 50 m изнад тла [63]



Слика 3.3 Карте просечне годишње густине снаге ветра и просечне годишње густине енергије ветра у Србији на висини 100 m изнад тла [64]

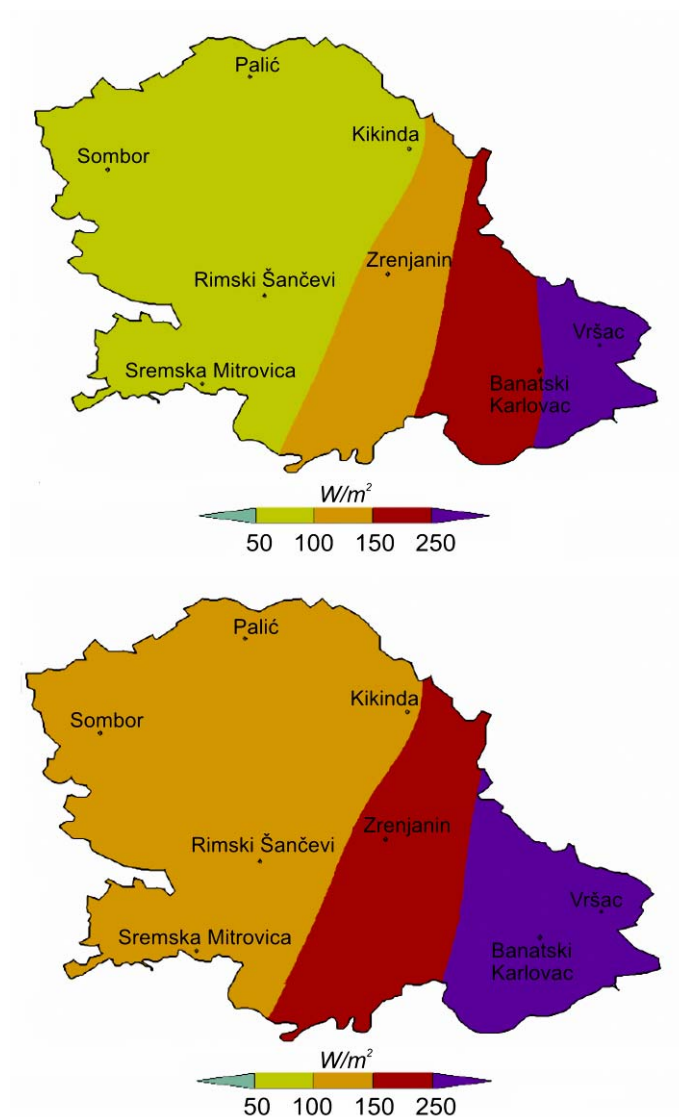
Влада Војводине је објавила више истраживања чији је предмет ветроенергетски ресурс Војводине. Студију о процени брзине ветра на изабраним локацијама објавили су Универзитет у Новом Саду и Метеоролошка опсерваторија Нови Сад 2005. године [66]. Предмет истраживања биле су методе одређивања брзине ветра на основу доступних података и зависности брзине ветра од висине и храпавости тла. Резултати су представљени за податке из три метеоролошке станице – Римски Шанчеви, Банатски Карловци и Кикинда за мерења спроведене у току 1997. године.

Секретаријат за енергетику и минералне сировине Војводине 2007. године финансирао је истраживање које је резултирало „Атласом ветрова АП Војводине“ [67]. Ветроенергетски потенцијал је процењен на основу података из осам метеоролошких станица на територији Војводине, слика 3.4. Узорак потиче из периода 2001 – 2007. године, осим за станицу Банатски Карловац где су недоступна мерења из 2001. и 2002. године интерполорана користећи мерења из Вршца и Зрењанина. Обрађивани су сатни просеци брзине ветра, који су према проценама у студији дали 6-7% мању густину снаге ветра у односу на ону која би се добила да су обрађивани стандардни десетоминутни просеци брзине ветра. Студија је базирана на стандардној методологији која је коришћена за Европски атлас ветрова, а карте ветрова добијене су применом софтвера WasP [67]. Брзина ветра је мерена на 10 m изнад тла. Све потребне корекције су узете у обзир, оне које се тичу локалне околине метеоролошких станица (мини мапа храпавости терена) и орографија у пречнику 20 km око метеоролошке станице. Брзина ветра и густина снаге су рачунати за површину 40 x 40 km око сваке станице, слика 3.4.



Слика 3.4 Хидрометеоролошке станице коришћене за процену потенцијала енергије ветра у Војводини [67]

Ови подаци су интерполирани за целокупну територију Војводине и искоришћени су за формирање мапа ветра на 10 m, 25 m, 50 m, 100 m и 200 m изнад тла, слика 3.5.



Слика 3.5 Просечна годишња густина снаге ветра у Војводини на висини 50 и 100 m изнад тла [67]

У додатку студије приказани су климатологија измерених брзина на 10 m изнад тла, екстраполирани атлас ветра на 50 m изнад тла, детаљни приказ брзина и мапе просечних густина снаге ветра. Аутори студије идентификовали су јужни и југоисточни Банат као области које су најповољније за експлоатацију енергије ветра. Такође је указано на могућности за постизање веће тачности приказаних мапа као што је већи обим узорка за статистичку обраду за период дужи од десет година, детаљнија орографија, подаци из метеоролошких станица из пограничних



подручја и мерења на стубовима посебно намењених за процену ресурса енергије ветра. Подаци о процени ветроенергетског потенцијала Војводине користећи податке из додатне три метеоролошке станице лоциране на територији Хрватске, Мађарске и Румуније приказао је Ђуришић, слика 3.6 [68]. У поменутом раду резултати су делимично верификовани мерењем на стубу висине 40 m у близини метеоролошке станице Банатски Карловац. Поред тога приказани су резултати анализе потенцијала локације у Делиблатској пешчари, где је идентификовано неколико локација са средњом годишњом брзином вишом од 6.2 m/s на висини 50 m изнад тла.



Слика 3.6 Просечна годишња густина снаге ветра у Војводини на висини 50 m изнад тла [68]

Агенција за енергетску ефикасност је уз подршку партнера из Шпаније извела анализу три локације за производњу електричне енергије коришћењем енергије ветра [69]. Изабране су три локације на основу ветроенергетског потенцијала, надморске висине, орографије, постојања приступних путева, близине далековаода и рока за добијање свих потребних дозвола, слика 3.7. Вршена су детаљна испитивања на територији општина Неготин, Велико Градиште и Тител у трајању од годину дана, табела 3.4.

Табела 3.4 Резултати мерења брзине ветра, истраживање Агенција за енергетску ефикасности [69]

Место	Ср. год. брзина ветра на 50 m [m/s]		Екстраполација на 80 m [m/s]		Расположивост мерења [%]	
	6 months	12 months	6 months	12 months	6 months	12 months
Veliko Gradište	3.61	3.50	3.82	3.71	99.7	99.0
Negotin	5.24	5.77	5.55	6.10	86.4	92.4
Titel	4.68	4.72	4.95	4.99	97.8	98.1

Неготин је изабран као најповољнија локација за коју је урађена студија изводљивости ветроелектране укупне називне снаге од 45 MW са очекиваном годишњом производњом од око 112.8 GWh. Израчунати фактор капацитета је 28.6%, а период повратка инвестиције између 7 и 9 година.



Слика 3.7 Локације мерења брзине ветра подржане од стране Агенције за енергетску ефикасност [70]

У оквиру пројекта SEEWIND идентификовани су локални ветрови на територији Балкана – бура, кошава и вардарац који имају релативно неуобичајену расподелу брзина [71]. Специфично је да су просечне брзине ветра у интервалу које дефинишу локације са средњим ветроенергетским потенцијалом, али да имају веома високу специфичну снагу чак до  $800 \text{ W/m}^2$ . На типичној локацији у Немачкој 60% енергије ветра је доступно при брзина мањим од номиналне (према ауторима номинална брзина је око  $14 \text{ m/s}$ ), док с друге стране испитиване локације на Балкану карактерише да је само 25 – 30 % енергије расположиво испод номиналне брзине ветра. Другим речима дисперзија ветра је код локалних ветрова на Балкану веома велика. Тако је према Винкелмајеру на локацији у области где дува кошава измерена средња брзина ветра  $7.25 \text{ m/s}$  на 35 m изнад тла и специфична снага од  $760 \text{ W/m}^2$ , док је типична локација у Немачкој имала средњу брзину ветра  $7.4 \text{ m/s}$  на 65 m изнад тла и специфичну снагу од  $480 \text{ W/m}^2$ .

Насупрот поменутом истраживању резултати са микролокације Чибук у Банату, где је заступљена кошава, говоре о релативно ниској просечној специфичној снази ветра [72]. Резултати у табели 3.5 су добијени на основу

мерења са метеоролошког стуба висине 40 m у Долову који је удаљен 3.5 km од микролокације која је процењивана.

Табела 3.5. Карактеристике локације Чибук [72]

Локација	Висина [m]	A [m/s]	k [-]	U [m/s]	E[W/m <sup>2</sup> ]
1	55	6.5	2.14	5.76	209
2	55	6.6	2.14	5.83	217
3	55	6.7	2.13	5.90	225

Разматрано је постављање три ветротурбине Vestas V52 снаге 850 kW на локацијама датим у табели 3.5. Прорачуната годишња производња приказана је у табели 3.6.

Табела 3.6 Процењена годишња производња електричне енергије [72]

Локација	Турбина	нето ГПЕ [MWh]	губици на вртложење [%]	фактор капацитета
1	55	1524	0.3	0.2046
2	55	1567	0.5	0.2104
3	55	1620	0.07	0.2175

Двогодишња испитивања на територији Баваништа у јужном Банату која су објавили Ђуришић и Микуловић представљају одличан извор података за пројектовање и оптимизовање ветротурбина према специфичностима локације [73]. Дате су карактеристике ветра за 10 m, 40 m, 50 m и 60 m изнад тла, при чему је установљено да је на висини од 60 m просечна брзина ветра 5.8 m/s, средња специфична снага ветра 272 W/m<sup>2</sup>, параметри Вејбулове расподеле A=6.5 m/s и k=1.7. Приказане Вејбулове расподеле, као и ниска турбулентност ветра указују на веома добру локацију за изградњу ветротурбина. Такође је извршена анализа годишње производње енергије за неколико типова ветротурбина, табела 3.7 [73].

Табела 3.7.Годишња производња енергије за различите ветротурбине на локацији у Баваништу [73]

Ветротурбина	Номинална снага [MW]	Пречник ротора [m]	Висина главе ротора [m]	ГПЕ [MWh]	фактор капацитета [-]
Vestas V112	3.0	112	80	8817	0.336
			90	9160	0.349
Siemens SWT93	2.3	93	80	6030	0.299
			90	6280	0.312
Alstom Eco 110	3.0	110	80	8222	0.313
			90	8550	0.325

У кошавском подручју у подручју термоелектране Костолац и басена Дрмно извршена је софтверска процена ресурса ветра на основу орографије и података из метеоролошке станице Велико градиште [74]. На документованом узорку брзина ветра из периода од 1976. до 2005. године на локацији станице процењени су параметри Вејбулове расподеле  $A=5.9$  m/s и  $k=1.96$ , односно средња брзина ветра 5.2 m/s. На разматраној локацији за постављање стуба за мерење карактеристика ветра на основу модела израчунате су средње брзине ветра преко 9 m/s.

Раковић је приказао резултата мерења на локацији на Власини [75]. Један од разлога за избор ове локације поред ресурса ветра је близина пумпне станице „Лисина“ која може да се искористи за балансирање електричне енергије произведене коришћењем енергије ветра. Локације на којима су мерене особине ветра налазе се на 1700 m.n.v. Објављени су резултати за полугодишњи период мај-октобар 2005. године.

Приказани резултати иако разнолики по садржају, обиму и намени довољни су да се идентификују области које су погодне за изградњу ветроелектрана. Готово сви аутори су сагласни да део Баната и источна Србија, област око Дунава располажу добрим ресурсом ветра који има технички потенцијал. С друге стране, потребно је урадити додатна истраживања локација које се помињу у источној Србији, као што је локација на Црном Врху, не само због потребе за детаљнијом анализом ресурса ветра већ и због процене

могућности за изградњу ветроелектрана у тим областима, имајући у виду приступне путеве и другу инфраструктуру.

На основу анализе доступних података о ресурсу ветра на територији Србије изабране су три локације за које ће бити извршена оптимизација лопатице ветротурбине. На избор локација је поред расположивог ресурса ветра утицала и процена осталих параметара који су битни за разматрање изградње ветроелектране, као што су поменута инфраструктура, утицај на животну средину, геологија итд. Поред две релативно типичне локације са средњом брзином ветра између 5.5 и 6 m/s, изабрана је локација која има знатно већи расположиви ресурс, чиме би требало да буде омогућена веродостојнија процена могућности предложене методологије аеродинамичке оптимизације за различите услове струјања ваздуха.

## ПОГЛАВЉЕ 4

### *АЕРОДИНАМИЧКА ОПТЕРЕЋЕЊА ВЕТРОТУРБИНЕ*

---

Аеродинамичка оптерећења ротора представљају основ за структурални прорачун лопатица и свих осталих делова ветротурбине, од машинских елемената, преко система управљања, мултипликатора и електро – система, до стуба и темеља. Имајући у виду тренд повећања димензија лопатица мегаватних ветротурбина, савремене технологије пројектовања специфичних геометријских и структуралних карактеристика лопатица у циљу смањења оптерећења, повећања поузданости и радног века, као и увек присутну потребу за смањивањем трошкова сировина, производње и монтаже, очигледна је потреба за што прецизнијим, а при томе нумерички ефикасним начином одређивања аеродинамичких оптерећења ротирајућих лопатица ветротурбина.

#### **4.1 Прорачун аеродинамичких оптерећења ветротурбине**

Струјање око ротирајућих лопатица изузетно је сложено, имајући у виду велики број утицајних физичких величина. Поред радних параметара ветротурбине и њене геометрије, на струјање могу имати утицај стохастичка природа и нестационарност ветра, интензитет турбулентности ветра, удари ветра, храпавост тла, температура, густина и влажност ваздуха итд. Већина стандардних алата за прорачун аеродинамичких оптерећења ротора заснована је на примени теорије елемента лопатице и низу претпоставки које омогућавају формулацију проблема који је релативно једноставно решив применом основних закона одржања.

При томе се уводи низ различитих корекција којима се узимају у обзир појаве као што су неравномерна расподела аксијалне брзине по диску ротора, специфичности везана за оптерећења лопатице при корену и врху, струјање у режиму скретања, динамички слом узгона, итд. Поменуте методе прорачуна аеродинамичких оптерећења лопатице ветротурбине спадају у тзв. инжењерске методе које се одликују релативно једноставним физичким моделима и брзим извршавањем на рачунарима, те се веома често користе у спреси са структуралним моделима лопатица за прорачун аероеластичности. У групу модела који су у стању да дају веродостојнију слику о опструјавању ротора уз употребу мањег броја емпиријских корекција у односу на теорију елемента лопатице, спадају различите методе базиране на вртложној теорији односно примени теорије потенцијалног струјања, теорији потенцијала убрзања и нумеричком решавању Навије – Стоксових једначина о којима је било више речи у поглављу „Преглед литературе“. Услед већих хардверских захтева и сложености квалитетне софтверске имплементације модела, ове методе се још увек ретко користе у инжењерској пракси пројектовања лопатица ветротурбина. Један од начина да се време прорачуна смањи је примена различитих врста хибридних метода које представљају спрегу неких од претходно поменутих техника. На пример, постоје методе прорачуна које се заснивају на спреси нумеричког решавања Навије – Стоксових једначина, тачније Рејнолдсових једначина и представе лопатица у облику вртложних линија или актуатор диска. Такође, заступљене су методе у којима се оптерећење лопатица у струјном пољу рачуна применом теорије елемента лопатице, а затим се струјање око ротора моделира изворним члановима у Рејнолдсовим једначинама које описују струјно поље око ротора.

##### 4.1.1 Теорија елемента лопатице ветротурбине

Теорија елемента лопатице обезбеђује веома ефикасан начин за прорачун аеродинамичких оптерећења ветротурбине применом основних физичких закона одржања, односно промене енергије и количине кретања. Наслањајући се на теорију ротора развијену за потребе бродоградње, и једнодимензијски модел промене количине кретања флуида услед дејства елисе, струјање кроз униформно оптерећен пропустљиви диск – актуатор диск, Бец је развио теорију која се заснива на промени количине кретања и момента количине

кретања с циљем проширивања теорије на ротационо кретање флуида иза ротора. У англо-саксонској литератури ова теорија је позната и под називом општа теорија одржања импулса, односно количине кретања. Теорија промене количине кретања и момента количине кретања заједно са теоријом која дефинише аеродинамичка оптерећења елемента крака аеродинамичке површине чини теорију промене количине кретања елемента лопатице (скраћено: теорија елемента лопатице).

Теорија елемента лопатице која је представљена у даљем тексту важи под следећим претпоставкама:

1. Струјање је стационарно, нестишљиво и невискозно
2. Струјање је осносиметрично, брзина у радијалном правцу је занемарљива
4. Ротор има бесконачан број лопатица, претпоставка пропустљивог диска
4. Раван ротора је нормална на правац вектора брзине ветра
5. Достицање равнотежног стања струје флуида на ротору и вртложном трагу је тренутно.

Уколико се посматра струјање кроз прстенасти елемент пропустљивог диска, при чему се флуиду саопштава угаона брзина  $\omega$  која је по интензитету мала у односу на угаону брзину ротора  $\Omega$  (тако да важи претпоставка да је притисак иза ротора једнак атмосферском притиску) могуће је поставити једначине промене количине кретања и промене момента количине кретања за поменути прстенасти елемент ротора [11]:

$$\frac{dF_{pot}}{dr} = \int_0^{2\pi} \rho V_2 r (V_1 - V_3) d\theta \quad (4.1.1)$$

$$\frac{dM_o}{dr} = \int_0^{2\pi} r \rho V_2 r^2 \omega d\theta \quad (4.1.2)$$

С обзиром да претходни изрази важе под претпоставком да ротор има бесконачан број лопатица потребно је увести корекцију једначина која ће узети у обзир коначан број лопатица реалног ротора [76]. Фактор корекције губитака за коначан број лопатица  $F$  дефинише однос просечне индуковане брзине (равномерно оптерећен диск) и индуковане брзине на одређеном пресеку лопатице за ротор са коначним бројем лопатица:

$$F = \frac{\bar{a}}{a} \quad (4.1.3)$$



где је  $\bar{a} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} a_{r\theta} d\theta$  осредњени аксијални индукциони фактор,  $a_{r\theta} = a_{r\theta}(r, \theta)$  је локални аксијални индукциони фактор,  $a$  аксијални индукциони фактор за посматрани елемент лопатице.

Једначине 4.1.1 и 4.1.2 постају:

$$\frac{dF_{pot}}{dr} = 4\pi r \rho V_1^2 a F (1 - \varepsilon_1 a F) \quad (4.1.4)$$

при чему је  $\varepsilon_1 = \frac{\bar{a}^2}{\bar{a} \cdot \bar{a}}$ .

$$\frac{dM_o}{dr} = 4\pi r^3 \rho V_1 F (1 - \varepsilon_2 a F) a' \Omega dr \quad (4.1.5)$$

при чему је  $\varepsilon_2 = \frac{\overline{a \cdot a'}}{\bar{a} \cdot \bar{a}'}$  и  $r\omega = 2r\Omega a'$ .

С друге стране аеродинамичка сила отпора и аеродинамичка сила узгона за елемент лопатице су:

$$dF_x = 0.5 \rho t V_{rel}^2 c_x dr \quad (4.1.6)$$

$$dF_y = 0.5 \rho t V_{rel}^2 c_y dr \quad (4.1.7)$$

$$v_{rel} = \frac{V_1(1-a)}{\sin \varphi} = \frac{V_1(1-a)(1+a')\Omega r}{\sin \varphi \cos \varphi} \quad (4.1.8)$$

Пројектовањем на раван ротације ротора и нормалан правац у односу на поменути раван дефинишу се аксијална и тангенцијална сила које делују на елемент лопатице:

$$\frac{dF_{aks}}{dr} = \frac{1}{2} \rho t V_{rel}^2 (c_y \cos \varphi + c_x \sin \varphi) \quad (4.1.9)$$

$$\frac{dF_{tr}}{dr} = \frac{1}{2} \rho t V_{rel}^2 (c_y \sin \varphi - c_x \cos \varphi) \quad (4.1.10)$$

$$\text{при чему је } \operatorname{tg} \varphi = \frac{V_1(1-a)}{r\Omega(1+a')} \quad (4.1.11)$$

Тада су силе које делују на ротор уз коришћење израза 4.1.8:

$$\frac{dF_{aks}}{dr} = \rho t \frac{V_1^2 (1-a)^2}{2 \sin^2 \varphi} N(c_y \cos \varphi + c_x \sin \varphi) \quad (4.1.12)$$

$$\frac{dF_{tr}}{dr} = \rho t \frac{V_1^2 (1-a)(1+a')\Omega r}{2 \sin \varphi \cos \varphi} N(c_y \sin \varphi - c_x \cos \varphi) \quad (4.1.13)$$

Изједначавањем израза 4.1.4 и 4.1.12 долази се до израза за израчунавање аксијалног индукционог фактора. Слично изједначавањем једначина 4.1.5 и 4.1.13, при чему је  $dM_o = r dF_y$ , може се одредити тангенцијални индукциони фактор. У случају да важи претпоставка о осносиметричном струјању кроз ротор изрази за израчунавање индукционих фактора су облика:

$$a = \frac{1}{\frac{4F \sin^2 \varphi}{\sigma(c_y \cos \varphi + c_x \sin \varphi)} + 1} \quad (4.1.14)$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4F \sin \varphi \cos \varphi}{\sigma(c_y \sin \varphi - c_x \cos \varphi)} - 1} \quad (4.1.15)$$

Најчешће примењивана корекција за губитке при врху услед коначног броја лопатица је Прантдлова модификована корекција од стране Глаурта [76]:

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos e^{-f} \quad (4.1.16)$$

$$f = \frac{-N}{2 \sin \varphi} \left( 1 - \frac{r}{R} \right)$$

Слична формулација се користи за губитке при корену лопатице с тим што је:

$$f = \frac{-N}{2 \sin \varphi} \left( \frac{r}{R_{gl}} - 1 \right) \quad (4.1.17)$$

У литератури постоји више различитих корекција за губитке услед коначног броја лопатица које би замениле Прантдлову корекцију при чему се најчешће модификују изрази за израчунавање индукционих фактора [10,11]. Ксу и Санкар су на основу хибридне тродимензионалне нумеричке симулације

применом Рејнолдсових једначина у непосредној околини ротора и потенцијалног струјања у вртложном трагу поређењем вредности аеродинамичких коефицијената узгона добијених из симулације са одговарајућим вредностима из аеротунела извршили корекције [12]. За струјања у линеарној области зависности аеродинамичког узгона од нападаног угла предложена корекција је облика:

$$F_{XS} = -0.5(F_{Prandtl}^{0.85} + 0.5) \quad \text{за } 0.7 \leq r/R \leq 1 \quad (4.1.18)$$

$$F_{XS} = 1 - \frac{r}{R} \cdot \frac{1 - F_{r/R=0.7}}{0.7} \quad \text{за } 0.7 \leq r/R \leq 1 \quad (4.1.19)$$

За режиме рада ветротурбине у области после слома узгона корекција је облика:

$$F_{XS} = 0.8 \quad \text{за } 0.8 \leq r/R \leq 1 \quad (4.1.20)$$

$$F_{XS} = 1 \quad \text{за } r/R < 0.8 \quad (4.1.21)$$

При извођењу претходних израза претпостављено је да је за област лопатице изнад  $0.8 r/R$  слом узгона одложен за  $\Delta\alpha=1^\circ$ .

Шен је предложио нови модел за корекцију губитака услед коначног броја лопатица који се заснива на поправкама резултујућих коефицијената аксијалне и тангенцијалне силе. Корективна функција је [76]:

$$F_{sh} = \frac{2}{\pi} \arccos e^{-g \frac{B(R-r)}{2r \sin \varphi}} \quad (4.1.22)$$

$$g = e^{-0.125(N\lambda-21)} + 0.1 \quad (4.1.23)$$

Индукциони фактори се тада рачунају из израза:

$$\frac{aF(1-aF)}{(1-a)^2} = \frac{\sigma(c_y \cos \varphi + c_x \sin \varphi)}{4 \sin^2 \varphi} F_{sh} \quad (4.1.24)$$

$$\frac{a'F(1-aF)}{(1+a')(1-a)} = \frac{\sigma(c_y \sin \varphi - c_x \cos \varphi)}{4 \sin \varphi \cos \varphi} F_{sh} \quad (4.1.25)$$

Осталим корекцијама модела узимају се у обзир друге појаве које нису у сагласности са претходним претпоставкама. Уводе се поправки аеродинамичких коефицијената да би се узео у обзир утицај тродимензионалног опструјавања

ротора и постојање радијалне брзине, као и да би се узеле у обзир нестационарности изазване променама нападног угла (корекције за појаву динамичког слома узгона). Нестационарности везане за брзину испред ротора се узимају у обзир корекцијом за динамичку промену аксијалне индуковане брзине, корекције везане за радне режиме у скретању се односе на моделирање вртложног трага при скретању и утицај на индуковане брзине, угао конуса такође захтева постојање корекција за веће вредности (на пример код лопатица изузетно великих дужина код којих је могуће знатно савијање).

За тешко оптерећени ротор, односно за радне режиме за које теорија количине кретања није у стању да обезбеди физички коректне резултате, потребно је извршити корекцију коефицијента потиска. Постоји низ корекција од којих је најпознатија Глауертова:

$$C_{F_{pot}} = 4aF \left( 1 - \frac{(5-3a)a}{4} \right) \text{ за } a > 0.33 \quad (4.1.26)$$

Такође су у литератури познате корекције предложене од стране Вилсона [13]:

$$C_{F_{pot}} = 0.96aF + 0.58 \quad (4.1.27)$$

и Андерсона [12]:

$$C_{F_{pot}} = 1.93aF + 0.425 \quad (4.1.28)$$

Спера је предложио корекцију коефицијента потиска за вредности аксијалног индукционог фактора веће од  $a_c=0.2$  [77]:

$$C_{F_{pot}} = \begin{cases} 4a(1-a)F, & a \leq a_c \\ 4 \left[ a_c^2 + (1-2a_c)a \right] F, & a > a_c \end{cases} \quad (4.1.29)$$

Исти облик корекције користио је Шен, при чему је критична вредност аксијалног индукционог фактора била  $a_c=0.33$  [76].

Бул је извео корекцију за коефицијент потиска која се примењује за вредности аксијалног индукционог фактора веће од 0.4 која је изведена тако да

прелаз са две криве буде гладак при чему је извршена корелација са експерименталним подацима [78]:

$$C_{F_{pot}} = \begin{cases} 4a(1-a)F, & a \leq 0.4 \\ \frac{8}{9} + \left(4F - \frac{40}{9}\right)a + \left(\frac{50}{9} - 4F\right)a^2, & a > 0.4 \end{cases} \quad (4.1.30)$$

Сличан приступ решавању корекције индуковане брзине за тешко оптерећене роторе имао је Мадсен [79]. Аутори су одредили корелацију у облику полинома трећег реда који даје добру апроксимацију зависности аксијалног индукционог фактора у области важења теорије промене количине кретања али и у области тешко оптерећеног ротора, при чему су коришћени резултати симулација струјања кроз тешко оптерећени ротор Рејнолдсовим једначинама:

$$a = 0.08921C_{F_{pot}}^3 + 0.0545C_{F_{pot}}^2 + 0.25116C_{F_{pot}} \quad (4.1.31)$$

Треба приметити да код већине аутора избор корекције за тешко оптерећен ротор и поправке која узима у обзир коначан број лопатица имају утицај на облик једначина за израчунавање аксијалног индукционог фактора на првом месту. Систематски приказ шест модела за тешко оптерећене роторе и интегрални утицај на криву снаге ветротурбине приказали су Пратумнофарат и Леунг [80].

Када дође до слома узгона при ротирању лопатице струја флуида на горњаци изразито успорава и почиње да се одваја. Успорени делићи флуида струје у радијалном правцу од корена ка врху лопатице услед сила које су последица ротирања лопатице. Ово струјање стабилизује ток флуида у правцу тетиве и одлаже одвајање струје у том правцу, што има за последицу повећање коефицијената аеродинамичког узгона у односу на измерене или прорачунате аеродинамичке коефицијенте за случај лопатице – аеропрофила који не ротира. Такође, услед појаве струјања постоји и градијент притиска у радијалном правцу што нарушава једну од основних претпоставки под којима је теорија елемента лопатице изведена. Корекције које узимају у обзир утицај тродимензионалних ефеката услед опструјавања ротирајуће лопатице на аеродинамичке коефицијенте могу се узети у обзир преко корекције нападног угла за аеродинамичке коефицијенте прорачунате испитивањем аеропрофила у аеротунелима или дводимензионалним прорачунима. Ови ефекти су у регуларним радним условима ветротурбине изражени у кореном делу лопатица. Најчешће коришћен израз за

корекцију нападног угла за тродимензионални случај струјања око ротирајућег елемента лопатице за нападне углове веће од нападног угла слома узгона је [81]:

$$c_y = \frac{c_{x,\max}}{2} \sin 2\alpha + K_y \frac{\cos^2 \alpha}{\sin \alpha} \quad (4.1.32)$$

$$c_x = c_{x,\max} \sin^2 \alpha + K_x \cos \alpha \quad (4.1.33)$$

$$K_y = (c_{y,st} - c_{x,\max} \sin \alpha_{st} \cos \alpha_{st}) \frac{\sin \alpha_{st}}{\cos^2 \alpha_{st}} \quad (4.1.34)$$

$$K_x = \frac{c_{x,st} - c_{x,\max} \sin^2 \alpha_{st}}{\cos \alpha_s} \quad (4.1.35)$$

$$AR \leq 50 \rightarrow c_{x,\max} = 1.11 + 0.018AR \quad (4.1.36)$$

$$AR > 50 \rightarrow c_{x,\max} = 20.01 \quad (4.1.37)$$

Кориган и Шилингс формулисали су модел који узима у обзир градијент притиска у граничном слоју користећи бездимензиони градијент брзине  $K$  у циљу узимања у обзир тачке одвајања [82]:

$$\Delta\alpha = \left( \alpha_{C_{y,\max}} - \alpha_{C_y=0} \right) \left[ \left( \frac{Kt/r}{0.136} \right)^n - 1 \right] \quad (4.1.38)$$

где је  $\alpha_{C_{l,\max}}$  нападни угао за који је коефицијент узгона максималан,  $\alpha_{C_l=0}$  је нападни угао за који је коефицијент узгона једнак нули. Према Коригану и Шилингсу вредност  $n=1$  даје добре резултате за велики број случајева радних режима ротора, док су границе у којима се овај коефицијент креће између 0.8 и 1.6 и које дају корелацију са највећим делом тестираних случајева.

Коефицијент узгона за нападне углове после тачке слома узгона израчунава се према:

$$c_{y,3D}(\alpha) = c_{y,2D} + a_{cy} \cdot \Delta\alpha \quad (4.1.39)$$

$a_{cy}$  – нагиб линеарног дела криве узгона у зависности од нападног угла, за S809=0.1 1/°

Ксу и Санкар су на основу поменутих нумеричких анализа закључили да је за случај опструјавања NREL Phase VI ротора емпиријска константа  $n=1.85$  дала боље слагање са експерименталним резултатима у односу на  $n=1$  [12].

За разлику од поменутих корекција које се односе на поправку нападног угла, већи број модела одложеног слома узгона заснива се на корекцији аеродинамичких коефицијената [83,84]:

$$c_{i,3D}(\alpha) = c_{i,2D} + f(t/r, \dots) \cdot \Delta c_i, i = y, x \quad (4.1.40)$$

где су  $\Delta c_y$  и  $\Delta c_x$  разлике вредности аеродинамичких коефицијената које би постојале да за дати нападни угао нема одвајања флуида и дводимензионалних измерених (израчунатих) вредности. Модел одложеног слома узгона који је предложио Снел односи се искључиво на поправку коефицијента узгона [85]:

$$f_{c_y} = 3 \left( \frac{t}{r} \right)^2 \quad (4.1.41)$$

Линденбург је предложио модел који експлицитно узима у обзир угаону брзину ротора, односно утицај сила које су последица ротације лопатице. Предложена корекција се примењује на део лопатице до 0.8  $r/R$  и нападне углове до 30°, а затим се корекција множи фактором који обезбеђује линеарно смањивање корекције до нуле за нападни угао 50° [86]:

$$f_{c_y} = 3.1 \left( \frac{\Omega r}{V_{rel}} \right)^2 \left( \frac{t}{r} \right)^2 \quad (4.1.42)$$

Ду и Селиг су формулисали модел у коме се предвиђа смањење отпора услед тродимензионалних ефеката опструјавања ротирајуће лопатице [87]:

$$f_{c_y} = \frac{1}{2\pi} \left[ \frac{1.6(t/r) a - (t/r) \frac{dR}{\Lambda r}}{0.1267 \frac{dR}{b + (t/r) \Lambda r}} - 1 \right] \quad (4.1.43)$$

$$f_{c_x} = -\frac{1}{2\pi} \left[ \frac{1.6(t/r) a - (t/r) \frac{dR}{2\Lambda r}}{0.1267 \frac{dR}{b + (t/r) 2\Lambda r}} - 1 \right] \quad (4.1.44)$$

$$\text{где су } \Lambda = \frac{\omega R}{\sqrt{V_1^2 + (\Omega r)^2}}, a = b = d = 1.$$

Наредни модел карактеристичан је по томе што узима у обзир витоперење лопатице на посматраном пресеку [88]:

$$f_{c_y, c_x} = 2.2 \left(\frac{t}{r}\right) \cos^4 \theta \quad (4.1.45)$$

где је  $\theta$  геометријски уградни угао.

Корекциони модел описан у [86] заснован је на повећању коефицијента аксијалне (нормалне) силе и одлагања слома узгона у област виших нападних углова што је последица повећања коефицијента нормалне силе:

$$f_{n, rot} - f_{n, 2D} = 1.6 \left(\frac{c}{r}\right) (1 - TS) \left(\frac{\Omega r}{V_{rel}}\right)^2 \quad (4.1.46)$$

TS – место одвајања струје у односу на дужину тетиве

$$\alpha_{rot} = \alpha_{2D} + \frac{0.25 rad}{2\pi} \cdot 1.6 \left(\frac{c}{r}\right) \left(\frac{\Omega r}{V_{rel}}\right)^2 \quad (4.1.47)$$

пројектовањем коефицијента нормалне силе на правац релативне брзине и његову нормалу могу се израчунати коефицијенти отпора и узгона за случај опструјавања ротирајуће лопатице:

$$c_{y, rot} = 1.6 \left(\frac{c}{r}\right) (1 - TS) \left(\frac{\Omega r}{V_{rel}}\right)^2 \cos \alpha_{rot} + c_{y, 2D} \quad (4.1.48)$$

$$c_{x, rot} = 1.6 \left(\frac{c}{r}\right) (1 - TS) \left(\frac{\Omega r}{V_{rel}}\right)^2 \sin \alpha_{rot} + c_{x, 2D} \quad (4.1.49)$$

Сант је на основу обраде података добијених експериментима на роторима NREL Phase VI и Делфтовом моделу дошао до закључка да је применом теорије елемента лопатице могуће добити задовољавајуће резултате за радне режиме са високим степеном одвајања флуидне струје на лопатици и радне режиме скретања под условом да се користе улазни подаци о аеродинамичким коефицијентима који



су добијени експерименталним мерењем на роторима [89]. Предложене су следеће поправке за аеродинамичке коефицијенте којима је узет у обзир коначан број лопатица:

$$c_{y,3D} = F \cdot (c_{y,2D} + f_{c_y} (c_{y,lin} - c_{y,2D})) \quad (4.1.50)$$

$$c_{x,3D} = F \cdot (c_{x,2D} + f_{c_x} (c_{x,2D} - c_{x,2D-min})) \quad (4.1.51)$$

$$F = \left(\frac{2}{\pi}\right)^2 \arccos \left[ e^{-18 \frac{1-r/R}{r/R}} \right] \cdot \arccos \left[ e^{-3.8 \frac{r/R - R_r/R}{R_r/R}} \right] \quad (4.1.52)$$

Поправке за коефицијенте узгона и отпора, које су изведене само на основу података за NREL Phase VI ротор и S809 аеропрофил, примењују се при нападним угловима већим од нападног угла слома узгона при дводимензионалном опструјавању аеропрофила елемента лопатице у облику производа функција:

$$f_y = g(m_0 - m\alpha) e^{-a(\alpha - \alpha_{st})} \cdot (1 - e^{-0.003(\alpha - \alpha_s)^3}) \quad (4.1.53)$$

$$f_x = h(n_0 - n\alpha) e^{-b(\alpha - \alpha_{st})} \cdot (1 - e^{-0.003(\alpha - \alpha_s)^3}) \quad (4.1.54)$$

Коефицијенти  $a$ ,  $b$ ,  $m$ ,  $n$ ,  $m_0$ ,  $n_0$ ,  $g$ ,  $h$  добијени су корелацијом са резултатима експерименталних испитивања и дати су у зависности од односа дужине тетиве и радијуса посматраног елемента лопатице [89]. Модел је формулисан за аксијално опструјавање ротора и не узима у обзир радне режиме при скретању ротора.

На основу аеротунелских испитивања великог броја аеропрофила коначног и бесконачног размаха Спера је формулисао емпиријске корекције аеродинамичких коефицијената како за област линеарне промене коефицијента аеродинамичког узгона, тако и за област након појаве слома узгона [90]. Емпиријски обрасци обухватају прорачун максималних коефицијената узгона и отпора непосредно пре и после појаве слома узгона, а затим у функцији ових величина, као и нагиба линеарног дела криве узгона и виткости лопатице, промене аеродинамичких коефицијената у интервалу нападних углова између  $-10^\circ$  и  $110^\circ$ .

При скретању ротора долази до промене нападног угла у току времена, вектора брзине струјања у равни ротора и неравномерног оптерећења лопатица ветротурбине. Последица оваквог рада у радним режимима са нападним угловима

изнад нападног угла столинга је појава динамичког слома узгона, при чему коефицијент узгона превазилази онај који се јавља при стационарном квази-двостепенском опструјавању аеропрофила. У периоду док се нападни угао повећава од нападног угла где престаје линеарни део криве узгона долази до повећања силе узгона у односу на поменуто стационарно струјање да би након достизања максималне вредности нападног угла и његовог смањења дошло до релативно наглог али континуалног опадања силе узгона знатно испод  $2D$  вредности.

Један од начина кориговања модела за неравномерно оптерећен ротор у случају скретања је дефинисање израза за аксијални индукциони фактор који ће омогућити неравномерну расподелу по диску ротора. Модели за корекцију су најчешће облика [91]:

$$a_\gamma = a(1 + K_s(\gamma) \cdot r \cdot \sin \psi + K_c(\gamma) \cdot r \cdot \cos \psi) \quad (4.1.55)$$

$\gamma$  – угао скретања диска ротора

$a_\gamma$  – коригована вредност аксијалног инд. фактора при гама

$\psi$  – азимут

Функције  $K_i$  су дате у зависности од угла вртложног трага  $\chi$  [91]:

$$\operatorname{tg} \chi = \frac{V_1 \sin \gamma}{V_1 \cos \gamma + a} \quad (4.1.56)$$

при чему се обично узима вредност на  $0.7 - 0.8 r/R$  лопатице с обзиром да је вредност угла функција полупречника ротора.

Коефицијент  $K_c$  је у свим доле наведеним моделима једнак нули, док се  $K_s$  израчунава у зависности од аутора према изразима у табели 4.1.

Табела 4.1. Различите функције за параметар  $K_s$

Аутори	$K_s$
Колеман et al. (1945)	$\operatorname{tg}(\chi/2)$
Вајт и Блејк (1979)	$\sqrt{2} \sin \chi$
Пит и Питерс (1981)	$15\pi / 23 \operatorname{tg}(\chi/2)$
Хаулет (1981)	$\sin^2 \chi$

Скорије је развијен модел на основу нумеричких разматрања вртложних прстенова при чему је постављена зависност аксијалног индукционог фактора за режиме скретања ротора у функцији бездимензионог полупречника ротора [92]:

$$a_{\gamma} = a(1 + f_{yaw}(r/R) \operatorname{tg}(\chi/2) \sin \psi) \quad (4.1.57)$$
$$f_{yaw}(r/R) = \frac{r}{R} + 0.4 \left(\frac{r}{R}\right)^3 + \left(\frac{r}{R}\right)^5$$

С обзиром да се при скретању ротора, као и при променама брзине ветра у општем случају јављају динамичке промене аеродинамичког оптерећења, односно нападних углова дуж распона лопатице, корекције теорије елемента лопатице могуће је извршити применом модела који узимају у обзир нестационарне промене аеродинамичког коефицијента узгона. Иако развијен за потребе ротора хеликоптера врло често се у индустрији ветротурбина користи Бедоес-Лајхсманов модел за моделирање динамичког понашања аеродинамичког узгона [91]. Шенг је предложио модификовани Бедоес-Лајхсманов модел који је посебно прилагођен струјањима при мањим Маховим бројевима, односно опструјавању ротирајућих лопатица ветротурбина [93].

Поправка за конусни ротор облика, при чему је лопатица постављена под неким углом у аксијалној равни у односу на раван обртања обично се узима применом једноставних тригонометријских односа. Међутим за случај веома флексибилних лопатица и великих вредности поменутог угла недавно је развијен посебан модел [94].

Резултати прорачуна оптерећења применом теорије елемента лопатице су веома зависни од улазних података о аеродинамичким коефицијентима аеропрофила који се користе за дефинисање геометрије лопатице. Чак и када су доступна квалитетна мерења аеродинамичких карактеристика аеропрофила тачност резултата прорачуна оптерећења лопатице није гарантована. С обзиром да се у аеротунелима испитује модел коначног размаха који не ротира постоји могућност да се аеродинамички коефицијенти значајно разликују у односу на оне који постоје у појединим радним режимима ветротурбине. Ова несигурност је посебно изражена код ротора чији је рад регулисан сломом узгона јер се радни нападни углови у овом случају врло често налазе у области слома узгона за комплетну лопатицу. Код ротора који су регулисани променом корака лопатица, ова појава је мање изражена с обзиром да се радни режими дефинишу тако да нападни углови буду у области линеарне зависности аеродинамичког коефицијента узгона на већем делу лопатице. Код овог решења регулисања, струјање при великим нападним угловима је обично ограничено на корени део

лопатице. Ипак, и у тим случајевима може доћи до значајне разлике у стварном аеродинамичком оптерећењу у односу на прорачунато ако се користе некориговани „дводимензионални“ подаци о аеродинамичким коефицијентима.

Након детаљне анализе за моделирање аеродинамичких оптерећења коришћена је модификована Прандтлова корекција за коначни број лопатица и Мадсенов модел за тешко оптерећени ротор. За постављени Мадсенов модел, доступне експерименталне и/или прорачунате податке о аеродинамичким коефицијентима извршења је емпиријска модификација Прандтлове корекције за врх лопатице узимајући у обзир објављене резултате испитивања ветротурбина у аеротунелима:

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos e^{-f} \cdot A_{cor}$$

$$A_{cor} = \left( -5.6736 \left( \frac{r}{R} \right)^4 + 7.9254 \left( \frac{r}{R} \right)^3 - 2.7182 \left( \frac{r}{R} \right)^2 + 0.2258 \left( \frac{r}{R} \right) + 1.0035 \right) \quad (4.1.58)$$

$$f = \frac{-N}{2 \sin \varphi} \left( 1 - \frac{r}{R} \right)$$

Аеродинамички коефицијенти су кориговани према Спериној методологији и резултатима Танглера [95]. Вредности максималних коефицијената аеродинамичког узгона и отпора  $c_{y,max2}$  и  $c_{x,max2}$  у области након слома узгона одређени су према [90], а део кривих аеродинамичких коефицијената између области која је експериментално или нумерички одређена (нападни углови након слома узгона) према [95]:

$$c_{y,1} = S_1(\alpha - \alpha_0) + R_{c_y} \left( \frac{\alpha - \alpha_0}{\alpha_{c_{11}} - \alpha_0} \right)^{N_1}$$

$$R_{c_y} = S_1(\alpha - \alpha_0) - c_{y1,max}$$

$$N_1 = 1 + \frac{c_{y1,max}}{R_{c_y}}$$

$$c_{y,max2} = F_1(t/c) \cdot F_2(AR) \quad (4.1.59)$$

$$c_{x,max2} = G_1(t/c) \cdot G_2(AR) \quad (4.1.60)$$

$$F_1 = 1.190 \left[ 1 - (t/c)^2 \right] \quad (4.1.61a)$$

$$F_2 = 0.65 + 0.35e^{-(9/AR)^{2.3}} \quad (4.1.61b)$$

$$G_1 = 2.3e^{-(0.65(t/c))^{0.9}} \quad (4.1.61c)$$

$$G_2 = 0.52 + 0.48e^{-(6.5/AR)^{1.1}} \quad (4.1.61d)$$

$$AR = \frac{2 \cdot (R - R_{gl})}{t_{sr}} \quad (4.1.62a)$$

$$R_{sr} = \sqrt{\frac{R^2 + R_{gl}^2}{2}} \quad (4.1.62b)$$

#### 4.1.2 Нумеричко одређивање аеродинамичких оптерећења ветротурбине

Дијапазон модела за нумеричко одређивање аеродинамичких оптерећења ветротурбине је веома широк као што је у ранијим поглављима образложено. Комплексни тродимензионални модели у које спадају све врсте прорачуна базираних на нумеричком решавању Навије-Стоксових или Рејнолдсових једначина дају велики број квалитативних и квантитативних показатеља битних за анализу аеродинамичких оптерећења лопатице ветротурбине, али ограничења у погледу хардвера, расположивог времена и обучености инжењера представљају разлоге за релативно ретку примену ових метода, чак и у научно – истраживачке сврхе. На другом крају спектра налазе се алгоритми за одређивање аеродинамичких оптерећења лопатице ветротурбине применом теорије елемента лопатице који су веома ефикасни у погледу потребног времена за прорачун, али квалитет резултата изузетно зависи од уведених корективних једначина и фактора којима се обухватају појаве које су моделом идеализоване.

Једна од алтернативних техника анализе струјања око ротора је прорачун струјног поља око ротора нумеричким решавањем Навије-Стоксових једначина, при чему се утицај диск ротора или ротирајућих лопатица замењује изворним члановима у једначинама промене количине кретања који представљају оптерећење ротора/лопатица. Оптерећења могу бити одређена применом теорије елемента лопатице и коришћењем табеларно задатих података о аеродинамичких коефицијентима. Примењени алгоритам базира се на модификованом моделу који су увели Рацагопалан и Зори [96, 97]. У модел су уведене корекције за коначан број лопатица и одложени слом узгона услед тродимензионалних ефеката

опструјавања ротирајућих лопатица ветротурбине са претходно поменутих модификацијама у једначинама 4.1.58 до 4.1.61.

Тродимензионално струјно поље нестишљивог флуида описано је Рејнолдсовим једначинама, при чему је примењен Спаларт-Алмарасов турбулентни модел, који су детаљније описани у наредном поглављу. Ротор је моделиран као актуатор диск. У једначинама промене количине кретања по  $x$ ,  $y$  и  $z$  правцу налазе се изворни чланови  $S_i$  који моделирају оптерећење ротора:

$$\rho \left( \frac{\partial v_i}{\partial t} + v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + (\mu + \mu_t) \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) + S_i \quad (4.2.63)$$

Изворни члан се додаје за сваки елемент прорачунске мреже који представља ротор:

$$\bar{S}_{el} = - \frac{\vec{F}_{el}}{V_{el}} \quad (4.2.64)$$

$V_{el}$  представља запремину елемента прорачунске мреже, а  $\vec{F}_{el}$  резултујућу аеродинамичку силу прорачунату теоријом елемента лопатице. Изворни чланови временски су осредњени у времену  $s$  обзиром да сила која делује на елемент лопатице делује на елементарни прстенасти пресек диска ротора. Време за које се посматрани ротирајући елемент лопатице подудара са елементом прорачунске мреже ширине  $\Delta\theta$  у тачки диска ротора ( $x, y, z$ ) је:

$$t_{\Delta\theta} = \frac{\Delta\theta}{\omega} \quad (4.2.65)$$

Имајући у виду време потребно за ротацију елемента лопатице за угао  $2\pi$  рад може се израчунати време подударања елемента лопатице и елемента прорачунске мреже:

$$t = \frac{\Delta\theta}{2\pi} \quad (4.2.66)$$

Тада је изворни члан за елементе прорачунске мреже који представљају ротор са  $N$  лопатица:

$$S = (S_x, S_y, S_z) = \frac{N\Delta\theta}{2\pi} (\vec{F}_{el}) \quad (4.2.67)$$

Сила  $\vec{F}$  се израчунава према теорији елемента лопатице:

$$\vec{F}_{el} = \vec{F}_{otp} + \vec{F}_{uzg} \quad (4.2.68)$$

$$F_{otp} = \frac{1}{2} \rho t(r) V_{rel}^2 c_{otp} \quad (4.2.69)$$

$$F_{uzg} = \frac{1}{2} \rho t(r) V_{rel}^2 c_{uzg} \quad (4.2.70)$$

Релативна брзина опструјавања елемената лопатица се одређује из Рејнолдсових једначина са изворним члановима. С обзиром да изворни чланови зависе од брзине поступак њиховог одређивања, као и струјног поља око ротора је итеративан.

#### 4.2 Валидација модела

Валидација претходно описаних модела одређивања аеродинамичких оптерећења ветротурбине извршена је поређењем са доступним експерименталним подацима [98]. Иако постоји већи број доступних резултата који су остварени у периоду од 1990. године до 2010. године, за детаљно поређење резултата изабрани су NREL Phase VI ротор испитиван 2000. године у NASA Ames аеротунелу и пројекат MEXICO чија је прва фаза испитивања у аеротунелу DNW извршена 2008. године.

Испитивање ветротурбине NREL Phase VI извршено је у оквиру заједничког пројекта неколико водећих истраживачких институција које се баве енергијом ветра у циљу превазилажења проблема везаних за непоузданост резултата на раније реализованим теренским мерењима. Експеримент је извршен на моделу у пуној размери у аеротунелу димензија попречног пресека 24.4 m x 36.6 m чиме су обезбеђени контролисани услови опструјавања ротора, слика 4.1.



Слика 4.1 Ветротурбина NREL Phase VI у NASA Ames аеротунелу [99]

Мерења су извршена за интервал брзине слободне струје између 5 и 25 m/s. Ротор је пречника 10 m, чине га 2 композитне лопатице облика аеропрофила S809. Треба напоменути да је испитиван и ротор са продуженом лопатицом пречника 11 m који је знатно мање помињан у литератури, те ће се даљи подаци односити на ротор пречника 10 m. Лопатица је трапезна, дужина тетиве се мења линеарно са максималном вредношћу од 0.737 m на 25% релативног полупречника ротора. Тетива при врху лопатице износи 0.356 m. Угао витоперења дуж лопатице мења се нелинеарно, укупна разлика углова у корену и при врху лопатице износи 22.5°. Брзина обртања ротора је константна и износи 72 min<sup>-1</sup>. Мерења су расподела притисака на пресецима лопатице који одговарају релативним полупречницима 30%, 47%, 63%, 80% и 95%, односно на полупречницима  $r=1.510$  m, 2.343 m, 3.185 m, 4.023m и 4.780m. Такође је вршено мерење углова између релативне брзине и равни обртања на пет пресека који одговарају полупречницима  $r=1.710$  m, 2.5653 m, 3.370 m, 4.023m и 4.5773m. Анализиране су различите конфигурације ветротурбине са ротором постављеним низструјно и у супротном правцу од брзине слободне струје, нормално на правац струјања и под углом скретања, са или без трака постављених на нападној ивици лопатице којима се симулира присуство нечистоћа на лопатици и турбулентно струјање у граничном слоју зида лопатице по целој дужини тетиве. Корак лопатице је при мерењима мењан између 0° и 6°. Детаљан опис конструкције ветротурбине и геометрије лопатице налази се



у [99]. У истом извештају налазе се подаци о експериментално одређеним аеродинамичким коефицијентима за аеропрофил S809.

Након испитивања ветротурбине NREL Phase VI, Национална лабораторија за обновљиве изворе САД (NREL) организовала је поређење са нумеричким резултатима које су постигли истраживачи из осамнаест институција у свету које се баве ветротурбинама [100]. При томе, истраживачи који су представили своје резултате нису имали увид у експерименталне податке. У поређењу су коришћени модели засновани на теорији елемента лопатице и одржања количине кретања (9 институција), вртложној теорији (4 институције), нумеричком решавању Навије-Стоксових (Рејнолдсових) једначина (3 институције) и хибридном моделима (2 институције). Разноврсност објављених резултата, као и добра база података експерименталних мерења обезбедили су да ветротурбина NREL Phase VI постане незаобилазна при валидацији модела и развијених софтверских алата. Такође, објављени експериментални подаци се и даље користе за формулисање емпиријских корекција инжењерских модела базираних на теорији елемента лопатице и одржања количине кретања. За поређење су коришћене тангенцијалне и аксијалне силе за испитивани интервал брзине слободне струје.

У оквиру пројекта MEXICO (Model Rotor Experiments in Controlled Conditions) под покровитељством Европске уније сарађује 10 институција из 6 земаља. Ротор кога чине три лопатице са могућношћу промене корака, пречника 4.5 метара испитиван је у великом аеротунелу за мале брзине DNW димензија радног простора 9.5 x 9.5 m, у отвореној конфигурацији, слика 4.2. Дужина простора који је служио за одређивање струјног поља око ротора једнака је 20m. Ветротурбина се налазила 7m низструјно у односу на млазник. Расподела притисака је мерена на 5 пресека коришћењем 148 давача распоређених на релативним пречницима 25, 35, 60, 82 и 92 %. Мерни пресеци су распоређени на све три лопатице с обзиром да димензије ротора нису дозвољавале инсталацију опреме на свим лопатицама за све поменуте пресеке. Оптерећења ротора су мерена спољашњом шестокомпонентном аеровагом која је постављена испод модела. Поред расподела притисака и угла аеродинамичког нагиба, извршена су мерења PIV методом у циљу одређивања струјног поља око ветротурбине.

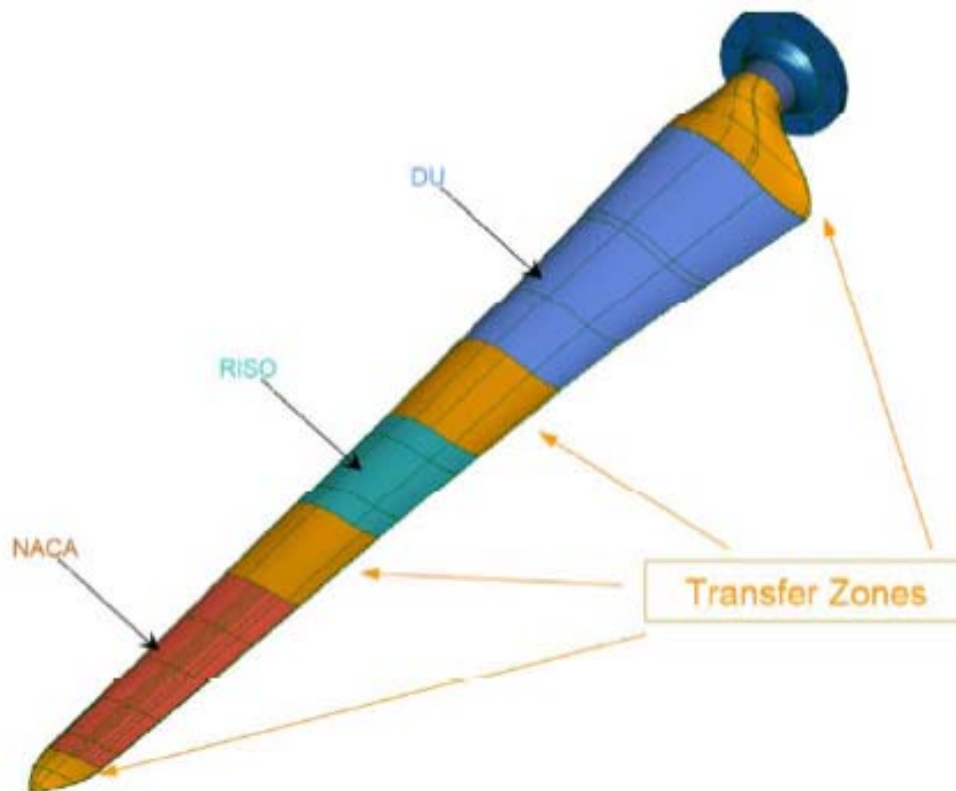


Слика 4.2. MEXICO експеримент у аеротунелу DNW-а [101]

Лопатице су витоперене трапезне, максимална дужина тетиве износи 240 mm и укупног конструктивног нагиба  $16^\circ$ , слика 4.3. Дужина тетиве при врху лопатице износи 85 mm. Дуж лопатице су коришћена три аерофила (DU91-W2-250, RISOE A1-21 и NASA 64-418), детаљи су дати у [102].

Брзина обртања ротора је  $424.5 \text{ min}^{-1}$  или  $324.5 \text{ min}^{-1}$ . Према подацима у литератури при првој брзини обртања Рејнолдсов број при врху лопатице износи 800000 [102]. На лопатице је постављена трака која ремети ламинарно струјање у

граничном слоју. Испитивање је вршено за брзине слободне струје ваздуха у интервалу од 10 до 30 m/s, при чему су покривени радни режими које карактерише коефицијент рада између 3.3 и 10. Пројектовани коефицијент рада износи 6.67, што одговара брзини струјања од 15 m/s при  $424.5 \text{ min}^{-1}$ . Испитивања су извршена за различите кораке ротора и углове скретања. Пројектни корак ротора је  $-2.3^\circ$ .



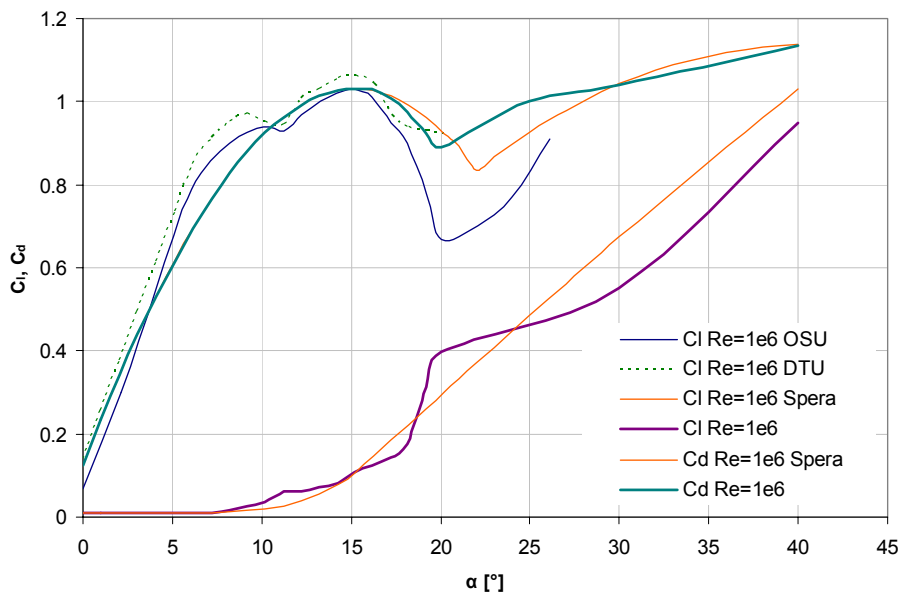
Слика 4.3 Лопатица ветротурбине MEXICO [102]

Анализа експерименталних података и поређење са нумеричким моделима који се у великом броју заснивају на прорачуну тродимензионалног струјног поља решавањем Рејнолдсових једначина или примени потенцијалног струјања – вртложних метода извршена је у 20 институција из 11 земаља [101]. Извршено је поређење различитих софтвера заснованих на примени теорије елемента лопатице и одржања количине кретања. У поменутом извештају дат је огроман број експериментално добијених података и поређења са свим модерним методама за одређивање аеродинамичких оптерећења ветротурбина од којих су за валидацију приказаних модела коришћени резултати за нормално опструјавање ротора при

брзинама слободне струје 10, 15 и 24 m/s, као и резултати при скретању ротора од 30° при брзини струјања од 15 m/s.

Експериментални подаци преузети су из извештаја Шеперса [101]. Дефиниција нормалне и тангенцијалне силе су дате у односу на тетиву посматраног елемента лопатице.

За одређивање аеродинамичких оптерећења ветротурбине NREL Phase VI коришћени су доступни експериментални подаци о аеродинамичким коефицијентима аеропрофила S809 за Рејнолдсове бројеве између 600000 и 1000000, који су кориговани и допуњени за нападне углове преко 20° применом образаца 4.59-4.61, при чему виткост лопатице није узета у обзир. Вредности максималних аеродинамичких коефицијената су  $c_{l,max 2}(\alpha = 41^\circ) = 1.1375$  и  $c_{d,max 2}(\alpha = 90^\circ) = 1.9610$ . Вредности аеродинамичких коефицијената за аеропрофил S809 при  $Re=10^6$  приказани су на слици 4.4. Подаци су кориговани за градијент узгона  $S_1 = 0.1157$ ,  $R_{c_{y1}} = 0.8559$ ,  $N_1 = 2.203$ , и до  $\alpha = 20^\circ$ .



Слика 4.4 Аеродинамички коефицијенти аеропрофила S809

За интервал нападних углова између 20° и 41° за коефицијент аеродинамичког узгона примењена је следећа апроксимација за  $R_{cl_2} = 0.4945$  и  $c_{l_{2,max}} = 1.1375$ :

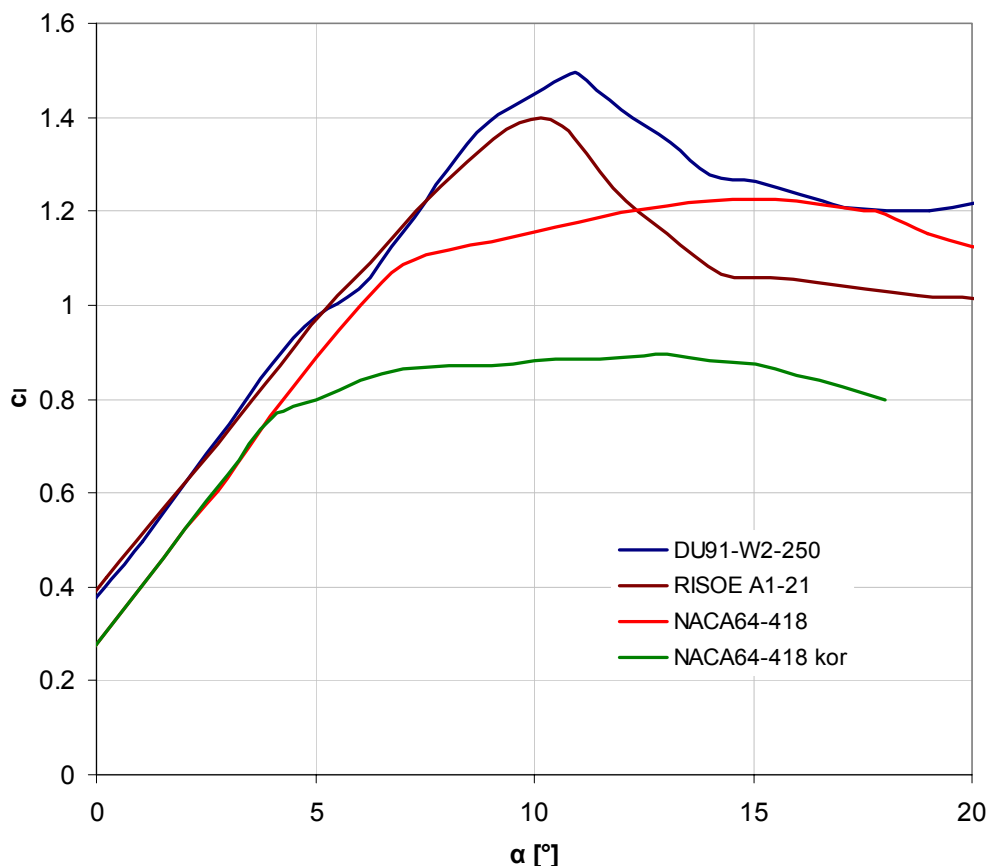
$$c_l = \frac{3R_{cl_2} \cdot \alpha - 1.5 \cdot \frac{c_{l_{2,max}}}{R_{cl_2}}}{\alpha + 1.632 \cdot \frac{c_{l_{2,max}}}{R_{cl_2}} \cdot \left( \frac{c_{l_{2,max}}}{R_{cl_2}} + 0.24 \right)} \quad (4.2.71)$$

Подаци о коефицијенту аеродинамичког отпора у интервалу нападних углова између  $20^\circ$  и  $41^\circ$  кориговани су према Витерни. На сликама 4.6 до 4.11 приказани су резултати одређивања аеродинамичких оптерећења и снаге ветротурбине NREL Phase VI применом теорије елемента лопатице (означена акронимом BEM на сликама). С обзиром да је NREL Phase VI ветротурбина регулисана сломом узгона и да су нападни углови дуж лопатице релативно велики, приказани експериментални подаци су добар тест за примењену корекцију аеродинамичких коефицијената у случају отцепљења струје. При брзини слободне струје од  $7 \text{ m/s}$  резултати се веома добро подударају са експерименталним вредностима, не само у интегралном облику који је приказан на сликама 4.10 и 4.11 већ и расподела оптерећења дуж лопатице приказана на слици 4.6. Треба имати у виду да су у овом радном режиму нападни углови на великом делу лопатице у области линеарне промене коефицијента узгона, те корекција аеродинамичких коефицијената не би требало да има најбитнију улогу при прорачуну оптерећења. Поправка за коначан број лопатица би требало да у овом случају има велику важност. Резултати расподеле оптерећења у области изнад  $80 \%$  релативног полупречника су у задовољавајућој сагласности са експериментом.

При брзини слободне струје  $10 \text{ m/s}$  постигнуто је веома добро слагање резултата са експерименталним вредностима. Модификације аеродинамичких коефицијената у овом режиму рада су имале највећи утицај на резултате. При већим брзинама слободне струје примећују се веће разлике у односу на експерименталне вредности. Постоји тренд да су аксијална оптерећења прецењена у односу на резултате експеримента. Међутим, ово је област изузетно високих нападних углова и радних режима у којима су како нумерички тако и експериментални резултати релативно непоуздани.

За ветротурбину MEXICO извршена је анализа оптерећења теоријом елемента лопатице и хибридном нумеричким моделом описаним у оквиру одељка 4.1.2 (BEM-AD ознака на сликама). У односу на експериментално одређене вредности аеродинамичких коефицијената узгона и отпора који се помињу у [101, 103], извршена је корекција коефицијента аеродинамичког узгона. Према резултатима нумеричких прорачуна и анализи резултата прорачуна са изворним коефицијентима аеродинамичког узгона извршено је кориговање поменутих података за аеропрофил NASA 64-418, слика 4.5.

Резултати су приказани на сликама 4.12 до 4.16. Оба модела дају прихватљиве резултате за обртни момент у радним режимима у којим нема масовног отцепљења струје (брзине слободне струје 10 и 15 m/s), док се за 24 m/s примећује веће одступање као и у случају ветротурбине NREL Phase VI. BEM модел прецењује интегралну аксијалну силу, док су BEM-AD моделом постигнути резултати који су нижи од експерименталних вредности. Са модификованим аеродинамичким коефицијентима при брзини 24 m/s BEM модел даје расподелу нормалних и тангенцијалних оптерећења која се по карактеру приближила експерименталним вредностима. При опструјавању ветротурбине брзином слободне ваздушне струје 10 m/s која представља радни режим без отцепљења флуида оба модела дају добро слагање са измереним вредностима нормалне силе дуж лопатице, док је код тангенцијалне силе приметно битније одступање, иако је тренд промене оптерећења близак експерименталном.

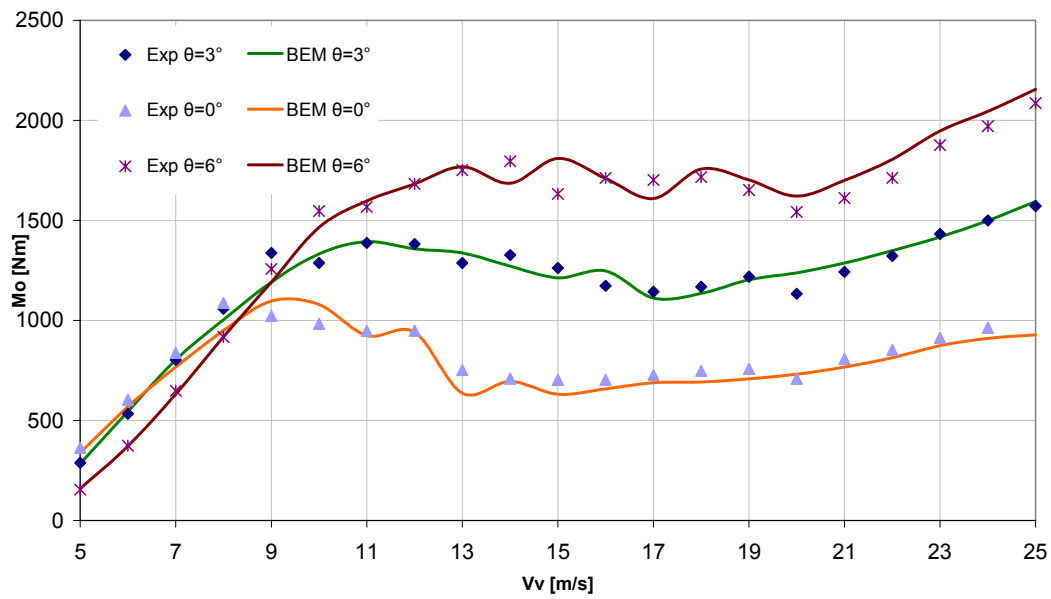


Слика 4.5. Аеродинамички коефицијенти аеропрофила лопатице ветротурбине MEXICO

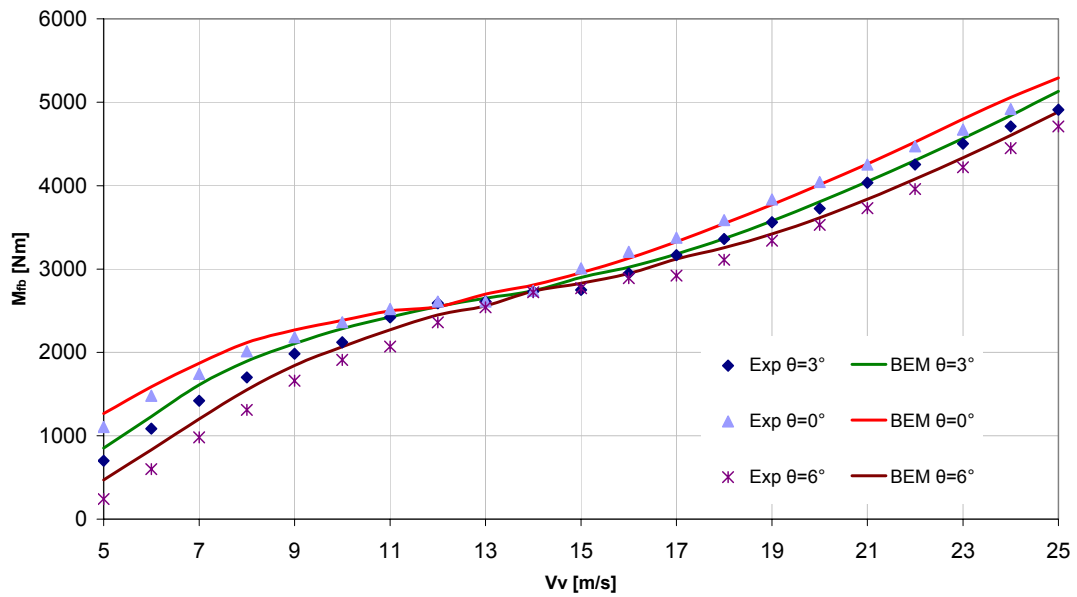
Расподела оптерећења при брзини слободне струје 15 m/s се за оба модела незнатно разликује у односу на експерименталне вредности.

Карактеристика резултата за МЕХИСО ротор је да се нормална оптерећења много боље подударају са експерименталним резултатима за разлику од тангенцијалних оптерећења. Поред примењених модела за коначан број лопатица и тешко оптерећен ротор на резултате утичу унети аеродинамички коефицијенти који су у оба случаја одређени експериментално мерењем на непокретним моделима коначног размаха. Кориговањем аеродинамичких коефицијената остварено је знатно побољшање подударања резултата са експерименталним вредностима. Разлоге за већа одступања резултата прорачуна тангенцијалне силе, као и интегралних оптерећења могуће је тражити у томе што аеродинамички коефицијенти само делимично одговарају струјним условима (Рејнолдсовом броју) који су се јавили при испитивању ветротурбина, као и разликама везаним за изазивање преображаја граничног слоја на нападној ивици лопатице.

Приказани резултати потврђују да модели који су примењени за одређивање аеродинамичких оптерећења дају добре резултате у области радних режима за које је отцепљење струје ваздуха мало, док за веће брзине ветра резултати одступају од експериментално остварених. Ипак, имајући у виду да ветротурбине у току радног века велики део времена раде у режимима који одговарају линеарном делу криве узгона аеропрофила који се користе за аеродинамичко пројектовање лопатица, где су резултати релативно поуздани, развијени ВЕМ модел се може користити за процену оптерећења и оптимизацију уз адекватну интерпретацију резултата. Приказаним примерима су потврђене могућности примене развијених модела. С обзиром на релативно мали број прорачуна у литератури у којима су дати комплетни резултати, треба приметити да постоји проблем тачног прорачуна аксијалне силе (момента савијања у аксијалном правцу) и обртног момента. Постављеним моделом ово неслагање је сведено на мању меру у односу на познате објављене резултате, с тим што је прорачун остао на страни сигурности у смислу да су у већини посматраних режима прорачуната аксијална оптерећења за 5 – 10% већа од експериментом утврђених.

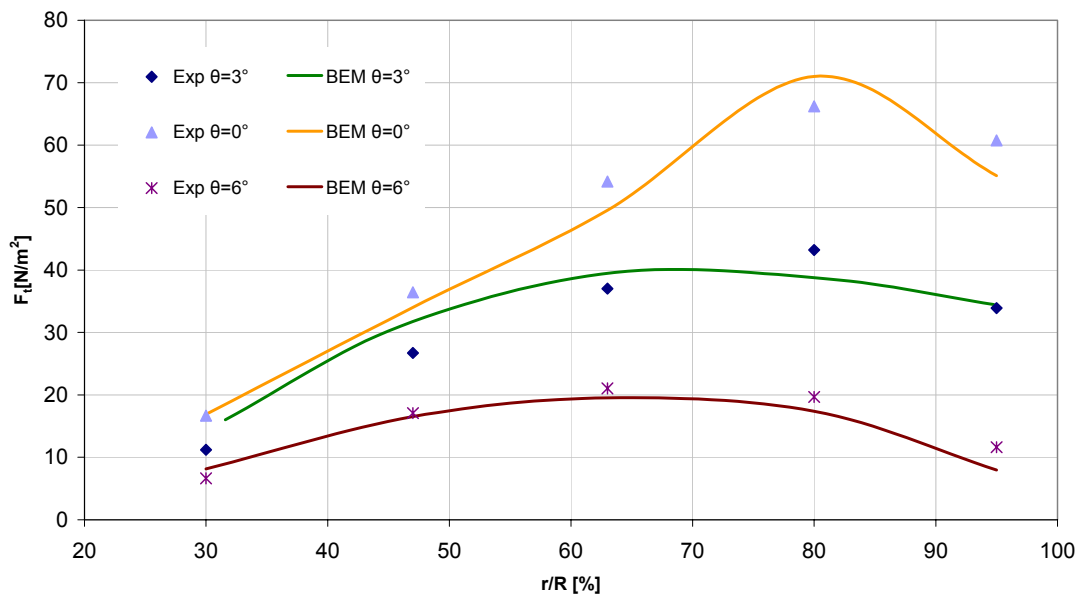
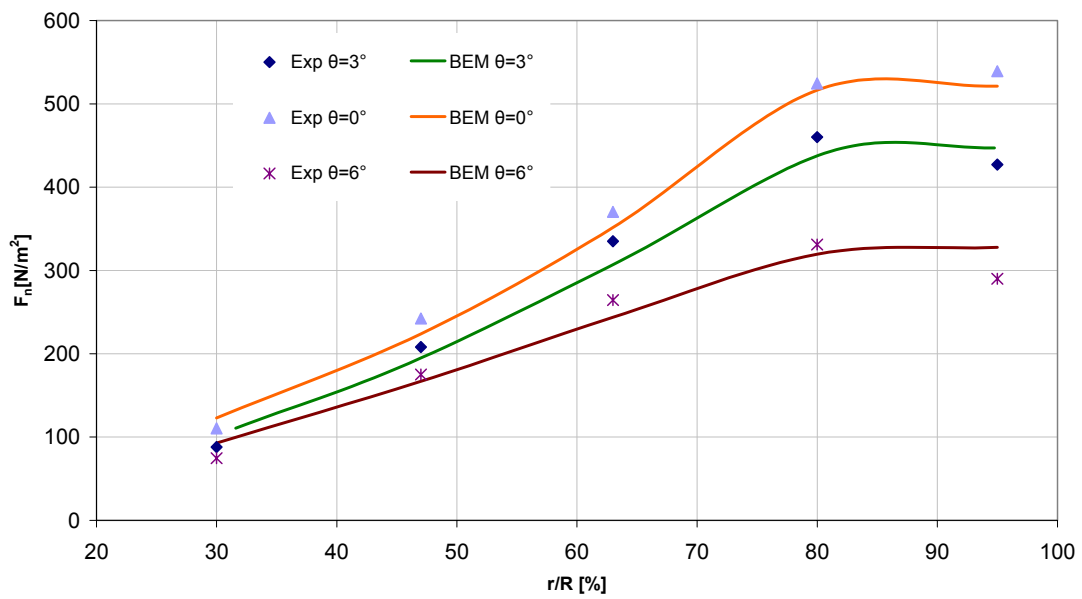


Слика 4.10 Обртни момент ветротурбине NREL Phase VI

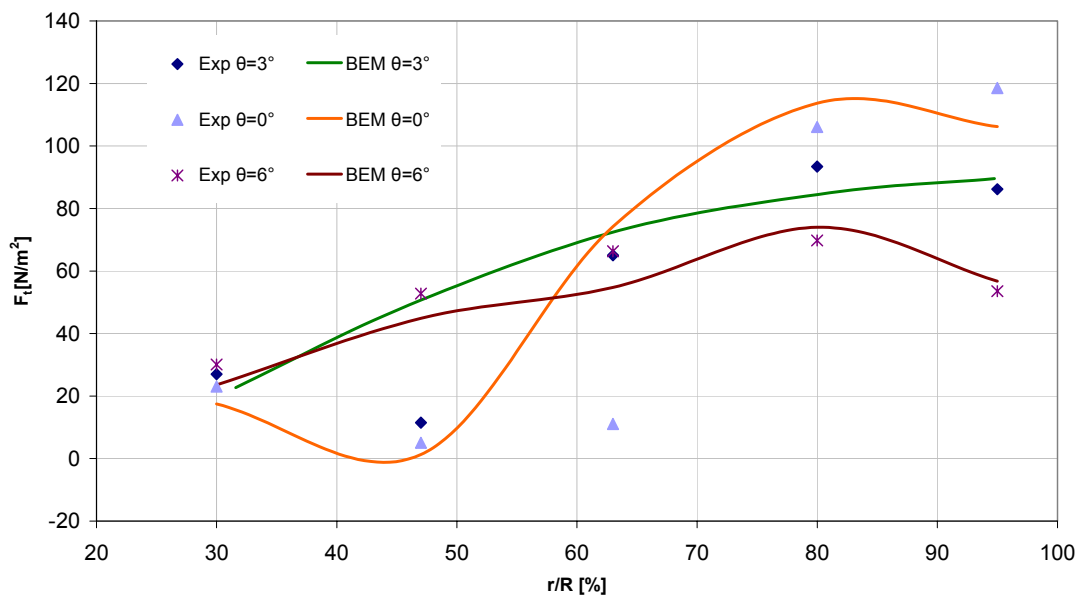
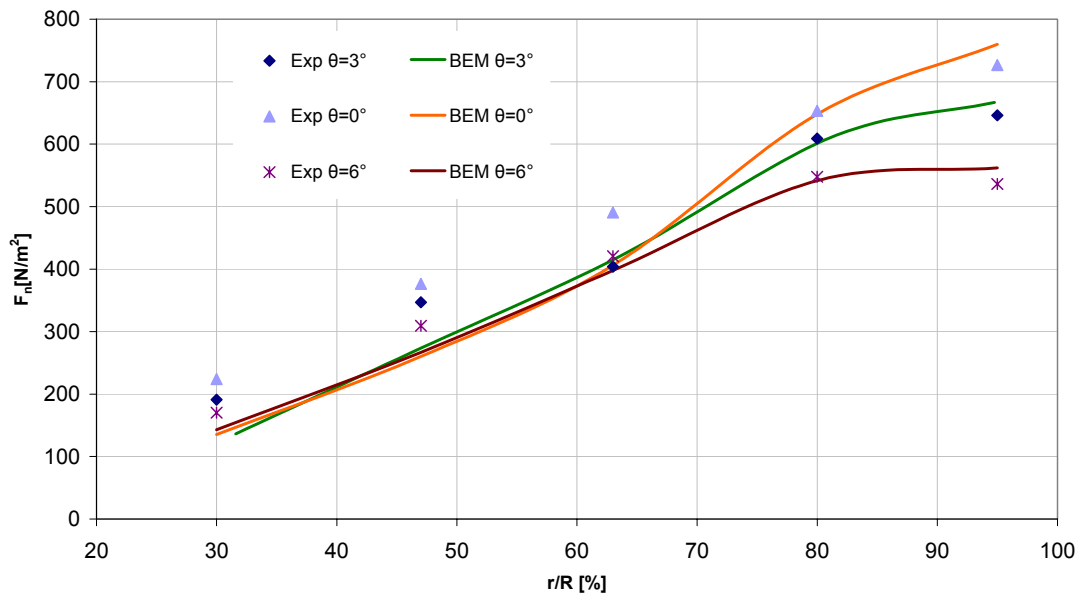


Слика 4.11 Момент савијања у корену лопатице у аксијалном правцу

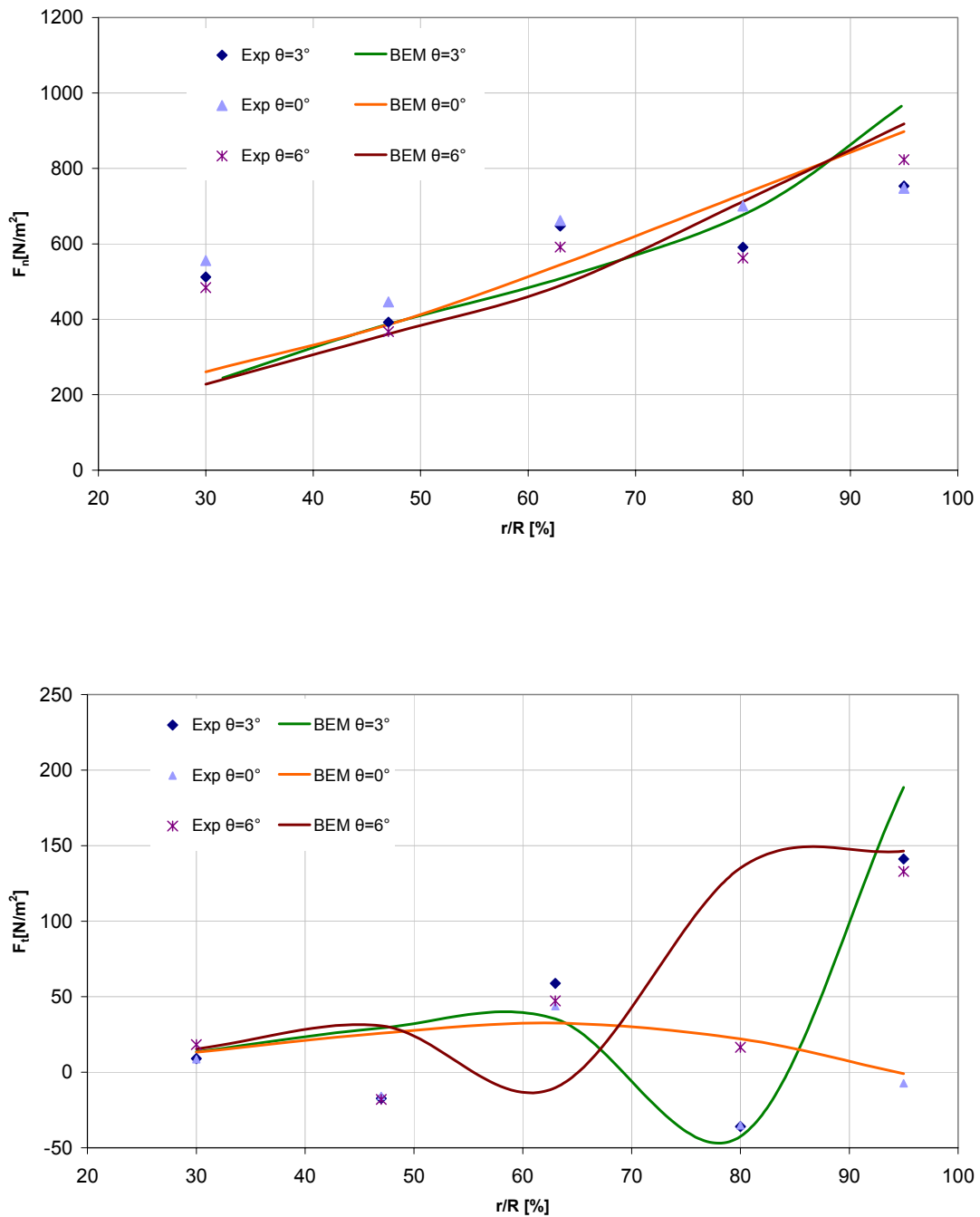




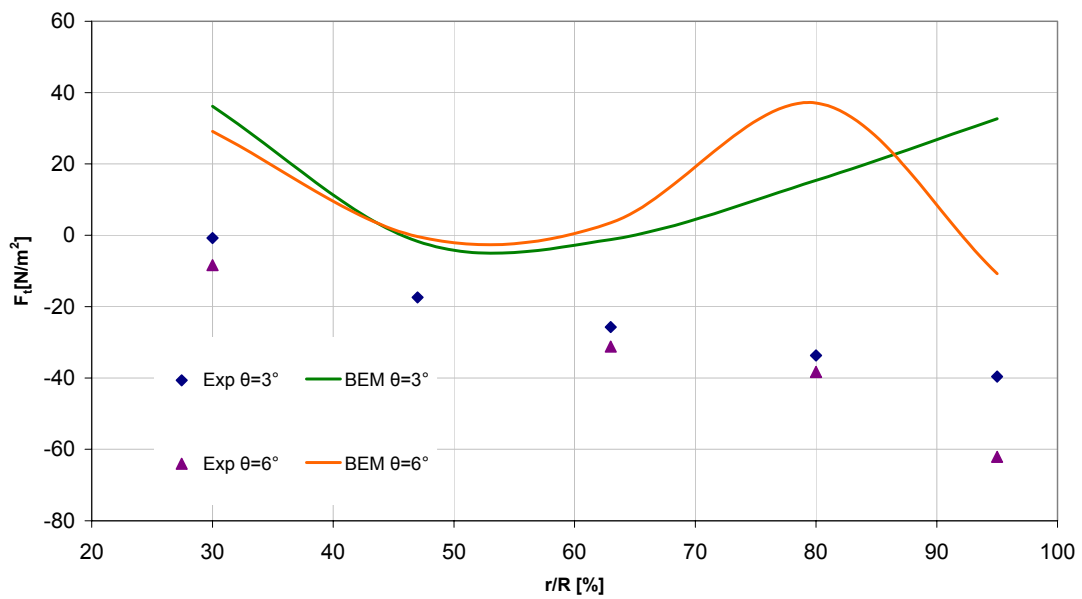
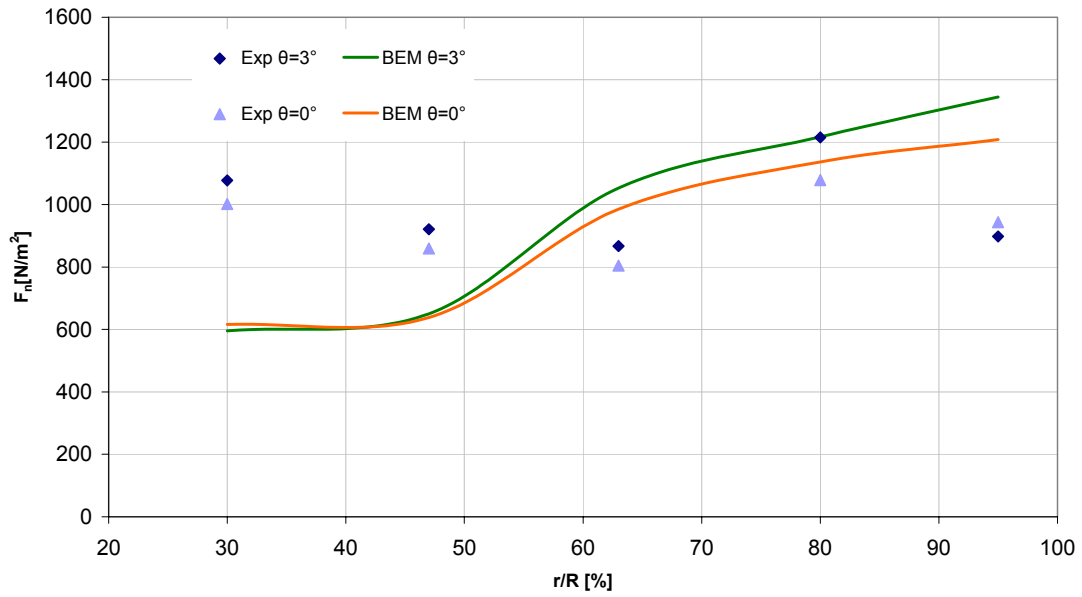
Слика 4.6 Оптерећења у нормалном и тангенцијалном правцу дуж лопатике у односу на тетиву аеропрофила, брзина слободне струје  $V_v=7$  m/s



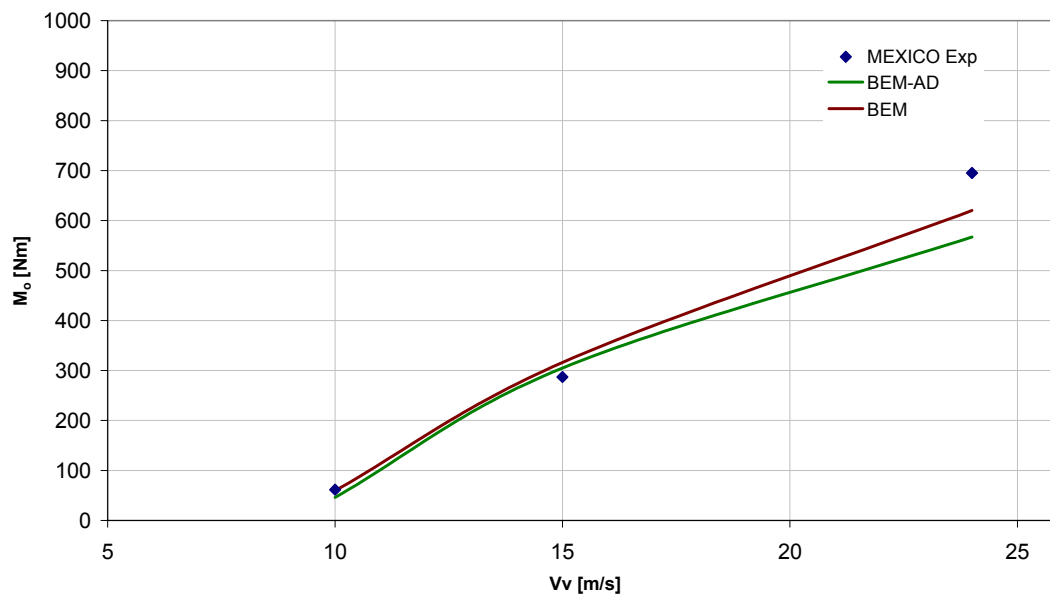
Слика 4.7 Оптерећења у нормалном и тангенцијалном правцу дуж лопатице у односу на тетиву аеропрофила, брзина слободне струје  $V_v=10$  m/s



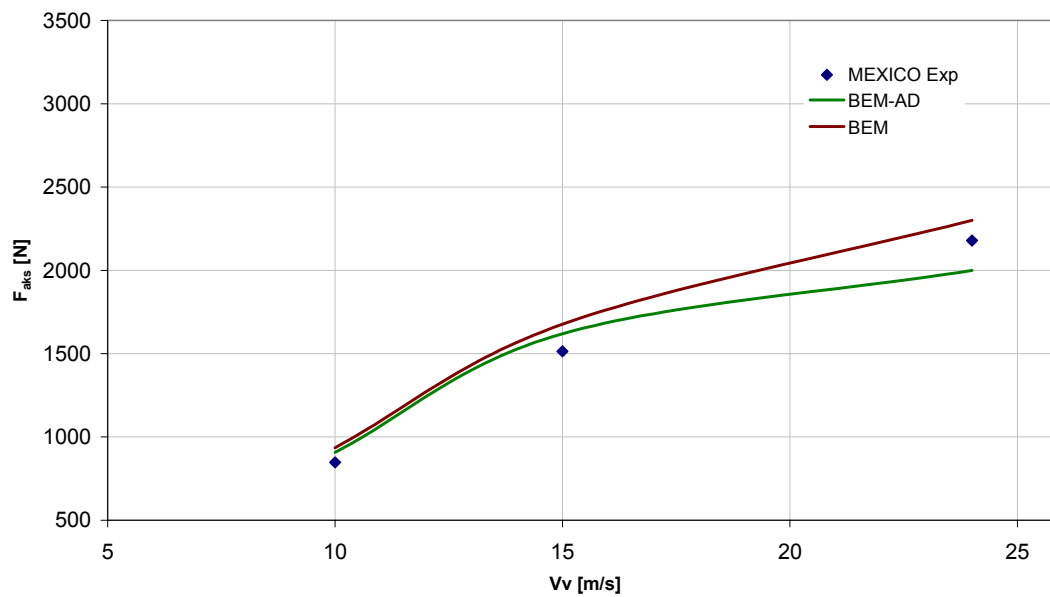
Слика 4.8 Оптерећења у нормалном и тангенцијалном правцу дуж лопатице у односу на тетиву аеропрофила, брзина слободне струје  $V_v=15$  m/s



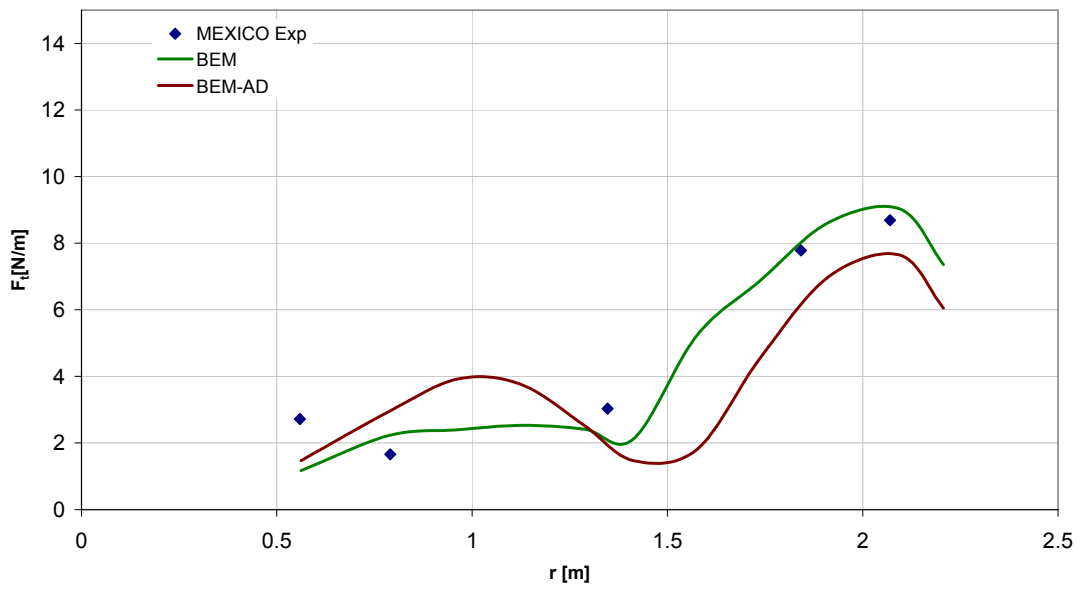
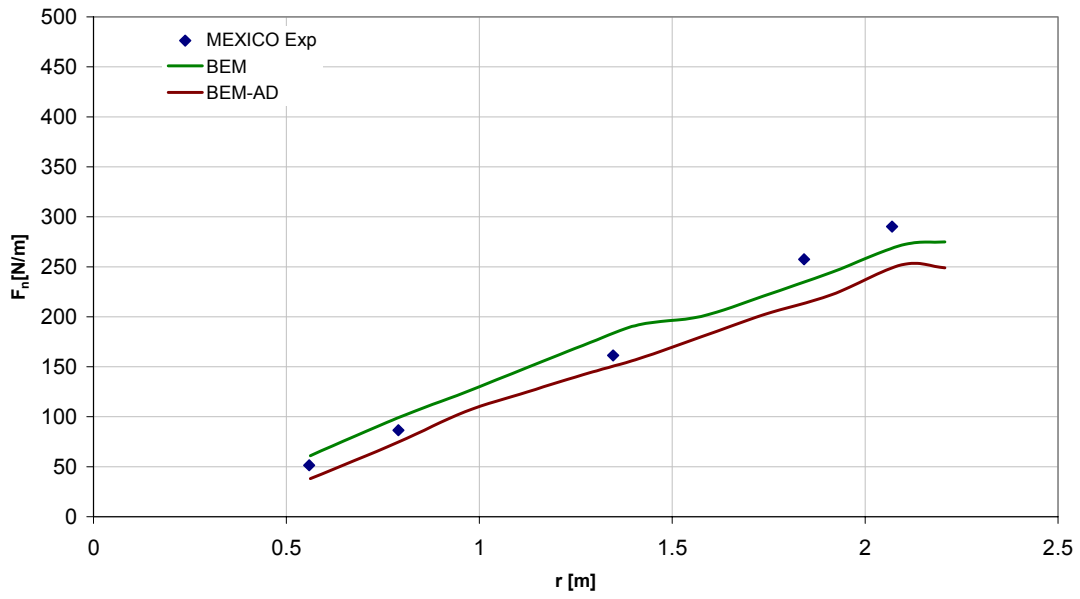
Слика 4.9 Оптерећења у нормалном и тангенцијалном правцу дуж лопатице у односу на тетиву аеропрофила, брзина слободне струје  $V_v=25$  m/s



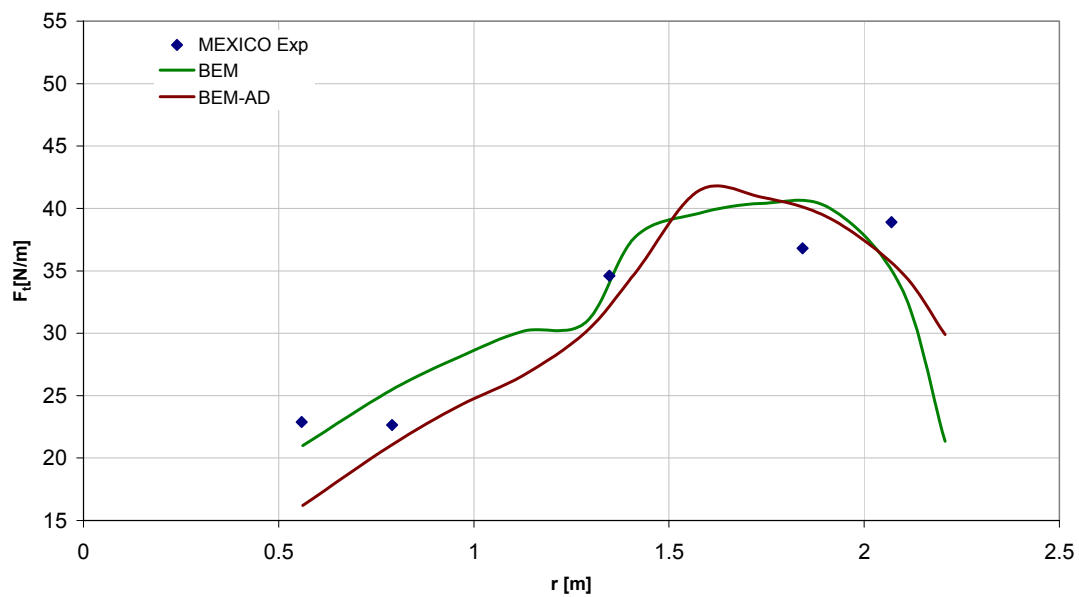
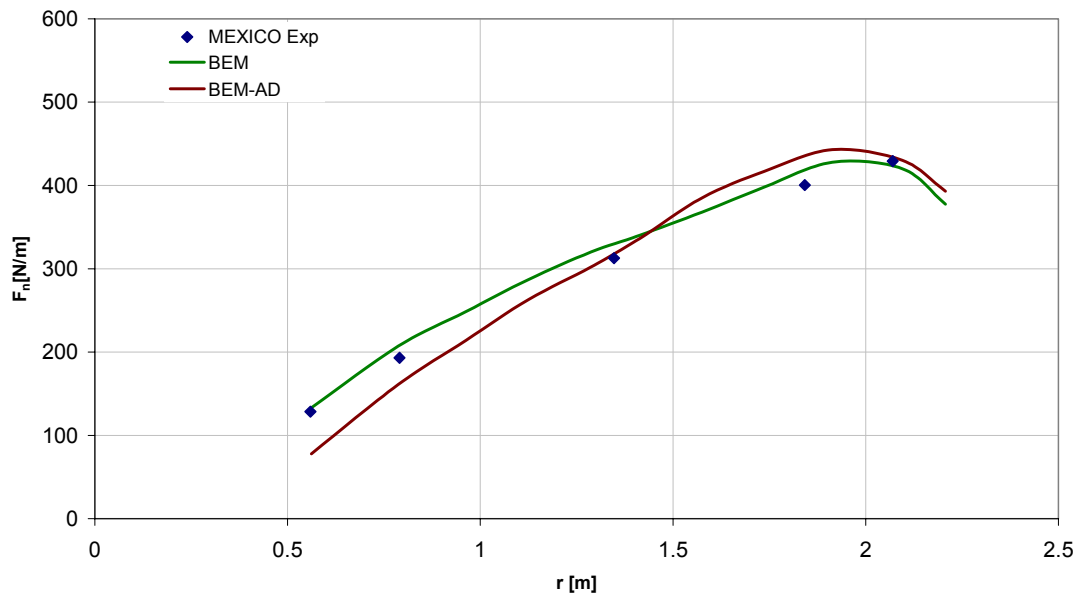
Слика 4.12 Обртни момент на вратулу ветротурбине MEXICO



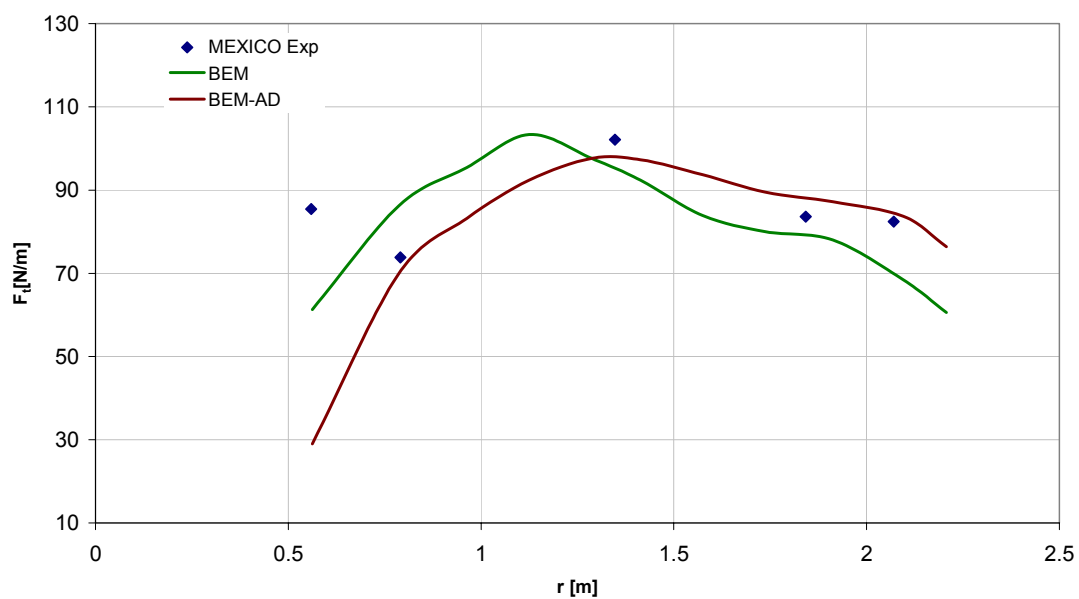
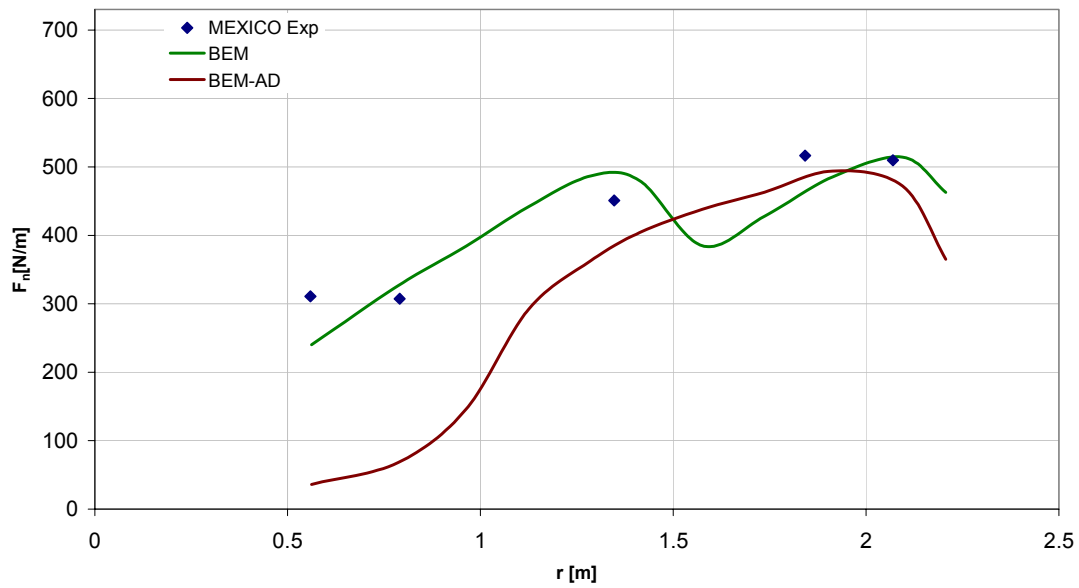
Слика 4.13 Аксијална сила лопатице ветротурбине MEXICO



Слика 4.14 Оптерећења у нормалном и тангенцијалном правцу дуж лопатице у односу на тетиву, брзина слободне струје  $V_v=10$  m/s



Слика 4.15 Оптерећења у нормалном и тангенцијалном правцу дуж лопатице у односу на тетиву аеропрофила, брзина слободне струје  $V_v=15$  m/s



Слика 4.16 Оптерећења у нормалном и тангенцијалном правцу дуж лопатице у односу на тетиву аеропрофила, брзина слободне струје  $V_v=24$  m/s



## *ПОГЛАВЉЕ 5*

### *НУМЕРИЧКО ОДРЕЂИВАЊЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ КАРАКТЕРИСТИКА АЕРОПРОФИЛА*

---

Све методе прорачуна оптерећења ротора, изузимајући симулације решавањем неког од облика Навије – Стоксових и/или Рејнолдсових једначина, као улазне податке користе аеродинамичке коефицијенте аеропрофила којима је дефинисана геометрија лопатице ветротурбине. Стога, пројектант има релативно мали број могућности у смислу дефинисања оптималног облика лопатице, уколико се не користи неком од нумеричких метода за одређивање аеродинамичких карактеристика аеропрофила. Треба имати на уму да су јавно доступне фамилије аеропрофила и исто тако јавно доступни експериментални подаци о њиховим карактеристикама врло често недовољни за прорачун свих радних режима ротора које пројектом треба предвидети. С друге стране, извођење експеримената у циљу одређивања адекватних аеропрофила класичним техникама које подразумевају квази-дводимензионално струјање, односно одређивање аеродинамичких карактеристика крила бесконачног размаха је дуготрајно и скупо, при чему се добијени резултати морају кориговати за претходно поменуте појаве и ефекте који постоје при опструјавању ротирајућих лопатица. Према томе, нумеричко одређивање аеродинамичких карактеристика аеропрофила представља врло добро решење у фазама пројектовања лопатице ветротурбине (разматрање варијантних решења, концептуални дизајн), па чак и добру алтернативу експерименталним испитивањима у каснијим фазама развоја које ипак на крају, морају бити засновани на експерименталним резултатима. У тим случајевима нумеричке анализе високог квалитета могу допринети редуковању потребног броја испитивања. Такође треба поменути да нумеричко одређивање карактеристика аеропрофила адекватно обученом пројектанту даје веома велике

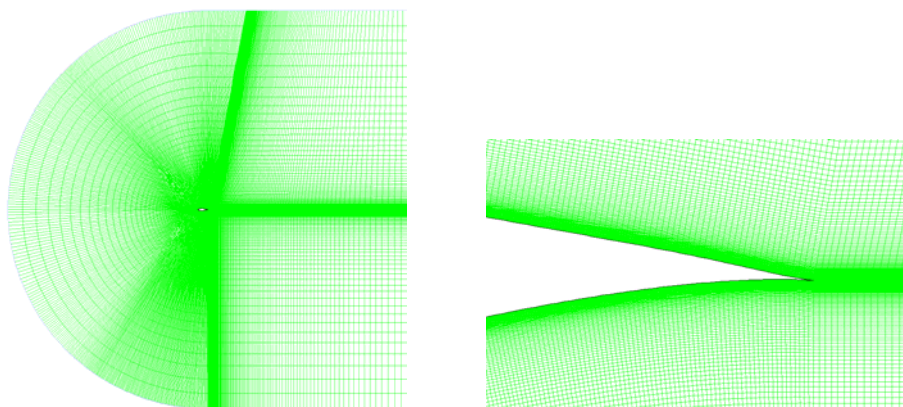
могућности дефинисања граничних и почетних услова, контроле резултата и увида у ток прорачуна, што са експериментима врло често није случај.

### **5.1 Физички модел и дискретизација флуидног домена**

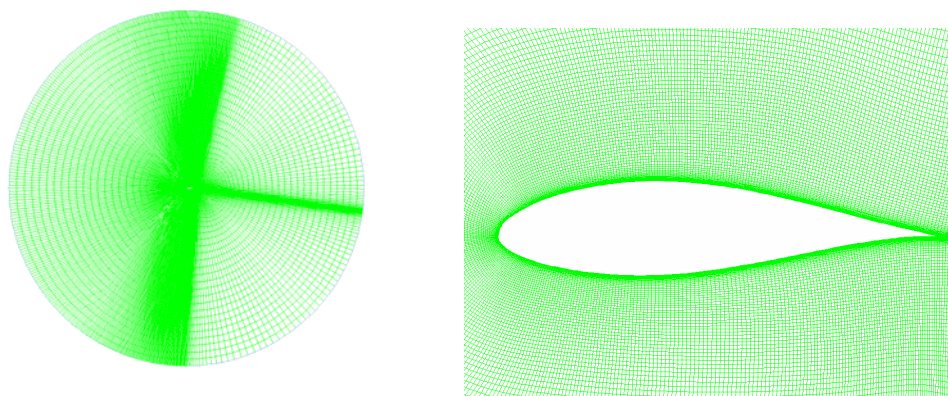
Основни захтеви у погледу избора модела за нумерички прорачун карактеристика аеропрофила су тачност, односно могућност верификације и валидације модела на довољно великом и репрезентативном узорку експериментално утврђених карактеристика за исте, односно сличне аеродинамичке облике и радне услове, и с друге стране ефикасност, односно довољно брзо долажење до решења имајући у виду расположиве хардверске ресурсе. По нивоу сложености модела од најједноставнијих ка сложенијим моделима може се поћи од невискозног дводимензијског струјања, затим невискозног дводимензијског струјања са моделирањем вискозности у граничном слоју аеропрофила емпиријским моделима, примена Рејнолдсових једначина са једном, две, три, четири или више једначина којима се описује турбулентни модел, тродимензионално потенцијално струјање око крила коначног размаха, тродимензионалне Рејнолдсове једначине и поменути турбулентни модели, хибридне методе засноване на спреси Рејнолдсових једначина и моделирања одвојених вртлога, хибридне методе засноване на спреси Рејнолдсових једначина и моделирања великих вртлога, моделирање великих вртлога и коначно директна нумеричка симулација решавањем Навије – Стоксових једначина у тродимензионалном простору. Са порастом сложености модела поред потребног времена за прорачун расте и величина скупа расположивих података о струјању, с тим што код најсложенијих модела као што су LES и DNS обрада података представља довољно сложен проблем због кога би примена у инжењерске сврхе била прилично отежана, чак и када би постојали довољни хардверски ресурси за реализацију прорачуна инжењерских проблема поменутиим методама.

Имајући на уму наведена разматрања поставља се претпоставка да нумеричко решавање 2D Рејнолдсових једначина у спреси са одговарајућим турбулентним моделом или моделима може дати поуздане аеродинамичке карактеристике аеропрофила које су потребне за концептуални развој и оптимизацију лопатице ветротурбине применом теорије елемента лопатице, с обзиром на расположиве хардверске ресурсе, време потребно за прорачун и количину података о струјању које прорачуни овог типа обезбеђују.

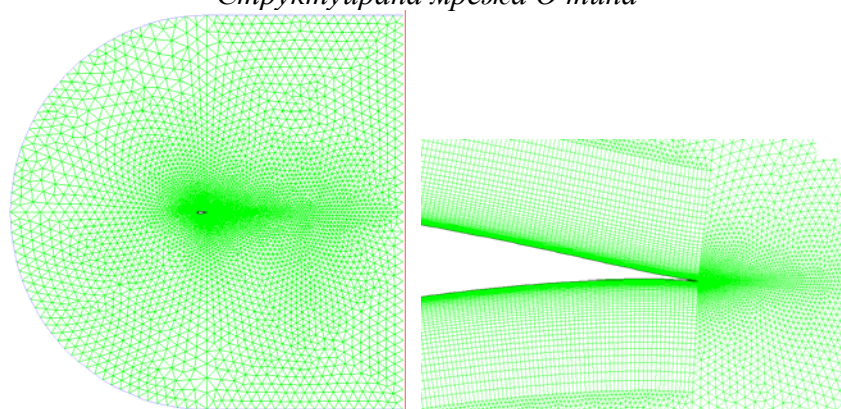
Након избора физичког модела потребно је размотрити методе дискретизације флуидног простора за нумеричко решавање постављеног проблема. У зависности од геометрије аеропрофила (облика нападне и излазне ивице), нумеричког алгорита решавања постављених једначина и нумеричког алгорита за дискретизацију флуидног простора за случај опструјавања аеропрофила користе се прорачунске мреже које су најчешће С-Н или О облика, слика 5.1, а могу бити структуриране, неструктуриране, хибридне и преклапајуће. После детаљне анализе различитих типова мрежа, изабране су три врсте мреже за реализацију прорачуна карактеристика аеропрофила. Предности структуриране мреже О типа развијене алгебарским генератором су минималан број елемената, ниски хардверски захтеви и релативно брзо извршавање прорачуна до конвергенције резултата за случај прорачуна брзина и притисака у граничном слоју, док су мане велики број блокова које је требало формирати да би се добила висококвалитетна мрежа у смислу нормалности и витоперености елемената и потреба за прилагођавањем мреже за појединачне нападне углове. Неструктурирану мрежу могуће је применити када се струјање у граничном слоју моделира логаритамским законом, док за случај да се струјање рачуна постављањем довољног броја елемената до зида аеропрофила у циљу прорачуна вектора брзина у граничном слоју, овај тип мреже захтева знатно веће хардверске ресурсе у односу на структурирану мрежу, па самим тим је и време прорачуна знатно дуже. С друге стране неструктурирана мрежа је знатно флексибилнија у погледу адаптације мреже када се унапред не могу са сигурношћу одредити зоне где је потребно поставити већи број елемената мреже. Хибридна мрежа која подразумева структурирану мрежу у близини зида аеропрофила и неструктурирану мрежу у остатку флуидног простора представља добар компромис ако се посматрају потребни хардверски ресурси, брзина извршавања прорачуна и квалитет резултата у поређењу са доступним експерименталним подацима, слика 5.1. Овај тип мреже често се користи за дискретизацију тродимензионалних флуидних домена, што представља још један разлог за испитивање квалитета резултата добијених на хибридној мрежи дводимензионалних проблема.



*Структурирана мрежа C-H типа*



*Структурирана мрежа O типа*



*Хибридна мрежа C-H типа*

*Слика 5.1 Различити типови мрежа које су коришћене за нумерички прорачун*

## 5.2. Рејнолдсове једначине и турбулентни модели

Постављањем једначина одржања масе и количине кретања за флуидни делић могу се поставити векторске једначине које описују кретање вискозног нестишљивог флуида [104]:

$$\rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = \vec{F} - \text{grad}p + \mu\Delta\vec{v} \quad (5.2.1)$$

$$\nabla\vec{v} = 0$$

Развијањем једначина и користећи индексни запис изрази постају:

$$\rho \left( \frac{\partial v_i}{\partial t} + v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \right) = F_i - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu\Delta v_i \quad (5.2.2)$$

$$\frac{\partial v_i}{\partial x_i} = 0$$

Средња вредност по времену одређене функције је:

$$\bar{f}(x) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \bar{f}(x) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} f(x,t) dt \quad (5.2.3)$$

тако да је тренутну вредност функције  $f$  могуће написати као збир средње вредности и флукуације  $f'$ :

$$f(x,t) = \bar{f}(x) + f'(x,t) \quad (5.2.4)$$

Осредњавањем једначина 5.2.1 и 5.2.2 користећи 5.2.3 и 5.2.4 долази се до Рејнолдсових једначина за струјање вискозног нестишљивог флуида у конзервативном облику:

$$\frac{\partial V_i}{\partial t} + V_j \frac{\partial V_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \mu\Delta V_i - \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{v'_i v'_j}) \quad (5.2.5)$$

$$\frac{\partial V_i}{\partial x_i} = 0$$

при чему су за ознаке средњих вредности у једначинама коришћена велика слова.

$\tau_{ij} = -\overline{v'_i v'_j}$  је тензор Рејнолдсових напона који представља временски осредњену промену количине кретања услед турбулентности струје флуида [105]. У општем случају тродимензионалног струјања тензор Рејнолдсових напона је симетричан и има шест независних елемената, што значи да укупно постоји десет непознатих

величина укључујући компоненте вектора брзине и притисак и четири једначине – једначина континуитета и три једначине за компоненте вектора брзине, те систем једначина није могуће решити без увођења додатних једначина, односно моделирања тензора Рејнолдсових напона.

Моделирање турбулентног струјања заснива се на дефинисању допунских једначина, функција и константи којима се одређују непознати Рејнолдсови напони. Постоји више приступа проблему као што су коришћење Бусинескове апроксимације, транспортни модели Рејнолдсових напона, нелинеарни модели турбулентне вискозности и директно моделирање [106]. У индустријској пракси најчешће се користе турбулентни модели засновани на Бусинесковој апроксимацији према којој се Рејнолдсови напони могу израчунати као производ турбулентне вискозности и тензора осредњених брзина деформације флуидних делића:

$$-v_i v_j = \nu_t(x, y, z, t) \left( \frac{\partial V_i}{\partial x_j} - \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right) \quad (5.2.6)$$

У зависности од броја транспортних једначина за величине којима се турбулентна вискозност дефинише постоје алгебарски модели (нема додатних транспортних једначина), модели са једном или више транспортних једначина (често коришћени су Спаларт-Алмарас модел са једном транспортном једначином, k-ε, k-ω модели са две транспортне једначине итд.).

За одређивање аеродинамичких коефицијената аеропрофила за лопатице ветротурбина размотрено је коришћење више турбулентних модела од којих су детаљно анализирани Спаларт-Алмарас, k-ε, k-ω SST и γ-Re<sub>θ</sub> модели [107-110]. С обзиром на резултате у литератури у току истраживања највећи број анализа је реализован применом k-ω SST, γ-Re<sub>θ</sub> и Спаларт-Алмарас турбулентних модела.

Кинетичка енергија турбуленције дефинисана је на следећи начин:

$$k = \frac{1}{2} \overline{v_i' v_i'} = \frac{1}{2} \left( \overline{v_x'^2} + \overline{v_y'^2} + \overline{v_z'^2} \right) \quad (5.2.7)$$

Транспортну једначину за k могуће је извести из једначине одржања количине кретања [106]:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + V_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial V_i}{\partial x_j} - \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \nu \frac{\partial k}{\partial x_j} - \frac{1}{2} \overline{v'_i v'_i v'_j} - \frac{1}{\rho} \overline{p' v'_j} \right] \quad (5.2.8)$$

где је  $\varepsilon = \nu \frac{\partial v'_i}{\partial x_k} \frac{\partial v'_i}{\partial x_k}$  специфична дисипативност, односно брзина претварања

кинетичке енергије турбуленције у топлоту. Први члан на десној страни једначине 5.2.8 представља продукцију ( $P_k$ ) тј. брзину којом се кинетичка енергија предаје са главне струје флуида на флукуације. У оквиру трећег члана десне стране поменуте једначине први сабирак представља молекуларну дифузију односно утицај природе флуида на дифузију турбулентне кинетичке енергије. Други сабирак истог члана представља брзину којом се турбулентна енергија транспортује кроз флуид преко флукуација брзине флуида. Коначно, последњи сабирак у оквиру трећег члана десне стране једначине 5.2.8 представља дифузију услед корелације притиска и брзине турбулентне струје флуида. За моделирање непознатих чланова користи се Бусинескова апроксимација и следећа једначина:

$$\frac{1}{2} \overline{v'_i v'_i v'_j} + \frac{1}{\rho} \overline{p' v'_j} = - \frac{\nu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \quad (5.2.9)$$

$\sigma_k$  је један од коефицијената којим се затвара систем једначина. Према [105] добија се под претпоставком да су вектори на левој и десној страни једначине 5.2.9 паралелни. До сада није утврђена једначина или апроксимација према којој би се  $\sigma_k$  рачунао, те се претпоставља константна вредност. Имајући у виду да претходна тврдња нема посебно физичко утемељење овај коефицијент може бити подложен изменама.

Једначина за дисипативност зависи од турбулентног модела и биће уведена касније за конкретне моделе који су коришћени. С обзиром да се транспортна једначина за кинетичку енергију турбуленције у касније коришћеним двоједначинским моделима може се написати у следећем облику:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + V_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{1}{\rho} \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (5.2.10)$$

Ментер је развио k- $\omega$  SST турбулентни модел са циљем да се искористе добре стране Вилкоксовог k- $\omega$  модела и k- $\varepsilon$  модела и смањи зависност резултата од интензитета турбулентности слободне струје флуида која је изражена код k- $\omega$ .

Наиме, Вилкоксов модел се активира у граничном слоју, док се у остатку домена користи k-ε модел због бољег предвиђања струјања у вртложном трагу. Прелаз са једног модела на други остварен је увођењем прелазне функције  $F_1$ . У раду је коришћен модификовани турбулентни модел у односу на првобитни са изменама које су везане за ограничење члана продукције турбулентне кинетичке енергије, дефинисања прелазних функција и турбулентне вискозности [111].

Додатне транспортне једначине k-ω модела су:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + V_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial V_i}{\partial x_j} - \beta^* \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{1}{\rho} (\mu + \sigma_{k1} \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (5.2.11a)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + V_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \frac{\gamma_1}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial V_i}{\partial x_j} - \beta_1 \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{1}{\rho} (\mu + \sigma_{\omega 1} \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (5.2.11b)$$

k-ε модел је трансформисан тако да по облику једначина за турбулентну кинетичку енергију одговара једначини 5.2.11a, са сопственом константом  $\sigma_{k2}$ , док се у једначини за специфичну дисипацију ω (реципрочна вредност времена дисипације турбулентне енергије) налазе нове константе по узору на једначину 5.2.11b и нови дифузиони члан на десној страни једначине који зависи од градијената k и ω:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + V_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial V_i}{\partial x_j} - \beta^* \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \sigma_{k2} \nu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (5.2.12a)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + V_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \frac{\gamma_2}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial V_i}{\partial x_j} - \beta_2 \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \sigma_{\omega 2} \nu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (5.2.12b)$$

Једначине за кинетичку енергију турбуленције 5.2.11a и 5.2.12a множе се са прелазном функцијом  $F_1$ , односно  $(F_1-1)$  респективно, да би се сабирањем добила коначна једначина за кинетичку енергију турбуленције k-ω SST модела:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + V_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (5.2.13)$$



Продукција турбулентне кинетичке енергије је лимитирана да би се избегла појава генерисања нереално велике турбулентности у стагнационим областима струјања:

$$P_k = \min \left( \nu_t \frac{\partial V_i}{\partial x_j} \left( \frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right), 10 \beta^* k \omega \right) \quad (5.2.14)$$

За случај струјања нестишљивог флуида фактор  $\beta^*$  је [112]:

$$\beta^* = \beta_\infty^* \left( \frac{4/15 + (\text{Re}_t / R_\beta)^4}{1 + (\text{Re}_t / R_\beta)^4} \right) \quad (5.2.15)$$

где су  $\text{Re}_t = \frac{k}{\omega \nu}$ ,  $R_\beta = 8$  и  $\beta_\infty^* = 0.09$  која представља константу из иницијалног Вилкоковского  $k$ - $\omega$  модела.

Константе модела за које постоје вредности у оба полазна турбулентна модела прорачунате су коришћењем прелазне функције. Ако је  $a$  константа из  $k$ - $\omega$  турбулентног модела, а  $b$  константа у модификованом  $k$ - $\epsilon$  моделу онда се одговарајућа константа у  $k$ - $\omega$  SST моделу рачуна према изразу:

$$c = aF_1 + b(1 - F_1) \quad (5.2.16)$$

Према томе, константа  $\sigma_k$  једнака је:

$$\sigma_k = \frac{F_1}{\sigma_{k,1}} + \frac{(1 - F_1)}{\sigma_{k,2}} \quad (5.2.17)$$

при чему су  $\sigma_{k,1} = 1.176$  и  $\sigma_{k,2} = 1.0$ .

На сличан начин множењем једначина 5.2.11б и 5.2.12б са  $F_1$ , односно  $(F_1 - 1)$  респективно добија се транспортна једначина за специфичну дисипацију:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega}{\partial t} + V_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} &= \frac{1}{\rho} \frac{\alpha}{v_t} \tau_{ij} \frac{\partial V_i}{\partial x_j} - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{1}{\rho} \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ &+ 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (5.2.18)$$

Примењена имплементација транспортне једначине за специфичну дисипацију у коначном облику гласи:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega}{\partial t} + V_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} &= \frac{\alpha}{v_t} P_k - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ &+ 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (5.2.19)$$

при чему је:

$$\alpha = \frac{\alpha_\infty}{\alpha^*} \left( \frac{\alpha_0 + (\text{Re}_t / R_\omega)^4}{1 + (\text{Re}_t / R_\omega)^4} \right), \quad R_\omega = 2.95 \text{ и } \alpha_0 = \frac{1}{9}. \quad (5.2.20a)$$

$$\alpha_\infty = F_1 \alpha_{\infty,1} + (1 - F_1) \alpha_{\infty,2} \quad (5.2.20a)$$

$$\alpha_{\infty,1} = \frac{\beta_{i,1}}{\beta_\infty^*} - \frac{\kappa^2}{\sigma_{\omega,1} \sqrt{\beta_\infty^*}} \quad (5.2.20б)$$

$$\alpha_{\infty,2} = \frac{\beta_{i,2}}{\beta_\infty^*} - \frac{\kappa^2}{\sigma_{\omega,2} \sqrt{\beta_\infty^*}} \quad (5.2.20в)$$

где су  $\kappa$  Карманова константа,  $\beta_\infty^* = 0.09$ ,  $\beta_{i,1} = 0.075$  и  $\beta_{i,2} = 0.0828$  константе модела.

Коефицијентом  $\alpha^*$  узима се у обзир случај преображаја струјања из ламинарног у турбулентни и односи се на гранични слој. Дат је изразом [112]:

$$\alpha^* = \alpha_\infty^* \left( \frac{\alpha_0^* + (\text{Re}_t / R_k)^4}{1 + (\text{Re}_t / R_k)^4} \right) \quad (5.2.21a)$$

$$R_k = 6, \quad \alpha_0^* = \frac{\beta_i}{3}, \quad \alpha_\infty^* = 1 \quad (5.2.21б)$$

$$\beta_i = F_1 \beta_{i,1} + (1 - F_1) \beta_{i,2} \quad (5.2.21в)$$

Дисипациони члан у случају нестишљивог флуида дефинисан је фактором:

$$\beta = \beta_i \quad (5.2.22)$$

У дифузионом члану  $\sigma_\omega$  је:

$$\sigma_k = \frac{F_1}{\sigma_{\omega,1}} + \frac{(1-F_1)}{\sigma_{\omega,2}} \quad (5.2.23)$$

а  $\sigma_{\omega,1} = 2.0$  и  $\sigma_{\omega,2} = 1.168$ .

Прелазна функција  $F_1$  дефинисана је на следећи начин:

$$F_1 = \tanh \left\{ \left[ \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2} k}{CD_{kw} y^2} \right] \right]^4 \right\} \quad (5.2.24a)$$

$$CD_{kw} = \max \left( 2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (5.2.24b)$$

Функција  $F_1$  једнака је јединици у близини зида, док је у слободној струји једнака нули. Турбулентна кинематска вискозност је коригована за случајеве струјања са неповољним градијеном притиска тако да је [113]:

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max \left( \frac{a_1 \omega}{\alpha^*}, F_2 \sqrt{\frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i}} \right)} \quad (5.2.25)$$

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[ \max \left( \frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\} \quad (5.2.26)$$

у – растојање до најближег зида,  $a_1 = 0.31$ .

До сада поменути модели су на првом месту намењени прорачуну потпуно турбулентних струјања и имају врло ограничене могућности предвиђања преображаја ламинарног у турбулентни гранични слој и саме тачке преображаја струјања. Укључивањем додатних функција у транспортне једначине за моделирање струјања у близини зида може се побољшати симулација преображаја струјања. Познавање емпиријских корелација између величина које карактеришу

струјно поље и процеса преласка ламинарног у турбулентно струјање може се постићи боље слагање са експерименталним резултатима који се користе за валидацију нумеричких модела, а затим и поузданије предвиђање поменутих феномена за различите проблеме из области механике флуида.

Раније описаном  $k-\omega$  SST турбулентном моделу Ментер и Лангтри придружили су две додатне транспортне једначине у циљу предвиђања појаве преласка ламинарно у турбулентно струјање у граничном слоју [113]. Транспортна једначина за функцију прелаза  $\gamma$  користи се за моделирање зоне у којој долази до преображаја струјања. Облик ове једначине за нестишљив флуид је:

$$\rho \left( \frac{\partial \gamma}{\partial t} + V_j \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right) = P_{\gamma_1} - E_{\gamma_1} + P_{\gamma_2} - E_{\gamma_2} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \quad (5.2.27)$$

Изворни чланови преображаја струјања су:

$$P_{\gamma_1} = F_{length} \rho (\gamma F_{onset})^{c_{a1}} \left( \frac{\partial V_j}{\partial x_i} + \frac{\partial V_i}{\partial x_j} \right) \quad (5.2.28a)$$

$$E_{\gamma_1} = c_{e1} P_{\gamma_1} \gamma \quad (5.2.28b)$$

$$F_{onset} = \max(F_{onset,2} - F_{onset,3}, 0) \quad (5.2.28v)$$

$$F_{onset,2} = \min \left[ \max(F_{onset,1}, F_{onset,1}^4), 2.0 \right] \quad (5.2.28r)$$

$$F_{onset,1} = \frac{Re_\nu}{2.193 Re_{\theta_c}} \quad (5.2.28d)$$

$$Re_\nu = \frac{\rho y^2 \left( \frac{\partial V_j}{\partial x_i} + \frac{\partial V_i}{\partial x_j} \right)}{\mu} \quad (5.2.29a)$$

$$F_{onset,3} = \max \left( 1 - \left( \frac{R_T}{2.5} \right)^3, 0 \right) \quad (5.2.29b)$$

$$R_T = \frac{\rho k}{\mu \omega} \quad (5.2.29v)$$

$Re_{\theta_c}$  је критични Рејнолдсов број преображаја граничног слоја срачунат у односу на дебљину количине кретања при коме функција прелаза почиње да расте у граничном слоју. Може се изразити у облику емпиријске функције која зависи

од локалног Рејнолдсовог броја преображаја граничног слоја. Параметар  $F_{length}$  се такође одређује из емпиријске корелације, углавном из великог броја симулација опструјавања равне плоче без и са присуством градијента притиска по површини плоче.

Изворни чланови деструкције, односно појаве поновног ламинарног струјања су:

$$P_{\gamma 2} = c_{a2} \rho \gamma F_{turb} \left( \frac{\partial V_i}{\partial x_j} - \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right) \quad (5.2.30a)$$

$$E_{\gamma 2} = c_{e2} P_{\gamma 2} \gamma \quad (5.2.30b)$$

$$F_{turb} = e^{-(R_\gamma / 4)^4} \quad (5.2.30v)$$

Константе за ову транспортну једначину су  $c_{e1} = 1$ ,  $c_{a1} = 0.5$ ,  $c_{e2} = 50$ ,  $c_{a2} = 0.03$ ,  $\sigma_\gamma = 1.0$ .

Друга транспортна једначина односи се на локални Рејнолдсов број преображаја граничног слоја чија је карактеристична дужина дебљина количине кретања  $\tilde{Re}_\theta$ :

$$\rho \left( \frac{\partial \tilde{Re}_\theta}{\partial t} + V_j \frac{\partial \tilde{Re}_\theta}{\partial x_j} \right) = P_{\theta_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \sigma_\theta (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{Re}_\theta}{\partial x_j} \right] \quad (5.2.31)$$

Изворни члан је дефинисан тако да се локална вредност  $\tilde{Re}_\theta$  подудара са Рејнолдсовим бројем преображаја граничног слоја  $Re_\theta$ , који је срачунат из емпиријског израза:

$$P_{\theta_i} = c_{\theta_i} \frac{\rho}{t} (Re_\theta - \tilde{Re}_\theta) (1 - F_{\theta_i}) \quad (5.2.32a)$$

$$t = \frac{500 \mu}{\rho V_{lokal}^2} \quad (5.2.32b)$$

$$F_{\theta_i} = \min \left\{ \max \left[ F_w e^{-(y/\delta)^4}, 1 - \left( \frac{\gamma - 1/c_{e2}}{1 - 1/c_{e2}} \right)^2 \right], 1 \right\} \quad (5.2.32v)$$

при чему су:

$$\theta_{GS} = \frac{\tilde{Re}_\theta \mu}{\rho V_{lokal}} \quad (5.2.32r)$$

$$\delta_{GS} = \frac{15}{2} \theta_{GS} \quad (5.2.32д)$$

$$\delta = \frac{50 \left( \frac{\partial V_i}{\partial x_j} - \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right) y}{V_{lokal}} \delta_{GS} \quad (5.2.32ђ)$$

$$\text{Re}_\omega = \frac{\rho \omega y^2}{\mu} \quad (5.2.32е)$$

$$F_w = e^{-(\text{Re}_\omega / 10^5)^2} \quad (5.2.32ж)$$

За Рејнолдсов број сведен на дебљину количине кретања при коме почиње процес преображаја може се поставити емпиријска корелација у функцији интензитета турбулентности и градијента притиска у слободној струји флуида. Уколико је она позната, једначина 5.2.31 се може искористити за израчунавање поменутог Рејнолдсовог броја у граничном слоју.

Да би био постигнут нагли пораст кинетичке енергије турбуленције у случају одвајања ламинарног граничног слоја уведена је модификација за преображај услед одвајања флуида:

$$\gamma_{sep} = \min \left\{ s_1 \max \left[ \left( \frac{\text{Re}_v}{2.193 \text{Re}_{\theta_c}} \right) - 1, 0 \right] F_{reatt}, 5 \right\} F_{\theta t} \quad (5.2.33а)$$

$$s_1 = 8 ; F_{reatt} = e^{-(R_T / 15)^4} \quad (5.2.33б)$$

$$\gamma = \max(\gamma, \gamma_{sep}) \quad (5.2.33в)$$

Коначно наведене додатне транспортне једначине су спрегнуте са k- $\omega$  SST турбулентним моделом модификацијом транспортне једначине за кинетичку енергију турбуленције на следећи начин:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + V_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tilde{P}_k - \tilde{D}_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (5.2.34а)$$

$$\tilde{P}_k = \gamma_{eff} P_k \quad (5.2.34б)$$

$$D_k = \min[\max(\gamma_{eff}, 0.1), 1] \cdot \beta^* \omega k \quad (5.2.34в)$$

Такође је модификована прелазна функција  $F_1$  како би се избегло појављивање нулте вредности за делове ламинарног граничног слоја:

$$F_1 = \max(F_{1,org}, F_3) \quad (5.2.35)$$

$$F_3 = e^{-(R_y/120)^8} \quad (5.2.36)$$

$$R_y = \frac{\rho y \sqrt{k}}{\mu} \quad (5.2.37)$$

Емпиријске корелације потребне су за  $F_{length}$ ,  $Re_{\theta c}$  и  $Re_{\theta t}$ . За прве две величине у првобитном моделу који је објављен 2006. године корелације нису дате [114]. Емпиријска корелација за  $Re_{\theta t}$  је функција интензитета турбуленције и коефицијента градијента притиска:

$$Re_{\theta t} = 803.73 [IT + 0.6067]^{-1.027} F(\lambda_{\theta}, K) \quad (5.2.38a)$$

$$F(\lambda_{\theta}, K) = 1 + (10.32\lambda_{\theta} - 89.47\lambda_{\theta}^2 - 265.51\lambda_{\theta}^3) e^{-IT/3}, \lambda_{\theta} \leq 0 \quad (5.2.38b)$$

$$F(\lambda_{\theta}, K) = 1 + (0.0962K \cdot 10^6 + 0.148(K \cdot 10^6)^2 + 0.0141(K \cdot 10^6)^3) \cdot (1 - e^{-IT/1.5}) + \quad (5.2.38b)$$

$$+ 0.556(1 - e^{-23.9\lambda_{\theta}}) e^{-IT/1.5}, \lambda_{\theta} > 0$$

$$\lambda_{\theta} = \left( \frac{\theta^2}{\nu} \right) \left( \frac{dV_{lokal}}{ds} \right) \quad (5.2.38g)$$

$$K = \left( \frac{\nu}{V_{lokal}^2} \right) \left( \frac{dV_{lokal}}{ds} \right) \quad (5.2.38d)$$

У литератури постоје изрази за друге две величине које недостају. Малан је предложио следеће зависности [115]:

$$Re_{\theta c} = \min(0.625 \tilde{Re}_{\theta t} + 62, \tilde{Re}_{\theta t}) \quad (5.2.39)$$

$$F_{length} = \min \left[ 0.01 e^{-0.022 \tilde{Re}_{\theta t} + 12} + 0.57, 300 \right] \quad (5.2.40)$$

Сулуксна је такође вршио нумеричке експерименте за одређивање емпиријских корелација [116]:

$$Re_{\theta c} = \min \left[ \max \left[ -(0.025 \tilde{Re}_{\theta t})^2 + 1.47 \tilde{Re}_{\theta t} - 120, 125 \right], \tilde{Re}_{\theta t} \right] \quad (5.2.41)$$

$$F_{length} = \min \left[ 0.01 e^{-0.022 \tilde{Re}_{\theta t} + 12} + 0.45, 300 \right] \quad (5.2.42)$$

Сулуксна је користио модификовану једначину за функцију прелаза услед одвајања [117]:

$$\gamma_{sep} = \min \left\{ s_1 \max \left[ \left( \frac{\text{Re}_v}{3.235 \text{Re}_{\theta_c}} \right) - 1, 0 \right] F_{reatt}, 2 \right\} F_{\theta t}$$

$$s_1 = 2 ; F_{reatt} = e^{-(R_T/20)^4} \quad (5.2.43)$$

У поменутом раду који су објавили Лангтри и Ментер дате су детаљне корелације у облику следећих израза [118]:

$$F_{length} = \begin{cases} 39.8189 - 119.270 \cdot 10^{-4} \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} - 132.567 \cdot 10^{-6} \tilde{\text{Re}}_{\theta_i}^2, \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} < 400 \\ 263.404 - 1.23939 \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} + 194.548 \cdot 10^{-5} \tilde{\text{Re}}_{\theta_i}^2 + 101.695 \cdot 10^{-8} \tilde{\text{Re}}_{\theta_i}^3, 400 \leq \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} < 596 \\ 0.5 - (\tilde{\text{Re}}_{\theta_i} - 596) \cdot 3 \cdot 10^{-4}, 596 \leq \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} < 1200 \\ 0.3188, \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} \geq 1200 \end{cases} \quad (5.2.44)$$

$$\text{Re}_{\theta_c} = \begin{cases} \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} - (3.96035 - 120.656 \cdot 10^{-4}) \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} + 868.23 \cdot 10^{-6} \tilde{\text{Re}}_{\theta_i}^2 - \\ - 696.506 \cdot 10^{-9} \tilde{\text{Re}}_{\theta_i}^3 + 174.105 \cdot 10^{-12} \tilde{\text{Re}}_{\theta_i}^4, \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} \leq 1870 \\ \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} - (593.11 + (\tilde{\text{Re}}_{\theta_i} - 1870) \cdot 0.482), \tilde{\text{Re}}_{\theta_i} > 1870 \end{cases} \quad (5.2.45)$$

$$\text{Re}_{\theta_i} = \begin{cases} \left( 1173.51 - 589.428 IT + \frac{0.2196}{IT^2} \right) F(\lambda_{\theta}), IT \leq 1.3 \\ 331.5 (IT - 0.5658)^{-0.671} F(\lambda_{\theta}), IT > 1.3 \end{cases} \quad (5.2.46a)$$

$$F(\lambda_{\theta}) = \begin{cases} 1 + (12.986 \lambda_{\theta} + 123.66 \lambda_{\theta}^2 - 405.689 \lambda_{\theta}^3) e^{-(IT/1.5)^{1.5}}, \lambda_{\theta} \leq 0 \\ 1 + 0.275 (1 - e^{-35 \lambda_{\theta}}) e^{-IT/0.5}, \lambda_{\theta} > 0 \end{cases} \quad (5.2.46b)$$

Треба приметити да је облик једначине 5.2.46а измењен у односу на првобитни модел (једначина 5.2.38а), те да се не користи емпиријски коефицијент  $K$ .

Спаларт-Аламарас модел заснован је на транспортној једначини за турбулентну вискозност, а настао је по угледу на моделе који користе транспортну једначину за турбулентну кинетичку енергију. Додатна транспортна једначина турбулентног модела Спаларт-Аламараса је формулисана за турбулентну вискозност на сличан начин као за турбулентну кинетичку енергију:



$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + V_j \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} = P_{\tilde{v}} - \varepsilon_{\tilde{v}} + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} + C_{b2\rho} \left( \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] \quad (5.2.47a)$$

$$v_t = \tilde{v} f_{v1} \quad (5.2.47b)$$

$$f_{v1} = \frac{\left( \frac{\tilde{v}}{\nu} \right)^3}{\left( \frac{\tilde{v}}{\nu} \right)^3 + C_{v1}^3} \quad (5.2.47b)$$

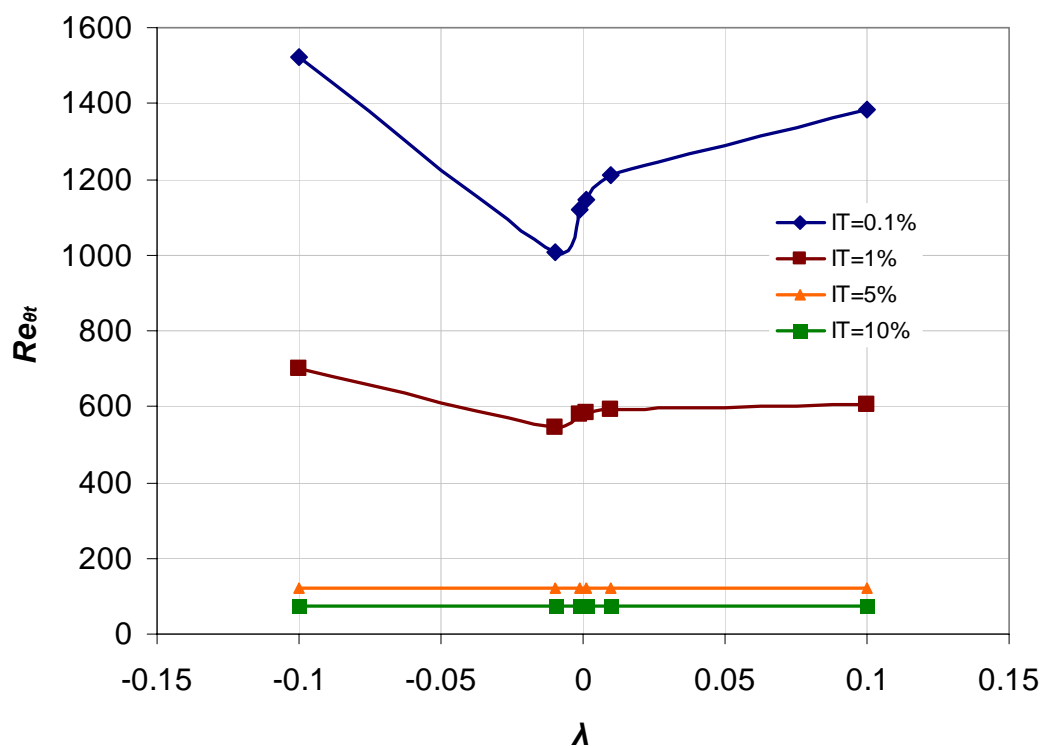
је пригушна функција.

### 5.3 Модификације $\gamma - \text{Re}_\theta$ турбулентног модела

У оквиру  $\gamma - \text{Re}_\theta$  турбулентног модела примењен је концепт функције прелаза (интермитенције, енгл. intermittency) којом се моделира преображај ламинарног у турбулентни гранични слој. Уколико претпоставимо да у зони преображаја струјања флуидни делић пролази кроз низ стања које наизменично карактеришу ламинарно и турбулентно струјање, функција прелаза ( $\gamma$ ) може се дефинисати као однос дужине трајања турбулентних фаза и укупног времена у коме се струјање у одређеном пресеку (или за одређени флуидни делић) посматра. За ламинарно струјање је  $\gamma = 0$ , док је за турбулентни гранични слој  $\gamma = 1$ . Применом транспортне једначине за  $\gamma$  у оквиру турбулентног модела дефинише се зона преображаја струјања у граничном слоју (једначина 5.2.27).

Рејнолдсов број преображаја ламинарног у турбулентно струјање  $\text{Re}_\theta$ , дефинисан је емпиријском корелацијом (једначине 5.2.38а или 5.2.46а). Увођењем једначине 5.2.31 за елементе мреже врши се локални прорачун Рејнолдсовог броја преображаја у граничном слоју  $\tilde{\text{Re}}_\theta$  дифузијом емпиријски израчунатог  $\text{Re}_\theta$  кроз гранични слој.  $\text{Re}_{\theta_c}$  је критични Рејнолдсов број преображаја при којем долази до пораста функције прелаза  $\gamma$  у граничном слоју, што се дешава испред тачке преображаја  $\text{Re}_{\theta_t}$  у односу на правац вектора брзине слободне струје. Стога се може сматрати да  $\text{Re}_{\theta_c}$  дефинише тачку у којој турбулентност флуида почиње да расте, а  $\text{Re}_{\theta_t}$  представља место где профил брзина у правцу нормале на зид почиње да одступа од ламинарног профила [119]. Веза два поменута Рејнолдсова броја дата је емпиријском корелацијом (једначине 5.2.39, 5.2.41 или 5.2.45) користећи локалне вредности  $\tilde{\text{Re}}_\theta$ . Изразима 5.2.40, 5.2.42 односно 5.2.44

контролише се дужина зоне преображаја. Повећањем емпиријског коефицијента  $F_{length}$  повећава се продукциони члан у транспортној једначини за функцију прелаза, што значи да долази до бржег стварања турбуленције, односно смањења зоне преображаја струјања услед бржег прелаза из ламинарног у турбулентно струјање. Емпиријски коефицијент  $Re_{\theta_c}$  утиче на појаву преображаја граничног слоја тако што се његовим повећањем одлаже почетак преображаја струјања. Модификацијама израза за емпиријске коефицијенте  $Re_{\theta_i}$ ,  $Re_{\theta_c}$  и  $F_{length}$  могуће је прилагодити модел према захтевима за специфичну примену. На слици 5.2 приказана је зависност Рејнолдсовог броја преображаја за различите Твејтсове коефицијенте и интензитета турбуленције срачуната према изразу 5.2.46а.

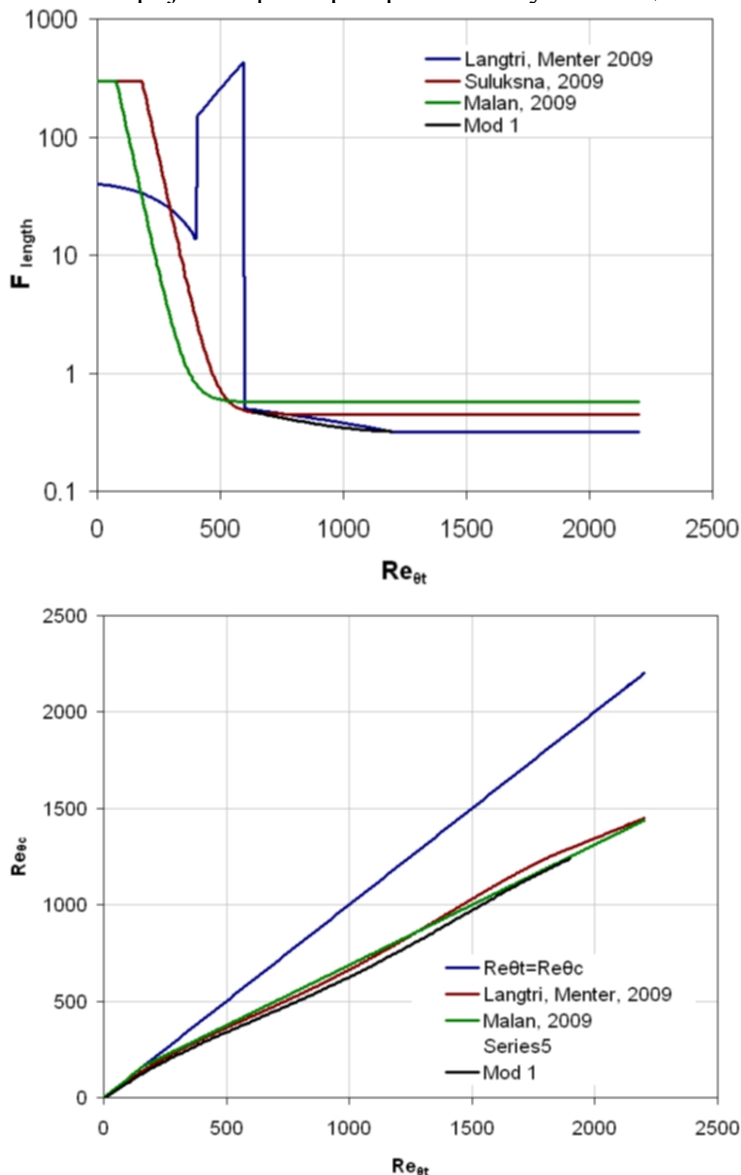


Слика 5.2 Зависност Рејнолдсовог броја преображаја од Твејтсовог коефицијента и интензитета турбуленције

Модификације коефицијената извршене су за испитиване аеропрофиле и интензитета турбулентности који одговарају аеротунелима где су аеропрофиле испитивани. Према доступним подацима о интензитетима турбулентности при испитивањима аеропрофила очекивано је било да се врше модификације корелација у интервалу Рејнолдсовог броја преображаја између 650 и 1500. Такође, примећује се да би за потребе симулација струјања око ветротурбине, као и

аеропрофила у реалним условима било очекивано да се промене врше у уском интервалу Рејнолдсових бројева мањим од 100.

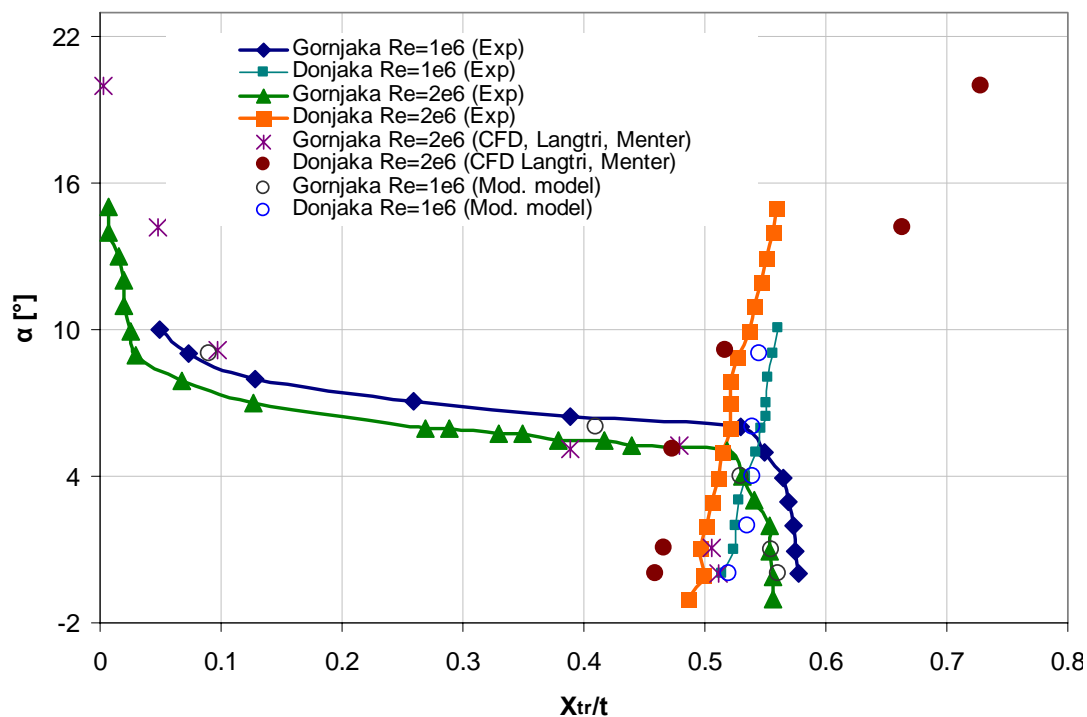
Зависности емпиријских фактора приказане су на слици 5.3.



Слика 5.3 Емпиријски фактори у зависности од Рејнолдсовог броја преображаја ламинарног у турбулентни гранични слој (референтна дужина је дебљина количине кретања)

На слици 5.4 приказани су експериментално утврђени положаји тачке преображаја струјања у граничном слоју аеропрофила S809 [118, 120], као и нумеричке симулације применом  $\gamma - Re_{\theta}$  турбулентног модела и модификованим корелационим једначинама 5.2.44 – 5.2.46. Примећује се да модификовани модел даје задовољавајуће резултате у области нападних углова између  $4^{\circ}$  и  $6^{\circ}$  за

предвиђање тачке преображаја на горњаци. За мање нападне углове оригинални модел предвиђа нешто ранији преображај струјања, док за нападне углове изнад  $9^\circ$  преображај струјања применом Лангтри-Ментеровог модела знатно је каснији у односу на експерименталне резултате. Ово може имати утицај на интегралне аеродинамичке коефицијенте аеропрофила S809. Прорачунате тачке преображаја у области нападних углова до  $9^\circ$  су блиске експерименталним резултатима.



Слика 5.4 Релативни положај тачке преображаја за аеропрофил S809

#### 5.4 Валидација турбулентних модела

Нумерички модели засновани на решавању Рејнолдсових једначина и турбулентних модела Спаларт – Алмарас (ознака на сликама: SA),  $k-\omega$  SST,  $\gamma-Re_\theta$  (ознака на сликама: Trans SST), као и вискозно – невискозној методи (ознака на сликама: XFoil) примењени су за одређивање карактеристика низа аеропрофила за Рејнолдсове бројеве струјања између 60000 и 3 милиона. Резултати су упоређени са доступним експериментално одређеним карактеристикама.

Флуидни домен који се простире 25 дужина тетива у свим правцима дискретизован је методама које су приказане у одељку 5.2 Број елемената на површини аеропрофила  $N_a$  је вариран између 133 и 512, док су у правцу нормале анализирани случајеви за број елемената  $N_y$  између 116 и 196. Однос величине суседних елемената у свим случајевима био је испод 1.1. Број елемената у вртложном трагу аеропрофила је имао вредности између 75 и 264. Бројеви елемената приказани су у табелама 5.1 до 5.3. Све мреже су изведене тако да бездимензионо удаљење првог елемента од зида буде мање од 1 за све анализиране случајеве. На основу анализе осетљивости резултата на број елемената у мрежи закључено је да мреже са око 60 000 елемената дају резултате који се даљим повећањем броја елемената битније не мењају.

Табела 5.1 Нумеричка мрежа за аеропрофил SD7003

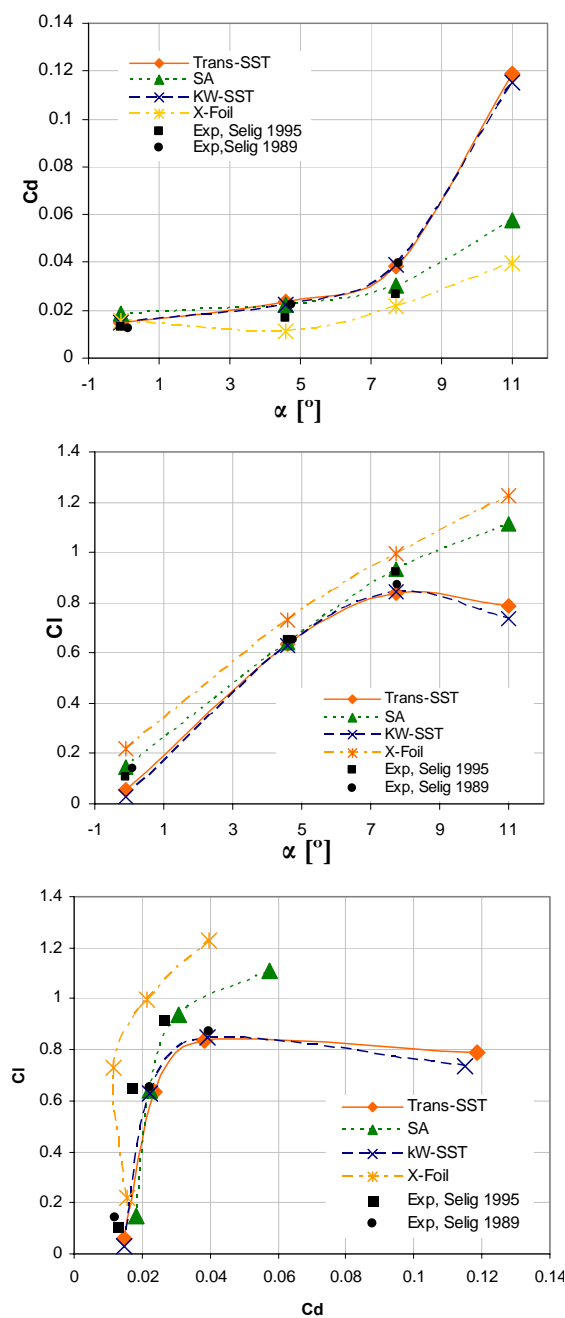
Мрежа	$N_a$	$N_y$	Однос величина сукцесивних елементи	$N_w$	Укупан број елемената
G1	188	116	1.10	75	39208
G2	256	148	1.10	110	70448
G3	296	185	1.06	148	109520

Табела 5.2 Нумеричка мрежа за аеропрофил SG6041

Мрежа	$N_a$	$N_y$	Однос величина сукцесивних елементи	$N_w$	Укупан број елемената
G1	133	93	1.10	118	24924
G2	164	116	1.10	178	38048
G3	216	185	1.06	264	104340

Табела 5.3 Нумеричка мрежа за аеропрофиле S809 и NASA 63-421

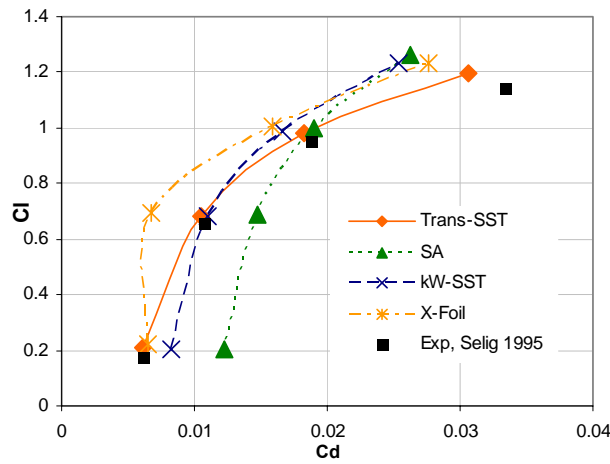
Мрежа	$N_a$	$N_y$	Однос величина сукцесивних елементи	$N_w$	Укупан број елемената
G1	268	132	1.08	96	60720
G2	442	142	1.10	128	99116
G3	512	196	1.065	192	175616



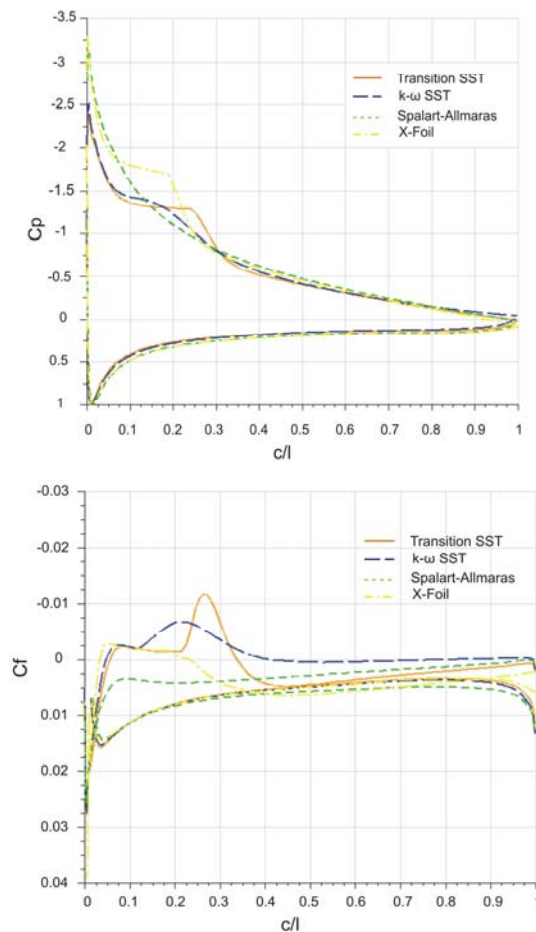
Слика 5.5 Коефицијенти аеродинамичког узгона и отпора у зависности од нападног угла и полара, аеропрофил SD7003,  $Re=0.6 \cdot 10^5$

На слици 5.5 приказани су резултати прорачуна коефицијента отпора и узгона за аеропрофил SD7003 при малом Рејнолдсовом броју. Овај режим струјања карактерише појава ламинарног мехура, односно преображаја ламинарног у турбулентни гранични слој. Спаларт – Алмарас турбулентни модел дао је највеће разлике у односу на експериментално утврђене карактеристике. Турбулентни модели  $k-\omega$  SST и  $\gamma-Re_\theta$  дали су добре резултате како за коефицијент узгона тако и за коефицијент отпора за целокупни испитивани

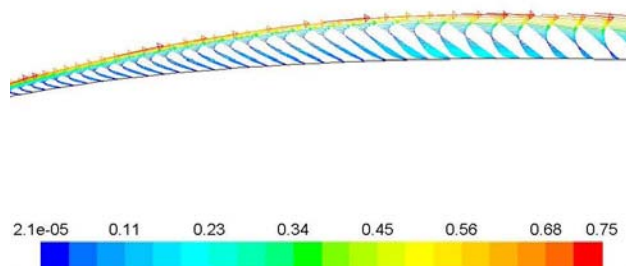
интервал нападних углова. Са повећањем Рејнолдсовог броја  $\gamma - Re_\theta$  прати тренд експерименталних података док k- $\omega$  SST турбулентни модел одступа. Остала два модела дају знатне разлике у односу на експерименталне вредности.



Слика 5.6 Полара аеропрофила SD7003,  $Re=3 \cdot 10^5$



Слика 5.7 Расподела коефицијента притиска и трења дуж аеропрофила SD7003  $\alpha=7.72^\circ$ ,  $Re=0.6 \cdot 10^5$



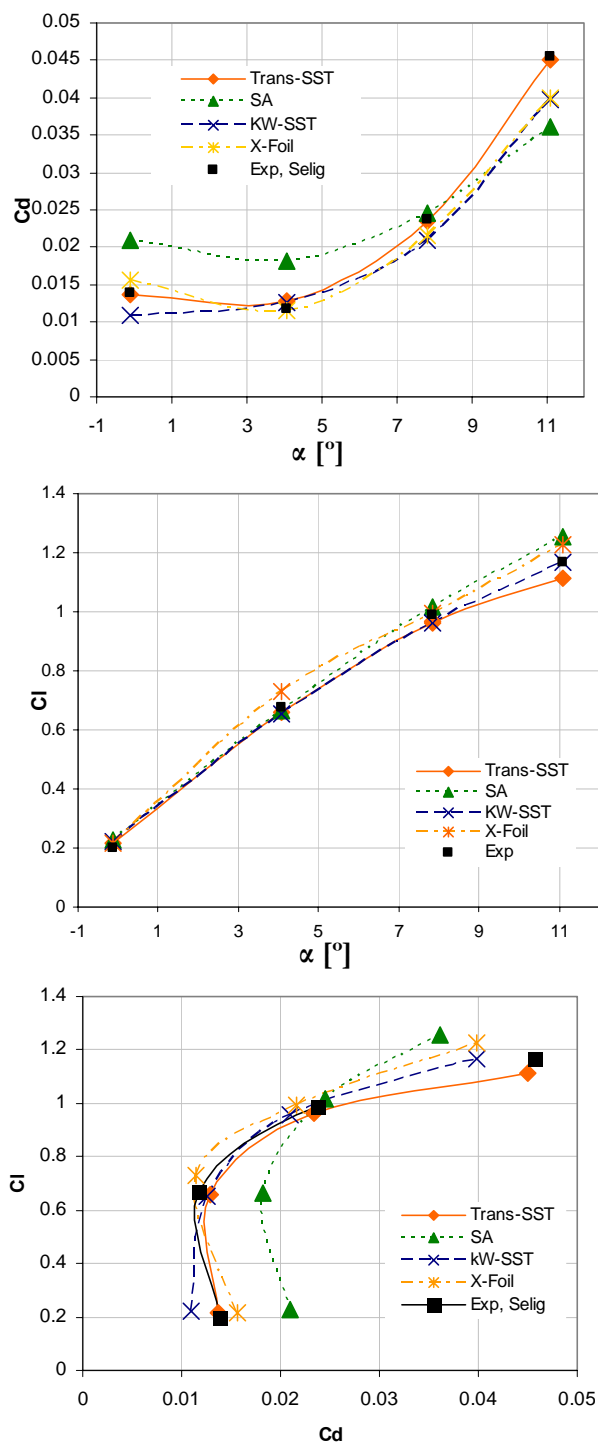
Слика 5.8 Вектори брзина у области формирања ламинарног мехура на аеропрофили SD7003,  $\alpha=7.72^\circ$ ,  $Re=0.6 \cdot 10^5$ ,  $\gamma - Re_\theta$  турбулентни модел

Расподела коефицијента притиска и трења за SD7003 при  $Re=0.6 \cdot 10^5$  за нападни угао  $\alpha=7.72^\circ$  дата је на слици 5.7. Може се приметити да је  $\gamma - Re_\theta$  турбулентни модел у стању да предвиди појаву ламинарног мехура и преображаја граничног слоја, док остали турбулентни модели предвиђају турбулентни гранични слој дуж аеропрофила од нападне до излазне ивице. Тачка одвајања струјања је врло блиска тачки која се добија применом  $e^n$  модела који је имплементиран у софтвер XFoil. Оба модела дају карактеристичну промену притиска за преображај струјања, слика 5.7 са променом градијента притиска у зони преображаја струјања у граничном слоју. На слици 5.8 приказани су вектори брзина у области ламинарног мехура са одвајањем и повратним струјањем у зони граничног слоја.

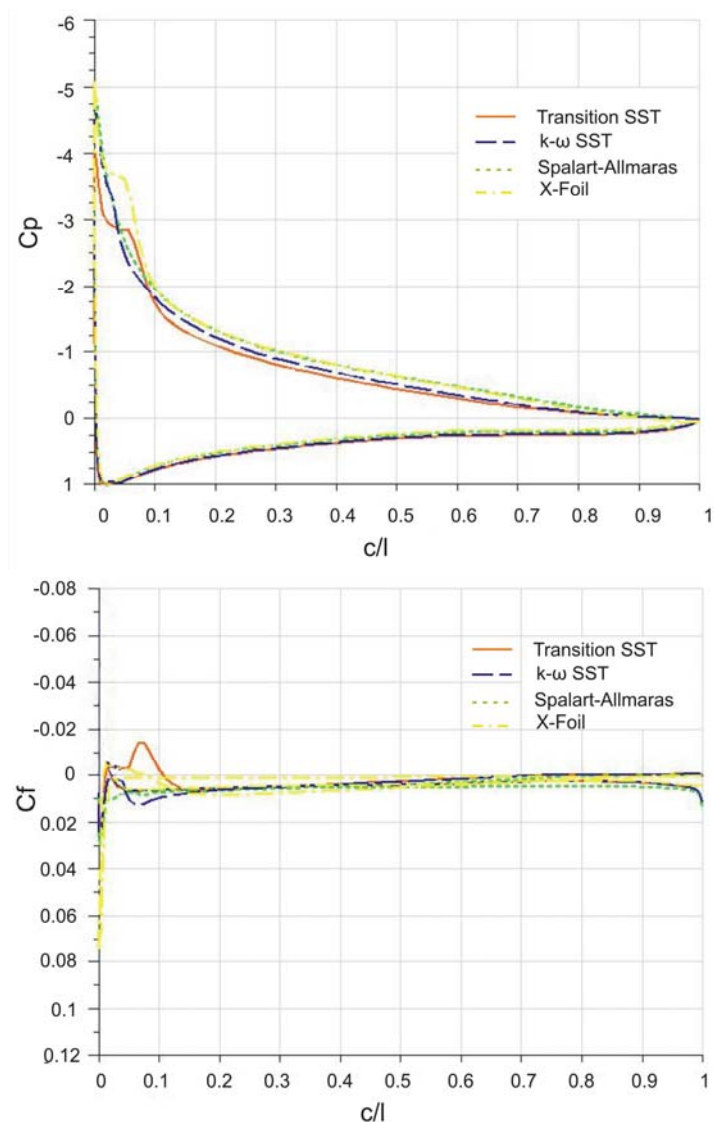
На слици 5.9 приказани су резултати прорачуна аеродинамичких коефицијената узгона и отпора за аеропрофил SG6041 при  $Re=1.5 \cdot 10^5$ . Овај аеропрофил је веће релативне дебљине у односу на SD7003. Као што је очекивано S-A модел даје знатно већи отпор у односу на експерименталне вредности, док друга два турбулентна модела као и вискозно – невискозна модела са  $e^n$  моделом за предвиђање преображаја струјања дају резултате који се добро подударaju са експерименталним резултатима. За режим струјања који је симулиран очекивана је појава преображаја ламинарног у турбулентни гранични слој у близини нападне ивице, што је  $\gamma - Re_\theta$  успео да репродукује, за разлику од k- $\omega$  SST од кога то није ни очекивано. Треба приметити да су интегрални резултати у облику аеродинамичких коефицијената релативно блиски, односно да и поред тога што није у стању да физички коректно репродукује струјање k- $\omega$  SST турбулентни модел може дати употребљиве резултате са инжењерског аспекта. Ова чињеница



се може тумачити као последица добре калибрације константи турбулентног модела за одређене типове опструјавања, која осим што даје резултате за практичну примену може навести на извођење погрешних закључака о природи струјања.

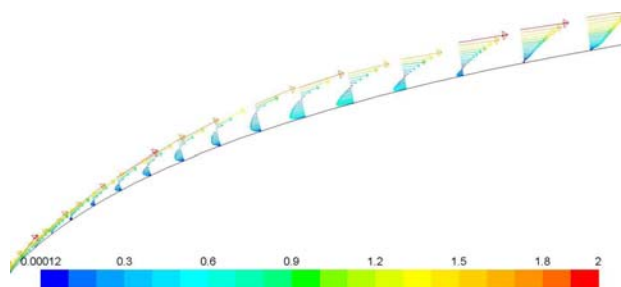


Слика 5.9 Коефицијенти аеродинамичког отпора и узгона у зависности од нападног угла и полара, аеропрофил SG6041,  $Re=1.5 \cdot 10^5$



Слика 5.10 Расподела коефицијента притиска и трења дуж аеропрофила, SG6041  $\alpha=11.09^\circ$ ,  $Re=1.5 \cdot 10^5$

На слици 5.11 приказани су вектори брзина при опструјавању аеропрофила SG6041 за нападни угао  $\alpha=11.09^\circ$  и Рејнолдсов број  $Re=1.5 \cdot 10^5$ . Коришћен је  $\gamma - Re_\theta$  турбулентни модел.

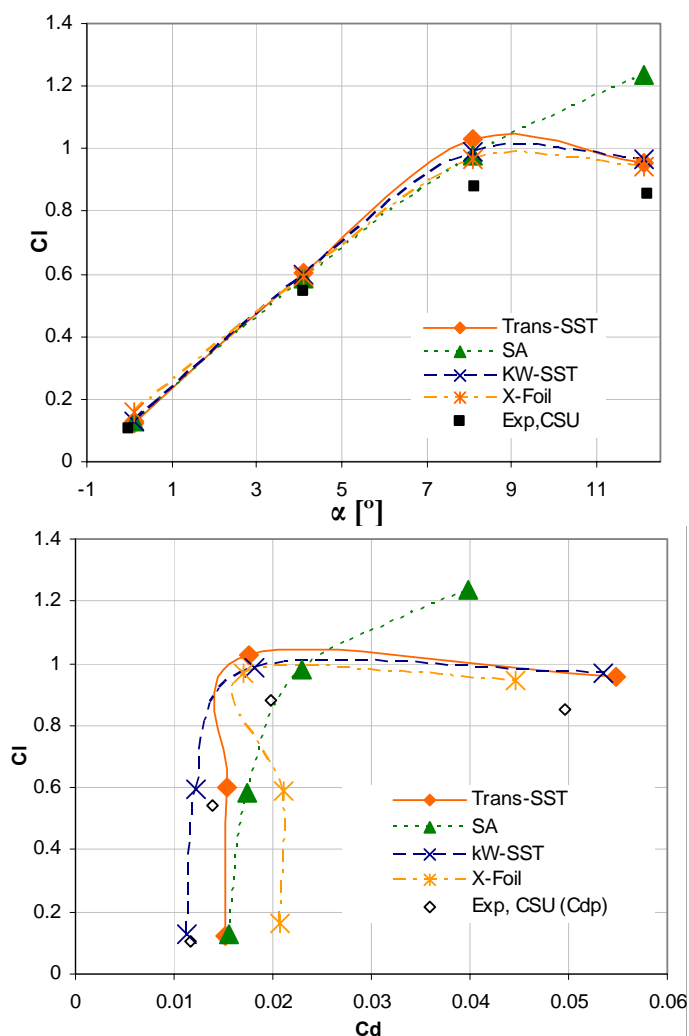


Слика 5.11 Вектори брзина у области формирања ламинарног мехура на аеропрофилу SG6041,  $\alpha=11.09^\circ$ ,  $Re=1.5 \cdot 10^5$ ,  $\gamma - Re_\theta$  турбулентни модел

Коефицијенти аеродинамичког узгона и отпора су прорачунати за више брзина струјања за аеропрофил S809 у интервалу од  $3 \cdot 10^5$  до  $10^6$  користећи већ наведене турбулентне моделе и вискозно-невискозну методу. Аеропрофил S809 је релативне дебљине 21 % са закривљеном средњом линијом. Прорачуни аеродинамичких карактеристика овог аеропрофила су захтевни у погледу својстава примењеног модела. Веома карактеристична појава за овај аеропрофил представља нагло померање тачке преображаја која се налази негде око половине аеропрофила за мање нападне углове, да би при повећању нападног угла нагло била померена ка нападној ивици. Ова карактеристика је последица пројектовања у циљу смањења утицаја неравнина и нечистоћа на аеродинамичке карактеристике.

На сликама 5.12 и 5.13 приказане су интегралне аеродинамичке карактеристике аеропрофила S809 при  $Re=3 \cdot 10^5$  и  $Re=5 \cdot 10^5$ . Треба нагласити да су експериментални резултати доступни за профилни, али не и укупни отпор. За случај опструјавања  $Re=3 \cdot 10^5$  сви модели су дали добре резултате за коефицијент аеродинамичког узгона у поређењу са експерименталним резултатима до нападног угла одвајања струје, када сви модели почињу да прецењују узгон у односу на измерене вредности. У режимима струјања кога карактеришу Рејнолдсови бројеви  $Re=5 \cdot 10^5$  и  $Re=7.5 \cdot 10^5$  примећује се одступање прорачунатих од експериментално одређених коефицијената узгона што се приписује разлици у геометрији модела који је коришћен за прорачун у односу на експериментални модел. Наиме, у аеротунелу Колорадо универзитета испитиван је модел који има незнатно модификовану геометрију и који представља лопатицу ветротурбине која је испитивана у теренским мерењима. Ипак уочљиво је да је нагиб криве коефицијента аеродинамичког узгона у сагласности са експериментом на линеарном делу криве.

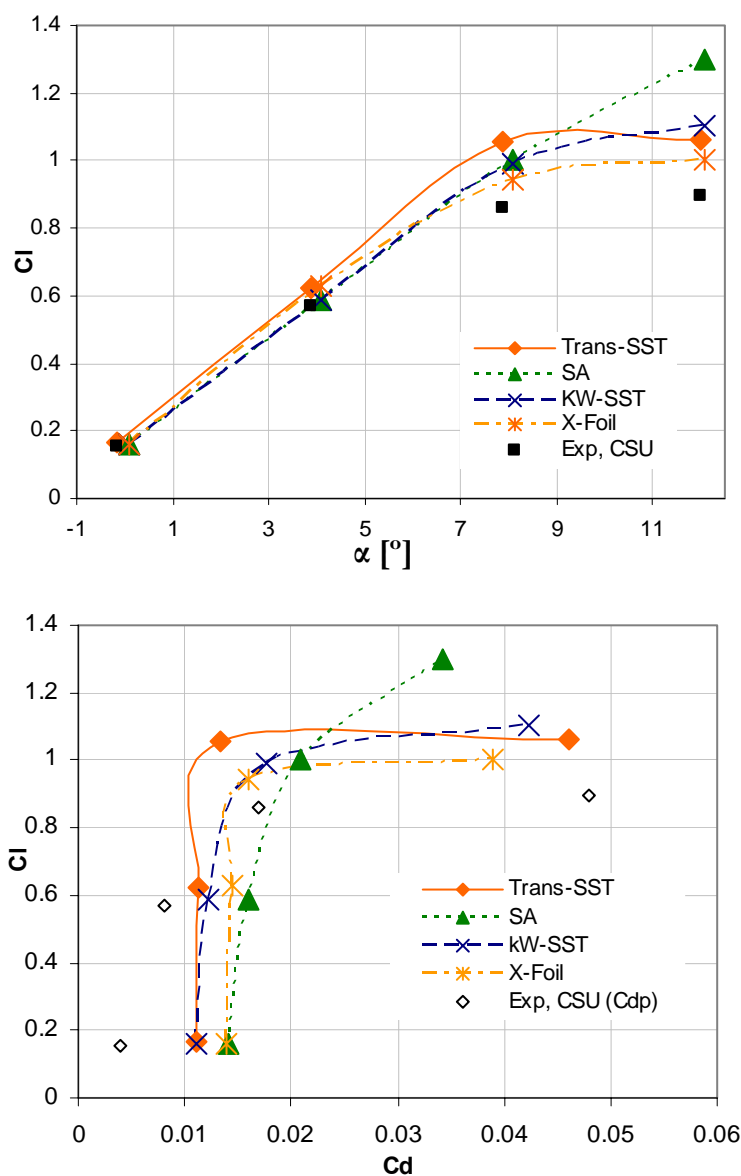
Поларе у области до појаве отцепљења струје које су одређене  $\gamma - Re_\theta$  турбулентним моделом и вискозно-невискозном методом су по облику сличне, с тим што  $\gamma - Re_\theta$  модел даје мање отпоре.



Слика 5.12 Коефицијент аеродинамичког узгона у зависности од нападног угла и полара, аеропрофил S809,  $Re=3 \cdot 10^5$

На слици 5.18 приказани су резултати одређивања аеродинамичких коефицијената аеропрофила S809 при Рејнолдсовом броју  $Re=10^6$ . Резултати су поређени са два скупа експерименталних резултата. Први скуп чине резултати са Универзитета Делфт за оригинални аеропрофил, док други скуп резултата представља експеримент на лопатици ветротурбине која је искоришћена за испитивање карактеристика аеропрофила S809 на Државном универзитету Охајо. Примећује се потпуна сагласност експериментално и нумерички одређених коефицијената аеродинамичког узгона за нападне углове до отцепљења струје, а затим се тренд кривих добијених  $\gamma-Re_\theta$  и k- $\omega$  SST турбулентним моделом подудару са трендом који се добија из експерименталних података. На овом примеру је испитан утицај различите дискретизације флуидног домена. Упоредени су резултати добијени коришћењем структуриране C-H мреже и

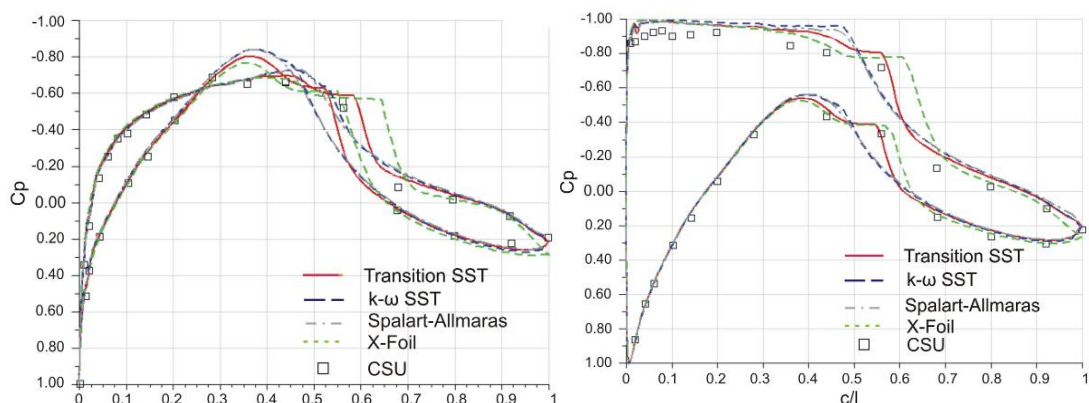
хибридне C-H мреже где је гранични слој дискретизован структурираном мрежом коју чине правоугаони елементи а остатак флуидног домена је дискретизован елементима облика троугла. Утицај различите дискретизације видљив је за веће нападне углове у интервалу између  $8^\circ$  и  $10^\circ$ .



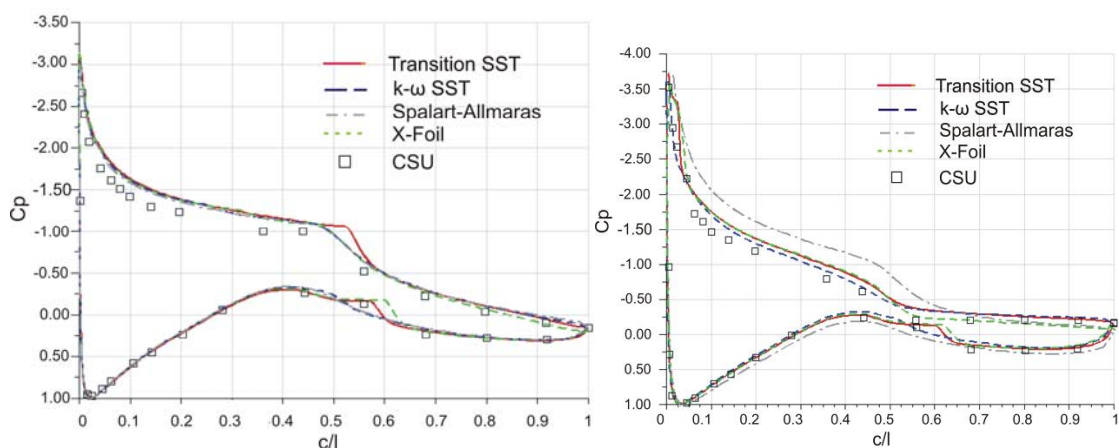
Слика 5.13 Коефицијент аеродинамичког узгона у зависности од нападног угла и полара, аеропрофил S809,  $Re=5 \cdot 10^5$

На сликама 5.14 и 5.15 приказана је расподела коефицијента притиска за аеропрофил S809 при Рејнолдсовом броју  $Re=3 \cdot 10^5$  и нападним угловима  $\alpha = 0.048^\circ$  и  $\alpha = 4^\circ$ , односно  $\alpha = 8^\circ$  и  $\alpha = 12^\circ$ . На свим сликама може се приметити већ поменути промена градијента притиска за  $\gamma - Re_\theta$  турбулентни модел која је

последича преображаја струјања и постојања ламинарног мехура. За све примењене моделе може се приметити да је пад притиска на горњаци у зони нападне ивице већи у односу на експерименталне резултате што на првом месту доприноси неслагању израчунатих и измерених вредности коефицијента узгона.



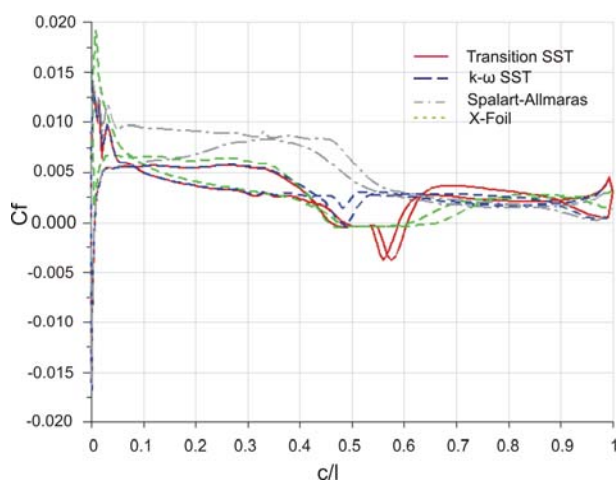
Слика 5.14 Расподела коефицијента притиска дуж аеропрофила,  $Re=3 \cdot 10^5$ ,  $\alpha=0.048^\circ$  и  $\alpha=4^\circ$



Слика 5.15 Расподела коефицијента притиска дуж аеропрофила S809,  $Re=3 \cdot 10^5$ ,  $\alpha=8^\circ$  и  $\alpha=12^\circ$

На слици 5.16 приказан је коефицијент трења срачунат за силу смицања у правцу тангенте на зид аеропрофила. Негативан предзнак указује на повратно струјање у граничном слоју и појаву ламинарног мехура. Као што је очекивано ову појаву у стању је да предвиди  $\gamma - Re_\theta$  турбулентни модел. Тачку преображаја струјања је могуће одредити као тачку са минималном вредношћу силе смицања у правцу тангенте зида аеропрофила. Тачку одвајања граничног слоја је могуће одредити као тачку у коме поменута сила смицања мења знак са позитивног на

негативни. Тачка припајања струје флуида је одређена као тачка у којој сила смицања у правцу тангенте површи аеропрофила поново мења знак са негативног на позитивни. Резултати одређивања поменутих тачака дуж аеропрофила S809 за  $Re=3 \cdot 10^5$  и  $Re=5 \cdot 10^5$  приказани су у табелама 5.4 и 5.5.



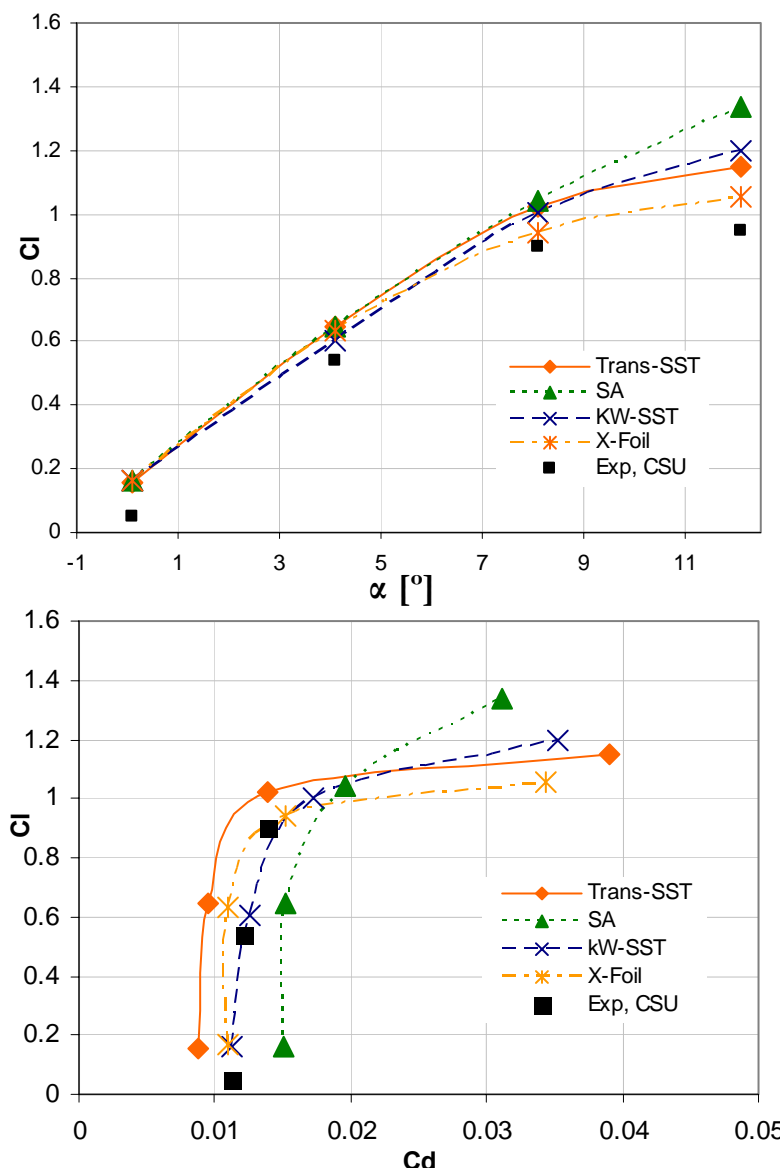
Слика 5.16 Расподела коефицијента трења дуж аеропрофила S809,  $Re=3 \cdot 10^5$ ,  $\alpha=4^\circ$

Табела 5.4 Прорачуном добијена места одвајања, преображаја и припајања струје флуида у граничном слоју аеропрофила S809,  $Re=3 \cdot 10^5$ ,  $\gamma - Re_\theta$

$\alpha [^\circ]$		$x_s/c$	$x_{tr}/c$	$x_r/c$
0.048	горњака	0.445	0.545	0.577
	доњака	0.496	0.597	0.630
4.10	горњака	0.460	0.561	0.593
	доњака	0.490	0.576	0.610
8.10	горњака	0.476	0.583	0.609
	доњака	0.461	0.538	0.572
12.10	горњака	0.494	0.612	0.631
	доњака	0.005	0.027	0.034

Табела 5.5 Прорачуном добијена места одвајања, преображаја и припајања струје флуида у граничном слоју аеропрофила S809,  $Re=5 \cdot 10^5$ ,  $\gamma - Re_\theta$

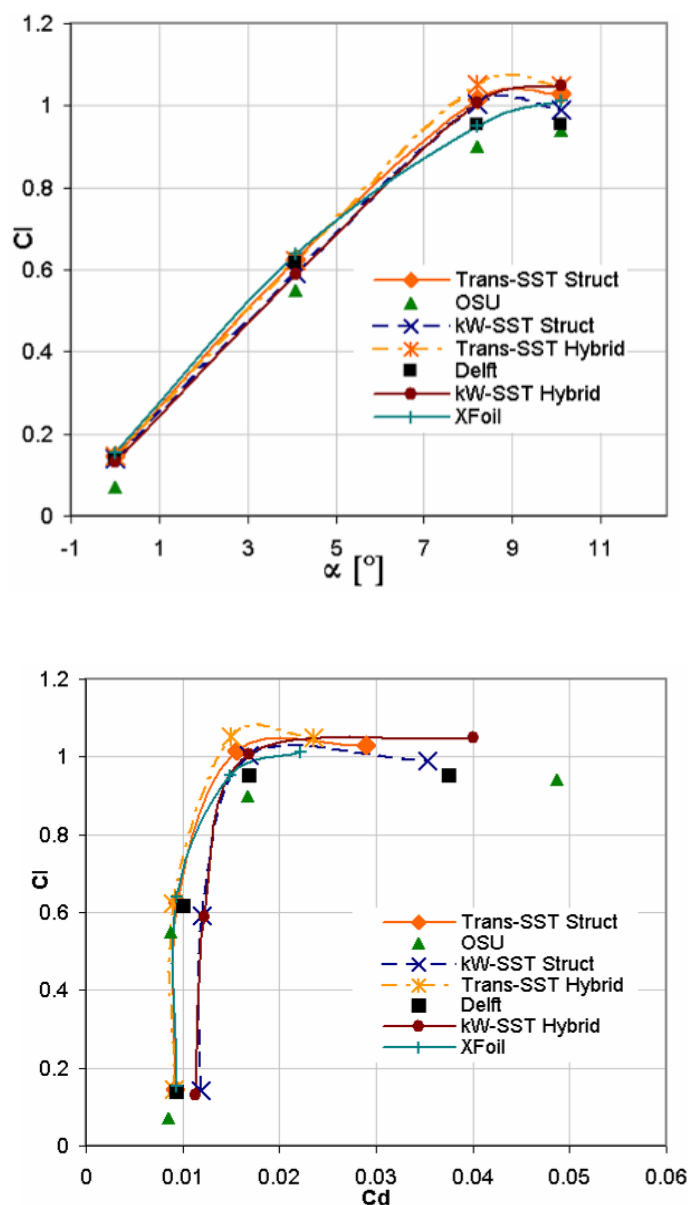
$\alpha [^\circ]$		$x_s/c$	$x_{tr}/c$	$x_r/c$
0.161	горњака	0.45	0.500	0.550
	доњака	0.496	0.581	0.593
3.88	горњака	0.465	0.538	0.555
	доњака	0.496	0.556	0.574
7.89	горњака	0.476	0.564	0.58
	доњака	0.508	0.522	0.543
12.0	горњака	0.491	0.59	0.6
	доњака	0.005	0.02	0.027



Слика 5.17 Коефицијент аеродинамичког узгона у зависности од нападног угла и полара, аеропрофил S809,  $Re=7.5 \cdot 10^5$

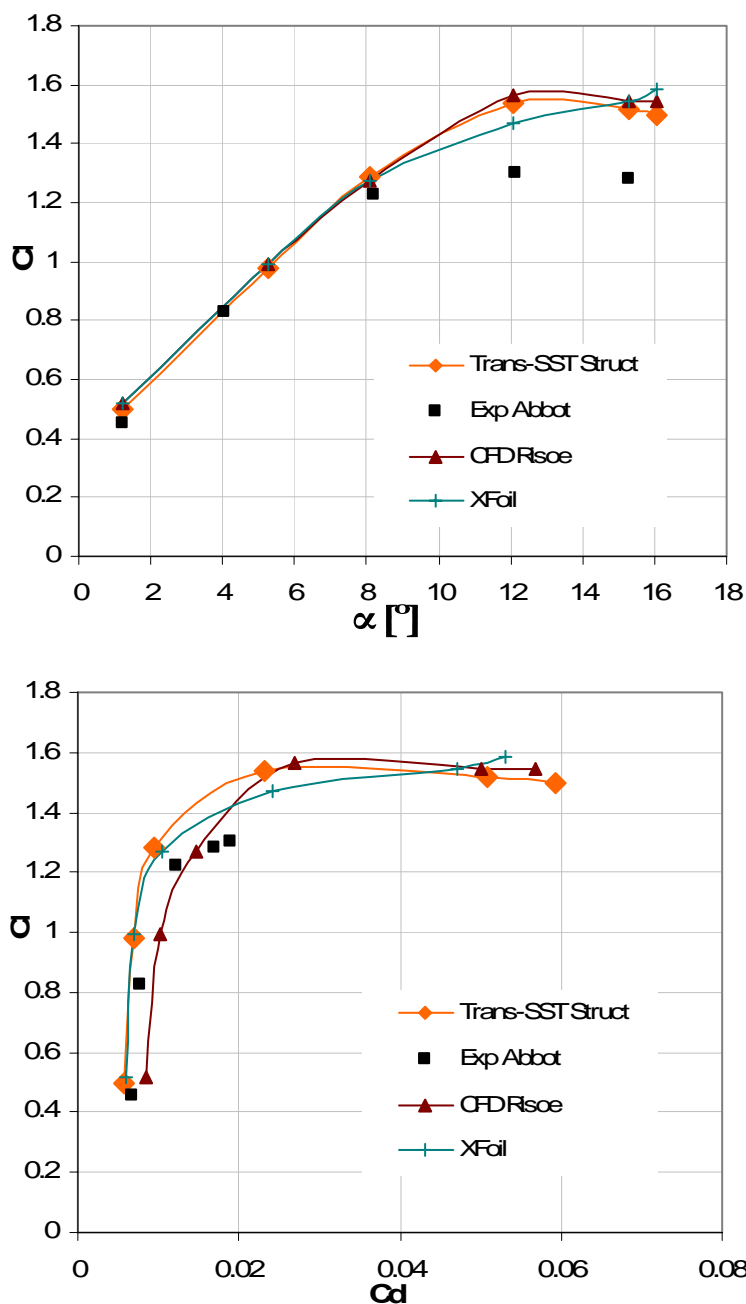
Резултати добијени применом  $\gamma - Re_\theta$  турбулентног модела за  $Re=10^6$  су у сагласности са експерименталним мерењима у аеротунелу Универзитета Делфт. Коефицијенти аеродинамичког отпора се за исти модел веома добро слажу са поменутиим експериментом. Турбулентни модел k- $\omega$  SST дао је нешто веће вредности за аеродинамички отпор, али су резултати у границама прихватљивих, нарочито ако се узме у обзир време потребно за извршавање прорачуна које је знатно краће у односу на  $\gamma - Re_\theta$ . Треба поменути да вискозно-невискозна метода и  $e^n$  метод такође дају веома добре резултате у области до слома узгона.





Слика 5.18 Коефицијент аеродинамичког узгона у зависности од нападног угла и полара, аеропрофил S809,  $Re=10^6$

Поређење резултата добијених  $\gamma - Re_\theta$  турбулентним моделом са доступним нумеричким и експерименталним подацима приказано је на слици 5.19 за аеропрофил НАСА 63-421 и Рејнолдсов број  $Re=3 \cdot 10^6$ . Линеарни део криве коефицијента аеродинамичког узгона се добро подудара са референтним резултатима, док је у зони нападних углова са одвајањем струје као и код референтног нумеричког модела аеродинамички коефицијент већи у односу на експерименталне резултате.



Слика 5.19 Коефицијент аеродинамичког узгона у зависности од нападног угла и полара, аеропрофил *NACA63-421*,  $Re=3 \cdot 10^6$

Турбулентни модел  $\gamma-Re_\theta$  је дао нешто мање отпоре у поређењу са експерименталним резултатима у делу поларе која се односи на струјање без одвајања, док се у режимима струјања са одвајањем примећује да је отпор већи у односу на измерене вредности. Треба напоменути да је веома могуће да се експериментални резултати односе на отпор облика, с обзиром да се ради о нападним угловима у области слома узгона.

## *ПОГЛАВЉЕ 6*

### *ОПТИМИЗАЦИЈА ЛОПАТИЦЕ ВЕТРОТУРБИНЕ*

Оптимизација лопатице ветротурбине је интердисциплинарни проблем. Потребно је посматрати понашање лопатице истовремено водећи рачуна о аеродинамици, еластичним особинама и структуралним својствима, динамици и утицају на остале делове ветротурбине при чему најчешће треба остварити максималну могућу производњу енергије при минималним трошковима производње, изградње и одржавања ветротурбине. Овако комплексан проблем је веома тешко коректно дефинисати јер постоји велики број међуутицаја које је потребно истражити, одредити потребне релације зависних величина и затим их инкорпорирати у процес оптимизације.

У току истраживања установљено је да аеродинамичка оптимизација као почетни корак битно одређује касније кораке у изналажењу оптималног решења укључујући све остале критеријуме, те је предмет овог поглавља постизање оптималних аеродинамичких својстава лопатице [121]. Имајући у виду комплексност проблема потребно је већ при аеродинамичкој оптимизацији узети у обзир захтеве који се односе на структурално – динамичка својства лопатице што је најједноставније реализовати увођењем одговарајућих ограничења у току аеродинамичке оптимизације. Тако се на пример при аеродинамичкој оптимизацији могу увести ограничења која су везана за максимално дозвољена оптерећења, геометрију која је формирана тако да буде производно – технолошки изводљива, геометријске карактеристике које представљају основ за касније постизање минималне масе лопатице оптимизацијом структуралне топологије лопатице итд.

Најчешћи циљеви аеродинамичке оптимизације лопатице ветротурбине су постизање максималне годишње производње енергије или максимално искоришћење расположиве енергије ветра дефинисањем адекватног геометријског облика лопатице. Они су дефинисани глобалним параметрима лопатице и ротора, као што су пречник ротора, односно дужина лопатице и брзина обртања ротора и локалним параметрима на пресецима лопатице – дужинама тетива, угловима витоперења и обликом аеропрофила. Глобални параметри, као и дужине тетива и углови витоперења се могу представити релативно једноставним математичким функцијама, те се број променљивих може свести на релативно мали број. Облик аеропрофила у зависности од методе параметризације може бити описан са више од десет параметара, те може сам за себе претстављати оптимизациони проблем.

У току истраживања прихваћен је претходно поменути приступ: посебно је изведена оптимизација аеропрофила у зависности од специфичних захтева тако да се добију фамилије аеропрофила које су касније коришћене за оптимизацију лопатице у смислу постизања максималне годишње производње електричне енергије за ресурс ветра на датој локацији. На овај начин је редуковано време прорачуна и избегнуто појављивање решења која нису технички изводљива. При оптимизацији аеропрофила узимани су структурални захтеви у обзир задавањем одговарајућих једначина ограничења оптимизације. Слично, при оптимизацији лопатице једно од ограничења је било везано за максимално дозвољено оптерећење лопатице.

### **6.1. Избор методе оптимизације**

Оптимизација лопатице ветротурбине је извршена у два корака. У првом се оптимизују аеропрофили који су намењени одређеним деловима лопатице, те имају специфичне радне услове, циљеве оптимизације и геометријска и друга ограничења. У другом кораку се врши оптимизација лопатице према дефинисаним захтевима и ограничењима. При томе се задају аеропрофили који ће бити коришћени на различитим пресецима уз могућност преклапања граница и одлучивања о оптималном решењу применом нумеричке оптимизације. Примена неког од еволуционих алгоритама за аеродинамичку оптимизацију при чему се врши велики број прорачуна решавањем Навије – Стоксових, односно Рејнолдсових једначинама изискује значајне хардверске ресурсе те укупно процесорско време оптимизације може често бити неприхватљиво за инжењерске

потребе пројектовања и анализе конструкција. Стога је потребно дефинисати физички и математички модел који ће имати довољно детаља који су битни за оптимизацију, што имлицитно зависи од постављених циљних функција и ограничења, а с друге стране ефикасни у погледу постизања резултата у задатим временским оквирима. Након анализе могућности расположивог хардвера, прецизности модела и временских оквира за извођење оптимизације изабран је нумерички прорачун аеродинамичких карактеристика аеропрофила применом вискозно – невискозне методе, панел методе са моделирањем вискозних ефеката у граничном слоју аеропрофила.

Након анализе различитих приступа градијентних и неградијентних техника оптимизације аеропрофила изабран је метод оптимизације ројем честица, који би требало да гарантује проналажење глобалног оптимума, уз мањи број позива модула за аеродинамички прорачун у односу на генетски алгоритам [122].

У процес оптимизације инкорпорирани су дефинисање и параметризација геометрије аеропрофила, прорачун аеродинамичких карактеристика аеропрофила за задате радне услове, израчунавање функције циља и оптимизација ројем честица.

## 6.2 Аеродинамичка оптимизација аеропрофила

С обзиром на специфичности струјања око ротора ветротурбина, као и специфичне структуралне захтеве и ограничења, аеропрофили пројектовани за ваздухоплове и друге намене не могу увек у потпуности испунити постављене захтеве [123]. У циљу повећања односа аеродинамичке ефикасности и оптерећења ротора, за одређене радне параметре потребно је пројектовати посебно прилагођене аеропрофиле. Имајући у виду низак прираштај снаге кореног дела лопатице, облик аеропрофила у овом сегменту лопатице је највећим делом одређен критеријумима везаним за чврстоћу, при чему треба узети у обзир широк спектар радних режима и услова у којима ветротурбина ради. Повећањем дебљине се побољшавају својства у погледу чврстоће, смањује се махање лопатице, али се негативно утиче на аеродинамичке карактеристике. Потребно је наћи оптимално решење које узима у обзир наведене супротстављене захтеве, као и специфичне радне услове.

Током деведесетих година отпочео је развој фамилија аеропрофила у зависности од типа и снаге ветротурбине. На пример, ветротурбине мале и средње

снаге регулисане сломом узгона користе аеропрофиле са ниским максималним коефицијентом узгона. Код ветротурбина великих снага повећање пречника ротора утиче на цену са експонентом 2.4, док је енергија пропорционална квадрату пречника. Стога је потребно да аеропрофили у корену буду веће дебљине, али и коефицијента узгона, како би се редуковала маса лопатице и њена цена уз одржавање ефикасности.

Корени аеропрофили за ветротурбине великих снага су релативних дебљина између 25% и 40%. Велика релативна дебљина, као и појава запрљаности нападне ивице резултују појавом раног одвајања турбулентног граничног слоја, смањењем максималног коефицијента узгона и финесе аеропрофила. Пројектовање у великој мери зависи од захтева везаних за чврстоћу конструкције. Релативна дебљина горњаче се минимално повећава због смањења осетљивости на појаву нечистоћа на лопатици ветротурбине. Аеродинамички захтеви су везани за високу вредност максималног коефицијента узгона при релативно великим нападним угловима.

Корени аеропрофили за ветротурбине предмет су развоја неких од водећих истраживачких институција у области ветроенергетике. Институт Рисое је развио више фамилија аеропрофила за роторе снага преко 600 kW. Главни проблем везан за појаву осетљивости аеродинамичких карактеристика аеропрофила на нечистоће делимично је отклоњен на аеропрофилима Risoe-P и Risoe-B1 [124]. Технички универзитет Делфт развио је више од 15 аеропрофила намењених ветротурбинама [125]. Релативне дебљине ових аеропрофила се крећу између 15% и 40%, а користе се на роторима пречника између 29 m и 100 m, што одговара ветротурбинама снага између 350 kW и 3.5MW. Деведесетих година двадесетог века на Делфту су развијена три аеропрофила који су представљали замену за до тада коришћене НАСА аеропрофиле. Испитивањем и на основу података из експлоатације затим су развијени аеропрофили, за које су полазна основа били аеропрофил за корени део лопатице DU 97-W-300. У групу аеропрофила релативне дебљине преко 30% спадају DU 00-W-350 и DU 00-W-401 релативних дебљина 35%, односно 40%. Максимални коефицијент узгона за DU 00-W-350 износи 1.43 при нападном углу 10.5°. Аеропрофил DU 00-W-401 има максимални коефицијент узгона у области нападних углова већих од 17°, чија вредност износи око 1.25.

SANDIA је извршила испитивање аеропрофила са тупом излазном ивицом који су намењени кореном делу лопатица ветротурбина. Аеропрофили су

испитивани при ниским Рејнолдсовим бројевима (330000 и 660000). Аеропрофили су добијени од иницијалног FB3500-0050 максималне релативне дебљине 35%, тако што је повећана дужина излазне ивице. На тај начин су добијени аеропрофили FB 3500-0875 и FB 3500-1750 са релативним дужинама излазне ивице 8.75%, односно 17.5% [126].

При пројектовању фамилије аеропрофила за корени део лопатице ветротурбине велике снаге потребно је максимизовати финесу аеропрофила за радни интервал нападних углова, обезбедити довољну чврстоћу лопатице и смањити утицај несавршености технологије израде у пределу нападне ивице која има велики утицај на аеродинамичке карактеристике аеропрофила. Имајући у виду претходно поменуте развијене аеропрофиле и претходно дефинисане захтеве и ограничења, пројектовани су аеропрофили који имају тупу излазну ивицу чиме су побољшане структуралне карактеристике уз минималан утицај на аеродинамичке перформансе. Ове аеропрофиле је даље могуће оптимизовати за специфичне роторе и ресурсе ветра.

При дефинисању параметара за опис геометрије конструкције потребно је да се променом параметара обезбеди генерисање реалних облика без дисконтинуитета, да број параметара буде довољан за описивање одређеног броја различитих геометрија које се могу анализирати у циљу оптимизације, да параметри омогућавају једноставно дефинисање и модификовање почетног облика и да, уколико постоје могућности, параметри буду у вези са битним мерама параметризваног облика. На пример, у случају аеропрофила, постоји могућност остваривања везе параметара који математички дефинишу геометријски облик и геометријских карактеристика аеропрофила као што су полупречник нападне ивице, релативна дебљина аеропрофила, угао диедра на излазној ивици итд.

### 6.2.1 Параметризација геометрије аеропрофила

Геометрија већине доступних аеропрофила у литератури је дата у облику одговарајућег броја тачака потребних за геометријско репродуковање горњаке и доњаке аеропрофила. У овом случају, свака од дефинисаних тачака са својим паром координата представља степен слободе уколико би се поменути подаци користили за оптимизацију облика према задатим функцијама циља. Иако се наметањем одговарајућих ограничења може редуковати домен у коме се

оптимизација врши, велики број степени слободе значајно утиче на квалитет оптимизованог решења, као и на број итерација који је потребан за прорачун оптималног решења, што је посебно значајно код аеродинамичке оптимизације.

Стога је потребно дефинисати ефикасан начин параметризације облика са довољним бројем параметара за дефинисање аеропрофила, а који ће бити знатно мањи од почетног броја тачака који дефинишу аеропрофил. Избор метода параметризације мора бити такав да је параметрима могуће описати што већи број познатих аеропрофила уз постизање добре основе за ефикасну оптимизацију којом ће бити генерисана решења која имају физичког смисла.

Параметризација аеропрофила може се заснивати, између осталог, на примени кривих, као што су Безијеове криве, б-сплајнови или неуниформни рационални б-сплајнови (NURBS) [127]. NURBS криве представљају општи облик криве дефинисане полиномима. Б-сплајн криве чине подскуп NURBS кривих, док су Безијеове криве специјалан случај б-сплајн кривих. Један од познатијих начина параметризације аеропрофила је коришћење Хикс-Хенеових базних функција [128]. Ова метода параметризације је погодна за варирање познатог – базног облика аеропрофила у циљу аеродинамичке оптимизације. Облик аеропрофила дефинисан је на следећи начин:

$$y_{gor}(x) = y_{gor,b} + \sum_{i=1}^5 a_i f_i(x) \quad (6.1)$$

$$y_{donj}(x) = y_{donj,b} + \sum_{i=1}^5 b_i f_i(x)$$

где су  $y_{gor}(x)$ ,  $y_{donj}(x)$  једначине горњаке и доњаке респективно,  $y_{gor,b}$  и  $y_{donj,b}$  ординате почетног (базног) аеропрофила,  $a_i$  и  $b_i$  параметри, а базне функције су дефинисане једначином  $f_i(x) = \begin{cases} x^{0.25} (1-x)e^{-20x}, i=1 \\ \sin^3(\pi x^{s(i)}), i>1 \end{cases}$  и  $s(i) = \frac{\log 0.5}{\log x_i}$ .

Недавно предложена метода параметризације CST (Class Shape Function Transformation) [129] посебно је погодна за примену при дефинисању аеропрофила. Облик аеропрофила је у том случају дефинисан на следећи начин:

$$y = C(x)S(x) + x\Delta y_{TE} \quad (6.2)$$



где су  $C(x)$  функција класе,  $S(x)$  функција облика – базне функције, а  $\Delta y_{TE}$  дебљина излазне ивице. Функција класе дефинише облик геометрије и облика је:

$$C(x) = x^{N_1} (1-x)^{N_2} \quad (6.3)$$

Када су коефицијенти  $N_1=0.5$  и  $N_2=1$ , геометрија одговара облику аеропрофила.

Функција класе је у општем случају произвољна, али се обично узимају познате аналитичке функције које одговарају намени (математички опис кривих и параметризација). У примени за аеропрофиле, функције облика су најчешће пондерисани Бернштајнови полиноми:

$$S(x) = \sum_{i=0}^n [b_i J_{i,n}(x)] = \sum_{i=0}^n \left[ b_i \binom{n}{i} x^i (1-x)^{n-i} \right] \quad (6.4)$$

где је  $\binom{n}{i} = \frac{n!}{i!(n-i)!}$ .

Тада члан  $S(0)$  дефинише релативну вредност пречника заобљења:

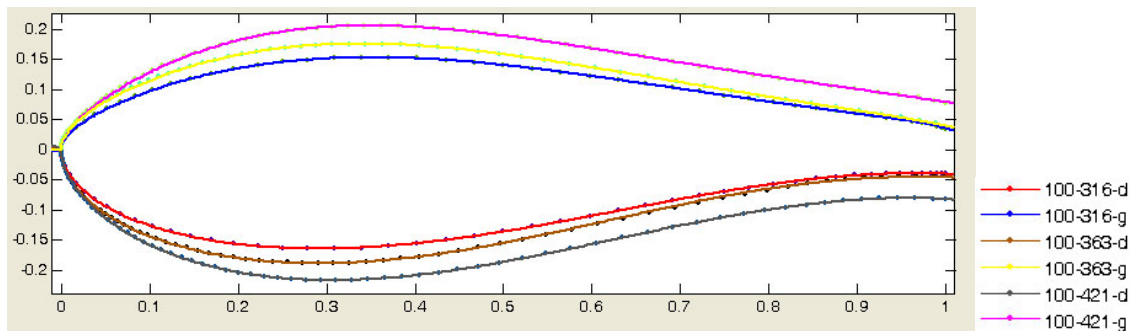
$$y(0) = \sqrt{\frac{2R_{LE}}{t}} \quad (6.5)$$

где су  $R_{LE}$  – полупречник заобљења нападне ивице, а  $t$  – дужина тетиве аеропрофила..

Слично, вредност функције  $y(1)$  дефинише угао између тетиве и тангенте параметризоване криве у тачки  $x=1$  и релативну дебљину излазне ивице аеропрофила:

$$y(1) = tg\beta + \frac{\Delta y_{TE}}{t} \quad (6.6)$$

При параметризацији коришћен је четврти ред Бернштајновог полинома, односно коришћено је пет параметара који су одређивани методом најмањег квадрата за познате координате аеропрофила. У одређеним случајевима су уведена додатна два параметра који су у изворној CST методи константне вредности ( $N_1$  и  $N_2$ ), чиме је постигнута додатна флексибилност параметризованих кривих и боља апроксимација задатих аеропрофила. Параметризовани аеропрофили приказани су на слици 6.1.



Слика 6.1 Параметризована фамилија аеропрофила за корени део лопатице ветротурбина

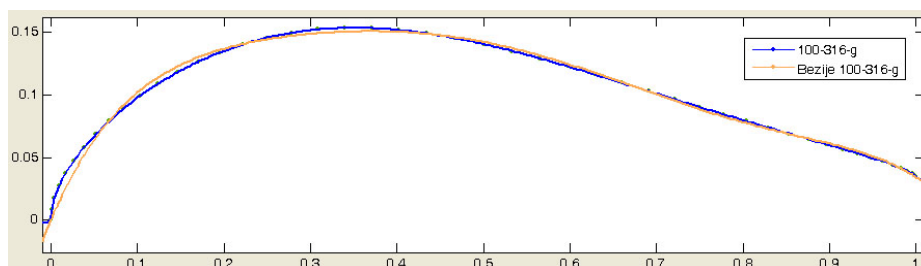
За потребе поређења резултата са CST методом, приказана је параметризација горњаке аеропрофила WTMW-100-316 применом Безијеове криве која је дефинисана на следећи начин:

$$y(x) = \sum_{i=0}^n B_i J_{n,i} \quad (6.7)$$

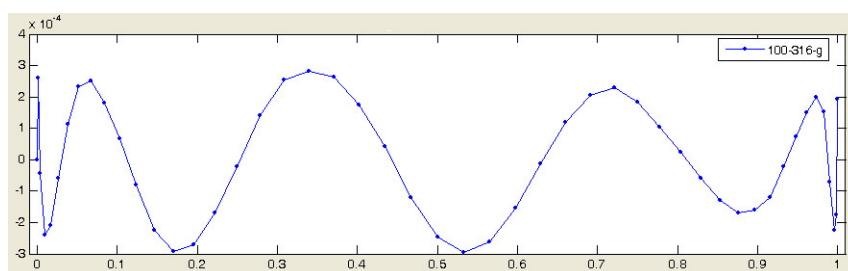
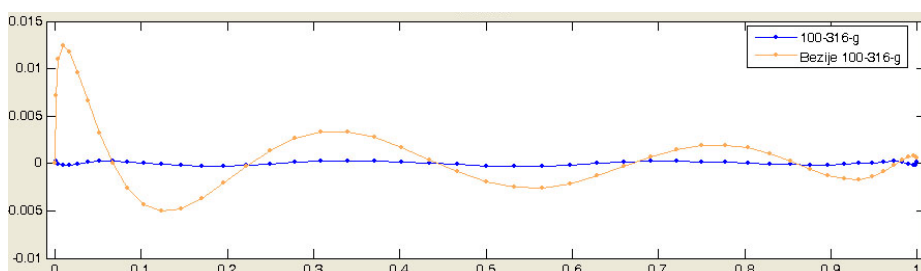
где су  $B_i$  параметри, а  $J_{n,i}(m)$  базне функције (Бернштајнови полиноми  $n$ -тог реда):

$$J_{n,i}(x) = \binom{n}{i} x^i (1-x)^{n-i} \quad (6.8)$$

При параметризацији горњаке Безијеовом кривом коришћено је седам параметара, параметри су одређени методом најмањег квадрата. На слици 6.2 приказани су упоредни резултати параметризације горњаке аеропрофила WTMW-100-316 CST методом и Безијеовом кривом, као и грешке параметризације која је дефинисана као разлика вредности параметарске функције и у координате аеропрофила у тачкама којима је аеропрофил првобитно дефинисан. Може се приметити да дефинисани облик аеропрофила није могуће успешно апроксимирати Безијеовом кривом са седам параметара, док је параметризација CST методом за мањи или једнак број параметара знатно прецизнија, ред величине грешке параметризације је  $10^{-4}$ , слика 6.3.



Слика 6.2 Параметризована горњака аеропрофила WTMW-100-316 (CST параметризација и Безијеова крива)

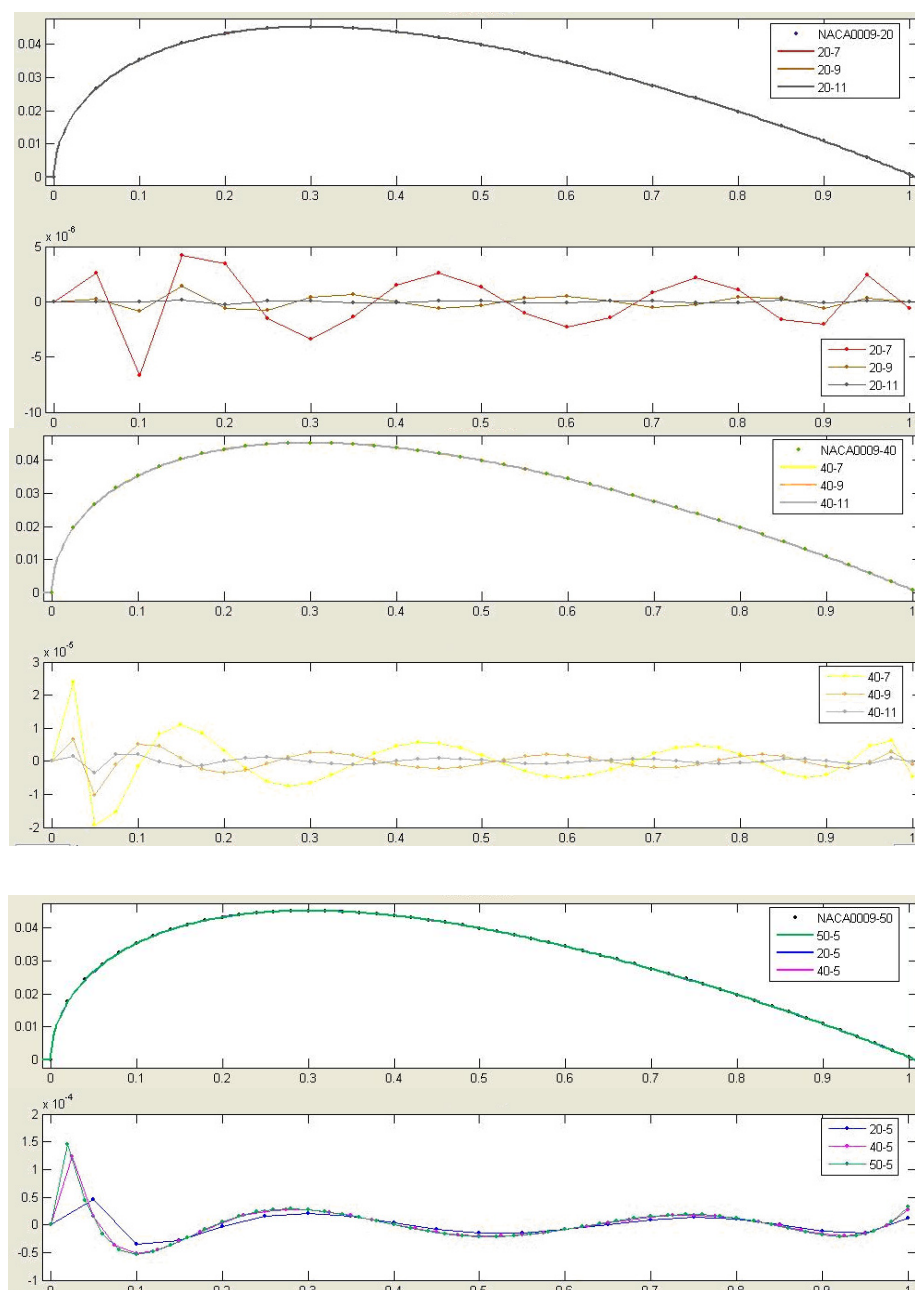


Слика 6.3 Упоредни приказ грешке параметризације горњаке аеропрофила WTMW-100-316 (CST параметризација и Безијеова крива)

Приказаном методом параметризације могуће је аналитички дефинисати познате аеропрофиле који су задати паровима координата користећи методу најмањих квадрата. У овом случају параметризацијом се добија могућност генерисања додатних тачака за аеропрофиле чији аналитички облик није познат у областима велике закривљености, односно нападне и излазне ивице, постизања веће тачности за припрему модела потребних за нумеричке анализе и оптимизацију, као и за квалитетну припрему CAD модела за израду.

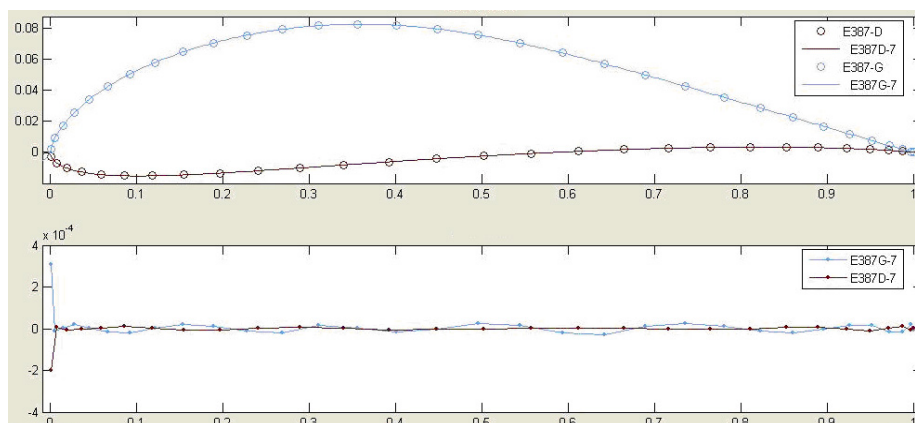
На слици 6.4 приказан је параметризован симетрични аеропрофил NASA0009 у циљу провере тачности методе параметризације. На дијаграмима који су дати уз параметризоване аеропрофиле приказане су разлике задатих вредности тачкама и параметризованог облика. Извршена је параметризација

користећи три скупа тачака којима је дефинисан аеропрофил (20 тачака, 40 тачака и 50 тачака), при чему су коришћени Бернштајнови полиноми седмог, деветог и једанаестог реда. Грешка параметризације у области нападне ивице аеропрофила, која се повећава са бројем тачака којима је аеропрофил иницијално дефинисан, би се могла смањити коришћењем скупа података који имају већу густину у поменутој области.



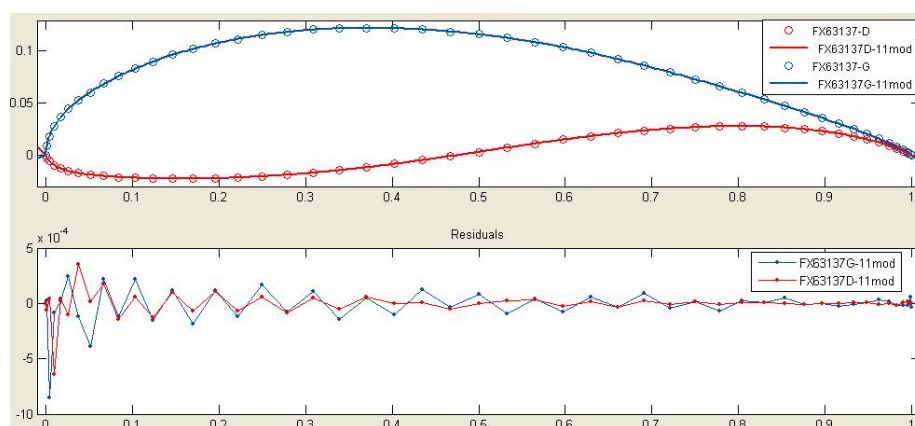
Слика 6.4 Параметризован аеропрофил НАСА 0009 иницијално дефинисан са 20, 40 и 50 тачака и грешке параметризације

На сликама 6.5 и 6.6 приказани су параметризовани аеропродили E387 и FX 63-137. Горњака и доњака аеропродила E 387 иницијално су одређени са по тридесет тачака. Параметризација је извршена применом Бернштајновог полинома седмог реда.



Слика 6.5 Параметризовани горњака и доњака аеропродила E387 иницијално дефинисани са по 30 тачака и грешка параметризације

Горњака и доњака аеропродила FX 63-137 иницијално су одређени са по педесет тачака. Параметризација доњаке извршена је применом Бернштајновог полинома једанаестог реда, док је параметризација горњаке извршена полиномом седмог реда.



Слика 6.6 Параметризовани горњака и доњака аеропродила FX 63-137 иницијално дефинисани са по 50 тачака и грешка параметризације

При недовољној резолуцији тачака у области нападне ивице, на грешку параметризације могуће је утицати модификацијама коефицијента функције класе  $N_1$ , при чему треба имати на уму континуалност кривих у тачки  $x=0$ . При параметризацији доњаке аеропрофила FX 63-173 коришћена је вредност коефицијента  $N_1=0.55$ .

### 6.2.2 Дефинисање параметара струјања, радних тачака за прорачун, циљне функције и ограничења

У протекле три деценије развијен је велики број техничких решења како за потребе мегаватних ветротурбина тако и за ветротурбине мале снаге до 50 kW. За модерне ветротурбине великих снага карактеристично је да раде са променљивим бројем обртаја ротора и да постоји регулација корака ротора, тј. индивидуално регулисање угла закретања лопатица. Поред промене корака ротора, променљива брзина обртања даје додатну флексибилност у погледу управљања ветротурбином, односно постизања захтеване снаге [130]. При томе, две поменуте технике регулисања дозвољавају регулисање оптерећења ротора и одржавања коефицијента рада за који се постиже максимални коефицијент снаге. Постоји низ могућности за спрегу регулисања снаге и оптерећења ветротурбине променом брзине обртања и корака ротора. Врло чест је приступ у коме се за снаге мање од номиналне мења искључиво брзина обртања, а затим се она не мења уз одржавање константе снаге променом корака ротора. Критеријум за регулисање у режимима рада при мањим брзинама ветра је одржавање максималног коефицијента снаге ветротурбине, док је за област већих брзина ветра, главни критеријум ограничење по номиналној снази услед електрогенератора, али и дозвољених оптерећења лопатице.

За разлику од мегаватних ветротурбина, ветротурбине снага до 50 kW одликују се разноликошћу примењених приступа регулисању рада. У пракси се срећу решења која се регулишу искључиво коришћењем аеродинамичких особина ротора, слома узгона и скретања ротора, регулација променљивом брзином електрогенератора и електроником, као и пасивна и активна промена корака ротора. Извршена је анализа за два екстремна случаја, најједноставнији начин регулисања у погледу да не постоји додатни систем за покретање лопатица – регулисање снаге и оптерећења сломом узгона, и други најсложенији и најскупљи (захтеван за аеродинамичко пројектовање, примена аеропрофила

развијених деведесетих година), слично као код ветротурбина великих снага регулисање променљивим бројем обртаја ротора и променом корака ротора (примена модерних аеропрофила, повећане релативне дебљине у корену у средишњем делу лопатице).

Након анализе радних режима ветротурбина великих снага дефинисани су интервали Рејнолдсових бројева за оптимизацију аеропрофила. У табели 6.1 приказане су вредности разматраних Рејнолдсових бројева и зависности од интервала бездимензионих пречника за које су аеропрофили предвиђени. Такође су дати интервали дозвољених релативних дебљина аеропрофила у зависности од релативног полупречника диска ротора. Са становишта дефинисања унутрашње структуре лопатице битно је да изабрани аеропрофили дуж лопатице буду компатибилни. Према томе, поред ограничења која су везана за релативну дебљину аеропрофила, веома је битно да се дефинише прихватљив интервал за место максималне релативне дебљине. За аеропрофиле који се налазе на делу лопатице  $r/R > 70\%$  уведено је ограничење максималног коефицијента узгона у области разматраних нападних углова који износи 1.9. За корени део лопатице извршена је оптимизација аеропрофила релативне дебљине између 30 и 40 %. За аеропрофиле при врху лопатице уведено је ограничење по коефицијенту аеродинамичког момента  $\min(c_{m,t/4}) = -0.1$ .

Табела 6.1. Радни режими и ограничења за оптимизоване аеропрофиле

$r/R$	$Re \cdot 10^{-6}$	$d/t$ [%]
0.1 – 0.3	3-6	30-40
0.25-0.50	3-6	21-34
0.45-0.80	3-6	18-27
0.75-1.00	1.5-4.5	15-22

Прорачуни аеродинамичких карактеристика вршени су за два случаја струјања. Први се односи на случај струјања са преображајем ламинарног у турбулентни гранични слој чиме је моделиран аеропрофил без присуства нечистоћа, односно препрека које доводе до ранијег формирања турбулентног граничног слоја. Поред

услова везаних за површину аеропрофила, овај случај одговара струјању са релативно ниским интензитетом турбуленције слободног струјања. За струјање које је дефинисано на овај начин могу се постићи веома добре финесе аеропрофила у интервалу између 100 и 150 уз поштовање осталих ограничења која не морају бити аеродинамичка. С друге стране, присуство неравнина на аеропрофилу које на пример могу бити последица запрљаности или појаве леда моделирано је дефинисањем тачке преображаја струјања у граничном слоју. Перформансе аеропрофила у овом случају могу значајно опасти. Посматрајући струјање са слободним преображајем ламинарног у турбулентни гранични слој и струјање за које је преображај дефинисан на нападној ивици, финеса може опасти и преко 50 % [131]. Осетљивост перформанси на присуство неравнина потребно је свести на најмању могућу меру, односно обезбедити задовољавајуће перформансе ветротурбине и у условима опструјавања лопатице при којима је гранични слој највећим делом турбулентан.

Постављена је вишекритеријумска циљна функција која представља збир пондерисаних „локалних“ циљних функција – финеса аеропрофила за три нападна угла. Коефицијенти уз функције су једнаки и износе 0.333. Нападни углови изабрани су тако да представљају доњу, горњу и средишњу вредност очекиваних нападних углова у оптималној радној тачки ветротурбине и крећу се у интервалу од 2 до 9 степени за аеропрофиле ближе врху лопатице и 5 до 12 степени за аеропрофиле ближе корену лопатице ветротурбине за ветротурбину са променљивом брзином обртања и коракром ротора.

### 6.2.3 Оптимизација ројем честица

Оптимизација ројем честица (ПСО) инспирисана је понашањем птица и риба у јату – роју [132]. Скуп потенцијалних оптималних решења чини S честица од којих свака поседује своје јединствене катактеристике. Оне се могу представити у облику вектора тренутних позиција честица чији су елементи  $x_{i_{PSO}}(t)$  у тренутку  $t$ , вектора брзине честица кога чине  $v_{i_{PSO}}(t)$  и вектора најбоље позиције честице  $y_{i_{PSO}}(t)$  посматрајући одређену циљну функцију. Нека је  $f(x_{i_{PSO}}(t))$  функција циља израчуната за  $i$ -ту честицу у положају  $x_{i_{PSO}}(t)$ , а



$f(x_{i_{PSO}}(t+1))$  функција циља за исту честицу у тренутку  $t+1$ , тада се најбоља појединачна позиција честица мења на следећи начин:

$$y_{i_{PSO}}(t+1) = \begin{cases} y_{i_{PSO}}(t), f(x_{i_{PSO}}(t+1)) \geq f(y_{i_{PSO}}(t)) \\ x_{i_{PSO}}(t+1), f(x_{i_{PSO}}(t+1)) < f(y_{i_{PSO}}(t)) \end{cases} \quad (6.9)$$

За  $S$  честица у популацији тј. роју тражи се најбољи примерак у односу на постављену циљну функцију:

$$y_{PSO} = \min \{f(y_{0_{PSO}}(t)), f(y_{1_{PSO}}(t)), \dots, f(y_{S_{PSO}}(t))\} \quad (6.10)$$

Потребно је дефинисати функцију промене брзине честица у зависности од времена  $t$ . У оквиру ове функције уводе се два генератора случајно-променљиве вредности у циљу стохастичког испитивања домена оптимизације. Основна једначина је облика:

$$v_{i_{PSO}}(t+1) = v_{i_{PSO}}(t) + c_1 rnd(0,1)[y_{i_{PSO}}(t) - x_{i_{PSO}}(t)] + c_2 rnd(0,1)[y_{PSO}(t) - x_{i_{PSO}}(t)] \quad (6.11)$$

Положај честице у наредној итерацији, односно тренутку одређен је изразом:

$$x_{i_{PSO}}(t+1) = x_{i_{PSO}}(t) + v_{i_{PSO}}(t+1) \quad (6.12)$$

Брзина честице је дефинисана тако да се правац кретања промене променљивих које су предмет оптимизације креће у правцу глобално одређеног оптимума у виду тренутно најбоље честице за случајно одређен корак  $c_1 rnd(0,1)$  где је  $rnd(0,1)$  генератор случајних бројева између 0 и 1 и у правцу најбољег положаја који је пронађен за посматрану честицу за корак  $c_2 rnd(0,1)$ .

У циљу побољшања конвергенције оптимизације могуће је у једначину за израчунавање брзине увести инерцијални тежински коефицијент  $w$  тако да је:

$$v_{i_{PSO}}(t+1) = w \cdot v_{i_{PSO}}(t) + c_1 rnd(0,1)[y_{i_{PSO}}(t) - x_{i_{PSO}}(t)] + c_2 rnd(0,1)[y_{PSO}(t) - x_{i_{PSO}}(t)] \quad (6.13)$$

Вредности коефицијента  $w$  за које се постиже побољшање конвергенције креће се између 0.8 и 1.2. За веће вредности коефицијента  $w$  повећава се домен претраге за посматрано тренутно решење и обрнуто. У алгоритму је могуће предвидети веће вредности овог коефицијента у почетној фази оптимизације, а затим га модификовати у зависности од резултата израчунавања циљне функције и кретања најбоље честице у роју [133].

Проблем условне оптимизације (са једначинама ограничењима по једној или више променљивих) своди се на проблем безусловне оптимизације (без

функција ограничења) применом пенализације циљне функције [134]. Нека је проблем условне оптимизације дефинисан следећим једначинама:

$$\begin{aligned} & \min f(x), \\ & \text{под условима да су:} \\ & g_i(x) \leq 0 \\ & h_i(x) = 0 \end{aligned} \tag{6.14}$$

где је  $x$  вектор променљивих величина.

Увођењем пенализације циљне функције прорачун функције циља за дату честицу се рачуна на следећи начин:

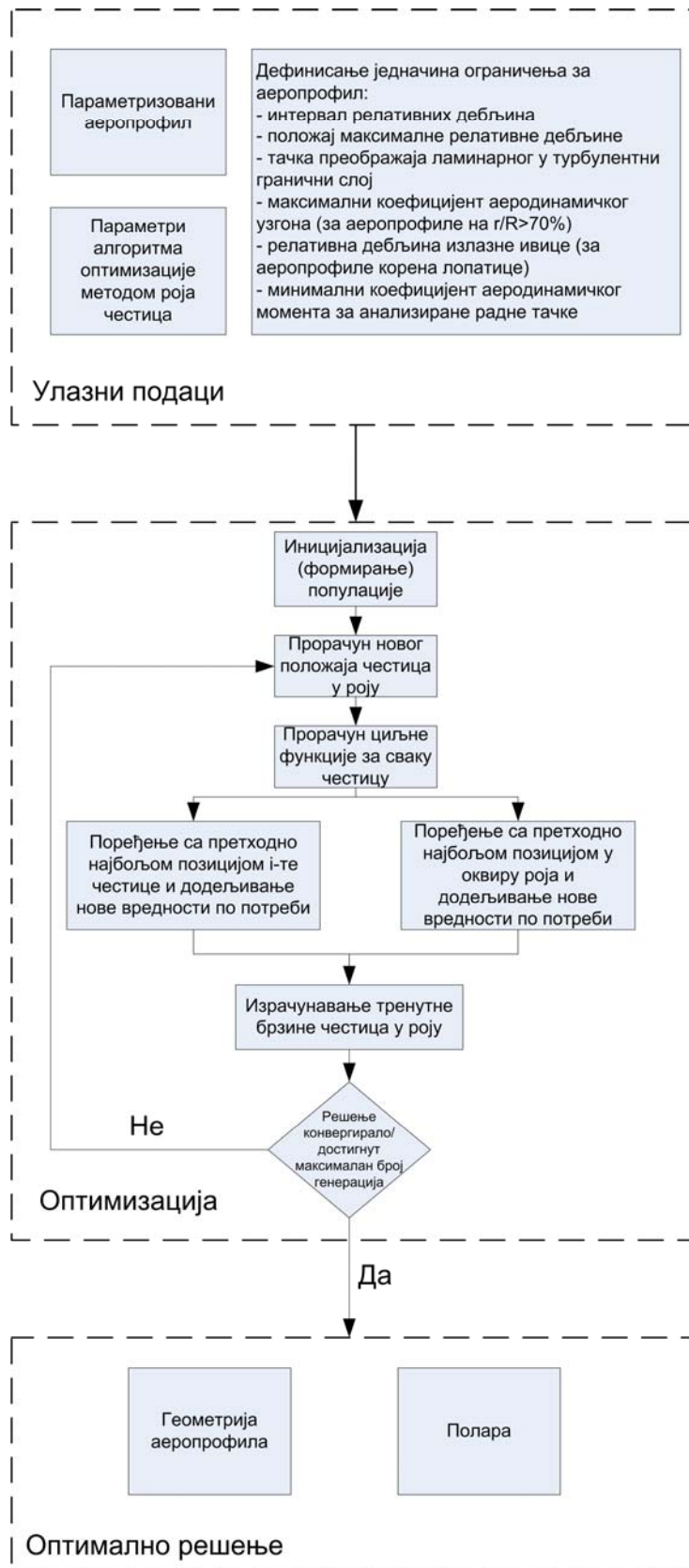
$$f(x) = \begin{cases} f(x), x \in F_{doz} \\ f(x) + p(x), x \notin F_{doz} \end{cases} \tag{6.15}$$

где су  $p(x)$  пенализациона функција, а  $F_{doz}$  представља домен дозвољених вредности вектора  $x$ . Вредност  $p(x)$  изабрана је тако да обезбеђује одбацивање решења која не испуњавају једначине ограничења.

Вишекритеријумска оптимизација применом методе роја честица изведена је дефинисањем циљне функције у облику суме пондерисаних појединачних циљних функција [135]:

$$F = \sum_{i=1}^n w_i f_i \tag{6.16}$$

Ток оптимизације приказан је на слици 6.7.



Слика 6.7 Ток оптимизације аеропрофила применом алгоритма оптимизације ројем честица

За потребе даље анализе резултата добијених оптимизацијом аеропрофила примењена је симулација струјања око аеропрофила коришћењем Рејнолдсових једначина описаних у поглављу 5. Формирана је блок-структурирана прорачунска мрежа О типа, при чему су границе домена удаљене од аеропрофила за 25 дужина тетива. Сви прорачуни су реализовани за бездимензионо удаљење од зида мање од један, при чему је корак мреже био 1.1. Број елемената на аеропрофилу је константан и износио је 256, тако да је укупан број елемената мреже 55000. За моделирање Рејнолдсових напона примењени су  $\gamma$ - $Re_{\theta}$  и  $k$ - $\omega$  SST турбулентни модели.

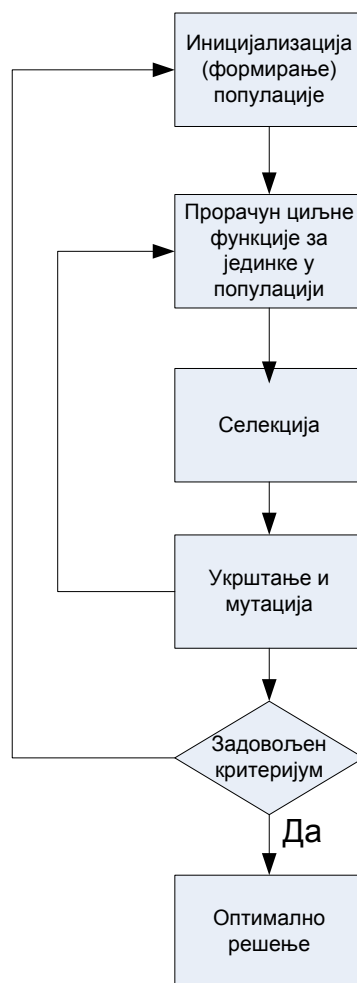
### 6.3 Примена генетског алгоритма на аеродинамичку оптимизацију лопатице ветротурбине

#### 6.3.1 Генетски алгоритам – општи појмови

Генетски алгоритам спада у групу метода оптимизације које су засноване на теорији еволуције. Опстанак у популацији омогућен је јединкама које су најспособније, односно у оквиру скупа могућих решења неког техничког решења биће изабрана она која на најбољи начин испуњавају постављене критеријуме – циљне функције и при томе испуњавају постављена ограничења у погледу величина променљивих којима је решење дефинисано. Особине сваке јединке, односно техничког решења одређене су хромозомима.

Механизми еволуције – селекција, репродукција, укрштање и мутација доводе до најбољих јединки, тј. до оптималних решења. Хромозом јединке представљен је генетским кодом, односно представља комбинацију променљивих величина које одређују домен оптимизације. У примени се често срећу бинарни и реални запис хромозома који се разликују по начину записивања података у генима хромозома [136]. Јединке се разликују по степену прилагођености, тј. по вредности прорачунате циљне функције која је мерило квалитета јединке. Селекцијом и репродукцијом врши се продужавање утицаја успешних јединки на популацију у наредним генерацијама тако што се оне фаворизују при формирању популације у наредној генерацији јединки. Укрштањем се врши рекомбинација гена чиме се постиже разноврсност јединки с циљем еволуирања најбољих јединки из претходне генерације у још боље у наредној генерацији. Из популације

се бирају јединке за које се случајним избором бирају делови хромозома који се укрштају и на тај начин формирају нову јединку. Мутацијом се постиже разноврсност јединки, односно покривеност целокупног домена оптимизације јединкама. Једноставне методе које користе претходно поменуте механизме често могу имати проблема са проналажењем глобалног оптимума тако што идентификују локални оптимум као најповољнији или, с друге стране, веома споро конвергирају. Из ових разлога уводе се бројне модификације основне методе које се могу наћи у литератури [137].



Слика 6.8 Оптимизација генетским алгоритмом

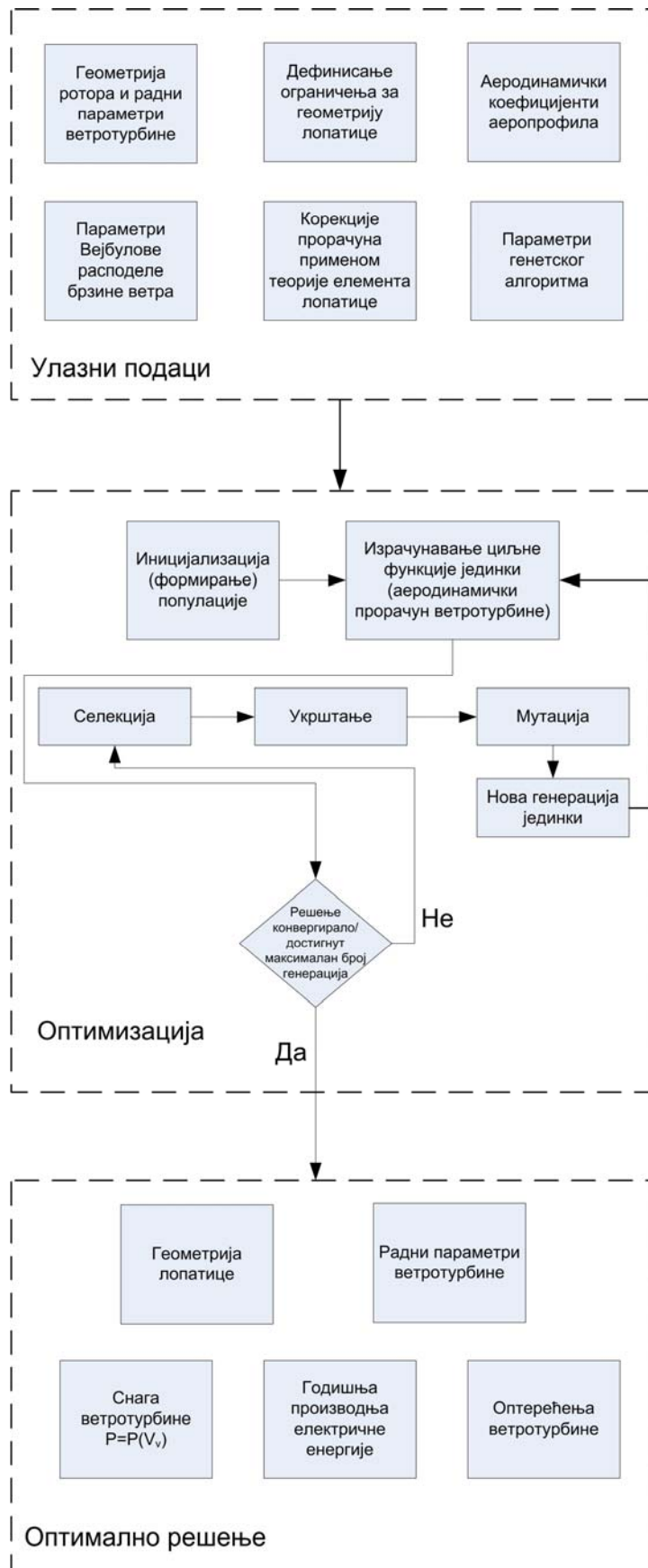
### 6.3.2 Улазни подаци за оптимизацију лопатице ветротурбине

За дефинисање аеродинамичке оптимизације ветротурбине потребно је дефинисати низ улазних података, слика 6.9. На првом месту потребно је дефинисати критеријум, односно циљну функцију оптимизације. У истраживању је дата предност годишњој производњи електричне енергије у односу на циљну функцију исказану коефицијентом снаге. Иако се у оба случаја може вршити оптимизација облика лопатице према задатом ресурсу ветра, применом циљне функције у облику годишње производње енергије знатно је очигледнији однос облика и радних параметара ротора, геометрије лопатице и услова ветра на локацији који је потребан за оптимално искоришћење расположиве енергије ветра. На овај начин је обухваћен ресурс ветра дате локације.

Као и код оптимизације аеропрофила добрим избором ограничења и интервалима у којима се крећу променљиве оптимизације значајно се утиче на време потребно за прорачун оптималног решења. Такође, могуће је искључити из разматрања неизводљиве конструкције. На првом месту, аеропрофили дуж лопатице су дефинисану уношењем граница по релативном пречнику које је могуће преклапати. На пример аеропрофил у корену је WTMW-363 и кандидат је за део лопатице за вредности релативног полупречника између 0.1 и 0.25, док је за WTMW-316 могући интервал релативних полупречника између 0.2 и 0.3 тако да ће у току оптимизације бити одабран оптимални аеропрофил на лопатици за интервал релативног полупречника од 0.2 до 0.25. За све посматране пресеке постављају се ограничења везана за дозвољени интервал тетива и витоперење лопатице. Имајући у виду да се прорачун циљне функције извршава применом теорије елемента лопатице, потребно је припремити аеродинамичке коефицијенте за аеропрофиле који су кандидати за лопатицу. При томе су примењени модели поменути у поглављу 4 за корекције аеродинамичких коефицијената.

Геометрија ротора дефинисана је у зависности од типа. У свим случајевима оптимизације разматран је случај са 3 лопатице. Улазни подаци везани за ресурс ветра на локацији су фактор облика и фактор размере за Вејбулову расподелу.

Улазне величине потребне за извршавање генетског алгоритма су величина популације, број елитних јединки у генерацији, удео јединки које су настале укрштањем и параметри за прекид прорачуна – максимални број генерација и толеранција за прекид оптимизације. Облик лопатице параметризован је Безијеовим кривама.



Слика 6.9 Дијаграм оптимизације за ветротурбину- повезивање ГА и БЕМ

Аеродинамичка оптерећења вршена су применом теорије елемента лопатице и модела представљеног у четвртом поглављу. Примењени су модели према једначинама 4.1.14 – 4.1.15, 4.1.58 – 4.1.62 за корекцију ротора са коначним бројем лопатица и Мадсенова корекција за оптерећење ротора дата једначином 4.1.31. Модел је имплементиран у WT\_Perf, који се користи у оквиру софтверског окружења Nart\_Opt за оптимизацију лопатица ветротурбина [138].



## ПОГЛАВЉЕ 7

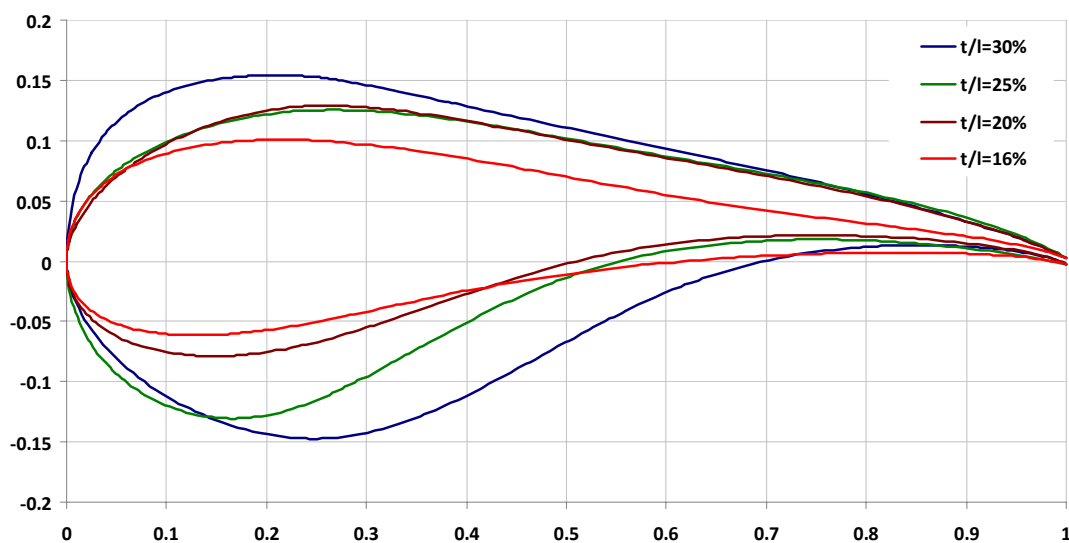
### ПРИКАЗ РЕЗУЛТАТА ОПТИМИЗАЦИЈЕ ЛОПАТИЦА ВЕТРОТУРБИНА ЗА ЛОКАЦИЈЕ У СРБИЈИ

---

Имајући у виду методологију која је развијена и приказана у оквиру поглавља „Аеродинамичка оптимизација ветротурбине“ први део приказаних резултата односи се на оптимизацију аеропрофила који су намењени за различите релативне полупречнике дуж лопатице ротора ветротурбине велике снаге.

#### 7.1 Аеродинамичка оптимизација аеропрофила за ветротурбине велике снаге

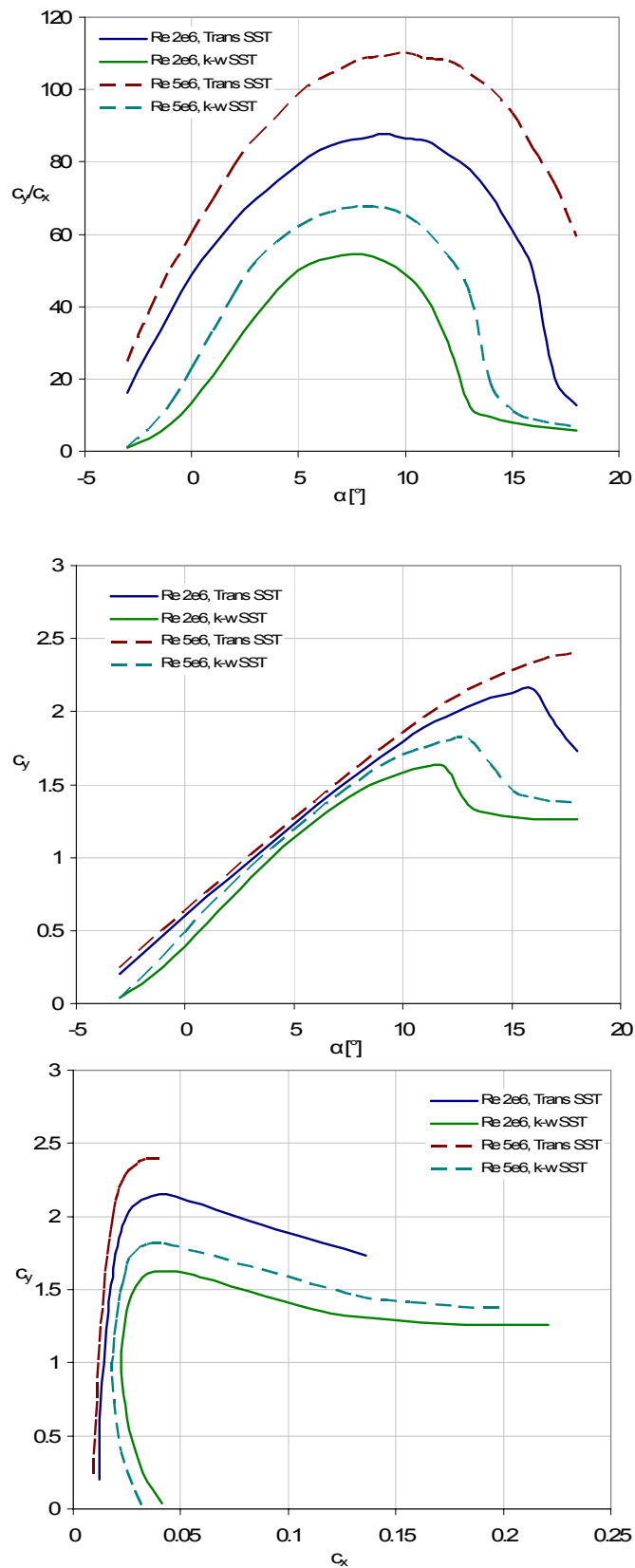
За оптимизацију су примењене циљна функција и једначине ограничења које су дефинисане у поменутом поглављу. На слици 7.1 приказани су аеропрофили различитих релативних дебљина који су резултат аеродинамичке оптимизације применом оптимизације ројем честица.



Слика 7.1 Оптимизовани аеропрофили релативних дебљина између 16 % и 30%

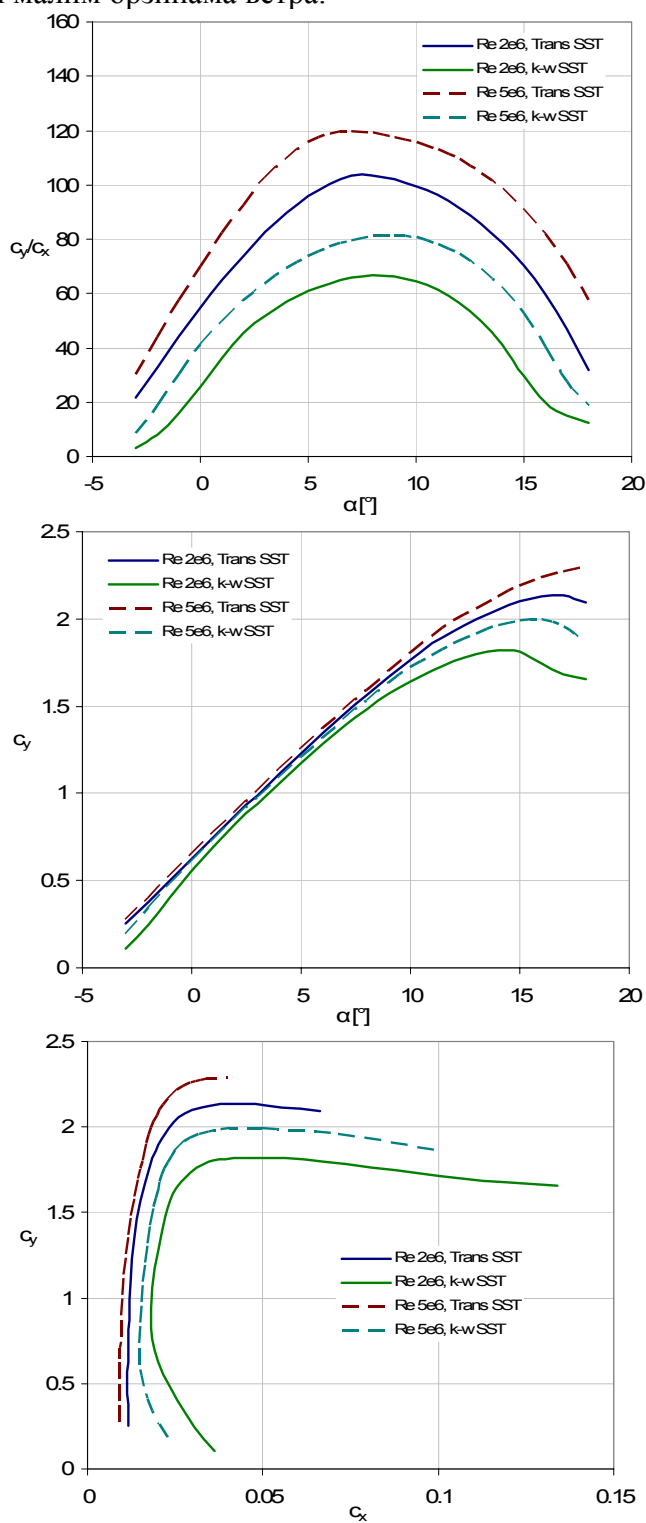
За анализу перформанси оптимизованих аеропрофила примењене су методе изоложене у поглављу 5 „Нумеричко одређивање аеродинамичких карактеристика аеропрофила“ и турбулентни модели  $\gamma - Re_\theta$  и  $k-\omega$  SST. Први је коришћен за симулацију струјања са слободним преображајем ламинарног у турбулентни гранични слој, а други за потпуно турбулентни гранични слој. Резултати анализе приказани су на сликама 7.2 до 7.5. Резултати су приказани за два Рејнолдсова броја који представљају границе интервала радних режима оптимизованих ветротурбина великих снага. Примећује се да постоје битне разлике у вредностима аеродинамичких коефицијената за граничне вредности Рејнолдсових бројева, те се при пројектовању аеропрофила и лопатица ветротурбина ова чињеница мора узети у обзир, као и различити услови рада у погледу преображаја струјања у граничном слоју.

За интервал радних Рејнолдсових бројева за аеропрофил релативне дебљине 30 % који је намењен кореном делу лопатице ветротурбине велике снаге оптимална финеса се креће у интервалу од 55 до 70 у случају моделирања турбулентног граничног слоја, односно 90 и 115 за моделирање струјања са преображајем граничног слоја што би требало да одговара идеалним радним условима без присуства неравнина и раног стварања турбулентног граничног слоја.



Слика 7.2 Финеса, коефицијент узгона и полара оптимизованог аеропрофила релативне дебљине 30%

Високе вредности коефицијента узгона аеропрофила намењеног кореном делу лопатице би требало да имају позитиван утицај на аеродинамичке перформансе ветротурбине при малим брзинама ветра.



Слика 7.3 Финеса, коефицијент узгона и полара оптимизованог аеропрофила релативне дебљине 25%

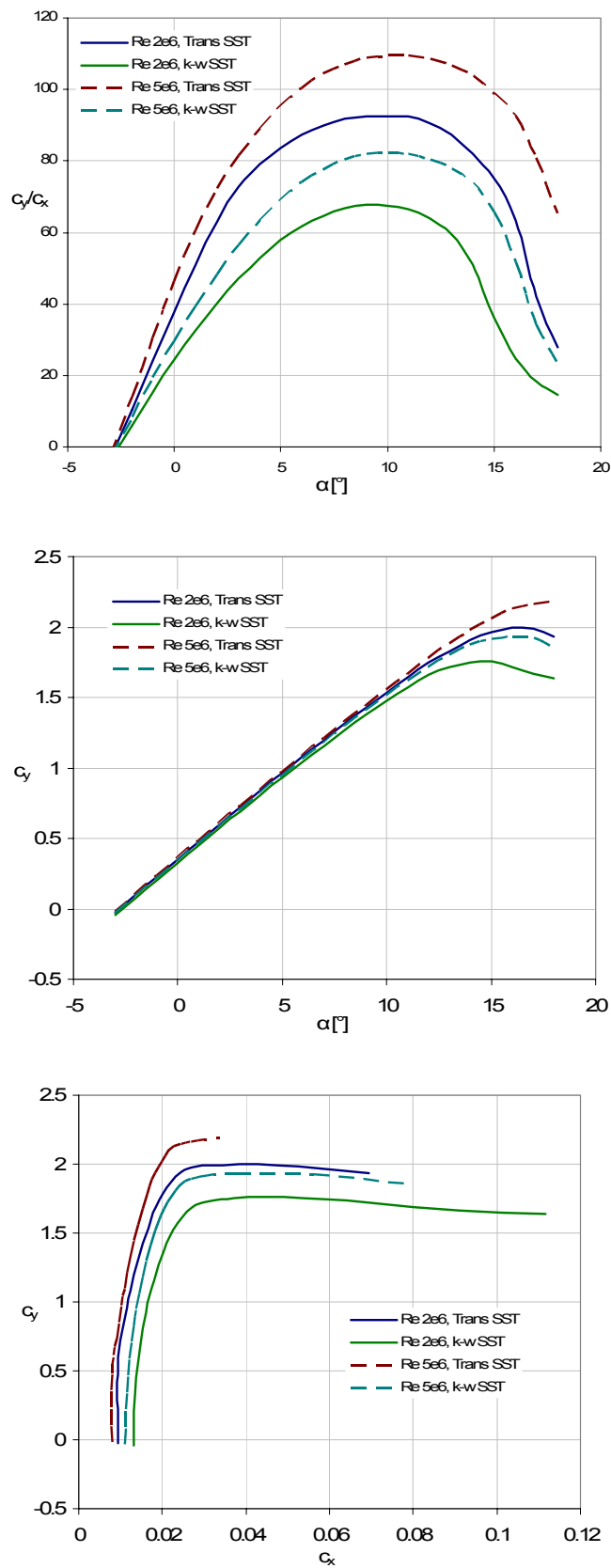
Финеса осталих аеропрофила расте са смањењем релативне дебљине аеропрофила као што је очекивано. У случају моделирања турбулентног граничног слоја, финесе аеропрофила релативне дебљине 25 % и мање, имају ујадначене максималне вредности финесе између 60 и 100 у зависности од Рејнолдсовог броја. У случајевима када је примењен  $\gamma - Re_\theta$  турбулентни модел приметна је знатно већа разлика у финесама аеропрофила са смањењем релативне дебљине, што одговара испитивањима сличних аеропрофила у аеротунелима.

У интервалу пројектованих радних услова коефицијент узгона за аеропрофиле релативне дебљине 25%, 20% и 16% креће се у предвиђеним границама које су постављене оптимизацијом. Благо опадање коефицијента узгона у зони слома узгона за поменута три аеропрофила пружа могућности њихове примене за ветротурбине регулисане сломом узгона.

Финеса оптимизованог аеропрофила релативне дебљине 25% креће се у границама од 68 до 105 за доњу границу предвиђених брзина опструјавања, односно у интервалу од 82 до 120 за  $Re=5 \times 10^6$ . Примећује се да се област максималне ефикасности аеропрофила помера ка нижим нападним угловима са повећањем Рејнолдсовог броја. Максимални коефицијенти узгона прелазе 2 у режиму слома узгона, што је с обзиром на експерименталне податке за сличне аеропрофиле, пресењена вредност. На делу криве коју је нумеричким алатима могуће предвидети са већом поузданошћу коефицијент узгона је знатно нижи.

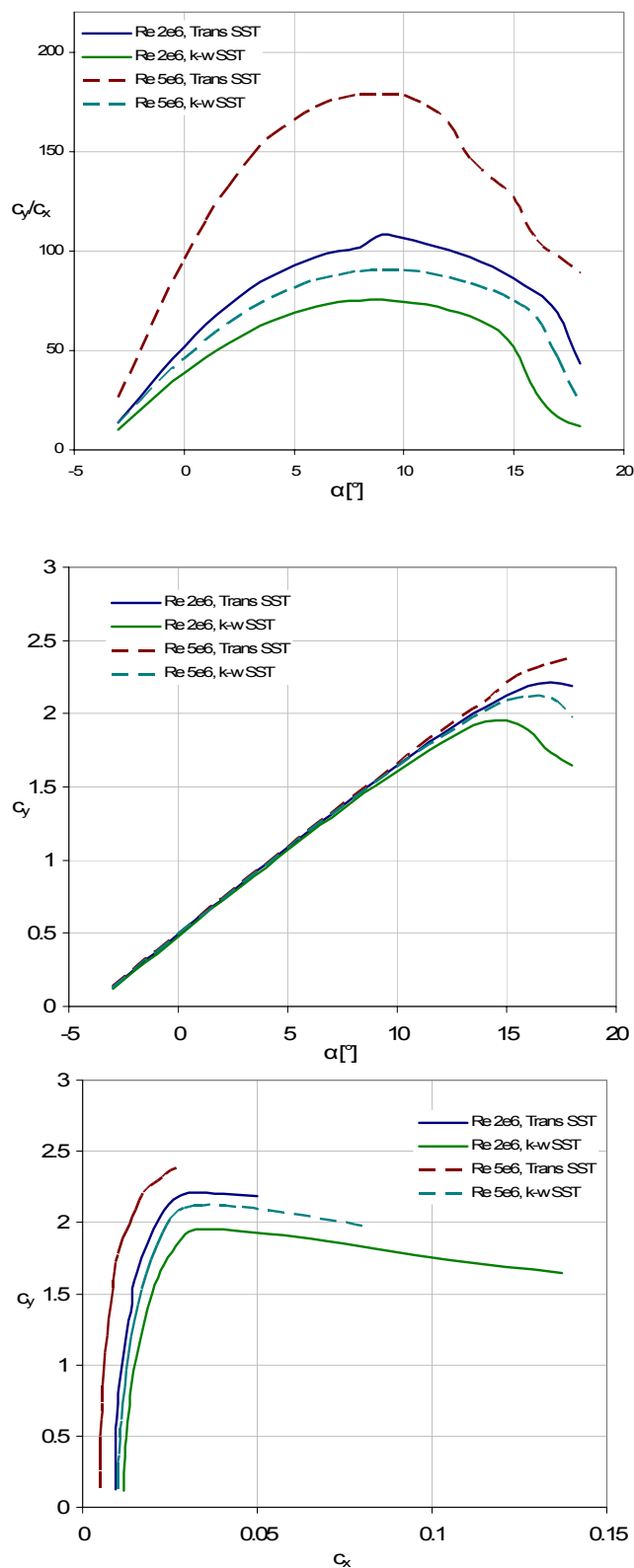
Оптимизовани аеропрофил релативне дебљине 20% има релативно добре особине за нападне углове између  $5^\circ$  и  $12^\circ$ , при чему резултате за нападне углове веће од  $10^\circ$  треба узети условно имајући у виду особине и могућности примењеног физичког и нумеричког модела. У најнеповољнијем предвиђеном случају опструјавања аеропрофила израчуната финеса износи 68, док је у реалној експлоатацији очекивано да финеса аеропрофила буде у границама између 80 и 100. Линеарни део криве узгона се, према прорачуну, простира до нападних углова нешто већих од  $10^\circ$ .

7. Приказ резултата оптимизације лопатица ветротурбина за локације у Србији



Слика 7.4 Финеса, коефицијент узгона и полара оптимизованог аеропрофила релативне дебљине 20%

7. Приказ резултата оптимизације лопатица ветротурбина за локације у Србији



Слика 7.5 Финеса, коефицијент узгона и полара оптимизованог аеропрофила релативне дебљине 16%

Као и код осталих аеропрофила који су били предмет оптимизације и у случају аеропрофила релативне дебљине 16% нападна ивица је великог полупречника у циљу постизања адекватних перформанси и у режимима опструјавања са утицајем храпавости. Приказани резултати показују да је аеропрофил најосетљивији на примењени модел струјања. Ипак, постигнута финеса у случају турбулентног граничног слоја која износи преко 100 и за пројектни интервал нападних углова је задовољавајућа у поређењу са сличним аеропрофилима. На слици 7.5 видљив је скок финесе за Рејнолдсов број 2 милиона, што указује на битније промене које настају у граничном слоју при промени нападног угла у интервалу од 7° до 10°.

У оквиру поглавља 2 „Ресурс ветра у Србији“ приказани су резултати више студија и истраживања која се могу применити за оптимизацију геометрије лопатице за специфичне локације. Изабране су три локације: Баваниште, Костолац и Чибук. Параметри Вејбулове расподеле за поменуте локације приказани су у табели 7.1.

*Табела 7.1 Локације за оптимизацију ветротурбина*

Локација	$k$	$A$ [m/s]	$V_{sr}$ [m/s]
Баваниште	1.7	6.5	5.80
Костолац	1.83	9.04	7.26
Чибук	2.14	5.83	5.16

Оптимизација је извршена за два карактеристична случаја. Ветротурбина номиналне снаге  $P= 2.6$  MW представља савремену ветротурбину за примену у ветроелектранама прикљученим на јавну мрежу. Vestas V-100 2.6 изабрана је за референтну турбину за поређење резултата оптимизације. Други пример оптимизације се односи на ветротурбину мале снаге  $P= 10$  kW за коју је карактеристичан рад у изолованој мрежи. У табели 7.2 приказане су вредности параметара који се у току оптимизације не мењају, при чему је задат интервал брзине обртања ротора пошто се контрола оптерећења делимично врши њеном променом. Корак ротора мегаватне ветротурбине мења се тако да се постиже смањење нападног угла у циљу ограничења оптерећења, док је код мале ветротурбине промена корака таква да се нападни углови померају ка области слома узгона и смањених оптерећења. У оба случаја се оптимална радна тачка постиже за брзине ветра између 4 и 10 m/s.



Табела 7.2 Константни параметри за оптимизацију

Радни параметар	Ветротурбина	Ветротурбина
	снаге 2.6 MW	снаге 10 kW
Број лопатица	3	3
Номинална снага [kW]	2600	10
Пречник ротора [m]	100	9.7
Висина стуба [m]	80	15
Брзина обртања [ $min^{-1}$ ]	6-14	70-110
Аеропрофили	оптимизовани	SG60xx
Контрола оптерећења	Променљива брзина и корак ротора	Променљива брзина и корак ротора

## 7.2 Оптимизација лопатице ветротурбине снаге 2.6 MW

За геометрију лопатице дефинисана су ограничења по интервалима геометријског уградног угла – угла витоперења, дужини тетиве и коришћеним аеропрофилима на пет пресека дуж лопатице. Ограничења су приказана у табелама 7.3 и 7.4.

Табела 7.3 Константни параметри за оптимизацију

r/R	0.02		0.1		0.3		0.6		1	
	min	max	min	max	min	max	min	max	min	max
$\theta_g$ [°]	-10	20	-10	20	-10	20	-10	20	-10	20

Табела 7.4 Константни параметри за оптимизацију

t [m]	3.7	4.5	3.2	4.5	2.6	3.5	1	3	0.5	2
аеропрофил	цилиндар		оптимизован		оптимизован		оптимизован		оптимизован	
			30%		25%		20%			
r/R (min-max)	0.02-0.05		0.04-0.35		0.35-1		0.60-1			

На сликама 7.14 до 7.26 приказани су резултати за оптимизоване ветротурбине према максималној годишњој производњи за ресурс ветра дефинисаним параметрима Вејбулове расподеле у табели 7.1, ветротурбина ВТ-1

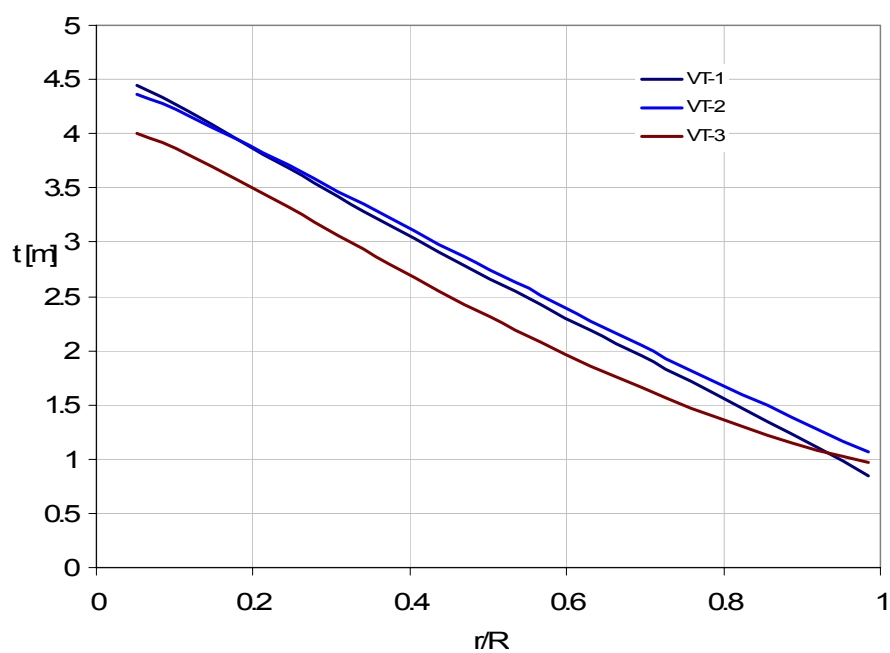
## 7. Приказ резултата оптимизације лопатица ветротурбина за локације у Србији

оптимизована је за локацију Баваниште, ВТ-2 за локацију Костолац и ВТ-3 за локацију Чибук. Све три ветротурбине достижу номиналну снагу при брзини  $V_v=10.5$  m/s. У табели 7.5 приказани су подаци о годишњој производњи оптимизованих ветротурбина.

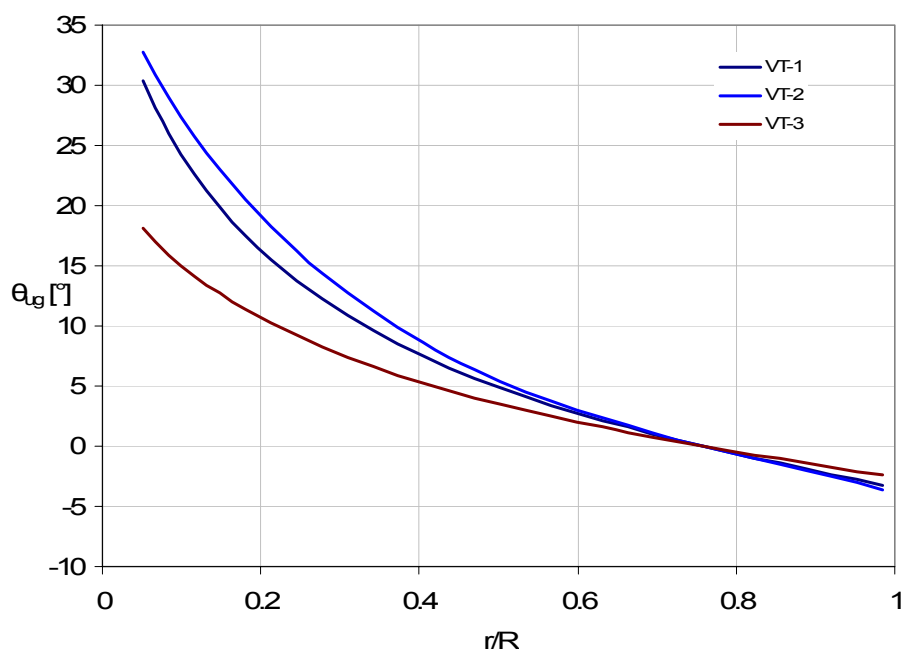
Табела 7.5 Годишња производња енергије оптимизованих ветротурбина за специфичне локације

Ветротурбина	ВТ-1	ВТ-2	ВТ-3
Годишња производња енергије [MWh]	6284.3	9217.5	4657.7
Фактор капацитета [%]	27.6 %	40.5 %	20.5 %

На сликама 7.6 и 7.7 приказани су оптимизовани облици лопатица за три анализирана случаја. Треба напоменути да су у сва три случаја коришћени исти аеропрофили са истим задатим ограничењима по релативним полупречницима на којима се налазе, тако да је разлика у аеродинамичком витоперењу лопатица релативно мала. Дужина тетиве и расподела уградног угла лопатице ветротурбине ВТ-3 значајније се разликују у односу на друге две оптимизоване ветротурбине.

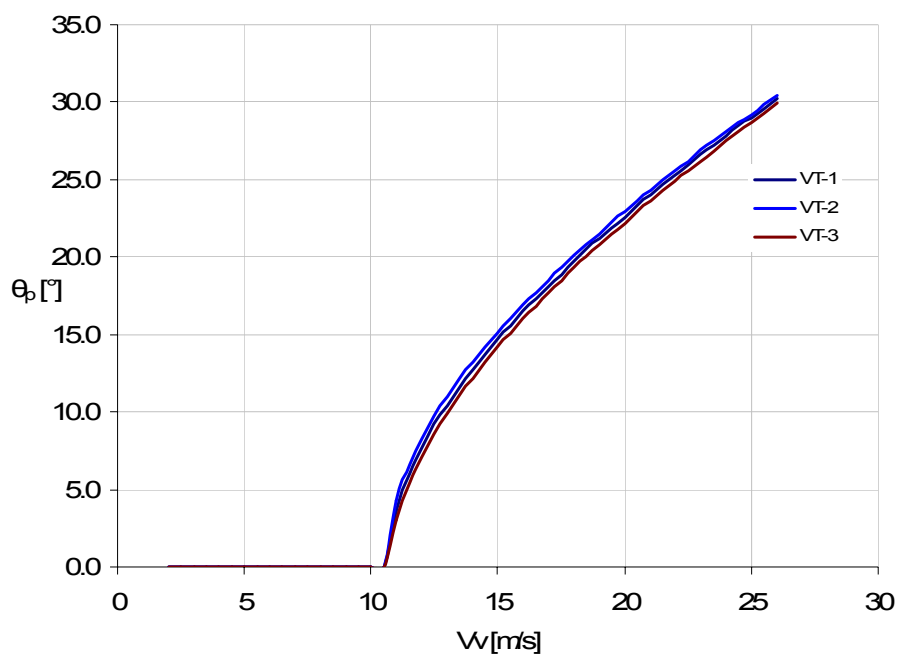


Слика 7.6 Расподела дужине тетива оптимизованих ветротурбина у зависности од релативног полупречника

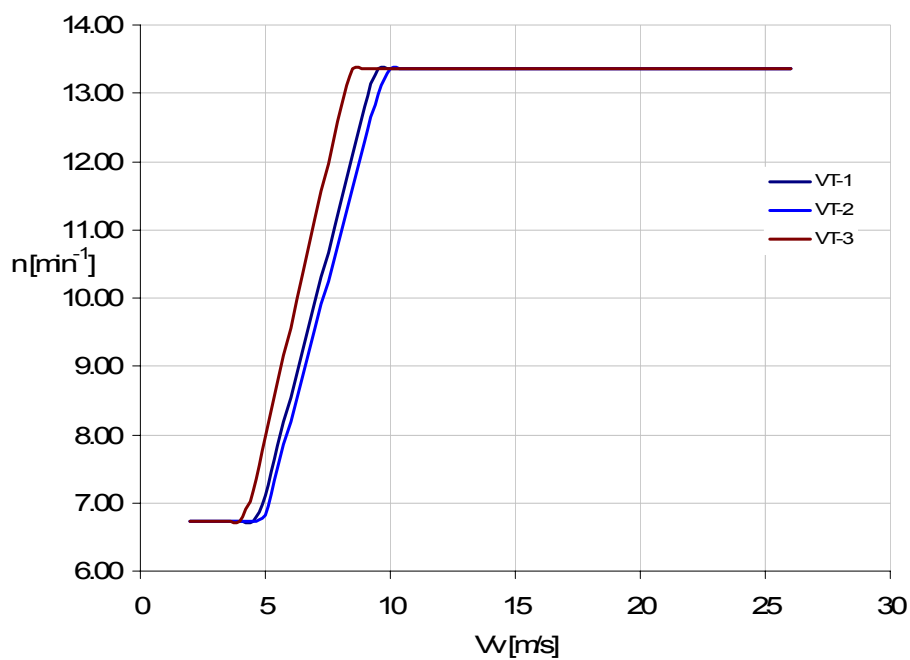


Слика 7.7 Расподела геометријског уградног угла оптимизованих ветротурбина у зависности од релативног полупречника

На слици 7.8 приказана је промена корака ротора у зависности од брзине ветра. За брзине изнад 10.5 m/s активира се систем за закретање лопатица у циљу одржања константне снаге и брзине обртања ротора, слика 7.9 и 7.10.

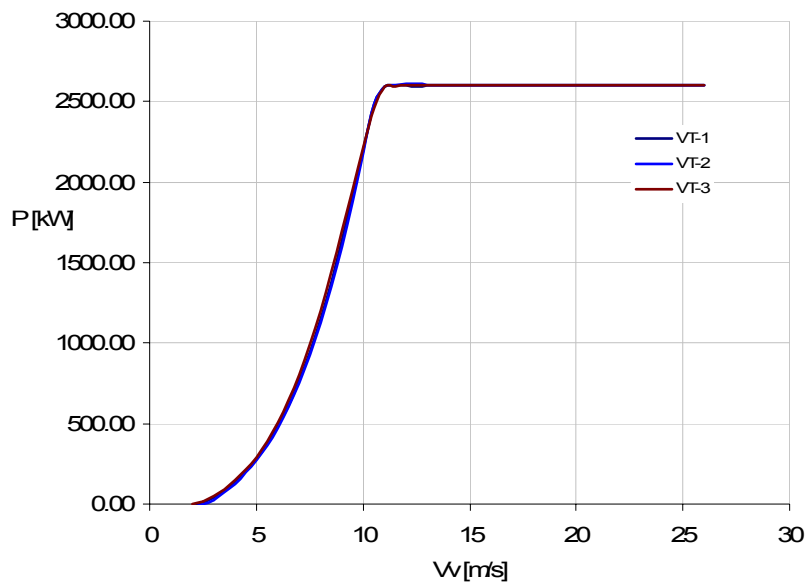


Слика 7.8 Корак оптимизованих ветротурбина у зависности од брзине ветра

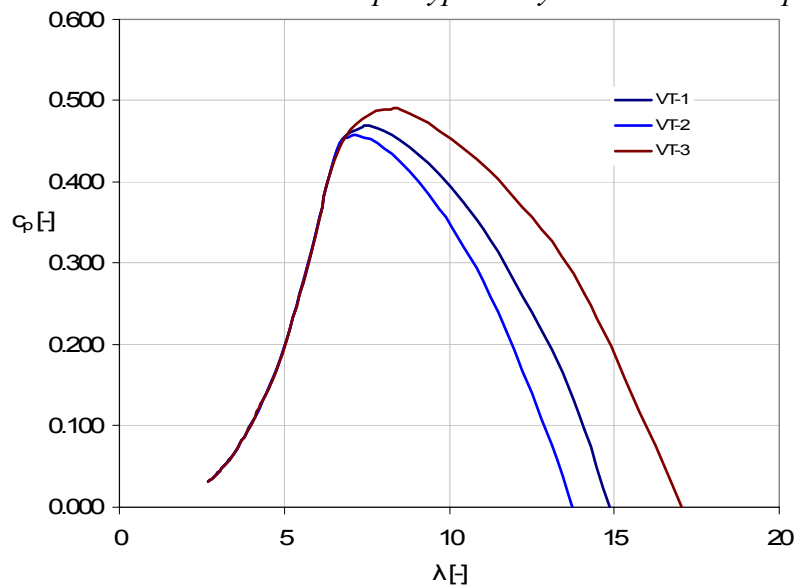


Слика 7.9 Брзина обртања оптимизованих ветротурбина у зависности од брзине ветра

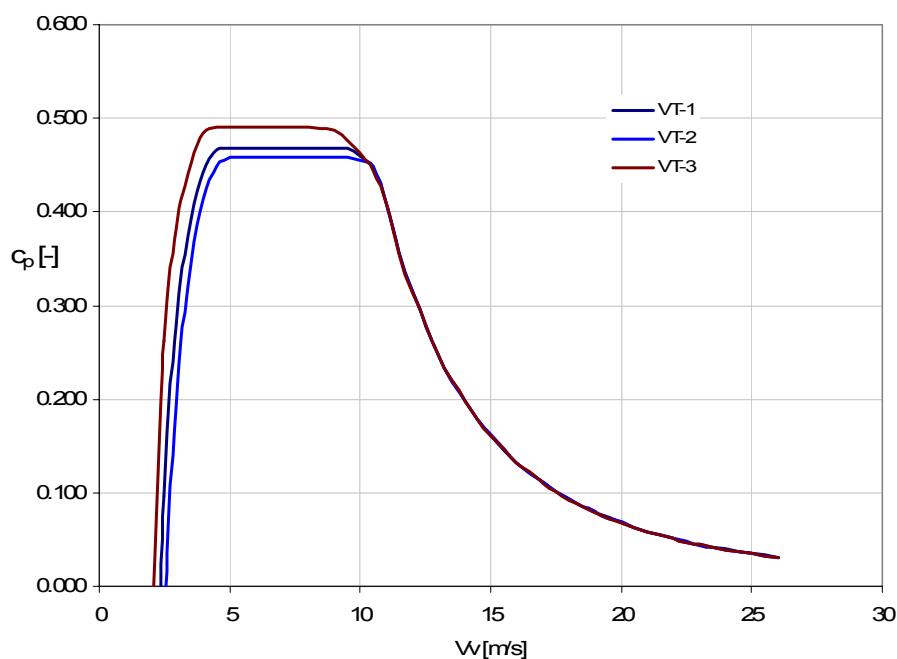
Имајући у виду да су за све ветротурбине коришћени исти оптимизовани аеропродили, према сликама 7.11 и 7.12 може се закључити да су најподеснији за локацију са најмањим брзинама ветра, односно за локације на којима је средња брзина ветра између 5.1 и 5.5 m/s. Брзина обртања ветротурбине ВТ-3 у интервалу брзина ветра до постизања номиналне снаге нешто је већа у односу на друге две ветротурбине, те се може очекивати да би се побољшање коефицијента снаге за њих могло постићи модификовањем брзине обртања.



Слика 7.10 Снага оптимизованих ветротурбина у зависности од брзине ветра

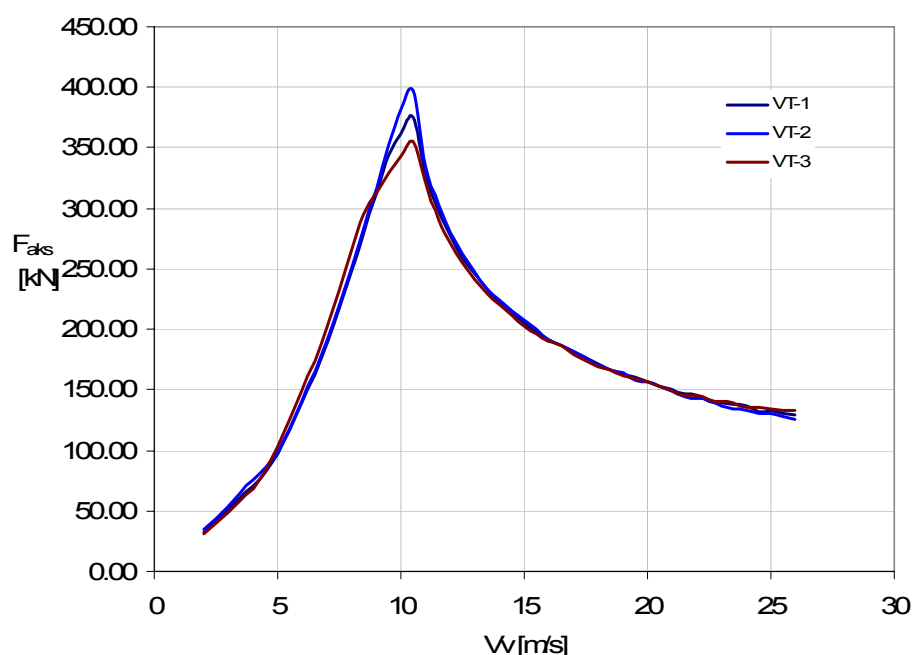


Слика 7.11 Коефицијент снаге оптимизованих ветротурбина у зависности од коефицијента рада



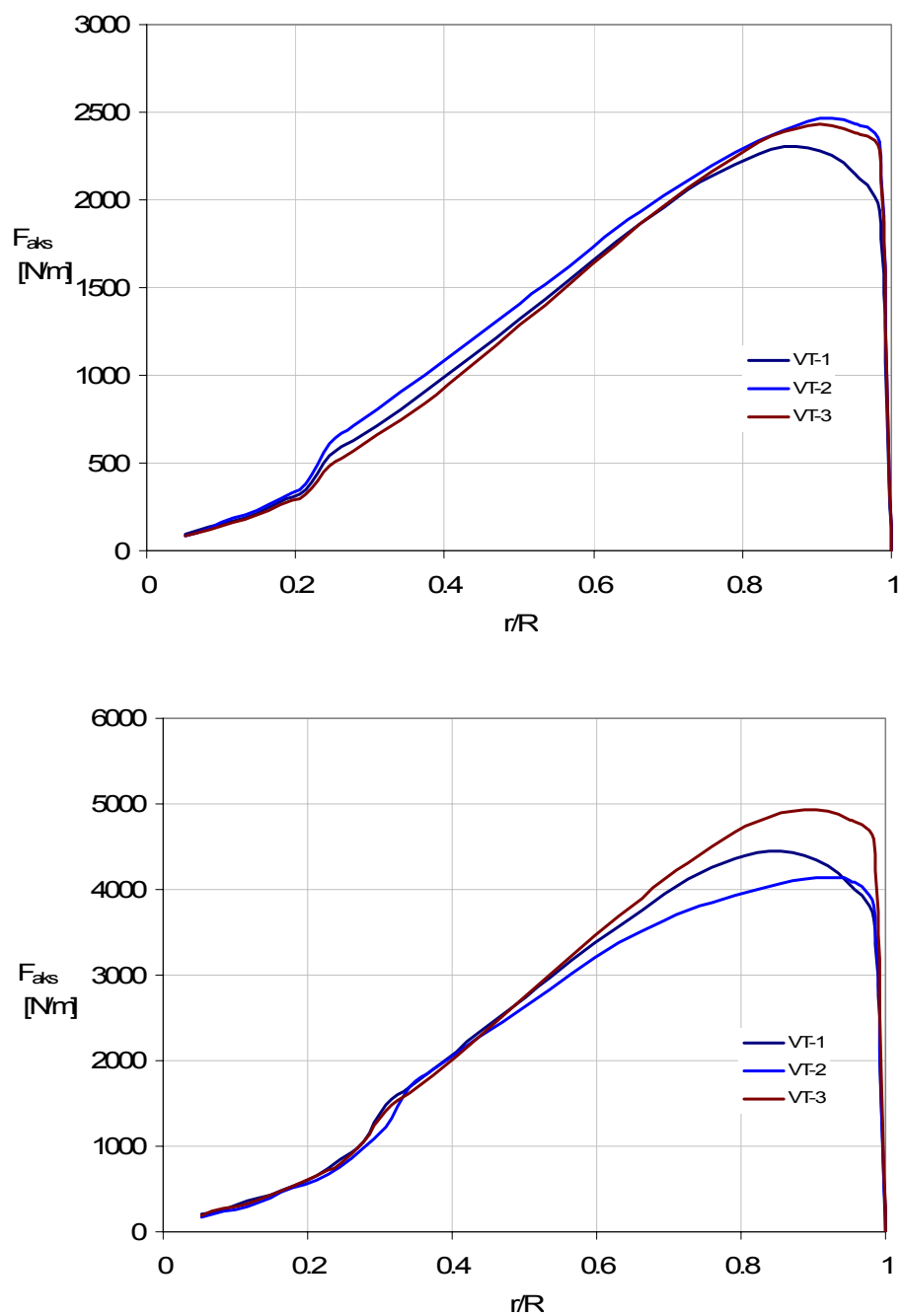
Слика 7.12 Коефицијент снаге оптимизованих ветротурбина у зависности од брзине ветра

Укупно оптерећење ротора оптимизованих ветротурбина у аксијалном правцу (правцу брзине ветра) приказано је на слици 7.13. Може се приметити да се максимално оптерећење за све три ветротурбине достиже при ветру брзине 10.5 m/s, што је у сагласности са изабраном концепцијом регулисања снаге. Максимална оптерећења се крећу између 350 и 400 kN. Занимљиво је приметити везу између ресурса ветра и аксијалног оптерећења. Ресурс који је на располагању ветротурбини VT-2 на локацији Костолац је са највећом просечном брзином ветра (7.26 m/s), док је локација Чибук са најмањом брзином ветра (5.16 m/s).



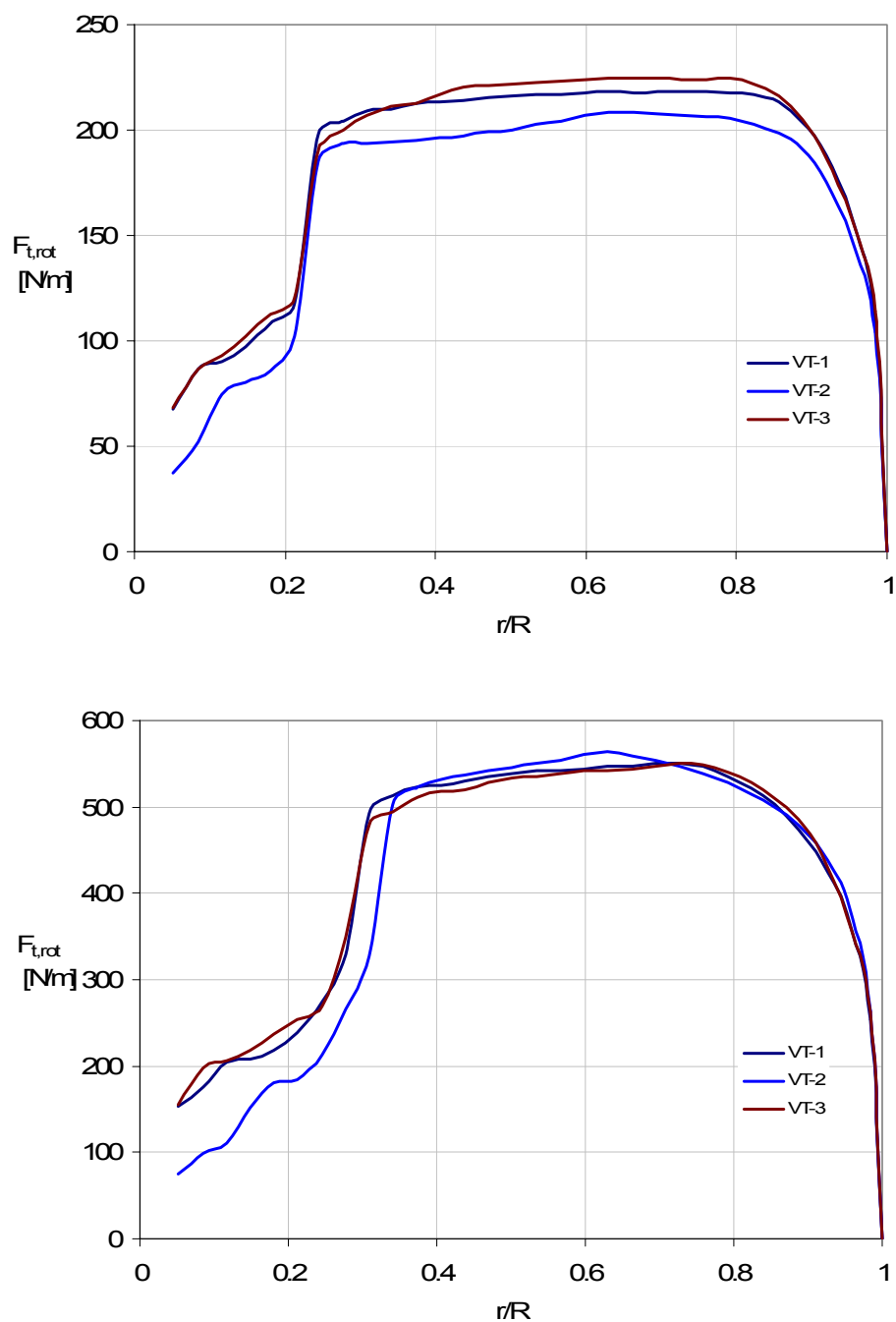
Слика 7.13 Аксијалне силе оптимизованих ветротурбина у зависности од брзине ветра

На сликама 7.14 и 7.15 приказане су расподеле аксијалних и тангенцијалних оптерећења по дужини лопатице за брзине ветра 7 m/s и 10.5 m/s. За прву брзину ветра постигнут је максимални коефицијент снаге, док је у другом случају укупно аксијално оптерећење које делује на лопатицу максимално. Слично, на сликама 7.16 и 7.17 приказане су расподеле аксијалног и тангенцијалног индукционог фактора лопатице за поменута два случаја оптерећења. Примећује се да су вредности аксијалних индукционих фактора блиске теоријском оптимуму у делу лопатице при врху, док је на остатку лопатице одступање веће. Објашњење се може наћи у чињеници да су лопатице оптимизоване за максималну годишњу производњу, а не за максимални коефицијент снаге који би гарантовао вредности аксијалног индукционог фактора много ближе теоријском оптимуму.

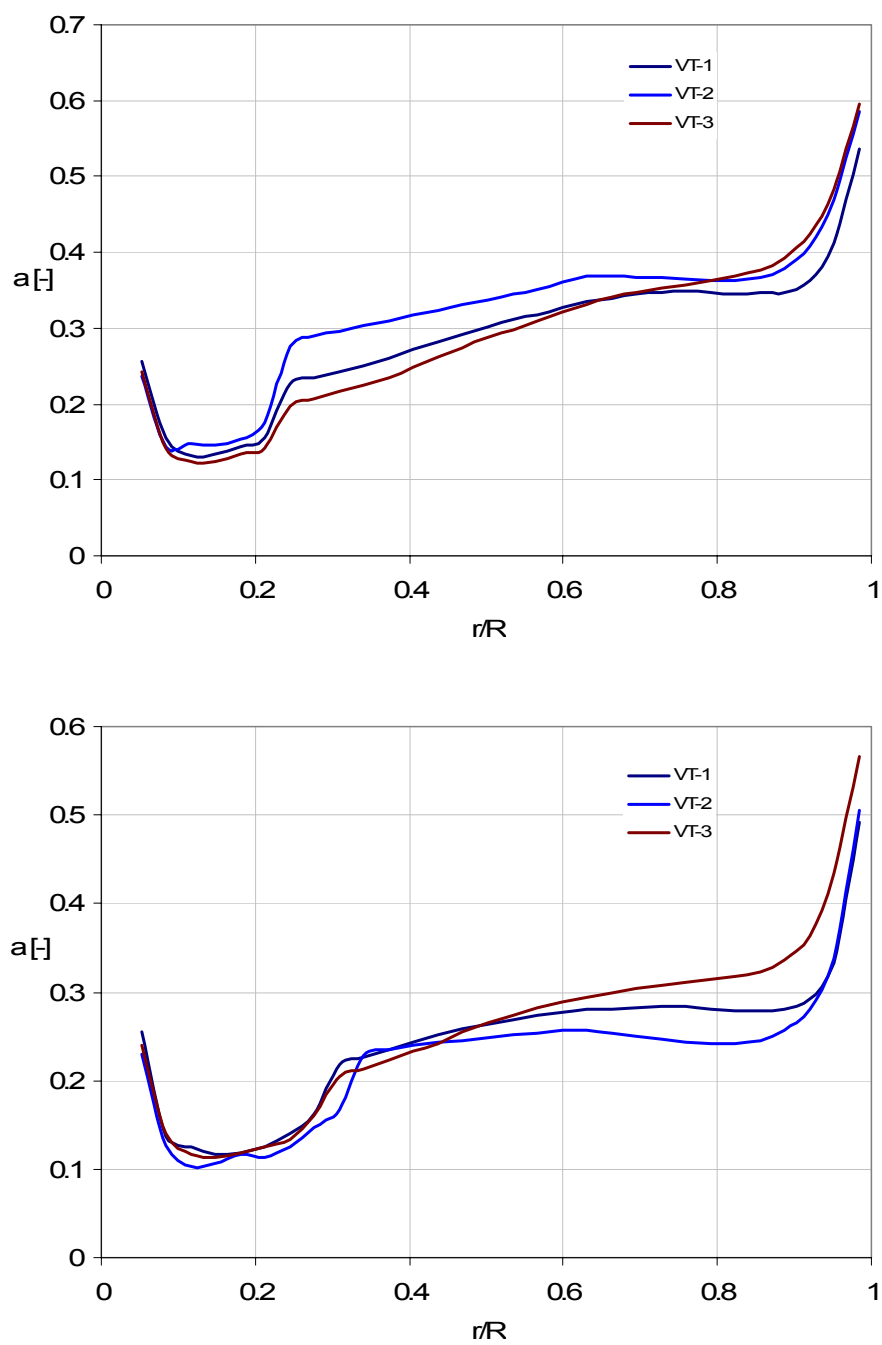


Слика 7.14 Аксијално оптерећење по дужини лопатице за брзине ветра 7 m/s и 10.5 m/s

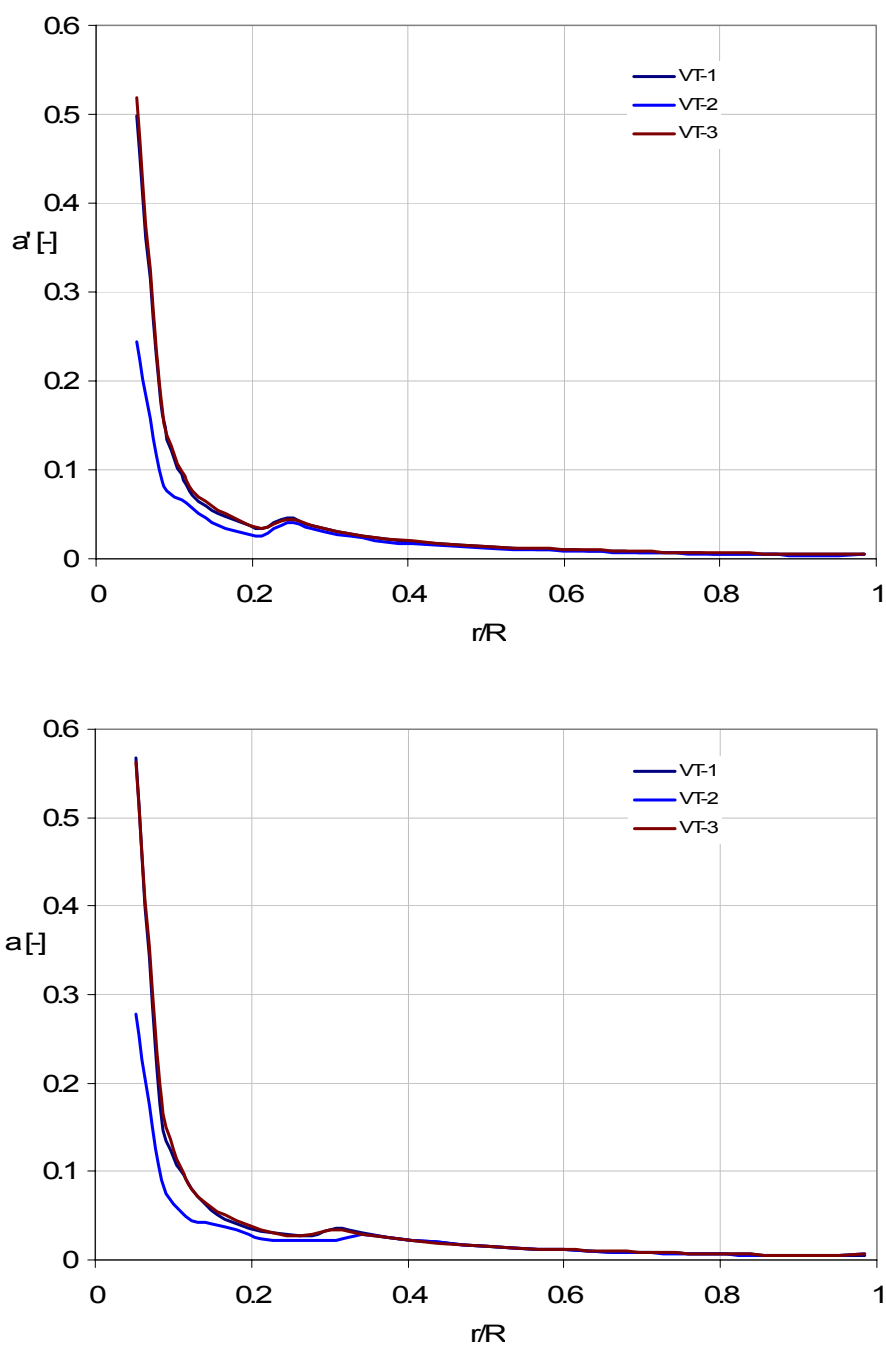




Слика 7.15 Тангенцијално оптерећење у равни ротора по дужини лопатице за брзине ветра 7 m/s и 10.5 m/s



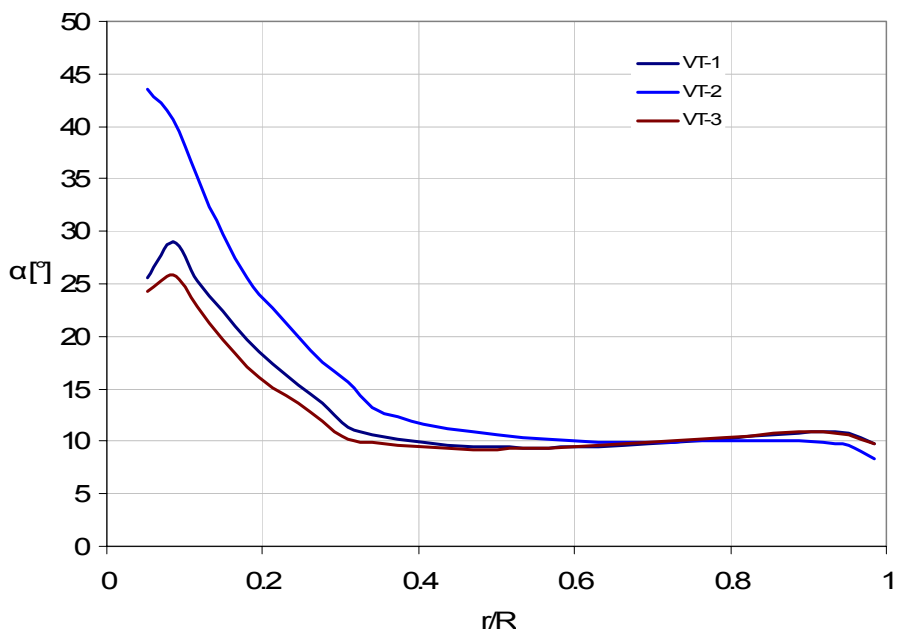
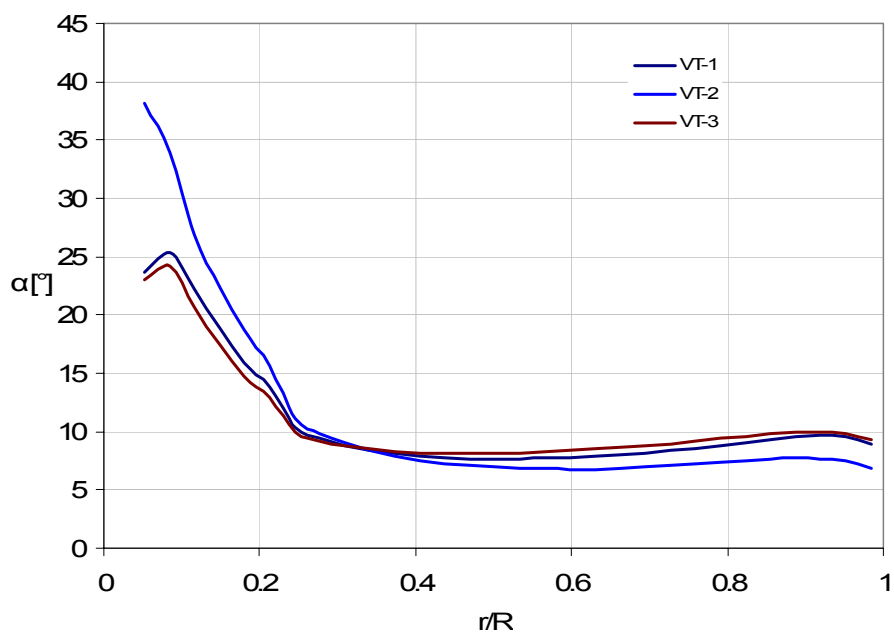
Слика 7.16 Аксијални индукциони фактор по дужини лопатице за брзине ветра 7 m/s и 10.5 m/s



Слика 7.17 Тангенцијални индукциони фактор по дужини лопатице за брзине ветра 7 m/s и 10.5 m/s

На слици 7.18 приказана је расподела нападних углова дуж лопатице оптимизованих ветротурбина. Нападни углови у режиму рада ветротурбина при брзини ветра од 7 m/s су у интервалу оптималних вредности које су задате при оптимизацији аеропрофила. За брзину ветра од 10.5 m/s нападни углови су на

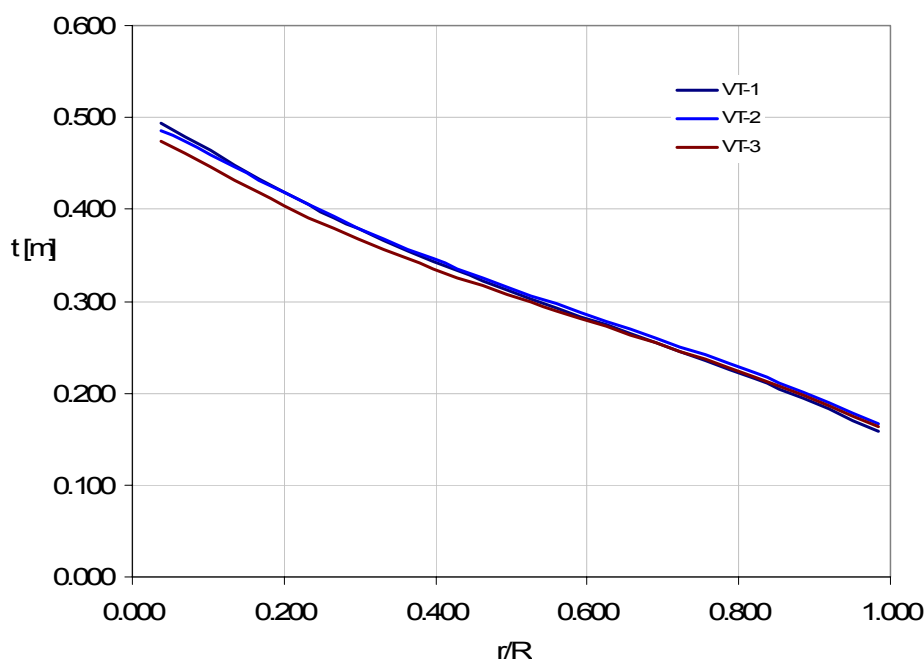
горњој граници оптималних вредности, што је и био циљ који је постигнут оптимизацијом.



Слика 7.18 Нападни угао по дужини лопатице за брзине ветра 7 m/s и 10.5 m/s

## 7.2 Оптимизација лопатице ветротурбине снаге 10 kW

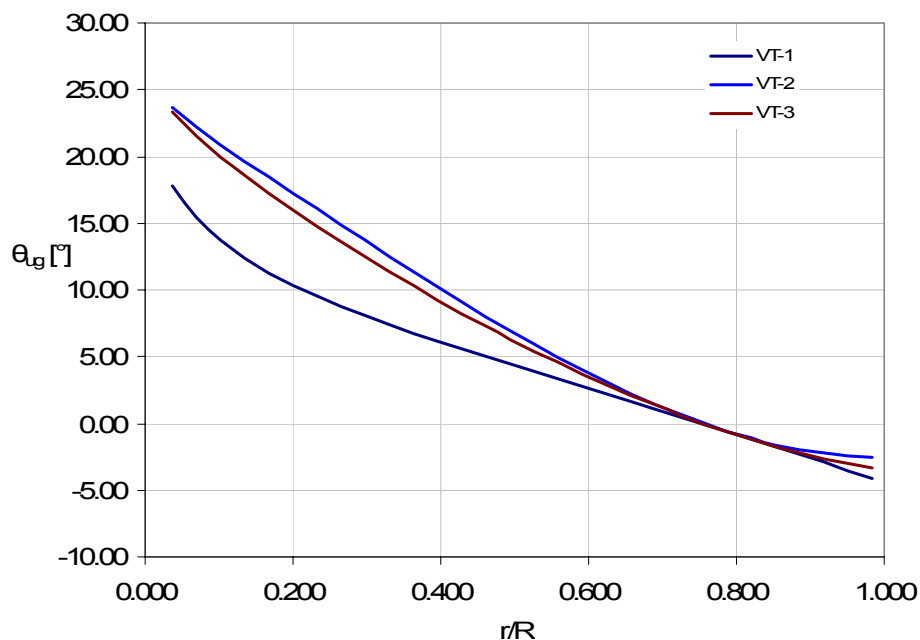
Оптимизација лопатице ветротурбине снаге 10 kW изведена је за ротор са променљивом брзином обртања и додатним регулисањем сломом узгона за локације приказане у табели 7.1. Основни параметри који карактеришу ротор приказани су у табели 7.2. Аеропрофили серије SG60xx предвиђени су за аеродинамичко профилисање лопатице. За потребе оптимизације коришћени су доступни експериментални подаци о аеродинамичким коефицијентима поменуте серије аеропрофила [139].



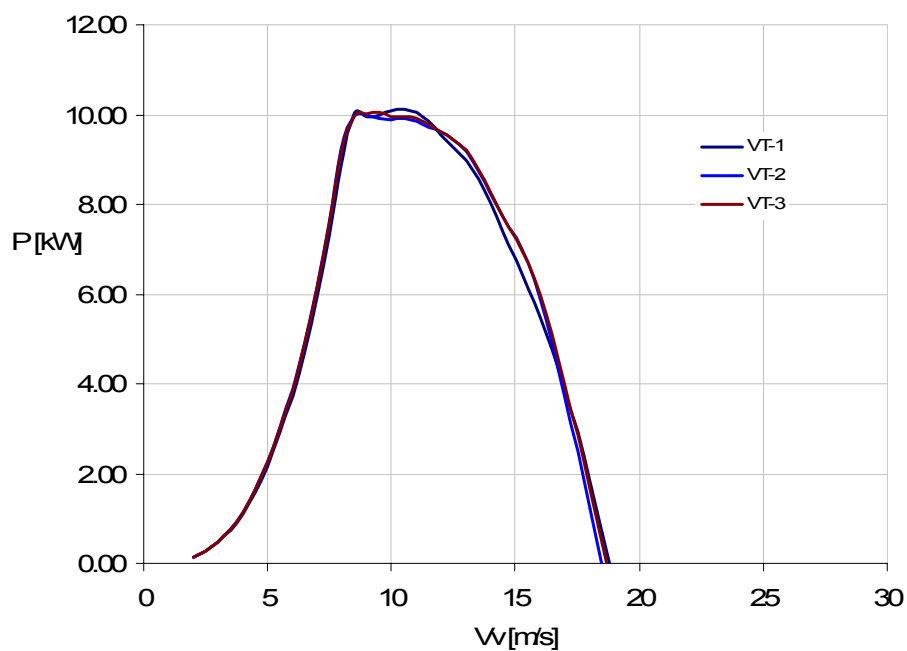
Слика 7.19 Расподела дужине тетива оптимизованих ветротурбина у зависности од релативног полупречника

На сликама 7.19 и 7.20 приказана је расподела дужине тетиве и геометријског уградног угла оптимизованих лопатица. На слици 7.21 дата је зависност снаге ветротурбине од брзине ветра. Уочава се да се номинална снага достиже при брзини ветра 8.5m/s, што је знатно ниже од уобичајених вредности које су изнад 10 m/s. Лопатице су оптимизоване за релативно мале брзине ветра, што је посебно битно код ветротурбина малих снага имајући у виду висину стубова која ретко прелази 20 m, те веома мале вероватноће појаве брзина ветра

преко 10 m/s. С тим у вези је и пад снаге изнад поменуте брзине ветра који нема битнији утицај на годишњу производњу енергије.

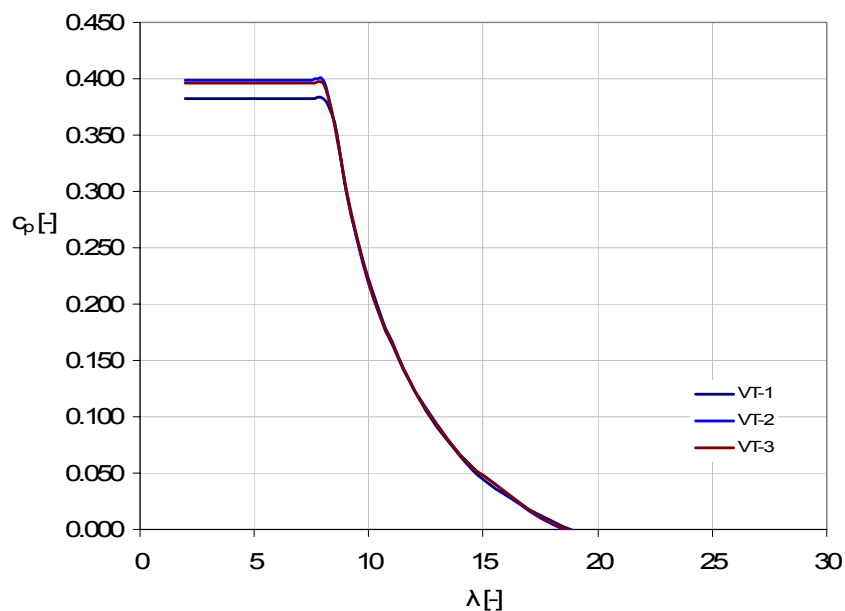


Слика 7.20 Расподела геометријског уградног угла оптимизованих ветротурбина у зависности од релативног полупречника

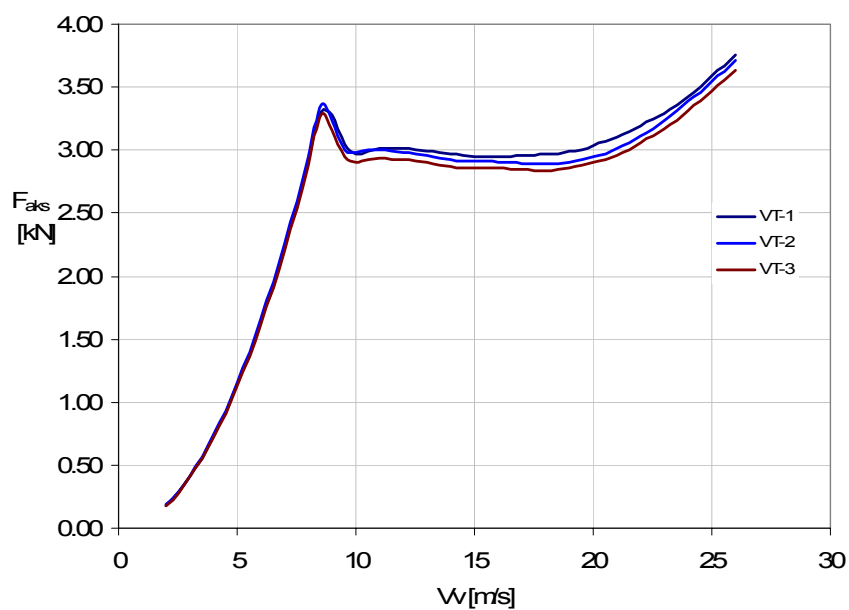


Слика 7.21 Снага оптимизованих ветротурбина у зависности од брзине ветра

На слици 7.22 приказана је зависност коефицијента снаге од брзине ветра. Примећују се знатно нижи коефицијенти снаге у односу на ветротурбине велике снаге за које су коришћени посебно оптимизовани аерографи. Ипак, прорачунати коефицијенти снаге су у границама реалних вредности за мале ветротурбине регулисане сломом узгона.

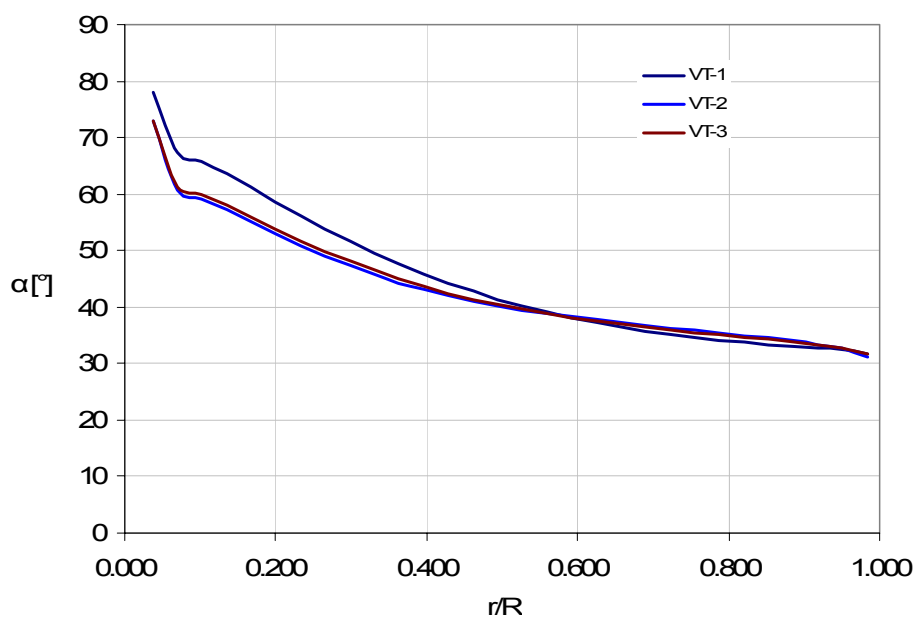
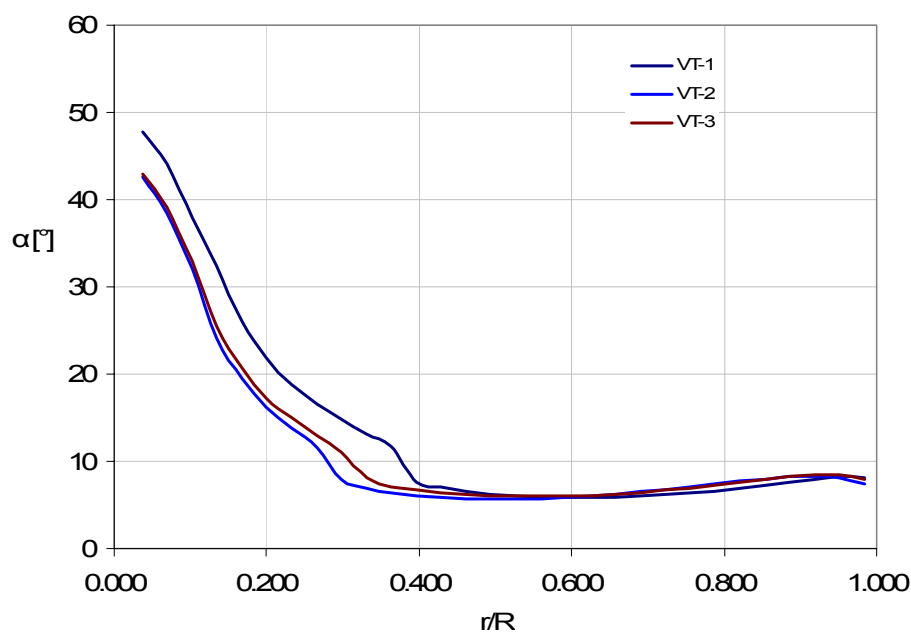


Слика 7.22 Коефицијент снаге оптимизованих ветротурбина у зависности од брзине ветра



Слика 7.23 Аксијалне силе оптимизованих ветротурбина у зависности од брзине ветра

На слици 7.23 приказано је укупно аксијално оптерећење које делује на ротор. Оптерећења преко 20 m/s треба узети условно, с обзиром да се при тако великим брзинама за постављени ресурс ветра остварује веома мали прираштај енергије препоручује се примена система за заштиту и искључивање ветротурбине. На овај начин би се оствариле уштеде у погледу потребних структуралних својстава лопатице.



Слика 7.24 Нападни угао дуж лопатице за брзине ветра 7 m/s и 25 m/s



На слици 7.24 дата је расподела нападног угла дуж лопатице за брзине ветра 7 m/s и 25 m/s. Може се приметити утицај регулисања рада сломом узгона. У радним режимима који дају највећи допринос производњи енергије лопатица је оптимизована тако да се постижу радни нападни углови у области максималне финесе аеропрофила. У области великих брзина ветра, где је пожељно „кочење“ ротора нападни углови су знатно изнад оптималних вредности, што има за последицу повећану силу аеродинамичког отпора и пад аеродинамичког узгона. Иако се у радном режиму ветротурбине при брзини ветра од 25 m/s енергија не производи, аксијална сила која делује је повећана у односу на оптималне радне режиме, те је потребно применити неки вид заштите ротора у циљу ограничавања оптерећења.

## ПОГЛАВЉЕ 8

### ЗАКЉУЧАК

---

Технологије у области ветротурбина у свету у последњој деценији развијају се великом брзином. Евидентни су трендови везани за повећање габарита веома витких лопатица мегаватних ветротурбина, пасивно и активно прилагођавање лопатица према захтеваној снази и дозвољеним оптерећењима и савремене технике управљања и регулисања ветротурбина. Из тих разлога постоји потреба за веродостојним и ефикасним начином одређивања аеродинамичких оптерећења за велики број радних режима што представља основ за различите фазе пројектовања укључујући и оптимизацију по различитим критеријумима, као и за прорачуне у току експлоатације ветротурбине.

Савремене методе одређивања аеродинамичког оптерећења лопатица ветротурбина базиране су на теорији елемента лопатице, вртложној теорији – прорачуну потенцијалног струјања, нумеричком решавању Навије – Стоксових, односно Рејнолдсових једначина и различитим хибриднијим методама које представљају комбинацију неких од претходно поменутих. У инжењерској пракси се и даље најчешће користи теорија елемента лопатице. Основни разлози за то су ефикасност, могућност извршавања великог броја прорачуна за врло кратко време, релативно једноставно повезивање са методама прорачуна аероеластичности, структуре и пакетима за оптимизацију, као и постојећа база знања. Поменута метода се и даље континуирано развија увођењем различитих корекција којима се побољшава тачност у поређењу са експерименталним испитивањима аеродинамичких оптерећења ветротурбина.

За потребе оптимизације лопатице ветротурбина према ресурсу ветра на специфичним локацијама у Србији развијена је методологија прорачуна

аеродинамичких оптерећења и спрега поменутих метода са софтверима за оптимизацију. Испоставило се да је до употребљивих резултата могуће доћи оптимизацијом у два корака. У првом кораку се оптимизују аеропрфили за одређени интервал нападних углова и функције циља и ограничења која зависе од намене и типа аеропрфила. У другом кораку се за дефинисане аеропрфили проналази њихов оптимални распоред дуж лопатице, тетиве и геометријски уградни углови поштујући структурална ограничења. Оптимизација се врши у циљу постизања максималне годишње производње енергије на датој локацији.

У току истраживања остварени су следећи научни и стручни доприноси:

- Систематизоване су савремене методе прорачуна аеродинамичких оптерећења ветротурбина, као и доступна и објављена истраживања енергетског потенцијала ветра на територији Србије и према њима извршена аеродинамичка оптимизација лопатица мегаватне ветротурбине и ветротурбине снаге 10 kW коришћењем теорије елемента лопатице за прорачун оптерећења ротора и генетског алгорита.
- На основу анализе низа емпиријских корекција теорије елемента лопатице које се могу наћи у литератури формулисан је и софтверски имплементиран модел за прорачун аеродинамичких оптерећења ветротурбине. Модел је могуће користити за режиме нормалног опструјавања ротора као и режиме при скретању ротора са задовољавајућом тачношћу у поређењу са експерименталним резултатима.
- Након детаљног разматрања могућности примене савремених турбулентних модела (Спаларт – Алмарас,  $k-\omega$  SST и  $\gamma - Re_\theta$ ) за симулацију нестишљивог вискозног струјања око аеропрфила при Рејнолдсовом броју у интервалу између  $3 \cdot 10^5$  и  $3 \cdot 10^6$  извршена је модификација емпиријских корекција у оквиру  $\gamma - Re_\theta$  турбулентног модела којом се постиже боље подударње резултата са експериментално одређеним карактеристикама аеропрфила за нападне углове веће од  $4^\circ$ .
- Тродимензионални прорачуни струјања око ротора нумеричким решавањем Рејнолдсових једначина моделирањем утицаја лопатица додавањем изворних чланова извршени су ради проширеног увида у физику опструјавања ветротурбине и поређења са теоријом елемента лопатице. Модел за прорачун изворних чланова заснива се на примени теорије елемента лопатице и корекција за коначан број лопатица и тродимензионалне ефекте струјања који за последицу имају измењене аеродинамичке карактеристике елемената лопатице.

- Формиран је оквир за извођење аеродинамичке оптимизације аеропрофила ројем честица. Примењена је савремена метода параметризације аеропрофила и избором ограничења и других параметара везаних за алгоритам оптимизације значајно је смањен домен који се при оптимизацији разматра. Тиме је избегнута појава превеликог броја неприхватљивих решења у току процеса оптимизације. Применом потенцијалног струјања са интегралним моделом за моделирање струјања у граничном слоју за одређивање карактеристика аеропрофила време потребно за реализацију значајно је редуковано у односу на већ поменуте сложеније моделе струјања који су коришћени за коначну верификацију резултата. Развијеном методом могуће је пројектовати аеропрофиле који су по перформансама упоредиви са савременим аеропрофилима који се користе за ветротурбине, а чији подаци нису јавно доступни.

Реализоване анализе и остварени резултати отварају низ могућих тема за даље истраживање. Очекује се да ће приказано истраживање мотивисати даљи рад у овој области у нашој земљи. Једна од могућности за даље истраживање може бити оријентисана ка имплементацији формулисане методологије у контекст прорачуна аероеластичности и оптимизације која би експлицитно узела у обзир структуру лопатице. С друге стране, истраживањем је отворен низ питања која су везана за фундаменталне области механике флуида као што је моделирање Рејнолдсових напона и продубљивање актуелних знања у тој области. Посебно би била занимљива експериментална испитивања која би се односила на дефинисање емпиријских корелација за  $\gamma - Re_\theta$  турбулентни модел, као и испитивање утицаја низа константи које су дефинисане у оквиру Вилкоксовог  $k-\omega$  и Ментеровог  $k-\omega$  SST турбулентног модела.

У оквиру метода и техника оптимизације такође је отворено неколико могућих праваца даљих истраживања. Веома занимљива је примена различитих сурогат модела базираних на пример на неуронским мрежама, који би омогућили брже извршавање развијене методологије, односно примену сложенијих модела за оптимизацију аеродинамичких карактеристика аеропрофила у разумним временским оквирима са тренутно расположивим хардвером и софтвером. У том смислу потребно је дефинисати окружење за извођење и аутоматизацију поступака припреме модела, прорачунске мреже, реализације симулација и обраде резултата за потребе оптимизације.

## *ЛИТЕРАТУРА*

---

- [1] Bovarnick L, Engle W. The evolution of the Mod-2 and Mod-5B Wind Turbine Systems. Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, 20th, Miami Beach, FL, August 18-23, 1985, Proceedings. Volume 3 (A86-24776 10-44). Warrendale, PA, Society of Automotive Engineers, Inc., 1985, p. 3.681-3.686.
- [2] Krohn S. Danish Wind Turbines: An Industrial Success Story. Danish Wind Industry Association, 2002
- [3] Komarov D, Stupar S, Posteljnik Z. Review of the current wind energy technologies and global market. IPPP, 2011
- [4] European Wind Energy Association, Upwind: Design limits and solutions for very large wind turbines, Brussels: EWEA, 2011
- [5] Симоновић А. Интегрална аеродинамичко-динамичко-структурална оптимизација лопатица ротора. Докторска дисертација. Машински факултет Универзитета у Београду, 2008
- [6] Carlton J. Marine propellers and propulsion. 2nd Edition, Elsevier, 2007
- [7] Froude R.E. On the part played in propulsion by differences of fluid pressure. Transactions of the Institute of Naval Architects, Vol. 30, 1889
- [8] Okulov V, van Kuik G. The Betz-Joukowski limit: on the contribution to rotor aerodynamics by the British, German and Russian scientific schools. Wind Energy, 2001

- [9] Glauert H. Airplane propellers. Aerodynamic Theory, WF Durand, vol. IV, Division L, 1935
- [10] de Vries O. Fluid Dynamic Aspects of Wind Energy Conversion. AGARDograph No. 243, 1979
- [11] Wilson R, Lissaman P, Walker S. Aerodynamic Performance of Wind Turbines. 1976.
- [12] Xu G, Sankar L. Development of Engineering Aerodynamics Models Using a Viscous Flow Methodology on the NREL Phase VI Rotor. Wind Energy, 2002
- [13] Madsen H, Mikkelsen R, Oeye S, Bak C, Johansen J. A detailed investigation of the Blade Element Momentum (BEM) model based on analytical and numerical results and proposal for modifications of the BEM model. The Science of Making Torque from Wind. Journal of Physics: Conference Series 75, 2007
- [14] Goldstein S. On the vortex theory of screw propellers. Proceedings of Royal Society A Vol. 123, 1929
- [15] Crigler J. Application of Theodorsen's theory to propeller design. NACA Report No. 924, 1949
- [16] Ribner HS, Foster SP. 1990. Ideal efficiency of propellers: Theodorsen revisited. AIAA J. Aircr. 27:810–19
- [17] Ribner H. (2003) Wake Forces Implied in the Theodorsen and Goldstein Theories of Propellers. Journal of Aircraft 40:1, 223-223
- [18] Schouten G. 1992. Theodorsen's ideal propeller performance with ambient pressure in the slipstream. J. Aircr. 30:417–19
- [19] Schouten G. 1999. Theodorsen's propeller performance with rollup and swirl in the slipstream. J. Aircr. 36:892–95
- [20] Wald QR. 2006. The aerodynamics of propellers. Prog. Aerosp. Sci. 42:85–128
- [21] Okulov V, Soerensen J. Applications of 2D helical vortex dynamics. Theoretical and Computational Fluid Dynamics Vol 24, 2010
- [22] Quackenbush R et al. Computation of Rotor Aerodynamic Load in Forward Flight Using a Full-Span Free Wake Analysis. NASA Contractor Report 177611, 1990
- [23] Kocurek D. Lifting Surface Performance Analysis for Horizontal Axis Wind Turbines. NREL Subcontract Report, SERI/STR-217-3163, 1987.
- [24] Horn J, Bridges S, Wachpress D, Rani S. Implementation of a Free-Vortex Wake Model in Real-Time Simulation of Rotorcraft. JACIC, Vol. 3, 2006
- [25] Bengin A. Three-Dimensional Rotor Flow Calculation. FME Transactions vol. 33, 2005

- [26] Gaunaa M., Johansen J., Determination of the maximum aerodynamic efficiency of wind turbine rotors with winglets, *Journal of Physics: Conference Series* 75, IOP Publishing, 2007
- [27] Grasso F, van Garrel, Schepers G. Development and Validation of Generalized Lifting Line Based Code for Wind Turbine Aerodynamics. 49<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando 2011
- [28] Tonio Sant, Gijs van Kuik, G. J.W. van Bussel, Estimating the Angle of Attack from Blade Pressure Measurements on the NREL Phase VI Rotor Using a Free Wake Vortex Model: Axial Conditions, *Wind Energy* 2006; 9, pp. 549-577, 2006
- [29] Gaunaa M, Rethore P.E, Soerensen N. N, Doessing M. A computationally efficient algorithm for the aerodynamic response of non-straight blades. EWEA Conference, Brussels, 2011
- [30] Currin H, Long J. Horizontal Axis Wind Turbine Free Wake Model for AeroDyn. Research Report, Oregon Institute of Technology 2009
- [31] Gupta S, Leishman G. Comparison of momentum and vortex methods for the aerodynamic analysis of wind turbines. 43<sup>rd</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno 2005
- [32] Chattot J.J. Wind turbine aerodynamics: analysis and design. *International Journal of Aerodynamics* Vol.1 No.3-4
- [33] Carcangiu C. CFD-RANS Study of Horizontal Axis Wind Turbines. Докторска дисертација. University of Cagliari, 2008
- [34] Lynch E. Advanced CFD Methods for Wind Turbine Analysis. Докторска дисертација, Georgia Institute of Technology, 2011
- [35] Benjanirat S. Computational Studies of Horizontal axis wind turbines in high wind speed condition using advanced turbulence models. Докторска дисертација, Georgia Institute of Technology, 2006
- [36] Chaviaropoulos P.K. et al. Viscous and Aeroelastic Effects on Wind Turbine Blades. The VISCEL Project. Part I: 3D Navier – Stokes Rotor Simulations. *Wind Energy* Vol. 6, 2003
- [37] Soerensen N. N, Michelsen J, Schreck S. Navier-Stokes Predictions of the NREL Phase VI Rotor in the NASA Ames 80 ft x 120 ft Wind Tunnel. *Wind Energy* Vol. 5, 2002
- [38] van Rooij R, Arens E. Analysis of the experimental and computational flow characteristics with respect to the augmented lift phenomenon caused by blade rotation. *Journal of Physics: Conference Series* 75, IOP Publishing, 2007

- [39] Potsdam M, Mavripilis D. Unstructured Mesh CFD Aerodynamic Analysis of the NREL Phase VI Rotor. 47<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando 2009
- [40] Johansen J, Madsen H, Gauna M, Bak C, Soerensen N.N. 3D Navier-Stokes Simulations of a rotor designed for maximum aerodynamic efficiency. 45<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, 2007
- [41] Gomez-Iradi S, Steijl R, Barakos G. Development and Validation of a CFD Technique for the Aerodynamic Analysis of HAWT. Journal of Solar Energy Engineering Vol. 131, ASME, 2009
- [42] Aranake A, Lakshminarayan V, Duraisamy K. Assessment of Transition Model and CFD Methodology for Wind Turbine Flows. 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, New Orleans, 2012
- [43] Lanzafame R, Mauro S, Messina M. Wind turbine CFD modeling using a correlation-based transitional model. Renewable Energy Vol. 52, 2013
- [44] Tongchitpakdee C, Benjanirat S, Sankar L. Numerical Simulation of the Aerodynamics of Horizontal Axis Wind Turbines under Yawed Flow Conditions. Journal of Solar Energy Engineering Vol. 127 No. 4, 2005
- [45] Soerensen J.N, Kock C. A model for unsteady rotor aerodynamics. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics Vol. 58, 1995
- [46] Mikkelsen R. Actuator Disc Methods Applied to Wind Turbines. Докторска дисертација. Technical University of Denmark, 2003
- [47] Le Chuiton F. Actuator disc modelling for helicopter rotors. Aerospace Science and Technology Vol. 8, 2004
- [48] Dobrev I, Massouh F, Rapin M. Actuator surface hybrid model. Journal of Physics: Conference Series 75, IOP Publishing, 2007
- [49] Ivanell S. Numerical Computations of Wind Turbine Wakes. Докторска дисертација. Royal Institute of Technology - KTH, 2009
- [50] Troldborg N, Zahle F, Rethore P, Soerensen N. N. Comparison of the wake of different types of wind turbine CFD models. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Nashville, 2012
- [51] Tarzanin F, Young D. Boeing Rotorcraft Experience with Rotor Design and Optimization. AIAA-98-4733
- [52] Rao S. Engineering Optimization – Theory and Practice. Fourth Edition. John Wiley & Sons, 2009
- [53] Fuglsang P, Madsen H. Optimization method for wind turbine rotors. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics Vol. 80, 1999



- [54] Doessing M, Madsen H, Bak C. Aerodynamic optimization of wind turbine rotors using a BEM method with corrections for wake rotation and expansion. Wind Energy 2010
- [55] Zahle F, Gaunaa M, Soerensen N. N, Bak C. Design of a Thick, Flatback, Multi-element High-Lift Airfoil. Aeroelastic Optimization of MW Wind Turbines. Technical Report, Risoe-R-1803, 2011
- [56] Lee K. H. et al. Two-Step Optimization for Wind Turbine Blade With Probability Approach. Journal of Solar Energy Engineering Vol. 132, 2010
- [57] Biegel B, Juelsgaard M, Kraning M, Boyd S. Stoustrup J. Wind Turbine Pitch Optimization. IEEE International Conference on Control Applications, 2011.
- [58] Wind Turbines – Part 1: Design Requirements IEC 61400-1
- [59] Seguro J, Lambert T. Modern estimation of the parameters of the Weibull wind speed distribution for wind energy analysis. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 85 (2000) стр. 75-84
- [60] Frank H, Rathmann O, Mortensen N, Landberg L. The Numerical Wind Atlas KAMM/WASP Method, Risoe-R-1252 Report, Risoe National Laboratory, 2001
- [61] Влада Републике Србије. Министарство рударства и енергетике. Стратегија развоја енергетског сектора Републике Србије до 2015. године, Сл. гласник РС 44/2005.
- [62] Гбурчик П et al, Ветроенергетски потенцијал СР Србије (Подпројекат пројекта Нови алтернативни извори енергије) - САНУ, 1984.
- [63] Путник Р et al. Могућности коришћења енергије ветра за производњу електричне енергије, Tekon – tehnokonsalting doo, Belgrade 2002.
- [64] Гбурчик П et al, Студија енергетског потенцијала Србије за коришћење сунчевог зрачења и енергије ветра, NPEE No. EE704-1052A, Центар за мултидисциплинарне студије Универзитета у Београду, 2004.
- [65] I. Troen, E. L. Petersen, 1989: European Wind Atlas Published for the Commission of the European Communities Directorate-General for Science, Research and Development Brussels, Belgium by Riso National Laboratory, Roskilde, Denmark CEC (1989), European Wind Atlas. Commission of the European Communities
- [66] Рајковић Б, Попов З, Процена брзине ветра на изабраним локацијама, Универзитет у Новом Саду, Центар за метеорологију и моделирање животне средине, 2005.

- [67] Катић В. et al, Атлас ветрова АП Војводине, Универзитет у Новом Саду, Факултет техничких наука, 2008
- [68] Ž. Đurišić, M. Bubnjević, D. Mikičić, N. Rajaković, Wind Atlas of Vojvodina, Serbia, Proc. of European Wind Energy Conference (EWEC 2007), Italy, 2007.
- [69] NIP,S.A. Wind farm feasibility study, Strengthening of the Renewable Energy Department of Serbian Energy Efficiency Agency, Belgrade 2008.
- [70] R. Kragic, Wind Energy and Possibilities for Renewable Energy Utilization in Serbia, European Solar Days, Serbia, 2010.
- [71] Winkelmeier H, Cattin R, Spengemann P. SEEWIND – Wind Energy Research from Bora to Koshava. Technical Report FP6 SEEWIND Project
- [72] Rajaković N, Đurišić Z, Bubnjević M, Mikičić D. Prediction of annual electricity production of perspective small wind-plant in the region of Deliblatska peščara. Sixth International Symposium Nikola Testa, Beograd 2006
- [73] Đurišić Ž, Mikulović J. Assessment of the wind energy resource in the South Banat region, Serbia. Renewable and Sustainable Energy Reviews 16 (2012)
- [74] Стевановић Ж, Стевановић Ж, Стојановић А. Избор најповољнијих локација за експериментално одређивање потенцијала ветра у региону угљоносног басена Костолац. 13. Симпозијум термичара Србије, Машински факултет Универзитета у Нишу, 2007
- [75] Rakovic R. Vlasina wind project – results and perspectives. Thermal Science Vol. 10 No. 4 (2006), str 143-151
- [76] Shen W, Mikkelsen R, Soerensen J, Bak C. Tip Loss Corrections for Wind Turbine Computations. Wind Energy 2005 No. 8, pp. 457-475
- [77] Spera D. Wind Turbine Technology. ASME Press, 1994
- [78] Buhl M. A New Empirical Relationship between Thrust Coefficient and Induction Factor for the Turbulent Windmill State. NREL TP-500-36834, 2005
- [79] Madsen H, Bak C, Doessing M, Mikkelsen R, Oeye S. Validation and modification of the Blade Element Momentum theory based on comparisons with actuator disc simulations. Wind Energy 2010; vol. 13, pp. 373-389
- [80] Pratumpharat P, Leung P. Validation of various windmill brake state models used by blade element momentum calculation. Renewable Energy Vol. 36 (2011) pp. 3222-3227
- [81] Viterna L, Corrigan R. Fixed Pitch Rotor Performance of Large Horizontal Axis Wind Turbines, DOE/NASA Workshop on Large Horizontal Axis Wind Turbines, Cleveland, 1981

- [82] Corrigan J, Schilling J. Empirical Model for Stall Delay Due to Rotation. American Helicopter Society Aeromechanics, Specialists Conference, 1994.
- [83] van Rooij R, Bruining A. Validation of some rotor stall models by analysis of the IEA annex XVIII field data. EWEA Conference & Exhibition 2003
- [84] Bak C, Johansen J, Andersen P. Three-Dimensional Corrections of Airfoil Characteristics Based on Pressure Distributions. EWEA, 2006
- [85] Snel H, Houwink R, van Bussel G, Bruining A, Sectional Prediction of 3D Effects for Stalled Flow on Rotating Blades and Comparison with Measurements. Proc. European Community Wind Energy Conference, Lübeck-Travemünde, 1993
- [86] Lindenbурg C. Modelling of Rotational Augmentation Based on Engineering Considerations and Measurements, EWEC 2004, London, 22-25 November 2004
- [87] Du Z, Selig M.S. A 3-D Stall-Delay Model for Horizontal Axis Wind Turbine Performance Prediction, 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1998 ASME Wind Energy Symposium, 1998
- [88] Chaviaropoulos P, Hansen M. Investigating Three-Dimensional and Rotational Effects on Wind Turbine Blades by Means of a Quasi-3D Navier Stokes Solver, J. Fluids Engineering, vol. 122, June 2000, pp. 330-336.
- [89] Sant T. Improving BEM-based Aerodynamic models in Wind Turbine Design Codes. докторска дисертација. ТУ Делфт, Универзитет на Малти, 2007
- [90] Spera D, Models of Lift and Drag Coefficients of Stalled and Unstalled Airfoils in Wind Turbines and Wind Tunnels. NASA/CR-2008-215434, NASA 2008
- [91] Leishman G. Principles of Helicopter Aerodynamics 2nd edition. Cambridge Press, 2006
- [92] Oeye S. Induced velocities for Rotors in Yaw. Proceedings of the Sixth IEA Symposium, ECN, Netherlands, 1992
- [93] Sheng W, Galbraith R, Coton F. A modified Dynamic Stall Model for Low Mach Numbers. Journal of Solar Energy Engineering Vol. 130 2008, ASME
- [94] Crawford C. Advanced Engineering Models for Wind Turbines with Application to the Design of a Coning Rotor Concept. Trinity College. University of Cambridge. Докторска дисертација, 2006.
- [95] Tangler J, Kocurek J. Wind Turbine Post-Stall Airfoil Performance Characteristics Guidelines for Blade-Element Momentum Methods. Preprint. NREL/CP-500-36900, 43. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit
- [96] Rajagopalan R. A Procedure for Rotor Performance Flowfield and Interference: A Perspective. 38<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 2000

- [97] Ruith M. Unstructured, Multiplex Rotor Source Model With Thrust and Moment Trimming – Fluent’s VBM Model. FLUENT Technical Note TN293
- [98] Schepers J. G. Engineering models in wind energy aerodynamics – Development, implementation and analysis using dedicated aerodynamic measurements. Phd Thesis, TU Delft, ECN 2012
- [99] Hand M. et al. Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: Wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns. NREL/TP-500-29955, NREL, 2001
- [100] Simms D, Schreck S, Hand M, Fingersh L. NREL Unsteady Aerodynamics Experiment in the NASA-Ames Wind Tunnel: A Comparison to Measurements. NREL/TP-500-29494, NREL 2001
- [101] Schepers J.G et al. Final Report of IEA Task 29, Mexnext (Phase 1): Analysis of Mexico wind tunnel measurements. ECN-E12-004, ECN 2012
- [102] Rosen A, Wolf A, Ben-Shmuel D, Omri G. Part 1. The MEXICO Project Wind Turbine Model. TAE No. 985, Technion-Israel Institute of Technology, 2011
- [103] Kay A. Evaluating the Performance of Commercially Available Computational Codes for Determining the Aerodynamic Characteristics of Wind Turbine Airfoils. MSc Thesis, University of Strathclyde, 2010
- [104] Schlichting H, Boundary layer theory, 8<sup>th</sup> Ed, Springer 2000
- [105] Wilcox D. Turbulence Modeling for CFD, 3rd ed, DCW Industries 2006
- [106] Bredberg J. On Two-equation Eddy-Viscosity Models. Internal Report 01/8. Chalmers University of Technology, Sweden 2001
- [107] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," Recherche Aerospaciale, No. 1, 1994, pp. 5-21
- [108] T.-H. Shih, W. W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, and J. Zhu. A New k- $\epsilon$  Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation. Computers Fluids, 24(3):227-238, 1995
- [109] Menter F. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. AIAA Journal Vol. 32 No.8, pp. 1598-1606
- [110] Menter F, Langtry R, Voelker S. Transition Modelling for General Purpose CFD Codes. Flow Turbulence Combust (2006) 77, pp. 277-303
- [111] Menter F, Kuntz M, Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with SST Turbulence Model. Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, 2003
- [112] FLUENT Theory Guide, ANSYS 2012

- [113] Menter F, Ferreira Carregal J, Esch T, Konno B. The SST Turbulence Model with Improved Wall Treatment for Heat Transfer Predictions in Gas Turbines. Proceedings of the International Gas Turbine Congress, Tokyo 2003
- [114] Menter F, Langtry R, Likki S, Suzen Y, Huang P, Voelker S. A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables – Part I: Model Formulation. Journal of Turbomachinery Vol. 128, ASME 2006
- [115] Malan P. Calibrating the  $\gamma - \text{Re}_\theta$  Transition Model for Commercial CFD. 47<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2009
- [116] Suluksna K, Dechaumphai P, Juntasaro E. Correlations for modeling transitional boundary layers under influences of freestream turbulence and pressure gradient. International Journal of Heat and Fluid Flow 30 (2009)
- [117] Langtry R, Menter F. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. AIAA Journal Vol. 47 No. 2, AIAA 2009]
- [118] Langtry R, Menter F. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. AIAA Journal Vol. 47 No. 2, AIAA 2009
- [119] Langtry R.B. A Correlation-Based Transition Model using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD codes. Phd Thesis, Stuttgart University, 2006
- [120] Bertagnolio F, Soerensen N. N, Johansen J. Profile Catalogue for Airfoil Sections Based on 3D Computations. Risoe-R-1581(EN), Risoe Laboratory 2006
- [121] Chen J, Wang Q, Shen W, Pang X, Li S, Guo X. Structural optimization study of composite wind turbine blade. Materials and Design Vol. 46 (2013), pp. 247-255
- [122] Hassan R, Cohanin B, de Weck O, Venter G. A Comparison of Particle Swarm Optimization and the Genetic Algorithm. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2005, pp. 1-13
- [123] Tangler J. L., Somers D. M. NREL Airfoil Families for HAWT. American Wind Energy Association, 1995]
- [124] Fuglsang P., Bak C. Development of the Risoe Wind Turbine Airfoils, Wind Energy 2004; 7:145-162
- [125] Timmer W. A., van Rooij R. Summary of the Delft University Wind Turbine Dedicated Airfoils, AIAA-2003-0352, AIAA Journals, 2003]
- [126] Timmer W. A., van Rooij R. Roughness Sensitivity Considerations for Thick Rotor Blade Airfoils, Transactions of the ASME Vol. 125, 2003

- [127] A. Sobester, T. Barrett, The quest for a truly parsimonious airfoil parameterization scheme, ICAS 2008 Congress including the 8th AIAA 2008 ATIO Conference
- [128] R. Hicks, P. Henne. Wind design by numerical optimization, Journal of aircraft vol. 15, no. 7, 1978
- [129] B. Kulfan. Universal parametric geometry representation method, Journal of aircraft, vol. 45, no. 1, 2008
- [130] Stiesdal H, Winther-Jensen M. 1MW Adaptable Wind Turbine. Bonus Energy A/S, EC Non Nuclear Energy Programme JOULE III, 1999
- [131] Bak C. Sensitivity of Key Parameters in Aerodynamic Wind Turbine Rotor Design on Power and Energy Performance. The Science of Making Torque from Wind. Journal of Physics: Conference Series 75 (2007)
- [132] Kennedy J, Eberhart R, Shi Y. Swarm Intelligence. Morgan Kaufmann Publishers, Academic Press, 2001
- [133] Shi Y, Eberhart R. Fuzzy Adaptive Particle Swarm Optimization. Congress on Evolutionary Computation, Seoul, South Korea, 2001
- [134] Yeniay O. Penalty Function Methods for Constrained Optimization with Genetic Algorithms. Mathematical and Computational Applications Vol. 10, No. 1 pp. 45-56, 2005
- [135] Parsopoulos K, Vrahatis M. Particle Swarm Optimization Method in Multiobjective Problems. *Proceedings of the ACM 2002 Symposium on Applied Computing (SAC 2002)*, pp. 603-607, ISBN: 1-58113-445-2
- [136] Wright A. Genetic Algorithms for Real Parameter Optimization. Foundations of genetic algorithms Vol. 1 pp. 205-218
- [137] Кратица Ј. Паралелизација генетских алгоритама за решавање неких НП-комплетних проблема. Докторска дисертација. Универзитет у Београду, Математички факултет, Београд 2000.
- [138] NWTC Design Codes (HARP\_Opt by Danny C. Sale, WT\_Perf by Andrew Platt), NREL Laboratory, USA
- [139] Selig M., Guglielmo J., Broeren A., Giguere P. Summary of Low-Speed Airfoil Data – Volume 1. University of Illinois Urbana-Champaign. SoarTech Publications. 1995

## БИОГРАФИЈА

<b>Име и презиме</b>	Драган Комаров
<b>Датум рођења</b>	20.09.1977.
<b>Место рођења</b>	Београд
<b>Образовање</b>	<p><b>1984 – 1992</b> Основна школа „Милица Павловић“ у Београду</p> <p><b>1992 – 1996</b> XIV Београдска гимназија</p> <p><b>1996 - 2003</b> Дипломирани машински инжењер Универзитет у Београду, Машински факултет, Одсек за хидрауличне машине и енергетске системе</p> <p><b>2004 - 2007</b> Магистар техничких наука, Универзитет у Београду, Машински факултет, Одсек за ваздухопловство</p>
<b>Кретање у послу</b>	<p><b>2004-2005</b> Стипендиста Иновационог центра Машинског факултета</p> <p><b>2005–2007</b> Истраживач приправник на Катедри за ваздухопловство Машинског факултета у Београду</p> <p><b>2007 -</b> Истраживач сарадник у Центру за ваздухопловство Машинског факултета у Београду</p>

Прилог 1.

## Изјава о ауторству

Потписани-а \_\_\_\_\_ Драган М. Комаров \_\_\_\_\_

број уписа \_\_\_\_\_ / \_\_\_\_\_

### Изјављујем

да је докторска дисертација под насловом

„Аеродинамичка оптерећења и оптимизација ветротурбине за специфичне ресурсе ветра на локацијама у Србији“

- 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, 23.07.2013.

  
\_\_\_\_\_



Прилог 2.

## Изјава о истоветности штампане и електронске верзије докторског рада

Име и презиме аутора Драган М. Комаров

Број уписа \_\_\_\_\_

Студијски програм Докторска дисертација по старом програму

Наслов рада „Аеродинамичка оптерећења и оптимизација ветротурбине за  
специфичне ресурсе ветра на локацијама у Србији“

Ментор проф. др Слободан Ступар

Потписани Драган М. Комаров

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, 23.07.2013.



Прилог 3.

## Изјава о коришћењу

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

Аеродинамичка оптерећења и оптимизација ветротурбине за специфичне ресурсе ветра на локацијама у Србији

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, 23.07.2013.

