

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ

МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ

Јелена М. Сворцан

**МЕТОДОЛОГИЈА ИНТЕГРАЛНЕ АНАЛИЗЕ И
ОПТИМИЗАЦИЈЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ
ПОВРШИНА ВАЗДУХОПЛОВНИХ
КОНСТРУКЦИЈА**

докторска дисертација

Београд, 2014.

UNIVERSITY OF BELGRADE

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Jelena M. Svorcan

**METHODOLOGY OF INTEGRAL ANALYSIS AND
OPTIMIZATION OF AIRCRAFT STRUCTURES'
AERODYNAMIC SURFACES**

doctoral dissertation

Belgrade, 2014.

Комисија за преглед и одбрану:

Ментор: Проф. др Слободан Ступар, ментор
Универзитет у Београду, Машински факултет

Чланови Комисије: Проф. др Александар Симоновић,
Универзитет у Београду, Машински факултет

Проф. др Слободан Гвозденовић,
Универзитет у Београду, Саобраћајни факултет

Датум одбране: _____

Методологија интегралне анализе и оптимизације аеродинамичких површина ваздухопловних конструкција

Резиме

Представљени су интегрални процеси пројектовања, нумеричког прорачуна и оптимизације три различите геометрије.

Изведене су раванске анализе опструјавања ветротурбине са вертикалном осом обртања нумеричким моделима различитим по физичким основама и сложености имплементације. Извршене су анализе осетљивости параметара и формиране су одговарајуће полуемпиријске зависности оптималног радног режима ветротурбине и поправног фактора којим је могуће кориговати резултате раванске анализе. Сprovedена су два независна поступка оптимизације ројем честица параметара ветротурбине, једнокритеријумски и вишекритеријумски. Написана је функција за спровођење вишекритеријумске оптимизације и проналажење Парето скупа оптималних вредности. Развијена је методологија анализе ветротурбине којом се врши симулација њеног реалног рада на терену при изразито променљивим брзинама ветра.

На примеру раванског струјања кроз линеарну каскаду дефинисана је и валидирана одговарајућа нумеричка поставка којом се могу проценити перформансе каскаде у опсегу окозвучних радних режима. Формиран је скрипт за генерисање прорачунске мреже око модела профила по чијој горњаци је распоређен одређени број млазева којима је могуће вршити активно управљање граничним слојем. Написане су функције за одређивање места одвајања струјања и активацију одговарајућих млазева. Извршена је процена перформанси каскаде увођењем вештачких неуронских мрежа. Испитиване су неуронске мреже различитих карактеристика, које су потом трениране и тестиране.

Нумерички је разматрано просторно опструјавање крила променљивих граница у окозвучном режиму. Написане су функције за промену положаја крутих граница (махање и пропињање крила) и деформацију граница у складу са аеродинамичким оптерећењима (чисто савијање и увијање) кроз спрегу структурног модела са прорачуном струјног поља. Испитивана је могућност пасивног управљања струјним пољем и извршена су два поступка оптимизације комбинације параметара крила којима би се, за задати режим крстарења и при чистом увијању, добила највиша вредност финесе или коефицијента узгона крила.

Кључне речи: Прорачунска механика флуида, оптимизација, ветротурбина са вертикалном осом обртања, нестационарни радни услови, управљање граничним слојем, вештачке неуронске мреже, деформабилне границе, интеракција флуида и структуре

Научна област: Машинство

Ужа научна област: Ваздухопловство

УДК: 533.6.011:629.7(043.3)

Methodology of integral analysis and optimization of aircraft structures' aerodynamic surfaces

Abstract

Integral processes of design, computation and optimization for three different geometries are presented.

Two-dimensional analyses of fluid flow around vertical axis wind turbines have been performed with the use of numerical models of different physical basis and complexity. Parameter sensitivity analyses have been conducted and necessary semi-empirical relations concerning optimal working regime and a coefficient that enables a correction of the planar analyses have been defined. Two independent optimizations have been performed, single- and multi-objective, by particle swarm optimization method. A function for performing a multi-objective optimization and finding Pareto set has been written. Analysis methodology that enables the simulation of a vertical axis wind turbine field test under time varying wind conditions has been developed.

In the investigation into planar fluid flow through linear cascades, a suitable numerical setting for the evaluation of the cascade performances for a range of transonic regimes has been defined and validated. A script for the generation of computational grids around a profile with a certain number of jets positioned along its upper surface, which can be used for boundary layer control, has been written. Functions for determination of the separation point and jet activation have been written. An assessment of the cascade performances has been done by artificial neural networks. Different neural networks have firstly been investigated, and then trained and tested.

A numerical investigation of the three-dimensional fluid flow around a wing of changeable boundaries under transonic conditions has been performed. Functions that define the change in the position of rigid boundaries (flapping and feathering) and deformable boundaries under aerodynamic loads (bending and torsion) through fluid-

structure interaction have been written. A possibility of passive control of the fluid flow around the wing has been investigated and two optimizations of the longitudinal wing characteristics have been performed in order to obtain the optimal lift-to-drag-ratio or lift coefficient for a given cruising flight regime.

Key words: Computational fluid dynamics, optimization, vertical axis wind turbine, time varying working conditions, boundary layer control, artificial neural networks, deformable boundaries, fluid-structure interaction

Scientific discipline: Mechanical engineering

Scientific sub-discipline: Aerospace engineering

UDC: 533.6.011:629.7(043.3)

Садржај

1	Увод	1
2	Преглед литературе	6
3	Физички модели и нумеричко моделирање	11
3.1	Основни закони механике флуида	11
3.2	Струјање вискозног флуида	12
3.3	Извод из димензијске анализе и теорије сличности	13
3.4	Гранични слој	15
3.5	Рејнолдсови модели турбуленције	20
3.5.1	Спаларт-Алмарас модел	21
3.5.2	k - ϵ модел	22
3.5.3	k - ω SST модел	22
3.5.4	Прелазни SST модел	23
3.6	Струјање стишљивог флуида	24
3.6.1	Подела струјања	24
3.6.2	Струјна слика у наткритичној области струјања	25
3.7	Нумеричко моделирање	26
4	Оптимизација и интеграција система	29
4.1	Коришћене методе оптимизације	29
4.1.1	Метода најбржег спуста	30
4.1.2	Оптимизација ројем честица	30
4.1.3	Генетски алгоритам	31
4.2	Интеграција процеса прорачуна	32
5	Мала ветротурбина са вертикалном осом обртања	34
5.1	Једноставнији модели	35

5.1.1	Корекција карактеристика аеропрофила	35
5.1.2	Модел заснован на закону одржања количине кретања	36
5.1.3	Вртложни модел	38
5.2	Модел којим је обухваћен утицај вискозности флуида	41
5.2.1	Формирање геометрије	42
5.2.2	Процес прорачуна	42
5.2.3	Анализа резултата	47
5.3	Додатна разматрања	50
5.3.1	Једнокритеријумска оптимизација	51
5.3.1.1	Валидација нумеричке поставке	51
5.3.1.2	Алгоритам прорачуна	55
5.3.2	Динамичке перформансе лопатице	60
5.3.3	Вишекритеријумска оптимизација	62
5.3.3.1	Математички модел	63
5.3.3.2	Софтверска имплементација	64
5.3.3.3	Скуп оптималних решења	65
5.3.4	Симулација теренског испитивања	67
6	Управљање струјањем око аеропрофила у каскади	74
6.1	Валидација нумеричке поставке поређењем експеримената и нумеричких симулација на базним моделима	74
6.1.1	Експеримент	77
6.1.2	Нумерички прорачун	77
6.1.3	Анализа резултата	79
6.2	Допринос и параметризација млазева	80
6.3	Управљање млазевима	84
6.3.1	Вештачке неуронске мреже	85
6.3.2	Анализа резултата	90
6.3.3	Могућности примене и закључци	95
7	Опструјавање крила променљивих граница	99
7.1	Избор и калибрација нумеричке поставке на	100

	стандардном моделу крила ОНЕРА М6	
7.1.1	Експеримент и геометрија модела	101
7.1.2	Нумеричка поставка, студија конвергенције мреже, валидност једноставне мреже	102
7.2	Променљива мрежа	108
7.3	Структурни модел	109
7.4	Интеракција флуида и структуре	110
7.5	Анализа резултата	111
7.5.1	Махање крила	111
7.5.2	Пропињање крила	113
7.5.3	Чисто савијање	115
7.5.4	Чисто увијање	117
7.5.5	Оптимизација карактеристика крила при чистом увијању	119
7.6	Могућности примене	121
8	Закључак	123
8.1	Резултати истраживања	123
8.2	Остварени научни доприноси	125
8.3	Препоруке за будући рад	127
9	Литература	129

Глава 1

Увод

Највећи број инжењерских проблема данашњице можемо сврстати у једну од две групе. Први тип проблема подразумева мање или више значајно побољшање већ постојећег производа док се други тип проблема бави обликовањем и развојем новог производа. Међутим, кораци које је потребно спровести и у једном и у другом процесу су исти. Почетну идеју потребно је на неки начин оценити и неколико пута је мењати и побољшати док се не постигне неки коначни, довољно задовољавајући циљ. Са развојем рачунара и сталним порастом њихових могућности, како хардверских тако и софтверских, инжењерски прорачуни (као основни, радни део претходно поменутог процеса) прилично су убрзани и на неки начин олакшани. Овде је употребљена синтагма „на неки начин” јер је њихова изведба наравно поједностављена али се сада велики број проблема другог типа јавља приликом реализације самог процеса побољшања/развоја новог производа.

Глобализација тржишта и постојање велике конкуренције наметнуло је другачије захтеве производном процесу у односу на раније. Данашњи критеријуми „одличности” подразумевају брзину и ефикасност у извршавању као и лакоћу при употреби. Такви захтеви утичу и на инжењерску делатност у смислу да се од процеса побољшања/развоја новог производа очекује да буде „паметан”, самодовољан и самоодржив и да пружи јасне, коначне резултате у реалном времену. Идеално би било добити за неколицину улазних података многоструко побољшан, једнозначан излаз. Наравно да су овакви захтеви опречни чињеници да се у инжењерској пракси среће огроман број веома различитих проблема и да су,

упркос општости физичких модела који описују те проблеме, поједностављени математички, а нарочито нумерички модели донекле ограничени, односно применљиви само у одређеном опсегу на некој класи проблема. Дакле, један овакав целокупни процес са собом носи повећан број тешкоћа (као скуп проблема саставних делова процеса) као и нову класу проблема који се баве повезивањем активности и реализацијом самог поступка побољшања/развоја новог производа. У проблеме појединачног прорачуна можемо сврстати: формирање прво геометријског а потом и прорачунског модела, одабир одговарајуће нумеричке поставке, анализу резултата и извођење закључака. Уколико желимо да спроведемо детаљнију анализу, поред наведених задатака, такође је потребно формирати и одговарајући критеријум оцене квалитета појединачног модела и спровести процес оптимизације тако да се појединачни потпроцес може понављати над великим бројем разматраних модела и коначно, све то имплементирати на рачунару.

Основни тип проблема у ваздухопловству и полазну тачку за сва даља разматрања (структурална, аероеластична, итд.) представља опструјавање тела, односно профила. Иако је то најстарија и до данас много пута разматрана класа проблема у овој области, и даље је веома актуелна јер у себи крије неке и даље у потпуности неразјашњене феномене аеродинамике. Чак и „обично” разматрање аеропрофила у равни подразумева утицаје вискозности, појаву турбуленције, одвајање граничног слоја итд. Код ове класе проблема полазне једначине врло брзо постају нерешиве и потребно је користити додатне моделе мање или веће комплексности, тачности и применљивости. Даље, прорачуни струјања у поређењу са структурним прорачунима углавном трају дуже и захтевају веће рачунарске ресурсе. Услед нелинеарности проблема приликом процеса оптимизације тешко је наћи глобални екстремум и често није довољна нити могућа употреба градијентних метода већ је потребно користити и неке друге алгоритме. Све ове чињенице отежавају формирање целокупног, затвореног система за побољшање/развој новог производа.

Основни мотив током овог истраживања био је развој интегралног процеса пројектовања, нумеричког прорачуна и/или оптимизације који би био применљив на актуелне, сложеније и унеколико специфичне проблеме из области

ваздухопловства. Како није могуће решити велики број различитих проблема на исти начин, акценат је стављен на развој методологија, односно приступа решавању проблема који нису стандардни или су подложни оптимизацији. Притом се кренуло од становишта да струјно поље не мора бити потпуно познато да би било могуће извући корисне закључке. У том смислу, нумерички су разматрана и раванска и просторна опструјавања, уз употребу различитих математичких модела почевши од веома једноставних (невискозан флуид, крило као укљештена греда, вртложне методе итд.) до знатно сложенијих (који подразумевају покретне делове прорачунског домена или покретне границе, нестационарне ефекте, турбулентне моделе, интеракцију флуида и структуре итд). Сматрано је да је такође важно очувати што једноставнији инжењерски приступ као и што више скратити време извршавања прорачуна па су све коришћене нумеричке поставке усвојене након детаљне анализе и поређења са доступним експерименталним подацима. На тај начин, стечена су одређена искуства па су у поглављима 5, 6 и 7, а нарочито у закључном делу дате одређене препоруке за спровођење одређених класа инжењерских прорачуна (моделирања, формирања мреже и опструјавања). Такође, реализован је велики број аутоматизованих процеса чиме је ефикасност вршења прорачуна знатно повећана и омогућено је вршење поступка оптимизације. Како су праћене величине у разматраним проблемима, у општем случају, непознате функције великог броја променљивих било је потребно користити и релативно нове, стохастичке методе оптимизације. У ту сврху, развијени су сопствени алгоритми прилагођени разматраним категоријама проблема.

Методологије развијене за потребе детаљног поступка нумеричког испитивања и/или оптимизације примењене су на три различита инжењерска проблема опструјавања ваздухопловних елемената, односно аеродинамичких облика, да би се испитала њихова употребљивост. Оно што је заједничко одабраним тест-примерима је што они у својој основи представљају струјање око аеропрофила коме су придодате одређене „специфичности” које знатно отежавају нумеричке прорачуне и захтевају развој додатних функција и нешто напреднијих техника.

У првом примеру вршен је прорачун аеродинамичких оптерећења мале ветротурбине са вертикалном осом обртања. Иако је разматрано раванско струјање, оваква анализа је прилично сложена јер подразумева изразито нестационарне ефекте и проширени опсег нападних углова. Испитивано је неколико нумеричких модела различите сложености и извршено је поређење добијених резултата. Вршене су две оптимизације параметара ветротурбине, једно- и дво-критеријумска оптимизацијом ројем честица. Укратко је разматран феномен такозваног динамичког слома узгона. Приказан је развијени поступак симулације теренског испитивања ветротурбине.

Потом су стечена знања и технике примењене на другом примеру активне контроле окозвучног струјања око аеропрофила у каскади. Такво струјање подразумева извесне феномене струјања, као што су звучни мехур и ударни талас, и захтева коришћење нешто озбиљнијих турбулентних модела. Формиране су функције препознавања места одвајања струјања да би се одредио распоред активирања млазева распоређених по горњаци профила. Утицаји млазева укључени су у основне једначине струјања кроз посебно дефинисане изворне чланове. Међутим, како су такви прорачуни прилично дуготрајни, отишло се корак даље, и испробане су неуронске мреже као могући алат за предвиђање перформанси каскаде са активном контролом струјања.

На крају, развијене технике моделирања и прорачуна примењене су у просторној анализи опструјавања померљивог и деформабилног крила. Разматран је утицај махања и пропињања крила на његове аеродинамичке перформансе у окозвучном режиму. Анализиран је и један вид интеракције флуида и структуре јер је крило посматрано као еластична, укљештена греда подрвгнута моменту савијања и увијања. Таква анализа вршена је при упрошћеном моделу невискозног флуида, али уз укључење једноставног структурног модела, и више одговара стварној физици модела. У последњем кораку, испробана је и могућност управљања аеродинамичким перформансама крила кроз задавање одређених карактеристика структуре. Тај поступак спроведен је коришћењем генетског алгоритма као методе оптимизације.

Општи циљ ове дисертације био је развој валидне методологије интегралног процеса моделирања, анализе и оптимизације чији резултати имају даљу употребну вредност у домену ваздухопловства. Он је реализован кроз:

1. овладавање различитим софтверским алатима и њихово унапређење и прилагођење специфичним разматраним проблемима из области ваздухопловства,
2. аутоматизацију појединачних потпроцеса (као што су креирање геометријских и прорачунских модела, нумерички прорачун и анализа резултата) потребних за спровођење нумеричког експеримента и валидацију примењених модела уз развој одговарајућих софтверских рутина,
3. изналажење одговарајућих нумеричких поставки које на задовољавајући начин могу да представе разматране проблеме и опишу њихове „специфичности”,
4. одабир и анализу применљивости различитих метода оптимизације,
5. развој укупног, затвореног процеса који у себи садржи претходно формулисане аутоматизоване потпроцесе геометријског моделирања, анализе и оптимизације ваздухопловних елемената,
6. проверу применљивости изведеног поступка на различитим актуелним научним и стручним проблемима,
7. анализу добијених резултата, проверу употребне вредности целокупног поступка кроз поређење са доступним експерименталним подацима и извођење одговарајућих закључака.

Глава 2

Преглед литературе

Потребно је напоменути на самом почетку да, пошто је вршено уопштено разматрање три различита проблема, доступна литература је веома опсежна. Даље, разматрани проблеми у себи садрже много могућих праваца истраживања чиме се обим литературе додатно повећава. Из тог разлога, овде су набројане само референце које су се показале најкориснијим и најинтересантнијим.

Генерално, сваки од проблема је случај опструјавања па су основне, полазне тачке, као што су основне једначине струјања, теорија граничног слоја, турбуленција итд, преузете из класичних, добро познатих књига, као што су [3] и [75]. Аутор нарочито издваја литературу на матерњем језику, [23] и [85]. За разумевање струјног поља у аксијалним компресорима и турбинама коришћене су [41] и [42].

Основни циљеви истраживања подразумевају нумеричко моделирање струјног поља. За почетно разумевање као изузетно корисна показала се класична литература, [2], [32] и [65], док је за детаљнија разматрања дешавања у близини граница и трансформације ламинарног у турбулентни гранични слој пропоручено погледати [11], [22] и [70].

Основе поступака оптимизације које се најчешће користе у инжењерским проблемима преузете су из [37], [67], [83] и [92], након чега су развијени сопствени кодови посебно прилагођени разматраним проблемима. Опет, аутор специјално издваја доступну литературу на матерњем језику која се бави проблематиком вишекритеријумске оптимизације, [63]. Информације специфичне за типове оптимизација ројем честица нађене су у [93].

Анализа ветротурбина са вертикалном осом обртања, како нумеричка тако и експериментална, у последњих неколико година сматра се прилично интересантном и постоји неколико факултета широм света који се њоме активно баве. Специфичности ових ветротурбина у односу на класичније и заступљеније моделе са хоризонталном осом обртања објашњене су детаљније у [36] и [53]. Могуће варијанте ветротурбина са вертикалном осом обртања, њихови основни параметри и јасан хронолошки преглед прорачунских модела који се и данас користе дат је у [44]. У принципу, постоји неколико најзаступљенијих категорија модела који се разликују по сложености и врсти резултата које могу пружити. Најједноставнији модел, заснован на закону одржања количине кретања, може пружити задовољавајуће осредњене вредности момента и снаге у врло кратком времену и такође је коришћен у [71]. Варијанта оваквог приступа која је имплементирана и тестирана током овог истраживања, приказана у [89], заснована је на моделу који је предложио Парашивоју осамдесетих година прошлог века. Међутим, модел је даље развијан па је литература на коју се аутор позива нешто новијег датума, [61]. Да би овај модел дао резултате, потребно је користити измерене или прорачунате (као у [48]) вредности аеродинамичких карактеристика аеропрофила које су преузете из [77] и [79], а затим дорађене уз помоћ полу-емпиријских зависности приказаних у [58] и [91]. Следећи модел по сложености представља продужетак класичних вртложних метода које се иначе користе при прорачуну опструјавања аеропрофила. Наиме, лопатице су представљене везаним вртлозима, а вртложни траг који се одваја слободним вртлозима. Овом категоријом модела обухваћена је нестационарност струјања, али не и вискозност флуида. Опет, постоји велики број варијанти нумеричког приступа које је могуће реализовати. Током овог истраживања развијен је сопствени код уз помоћ изразито корисних пропорука и искустава датих у [31], [60] и [68]. Датаљније информације о другим могућим приступима могу се видети у [10] и [26].

Највећи број резултата опструјавања мале ветротурбине у последњих неколико година вероватно је добијен прорачунском механиком флуида јер је, уз помоћ комерцијалних софтверских пакета, поступак креирања прорачунске мреже знатно олакшан, а на овај начин могу се обухватити и нестационарност струјања и

вискозност флуида (кроз различите турбулентне моделе). Број техничких извештаја, радова, доктората итд. који се могу наћи заиста је велик, нпр. [1], [9], [18], и [56]. Са друге стране, експериментални подаци су много ређи и разнороднији. У сврху валидације усвојене нумеричке поставке, аутор је користио резултате који су приказани у [16], [27], [43], [78], [94] и [95]. У посебну категорију проблема спадају разматрање одвајања струјања од површине лопатице, што се неизбежно догађа током једне ротације, и динамичког слома узгона. Тада је углавном потребно комбиновати експерименталне и нумеричке резултате, као што је рађено у [8], [30], [33], [57], и [80]. Такође, испитивањем у аеротунелу добијају се нешто другачије вредности снаге него када је ветротурбина инсталирана на свом радном месту услед изразито нестационарног профила брзине ветра. Ова област истраживања је такође сада веома актуелна, па је аутор развио приказану процедуру нумеричког прорачуна уз помоћ [24], [25], [49], и [72]. Сви нумерички прорачуни овог типа, уз имплементирање додатних корисничких функција, остварени су у програмском пакету ANSYS FLUENT, уз помоћ расположиве документације, [4], [5], [6], и [7].

Након што је закључено да се усвојеном нумеричком поставком могу добити инжењерски употребљиви резултати, обрађен је проблем оптимизације одређених параметара ветротурбине. Спрега поступка оптимизације и нумеричких прорачуна струјног поља још увек је релативно ретка, првенствено јер сами прорачуни дуго трају. Даље, једначине које је потребно решити су нелинеарне, а параметри струјног поља су комплексне функције више променљивих. Из тог разлога, сем у специјалним случајевима, класичне методе оптимизације нису нарочито употребљиве. Пошто струјно поље није потпуно разрешено, чини се да је сврсисходније користити стохастичке методе оптимизације које могу да „испеглају” непознате утицаје и/или грешке апроксимације. Истраживања која су помогла аутору да развије сопствене кодове и спроведе различите поступке оптимизације приказана су у [17], [29], [45], [47], [59] и [62].

Треба напоменути да проблем опструјавања ветротурбине није нимало прорачунски једноставан. Да би се добили иоле реални резултати потребно је применити један од два приступа. Старија могућност, коришћена у овом

истраживању, подразумева ротацију дела мреже. У случају 3Д модела прорачун се значајно компликује, што је један од основних разлога што већина истраживача разматра раванско струјање. Други приступ подразумева коришћење другачије нумеричке методе од методе коначних запремина, [90]. Нумеричка мрежа је стационарна, а ротација дела струјног поља уводи се у прорачун додатним члановима. Слични приступ може се срести и код интеракције флуида и структуре, [86] и [96]. Међутим, такав приступ је много ређи и захтева потпуно развијање сопственог кода па није даље разматран током овог истраживања.

Следећи проблем који је разматран је опструјавање профила у линеарној каскади при окозвучним брзинама. Опет, у првом кораку, за валидацију нумеричке поставке коришћени су експериментални резултати приказани у [73] и [74]. Услед комплексности струјне слике (појаве звучног мехура и одвајања струјања), уобичајени приступ подразумева анализу раванског струјања (такви су и коришћени експериментални подаци), мада постоје и примери 3-Д анализа као што је приказано у [55]. Након увођења претпоставке да је нумеричка поставка задовољавајућа, разматране су могућности управљања струјањем око профила јер и компресори и турбине треба да буду задовољавајућих перформанси за опсег радних режима. Активно управљање граничним слојем може се постићи померањем граница, увођењем извора или понора по површини, итд, [19], [20], [52], [84]. За распоређени број извора по горњаци аеропрофила развијене су рутине одређивања тачке одвајања струјања и активације млазева. Међутим, да би такав алгоритам могао да се користи у реалном времену, било је потребно наћи начин бржег одређивања перформанси каскаде (јер су нумерички прорачуни на доступним машинама дуготрајни). Из тог разлога, испробан је још један математички модел који, у принципу, није био заступљен при разматрању ове класе проблема - вештачке неуронске мреже, а сада се све више среће у различитим инжењерским анализама, [15], [21], [51] и [54]. Оформљено је, тренирано и тестирано неколико типова неуронских мрежа према архитектурама и принципима представљеним у [12] и [82].

Коначно, технике развијене за померање и деформацију делова прорачунске мреже и идеја контроле струјног поља заједнички су искоришћене на примеру опструјавања модела крила. Геометрија и експериментални резултати

преузети су из [76] и [81]. Као и претходне области истраживања, и тема интеракције флуида и структуре прилично је актуелна због све веће употребе композитних материјала, [34], аероеластичних ефеката, управљања струјним пољем, појавом паметних структура итд. Проблем аероеластичности је познат, али његово нумеричко решавање није распрострањено. Само мали број комерцијалних пакета има модул за прорачун ових ефеката, па је већина доступних резултата добијена уз помоћ сопствених кодова, [13], [28], [38] и [50]. Приликом разматрања деформабилних структура, и даље је један од основних проблема правилно дефинисање померања чворова прорачунске мреже, [14], па су као један од резултата овог истраживања развијене различите рутине за померање граница крила. Два од случајева који су разматрани подразумевали су анализу еластичног крила, слични примери решавани су у [64], [87] и [88]. Да би било могуће решити овакав, спрегнут прорачун струјног поља и структуре у разумном времену уведена су нека упрошћења. Крило (или лопатица ветротурбине) замењено је простом, укљештеном гредом, као што је урађено у [39], [40] и [66]. У последњем кораку истраживања, разматрана је могућност управљања струјним пољем око модела крила оптимизацијом неких његових карактеристика. Слична истраживања постоје, али за различите врсте актуатора, неки примери приказани су у [35], [46] и [97].

Глава 3

Физички модели и нумеричко моделирање

3.1 Основни закони механике флуида

Механика флуида, од свог настанка, поставља, анализира и покушава да реши веома комплексне проблеме. Базира се на математичким принципима који треба да представе законитости промена бројних параметара струјања (услед нестационарности и нехомогености поља) али укључује и експерименталне резултате, бројне полуемпиријске методе као што су димензијска анализа и сличност струјања, а у последњих неколико деценија и нумеричке симулације - прорачунске методе.

Математичку основу (полазиште) чине три основна закона одржања масе, количине кретања и енергије - директни продужеци основних закона механике. Укупна промена неке величине Φ нестационарне и нехомогене непрекидне средине, у општем облику, може бити представљена Рејнолдсовом једначином преноса (индекс K означава контролну запремину/површину):

$$\frac{D}{Dt} \int_V \Phi dV = \int_{V_k} \frac{\partial \Phi}{\partial t} dV + \int_{A_k} \Phi (\vec{v} \cdot \vec{n}) dA. \quad (3.1)$$

Увршћивањем одговарајућих величина добијају се:

једначина континуитета,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0, \quad (3.2)$$

једначина количине кретања

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho (\vec{v} \cdot \nabla) \vec{v} = \rho \vec{F} + \nabla \cdot \vec{p}, \quad (3.3)$$

и једначина енергије (укупне - унутрашње, кинетичке и потенцијалне)

$$\rho \frac{\partial e}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho e \vec{v} - \vec{p} \cdot \vec{v}) = -\nabla \cdot \left(\sum_j \vec{q}_j \right). \quad (3.4)$$

3.2 Струјање вискозног флуида

Лева страна једначине количине кретања представља промену те величине, а десна, узрок те промене - дејство запреминских и површинских сила. Приказана једначина се додатно компликује разматрањем реалног флуида, односно, незанемаривањем особине вискозности флуида. За Њутновски флуид, тензор напона у флуиду може бити представљен као:

$$p_{ik} = -p\delta_{ik} + \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_k} + \frac{\partial v_k}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ik} \frac{\partial v_m}{\partial x_m} \right). \quad (3.5)$$

Увршћивањем ове законитости у закон одржања количине кретања долази се до Навије-Стоксових једначина:

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho (\vec{v} \cdot \nabla) \vec{v} = \rho \vec{F} - \nabla p + \mu \Delta \vec{v} + \frac{1}{3} \mu \nabla \text{div} \vec{v}. \quad (3.6)$$

Решавање ових једначина у целом струјном пољу, осим у ретким случајевима, није било могуће пре развитка прорачунских метода и појаве рачунара. Међутим, поред својих бројних могућности и предности, прорачунска механика флуида је и даље наука (или уметност) у развоју и велики број проблема и даље није универзално решен (нпр. јединствен модел турбуленције). Проблеми разматрани у овом истраживању решени су једном од најзаступљенијих нумеричких метода у проблемима струјања - методом коначних запремина коју углавном користе и комерцијални софтверски пакети. Овом методом основне једначине струјања решавају се интеграљењем параметара струјања по коначним запреминама на које је цео прорачунски домен подељен. Општи запис једначине којом се решава непозната Φ (аналоган интегралном запису основних закона) је:

$$\frac{\partial \rho \Phi}{\partial t} = -\nabla \cdot (\rho \vec{v} \Phi) + \nabla \cdot (\Gamma_\Phi \nabla \Phi) + S_\Phi. \quad (3.7)$$

Опште физичко тумачење је: промена величине Φ у времену по контролној запремини условљена је укупним збиром флукса величине Φ услед

конвекције, флуksа величине Φ услед дифузије и генерисању величине Φ у контролној запремини.

Сви изводи (временски-просторни; првог-вишег реда...) који се појављују у једначинама апроксимирају се различитим шемама чиме наведене интегралне једначине постају обичне алгебарске једначине које су много лакше за решавање.

Иако делује једноставно, цео нумерички процес може бити веома заморан и захтевати многоструко понављање извођења прорачуна. Потребно је створити одговарајућу мрежу (подела домена на делиће), правилно поставити граничне услове и параметре струјања, одабрати одговарајући физички модел и, на крају, правилно протумачити резултате, чиме овај процес понекад више подсећа на уметност него на науку и захтева доста искуства.

3.3 Извод из димензијске анализе и теорије сличности

Скалирањем основних једначина и увођењем бездимензијских параметара омогућено је упоређивање различитих, али динамички сличних струјања и извођење универзалније применљивих закључака. Два параметра значајна у овом истраживању су Рејнолдсов и Махов број.

Рејнолдсов број представља однос инерцијалних и вискозних сила, а дефинисан је као

$$\text{Re} = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} l}{\mu_{\infty}} \quad (3.8)$$

У односу на вредност Рејнолдсовог броја, могуће је раздвојити два режима струјања реалног флуида: ламинарно и турбулентно струјање. Поред очигледних разлика у путањама флуидних делића, профилима брзина и механизмима преноса/мешања, велика разлика постоји и у коефицијенту отпора који представља важан економски фактор. Из тог разлога, утврђивање постојаности и трансформације једног у други режим, као и пратеће струјне слике, представљају увек актуелне теме.

Деловање флуида на опструјавано тело посматра се преко резултујуће силе и момента које, применом димензијске анализе, можемо представити као

$$\begin{aligned} R &= \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_R, \\ M &= \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S l C_M \end{aligned} \quad (3.9)$$

где су C_R и C_M бездимензиони коефицијенти.

Разлагањем силе и момента на компоненте, могу се дефинисати коефицијент узгона C_l у правцу нормалном на непоремећену струју флуида, отпора C_d у правцу паралелном непоремећеној струји флуида и момента пропињања C_m око осе нормалне на раван струјања (друга три коефицијента нису значајна за раванске и симетричне случајеве струјања па нису овде приближније наведени). Експерименталним испитивањима дошло се до закључка да је линеарна зависност коефицијента узгона од нападаног угла добра апроксимација у домену малих и умерених нападних углова. Међутим, феномен одвајања струјања догађа се управо при већим нападним угловима, у нелинеарној области. Такође, параболчка зависност коефицијента отпора од нападаног угла (или коефицијента узгона) је добра апроксимација у области малих и умерених нападних углова. При већим нападним угловима долази до наглог пораста коефицијента отпора, опет, услед значајне промене струјне слике и пропратних феномена. Мало детаљније објашњење и физикалност отпора дато је у поглављу 3.4. Како аеродинамички коефицијенти нису функције само нападаног угла, већ и облика и димензија тела, храпавости опструјаване површине, карактеристика самог флуида и режима струјања итд, оне се могу значајно разликовати за различите Рејнолдсове и Махове бројеве.

Још један бездимензиони параметар често коришћен при анализи струјне слике је и коефицијент притиска C_p , који представља однос промене локалног притиска и динамичког притиска непоремећеног струјног поља, а за нестишљив и стишљив флуид се може рачунати као

$$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2}, C_p = \frac{2}{\kappa M_{\infty}^2} \left(\frac{p}{p_{\infty}} - 1 \right). \quad (3.10)$$

Ради поређења са експерименталним резултатима у раду је коришћен још један параметар, релативни притисак p_{rel} , дефинисан као однос локалног и тоталног притиска непоремећеног струјног поља (поређењем са претходном

једначином, за одређени Махов број, види се да су ова два параметра директно сразмерна):

$$p_{rel} = \frac{p}{p_0}. \quad (3.11)$$

Напоменуто је да за Њутновски флуид компоненте тензора напона зависе од компонената градијента брзине. На површини опструјаваног тела, тангенцијални напон је

$$\tau_w = \mu \frac{\partial u}{\partial y}. \quad (3.12)$$

Промена знака компоненте градијента брзине (промена смера компоненте брзине) повлачи и промену знака тангенцијалног напона. Односно, нулта вредност тангенцијалног напона одговара тачки одвајања струјања. Одавде се може извући још један интересантан бездимензиони параметар, коефицијент отпора трења, дефинисан као

$$C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}. \quad (3.13)$$

3.4 Гранични слој

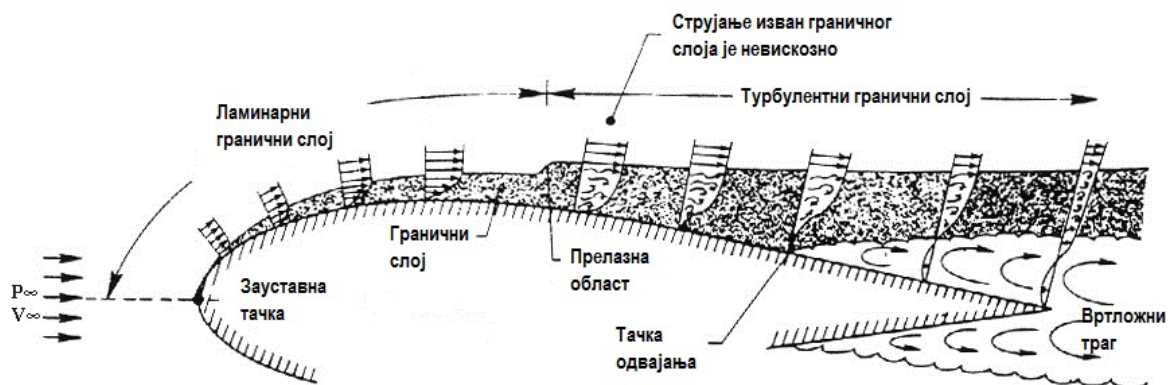
Једна од последица вискозности флуида је постојање силе отпора која делује на опструјавано тело. Уобичајено представља суму отпора трења и отпора облика, мада ће касније бити уведен и појам таласног отпора. Вискозност флуида изазива тангенцијалне напоне на површи тела и прерасподелу притиска на тој површи. Како је математичко решавање струјног поља (одређивање свих параметара струјања, између осталог, и силе којом флуид делује на опструјавано тело) изузетно комплексно у општем случају, уведен је појам граничног слоја - уске области у непосредној близини површине тела (у којој флуид сматрамо вискозним), много мање од преостале спољашње области у којој се флуид може сматрати приближно невискозним. Можемо разликовати још једну нестационарну, хаотичну област изузетно незгодну за анализу, уобичајено названу вртложним трагом, коју чине вртлози који су напустили гранични слој. Ова подела струјног поља приказана је на слици 3.1. Област граничног слоја карактеришу високи градијенти брзине у правцу нормалном на контуру тела јер

брзина у врло танком слоју узима вредности од 0 на зиду тела до приближне вредности непо ремећене струје флуида. Његова граница - дебљина условно је дефинисана као нормално одстојање од површине тела на коме локална брзина има вредност врло приближну непо ремећеној струји флуида, нпр. $0.99V_\infty$.

Унутар граничног слоја струјање је вртложно, а силе трења и инерције су истог реда величине, одакле је могуће успоставити везу између релативне дебљине граничног слоја и Рејнолдсовог броја:

$$\begin{aligned} v_x \frac{\partial v_x}{\partial x} &\sim \nu \frac{\partial^2 v_x}{\partial y^2} \Rightarrow \frac{v_\infty^2}{l} \sim \nu \frac{v_\infty}{\delta^2} \\ &\Rightarrow \delta \sim \sqrt{\frac{\nu l}{v_\infty}} \\ &\Rightarrow \delta \sim \sqrt{l} \wedge \frac{\delta}{l} \sim \frac{1}{\sqrt{Re}} \end{aligned} \quad (3.14)$$

Струјање унутар граничног слоја може бити и ламинарно и турбулентно. Гранични слој почиње као ламинаран, али у зависности од облика и димензија тела, брзине повећања дебљине граничног слоја, степена турбуленције брзинског поља итд. може прећи у турбулентан. Опструјавањем тела повећава се карактеристична дужина, а тиме расте и Рејнолдсов број и дебљина граничног слоја. Долази до појаве попречне компоненте брзине, нарушава се стабилност ламинарног струјања и оно прелази у турбулентно, слика 3.1. Услед турбулентних механизма мешања дебљина турбулентног граничног слоја је већа у поређењу са дебљином ламинарног граничног слоја.



Слика 3.1. Области струјног поља око аерофила, преузето из [75]

Турбуленција унутар граничног слоја је нехомогена. У зависности од преовладавајућих ефеката, могуће је идентификовати три различите области:

вискозни подслој (врло танак, у непосредној близини тела, доминирају вискозни ефекти), област зидне турбуленције (мањи део, заједно са вискозним подслојем запрема (10-20)% укупне дебљине) и област слободне турбуленције (већи део турбулентног граничног слоја), слика 3.2. Прелази из једне области у другу су постепени, па су границе међу њима условно дефинисане.

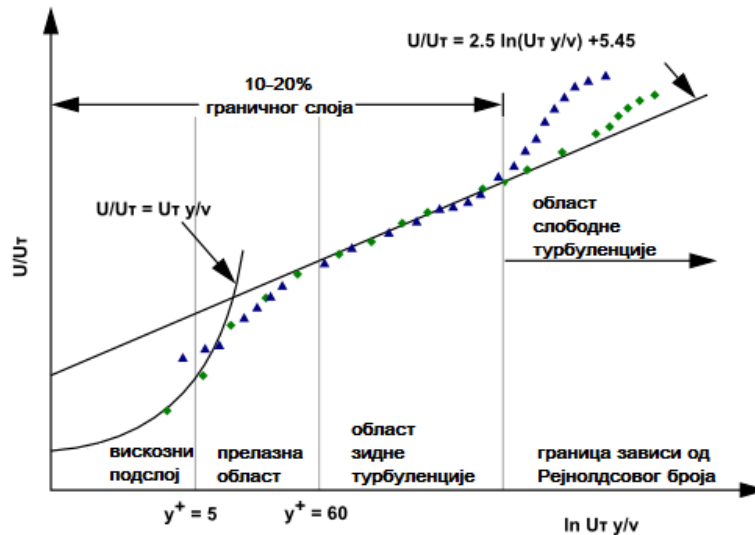
Карактеристика граничног слоја у близини зида је константна вредност укупног тангенцијалног напона, који се у дводимензионалном случају, може представити као

$$\tau = \mu \frac{d\bar{v}_x}{dy} - \rho \overline{v'_x v'_y}. \quad (3.15)$$

У вискозном подслоју тангенцијални напон се може сматрати једнаким напону на зиду одакле, за Њутновски флуид, следи линеарна зависност брзине од удаљености од зида:

$$U = \frac{\tau_w}{\mu} y = \frac{U_T^2}{\nu} y, \quad (3.16)$$

јер је динамичка (привидна) брзина дефинисана као $U_T = \sqrt{\tau_w/\rho}$. Иако у овој области доминира утицај вискозности и апсолутне вредности турбулентних флуктуација су једнаке 0 на чврстој површи, управо је постојање зидова узрок појаве турбуленције и вртложности.



Слика 3.2. Зоне турбулентног граничног слоја, преузето из [4]

У области зидне турбуленције дејство вискозних сила је занемарљиво па се укупни тангенцијални напон своди на Рејнолдсов. Међутим, структура

турбуленције је зависна од појава у вискозном подслоју и на граници. Расподела брзине у општем случају може се апроксимирати формулом

$$U/U_T = A \ln(U_T y / \nu) + B. \quad (3.17)$$

Прелазну област, између ове две, у којој се осећају оба утицаја, моделирамо неком прелазном функцијом. Како расподела брзине у ове две области (+ прелазна област) практично зависи само од тангенцијалног напона на зиду ову целу зону називамо унутрашњом облашћу.

У области слободне турбуленције утицај вискозности је занемарљив, а интензитет турбулентног напона се смањује тежећи вредностима у спољашњем струјању. У овој, спољашњој области граничног слоја структура струјања зависи од историје струјања узводно од посматраног пресека, а не од вискозности и услова на контури. Тако је ова област осетљива на спољашње утицаје. Расподелу брзине можемо представити истом, логаритамском функцијом као и у области зидне турбуленције са разликом да сада коефицијенти нису константни већ зависе од спољашњег струјања.

Значи, расподеле брзине и притиска у струјном пољу утичу на развој граничног слоја. Прорачунавају се из спољашње области, а на спољашњој граници граничног слоја сматрају се познатим функцијама подужне координате којима су даље одређени различити профили брзине (који се могу веома разликовати, нарочито са развитком граничног слоја и променом режима струјања, слика 3.1). При постојању позитивног градијента притиска (тј. успореног струјања) може доћи до одвајања граничног слоја. Ова појава се сликовито може објаснити на следећи начин: флуидни делићи у граничном слоју део своје кинетичке енергије троше на савлађивање силе трења, и један део на савлађивање виших притисака (услед позитивног градијента притиска). Тачку у којој брзина флуидних делића пада на нулу називамо тачком одвајања струјања након које наступа битна промена струјне слике. Одвајање струјања може се десити и при ламинарном и при турбулентном режиму струјања. Међутим, турбулентни гранични слој има знатно равномернији профил брзине него ламинарни (поседује већу кинетичку енергију у непосредној брзини зида) из чега се може извући закључак да је турбулентни гранични слој мање осетљив на појаву одвајања, односно, тачка одвајања турбулентног граничног слоја налази се

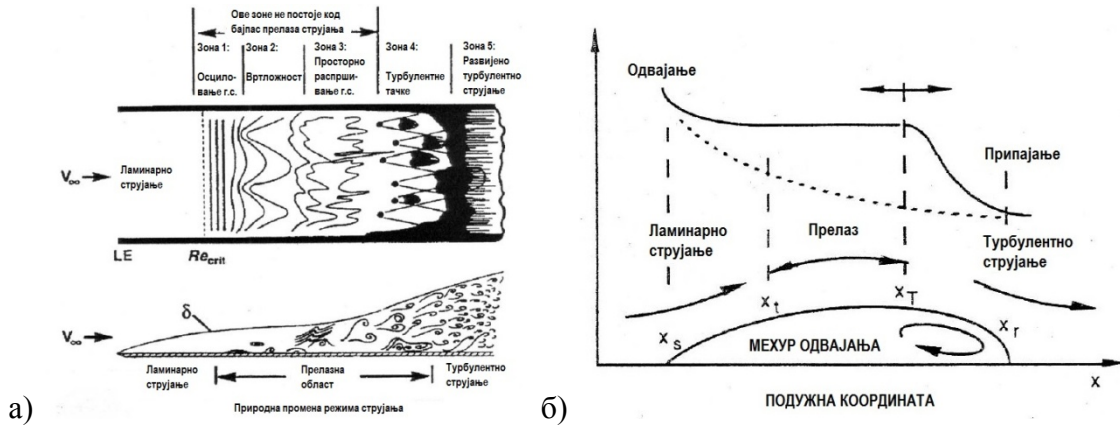
низводно у односу на тачку одвајања ламинарног граничног слоја при истим условима. Према томе, могуће је идентификовати и различите типове одвајања граничног слоја. Један од њих, одвајање формирањем мехура одвајања, среће се и у разматраним примерима. Мехур представља зону повратног струјања непосредно уз површину горњаке аеропрофила. Ова струјна слика настаје као последица одвајања ламинарног граничног слоја након ког струјнице поново пријањају уз површину у виду турбулентног граничног слоја. И даље не постоји поуздан начин одређивања тачног положаја свих ових тачака одвајања и припајања, па је у раду покушана нумеричка симулација уз додатно коришћење експерименталних резултата (пример 2).

Појава одвајања, уколико до ње дође, спрегнута је са режимом струјања. Како су у овом раду разматрани различити примери, биће поменути и други типови промене режима струјања као што су природни (на глаткој плочи, при ниским спољашњим поремећајима) и бајпас (при вишим спољашњим поремећајима), слика 3.3. Начелно, природну промену ламинарног режима у турбулентни није могуће прорачунавати Рејнолдсовим једначинама (осредњене једначине турбулентног струјања не могу тачно репродуковати веома нестабилан процес спонтаног преласка) без увршћивања неких емпиријских релација (за почетак и дужину промене режима струјања). Такође, показало се да добијени резултати јако зависе од дефинисаних параметара улазног непоремећеног струјања.

Може се сматрати да се природни прелаз ламинарног у турбулентно струјање одвија у три корака. У почетку, близу нападне ивице, главну улогу игра „пријемчивост” флуида ка томе да пропусти спољашње поремећаје у ламинарни гранични слој који даље побуђују његово осциловање. У другој фази таласна енергија се конвективно преноси у правцу струјања. Њихова еволуција (сматра се линеарном), пораст амплитуде и нелинеарне интеракције коначно доводе до преласка у турбулентно струјање.

Уколико су спољашњи поремећаји већи (уобичајено ниво турбуленције непоремећене струје $Tu > 1\%$ или већа храпавост површине) прелаз ламинарног у турбулентно струјање може се догодити и при мањим Рејнолдсовим бројевима. То се може објаснити формирањем вртлога у граничном слоју који спорије флуидне

делиће из близине зида управља ка спољашњој граници слоја, а брже делиће из спољашњости усмерава ка унутрашњости слоја чиме се мења брзински профил и формирају се струјне структуре које ремете ламинарни гранични слој. Вртлози који иницирају овај процес се формирају као последица већих турбулентних структура из непоремећеног струјања.



Слика 3.3. Типови промене режима струјања: а) природни и б) формирањем мехура одвајања, преузето из [75]

3.5 Рејнолдсови модели турбуленције

Један од начина решавања турбулентног - хаотичног, веома нестационарног и неправилног струјања, који представља можда оптимум између комплексности самог проблема и могућности његовог решавања као и времена потребног за решавање, је увођење Рејнолдсове статистике осредњавања у времену. Уместо по тренутним вредностима, једначине струјања сада се решавају по средњим вредностима параметара струјања. Њихов запис се притом мења:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{v}_i) = 0,$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{v}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{v}_i \bar{v}_j) = \rho \bar{F}_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{v}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{v}_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(-\rho \overline{v'_i v'_j} \right). \quad (3.18)$$

Из претходног произилази да закон промене просечних брзина зависи од осредњених производа флукуационих брзина. Додатни чланови у једначини су компоненте тензора Рејнолдсових - турбулентних напона, додатне непознате величине. Да би систем једначина постао затворен и могућ за решавање, потребно је поставити додатне једначине, односно моделирати Рејнолдсове напоне или на

неки начин дефинисати размере турбуленције. Често се користи Бусинескова хипотеза (зависност аналогна Њутновој хипотези о напонима):

$$\begin{aligned} -\overline{\rho v_i' v_j'} &= \mu_t \left(\frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{v}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial \bar{v}_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij}, \\ k &= \frac{\overline{v'^2}}{2} = \frac{\overline{v_x'^2 + v_y'^2 + v_z'^2}}{2}. \end{aligned} \quad (3.19)$$

Зависност турбулентних напона од средњих градијената брзине исказана је преко турбулентне вискозности μ_t , која је сада карактеристика струјања, а не флуида. Предност ове хипотезе је што је релативно лака за рачунање. Међутим, турбулентна вискозност се сматра изотропном величином, што није случај у свим техничким проблемима.

Да би укупна струјна енергија била узета у обзир, у изразу се појављује величина k , дефинисана као кинетичка енергија турбуленције. Углавном сви Рејнолдсови турбулентни модели моделирају и решавају једначину кинетичке енергије турбуленције, а разликују се по другој величини која се дефинише, као нпр. њена брзина дисипације, ε , или специфична брзина дисипације, ω .

Раније је поменуто да проблем турбулентног струјања и даље није потпуно разрешен. Не постоји универзални модел турбуленције, нарочито када је реч о разматрању упросечених величина, а комплетни прорачун струјног поља углавном је и даље потпуно неисплатив и захтева огромне рачунарске ресурсе. Из тих разлога, постоји велики број модела који су мање или више одговарајући, у зависности од конкретног проблема. Три коришћена модела у овом раду су: Спаларт-Алмарас, $k-\omega$ SST и прелазни SST модел.

3.5.1 Спаларт-Алмарас модел

У питању је једноједначински модел, развијен превасходно за примену у ваздухопловству, мада се све више користи и код турбомашина, којим се решава следећа једначина преноса

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{v} v_j) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\bar{v}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \rho \bar{v}) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right) + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v \quad (3.20)$$

где G_v и Y_v представљају продукцију и дисипацију моделиране величине, а $\sigma_{\bar{v}} = 2/3$ и $C_{b2} = 0.622$ су константе. Моделирана величина је начелно једнака

кинематској турбулентној вискозности, осим у близини зидова. Турбулентна вискозност рачуна се из израза

$$\begin{aligned}\mu_t &= \rho \tilde{\nu} f_{v1}, \\ f_{v1} &= \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}, \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}, C_{v1} = 7.1.\end{aligned}\quad (3.21)$$

3.5.2 k - ε модел

Ово је један од најтипичнијих и највише коришћених двоједначинских турбулентних модела. Даје задовољавајуће резултате у многим класама струјних проблема. Транспортне једначине овог модела су:

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k v_j) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \mu_t S^2 - \rho \varepsilon - 2\rho \varepsilon \frac{k}{a^2}, \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon v_j) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + \rho C_{1\varepsilon} S \varepsilon - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k}\end{aligned}\quad (3.22)$$

где први, други и трећи сабирак са десне стране једначина представљају дифузију, продукцију и дисипацију две моделиране величине. Четвртим чланом са десне стране једначине за кинетичку енергију турбуленције узима се у обзир утицај стишљивости. Такође, могуће је и придодати сопствене изворне чланове или мењати дифузивност у зависности од разматраног случаја струјања. Коначно, турбулентна вискозност рачуна се као

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}.\quad (3.23)$$

3.5.3 k - ω SST модел

Овај модел представља комбинацију стандардног k - ω модела у близини зида и k - ε модела у остатку прорачунског домена. Генерално је поузданији и тачнији од стандардног k - ω модела за већи број класа струјања. Транспортне једначине су следећег облика:

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k v_j) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \mu_t S^2 - \rho \beta^* k \omega, \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega v_j) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \frac{\alpha}{\nu_t} \cdot \mu_t S^2 - \rho \beta \omega^2 + D_\omega \left(\omega, \frac{\partial k}{\partial x_j}, \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right)\end{aligned}\quad (3.24)$$

где први, други и трећи сабирак са десне стране једначина представљају дифузију, продукцију и дисипацију две моделиране величине. Четврти члан са десне стране

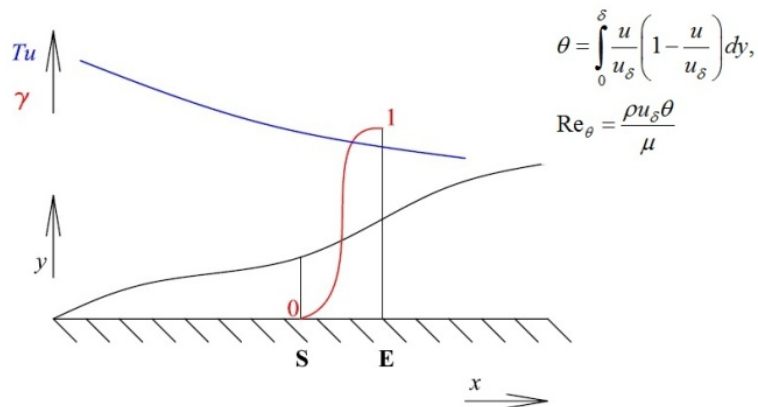
друге једначине представља функцију којом се регулише прелаз са $k-\omega$ модела у близини зида на $k-\varepsilon$ модел у остатку прорачунског домена. Турбулентна вискозност без корекције за ниске вредности Рејнолдсовог броја се рачуна према

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega}. \quad (3.25)$$

3.5.4 Прелазни SST модел

Ово је модел четвртог реда посебно развијен за симулације промене режима струјања. Произилази из $k-\omega$ SST модела којем су придодате две додатне једначине за интермитентност, однос ламинарности и турбулентности струјања, и критеријум почетка промене режима струјања, овде исказаног преко Рејнолдсовог броја у тачки одвајања струјања (који се рачуна из дебљине губитка импулса). Додатне једначине преноса су следећег облика:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho\gamma) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\gamma v_j) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right) + P_\gamma - E_\gamma, \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho R \bar{e}_{\theta t}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho R \bar{e}_{\theta t} v_j) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial R \bar{e}_{\theta t}}{\partial x_j} \right) + P_{\theta t}. \end{aligned} \quad (3.26)$$



Слика 3.4. Промена турбулентних величина у прелазној области

Првом додатном једначином регулише се почетак промене режима струјања, а другом се ефекти спољашњег струјања укључују у гранични слој. Изворни члан P_γ једнак је нули у ламинарном граничном слоју, а мења се када се задовољи критеријум почетка промене режима (емпиријски фактор: дужина SE или неки од Re_θ), слика 3.4. Деструктивним чланом E_γ се обезбеђује да вредност

γ буде блиска нули у ламинарном граничном слоју и успоставља реламинаризација струјања када одабрани критеријум више није задовољен, и коначно нестаје у потпуно турбулентном граничном слоју. Изворним чланом $P_{\theta t}$ обезбеђује се поклапање емпиријског критеријума изван и унутар граничног слоја. Коначно спрезање два пара једначина постиже се малом модификацијом изворног члана кинетичке енергије турбуленције који је сада функција и интермитентности.

3.6 Струјање стишљивог флуида

3.6.1 Подела струјања

Друга значајна особина флуида поред вискозности је стишљивост која изражава промену густине са променом притиска. Параметар којим је описујемо је брзина простирања поремећаја, a

$$a^2 = \frac{\partial p}{\partial \rho}. \quad (3.27)$$

За идеалан гас и изентропски процес важи

$$\frac{p}{\rho^\kappa} = \text{const.} \rightarrow \frac{\partial p}{p} = \kappa \frac{\partial \rho}{\rho} \wedge a^2 = \kappa RT. \quad (3.28)$$

За струју флуида која се креће могуће је дефинисати бездимензиони параметар Махов број, M

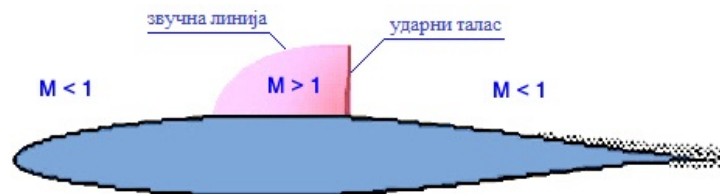
$$M = \frac{u}{a} \quad (3.29)$$

у односу на који (тачније, појаве које се догађају при неким његовим вредностима) се струјање дефинише као нестишљиво, дозвучно, околзвучно, надзвучно или хиперзвучно. Граница између два типа струјања која су превасходно анализирана у овом раду, примери 2 и 3, (прелаз дозвучног у околзвучно струјање) није дефинисана непроменљивом, универзалном бројном вредношћу, већ вредношћу критичног Маховог броја, M_{kr} који је дефинисан као вредност Маховог броја при коме се у некој тачки на површини тела први пут постиже локална брзина звука. Он зависи како од саме опструјаване контуре (њене дебљине и закривљености) тако и од нападаног угла струје флуида, односно од фактора који доводе до локалног убрзавања струје флуида до и преко брзине

звука чак и кад је непоремећена брзина струјања дозвучна. Струјање флуида при вредности Маховог броја непоремећене струје која је виша од вредности критичног Маховог броја и нижа од 1 назива се наткритично струјање. Значај и занимљивост овог типа струјања је што се тада расподела коефицијента притиска дуж контуре аеропрофила битно мења, нарочито у комбинацији са порастом нападног угла.

3.6.2 Струјна слика у наткритичној области струјања

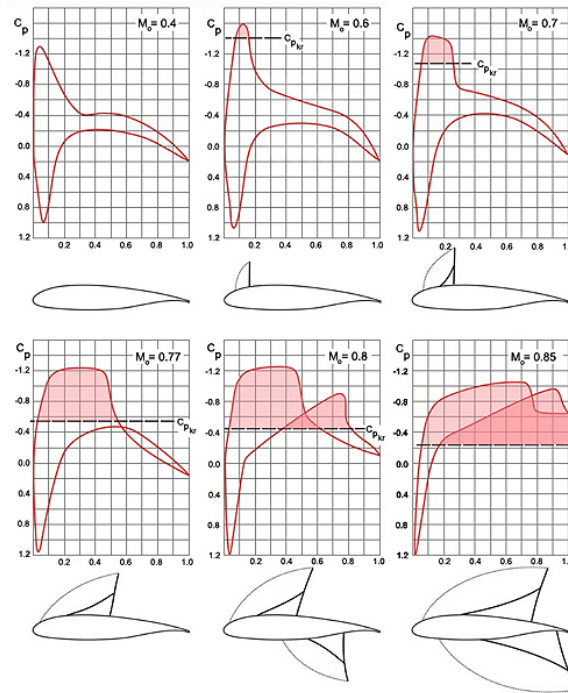
При оваквим брзинама непоремећеног струјања флуида јављају се зоне локалних надзвучних брзина (уобичајено прво на горњаци аеропрофила). Ове зоне су са почетне стране омеђене звучном линијом дуж које је локална брзина једнака брзини звука, а са завршне ударним таласом кроз који долази до нагле промене свих параметара струјања, слика 3.5. Овај процес је неизотропан, долази по појаве неповратних процеса, пада вредности тоталног притиска и пораста температуре и ентропије. Такође, поред отпора облика и трења, јавља се и допунски отпор назван таласним отпором.



Слика 3.5. Аеропрофил у наткритичној области струјања, преузето из [85]

Са даљим порастом Маховог броја или нападног угла у наткритичној области долази до одвајања граничног слоја испред нормалног ударног таласа и формирања косог ударног таласа. Ова појава је због свог облика названа ламбда ударни талас и представља последицу интеракције ударног таласа и граничног слоја - са једне стране постојање граничног слоја мења граничне услове за ударни талас, док са друге стране веома велики градијенти притиска услед ударног таласа утичу на струјање у граничном слоју. Чисто теоријска анализа у овом случају је врло компликована па се најчешће прибегава комбинацији теорије, експерименталних резултата и нумеричких прорачуна.

Пораст Маховог броја мења струјну слику око аеропрофила - долази до појава наткритичних области прво на горњаци а потом и на доњаци што се одражава и на изглед расподеле коефицијента притиска. Типични след догађаја приказан је на слици 3.6.



Слика 3.6. Расподела притиска на произвољном аеропрофилу при струјању оковзвучним брзинама (осенчене области представљају зоне надзвучног струјања, преузето из [85])

Негативни градијент криве коефицијента притиска на горњаци на првој слици (где још увек нема појаве надзвучних зона) указује на промену режима струјања и пораст отпора при турбулентном струјању. На осталим сликама, константна вредност коефицијента притиска на горњаци одговара формираној надзвучној зони, а нагли пад одговара ударном таласу.

3.7 Нумеричко моделирање

Нумеричко моделирање, у општем случају, подразумева приближно решавање математичког модела, из разлога што се он или не може аналитички решити или би тај поступак био превише напоран и дуготрајан. Нумерички модел

се изводи из математичког увођењем одређених претпоставки и упрошћења, дискретизацијом континуалног домена и апроксимацијом диференцијалних и/или интегралних чланова. У зависности од проблема који се решава, односно његовог физичког и математичког модела, развијен је и заступљен велики број нумеричких метода. И у овом истраживању испробано је неколико различитих приступа, али како је највећи број приказаних резултата добијен методом коначних запремина, која се најчешће користи при решавању струјног поља, овде је само она укратко објашњена. Остале методе приказане су у примерима у којима су примењене.

Полазиште методе коначних запремина је интегрални запис основних закона одржања. Прорачунски домен дели се на коначни број запремина/ћелија, а једначине одржања примењују се на сваку од тих сада контролних запреминаца. Тежиште сваке ћелије представљено је прорачунским чвором у коме се израчунавају променљиве струјног поља (поља притиска, брзине, температуре, додатних турбулентних величина итд). Вредности променљивих по површини која раздваја две суседне ћелије добијају се интерполацијом вредности у њиховим чворовима. Површински и запремински интегрални који је јављају у једначинама апроксимирани су одговарајућим шемама (првог, другог, вишег реда). Као резултат, након набројаних трансформација, за сваки чвор добија се алгебарска једначина у којој се појављују и вредности у суседним чворовима. Да би се решило читаво струјно поље потребно је решити систем алгебарских једначина.

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} \rho \Phi d\Omega + \int_S \rho \Phi \vec{v} \cdot d\vec{S} = \int_S \Gamma_{\Phi} \nabla \Phi \cdot d\vec{S} + \int_{\Omega} S_{\Phi} d\Omega \quad (3.30)$$

Основне предности ове методе, и разлози њене распрострањености, су што је применљива и на сложене геометрије, разматра контролне запремине па нису потребне трансформације координата, што је метода по својој природи конзервативна (сумирањем једначина за све ћелије добијају се глобалне једначине одржања) и сви чланови који се појављују у једначинама имају физичко значење па се релативно једноставно може схватити и програмирати. Мана ове методе у односу на друге је што је тешко користити шеме вишег реда.

Да би се добила алгебарска једначина за сваку ћелију потребно је апроксимирати изводе и интеграле који се у њој појављују. Нпр, флукс величине

f (конвективни и дифузни члан) кроз укупну површину ћелије S која се састоји из више површина S_k могуће је апроксимирати на неки од следећих начина

$$\begin{aligned} \int_S f dS &= \sum_k \int_{S_k} f dS_k \approx \sum_k f_k S_k \\ &\approx \sum_k \frac{f_{k-1/2} + f_{k+1/2}}{2} S_k \\ &\approx \sum_k \frac{f_{k-1/2} + 4f_k + f_{k+1/2}}{6} S_k \end{aligned} \quad (3.31)$$

где $f_k, f_{k-1/2}, f_{k+1/2}$ означавају вредности променљиве у средишту површине S_k или у њеним теменима. Слично, запремински интеграл је најпростије приказати као производ средње вредности променљиве у тежишту ћелије и запремине ћелије

$$\int_{\Omega} q d\Omega \approx q_k \Omega. \quad (3.32)$$

Апроксимација вишег реда захтева вредности променљиве у већем броју тачака. Вредности променљивих по граничним површинама S_k или у другим тачкама ћелије добијају нпр. интерполацијом вредности променљиве у околним чворовима. Најчешће коришћене шеме интерполације су:

- шема унапред $f_{k+1/2} = f_k$,
 - линеарна интерполација $f_{k+1/2} = \lambda f_k + (1-\lambda) f_{k+1}$,
 - QUICK шема $f_{k-1/2} = f_k + g_1 (f_{k-1} - f_k) + g_2 (f_k - f_{k+1})$,
- или шеме вишег реда.

Глава 4

Оптимизација и интеграција система

У овом поглављу дат је кратак преглед коришћених метода оптимизације. Дата су и нека полазишта на основу којих су вршене интеграције различитих подсистема да би се спровели различити, унеколико нестандартни прорачуни. Обе области су разноврсне, активно се развијају и могу представљати самосталне предмете истраживања. Међутим, како су у овом раду коришћене као алатке, овде су набројана само нека основна објашњења и специфичности којима се аутор бавио.

4.1 Коришћене методе оптимизације

Поступак проналажења оптималног решења начелно подразумева анализу великог броја комбинација вредности изабраних улазних параметара да би се постигло побољшање разматраног излазног параметра, односно минимум или максимум циљне функције. Избор методе оптимизације која ће бити примењена највише зависи од разматраног проблема и самог инжењера, као и од расположивих прорачунских средстава и времена. Постоји више подела метода оптимизације по различитим критеријумима: по броју излазних параметара на једно- и вишекритеријумске, по начину избора комбинације улазних параметара на детерминистичке и стохастичке, по домену улазних параметара на континуалне и дискретне итд. Овде су укратко представљене методе за које је сматрано да су погодне за разматране проблеме, док су детаљније информације дате у поглављима 5, 6 и 7.

4.1.1 Метода најбржег спуста

Метода најбржег спуста припада групи класичних, градијентних оптимизационих алгоритама првог реда којим је могуће наћи најближи локални екстремум ако је познат први извод функције циља. Приликом кретања по простору променљивих које се оптимизују, у свакој итерацији прави се корак који је обрнуто или директно сразмеран изводу функције циља у тренутној тачки, у зависности да ли се жели наћи локални минимум или максимум. Уколико се ради о функцији једне променљиве $f(x)$ потребно је решити итеративну једначину

$$x_i = x_{i-1} \pm \eta f'(x_{i-1}), \quad (4.1)$$

за претпостављени коефицијент пропорционалности η , и полазећи од тачке x_0 .

За добро претпостављени коефицијент пропорционалности и диференцијабилну, довољно „неравну” функцију циља (произвољног броја променљивих) овај метод се показао као погодан и брз. Из тог разлога, коришћен је при тренирању неуронских мрежа.

4.1.2 Оптимизација ројем честица

У питању је релативно млад метод, развијен пре 20 година, по угледу на социјално понашање животиња у групи, стаду, роју итд. Метода у себи садржи извесну дозу стохастике која се у прорачун уводи на самом почетку случајним формирањем почетне популације-роја честица. Свака честица описана је са два вектора тренутног положаја x_i и брзине v_i , а њихове димензије једнаке су броју улазних параметара. Поступак оптимизације подразумева кретање честица по оптимизационом простору у потрази за оптималним решењем („положајем хране”).

Вредност брзине у наредној итерацији рачуна се из вредности брзине у претходној итерацији и удаљености тренутног положаја честице од локалног екстремума (личног оптимума те честице) као и удаљености тренутног положаја честице од глобалног екстремума (оптимума целог роја) према изразу

$$v_i^{n+1} = \omega v_i^n + C_1 r_1 (x_i^{local} - x_i^n) + C_2 r_2 (x_i^{global} - x_i^n) \quad (4.2)$$

где су ω , C_1 и C_2 константе којима су обухваћени утицаји претходног искуства, индивидуалног и социјалног понашања честице, а $r_1, r_2 \in (0,1)$ случајни бројеви

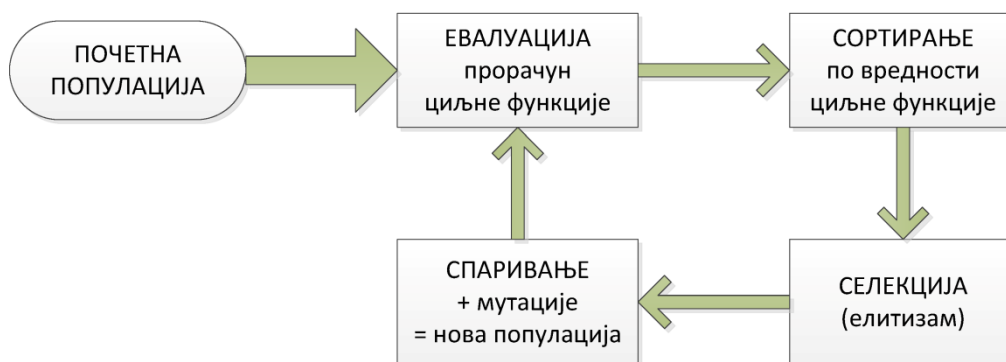
којима се опет у прорачун уводе недовољно познате релације између разматраних параметара. Потом је могуће израчунати положај честице у наредној итерацији из претходног положаја честице и њене брзине као

$$x_i^{n+1} = x_i^n + v_i^{n+1}. \quad (4.3)$$

Основне предности овог алгоритма су што је изузетно лак за кодирање, брзо конвергира и потребно је подесити мали број параметара. Погодан је за коришћење у проблемима са великим бројем улазних параметара и/или комплексним циљним функцијама. Такође, могуће га је употребити и у више-критеријумским оптимизацијама што је и учињено на примеру мале ветротурбине са вертикалном осом обртања.

4.1.3 Генетски алгоритам

Генетски алгоритам је метод оптимизације базиран на принципу природне селекције. Поступак започиње формирањем многобројне популације чија је свака јединка описана случајном комбинацијом улазних параметара-гена. Са сваком новом генерацијом, популација се мења у складу са задатим правилима. Опет, како ће правила бити задата зависи од корисника, али је уобичајено дефинисати: начин спаривања две јединке да би се добило дете-јединка, критеријум одабира јединки које ће прећи у следећу генерацију или бити спарене - елитизам и коефицијент мутација да би се обезбедило да се процес „не заглави” у локалном екстремуму. Ток извршавања генетског алгоритма приказан је на слици 4.1.



Слика 4.1. Основни циклус генетског алгоритма, преузето из [92]

Основне предности генетског алгоритма су што: омогућава разматрање великог броја параметара, применљив је и на непрекидне и на дискретне

параметре, не захтева информације о изводу циљне функције, у једној генерацији/итерацији претражује се велики део оптимизационог простора, погодан је за паралелне прорачуне, могуће је вршити и вишекритеријумске оптимизације и применљив је на различите типове података укључујући аналитичке, експерименталне и нумеричке резултате. Највећа слабост овог алгоритма је што је спор у случајевима једноставних или добро дефинисаних циљних функција (које директно зависе од својих параметара). Међутим, како реални инжењерски проблеми углавном не спадају ни у једну од ове две категорије, област примене генетских алгоритама је заиста широка, и овде је примењен на проблему опструјавања еластичног крила који је решаван нумерички.

4.2 Интеграција процеса прорачуна

Како је претходно наглашено у уводном поглављу, поступак инжењерског прорачуна састоји се из неколико разнородних корака који, да би прорачун био успешан, треба да функционишу као једна целина. Осим верног физичког и правилно формираног нумеричког модела, потребно је да програми који се користе буду компатибилни и да излаз из једног представља адекватан улаз за наредни потпроцес. Аутоматизација било ког од тих потпроцеса нуди многоструке предности као што су смањење потребног времена и уложеног новца и повећана ефикасност и квалитет кроз стандардизацију. Даље, да би се решио било који сложенији или специфичнији проблем потребан је висок степен манипулације стандардним алатима и/или развој и коришћење функционалности које нису биле оригинално доступне.

Већина комерцијалних пакета за моделирање и/или прорачун нуди могућност аутоматизације одређених поступака писањем текстуалних фајлова или дозвољава писање и компајлирање додатних функција. Основна предност оваквог приступа је што је поступак моделирања или прорачуна могуће поновити произвољан број пута што представља потребан услов за спровођење оптимизације одабраних параметара. Са друге стране, могуће мане су: потребно је познавање програмског језика у ком је програмски пакет који се користи написан

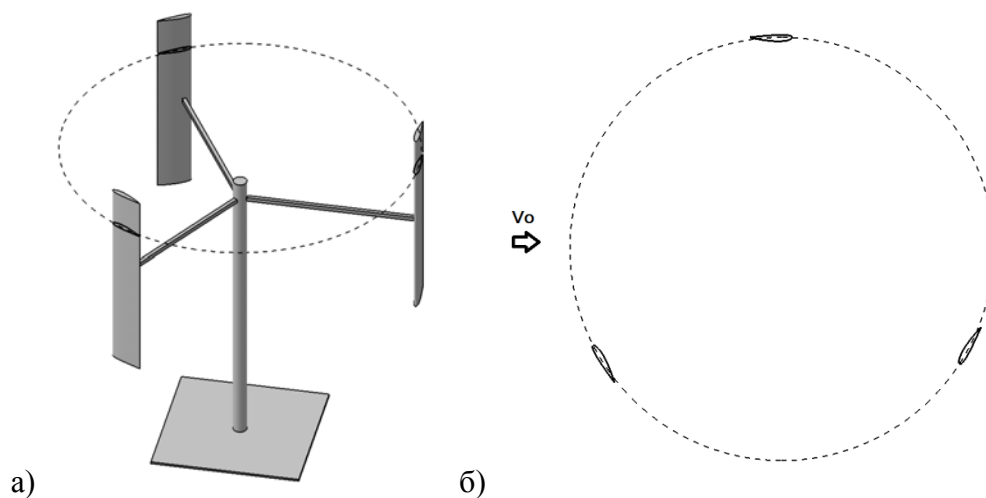
(нпр. CATIA - VBScript, CATScript, C/C++; MatLab/QtOctave - сопствена синтакса, OpenFOAM - C; ANSYS FLUENT - Scheme, C; ANSYS WorkBench - Python), скрипт мора поштовати одређену синтаксу, форму и структуру, потребно је познавати које типове променљивих, објеката и параметара је могуће користити и које унутрашње функционалности постоје док је доступна литература прилично ограничена, итд. За спровођење поступка оптимизације потребно је задовољити све претходно наведено уз развитак алгоритма за одабир наредних комбинација параметара који ће бити разматрани и коначно, све то реализовати на платформи која је компатибилна са програмима који се користе у поменутом поступку.

У сваком од примера датих у наставку развијене су и коришћене мање или више сложене процедуре за генерисање геометријских модела, прорачунске мреже, вршење нумеричког прорачуна (уз одређене специфичности), и испробано је неколико метода оптимизације како би се утврдила њихова применљивост на разматране класе проблема. Неке од најинтересантнијих функција дате су у прилогу на крају рада.

Глава 5

Мала ветротурбина са вертикалном осом обртања

Концепт ветротурбине са вертикалном осом обртања није нов, али је тек у последњих неколико година постао популаран и то са развојем прорачунских могућности и модела и порастом интересовања за обновљиве изворе енергије. Због комбинације својих карактеристика: једноставне конструкције, економичности, могућности рада и при малим брзинама ветра али и нешто ниже ефикасности од класичних ветротурбина, првенствено су намањене малим потрошачима. Њиховом анализом, испитивањем и производњом највише се баве истраживачи на факултетима и институтима, као и мали произвођачи. Постоји неколико различитих типова ових ветротурбина, али је у овој студији разматрана Даријусова ветротурбина која се састоји из неколико аеропрофилисаних лопатица које могу да ротирају око централног вратила, слика 5.1.



Слика 5.1. а) Пример ветротурбине са вертикалном осом обртања, б) Равански модел таквог струјања - путања лопатица обележена је испрекиданом линијом

Иако је оваква ветротурбина једноставне конструкције, њена аеродинамичка анализа је веома комплексна. Струјање је изузетно нестационарно и у току једне ротације лопатица пролази кроз широк опсег нападних углова (много већи од уобичајеног). Велики број струјних феномена је присутан, као што су одвајање граничног слоја, динамички слом узгона итд. Развијено је и још увек се користи неколико категорија нумеричких модела, различитих по својој природи, сложености имплементације и тачности резултата које пружају.

5.1 Једноставнији модели

Овде ће бити представљена методологија брзог одабира основних параметара мале ветротурбине са вертикалном осом обртања заснована на моделу одржања количине кретања - једноставном моделу који пружа задовољавајуће осредњене вредности момента и снаге. У кратком временском року и уз помоћ малих компјутерских средстава (данас потпуно доступних обичном кориснику) извршен је аутоматизовани процес прорачуна великог броја различитих модела који су дефинисани аеропрофилом лопатице, полупречником и коефицијентом испуне ротора. Да би се повећала поузданост прорачуна, примењени аналитички приступ допуњен је доступним експерименталним подацима. Након одабира коначног решења, имплементиран је и вртложни модел којим је могуће осликати нестационарност разматраног струјања.

5.1.1 Корекција карактеристика аеропрофила

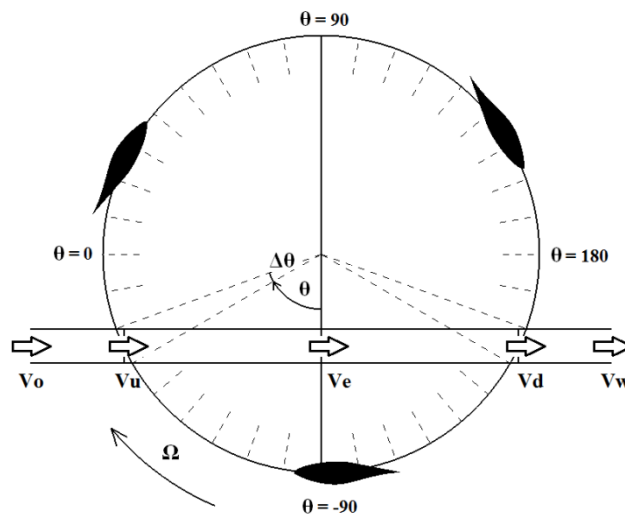
Тачност оба коришћена прорачунска модела зависи првенствено од доступности и тачности података о аеропрофилима. У анализи ветротурбина са вертикалном осом обртања потребно је познавати вредности коефицијента узгона и отпора при високим вредностима нападног угла и нижим вредностима Рејнолдсовог броја који најчешће нису познати и потребно их је претпоставити/екстраполирати. Додатна грешка ствара се коришћењем дводимензионалних, стационарних карактеристика да би се добили резултати применљиви на тродимензионалне, ротирајуће структуре. Постоји неколико начина да се ови проблеми пренебрегну.

У овом испитивању разматрано је 9 различитих аеропрофила чије су карактеристике биле мање или више познате. За 4 симетрична аеропрофила: NASA 0015, -0018, -0021 и -0025 подаци су преузети из [79], где је описано детаљно мерење аеропрофилних карактеристика над целим опсегом нападних углова, 0° - 180° , и при 10 различитих Рејнолдсових бројева. Преосталих 5 аеропрофила: S822, S834, Gemini, NASA 2415 и Avistar изабрани су као аеропрофили веће дебљине који се примењују на ветротурбинама, а вршена су мерења њихових карактеристика и при нижим вредностима Рејнолдсовог броја, [77]. За потребе ове студије доступни подаци екстраполирани су на читав опсег нападних углова, сада 0° - 360° , уз помоћ AirfoilPrep алата развијеног од стране Националног центра за технологије ветра [58]. Екстраполација је извршена према вредности максималног коефицијента отпора претпостављеног према изразу (5.1), преузетом из [91], а заснованом на геометријским одликама аеропрофила

$$C_{d,\max} = 1.9940 - 5.4375 \left(\frac{y}{c} \right)_{\left(\frac{x}{c} \right) = 0.0125} \quad (5.1)$$

где $\left(\frac{y}{c} \right)_{\left(\frac{x}{c} \right) = 0.0125}$ представља релативну дебљину горњаче аеропрофила при вредности релативне подужне координате једнаке 0.0125.

5.1.2 Модел заснован на закону одржања количине кретања



Слика 5.2. Радни услови лопатице током једног обртаја и одговарајуће променљиве

Основа ове категорије модела заснива се другом Њутновом закону одржања количине кретања, односно на једначењу подужне компоненте осредњене аеродинамичке силе са прираштајем количине кретања ваздуха у времену који је једнак производу масеног протока ваздуха и промене брзине. У зависности од типа модела, струјних цеви по којима се решавају једначине може бити једна или више, и може се а не мора посебно решавати узводни и низводни део путање лопатице. Овде је коришћен тзв. двоструки-вишеструјни модел уведен од стране Парашивоја [61]. За усвојене границе домена променљивих приказане на слици 5.2 допринос подужне компоненте аеродинамичке силе рачуна се по изразу (5.2)

$$\overline{\Delta F_{x,u/d}} = \frac{B\Delta\theta}{2\pi}(\Delta F_n \cos\theta - \Delta F_t \sin\theta) \quad (5.2)$$

где B означава укупан број лопатица, а θ угаону координату лопатице. Пошто се брзина ваздуха мења неколико пута при интеракцији са лопатицом, промена количине кретања у времену се различито рачуна за узводни

$$\frac{\Delta K_{x,u}}{\Delta t} = (\rho V_u \Delta A)(V_o - V_e) = \frac{1}{2} \rho (V_o^2 - V_e^2) \Delta A \quad (5.3a)$$

и низводни део путање

$$\frac{\Delta K_{x,d}}{\Delta t} = (\rho V_d \Delta A)(V_e - V_w) = \frac{1}{2} \rho (V_e^2 - V_w^2) \Delta A. \quad (5.3b)$$

Аеродинамичка сила која делује на лопатицу сразмерна је укупној релативној брзини ваздуха која представља векторски збир локалне брзине ваздуха и ротационе брзине. Са друге стране, локална брзина ваздуха зависи од интеракције ваздуха и ветротурбине. Да би било могуће решити ову међусобну зависност, уведене су две нове променљиве, фактори промене локалне брзине:

$$a_u = \frac{V_u}{V_o}, a_d = \frac{V_d}{V_e}. \quad (5.4)$$

Ови фактори одређују се итеративно према изразу (5.5) за сваку струјну цев.

$$a_{i+1} = F(a_i) = \frac{1}{1 + G(a_i)} \quad (5.5)$$

За усвојену оријентацију, изједначавањем (5.2) и (5.3), долази се до дефиниције помоћне функције G :

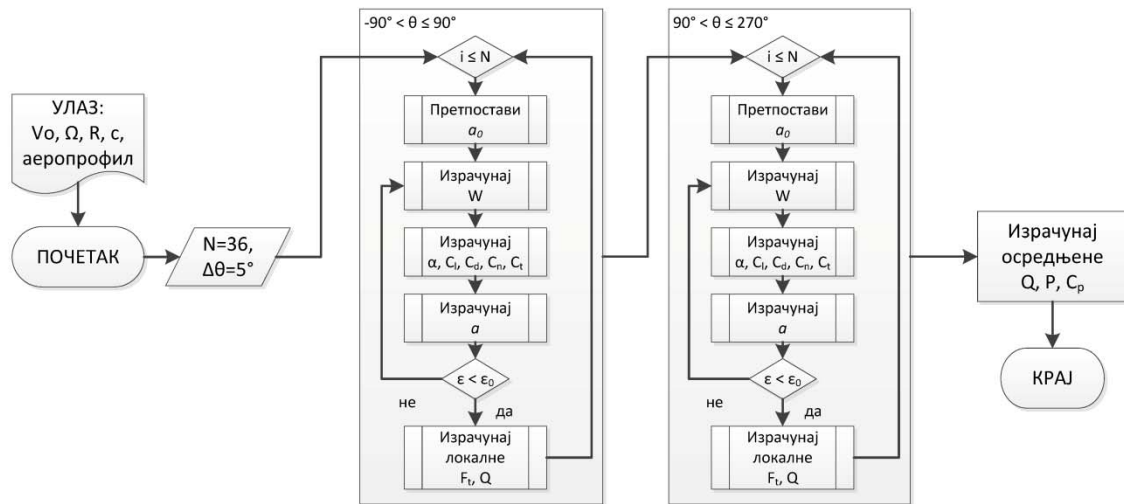
$$G(a_i) = \frac{Bc}{8\pi r |\cos\theta|} (C_n \cos\theta - C_t \sin\theta) \left(\frac{W_{u,d}}{V_{u,d}} \right)^2 \quad (5.6)$$

где се резултујућа релативна брзина рачуна по изразу (5.7)

$$W_{u,d} = V_{u,d} \sqrt{(\lambda - \sin \theta)^2 + (\cos \theta)^2} \quad (5.7)$$

а тангенцијални и нормални аеродинамички коефицијенти су функције нападног угла и локалног Рејнолдсовог броја.

$$C_{l,n} = f(\alpha, \text{Re}(W_{u,d})) \quad (5.8)$$



Слика 5.3. Алгоритам прорачуна моделом заснованим на закону одржања количине кретања

Алгоритам прорачунског поступка приказан је на слици 5.3, а детаљнији опис изведеног нумеричког експеримента и добијених резултата може се наћи у [89]. Како се овим методом разматрају промене физичких величина само по једном правцу, он није применљив у случајевима високе вредности коефицијента испуне и при високим вредностима коефицијента рада. Уз немогућност симулације нестационарности струјања, ово су основна ограничења овог модела. Из тог разлога, испробан је и нешто комплекснији модел.

5.1.3 Вртложни модел

Применом ове врсте нумеричког модела могуће је добити верну струјну слику око ветротурбине и израчунати нестационарну аеродинамичку силу и момент што, међутим, резултује знатним повећањем потребних компјутерских ресурса и укупног времена прорачуна. Суштина овог модела је у моделирању

вртложног трага иза турбине појединачним вртлозима из којих се потом одређује брзинско поље. Интензитет сваког вртлога одређен је расподелом циркулације око лопатице у тренутку његовог одвајања. Опет, могуће је на различите начине формулисати овај модел, а овде је испробан тзв. модел слободног вртложног трага у којем се вртложни траг мења и развија у времену.

Свака лопатица ветротурбине представљена је везаним вртлогом $\Gamma_{B,j}, j \leq B$ који се налази на четвртини тетиве (одатле и назив „везани вртлог”). Вртложни траг представљен је одвојеним, слободним вртлозима $\Gamma_{S,i}^j$. Међу њима издвајамо први слободни вртлог $\Gamma_{S,1}^j$ који се налази непосредно иза лопатице j . Његов интензитет одређује се, према Келвиновој теореме, као промена интензитета одговарајућег везаног вртлога до које долази услед ротације лопатице. Горњи индекс n у изразу (5.9) означава временски ниво.

$$\Gamma_{S,1}^j = \Gamma_{B,j}^{n+1} - \Gamma_{B,j}^n = \Gamma_{B,j}^{n+1} - \sum_{i=2}^N \Gamma_{S,i}^j \quad (5.9)$$

Тако одређен интензитет овог вртлога не мења се више у времену већ се он полако удаљава од лопатице чиме његов утицај на брзинско поље слаби. Са следећим угаоним померајем лопатице формира се нови први слободни вртлог док овај претходни вртлог постаје само један од осталих вртлога у вртложном трагу. Резултујућа релативна брзина ваздуха у односу на лопатицу рачуна се као векторски збир непоремећене брзине ваздуха, ротационе брзине и брзина индукованих вртлозима у вртложном трагу према Био-Саваровом закону, (5.10).

$$\overline{W}_j = \overline{V}_o + \overline{\omega} \times \overline{r} + \sum_{i,j} \frac{\Gamma_{S,i}^j}{2\pi r} (\overline{z}_o \times \overline{r}_{o,ij}) \quad (5.10)$$

Вектором \overline{z}_o означан је јединични вектор нормалан на раван струјања док је јединични вектор $\overline{r}_{o,ij}$ паралелан вектору интензитета r који почиње од извора поремећаја, овде слободног вртлога i , а завршава се тачком у којој се рачуна брзина, овде положајем одговарајућег везаног вртлога j . Прорачун се затвара законом Кута-Жуковског којим је дефинисана релација између коефицијента узгона и интензитета везаног вртлога

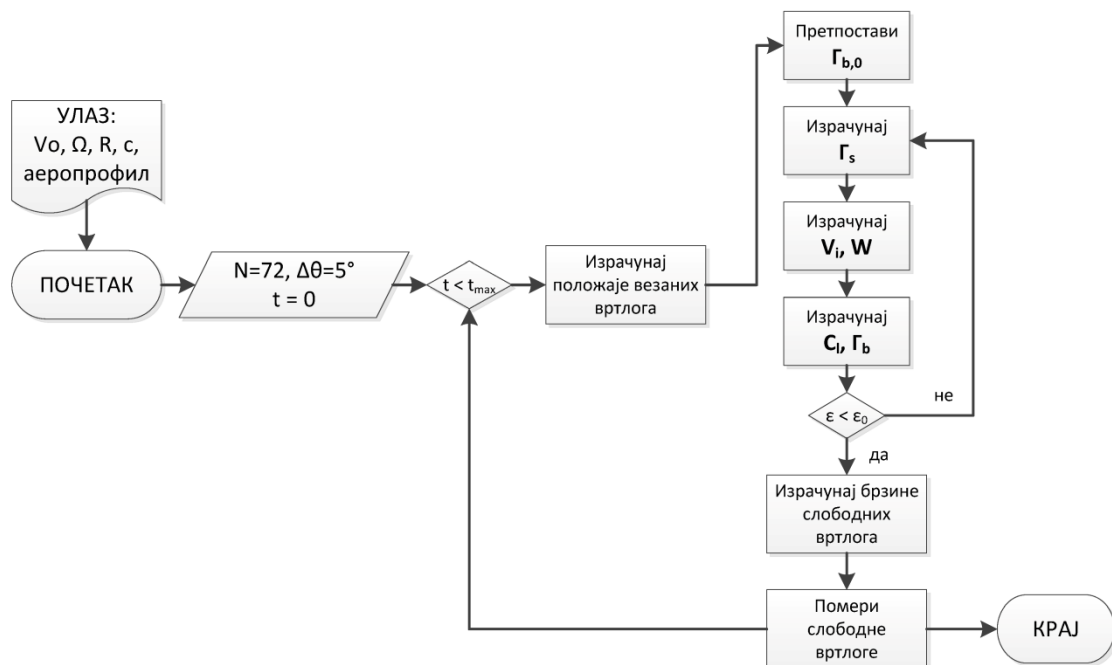
$$\Gamma_{B,j} = \frac{1}{2} C_{l,j} W_j c \quad (5.11)$$

где c означава тетиву лопатице. На крају је потребно дозволити еволуцију вртложног трага, односно израчунати брзине свих слободних вртлога, израз (5.12), као векторски збир непоремећене брзине ваздуха, брзина индукованих везаним вртлозима и брзина индукованих осталим слободним вртлозима

$$\vec{W}_k = \vec{V}_o + \sum_j \frac{\Gamma_{B,j}}{2\pi r} (\vec{z}_o \times \vec{r}_{o,jk}) + \sum_{i \neq k,j} \frac{\Gamma_{S,i}^j}{2\pi r} (\vec{z}_o \times \vec{r}_{o,ik}) \quad (5.12)$$

на основу којих се потом врши померање вртлога у вртложном трагу. Опет, горњи индекси n и $n+1$ у изразу (5.13) означавају временске нивое, односно претходни и нови положај слободног вртлога.

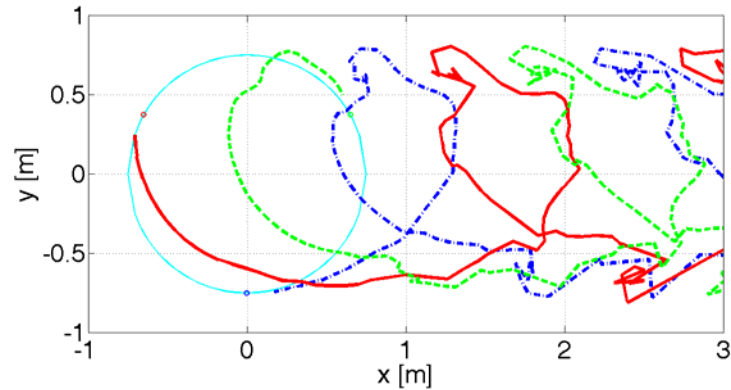
$$\vec{r}_k^{n+1} = \vec{r}_k^n + \vec{W}_k \Delta t \quad (5.13)$$



Слика 5.4. Алгоритам прорачуна вртложним моделом

Алгоритам представљеног, изведеног прорачуна приказан је на слици 5.4. Илустративна скица вртложног трага може се видети на слици 5.5 док се детаљније информације о изведеном поступку и резултати могу наћи у [89]. Основна ограничења овог модела су немогућност симулације облика лопатица (посредно се тај утицај урачунава кроз аеродинамички коефицијент узгона) и сматрање флуида невискозним што је нарочито изражено у случају већег коефицијента испуне ротора, када овај модел не може тачно да прикаже

комплексну интеракцију лопатица и вртложног трага. Из тих разлога, након усвајања опсега основних параметара, прешло се на детаљније симулације струјања методом коначних запремина.



Слика 5.5. Скица вртложног трага након 8 револуција ветротурбине

5.2 Модел којим је обухваћен утицај вискозности флуида

Проблем опструјавања ветротурбине са вертикалном осом обртања данас се најчешће решава методом коначних запремина као најзаступљенијом методом прорачунске механике флуида. Иако је овај приступ прорачунски захтевнији од два претходно коришћена, њиме је могуће проучавати шири опсег различитих модела и добити мноштво излазних података. Тако су основни циљеви овог дела истраживања разнородни. Првенствено је било потребно идентификовати нумеричку поставку којом је могуће са задовољавајућом тачношћу предвидети перформансе једне ветротурбине са вертикалном осом обртања ниског до средњег коефицијента испуне. Након тога, осмишљен је процес одабира улазних параметара модела ветротурбине којим би се постигао жељени излаз па је други циљ истраживања подразумевао остваривање што већег степена аутоматизације таквог процеса. Проучавано је раванско струјање око лопатица које ротирају (утицај централног вратила на струјну слику је занемарен). Разматрани су утицаји три улазна параметра: облика аеропрофила и дужине тетиве лопатица као и пречника ротора ветротурбине. Остварени су аутоматизовани потпроцеси формирања геометрије и мреже модела као и извршавања прорачуна, након чега је избор коначног решења извршио аутор (није извршена оптимизација већ селекција).

5.2.1 Формирање геометрије

У претходном поглављу је споменуто да већина софтверских алата за моделирање (и прорачун) нуди могућност аутоматизације и прилагођења тог алата посебним потребама корисника путем формирања додатних функција или извршних датотека. Овде је та могућност искоришћена за формирање фамилије модела малих ветротурбина са вертикалном осом обртања у програмском пакету CATIA v5. Написан је макро у VBScript-у, једноставном програмском језику формираном по узору на Visual Basic. На основу три улазна параметра, чије могуће вредности су дате у табели 5.1, формиран су различити појединачни модели.

Табела 5.1. Могуће вредности разматраних параметара

	Аеропрофил	Коефицијент испуне σ	Полупречник r [m]
1.	NACA 0018	0.1	0.60
2.	NACA 0021	0.2	0.75
3.	NACA 2415	0.3	0.90

Сваки модел представљен је основним објектом класе CATIA.Documents који се дефинише на почетку. Сви потом додати објекти (као што су Део, Скица, Линија, Тачка итд.) припадају овом надобјекту. Координате аеропрофила су учитане из текстуалних датотека. Потом су скалиране, транслиране и ротирани у зависности од вредности тетиве и полупречника ротора тренутног модела. Околни прорачунски домен је кружног облика, полупречника 50 пута већег од полупречника ветротурбине.

5.2.2 Процес прорачуна

Формирање нумеричких модела и потребни прорачуни извршени су на комерцијалној ANSYS Workbench платформи која садржи различите алате за инжењерске симулације. И овде је кориснику понуђена могућност формирања скриптова у програмском језику Python којим се извесни прорачунски кораци (стварање или дорада геометријског модела, формирање мреже, дефинисање прорачунског модела, почетних и граничних услова, решавање једначина

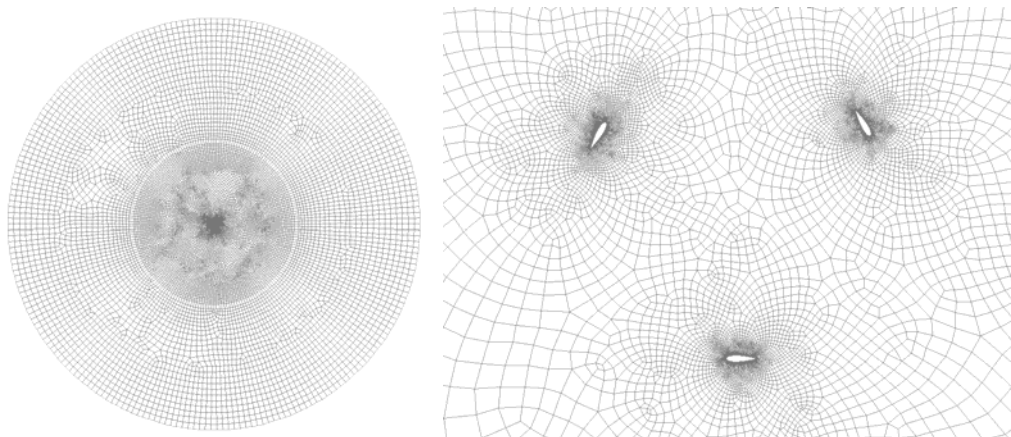
струјања, одабир излазних података итд.) могу аутоматизовати. Овде је представљен један такав процес (скрипт) као и проблеми који су се притом јавили.

Нумеричке симулације раванског струјања око ветротурбине извршене су у комерцијалном програмском пакету ANSYS FLUENT 14.0 где је једначине одржања масе и количине кретања могуће нумерички решити методом коначних запремина. Постоји неколико могућих приступа решавању струјања које укључује покретне делове који се значајно разликују и по физикалности и по сложености. Испробане су све могућности и усвојен је тзв. модел „клизајућих мрежа”, најтачнији али уједно и најсложенији модел. Када се овај модел користи прорачунски домен мора садржати бар два поддомена од којих се један креће у односу на други. Посматрано струјање је нестационарно, и у сваком временском кораку покретни поддомен се помера за један корак дуж границе два поддомена. На тај начин могуће је моделирати интеракцију ротора и статора и приказати промену физичких величина у времену.

Одабир приступа решавању струјања које укључује покретне делове директно диктира изглед и начин формирања прорачунске мреже. Са друге стране, квалитет мреже значајно утиче на тачност и поузданост резултата па се посебна пажња поклања формирању, тестирању и калибрисању коначно усвојене мреже. У овој анализи било је, опет, потребно задовољити два различита генерална захтева: дефинисати начин формирања мреже који је могуће реализовати на великом броју геометријски „сличних” модела тако да се, након анализе сваког модела, добију употребљиви и довољно поуздани резултати. Додатни захтеви подразумевају да мрежа буде: што једноставнија (садржи што мањи број ћелија) услед велике сложености самог нумеричког модела и дужине трајања појединачног прорачуна, довољно фина у близини лопатица да би било могуће правилно моделирати интеракцију ваздуха и ветротурбине и да границе и поддомени буду дефинисани тако да не утичу на излазне резултате. На основу свега наведеног, спроведена је детаљна студија након које је дефинисан начин формирања мреже коришћен у даљем раду.

Свака генерисана мрежа је хибридна неструктурирана, слика 5.6. Садржи око 40000 ћелија троугаоног и четвороугаоног облика. Прорачунски домен кружног облика подељен је на два дела: унутрашњи, кружног облика, који ротира

и спољашњи, облика кружног прстена, који мирује. Различите функције величине ћелија дефинисане су по лопатицама и на граници између два поддомена. Бездимензиона величина мреже по лопатицама приближно је једнака један, $y^+ \approx 1$. Релативно једноставан турбулентни модел Спаларт-Алмарас коришћен је за затварање система једначина струјања.



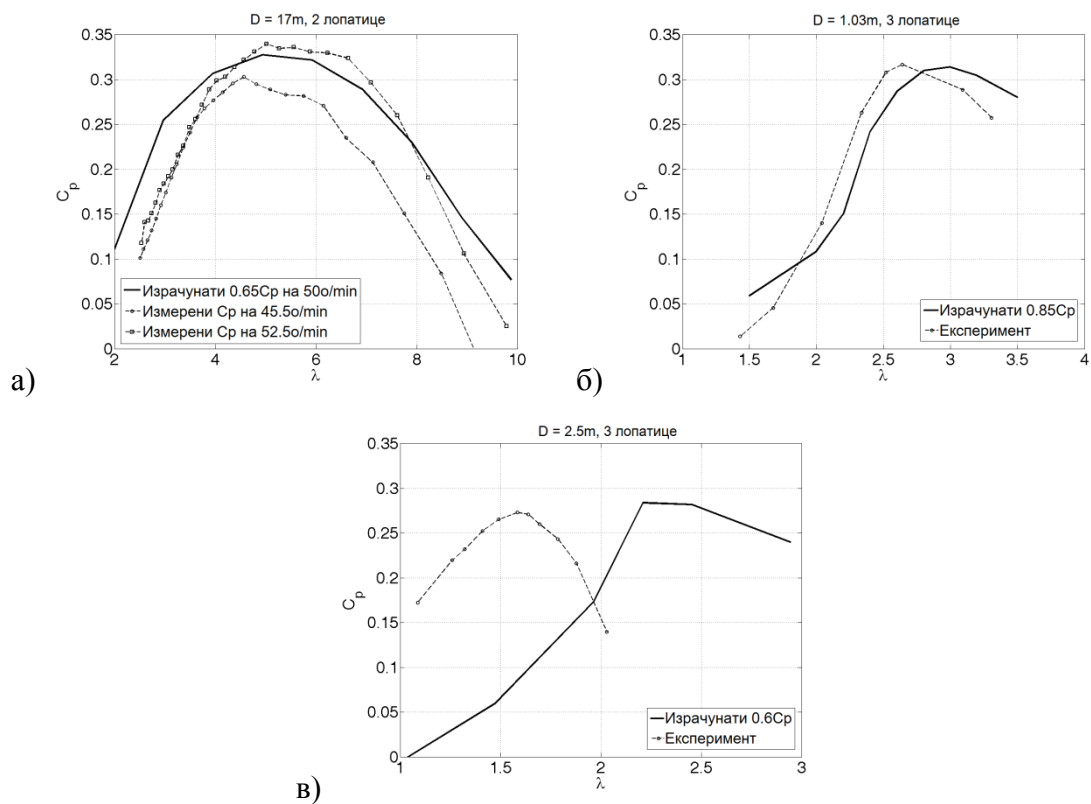
Слика 5.6. Пример формиране прорачунске мреже

Табела 5.2. Карактеристике валидационих модела

	Пречник D [m]	Аеропрофил	Тетива c [cm]	σ	Референца
1.	17.0	NACA 0012	61.0	0.14	[94]
2.	1.03	NACA 0021	8.58	0.50	[18]
3.	2.50	NACA 0015	40.0	0.96	[49]

Све одлуке о прорачунској мрежи и нумеричком моделу донете су након опсежног испитивања, а на основу доброг или лошег поклапања са доступним експерименталним подацима. Коначно усвојен модел такође је упоређен са три различите реализоване конструкције чије карактеристике су наведене у табели 5.2. Треба имати у виду да се очекује извесна разлика у експерименталним и нумеричким резултатима јер је одређен број физичких ефеката, као што су: раванско уместо просторног струјања, утицај централног вратила, вертикална варијација непоремећене брзине ветра, струјање око крајева лопатица итд, занемарен. Тако су на слици 5.7 приказане експерименталне и кориговане прорачунске криве коефицијента снаге три различита модела. Прорачунске криве коефицијента снаге кориговане су обичним скалирањем поправним фактором који

је дефинисан као однос максималног израчунатог и максималног измереног коефицијента снаге за сваки модел.

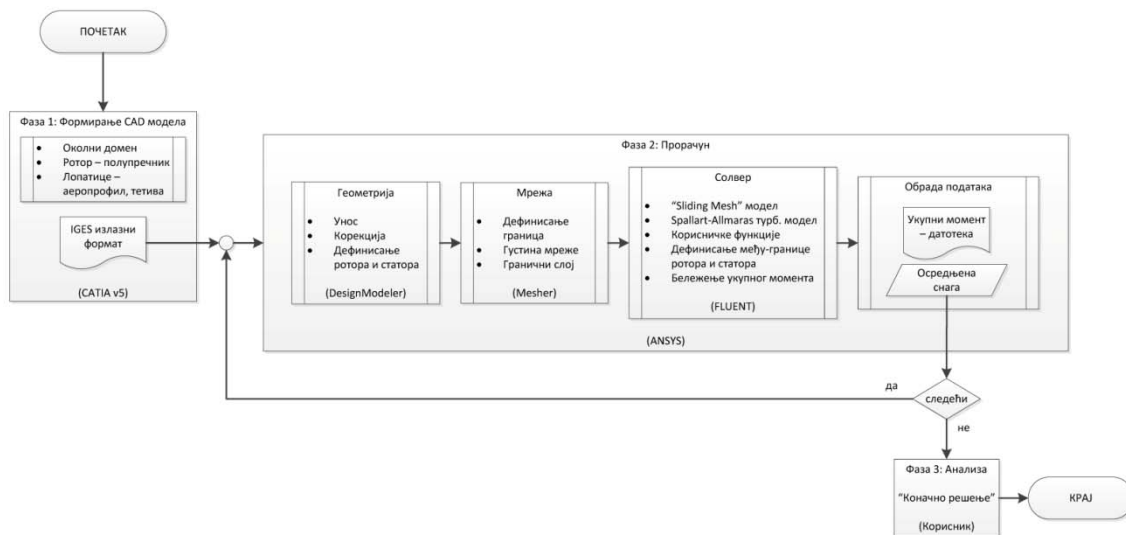


Слика 5.7. Експерименталне и кориговане прорачунате криве коефицијента снаге

Може се закључити да је у случају прва два валидациона модела тренд криве коефицијента снаге очуван и да је увођењем поправног фактора постигнуто задовољавајуће поклапање резултата. Интересантно је да се вредности поправног фактора ова два модела разликују, 0.65 за први модел у поређењу са 0.85 за други модел. То се може делимично објаснити великом разликом у димензијама ветротурбина. Код првог, већег модела „низводна” лопатица доста касније пролази кроз вртложни траг „узводне” лопатице када струја ваздуха надокнади већи део своје изгубљене енергије. Даље, мања ветротурбине ради при нижим вредностима Рејнолдсовог броја што генерално подразумева и ниже аеродинамичке перформансе. Други део објашњења сигурно лежи и у разлици у броју лопатица, 2 у односу на 3, опет у корист прве ветротурбине, јер је тако додатно смањена интеракција лопатице и вртложног трага, односно, проширена је област „чистог” функционисања лопатице, а смањен утицај нелинеарних

поремећаја. Већ је напоменуто да је аеродинамика ветротурбина са вертикалном осом обртања прилично компликована и изразито нестационарна и није је могуће у потпуности представити раванским струјањем. Међутим, за потребе ове студије, може се извести закључак да је у случају ветротурбине мале до средње вредности коефицијента испуне довољно кориговати (скалирати поправним фактором) прорачунати максимални коефицијент снаге да би се добила вредност која довољно тачно одговара реалној, тродимензионалној ветротурбини. За даље испитивање усвојена је вредност поправног фактора 0.8 јер су разматране вредности пречника ветротурбине много ближе другом него првом валидационом моделу.

Након што је потпуно дефинисан ток прорачуна једног модела, реализован је аутономни процес сукцесивних прорачуна различитих модела уз помоћ скрипта написаног у IronPython-у, некомерцијалној варијанти програмског језика Python која је блиско везана за .NET платформу. Извршни фајл покреће се из ANSYS Workbench платформе над постојећим пројектом који мора садржати модул за геометријско моделирање (DesignModeler), стварање прорачунске мреже (Meshing) и извршавање прорачуна (ANSYS FLUENT). За сваку комбинацију три улазна параметра поновљен је поступак приказан на слици 5.8.



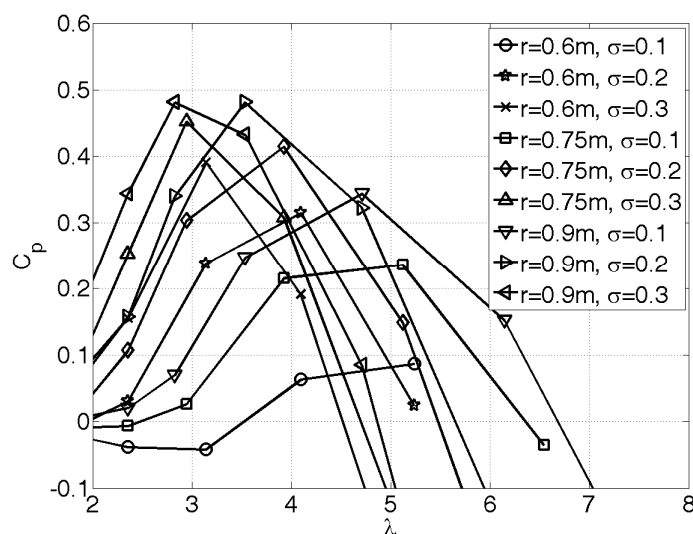
Слика 5.8. Алгоритам поступка одабира параметара мале ветротурбине

Претходно формиран CAD модел учитан је и подељен на два поддомена: ротор и статор. Полупречник ротора је 20 пута већи од полупречника ротора

ветротурбине. Међутим, како није могуће проследити спољашњу бројну вредност модулу за обраду геометрије, да би се дефинисала димензија ротора створена је помоћна тачка, која ни на који начин не утиче на основну геометрију, таква да јој је вредност апсцисе једнака полупречнику ветротурбине. Потом се тако модификовани геометријски модел прослеђује модулу за стварање прорачунске мреже. Функције величине и густине су претходно дефинисане, па је за сваки модел мрежа просто наново израчуната према дефинисаним правилима и прослеђена програму за прорачун.

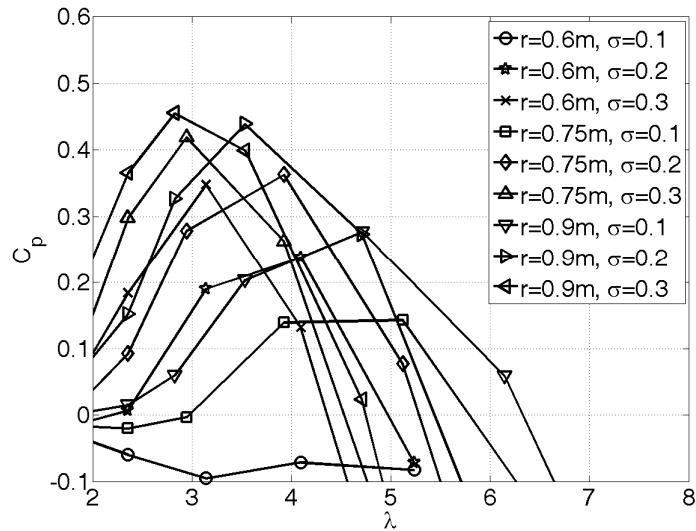
Неколико корисничких функција којима је регулисана величина временског корака, вредност угаоне брзине ротора и непоремећене брзине ветра написано је у С-у и инкорпорирано у солвер. У самом почетку турбина се окреће полако при ниској вредности непоремећене брзине ветра. Потом почиње да убрзава при истој вредности брзине ветра до достизања номиналне вредности угаоне брзине постављене на 150obr/min, након чега се и брзина ветра повећава у времену. При свакој комбинацији угаоне брзине ротора и непоремећене брзине ваздуха ветротурбина прави 4 револуције. Подаци о моменту на централном вратилу бележе се само током последњег обртаја када се може сматрати да је постигнуто квази-стационарно стање. Након завршетка прорачуна, из сакупљених података формиране су криве коефицијента снаге коришћене у даљој анализи.

5.2.3 Анализа резултата

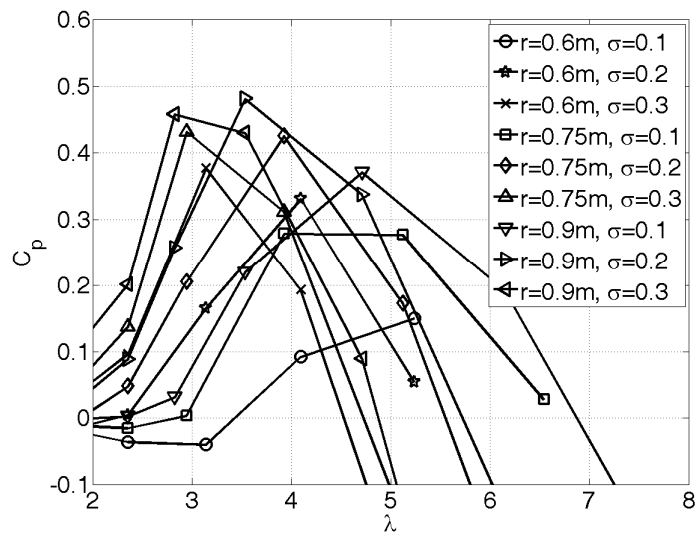


Слика 5.9. Криве коефицијента снаге за аеропрофил NASA 0018

Након завршетка нумеричких прорачуна извршена је анализа добијених резултата од стране аутора. Један вид поређења различитих разматраних модела је формирање и поређење њихових осредњених кривих коефицијента снаге, слике 5.9-11. Како је претходно речено, разматрана су три аеропрофила, два симетрична и један несиметричан, уз три различите вредности полупречника ветротурбине и коефицијента испуне.



Слика 5.10. Криве коефицијента снаге за аеропрофил НАСА 0021

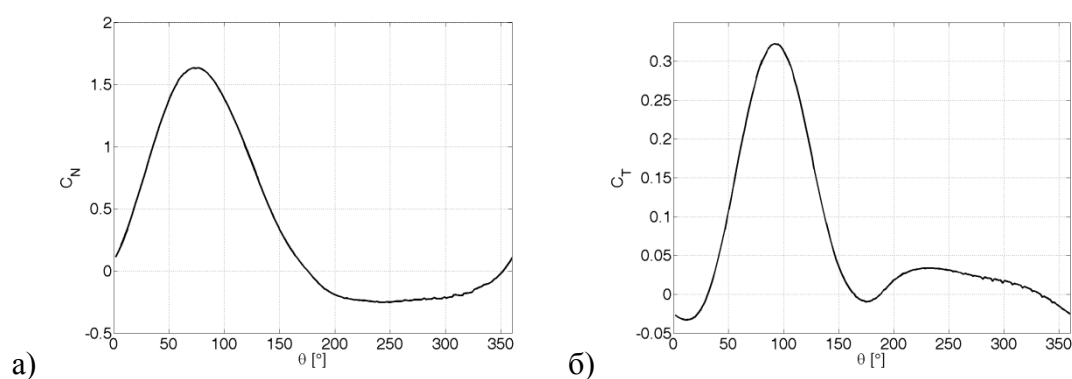


Слика 5.11. Криве коефицијента снаге за аеропрофил НАСА 2415

На основу постављених захтева и остварених резултата спроведен је поступак анализе и селекције највише одговарајућег модела ветротурбине. Ова

одлука представља компромис између неколико карактеристика, као што су максимални средњи коефицијент снаге, комплексност геометрије и цена производње, ширина радног опсега итд. Са слика 5.9-11 може се видети да неколико ветротурбина постиже сличну вредност максималног средњег коефицијента снаге (сва три аеропрофила при $r=0.9m$ и $\sigma=0.2$ или $\sigma=0.3$). У овој анализи жеља аутора била је да се нађе најбољи дизајн ветротурбине која би могла да се постави нпр. на кров факултета. У том смислу, величина полупречника ротора не представља значајно ограничење па је усвојена највећа разматрана вредност. За средњу вредност брзине ветра у граду при уобичајеним атмосферским условима усвојена је вредност $5m/s$. Из ове вредности, усвојеног полупречника ротора и усвојене номиналне угаоне брзине може се израчунати номинални оптимални коефицијент рада $\lambda_{opt}=2.83$. Вративши се на слике 5.9 и 5.10, може се уочити да је постизање максималног коефицијента снаге у близини ове вредности коефицијента рада могуће са неким од разматраних симетричних аеропрофила. Према неким ауторима, [43], боље перформансе се очекују од аеропрофила веће релативне дебљине па је за даљу, детаљнију анализу изабрана мала ветротурбина са вертикалном осом обртања следећих карактеристика:

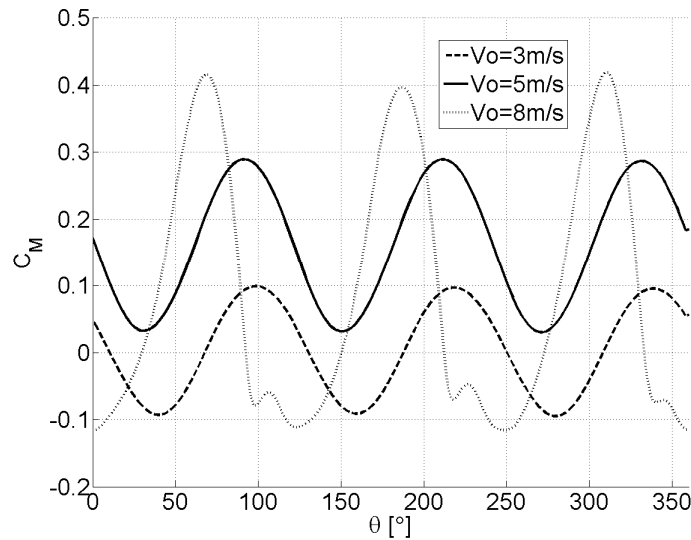
- аеропрофил НАСА 0021,
- полупречник ветротурбине $0.9m$ и
- коефицијент испуне 0.3 , односно тетива лопатице $18cm$.



Слика 5.12. Коефицијент а) нормалне и б) тангенцијалне силе на једној лопатици током једног обртаја при оптималном коефицијенту рада

Током оптималног радног режима сакупљени су још неки подаци: коефицијенти нормалне и тангенцијалне компоненте аеродинамичке силе на

једној лопатици током једног обртаја, слика 5.12. Промена коефицијента момента на централном вратилу током једног обртаја ветротурбине при различитим вредностима непоремећене брзине ветра приказана је на слици 5.13.



Слика 5.13. Укупни коефицијент момента на централном вратилу током једног обртаја при различитим брзинама ветра

Овим је потврђена могућност коришћења метода коначних запремина и временски осредњених Рејнолдсових једначина да би се одредило струјно поље око ветротурбине са вертикалном осом обртања. Установљен је нумерички модел којим је могуће постићи употребљиве резултате. Такође, утврђена је методологија аутоматизације процеса креирања нумеричког модела и прорачуна. Следећи корак у остваривању потпуне, интегралне анализе представља додавање и реализација натпроцеса оптимизације.

5.3 Додатна разматрања

Развијен нумерички модел, заснован на поставкама изнесеним у претходном поглављу, искоришћен је у даљем истраживању, како у оптимизацији параметара ветротурбине, тако и при разматрању неких струјних феномена и за развитак унапређеног нумеричког модела који можда боље описује динамику разматраног проблема.

5.3.1 Једнокритеријумска оптимизација

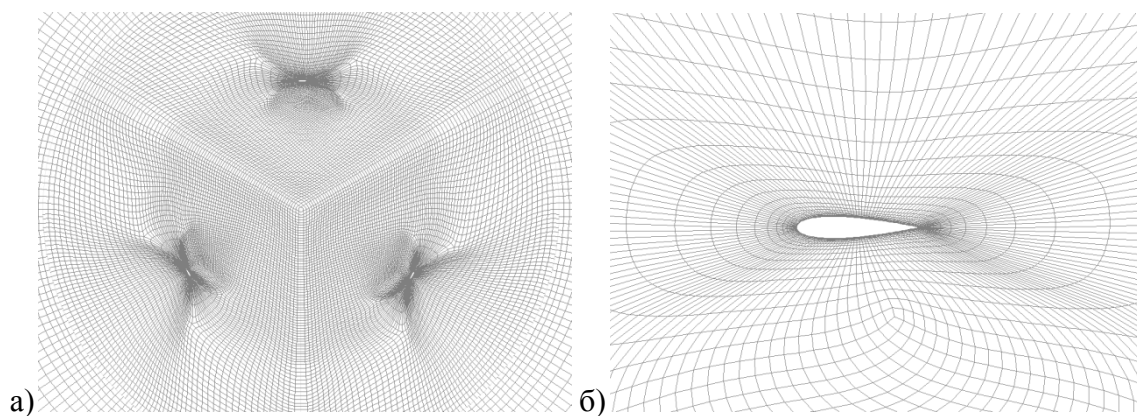
Да би било могуће реализовати поступак оптимизације, оформљен је затворени поступак генерисања мреже, спровођења прорачуна и анализе резултата.

5.3.1.1 Валидација нумеричке поставке

Процес оптимизације намеће одређена ограничења - да би био аутоматизован сви кораци који се извршавају морају бити дефинисани тако да се могу извршити над свим разматраним моделима. Та проблематика је делимично обрађена у претходном поглављу, али поступак оптимизације није спроведен до краја. Овде је, након бројних анализа, усвојена нова нумеричка поставка, слична претходној али са одређеним корекцијама и на почетку је потребно доказати њену употребљивост.

Промењен је начин формирања мреже. Након прегледа литературе и реализованих конструкција, одлучено је да се разматрају само симетрични НАСА аеропродили 4. серије, као најкоришћенији и потпуно дефинисане геометрије. Сада се, на основу три параметра: полупречника, тетиве и максималне релативне дебљине аеропродила, генерише структурирана дводимензионална мрежа. (Анализа је и даље раванска јер би тродимензионални модел само довео до огромног повећања у трајању прорачуна без икаквих значајних побољшања у резултатима. Услед велике нестационарности и динамичности струјања које се разматра, аутор и даље сматра да су резултати 2Д анализе довољно употребљиви.) Прво се формира трећина ротирајућег дела прорачунског домена (усвојени број лопатица је 3). Такав кружни исечак, полупречника 2 полупречника ветротурбине, даље се дели на блокове по којима се задаје густина мреже и начин поделе ивица. Спроведена је анализа величине ротирајућег домена и установљено је да нема нарочитог утицаја уколико се у даљој анализи користе резултати након што је постигнут квази-стационарни режим, након довољног броја обртаја. Како величина ротирајућег дела утиче на укупан број елемената мреже, јер мрежа мора бити фина око лопатица, усвојена је што мања димензија да би се смањило време прорачуна. Остале величине које одређују густину мреже су параметризоване, односно, њихове апсолутне вредности рачунате су као производи одговарајућих

кофицијената и улазних величина. Тако је постигнута условна једнакост мрежа, односно, све мреже се састоје из истог броја елемената и истог су облика само развучене по радијалном или попречном правцу. Бездимензиона удаљеност од зида је у свим разматраним случајевима била мања од 1. Тако формирана трећина мреже ротирана је два пута за 120° чиме је добијена укупна мрежа ротора. Спољашња граница ротора и унутрашња граница статора подељене су на исти број елемената. По целом домену промена величине ћелија по радијалном правцу не може прећи 20% и то правило је испоштовано и на граници између ротирајућег и стационарног дела. Крајњи полупречник околног, стационарног домена је 50 полупречника ветротурбине. Након студије мрежа усвојена је величина мреже од 37500 елемената као оптимално решење између трајања прорачуна и тачности резултата, слика 5.14. Треба напоменути да је тренутни циљ био спровести процес оптимизације и да је то морало бити реализовано на мали уштрб тачности и у складу са доступним рачунарским ресурсима. Развијену процедуру могуће је користити и на значајно финијим прорачунским моделима, само уз различито дефинисање поменутих коефицијената. Такође, оваква структурирана мрежа одговара неструктурираној мрежи значајно већег броја елемената, што се може видети у наставку.



Слика 5.14. Мрежа коришћена у процесу оптимизације, а) ротор, б) сегмент око аеропрофила

Што се тиче самог прорачуна, промењен је турбулентни модел. Коришћен је двоједначински $k-\omega$ SST модел који даје добре резултате при опструјавању аеропрофила у општем случају. Опет, испробани су разни модели и закључено је да овај модел у својој категорији даје резултате најприближније разматраним

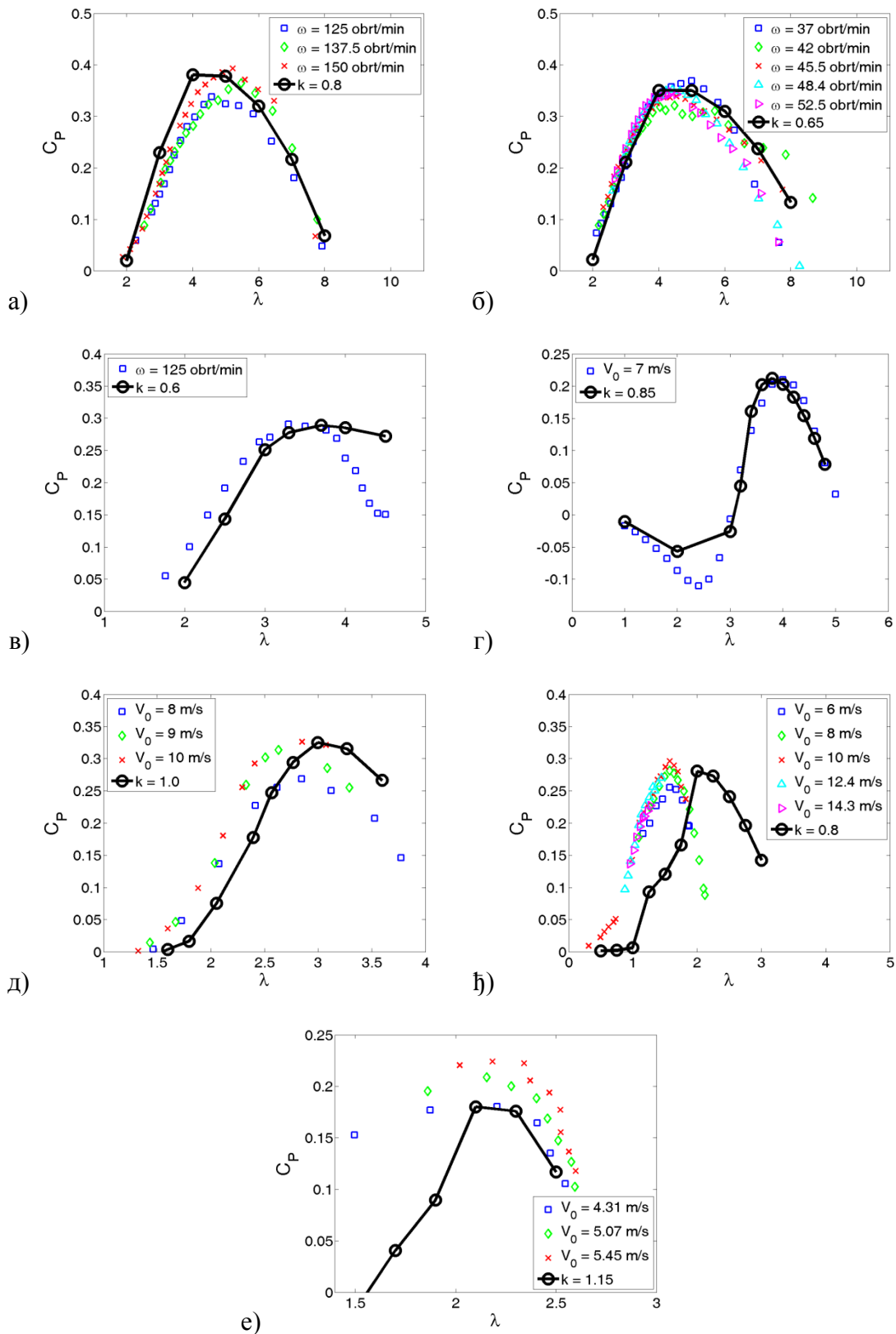
експерименталним. Остале поставке су сличне као у претходној студији. Посматрано струјање је нестационарно и део мреже ротира. Просторне дискретизације извршене су шемама другог, а временска шемом првог реда. На спољашњој граници дефинисана је брзина непоремећене струје ваздуха. Угаона брзина ротора мењана је са временом и на основу ње је рачуната вредност временског корака. Број итерација по временском кораку је 10. Опет, изведена је одговарајућа студија и закључено да се може усвојити нижа вредност броја итерација за довољно фину временску поделу. Током прорачуна бележене су вредности момента у односу на осу ротације, на основу којих су потом израчунате вредности снаге и коефицијента снаге.

Све промене уведене су на основу поређења са доступним експерименталним подацима. Међутим, доступних података нема много и веома се међусобно разликују (величина ветротурбина, облик лопатица, услови експеримента - у аеротунелу или на терену, итд). Основне карактеристике седам коришћених тест-примера дате су у табели 5.3 (два примера су претходно већ коришћена). Вредности пречника ротора и тетиве лопатице одговарају реалним моделима док је коефицијент испуне рачунат из раванске геометрије.

Табела 5.3. Карактеристике проширеног скупа валидационих модела

	Пречник D [m]	Аеропрофил	Тетива c [cm]	σ	Референца	Слика
1.	5	NACA 0015	15.2	0.18	[78]	5.15а)
2.	17	NACA 0012	53.3	0.19	[94]	5.15б)
3.	6	NACA 0018	25.0	0.25	[27]	5.15в)
4.	0.7	NACA 0022	4.0	0.34	[30]	5.15г)
5.	1.03	NACA 0021	8.58	0.50	[18], [95]	5.15д)
6.	2.5	NACA 0015	40.0	0.96	[49]	5.15ђ)
7.	0.6	NACA 0022	10.0	1.00	[43]	5.15е)

Како је потребно поредити експерименталне са нумеричким резултатима, поново је уведен поправни фактор чија је улога да обухвати све физичке утицаје који су занемарени. На слици 5.15 приказани су резултати поређења. Израчунате, кориговане вредности представљене су црним линијама.

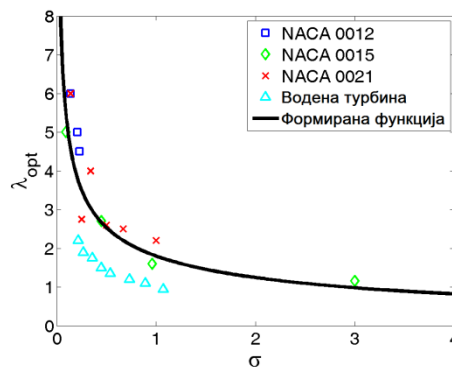


Слика 5.15. Поређење експерименталних и нумеричких коефицијената снаге

Чини се да коришћени модел очувава облик криве коефицијента снаге. На основу наведених тест-примера и других реализованих конструкција које због своје природе нису биле одговарајуће да буду искоришћене као тест-примери (нпр. ветротурбине које имају 2 лопатице или плимске турбине) формирана је зависност оптималног коефицијента рада λ_{opt} и коефицијента испуне σ , слика 5.16. Функција циља дефинисана је, између осталог, и као функција максималног коефицијента снаге, па је коришћењем зависности (5.14)

$$\lambda_{opt} = 2.3\sigma^{-0.4} - 0.5 \quad (5.14)$$

могуће значајно скратити прорачун тако што се прорачун врши само над делом домена коефицијента рада.



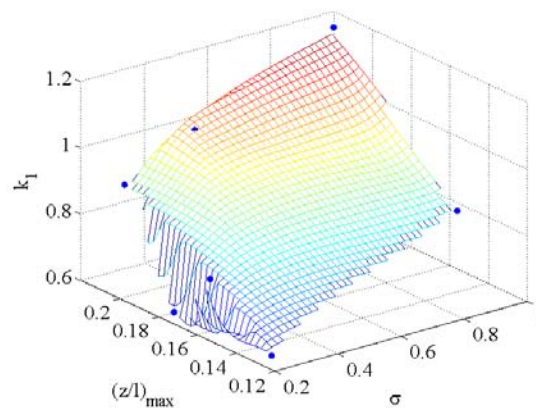
Слика 5.16. Зависност оптималног коефицијента рада од коефицијента испуне

5.3.1.2 Алгоритам прорачуна

Након што је усвојен прорачунски модел приступило се одабиру методе оптимизације и дефинисању функције циља. Функцију циља могуће је дефинисати на много начина у зависности од почетних инжењерских захтева (овде би то могла бити минимална вредност непоремећене брзине ветра, одређена вредност угаоне брзине у зависности од трансформатора и електричне мреже, генерисана снага итд). Један од основних показатеља квалитета ветротурбине је коефицијент снаге па је у овом поступку критеријум селекције оптималног решења формиран на основу њега. Претходно је поменуто да је добијене нумеричке криве коефицијента снаге потребно скалирати неким поправним фактором да би се добили резултати што ближи реалности. Тај фактор у себи, између осталог, садржи утицај тродимензионалности и нестационарности брзине ветра, утицај носача лопатица и централног вратила на струјно поље, итд. На

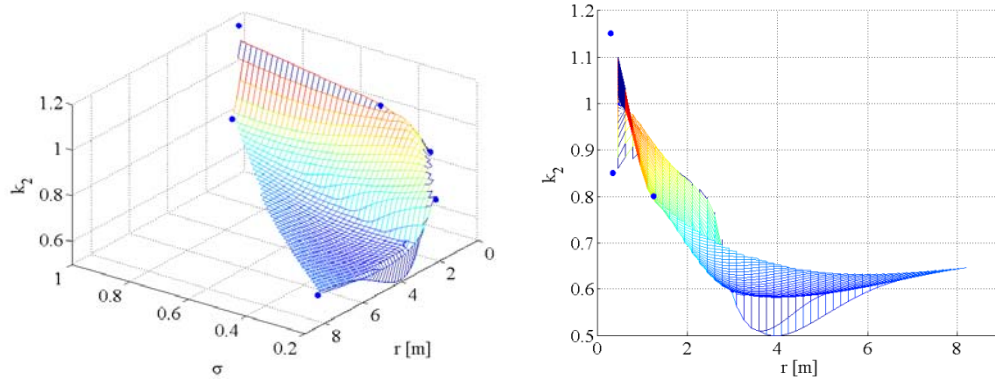
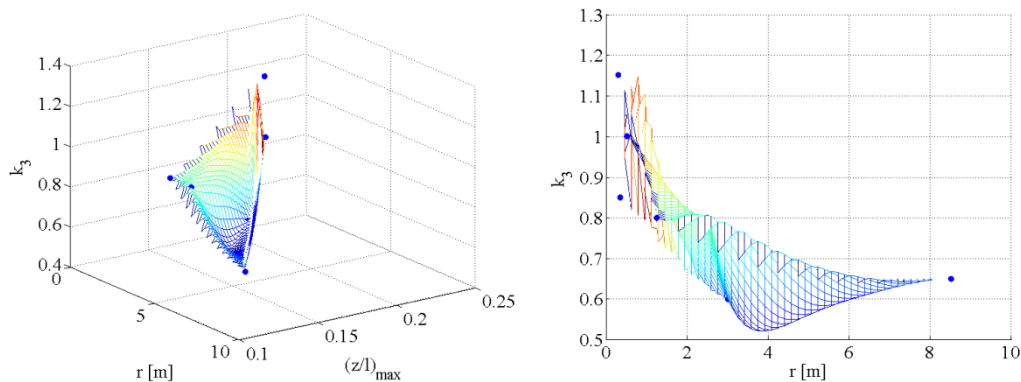
основу доступних података прилично је тешко извести тачне, дефинитивне закључке. Могуће је формирати неке полу-емпиријске зависности овог фактора од разматраних улазних параметара: полупречника ротора, тетиве и максималне релативне дебљине лопатице. Услед проређености референтних података, нису формиране једнодимензионалне већ димензионалне зависности поправног фактора од парова улазних параметара, израз (5.15), као криве површине на сликама 5.17-19.

$$\begin{aligned} k_1 &= f_1\left(\sigma, \left(\frac{z}{l}\right)_{\max}\right), \\ k_2 &= f_2(\sigma, r), \\ k_3 &= f_3\left(r, \left(\frac{z}{l}\right)_{\max}\right) \end{aligned} \quad (5.15)$$



Слика 5.17. Поправни фактор k_1

Анализом слика 5.17-19 уочава се да је само прва зависност дефинисана над скоро целим доменом парова променљивих док су друге две релације, у принципу, непознате. Сврха ове студије је оптимизација мале ветротурбине са вертикалном осом обртања чији је полупречник ротора реда величине 1m, а у околини те вредности полупречника функције k_2 и k_3 не дају једнозначне резултате и није могуће направити процену осетљивости првог улазног параметра. Из тог разлога, иако су све прорачунске процедуре формиране за три променљиве, одлучено је да се, у првом кораку, занемари полупречник ротора и спроведе поступак оптимизације над само два улазна параметра.

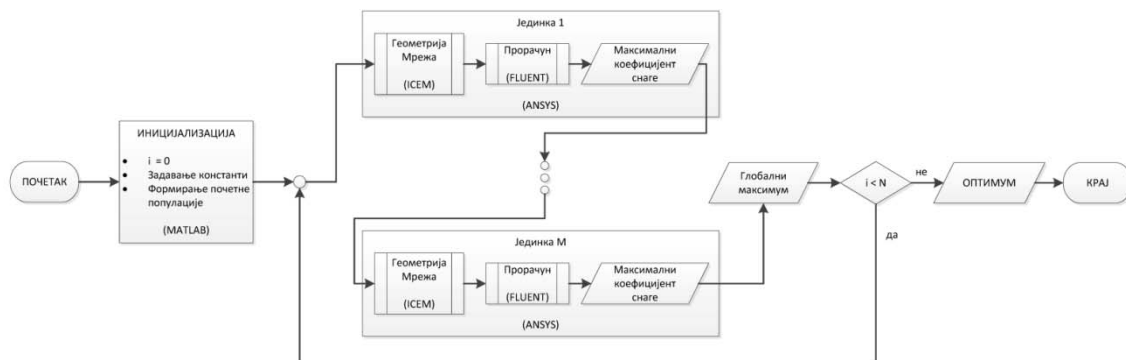
Слика 5.18. Поправни фактор k_2 Слика 5.19. Поправни фактор k_3

Избор методе оптимизације је такође слободан и није једнозначно одређен. Услед комплексности модела струјања, претпостављено је да зависност излазног од улазних параметара није нека од основних аналитичких, диференцијабилних функција и да градијентне методе, иако традиционалне и поуздане, у овом примеру неће представљати најбоље решење. Испробана је, релативно нова, хеуристична метода оптимизације ројем честица. Иако се она данас примењује у великом броју проблема, није честа употреба у проблемима симулација струјања. У том смислу, коефицијенти који се појављују можда нису најбоље подешени из разлога што је јако компјутерски скупо понављати поступак оптимизације много пута што би било потребно да би се тачно одредиле вредности коефицијената одговарајуће за различите класе проблема. У овој студији поступак оптимизације спроведен је у складу са општим препорукама, мада се тежило томе да се могуће мане самог поступка оптимизације преброде на што ефикаснији начин.

Пре свега, имплементиран је класични метод оптимизације ројем честица (насупротив линеарном), [93]. Основна разлика између ова два приступа је у начину рачунања брзине честица. Класични метод користи различите случајне факторе за сваку компоненту брзине чиме се обезбеђује већа разноврсност по свим правцима кретања. Даље, да би се избегло заглављивање у локалном екстремуму, увршћена је и могућност „слуђености” честице, којом се случајно одабрана честица премешта на нови, случајни положај и поново јој се претпоставља нова брзина. Популација честица је бројна (састоји се из 15 честица) на уштрб броја прорачунских корака (овде 12), опет, да би почетна претпоставка била што разноврснија.

Шематски приказ процеса оптимизације приказан је на слици 5.20. У почетном кораку потребно је дефинисати све потребне константе (величину популације, број прорачунских корака итд.) и створити популацију. Свака јединка одређена је својим вектором положаја и брзином. Димензије ових вектора одговарају броју улазних параметара. Почетни вектори положаја честица дефинисани су случајним избором бројева у дефинисаним границама за сваку променљиву. Напоменуто је да у овом поступку није разматран полупречник већ је свакој честици придоделена вредност 1m. Коефицијент испуне може да варира у затвореном опсегу 0.1 до 1.0 са кораком 0.01 (па се из ове вредности рачуна дужина тетиве), а максимална релативна дебљина аеропрофила у затвореном опсегу 0.12 до 0.26 са кораком 0.1. Овако дефинисан прорачунски домен састоји се из 1365 могућих положаја честица, односно модела мале ветротурбине. У сваком прорачунском кораку, за сваку честицу врши се прорачун опструјавања. Да би се остварила додатна уштеда у укупном времену сваки појединачни прорачун врши се за само три различите угаоне брзине ротора при једној непоремећеној брзини ветра. Средња вредност угаоне брзине рачуна се посредно из израза (5.14) и представља оптимални радни режим. Поређењем усвојеног нумеричког модела и експерименталних резултата закључено је да је могуће са задовољавајућом тачношћу симулирати оптимални радни режим, слика 5.15. Како је коришћена формула ипак приближна и осредњена према различитим, разматраним, реалним конструкцијама, појединачни прорачуни сваке честице врше се при још две угаоне брзине које су за по 20% мање и веће од

претпостављене оптималне угаоне брзине за тренутни положај честице. Тиме би требало да буде осигурано проналажење максималног коефицијента снаге сваке честице у сваком тренутку. Током прорачуна опструјавања бележи се израчунати момент у односу на тачку обртања. Након завршетка прорачуна опструјавања рачуна се средња снага и средњи коефицијент снаге. Излазни параметар сваке честице у сваком тренутку једнак је коригованој вредности максималног средњег коефицијента снаге. Ова тренутна вредност пореди се са досадашњим локалним екстремумом честице, а након прорачуна свих честица и са досадашњим глобалним екстремумом читавог роја. Уколико је пронађено боље решење локални и глобални екстремум се мењају. Пре почетка прорачуна брзине су одређене случајно у одређеном опсегу (тако да честица не може прећи више од половине распона у једном кораку по сваком правцу). У току прорачуна, брзине се одређују према изразу (4.2) и зависе и од локалног и од глобалног екстремума. Следећи положај сваке честице, нова комбинација улазних параметара, рачуна се према (4.3), након чега се цео прорачунски корак процеса оптимизације понавља.

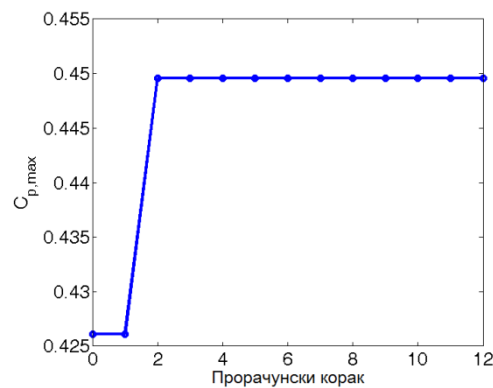


Слика 5.20. Алгоритам оптимизационог процеса

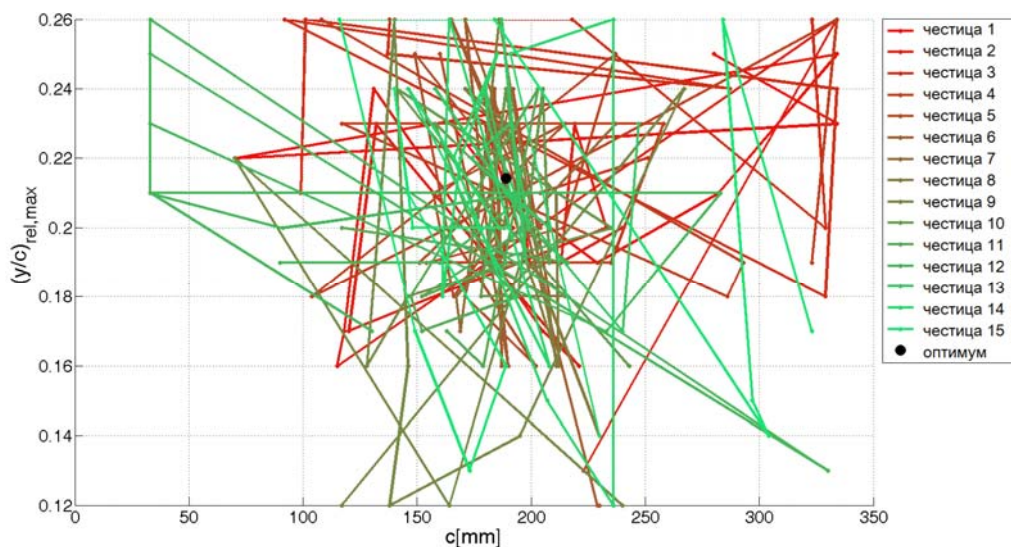
Да би се додатно осигурала дисперзија честица и смањила могућност заглављивања у локалном екстремуму, постоји могућност да честица „полуди”. Уколико је вероватноћа (вредност случајног параметра) мања од неке унапред задате мале вредности, честица се премешта у потпуно нови, случајни положај и додељује јој се нова брзина. Није утврђено колико ова ставка помаже или одмаже овом процесу оптимизације. Након одређеног броја прорачунских корака, требало би постићи оптимално решење. У питању је хеуристични метод оптимизације и, генерално, што се изврши већи број итерација већа је вероватноћа да ће бити

пронађен глобални оптимум. Опет, од класе проблема највише зависи колико ће пута прорачун бити поновљен. Основно ограничење у овој студији је дужина укупног времена прорачуна па број изведених итерација није велик.

Ток конвергенције изведеног процеса оптимизације може се видети на слици 5.21. Уочљива је основна карактеристика коришћеног метода, а то је брза конвергенција у почетку. Кретање честица које врше претрагу прорачунског домена приказано је на слици 5.22. Опет, јасно је видљиво груписање честица око оптималног решења.



Слика 5.21. Ток оптимизационог поступка



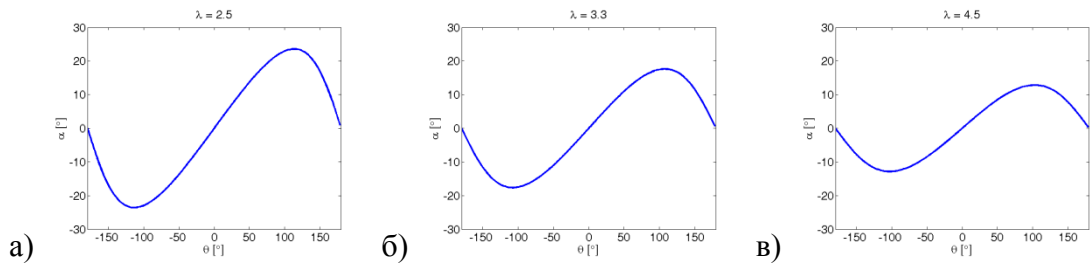
Слика 5.22. Кретање честица у роју

5.3.2 Динамичке перформансе лопатице

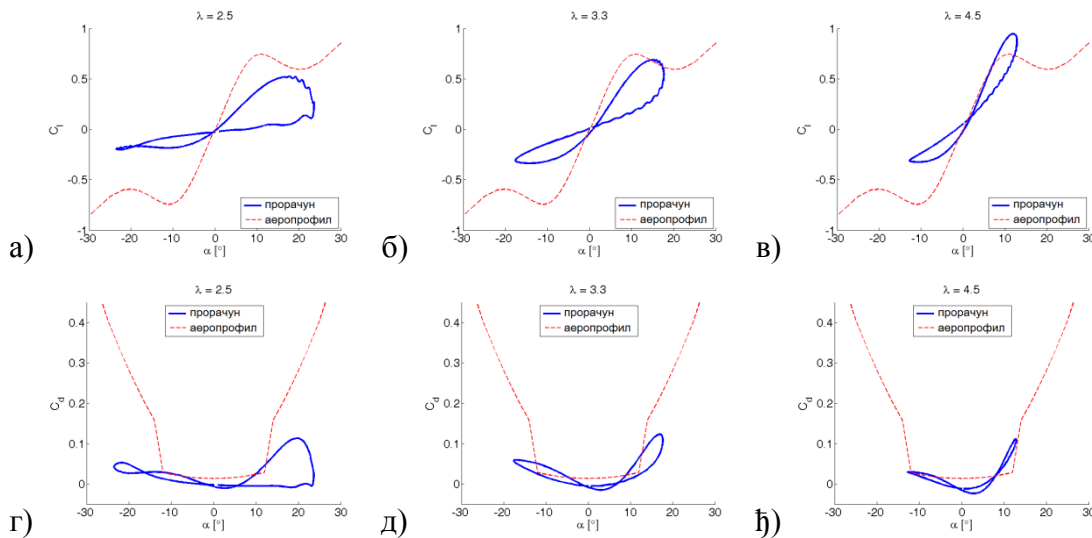
Лопатица ветротурбине са вертикалном осом обртања ради у изразито динамичким условима - при сталној промени нападног угла. Током једне

револуције, нападни угао на лопатици мења се у зависности од брзине ветра и обртне брзине лопатице, што се може, у првој итерацији, свести на зависност од угаоне координате лопатице и коефицијента рада. При брзини ветра сталног правца и интензитета, уз занемаривање индуковане брзине у близини лопатице и за усвојену оријентацију ова зависност представљена је изразом (5.16).

$$\alpha = \arctg\left(\frac{\sin \theta}{\lambda + \cos \theta}\right) \quad (5.16)$$



Слика 5.23. Промена нападног угла са угаоном координатом лопатице при различитим радним условима



Слика 5.24. Промена коефицијента а-в) узгона и г-ђ) отпора са нападним углом на једној лопатици током једне револуције при различитим радним режимима

Вредност нападног угла мења се по синусном закону током једне револуције, слика 5.23. Нижа вредност коефицијента рада подразумева вишу апсолутну вредност нападног угла, односно шири опсег нападних углова током рада лопатице. При таквим режимима може доћи до динамичког слома узгона, интересантног и комплексног феномена, који значајно утиче на оптерећења која

лопатица тада трпи. У том смислу, предикција овог феномена веома је важна за правилну оцену радних оптерећења и укупног радног века ветротурбине.

Најчешћи начин експерименталног и нумеричког испитивања овог феномена подразумева мерење силе на аеропрофилу који осцилује по нпр. синусном закону. Слична логика примењена је и у овом примеру. Бележењем сила на лопатици током једне револуције могуће је формирати зависност нападног угла и оптерећења на лопатици, слика 5.24. Међутим, уз употребу овог нумеричког модела, одређивање нападног угла није тако праволинијско као у претходно испробаним, једноставнијим моделима. Из тог разлога, вредности нападног угла рачунате су из упрошћеног израза (5.16). Експерименталне аеродинамичке карактеристике статичког аеропрофила преузете су из [79].

Овде је само поменут још један пример феномена на који се мора пазити кад се спроводи нумеричка анализа током фазе пројектовања. Иако неки радни режим даје најбоље осредњене глобалне параметре, детаљнијом анализом може се видети да управо тај режим може значити значајно веће оптерећења за лопатицу и њен знатно краћи радни век. Претходно спроведен процес оптимизације могуће је допунити разматрањем и овог параметра (да ли је присутан динамички слом узгона), чиме би се могло добити „још боље” решење.

5.3.3 Вишекритеријумска оптимизација

У претходном поглављу приказан је процес оптимизације на основу једног критеријума одабира оптималног решења. Међутим, при разматрању и решавању реалних проблема, глобални оптимум по једном критеријуму у општем случају не представља најбоље решење када је потребно задовољити више различитих и најчешће опречних полазних захтева. Тада је згодно спровести вишекритеријумску оптимизацију, односно одабрати најбоље решење у зависности од два или више критеријума. Постоје два начина имплементације оваквог алгоритма оптимизације: свођење већег броја критеријума на један глобални (начелно једноставнији приступ али захтева одлично познавање физикалности проблема, разматраних критеријума и њихове интеракције) и упоредно разматрање свих критеријума проналажењем скупа Парето оптималних решења. Еволутивни и хеуристични алгоритми су, у принципу, погодни за

употребу у вишекритеријумској оптимизацији. Претходно коришћен алгоритам оптимизације „ројем честица” је унеколико модификован да би било могуће оптимизовати малу ветротурбину са вертикалном осом обртања по два критеријума: максималном коефицијенту снаге и минималној разлици максималног и минималног коефицијента узгона чиме је описан опсег оптерећења које лопатица трпи, односно динамичност радних услова која води ка појави замора и скраћењу радног века лопатице.

5.3.3.1 Математички модел

Коришћени алгоритам промењен је по неколико значајних ставки. Простор претраге је тродимензионалан и његове осе одговарају трима улазним параметрима: полупречнику ротора ветротурбине, коефицијенту испуне и максималној релативној дебљини аеропрофила лопатице. Простор вредности функција циља је дводимензионалан. За разлику од једнодимензионалног простора вредности функције циља (у случају једног критеријума), вишедимензиони простори су само делимично уређени и поређење честица је компликованије. Из тог разлога уведен је појам Парето доминације према коме, у случају да је оптимум минимум, једна честица доминира над другом уколико је вредност бар једне циљне функције (од n различитих) прве честице мања од вредности одговарајуће циљне функције друге честице док вредности осталих циљних функција прве честице не смеју бити веће од вредности осталих одговарајућих функција друге честице, израз (5.17а). Друге могућности ралација две честице подразумевају да су честице једнаке, (5.17б), или неупоредиве, (5.17в).

$$a \prec b \Leftrightarrow (\forall i \leq n: f_i(a) \leq f_i(b)) \wedge (\exists j \leq n: f_j(a) < f_j(b)) \quad (5.17a)$$

$$a \sim b \Leftrightarrow \forall i \leq n: f_i(a) = f_i(b) \quad (5.17б)$$

$$a \parallel b \Leftrightarrow (\exists i \leq n: f_i(a) > f_i(b)) \wedge (\exists j \leq n, j \neq i: f_j(a) < f_j(b)) \quad (5.17в)$$

На основу дефиниције Парето доминације дефинисано је и Парето оптимално решење као оно над којим не доминира ниједно друго решење (честица) из простора претраге. Скуп оваквих оптимума чини Парето скуп. Треба напоменути да Парето оптимално решење не може бити побољшано по једном

критеријуму, а да притом не буде погоршано по неком другом. У том смислу, Парето оптимуми су равноправни и представљају својеврсна глобална оптимална решења. Ова чињеница и проузрокује основну разлику у два спроведена поступка оптимизације. Глобални оптимум „роја честица” овде неће бити једно решење већ скуп решења.

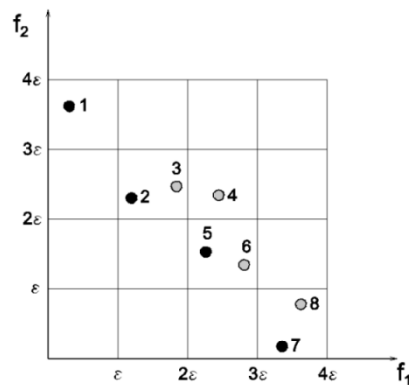
5.3.3.2 Софтверска имплементација

Нови поступак оптимизације је у основним корацима сличан претходно описаном. Почиње се случајним формирањем почетног роја честица и формирањем за сад празне архиве Парето скупа, након чега се одређују вредности циљних функција сваке честице, њихови локални оптимуми (који су у овом кораку једнаки положајима честица у почетном тренутку) и пуни се архива глобалних оптимума методом која је описана у следећем пасусу. Након тога започиње итеративни поступак прорачуна. На почетку сваке итерације глобални оптимум се случајно бира из архиве Парето скупа. Потом се одређује брзина сваке честице, врши се њено померање на нови положај и одређује се можда нови локални оптимум. Локални оптимум се мења само ако честица на тренутном положају доминира над актуелним локалним оптимумом. На крају сваког прорачунског корака архива Парето скупа се ажурира на следећи начин.

Нормирани простор вредности функција циља (димензије n) дели се на елементе величине ϵ који представљају саставне ћелије помоћне матрице. Та матрица се пуни честицама из тренутног прорачунског корака и из постојеће архиве тако што се свакој ћелији матрице додељује честица чије се нормиране вредности функција циља налазе у границама ћелије. Потом се пролази по матрици да би се у сваком њеном елементу пронашла оптимална честица. У најбољем случају, оптимална честица је она која доминира над осталим честицама тог елемента. Уколико то није могуће, односно честице елемента нису упоредиве, за оптималну честицу тог елемента бира се она која је најближа оптималном темену елемента (темену елемента чија је комбинација вредности функција циља оптимална). Уколико је пронађена оптимална честица тренутног елемента, она се бележи у нову архиву и не пролази се даље по елементима над којима доминира тренутни елемент. По завршетку проласка по помоћној матрици, нова архива

представља архиву Парето скупа из које ће се, у наредној итерацији, случајно бирати нови глобални оптимум.

Пример попуњавања помоћне дводимензионалне матрице и поређење честица приказани су на слици 5.25. Оптималне честице ћелија обележене су црном, а остале сивом бојом. Честица 1 је једина у својој ћелији па је самим тим и њен оптимум. Честица 2 доминира над честицом 3, као што и честица 7 доминира над честицом 8. Честице 5 и 6 су неупоредиве па је оптимумом њихове ћелије проглашена честица 5 јер је „ближа” оптималном темену (овде, доњем левом углу јер он обједињује минимуме обе циљне функције). Честица 4 се не разматра јер над њеном ћелијом доминирају ћелије у којима су већ пронађени оптимуми. Помоћна матрица се обилази по дијагоналама, почевши од најповољније ћелије и идући ка најнеповољнијој.

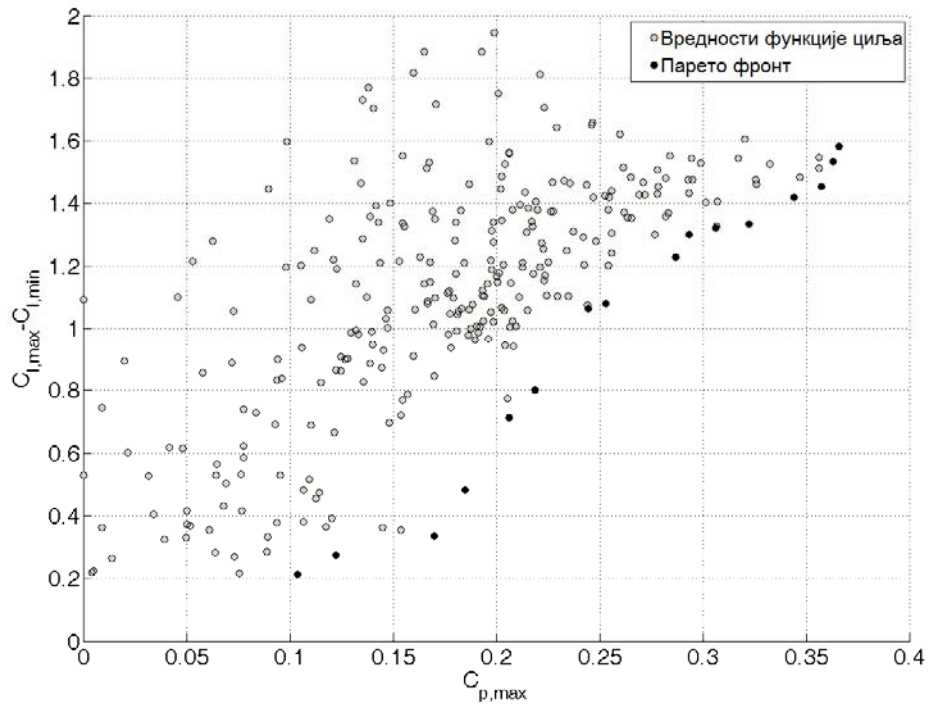


Слика 5.25. Попуњавање помоћне матрице и одређивање оптималног положаја честице сваког елемента, преузето из [69]

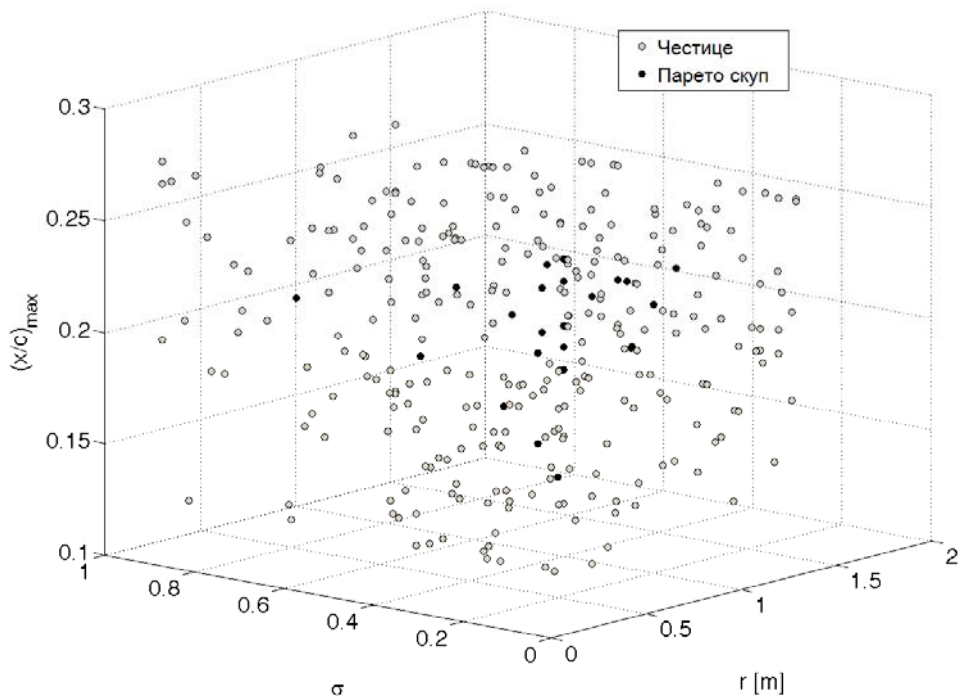
5.3.3.3 Скуп оптималних решења

Формирани рој бројио је 20 честица. Извршено је 15 прорачунских корака поред полазног чиме је разматрано 320 различитих конфигурација (од скупа који се састоји из више од 70000 елемената). Да би се смањило укупно време прорачуна, резултујући момент (и из њега снага и коефицијент снаге) и коефицијент узгона бележени су при само једном радном режиму, претпостављеном „оптималном”, и то у току трећег обртаја ветротурбине, након постизања квази-стационарности. Анализом Парето фронта и Парето скупа, приказаних на сликама 5.26 и 5.27, може се приметити да је изабрани скуп

решења прилично разнородан и пружа велику слободу при одабиру коначног решења.



Слика 5.26. Простор вредности функција циља и Парето фронт



Слика 5.27. Положаји честица у простору претраге и Парето скуп

Према томе, коначно одабрани дизајн мале ветротурбине са вертикалном осом обртања представља избор аутора. Пробано је проналажење компромисног решења између два постављена критеријума, али оно наравно није једнозначно јер виша вредност максималног коефицијента снаге подразумева и више вредности опсега радних оптерећења у оптималном режиму. Добијена решења приказана су у табели 5.4.

Табела 5.4. Парето скуп

Бр.	r [m]	σ	Аеропрофил	$C_{p,max}$	$C_{l,max} - C_{l,min}$
1.	1.050	0.66	NACA 0021	0.2445	1.0650
2.	1.500	0.36	NACA 0022	0.2531	1.0790
3.	1.500	0.67	NACA 0017	0.2870	1.2291
4.	1.500	0.66	NACA 0018	0.2935	1.2998
5.	1.525	0.66	NACA 0021	0.3222	1.3358
6.	1.500	0.66	NACA 0020	0.3062	1.3224
7.	1.500	0.46	NACA 0018	0.3442	1.4189
8.	1.500	0.47	NACA 0021	0.3575	1.4546
9.	1.500	0.49	NACA 0021	0.3630	1.5351
10.	1.525	0.47	NACA 0018	0.3659	1.5804

Иако је резултат скуп решења уместо једног, чини се да је могуће извући неколико закључака. Према дефинисаном нумеричком моделу, емпиријским корекцијама и задатим критеријумима следи да „оптимални” дизајн подразумева што више вредности полупречника ротора, средњу вредност коефицијента испуне (0.5 - 0.7) и аеропрофил веће дебљине (од најчешће коришћених NACA 0018 или NACA 0021).

5.3.4 Симулација теренског испитивања

У највећем броју спроведених експерименталних и нумеричких испитивања перформансе ветротурбина са вертикалном осом обртања одређиване су или при стационарним условима - брзина ветра сталног правца и интензитета или стална угаона брзина ротора, или донекле вештачким условима - у

нумеричким симулацијама углавном се задају брзина ветра и угаона брзина ротора па се као последица њихове интеракције рачуна резултујући момент. У реалности, ситуација је веома другачија. Ветротурбине раде при променљивој брзини ветра и да би се што тачније проценила струјна слика око њих потребно је разматрати овај проблем као динамички, односно дефинисати променљиве граничне услове. У литератури се могу наћи примери разматрања променљиве брзине ветра у нумеричким студијама [49, 72] али је тада промена брзине била задата по синусном закону и опет, угаона брзина ротора је била унапред задата. У овом делу рада представљена је нешто другачија методологија нумеричке процене перформанси ветротурбине која подражава њен реални рад на терену и може послужити као добра полазна тачка за верификацију нумеричког модела, планирање експеримента или развој управљачког апарата ветротурбине.

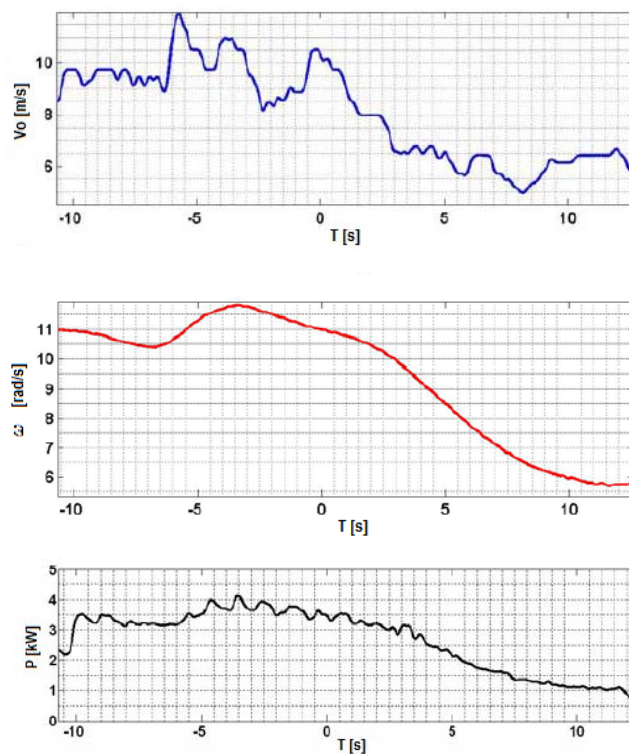
Прорачунски поступак проверен је упоређивањем са измереним резултатима ветротурбине која је постављена у близини Упсале у Шведској. Детаљнији опис конструкције и мерења могуће је наћи у [27], а овде су наведене само неке од основних карактеристика ветротурбине. Номинална снага при брзини ветра од 12m/s износи 12kW. Ротор је пречника 6m, а висине 5m. Састоји се из три праве лопатице аеропрофила NACA 0021 и тетиве 0.25m, слика 5.28. Номинална угаона брзина ротора износи 127obrt/min.



Слика 5.28. Ветротурбина номиналне снаге 12kW изведена на Универзитету у Упсали, преузето из [27]

Слика 5.29 илуструје изразиту динамичност радних услова као и релације између основних параметара ветротурбине јер је на њој приказан сегмент промене брзине ветра у времену, и одговарајући одзиви ветротурбине на такве спољашње услове у виду угаоне брзине ротора и остварене снаге.

Ако се као полазна хипотеза усвоји да се на формираној и коришћеној прорачунској мрежи уз употребу изабраног турбулентног модела могу добити довољно тачни резултати, претходно описана нумеричка поставка унапређена је тако да буде што сличнија реалном раду ветротурбине. Номинална вредност интензитета брзине ветра мења се по степенастом синусоидном закону у реалном времену да би се прошло кроз више радних режима. Права брзина ветра рачуна се случајним избором али тако да се не може разликовати више од 25% од тренутне номиналне вредности. Проласком по свим лопатицама, из нормалних и тангенцијалних напона на њиховој површини рачуна се вредност укупног момента M_R на централном вратилу. Из познате вредности момента инерције J_0 могуће је одредити вредност угаоног убрзања ротора α , а потом и прираштај угаоне брзине ротора према (5.18).



Слика 5.29. Измерена брзина ветра, угаона брзина ротора и снага ветротурбине, преузето из [27]

$$\alpha = \frac{M_R}{J_0} = \frac{d\omega}{dt} \quad (5.18)$$

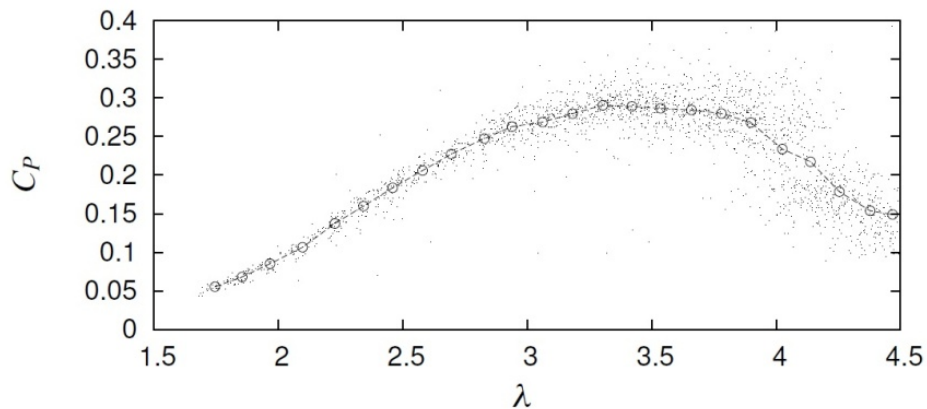
Ради повећања тачности, приликом прорачуна угаоне брзине коришћена је апроксимација 2. реда, (5.19).

$$\Delta\omega = \omega^n - \omega^{n-1} = \Delta t \left(\frac{1}{2} \frac{M_R}{J_0} + \frac{1}{2} \alpha^{n-1} \right) \quad (5.19)$$

Угаона брзина може да расте до неке, унапред задате номиналне вредности (која је у реалности одређена генератором и/или редуктором), након чега се одржава на тој константној вредности (један од начина заштите ветротурбине од јаких или изненадних налета ветра).

Ова модификација имплементирана је у прорачун путем корисничких функција написаних у С-у и које је потребно компајлирати у ANSYS FLUENT-у. Нова вредност угаоне брзине ротора рачуна се након сваког временског корака. Да би се проценило са коликом тачношћу је могуће симулирати одзив ветротурбине у реалном времену на променљиве спољашње услове разматране су различите вредности периода T промене номиналне вредности брзине ветра U_0 , као и различите вредности максималне релативне амплитуде u' и релативне учестаности f промене стварне брзине ветра $U = U_0(1 + ru')$, где је r случајан број. Релативна учестаност промене брзине представља однос учестаности обртања ветротурбине и учестаности промене флукуационог дела брзине. Ова поставка је нумерички захтевнија и нестабилнија од претходно коришћене па је било потребно користити куплован солвер. Временски корак је смањен. При решавању струјних величина коришћене су просторне шеме 2. реда и временска шема 1. реда. Куранов број је износио 20 све време прорачуна. Вршено је 10 итерација по једном временском кораку.

Коефицијент снаге описане, реалне ветротурбине забележен током експерименталног испитивања приказан је на слици 5.30 и овде је коришћен за оцену квалитета нумеричких резултата. Свака тачка одговара радном интервалу од 10min.



Слика 5.30. Измерени коефицијент снаге ветротурбине, преузето из [16]

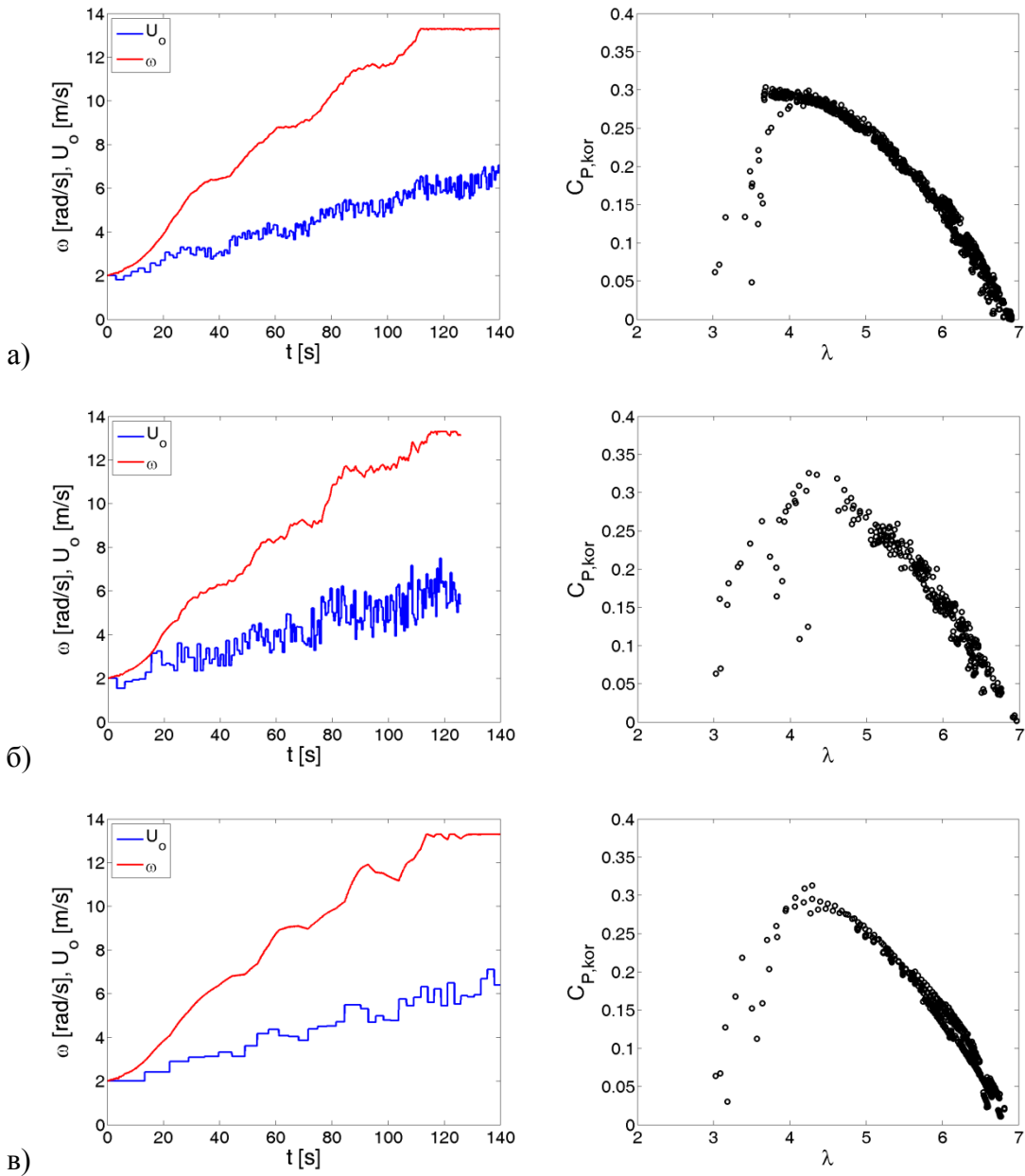
Резултати приказани у наставку добијени су за пет различитих комбинација варираних величина, вредности су дате у табели 5.5. Флукуациони део брзине ограничен је величином u' (може износити 10 или 25% номиналне вредности брзине). Релативна учестаност $f=1$ значи да се вредност брзине у току једне ротације не мења. Слично, ако је $f=5$ брзина ветра је стална током пет ротација, док $f=0.167$ значи да се брзина ветра мења на 60° угаоног помераја ветротурбине. Мања вредност периода t промене номиналне вредности брзине (15 у односу на 30s) пробана је да би се проверило да ли ветротурбина правилно реагује на променљиву брзину ветра.

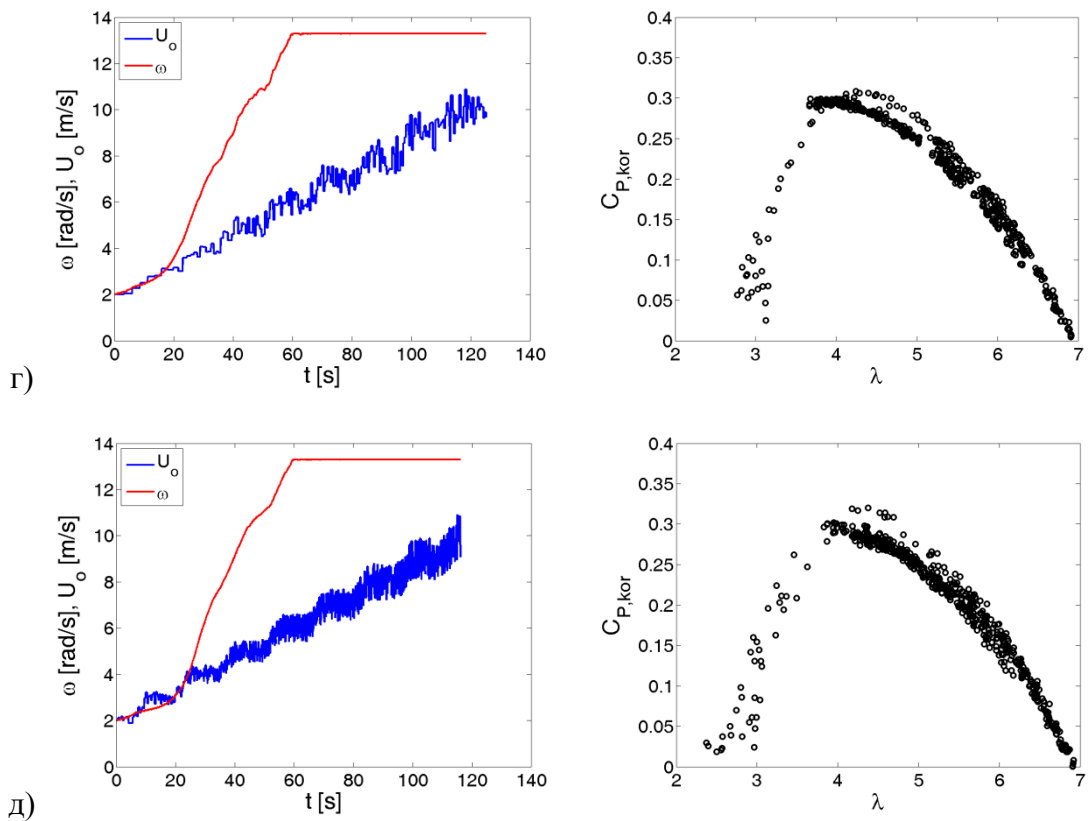
Табела 5.5. Разматрани случајеви

Бр.	u' [%]	f	t [s]	Слика
1.	10	1	30	5.32 а)
2.	25	1	30	5.32 б)
3.	10	5	30	5.32 в)
4.	10	1	15	5.32 г)
5.	10	0.167	15	5.32 д)

Реакције ветротурбине на променљиве профиле брзине ветра у реалном времену и добијене зависности коригованог коефицијента снаге од коефицијента рада приказане су на слици 5.31. Може се приметити да приказани графици сада више подсећају на резултате сакупљене током експеримента, слика 5.30. Виша

вредност флукуационог дела брзине резултује нестабилнијим излазним сигналом - угаоном брзином ротора, односно већом распршеношћу коефицијента снаге. Са друге стране, већа релативна учестаност f значи сталнију вредност улазне брзине ветра. Ако је флукуациони део брзине негативан може доћи до значајнијег успорења ветроурбине. Како овај случај највише личи на уобичајени приступ, може се приметити и да је скуп вредности коефицијента снаге прилично груписан (да је улазна брзина ветра стална, коефицијент снаге би био представљен кривом линијом).





Слика 5.31. Променљива брзина ветра, прорачуната угаона брзина ротора и коефицијент снаге за различите комбинације улазних параметара

Као што је и очекивано, за мањи период t промене номиналне брзине, ветротурбина значајно брже постиже номиналну вредност угаоне брзине. Као последњи је представљен случај највеће променљивости улазне брзине ветра који вероватно највише одговара реалним радним условима, а изгледа да и добијени резултати то потврђују. Промена угаоне брзине ротора у времену је глатка, а и скуп вредности је (довољно, али не и превише) распршен.

Приказана методологија омогућава бржи и знатно економичнији увид у одзив и могућности разматраног дизајна ветротурбине у радним условима који веома личе на реалне.

Глава 6

Управљање струјањем око аеропрофила у каскади

У овом поглављу приказана је спроведена дводимензионална нумеричка студија ефеката активне контроле струјања на аеродинамичке перформансе аеропрофила у линеарној каскади. Анализирана је струјна слика при високом подзвучном струјању у каскадама које подражавају радне режиме компресора и турбине. Активна контрола струјања уведена је у разматрање у облику млазева варијабилног масеног протока распоређених по горњаци аеропрофила. Основни циљеви истраживања обухватају: проналажење нумеричке поставке којом се са задовољавајућом тачношћу може моделирати вискозно, стишљиво опструјавање профила у линеарној каскади, валидацију те поставке поређењем добијених резултата са доступним експерименталним подацима, испитивање могућности побољшања аеродинамичких перформанси увођењем контроле струјања и дефинисање алгоритма управљања масеним протоком млазева при различитим/динамичким радним условима.

6.1 Валидација нумеричке поставке поређењем експеримената и нумеричких симулација на базним моделима

Опструјавање профила у компресорима и турбинама још увек представља изазов за нумеричко моделирање нарочито када се разматрају неоптимални радни услови. Да би се правилно разрешили бројни струјни феномени који су тада присутни потребне су врло ситне просторне и временске размере уз коришћење комплексних турбулентних модела. Сложеност и закривљеност геометрије

представљају додатне тешкоће нумеричком разматрању јер усложњавају поступак формирања прорачунске мреже. Иако се ови проблеми, уколико су озбиљни прорачунски ресурси доступни, данас најчешће решавају URANS, DES и LES моделима [70], услед велике присутности и неразрешености разматраног проблема и нумеричке студије мање комплексности (нпр. упрошћене раванске анализе) су, у комбинацији са експерименталним подацима, оправдане и веома присутне. Из тог разлога спроведена је детаљна раванска анализа којом се оцењује могуће побољшање перформанси каскаде активним управљањем млазевима. Она је преваходно вршена из два разлога. Прво, разматран је врло актуелан проблем одвајања струјања у турбомашинама. Друго, активно управљање млазевима је релативно млада, мултидисциплинарна област истраживања и није много разматрана при оваквим радним режимима.

Додатни проблеми који су присутни при овом разматрању укључују: стишљивост флуида, високе подзвучне услове уз појаву ударних таласа, трансформацију и одвајање граничног слоја праћено појављивањем мехура одвајања на горњаци, динамичност струјања при увођењу млазева, нестабилност струјања у зони одвајања као и проверу валидности раванске анализе (уобичајено се добијају оптимистични резултати као што су мањи коефицијент пада притиска, а већи коефицијент протока и Махов број на излазу). Прорачуната ефикасност каскаде, а тиме и млазева, зависи од тачности нумеричке поставке па је на почетку испитивања примарно установити тачност коришћене поставке на почетном моделу. Да би било могуће дефинисати алгоритам управљања такође је потребно обезбедити повећану робусност сваког појединачног корака процеса прорачуна.

Гранични слој који се формира око опструјаваног тела веома је осетљив на физичке величине/параметре околног домена, као што су расподела брзине, разлика притисака, температура или храпавост зида, па је тако могуће управљати њиме на различите начине. Основна идеја контроле граничног слоја подразумева усмеравање бржих флуидних делића ка зиду да би се превазишао негативни градијент притиска што је могуће постићи пасивно (рад у периодичном вртложном трагу, аеропрофили у тандему) или активно уносом додатне кинетичке енергије у систем од стране управљачког уређаја. Један од могућих начина да се

активно одгоди одвајање граничног слоја је распоређивањем извора (млазева) и/или понора по површини опструјаваног тела. Друге могућности подразумевају уисне одводе, померајуће површине (ротирајући цилиндар) или плазма актуаторе [75].

Тангенцијалним удувавањем струје ваздуха флуидним делићима у граничном слоју који су енергетски сиромашни предаје се додатна енергија чиме је могуће постићи неколико корисних ефеката као што су: стабилизација граничног слоја, одлагање прелаза/трансформације ламинарног у турбулентни гранични слој, померање тачке одвајања ниструјно, смањење тангенцијалног напона и силе отпора, хлађење зида итд. Слична решења већ постоје и заступљена су у ваздухопловству, нпр. уређај за повећање узгона - закрилице са процепом. Међутим, колико је аутору познато, млазеви (којима се додаје енергија/повећава вртложност) још нису постали стандардни делови компресора или турбина што је такође један од мотива за извођење овакве студије. Мотори на савременим летелицама високих перформанси захтевају високу ефикасност (порад притиска) за читав дијапазон радних услова. Окозвучни радни режими и даље представљају прави изазов за моделирање, што се види и по различитости резултата доступних у литератури.

Од бројних могућих конструкционих параметара млазева у даљој анализи разматрана су два: брзина и оријентација (угао удувавања). Величина и позиција отвора су дефинисане на почетку и нису мењане, већ је мењан избор млазева који ће бити активирани. Уколико је реч о нестационарним млазевима (променљивог протока), могуће је варирати и њихову учестаност и радни режим, што је нарочито корисно код делова који раде у периодично променљивим условима. Међутим, ради упрошћења студије, овде су разматрани само млазеви константног радног режима описани са два улазна параметра. Током спроведеног истраживања постигнуто је: аутоматизовано/олакшано формирање дводимензионалног геометријског модела и одговарајуће прорачунске мреже као и увид у струјну слику око лопатице без и са инсталираним млазевима у линеарној каскади. У конфигурацији турбине, при оваквим радним режимима (високим подзвучним) струјање је диктирано условима на излазној површини, односно одвајањем граничног слоја, па је успешним управљањем граничним слојем (односно,

његовим одвајањем) могуће значајно повећати ефикасност система и смањити губитке. Са друге стране, у конфигурацији компресора, могуће је да дође до слома узгона на профилу па се на овај начин може обезбедити његово стабилно функционисање.

6.1.1 Експеримент

Нумеричке поставке које су коришћене у даљој анализи формиране су на основу поређења прорачунатих и доступних експерименталних података. Подаци на које се аутор позива сакупљени су у аеротунелу променљиве густине нарочито направљеним за изучавање линеарних каскада при великим брзинама у Немачкој [73,74]. Аеротунел је континуалног типа и могуће је остварити Махове бројеве у опсегу од 0.2 до 1.1. Бројна експериментална истраживања линеарних каскада вршена су половином прошлог века на Институту за механику флуида Универзитета за инжењерске науке у Брауншвајгу. Од великог броја различитих тестираних геометрија, неколико њих су искоришћене као валидациони модели за извршене нумеричке симулације. Разматран је аеропрофил НАСА 8410. Угао уградње/поставке профила и правац непоремећеног струјног поља су варирани чиме су остварене конфигурације и компресора и турбине. Доступни експериментални подаци, који укључују средње вредности притиска на улазној и излазној површини и расподеле притиска по профилу при различитим Маховим бројевима, дијаграми зависности коефицијента пада притиска од коефицијента протока и сл, поређени су са одговарајућим прорачунатим вредностима.

6.1.2 Нумерички прорачун

Разматрано је неколико геометријских модела који су се разликовали по углу постављања β , нападном углу α и коефицијенту испуне σ , табела 6.1. Оба угла мерена су у односу на хоризонталну осу у позитивном математичком смеру. Коефицијент испуне се рачуна као однос удаљености између два суседна профила и њихове тетиве. Подела на различите режиме турбине или компресора је илустративног карактера (задавањем одговарајућег односа притисака на улазној и излазној површини теоријски је могуће постићи оба режима на свакој геометрији).

Коначно усвојене прорачунске мреже су раванске, облика витопереног четвороугла, структуриране и састоје се из приближно 40000 ћелија. Ова величина и густина мреже усвојене су након детаљне студије мреже током које су испробане мреже различитих облика, удаљености улазне и излазне површине од профила, дебљине граничног слоја, функција величине ћелија. Пробане су мреже код којих се профил налази на средини домена, оне у којима горњака и доњака припадају попречним ивицама као и двоструке мреже које садрже два профила. Како мреже веће густине нису пружиле значајно боље резултате, аутор се определио за једну средњу густину мреже која представља оптимум између тачности и једноставности али такође омогућава даљи истраживачки рад.

Табела 6.1. Разматране геометрије

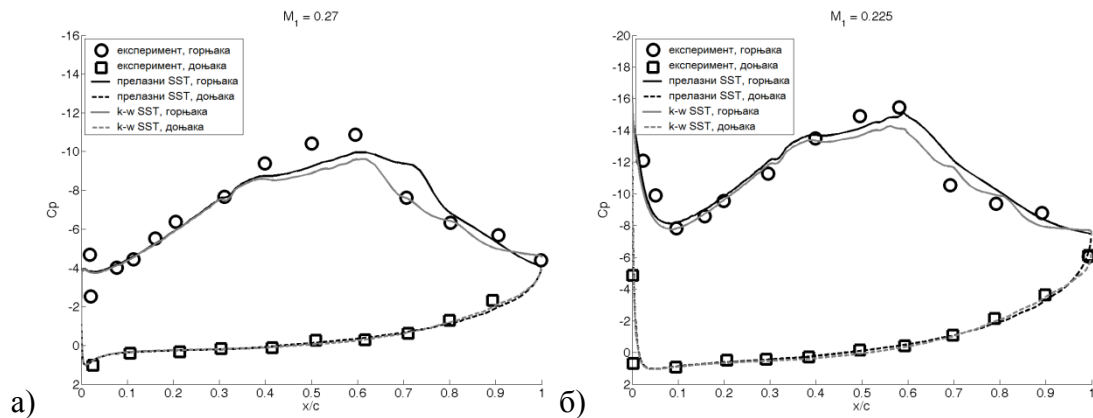
Бр.	β [°]	α [°]	σ	режим
1.	30	50	1.0	турбина
2.	30	70	1.0	турбина

Нумерички прорачуни струјног поља вршени су у комерцијалном програмском пакету ANSYS FLUENT 14.0. За затварање система једначина коришћени су различити турбулентни модели. На улазној површини задани су: тотални и статички притисак, правац брзине и турбулентне величине, док је на излазној површини дефинисан статички притисак (чијим варирањем је могуће формирати „карактеристику” каскаде) и одговарајуће турбулентне величине. Преостале две наспрамне ивице чине периодичну границу којом је линеарна каскада коначно дефинисана.

Навије-Стоксове и додатне једначине преноса турбулентних величина решене су као нестационарне. Како се утицај стишљивости не може занемарити коришћен је солвер који решава поље густине. Шеме за решавање просторних градијената величина струјног поља су 2. реда, док је њихова нестационарност представљена дискретизацијом 1. реда. Задата вредност Курановог броја износи 5, док је временски корак био реда величине 10^{-4} s.

6.1.3 Анализа резултата

Примери поређења измерених и прорачунатих вредности коефицијента притиска по профилу за моделе 1 и 2 приказана су на слици 6.1. Испробано је неколико турбулентних модела за затварање система једначина струјања али су приказана два која су, по својој формулацији, у способности да „ухвате” одвајање струјања. Иако је тешко поредити их јер се највеће неслагање резултата догађа управо у најкритичнијим зонама, чини се да прелазни SST модел даје резултате који боље описују физику струјања (овај модел је и развијен за моделирање промене режима струјања). Из тог разлога, овај модел је коришћен и у симулацијама у којима је разматран утицај млазева.



Слика 6.1. Расподела коефицијента притиска по профилу при улазним Маховим бројевима 0.27 и 0.225 на геометријским моделима а) 1 и б) 2

Нагла промена градијента коефицијента притиска у близини релативне подужне координате $x_{rel} \approx 0.6$ на горњаци имплицира одвајање граничног слоја. Припајање се дешава када расподела коефицијента притиска постане приближно константна. У наставку ће бити показано да је деловањем млазева могуће надокнадити губитак притиска и остварити померање тачке припајања струјања унапред.

Нешто глобалнији начин провере валидности нумеричке поставке био би поређењем „карактеристичних линија” експерименталне и нумеричке каскаде. Карактеристике зависе само од геометрије модела, а не од услова на границама, услед чега су повољне као приказ, односно квантификатор употребности геометријског модела. Представљају зависност између коефицијента протока φ и

коэффицијента пада тоталног притиска ζ који се рачунају према изразима (6.1) и (6.2).

$$\varphi = \frac{\Delta W}{W_a} \quad (6.1)$$

$$\zeta = \frac{P_{o,1} - P_{o,2}}{q_2} \quad (6.2)$$

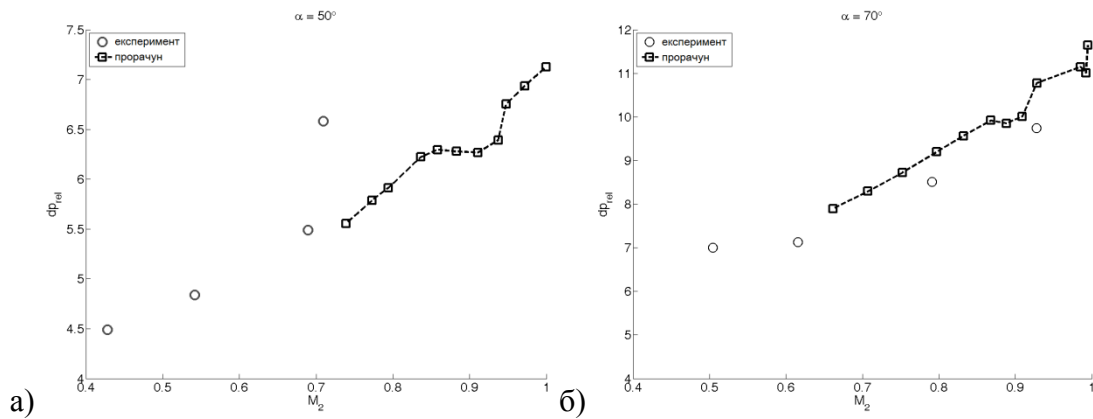
Међувеличине, промена брзине по трансверзалном правцу ΔW , компонента брзине у аксијалном правцу каскаде W_a , као и помоћна брзина W_{pom} , рачунају се из троугла брзина према изразима (6.3), (6.4) и (6.5).

$$\Delta W = \sqrt{(W_{1,x} - W_{2,x})^2 + (W_{1,y} - W_{2,y})^2} \quad (6.3)$$

$$W_{pom} = \frac{W_2^2 - W_1^2 - \Delta W^2}{2\Delta W} \quad (6.4)$$

$$W_a = \sqrt{W_1^2 - W_{pom}^2} \quad (6.5)$$

Нажалост, међу доступним експерименталним подацима не налазе се карактеристике разматраних геометријских модела, па су поређене зависности релативног односа притисака на улазној и излазној површини и Маховог броја на излазној површини, слика 6.2.



Слика 6.2. Релативни однос притисака на улазној и излазној површини у зависности од Маховог броја на излазној површини за моделе а) 1 и б) 2

6.2 Допринос и параметризација млазева

Утицај актуатора (млазева) се у прорачун струјног поља уводи кроз додатне изворе масе, количине кретања и енергије који се додају основним

једначинама (извори дефинисани од стране корисника). Додатни млазеви сматрани су ламинарним па су извори турбулентних величина једнаки нули. Овакав приступ прорачуну је могућ и може бити веома користан када су познате вредности ових извора (које дефинише корисник) значајно мање од величина основне струје флуида или када се жели моделирати неки ефекат који није експлицитно дефинисан геометријом модела. Прорачунски је мање захтеван од формирања нове, локално уситњене прорачунске мреже за сваки нови модел који се разматра [6]. У литератури је могуће наћи примере моделирања утицаја других уређаја за контролу граничног слоја на сличан начин, нпр. [20], где су добијени задовољавајући резултати.

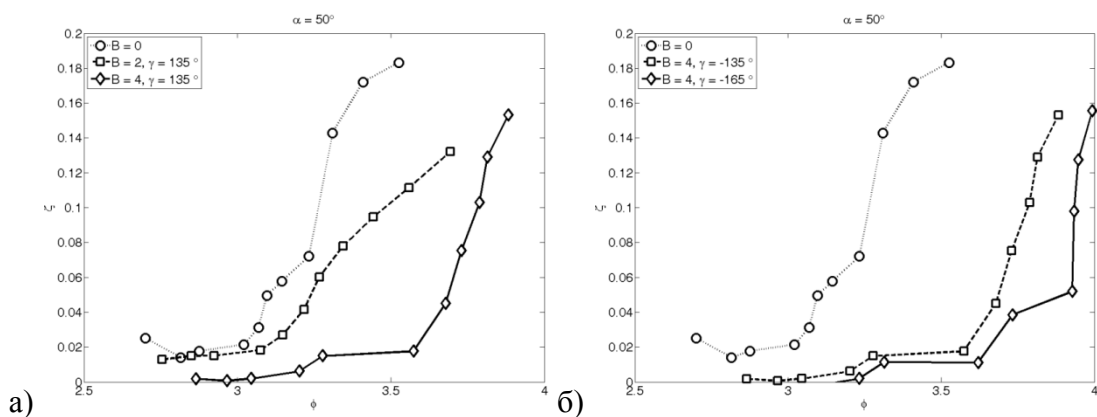
Допринос млазева оцењен је у складу са претходно поменути критеријумом „одличности”, односно формирањем карактеристичне линије разматране конфигурације каскаде. Међутим, да би било могуће спровести овакву нумеричку анализу, такође је потребно усвојити критеријум оцене граничног слоја (нпр. одредити положај тачке одвајања уколико је до њега дошло), а потом и развити алгоритам активације млазева.

На основу експерименталних истраживања и различитих квалитативних визуелизација струјног поља познато је да је струјна слика око профила у разматраним струјним режимима прилично комплексна. На горњаци, у близини нападне ивице, најчешће се ствара рециркулациони мехур услед закривљености геометрије, али је он мали и струјање се брзо „прилепљује” за горњаку. Услед убрзања струје преко горњаке, у овим условима, јавља се звучни мехур (област надзвучног струјања) који се завршава λ -таласом (комбинацијом нормалног и косог ударног таласа да би се брзина струје ваздуха вратила на подзвучну). У тој (изразито нестабилној и незгодној за моделирање) области потом се опет може јавити рециркулациони мехур, након кога се струја поново прилепљује или нешто низводније долази до прелаза струјања а потом и до одвајања граничног слоја. Овом студијом пробано је моделирање управљања таквим нестабилним и „проблематичним” граничним слојем.

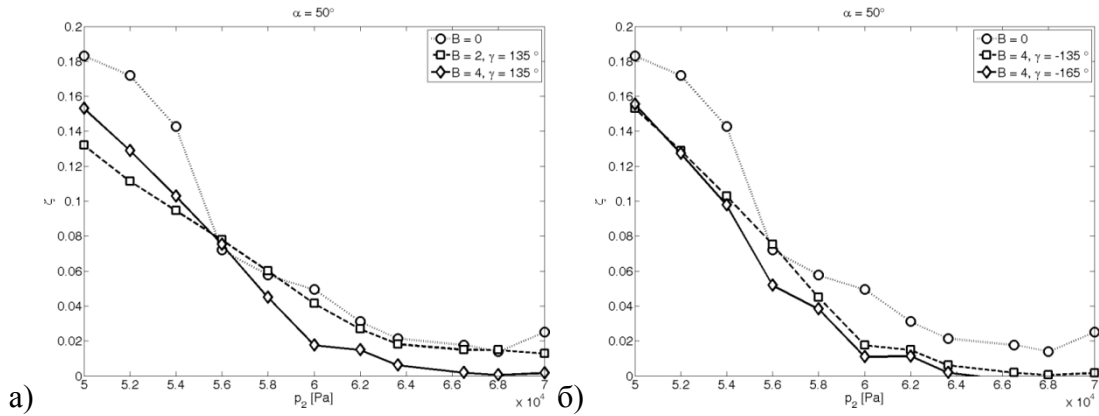
Четири отвора распоређена су равномерно по другој половини горњаке. Класичан критеријум проналаска положаја тачке одвајања као тачке у којој је тангенцијални напон једнак 0 овде није био употребљив из два разлога:

непосредно мерење тангенцијалног напона је тешко изводљиво у пракси а и тако би биле лоциране тачке у оквиру рециркулационог мехура када није пожељна активација млаза јер ће довести до распршивања граничног слоја. Зато је било потребно пратити расподелу брзине по горњаци профила што би у реалности одговарало мерењу брзине у одређеним тачкама у близини површине, и овде су управо изабране области у близини потенцијалних извора. Млазеви се активирају само уколико долази до коначног одвајања струјања и то почевши од млаза који се налази низводно од тачке одвајања. Коначно одвајање се констатује у референтној тачки уколико је струја ваздуха у свим тачкама низводно од референтне тачке супротног смера од главног струјног тока.

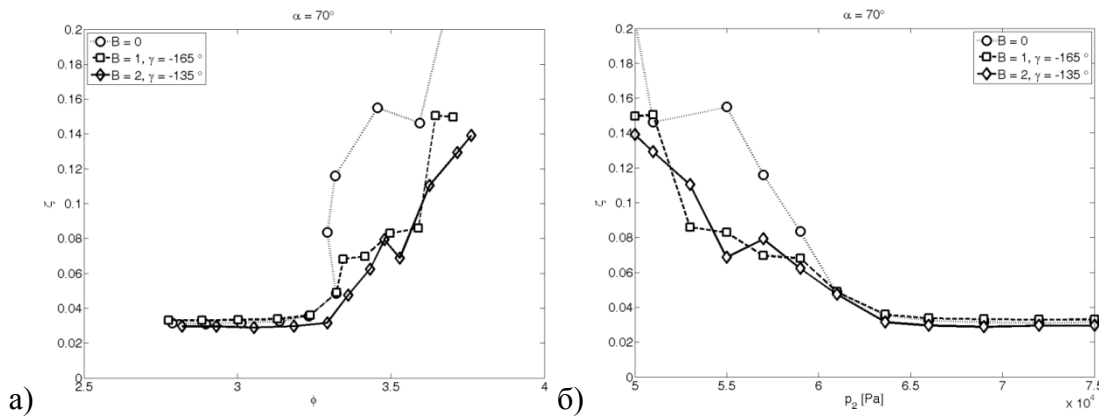
Карактеристичне линије каскаде формиране су варирањем вредности излазног притиска. За сваку вредност излазног притиска прво је прорачунато струјно поље око „чисте” конфигурације (до постизања конвергенције аеродинамичких коефицијената), а потом је вршен прорачун аеродинамичких карактеристика при активираним млазевима. Избор млазева који ће бити активирани извршен је на основу расподеле брзине по горњаци. На крају сваког прорачунског временског корака одређиване су вредности извора масе, две компоненте количине кретања и енергије на основу: улазног Маховог броја, односа B и угла удубавања γ . Анализа је спроведена формирањем функција за паралелни солвер за: одређивање средње вредности брзине у близини одређене површине, одређивање млазева који се активирају, израчунавање потребних извора и њихово задавање и компајлирањем тих функција унутар програмског пакета ANSYS FLUENT. Поступак је понављан при различитим граничним условима покретањем одговарајућег скрипта.



Слика 6.3. Утицај параметара млазева на карактеристике каскаде 1



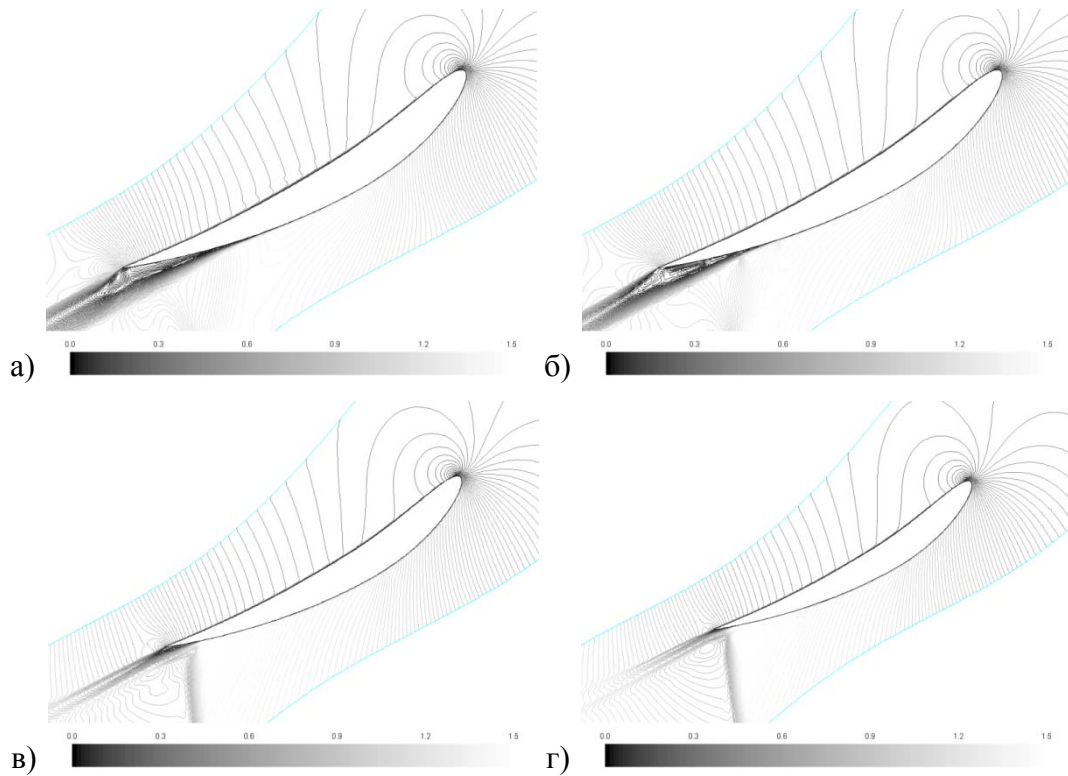
Слика 6.4. Утицај параметара млазева на модификоване карактеристике каскаде 1



Слика 6.5. Утицај параметара млазева на карактеристике каскаде 2

Јасан приказ утицаја разматраних параметара млазева дат је на слици 6.3 где су упоређене карактеристичне линије каскаде 1 (чисте конфигурације и по две конфигурације са млазевима). Показано је да је могуће остварити чак значајно смањење коефицијента пада тоталног притиска. Да би се боље разумело при којим граничним/спољашњим/радним условима је овакво побољшање постигнуто, на слици 6.4 приказане су и модификоване карактеристике - зависност коефицијента пада тоталног притиска од излазног притиска (како ова вредност директно утиче на струјну слику око профила). Сличне зависности приказане су и за модел 2 на слици 6.5.

Већи увид у промену струјне слике дат је на слици 6.6. Разматран је модел 1, при вредности излазног притиска $p_2 = 50000\text{Pa}$. Упоредиле су контуре Маховог броја чисте конфигурације (а) и са активираним млазевима (б,в,г). Видљиво је сужење вртложног трага и померање тачке одвајања струјања.

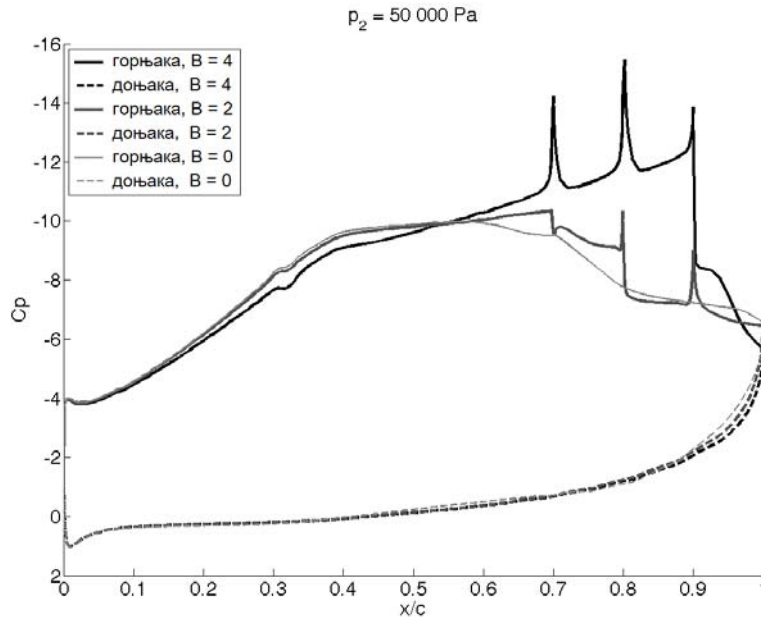


Слика 6.6. Контуре Маховог броја око профила на моделу 1 при $p_2 = 50000\text{Pa}$ -
 а) неактивирани млазеви, б) $B = 2, \gamma = 135^\circ$, в) $B = 4, \gamma = 135^\circ$, г) $B = 4, \gamma = 165^\circ$

Слично поређење (чисте конфигурације и две са активираним млазевима али другачијих вредности разматраних параметара), квантификовано у облику коефицијента притиска, дато је на слици 6.7. Угао удубавања млазева у случајевима активираних млазева је исти и износи $\gamma = 135^\circ$. Пораст силе узгона и нови положај тачке одвајања веома зависе од параметара млазева (овде, фактора B). Такође се види да активација млазева не утиче значајно на струјну слику око предњег дела профила.

6.3 Управљање млазевима

Активацијом млазева могуће је променити струјну слику око профила. Следећа питања која се могу поставити су како контролисати ту промену и како управљати њоме, односно које млазеве је, за одређену комбинацију улазних параметара, најбоље активирати и како дефинисати вредности параметара млазева.



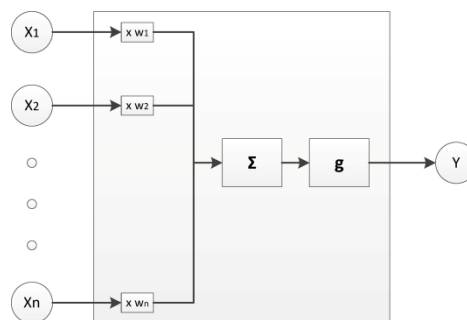
Слика 6.7. Расподела коефицијента притиска по профилу при излазном притиску $p_2 = 50000 \text{ Pa}$ на геометријском моделу 1 при неактивираним ($V = 0$) и активираним млазевима ($V = 2$ и $V = 4$)

Услед велике физичке комплексности и нелинеарности разматраног проблема, при дефинисању управљачког алгоритма коришћене су вештачке неуронске мреже у комбинацији са оптимизацијом ројем честица. Оба наведена, релативно млада поступка се уобичајено користе у недовољно познатим проблемима или оним које је тешко описати класичним математичким алатима и потребно је у разматрање унети извесну дозу стохастике, а чије улазне променљиве је могуће квантитативно изразити.

6.3.1 Вештачке неуронске мреже

Вештачке неуронске мреже, у наставку НМ, формиране су по узору на нервни систем живих организама. Састоје се из сплета вештачких неурона и имају могућност масовне паралелне обраде података што их чини робусним алатом погодним за предвиђање будућих догађања - излазних података на основу задатог улаза. Упрошћени приказ вештачког неурона илустрован је на слици 6.8. Суштина његовог функционисања састоји се у постојању великог броја улазних веза којима неурон прима спољашње надражаје, скалира их и сумира, а потом формира излазни сигнал применом активационе функције g на збирни улаз. Вештачке

неуронске мреже су прилично популарне, а основне области примене обухватају: препознавање облика, слика, говора, језика, текста; телекомуникације; медицинску дијагностику; метеорологију; финансијске прогнозе; роботiku итд. Такође, све је чешћа њихова примена у инжењерским проблемима (оптимизација елемената, управљање итд) [21,51,54,82]. Тако је у овом делу рада испитивана могућност примене вештачких неуронских мрежа на побољшање перформанси линеарне каскаде успешним предвиђањем параметара активираних млазева.



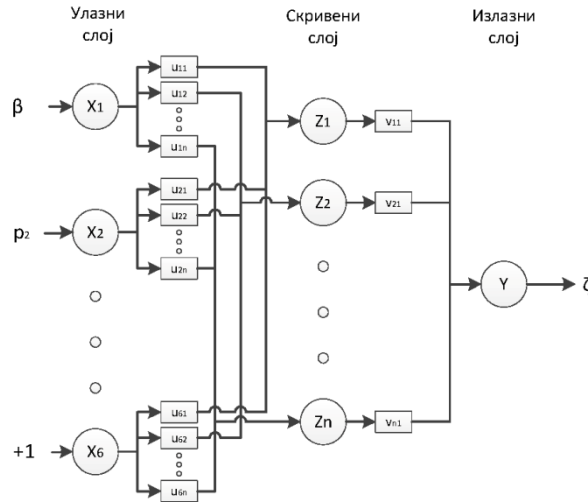
Слика 6.8. Приказ вештачког неурона

Да би се разрешило струјно поље око профила у каскади са активираним млазевима нумерички су решавани изразито нелинеарни системи Навије-Стоксових једначина са додатим изворним члановима. Како су такви прорачуни дуги и захтевни, вештачке неуронске мреже су употребљене као алат за предвиђање струјне слике неразматраних модела након тренирања мреже на основу скупа за тренирање који чине прорачунати модели. НМ се не програмирају, већ тренирају/подучавају, а добро истрениран систем има могућност прогнозирања излаза са сасвим задовољавајућом тачношћу. Питање шта значи добро истрениран систем биће разматрано у наставку.

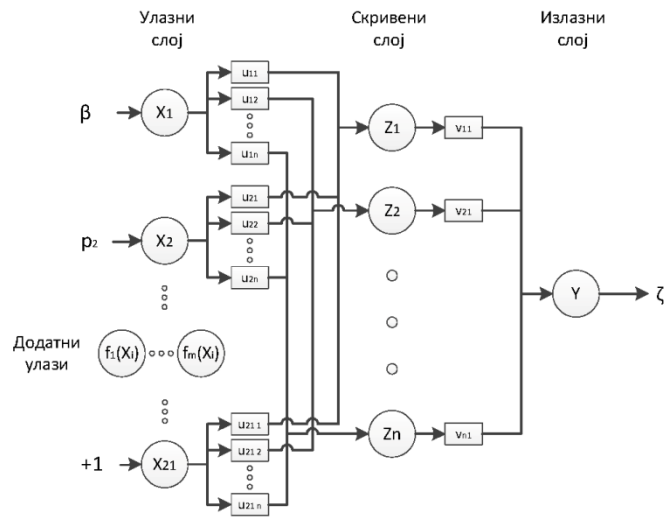
Постоји неколико типова подела вештачких неуронских мрежа: по архитектури, смеру простирања информација, врсти везе, типу учења итд. Овде су коришћене слојевите - вишеслојне, неповратне мреже чији је тип тренирања био надгледан. Овај избор је направљен јер он углавном подразумева мање, једноставније мреже које су добре за глобалне апроксимације и мање су осетљиве на невалидне улазне податке. Избор активационе функције је такође релативно слободан (зависи од инжењера као и разматраног проблема). Постоји неколико уобичајених опција, а овде је изабрана сигмоидна функција, израз (6.6), због

својих карактеристика непрекидности, скупа вредности функције (0,1) и диференцијабилности.

$$g(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}}, g'(x) = g(x)(1 - g(x)) \tag{6.6}$$



Слика 6.9. Архитектура 1

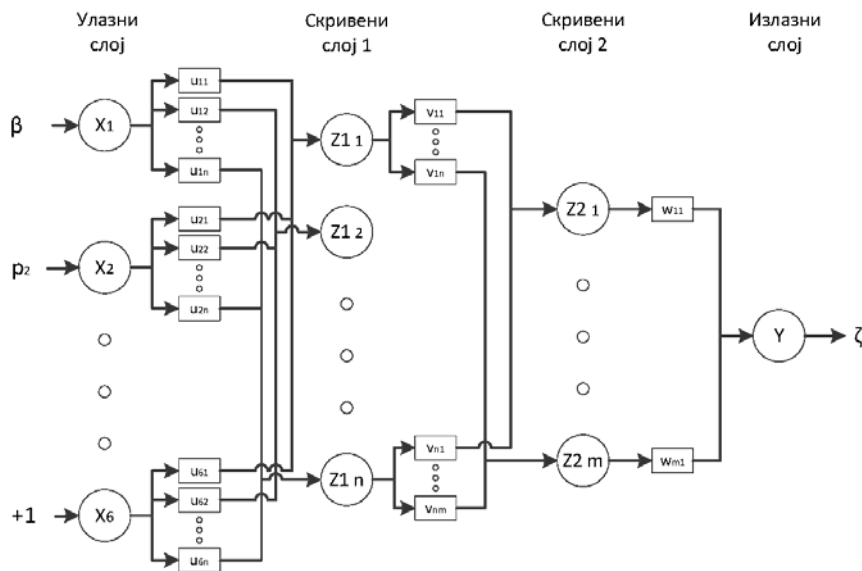


Слика 6.10. Архитектура 2

Вектор улазних података иницијално се састојао из следећих параметара каскаде и млазева: угла постављања β , излазног притиска p_2 , индикатора активираних млазева, фактора B и угла удубавања γ . Индикатор може узети једну од 5 различитих вредности: 0, 1, 2, 3 или 4 којима показује који су млазеви активирани. При „чистој” конфигурацији млазева вредност индикатора је 0, ако је активираан само последњи млаз - индикатор је 1, итд. Овај показивач дефинисан је

у складу са усвојеним критеријумом коначног одвајања струјања (односно, за другачији вид одређивања да ли је потребно активирати млазеве требало би га предефинисати). Такође, у случају да се сваком од млазева могу доделити различите вредности параметара, овај индикатор не би био потребан, већ би постојало више улазних параметара - за сваки млаз различит уређени пар (B_i, γ_i) . Како је такво решење много конструкцијски захтевније, овде није даље разматрано. Почетном улазном вектору додат је још један чвор (вредности 1, а чија се вредност коефицијента одређује као и код других чворова) којим се регулише транслирање сигмоидне функције дуж x-осе и повећава флексибилност НМ. Допринос сваког неурона могуће је представити изразом (6.7).

$$Y = g \left(\sum_{i=1}^{n+1} w_i X_i \right) \quad (6.7)$$



Слика 6.11. Архитектура 3

Разматране су три различите архитектуре које су садржале улазни (пасивни), један или два скривена слоја као и излазни слој (активни слојеви). Архитектура 1 представља класичну трослојну конфигурацију, са 6 улаза, једним скривеним слојем од 10 неурона и једним излазом, слика 6.9. Са циљем додатног повећања перформанси НМ, односно њихове способности учења и способности да што тачније репродукују нелинеарност и комплексност струјања, у другој разматраној архитектури вештачки је повећан број улаза [21]. Постојећим улазима

придодати су изведени улази, израчунати комбиновањем постојећих преко полиномних зависности другог степена. На тај начин, улазни вектор димензије 6(=5+1) проширен је на модификовани улазни вектор димензије 21(=5+15+1). Додатих 15 улаза израчунати су као $X_1^2, X_2^2, X_3^2, X_4^2, X_5^2, X_1X_2, X_1X_3, X_1X_4, X_1X_5, X_2X_3, X_2X_4, X_2X_5, X_3X_4, X_3X_5, X_4X_5$. Овим приступом значајно је повећан број веза између улазног и скривеног слоја чиме су и повећане перформансе НМ, слика 6.10. Архитектура 3 представља класичну, сложенију четворослојну конфигурацију, са 6 улаза, два скривена слоја од по 5 неурона и једним излазом, слика 6.11. На овај начин такође је повећан број коефицијента, али је уједно и знатно усложњен прорачун и продужен процес учења.

Процес учења је био итеративан - у сваком кораку рачуната је укупна грешка ε , према (6.8) као половина суме квадрата разлике прорачунате Y_i и жељене вредности излаза Y_{di} модела из скупа за тренирање димензије M , на основу које су потом кориговани коефицијенти мреже (алгоритам повратног простирања).

$$\varepsilon = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^M (Y_{di} - Y_i)^2 \quad (6.8)$$

Како је активациона функција диференцијабилна, прираштаји коефицијената мреже рачунати су преко одговарајућих парцијалних извода функције грешке. Изрази (6.9) одговарају трослојној, а једначине (6.10) четворослојној архитектури НМ.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \varepsilon}{\partial w_o} &= (Y_d - Y)Y(1-Y)Z, \\ \frac{\partial \varepsilon}{\partial w_h} &= (Y_d - Y)Y(1-Y)w_oZ(1-Z)X \end{aligned} \quad (6.9)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \varepsilon}{\partial w_o} &= (Y_d - Y)Y(1-Y)Z_2, \\ \frac{\partial \varepsilon}{\partial w_{h_2}} &= (Y_d - Y)Y(1-Y)w_oZ_2(1-Z_2)Z_1, \\ \frac{\partial \varepsilon}{\partial w_{h_1}} &= (Y_d - Y)Y(1-Y)w_oZ_2(1-Z_2)w_{h_2}Z_1(1-Z_1)X \end{aligned} \quad (6.10)$$

Нове вредности коефицијената НМ рачунате су из старих и прираштаја помножених одређеним задатим бројем η , израз (6.11), након чега је започињао нови прорачунски корак $l+1$.

$$\Delta w = \eta \frac{\partial \varepsilon}{\partial w}, w^l = w^{l-1} + \Delta w \quad (6.11)$$

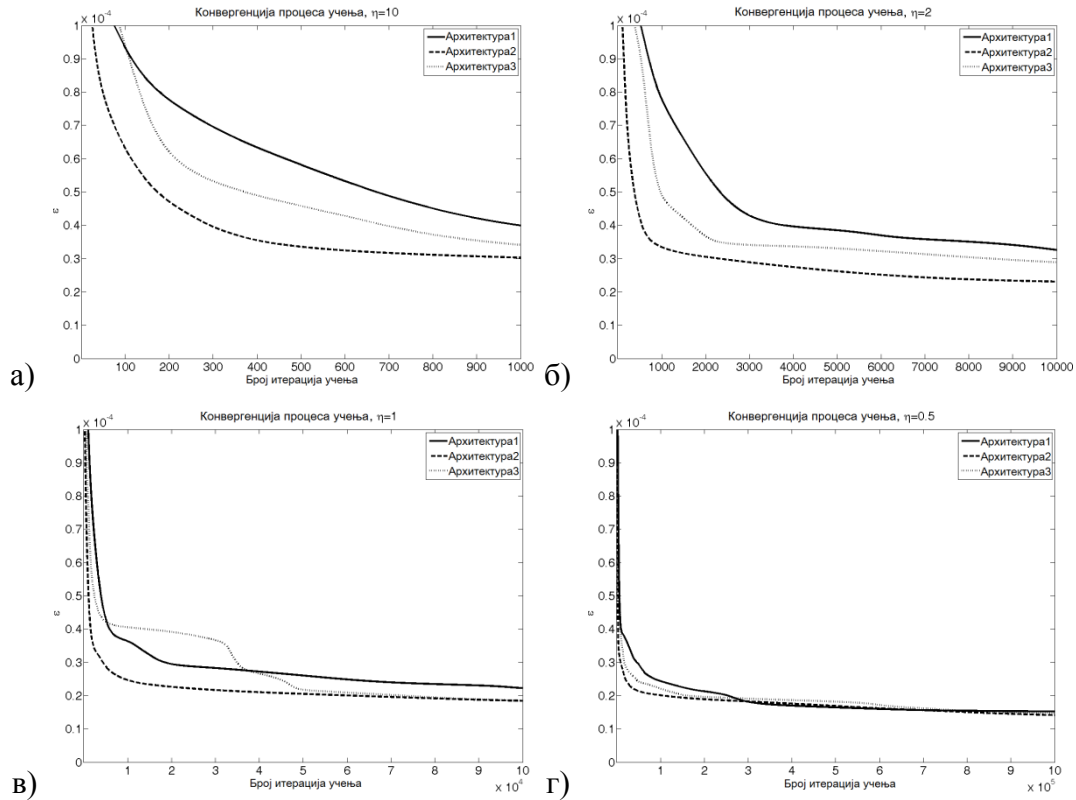
Након извршења задатог броја итерација учења, процес учења је прекидан и сматран је завршеним (услов конвергенције укупне грешке). Избор параметара мреже: броја унутрашњих слојева, броја неурона по слоју, броја η , броја итерација учења, опсега вредности коефицијената итд. зависи од разматраног проблема. Не постоје опште препоруке, нарочито за разматрану категорију проблема струјања, па су овде одређивани испробавањем различитих могућности. Сprovedени поступак подсећа на студију мреже код нумеричких прорачуна - почело се са мањим бројем слојева, неурона, итерација учења, броја η и ишло ка већим уз поређење добијених резултата. Идеални критеријум конвергенције и „добре” истренираности мреже био би задовољен када вредности укупне грешке и расподеле релативне грешке за сваки модел из скупа за проверу престану значајно да се разликују. Међутим, како такав процес учења може бити веома дуготрајан (или чак недостижан јер и предефинисана и/или недовољно дефинисана мрежа акумулирају грешку) формирано је неколико НМ различитог броја итерација учења и броја η (јер су ове две величине обрнуто сразмерне).

Поређење различитих НМ вршено је над скупом за проверу, једнаком скупом за тренирање (распршеност овог скупа постигнута је вршењем 350 различитих прорачуна у којима су избор активираних млазева и њихови параметри случајно задавани). Способност НМ за предвиђање перформанси каскаде проверена је разматрањем модела 1 и 2 са активираним млазевима као и нових конфигурација којима одговарају улазни нападни углови $\alpha = 40^\circ$ и $\alpha = 60^\circ$.

6.3.2 Анализа резултата

Конвергенције укупних грешака за три различите архитектуре НМ при различитим поступцима тренирања приказане су на слици 6.12. Генерално, грешка најбрже конвергира на архитектури 2 што је нарочито очигледно код краћих поступака тренирања мреже. Са повећањем броја итерација учења већа комплексност двослојне унутрашње структуре треће разматране неуронске мреже постаје и њена предност па је апсолутна вредност укупне грешке на крају тренинга врло слична вредности грешке на архитектури 2 иако постоји разлика у

првом делу тренинга. Треба имати у виду и да су почетне вредности коефицијената на свим архитектурама случајно задате што може имати утицаја на ток конвергенције, нарочито код кратког тренинга.



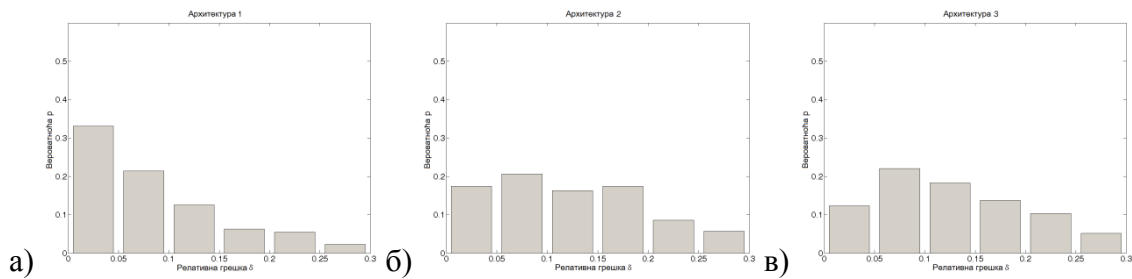
Слика 6.12. Конвергенције различитих прооступака тренирања НМ за три различите архитектуре

Други критеријум квалитета НМ, расподеле релативне грешке модела из скупа за проверу, илустрован је на сликама 6.13 и 6.14. Релативна грешка сваког модела δ рачуната је као апсолутна вредност одступања пада тоталног притиска израчунаога нумерички од вредности предвиђене НМ, израз (6.12). На у-координати приказана је вероватноћа да се релативна грешка налази у одређеном опсегу. Веома је задовољавајуће што је вероватноћа предвиђања резултата са тачношћу већом од 85% за све три архитектуре након дужих поступака тренирања преко 75%, детаљније у табели 6.2.

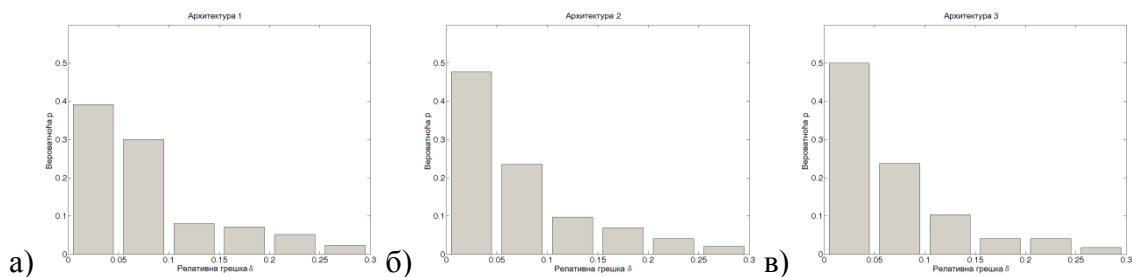
$$\delta = \left| 1 - \frac{Y_{ANN}}{Y_{CFD}} \right| \quad (6.12)$$

Анализом приказаних расподела уочљиве су неке особине различитих разматраних архитектура као и поступака тренирања. Слика 6.13 илуструје

неповољности кратког поступка тренирања (велика зависност од почетних претпоставки, распршеност и недовољна поузданост резултата). При дужим поступцима тренирања, свако унапређење основне архитектуре, било у броју слојева или неурона, води ка повећању тачности (ако је и скуп за тренирање довољне величине). Вештачким повећањем броја улазних параметара остварује се бржа конвергенција. Такође, при тренинзима средње дужине највећи део резултата прорачунава се са максималном тачношћу. Међутим, повећањем броја слојева постиже се глобалнија тачност. Ако је могуће укључити довољан број чворова по слоју и спровести дужи поступак тренирања, оваква архитектура пружа веома задовољавајуће резултате.



Слика 6.13. Расподеле вероватноће тачности предвиђања пада тоталног притиска за три архитектуре НМ након најкраћег спроведеног тренинга



Слика 6.14. Расподеле вероватноће тачности предвиђања пада тоталног притиска за три архитектуре НМ након најдужег спроведеног тренинга

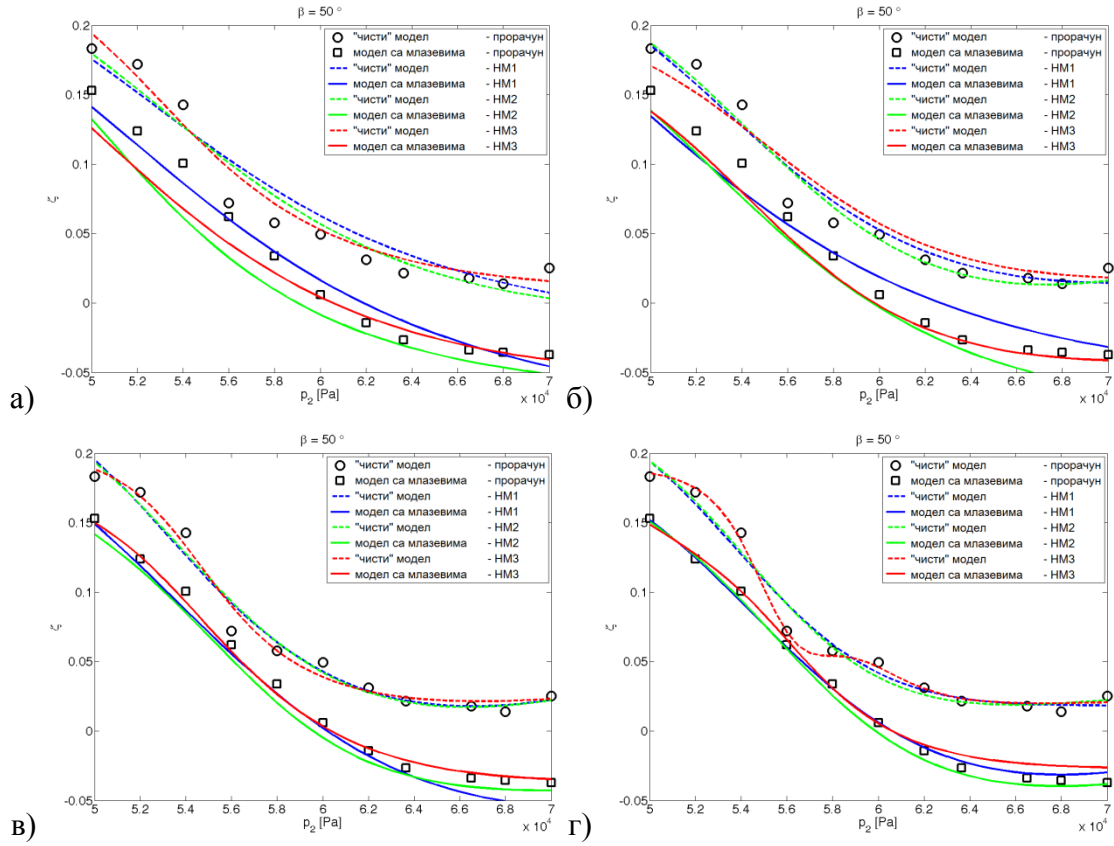
Коначно, слике 6.15 и 6.16 приказују примену развијених НМ на процену перформанси линеарних каскада као и оних са инсталираним млазевима чијом активацијом је могуће променити струјну слику око профила. Процена карактеристика модела 1 је врло задовољавајућа, нарочито након дужих поступака обучавања мрежа. Интересантно је да су све три НМ способне да репродукују карактеристике „чистог” модела 2, а ниједна карактеристике те каскаде са активираним млазевима чак и након дугог тренинга. Оваква

констатација се вероватно може делимично образложити скупом за тренирање и колико треба бити опрезан при његовом формирању. Треба напоменути и да су оптимизоване конфигурације са активираним млазевима, добијене уз помоћ све три НМ, исте (сви млазеви активирани, максимална вредност односа B и тангенцијално убризгавање) иако се вредности пада тоталног притиска разликују.

Табела 6.2. Вероватноћа тачности предвиђања пада тоталног притиска за три архитектуре НМ у [%]

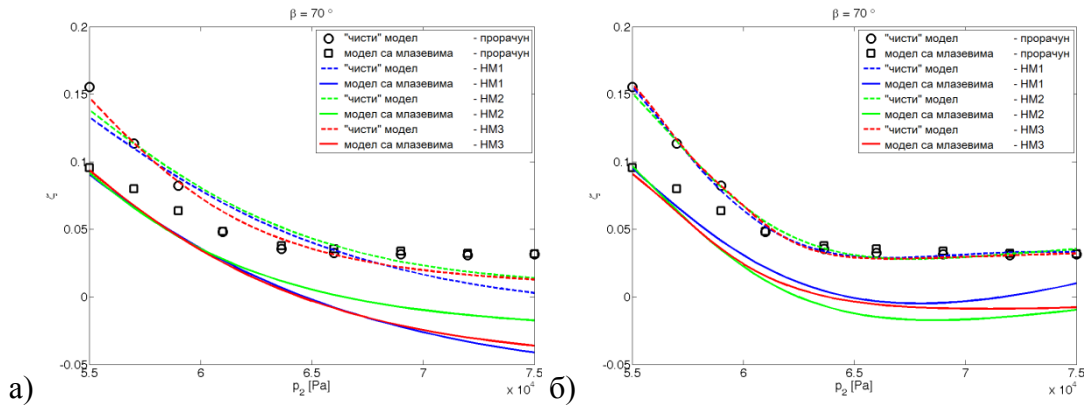
η	Архитектура	$\delta < 5\%$	$\delta < 10\%$	$\delta < 15\%$	$\delta < 20\%$
10	1	33	55	67	73
	2	17	38	54	72
	3	12	34	53	66
2	1	21	45	64	73
	2	23	50	70	79
	3	20	43	60	78
1	1	35	61	69	77
	2	47	71	80	87
	3	46	70	78	87
0.5	1	39	69	77	84
	2	48	71	81	88
	3	50	74	84	88

Додатно тестирање способности разматраних НМ извршено је уз помоћ нових, додатних модела исте геометрије али различитих нападних углова $\alpha = 40^\circ$ и $\alpha = 60^\circ$. Како су мреже „научене” на нападне углове $\alpha = 50^\circ$ и $\alpha = 70^\circ$ овде је проверена њихова применљивост и на непознате, претходно неразматране случајеве. Иако мреже нису тачно предвиделе перформансе модела 2, слика 6.17 показује врло задовољавајуће предвиђање перформанси нове каскаде при $\alpha = 60^\circ$. Нешто мање поклапање постигнуто је са моделом при $\alpha = 40^\circ$, слика 6.18.



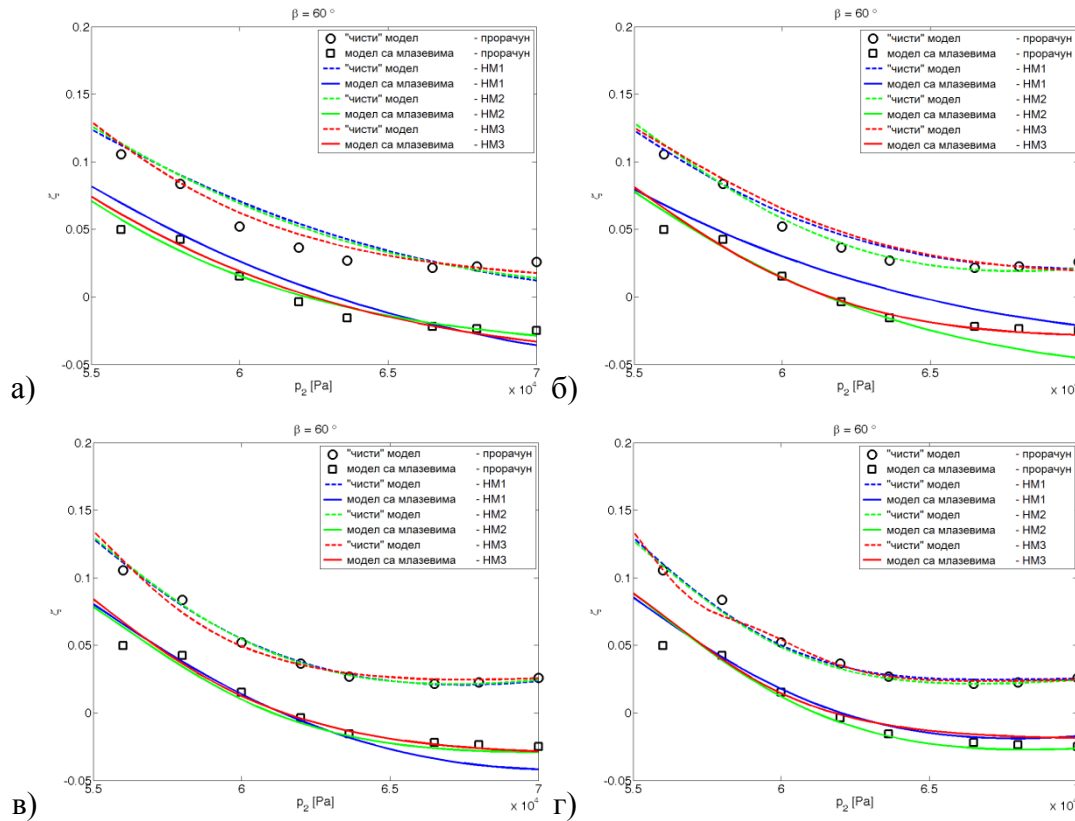
Слика 6.15. Перформансе модела 1 процењене неуронским мрежама;

а) $N = 1000, \eta = 10$, б) $N = 10000, \eta = 2$, в) $N = 100000, \eta = 1$, г) $N = 1000000, \eta = 0.5$



Слика 6.16. Перформансе модела 2 процењене неуронским мрежама;

а) $N = 1000, \eta = 10$, б) $N = 1000000, \eta = 0.5$

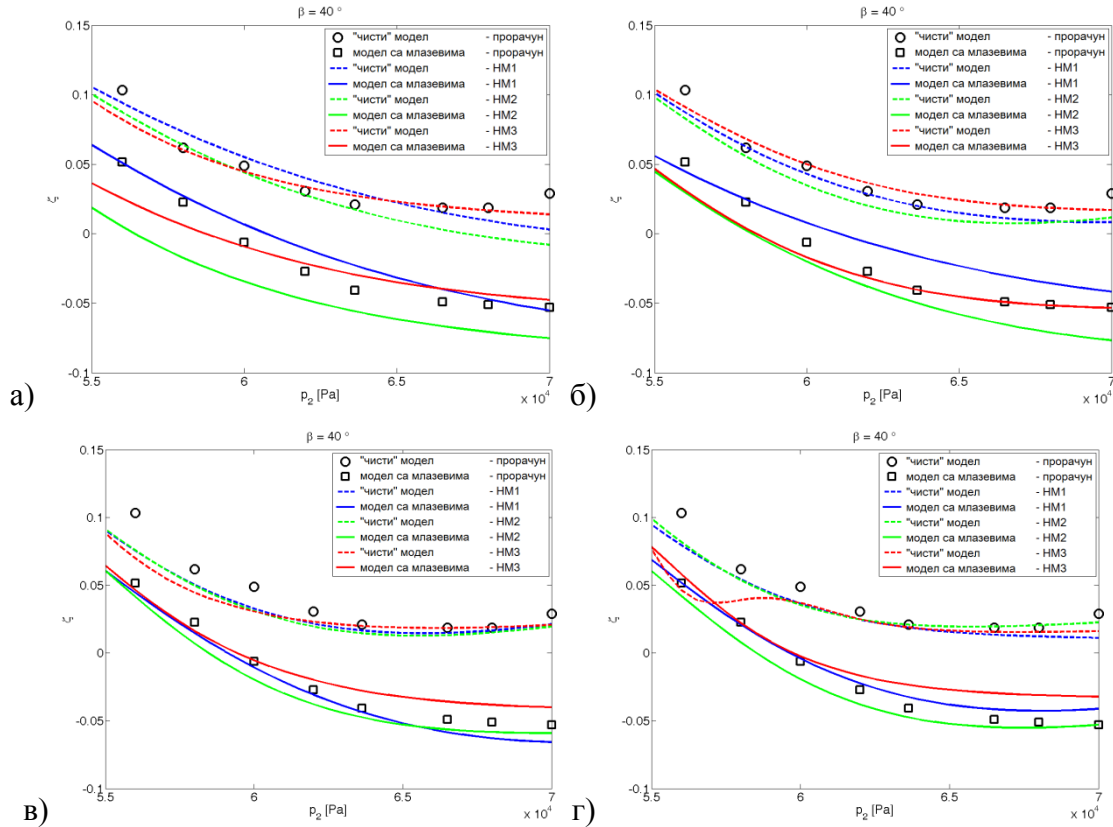


Слика 6.17. Перформансе додатног модела ($\alpha = 60^\circ$) процењене неуронским мрежама; а) $N = 1000, \eta = 10$, б) $N = 10000, \eta = 2$, в) $N = 100000, \eta = 1$, г) $N = 1000000, \eta = 0.5$

6.3.3 Могућности примене и закључци

У овом делу рада испитивана је могућност примене алтернативних, недовољно заступљених прорачунских метода/процедура на процену комплексних аеродинамичких перформанси. Чини се да приказана методологија има потенцијала за реалну примену. Формирани модел је математички једноставан (користи само елементарне математичке функције) и могуће га је имплементирати и на економичним управљачким уређајима као што су микроконтролери. Иако струјни феномени који се јављају нису разјашњени, чини се да коришћени модел (неуронске мреже) може да их „ухвати”, користи и чак предвиди. У том смислу, могуће је оформити управљачке алгоритме којима би се регулисала/мењала струјна слика око аеропрофила (турбине, компресора, крила, ветротурбине итд). Управљачки органи такође не морају бити активни млазеви којима се флуид убризгава у систем већ и било који други апарати којима се мења струјна слика као што су усисни одводи, плазма актуатори, ситне промене

геометрије итд. Просто је потребно формирати (експериментално, прорачунски или комбинацијом оба приступа) неку базу података утицаја управљачких органа и „истренирати” мрежу. При том је могуће побројати стечена искуства и извести одређене закључке.



Слика 6.18. Перформансе додатног модела ($\alpha = 40^\circ$) процењене неуронским мрежама; а) $N = 1000, \eta = 10$, б) $N = 10000, \eta = 2$, в) $N = 100000, \eta = 1$, г) $N = 1000000, \eta = 0.5$

За разлику од области рачунарске технике и проблема препознавања, за процену аеродинамичке слике око аеропрофила довољно је (и препоручено) користити неповратне, надгледане мреже једноставне архитектуре (значајно мањег броја чворова и једног, евентуално два унутрашња, скривена слоја). Ова препорука је наглашена услед смањеног броја улазних података јер спровођење великог броја анализа опструјавања најчешће захтева значајне финансијске и прорачунске ресурсе. Такође, како број улазних и излазних параметара углавном није велики јер улаз најчешће подразумева поље притиска, брзине и температуре, а излаз неки параметар квалитета као што је однос притисака или коефицијент узгона, мање мреже су у могућности да довољно тачно репродукују ове утицаје, а

многу су једноставније за формирање, а касније и коришћење. Аутор сматра да је потенцијал њихове примене у овој области велик, јер оне уносе ниво стохастике и незнања који је реално присутан јер физика струјања није потпуно разјашњена. Како су прорачунске методе механике флуида засноване на одређеним математичким/нумеричким моделима, коришћењем само њих најчешће није могуће доћи до потпуно тачних предвиђања перформанси, нарочито у прелазним режимима. Са друге стране, у таквим режимима постоји и проблем поузданости и тачности мерења па је могуће користити предложени модел и у комбинацији са резултатима добијеним експериментално као поправку тих података или као допуну информацијама о неразматраним режимима.

Треба веома водити рачуна о начину формирања скупа за тренирање. Уколико се жели постићи глобалнија област примене, пожељно је да полазне информације буду што разнородније. Није могуће дати препоруку о димензији тог скупа јер то веома зависи од разматраног проблема, броја параметара и области примене, али се овде показало да је за 5 улазних и 1 излазни параметар опструјавања профила у каскади за опсег нападних углова од приближно 30° могуће добити задовољавајуће резултате већ на скуповима за тренирање и проверу реда величине пар стотина модела. За само један нападни угао главне струје довољна величина скупа је око 100 модела, за опсег нападних углова али и смањени опсег излазних притисака (јер се на нижим притисцима јављају већа одступања од генералног тренда) коришћен је скуп за тренирање димензије ~ 250 , док је за пуне опсеге свих параметара коришћен скуп ~ 350 . Међутим, треба имати у виду да су намерно разматрани критични и аеродинамички проблематични режими (звучни таласи, ударни таласи, одвајање граничног слоја, загушење струјања итд) и да су у прорачуне уведени млазеви флуида распоређени по горњаци профила. Ове ставке повећавају некохерентност полазних резултата и захтевају повећану робусност неуронских мрежа. Друга значајна окосница је процес тренирања мреже. Тада је потребно одредити релативне опсеге параметара и коефицијената мреже и решити колико времена ће бити утрошено. Број итерација учења одређује и градијент коефицијената мреже (број η) и потребно је уклопити те две величине (које опет нису независне од броја параметара, чворова,

слојева, архитектуре мреже итд). У раду је приказано неколико могућности које могу бити одабране на основу жељене тачности.

Што се тиче архитектуре мреже, у случају ужих опсега параметара и већег познавања проблема предлаже се употреба једноструке мреже са модификованим улазом. Већи број улазних параметара значајно убрзава конвергенцију без губитка на тачности. Њихова примена на појединачни проблем је велика и овде би то подразумевало формирање нове НМ за сваки нападни угао (што је могуће реализовати и имплементирати). Са друге стране, ако се жели глобалнија примена једне мреже на већи број различитих случајева боље је одредити се за мрежу са класичним улазом било једноструке или двоструке архитектуре. Већи број слојева подразумева већу прорачунску сложеност и дуже тренирање. Опет, у случају смањења опсега радних режима, када су доступни подаци били кохерентни није примећено значајно побољшање перформанси двоструке у односу на једноструку мрежу. Међутим, при ширем опсегу радних режима, двострука мрежа се показала значајно тачнија. То уједно може бити и њена мана јер је таква архитектура осетљивија на погрешне улазне податке јер јој њена сложенија структура омогућава да се прилагоди свим улазним подацима, па и погрешним, и на тај начин смањи опсег употребљивости на непознатим режимима. Уколико су улазни подаци довољно тачни перформансе ове мреже су супериорне и односу на друге.

Глава 7

Опструјавање крила променљивих граница

Интеракција флуида и структуре је релативно млада, мултидисциплинарна област истраживања која је уско везана за аеродинамику/динамику флуида, структуралну анализу, прорачунске методе, динамику и теорију осцилација. Из тог разлога, и веома различите класе проблема, као што су нпр. померљиве али круте границе (као тип пасивног управљања струјном сликом), деформабилне границе (разматрање еластичног тела), активно управљање променом граница итд, могу бити сврстане у ову категорију. У претходном поглављу разматрана је могућност промене струјне слике око профила убризгавањем млаза флуида. Овде ће бити разматрана могућност утицаја на струјну слику променом граница опструјаваног тела. Пошто је такав тип анализе прорачунски захтевнији, разматрано је неколико различитих, базичних случајева.

Опструјавано тело можемо сматрати крутим или еластичним. Круто тело може осциловати око неке од својих главних оса. Опструјавање тела које осцилује је динамичка појава и може за последицу имати ефекте који се не јављају у стандардним, статичким случајевима (претходно је разматран ефекат динамичког слома узгона код мале ветротурбине са вертикалном осом обртања). Приликом анализе крила као витког, танког тела, оправдано је разматрати осциловање око подужне осе летелице („махање крила”) и подужне осе крила („пропињање крила”). Друга могућност је крило сматрати еластичним, што је и ближе стварности. Опет, оправдано је узети у обзир деформацију структуре проузроковану аеродинамичким оптерећењем, која, са своје стране, мења струјну слику око тела, односно, и сама оптерећења које тело трпи. Тако започиње

унакрсно-зависна интеракција флуида и структуре, која ће у случају стабилног система конвергирати, а у случају нестабилног може довести до слома структуре. Лакше, витке структуре израђене од композитних материјала склоне су овим динамичким појавама и приликом њиховог пројектовања потребно је извршити додатне анализе засноване на интеграцији прорачуна струјања и структуре. Како таква разматрања још увек или нису део комерцијално доступних прорачунских пакета, или су применљива само на веома упрошћене геометрије, или подразумевају знатно поједностављене прорачуне струјања, најчешће је потребно развити сопствене рутине које би омогућиле овакве анализе што и представља тему овог дела истраживања.

Основни циљ овог дела рада био је установити могућност утицања на струјну слику око тела спровођењем што вернијих нумеричких прорачуна струјања. Услед повећане комплексности целокупног проблема (у односу на појединачне потпроблеме), уобичајено је упрошћење прорачуна опструјавања јер је он начелно захтевнији од прорачуна структуре. Међутим, овде је акценат стављен на струјно поље, односно могућност његове промене или управљања њиме, па је било потребно спровести што поузданије анализе струјања. У ту сврху, прорачун структуре је или занемарен (приликом разматрања крила као крутог тела), или поједностављен (разматрањем крила као еластичне, укљештене греде). Више пажње посвећено је формирању мрежа које се могу деформисати, а сами прорачуни вршени су у програмском пакету ANSYS FLUENT првенствено намењеном прорачунима струјања уз имплементацију одређених корисничких функција. Представљена методологија испробана је на примеру крила, али се може односити на било које опструјавано тело, нарочито контролне површине, стабилизаторе, лопатице хеликоптера, ветротурбина итд.

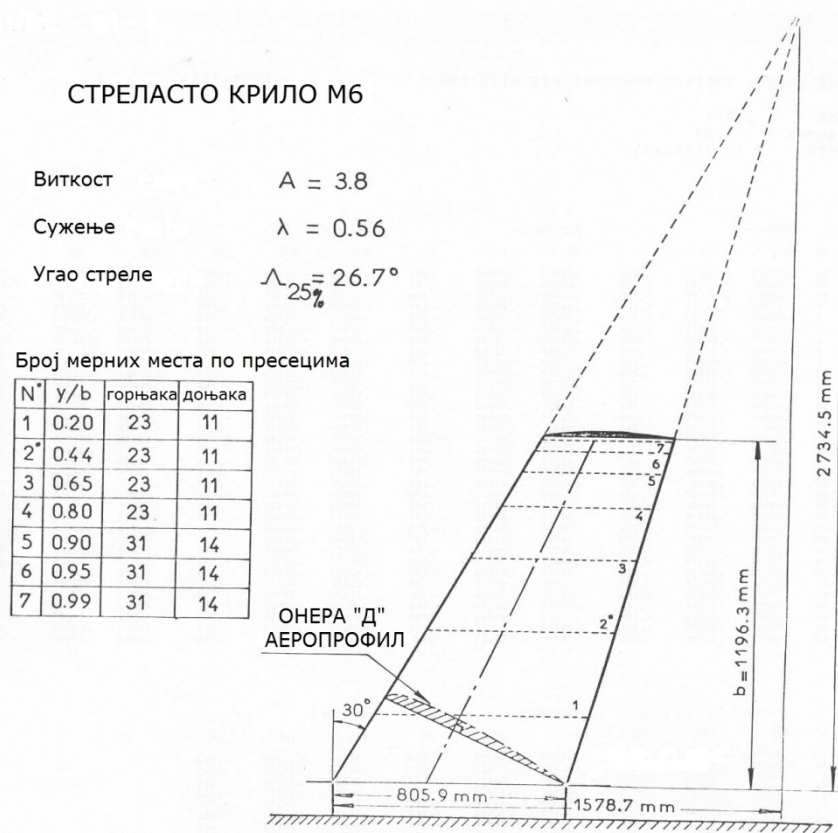
7.1 Избор и калибрација нумеричке поставке на стандардном моделу крила ОНЕРА М6

Онерино М6 крило, [76], представља један од најчешће коришћених модела за проверу, калибрацију и валидацију нумеричких кодова и поставки због своје једноставне геометрије, детаљно спроведених испитивања различитих

струјних режима (између осталог и окозвучног режима струјања при коме се могу јавити бројни струјни феномени као што су звучни мехури, ударни таласи, одвајање граничног слоја итд, [81]) и доступности експерименталних података. Нумеричком анализом опструјавања овог крила бавили су се многи истраживачи па је тако коришћено и у овом разматрању као полазни, базни модел како за проверу нумеричке мреже и нумеричке поставке, тако и за нешто напреднија истраживања за случајеве променљивих граница и деформабилне геометрије.

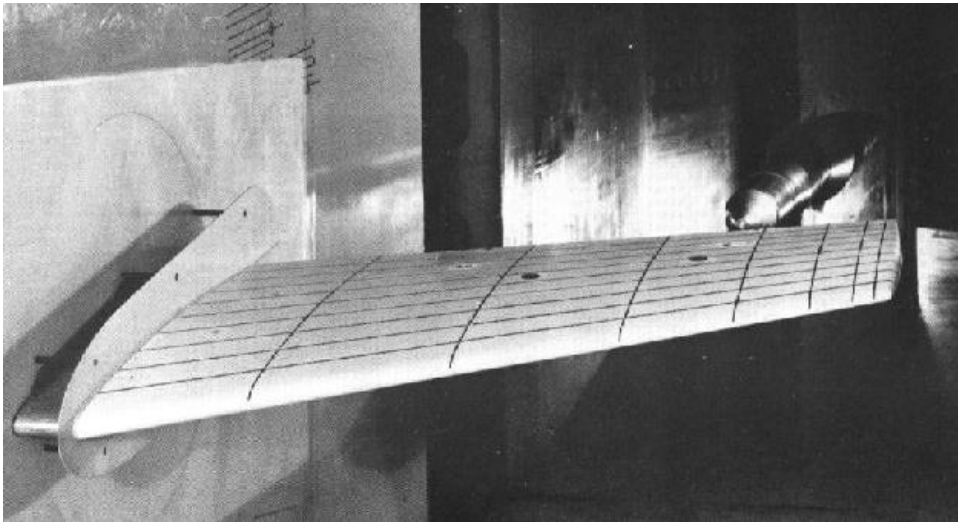
7.1.1 Експеримент и геометрија модела

Експерименти су вршени 1972. године у аеротунелу ONERA S2MA у оквиру серије испитивања просторних опструјавања при високим вредностима Рејнолдсовог броја и опсегу брзина од ниских до окозвучних. Аеротунел је континуалног типа, вредности зауставног притиска од $0.3 \div 2.5 \text{ bar}$ и зауставне температуре од $287 \div 320 \text{ K}$, и могуће је остварити Махове бројеве у опсегу од $0.1 \div 1.35$. Радни део је квадратног облика димензија $1.77 \times 1.75 \times 5.4 \text{ m}$.



Слика 7.1. Геометрија и мерни пресеци крила ОНЕРА М6, преузето из [81]

Доступни подаци опструјаваног полукрила, названог ОНЕРА М6, добијени су при Маховим бројевима 0.7, 0.84, 0.88 и 0.92, нападним угловима не већим од 6° и Рејнолдовим бројевима око 12 милиона. Притисак је мерен у 271 тачки распоређеној по 7 пресека. Крило је невитоперено, стреласто, константног аеропрофила ОНЕРА „Д” дуж полуразмаха. Геометријске карактеристике крила и релативне координате мерних пресека дате су на слици 7.1, док слика 7.2 приказује крило у аеротунелу.



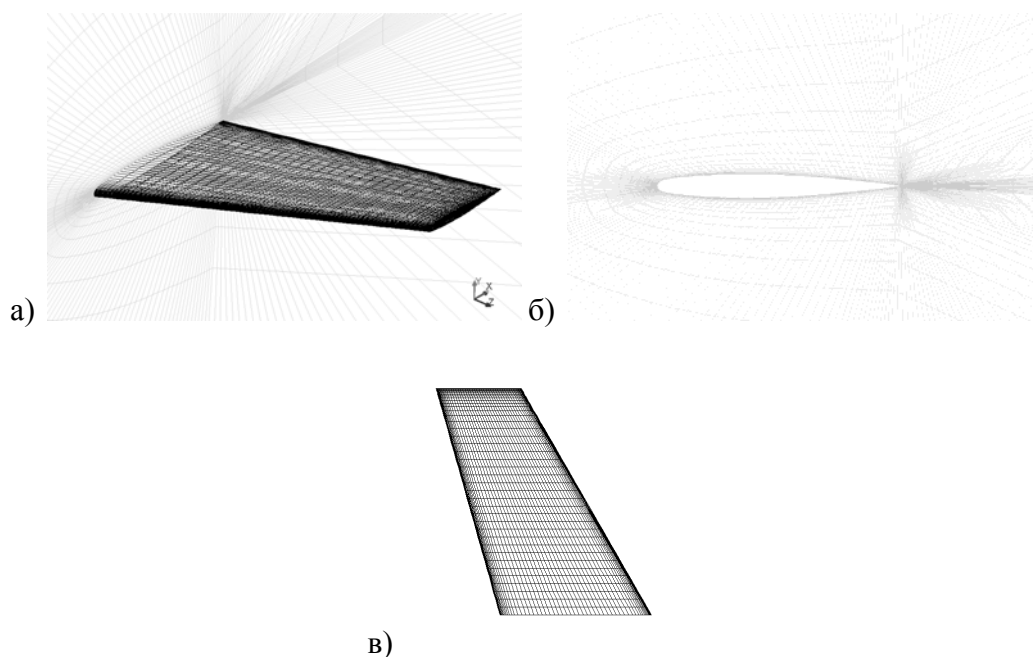
Слика 7.2. Крило ОНЕРА М6 пре испитивања у аеротунелу, преузето из [81]

Нумерички прорачуни вршени су за параметре непоремећеног струјног поља $M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ$. Излазна ивица је коначне дебљине.

7.1.2 Нумеричка поставка, студија конвергенције мреже, валидност једноставне мреже

У првом кораку испитана је могућност нумеричког прорачуна опструјавања описаног крила (за разлику од примера приказаних у претходним поглављима, овде су спровођене просторне анализе и то релативно неповољног струјног режима). Из тог разлога, и на основу стеченог искуства, примењен је класични приступ: формирано је неколико структурираних прорачунских мрежа различите густине, димензија и облика околног домена. Посебна пажња посвећена је подели у близини зидова да би се испоштовале све препоруке које се односе на бездимензионалну удаљеност од зида y^+ , која ни у једном случају није била већа

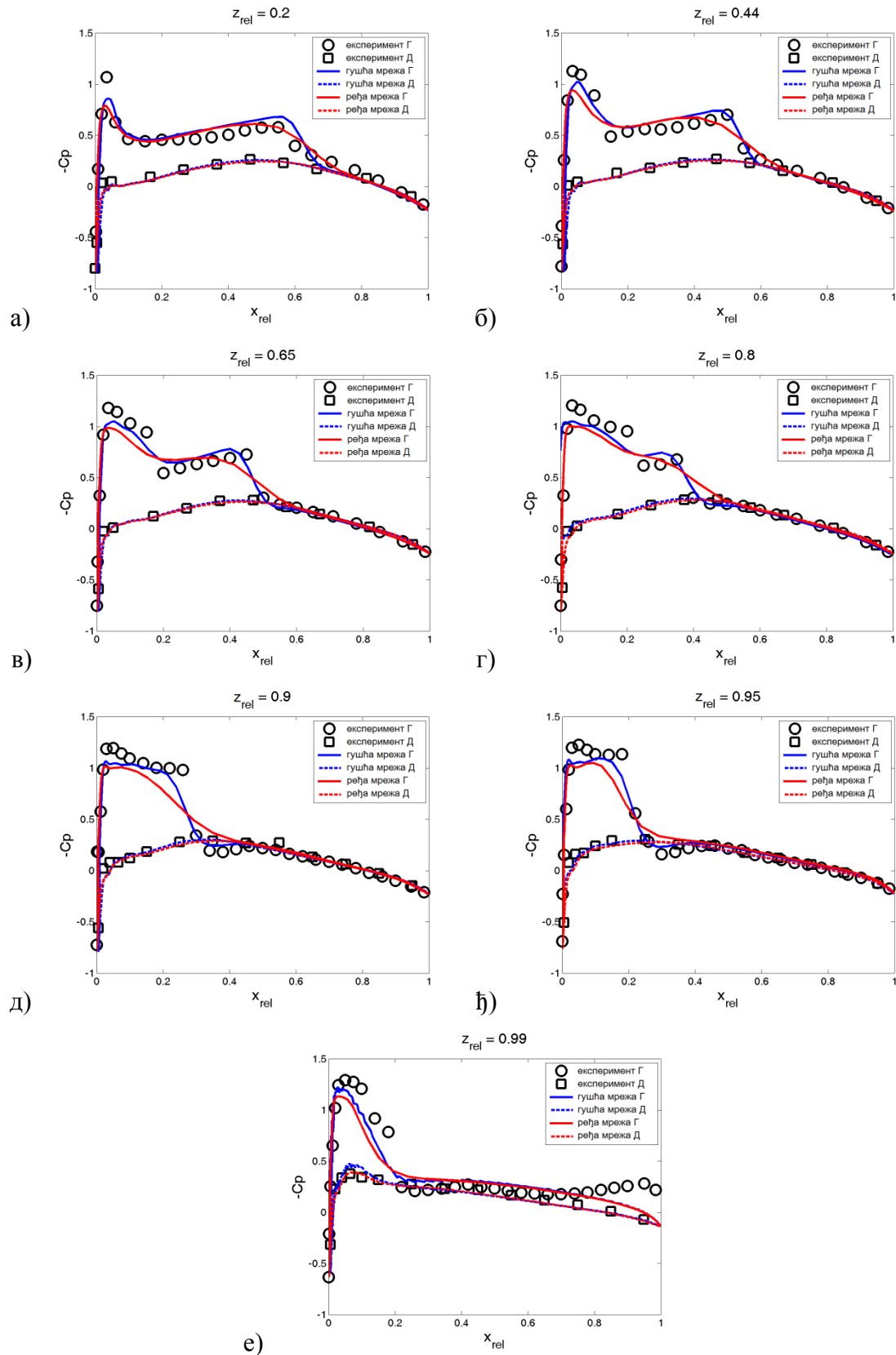
од 5. Спроведена је датаљна студија мреже, након које је усвојена коначна мрежа која садржи преко 1100000 ћелија, слика 7.3.



Слика 7.3. Структурирана прорачунска мрежа крила ОНЕРА М6, а) изометријски приказ, б) раван симетрије, в) горњака крила

Као и у претходним примерима, нумерички прорачуни струјног поља вршени су у комерцијалном програмском пакету ANSYS FLUENT 14.0. Овог пута, за затварање система једначина коришћен је турбулентни модел $k-\omega$ SST (потврђене задовољавајуће тачности, а прихватљиве комплексности у односу на доступне прорачунске ресурсе). На спољашњој површини задани су: тотални притисак, статичка температура, Махов број, правац брзине и турбулентне величине непоремећеног струјног поља (у складу са експерименталним подацима). Преостала страница лежи у равни симетрије.

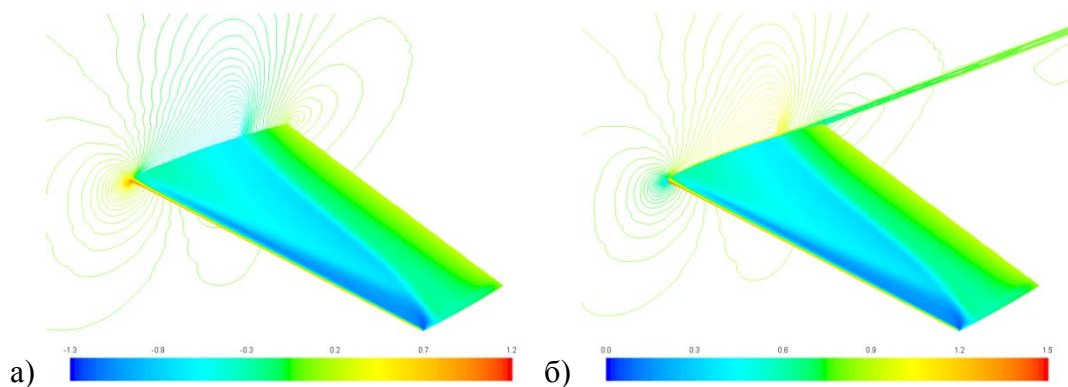
Карактеристике солвера дефинисане су као у претходном примеру: Навије-Стоксове и додатне једначине преноса турбулентних величина решене су као нестационарне. Како се утицај стишљивости не може занемарити коришћен је куплован солвер. Шеме за решавање просторних градијената величина струјног поља су 2. реда, док је њихова нестационарност представљена дискретизацијом 1. реда. Задата вредност Курановог броја износи 5, док је временски корак био реда величине 10^{-4} s.



Слика 7.4. Поређење измерених и прорачунатих коефицијената притиска на две структуриране мреже различите густине

Квалитет мреже и нумеричког модела провераван је упоређивањем коефицијената притиска по мерним пресецима. Као што се види на слици 7.4, где су експериментални подаци упоређени са нумеричким израчунатим на две различите мреже, ређој и коначно усвојеној гушћој, могуће је тачније симулирати струјање на другој мрежи. У том смислу, термин коначно усвојена односи се на постизање максималне нумеричке тачности резултата на доступним алатима, како хардверским тако и софтверским (јер, како је већ и поменуто, бројни струјни феномени и даље нису у потпуности разјашњени). Генерално, нумерички резултати задовољавајуће прате карактер измерених вредности у свим пресецима, осим у последњем, на самом крају крила, где није постигнуто успешно симулирање струјања по горњаци у близини излазне ивице.

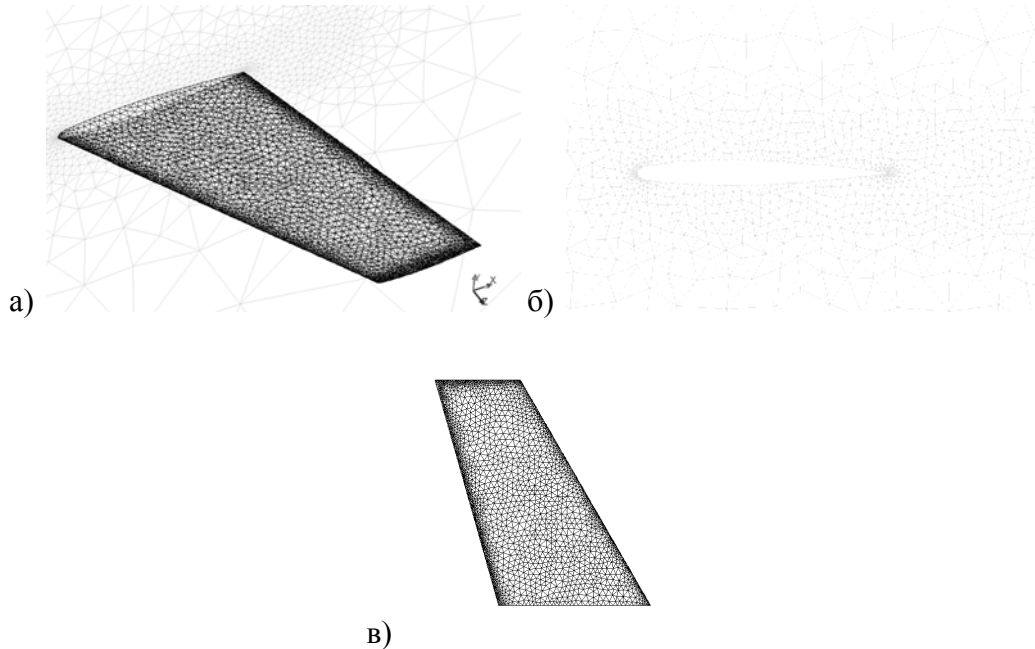
Комплексност струјне слике могуће је приказати контурама коефицијента притиска и Маховог броја, по површини крила и у равни симетрије, слика 7.5.



Слика 7.5. Визуелизација прорачунатог струјног поља; површина крила обојена је према вредностима коефицијента притиска док контуре у равни симетрије одговарају расподели: а) коефицијента притиска и б) Маховог броја

Међутим, представљена мрежа и турбулентни модел превише су сложени и/или рафинирани да би били коришћени у комбинацији са мрежом променљивих граница. Односно, фина, уситњена мрежа биће „покварена” у процесу померања чворова што ће такође утицати и на могућност турбулентног модела да да употребљиве податке (јер су потребне ситне временске и просторне размере да би се добили валидни подаци). Из тог разлога, испробан је и одређени број неструктурираних мрежа, мањих димензија околног домена, и без формираног граничног слоја на којима су решаване основне једначине одржања за невискозан

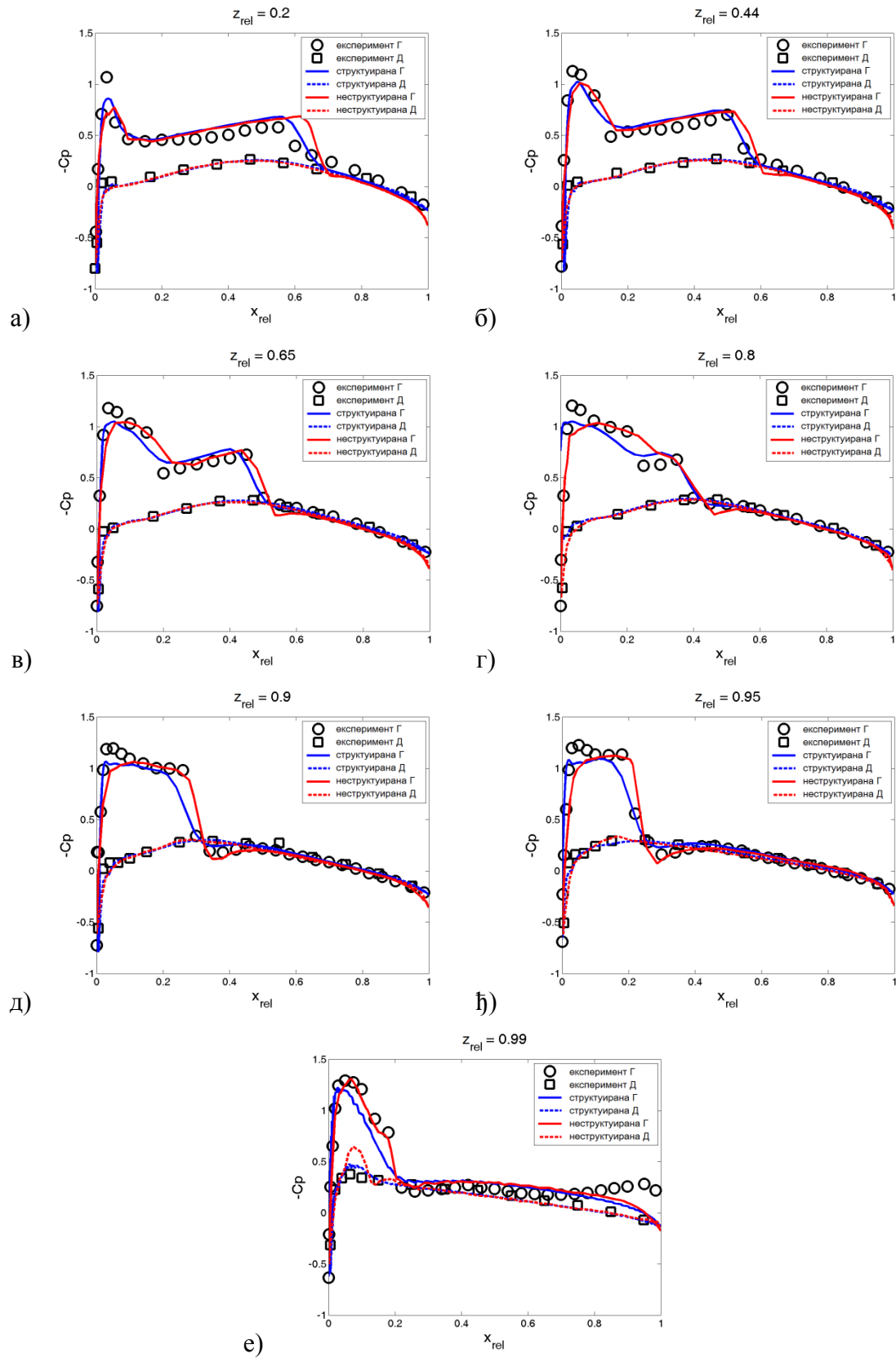
флуид (Ојлерове једначине). Остали параметри мреже су релативно слични (густина у близини крила, број чворова по површини крила, коефицијент раста ћелија кроз домен итд). Коначно усвојена неструктурирана мрежа бројила је преко 500000 ћелија, слика 7.6.



Слика 7.6. Неструктурирана прорачунска мрежа крила ОНЕРА М6 коришћена у даљој анализи, а) изометријски приказ, б) раван симетрије, в) горњака крила

Квалитет мреже и применљивост модела невискозног флуида испитани су упоређивањем добијених нумеричких резултата са претходно прорачунатим (на структурираној, детаљнијој мрежи) и са експерименталним вредностима. Као што се може видети на слици 7.7 резултати су задовољавајући и чак се чини да је на неким местима боље репродукован карактер струјања. (Треба, међутим, имати у виду да се све време проверавају само силе услед расподеле притиска, а да смичући напони нису разматрани.) Опет постоји неслагање резултата по горњаци последњег пресека у близини излазне ивице. Са друге стране, у близини нападних ивица и горњаке и доњаке овог пресека постоји пад притиска што у првом случају више, а у другом случају мање одговара експерименталним вредностима.

Што се тиче конвергенције самог прорачуна, није било никаквих проблема и праћени аеродинамички коефицијенти су релативно брзо постигли устаљене вредности (за мање од 500 временских корака).



Слика 7.7. Поређење измерених и прорачунатих коефицијената притиска помоћу два различита физичка/нумеричка турбулентна модела

7.2 Променљива мрежа

Између осталог, програмски пакет ANSYS FLUENT пружа могућност дефинисања закона релативног померања одређених граница, односно чворова који чине те границе, као и адаптације „нове” мреже. Границе могу бити круте, нпр. клип или закрилице, или еластичне/деформабилне, нпр. крило или мембрана. У оба случаја, потребно је дефинисати функције промене вектора положаја чворова у зависности од времена, што овакве симулације чини нестационарним и прорачунски комплекснијим.

Општи запис интегралног облика транспортне једначине променљиве Φ по произвољној контролној запремини V је сада нешто другачији, израз (7.1), (да би било узето у обзир померање мреже, појављује се нова променљива, вектор брзине чвора \vec{u}_g):

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \Phi dV + \int_{\partial V} \rho \Phi (\vec{u} - \vec{u}_g) \cdot d\vec{A} = \int_{\partial V} \Gamma_\Phi \nabla \Phi \cdot d\vec{A} + \int_V S_\Phi dV. \quad (7.1)$$

Први члан апроксимира се шемом унапред првог реда, према изразу (7.2)

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \Phi dV = \frac{(\rho \Phi V)^{n+1} - (\rho \Phi V)^n}{\Delta t}, \quad (7.2)$$

где горњи индекси n и $n+1$ означавају тренутну вредност и вредност у следећем временском тренутку $t + \Delta t$. Слично, нова запремина ћелије и њен извод по времену рачунају се према (7.3) и (7.4)

$$V^{n+1} = V^n + \frac{dV}{dt} \Delta t, \quad (7.3)$$

$$\frac{dV}{dt} = \int_{\partial V} \vec{u}_g \cdot d\vec{A} \approx \sum_j^{n_j} \vec{u}_{g,j} \cdot d\vec{A}_j \quad (7.4)$$

где n_j означава број ограничавајућих површина запремине V . При прорачуну скаларног производа из (7.5)

$$\vec{u}_{g,j} \cdot d\vec{A}_j = \frac{\delta V_j}{\Delta t} \quad (7.5)$$

δV_j представља део запремине „истиснуте” спољашњом површиницом A_j током временског корака Δt .

Деформабилну мрежу могуће је реализовати на неколико начина [6]. Првенствено је могуће посматрати ивице између суседних чворова као опруге

дефинисане коефицијентом еластичности. Сила у опрузи између чворова i и j представљена је релацијом (7.6)

$$\vec{F}_{ij} = k_{ij} (\Delta \vec{x}_j - \Delta \vec{x}_i). \quad (7.6)$$

Систем додатих једначина решава се тако да суме свих сила које делују у одређеном чвору морају бити једнаке нули. При овом методу деформације мреже нема додавања нових чворова.

Могуће је мењати мрежу и уметањем слојева. На тај начин могуће је очувати висину граничног слоја уз повећање броја елемената мреже. Како је овај метод првенствено погодан за структуриране или хибридне мреже, није коришћен у приказаним примерима.

Коначно, у случају већих деформација, да би се избегло значајно умањење квалитета мреже, могуће је изнова формирати прорачунску мрежу у одређеним сегментима. У зависности од задатих контролних параметара (минималне или максималне дужине ивице елемента, максималне витоперености елемента, броја итерација након којих се мрежа проверава и мења, итд) одређене скупине елемената могу бити спојене/уједињене или растављене. Ово је прорачунски најзахтевнији метод али такође и метод најшире области примене.

Да би било могуће спровести нумерички прорачун струјног поља над деформабилном мрежом потребно је јасно, једнозначно дефинисати законе промене граница домена што се најчешће врши путем корисничких функција.

7.3 Структурни модел

Деформације крила одређене су према теорији просте греде чија су полазишта иста као при разматрању динамике система опруга. У питању је врло једноставан модел који се веома често примењује у ваздухопловству при разматрању савијања и увијања крила и лопатица, нарочито у фази концептуалног дизајна.

У наставку су разматрани идеални случајеви чистог савијања и увијања за које важи претпоставка: греда се посматра као систем крутих тела која се померају (ротирају), док се деформације по другим правцима од разматраних

занемарују. Одговарајућа мала померања могуће је представити као линеарне функције подужне координате z , изрази (7.7) и (7.8)

$$y = \frac{\partial y}{\partial z} dz, \frac{\partial y}{\partial z} = \frac{\partial^2 y}{\partial z^2} dz, \frac{\partial^2 y}{\partial z^2} = -\frac{M_x(z)}{E(z)I_x(z)}, \quad (7.7)$$

$$\theta = \frac{\partial \theta}{\partial z} dz, \frac{\partial \theta}{\partial z} = \frac{M_z(z)}{G(z)I_0(z)} \quad (7.8)$$

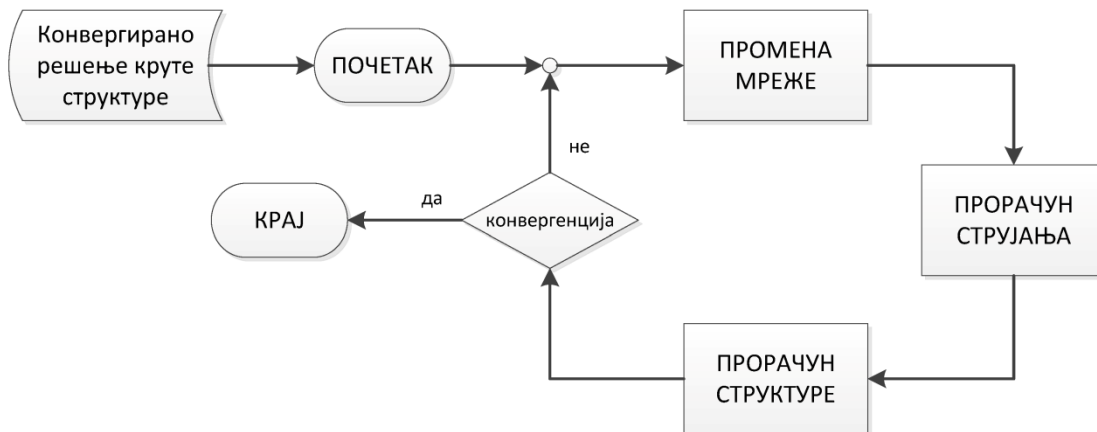
где производи карактеристика материјала и геометрија попречних пресека, EI_x и GI_0 , представљају савојну и увојну крутост.

7.4 Интеракција флуида и структуре

У уводу је напоменуто да се сам израз интеракција флуида и структуре може тумачити на више начина. Овде се под тим термином подразумева спрега прорачуна струјања и структурних деформација, односно, итеративни циклус утицаја струјног поља на структуру који проузрокује деформацију структуре - промену геометрије, што потом резултује променом поља притиска и брзине, односно променом аеродинамичких оптерећења, мада су у наставку дата и два примера разматрања утицаја промене круте геометрије на струјно поље.

Алгоритам спрегнутог прорачуна струјања и структуре приказан је на слици 7.8. Због комплексности струјног поља и великих промена струјних величина на почетку прорачуна, овакав спрегнути прорачун вршен је над конвергираним решењем струјног поља око крутог модела. Свака итерација прорачуна започињала је променом мреже. Промена координата чворова који припадају површини крила дефинисана је у складу са разматраним структурним моделом: код савијања као translација у односу на еластичну линију за одређену, израчунату вредност дужинске координате, а код увијања као ротација сегмента у односу на недеформисани модел за прорачунату вредност угаоне координате. Чворовима у равни симетрије дозвољено је клизање по тој равни да би се одржао задовољавајући квалитет мреже. Померање унутрашњих чворова мреже вршено је у складу са поменутим методама деформисања мреже доступним у програмском пакету ANSYS FLUENT. Потом следи уобичајено решавање система основних једначина одржања (и по потреби једначина преноса турбулентних величина). На

крају сваке итерације прорачуна врши се израчунавање помоћних, корисничких променљивих које су потребне за прорачун структурних деформација у следећој итерацији. Овај корак подразумева израчунавање одговарајућих дужинских и угаоних померања, y и θ , из њихових просторних извода $\frac{\partial^2 y}{\partial z^2}$ и $\frac{\partial \theta}{\partial z}$ који су функције аеродинамичких момената и карактеристика геометрије и материјала. Уколико је постигнута конвергенција промене геометрије, прорачун се прекида.



Слика 7.8. Алгоритам спрегнутог прорачуна струјног поља и структуре

Све додатне функције написане су у С-у за паралелни солвер, а потом компајлиране у програмском пакету ANSYS FLUENT.

7.5 Анализа резултата

7.5.1 Махање крила

Укупна крута површина крила, састављена из горњаке, доњаке, излазне површине и површине на крају крила, ротира по косинусном закону

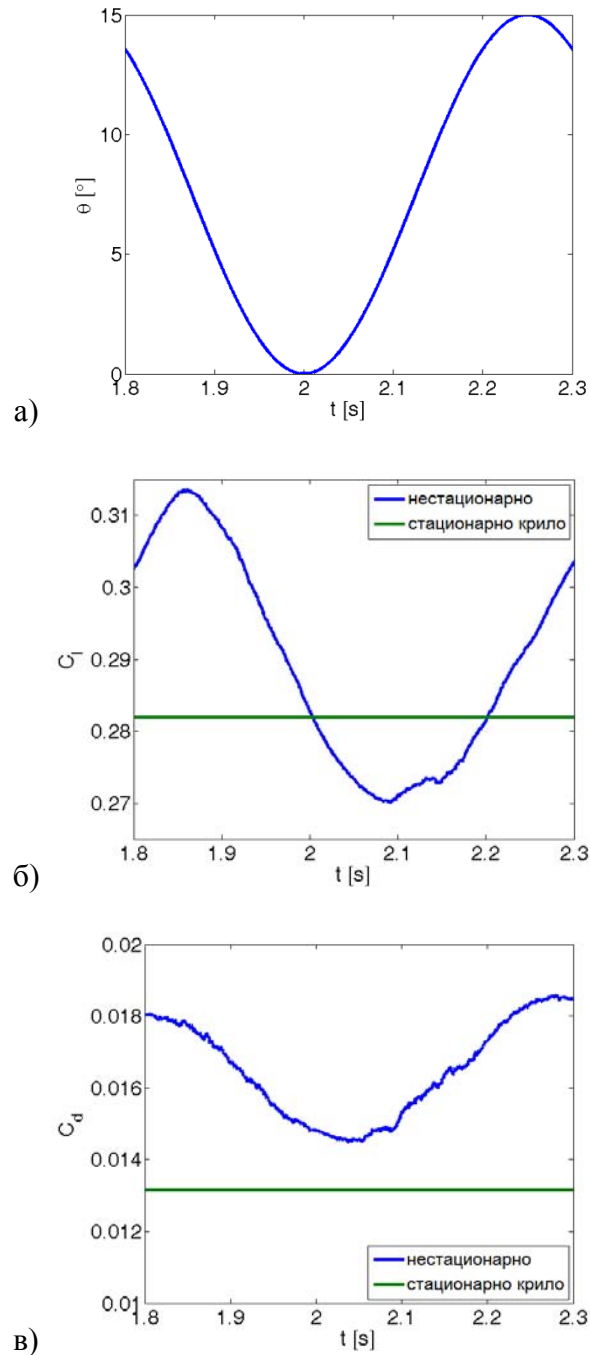
$$\theta(t) = \theta_0(1 - \cos \omega t). \quad (7.9)$$

Да би се остварило овакво кретање формирана је једноставна корисничка функција којом се дефинише угаона брзина око тежишта полукрила (које и лежи на x -оси) као

$$\dot{\theta}(t) = \omega \theta_0 \sin \omega t. \quad (7.10)$$

За дефинисане константне вредности периода осциловања и амплитуде угаоног помераја, промена угла махања приказана је на слици 7.9а, а

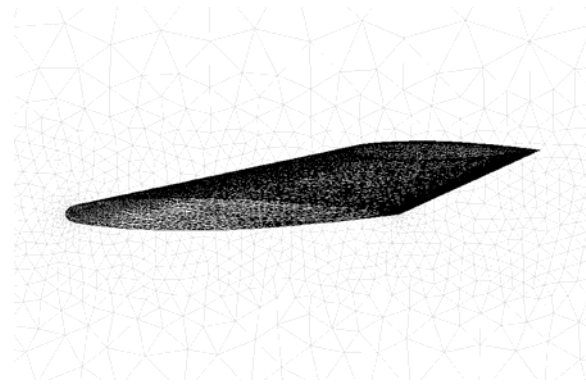
аеродинамички коефицијенти узгона и отпора бележени током овог нестационарног прорачуна на геометрији променљивог облика приказани су на слици 7.9б-в.



Слика 7.9. а) Промена угла махања крила у времену, Промена аеродинамичких коефицијената б) узгона и в) отпора при махању крила

Може се запазити да је могуће постићи повећање како тренутних тако и осредњених вредности сила узгона и отпора, али би за извођење конкретнијих закључака требало спровести детаљнију анализу која укључује већи број закона осциловања.

Изглед мреже у тренутку највише вредности коефицијента узгона приказан је на слици 7.10. Представљени динамички прорачун може пружити увид у динамичке ефекте, као и дати корисне информације за статичке анализе (оптимални угао диједра крила итд).



Слика 7.10. Мрежа при $C_{l_{\max}}$

7.5.2 Пропињање крила

И у овом разматрању крило је посматрано као круто тело које може да осцилује око осе која спаја четвртине тетива дуж размаха. Међутим, пошто је крило стреласто и има суужење, није довољно само дефинисати закон промене угаоне брзине већ је потребно извршити трансформације пресликавања над свим чворовима укупне површине крила. Из закона промене угаоне брзине осциловања

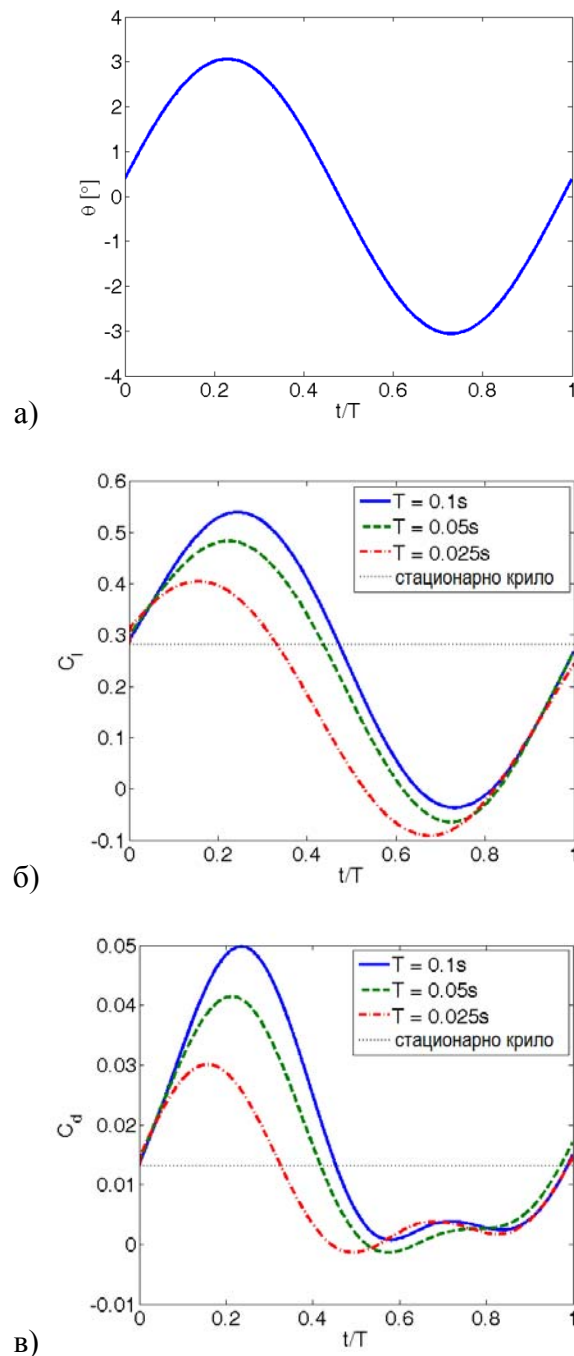
$$\dot{\theta}(t) = \omega \theta_0 \cos \omega t, \quad (7.11)$$

рачуната је промена угла пропињања у времену

$$\theta(t) = \dot{\theta}(t) \Delta t \quad (7.12)$$

приказана на слици 7.11а. Разматране су три различите учестаности осциловања и израчунати аеродинамички коефицијенти приказани су на слици 7.11б и 7.11в. Може се приметити да динамичност радних услова веома утиче на резултујуће аеродинамичко оптерећење. Такође, стварни нападни угао сада је једнак збиру угла пропињања и нападног угла дефинисаног на границама домена. Из тог разлога, на слици 7.12 приказане су промене коефицијената узгона и отпора у

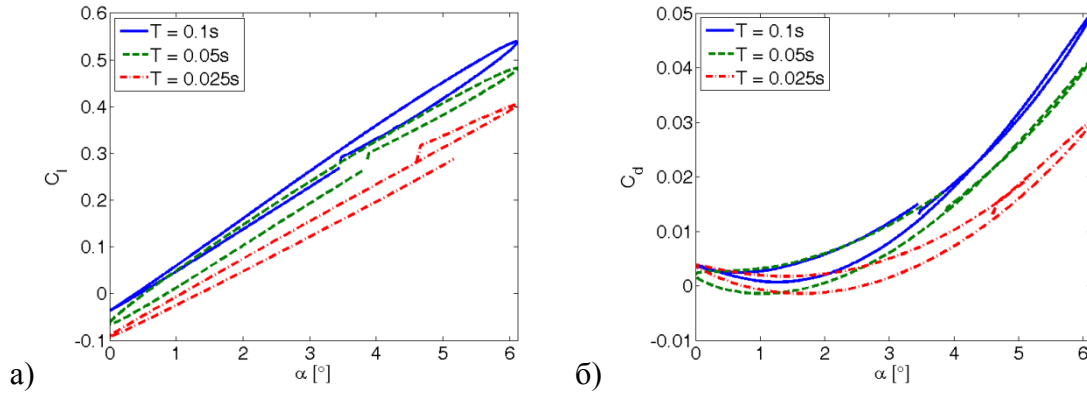
зависности од укупног нападног угла. Опет, утицај учестаности осциловања је очигледан. Променљива прорачунска мрежа приказана је на слици 7.13.



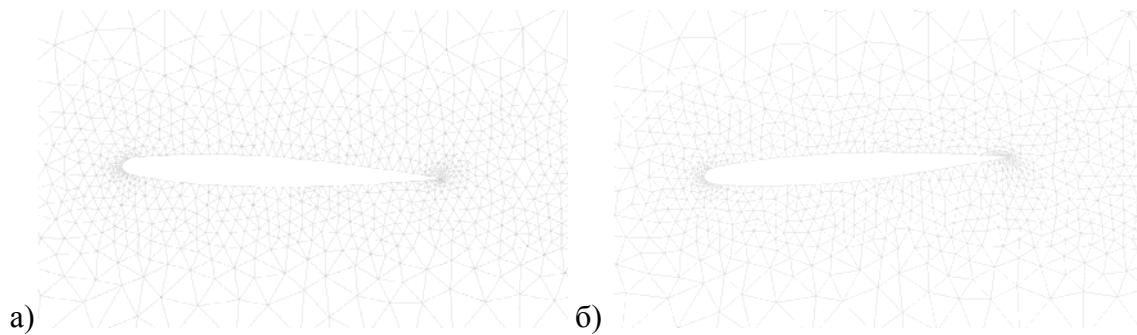
Слика 7.11. а) Промена угла пропињања крила θ , и промена аеродинамичких коефицијената б) узгона и в) отпора током једног периода осциловања крила

Треба напоменути да је разматрање опструјавања геометрије која осцилује могуће и задавањем нестационарних граничних услова што је прорачунски мање

захтевно. Међутим, тада се јавља фазни померај аеродинамичких коефицијената у односу на нападни угао (време потребно за простирање поремећаја кроз прорачунски домен), а и мерење нападног угла је тада могуће само посредно, нпр. из променљиве вредности коефицијента узгона.



Слика 7.12. Коефицијент а) узгона и б) отпора у зависности од нападног угла



Слика 7.13. Мрежа у равни симетрије при а) $C_{l_{\max}}$ и б) $C_{l_{\min}}$

7.5.3 Чисто савијање

У овој анализи крило је сматрано еластичним. Структурни модел је упрошћен, крило је посматрано као укљештена, еластична, пуна греда. Претпостављена вредност модула еластичности је константна дуж размаха и нешто нижа него за алуминијум, $E = 5GPa$. Како је аеропрофил константан дуж размаха и крило је невитоперено могуће је рачунати локалне геометријске моменте инерције у зависности од локалне тетиве (која опет зависи од подужне координате крила z) као

$$I_x(l(z)) = K(l(z))^4 = f(z) \quad (7.13)$$

где константа K за коришћени аеропрофил износи $K = 2.9177 \cdot 10^{-5}$.

Прорачун деформабилног крила вршен је над конвергираним решењем статичног, крутог крила. Крило је подужно подељено на изванстан број сегмената (овде 100). Да би се одредила еластична линија крила, коришћен је израз (7.7) где момент $M_x(z)$ представља резултујући момент аеродинамичких сила које делују по површини крила од локалног пресека z до краја полукрила $z=b$ у односу на x -осу. Одговарајући локални нагиб и угиб рачунати су као

$$\begin{aligned} u_z(z) &= u_{zz}(z)dz, u_z(0) = 0, \\ u(z) &= u_z(z)dz, u(0) = 0, \end{aligned} \quad (7.14)$$

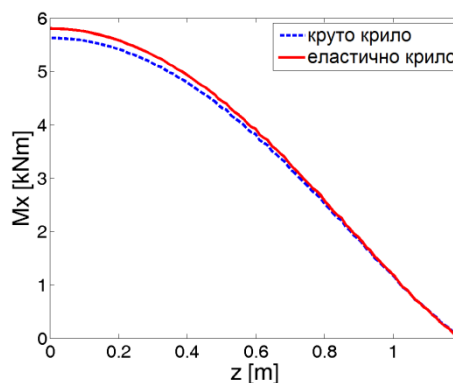
преко одговарајућих граничних услова.

Нове координате чворова крила представљају збир координата одговарајућег сегмента еластичне линије и почетног положаја чворова у односу на недеформисану еластичну линију, односно површ, крила.

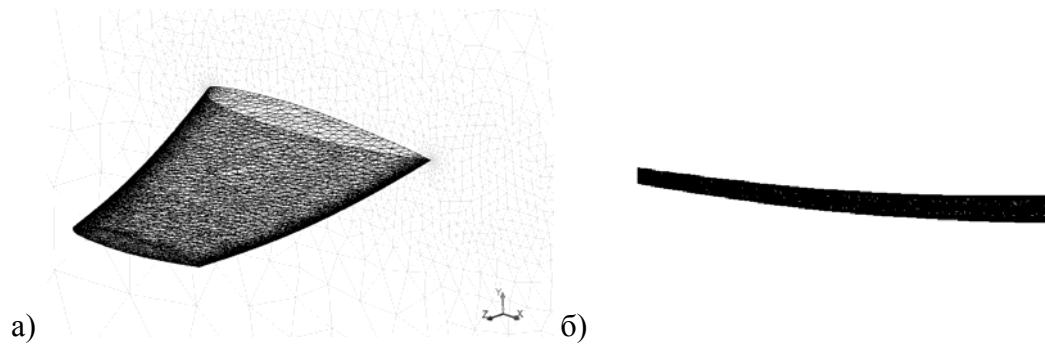
Координате еластичне линије рачунате су у сваком временском кораку, али је површина крила деформисана након одређеног броја временских корака, да би се постигла конвергенција аеродинамичких оптерећења.

Да би било могуће спровести овакав прорачун, формиране су корисничке функције за прорачун резултујућег момента за део површине, деформације еластичне линије, промену координата чворова и испис резултата за паралелни солвер.

Расподела x -компоненте аеродинамичког момента по крутом и еластичном крилу приказана је на слици 7.14, а деформисана мрежа на слици 7.15. Услед геометрије крила (мале дужине и приличне крутости), разлика укупних момената савијања у случају потпуно круте и еластичне геометрије није значајна.



Слика 7.14. Расподеле момента савијања дуж крутог и еластичног крила

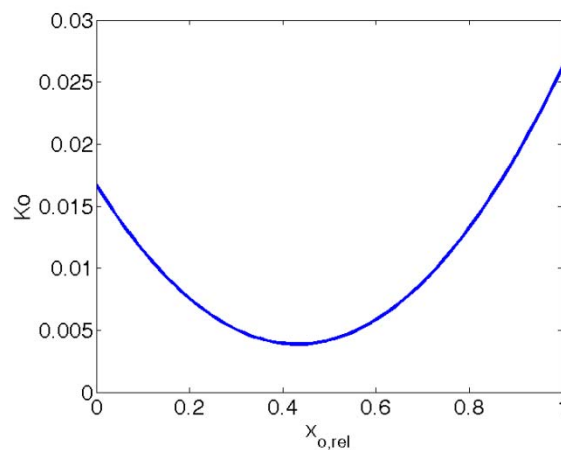


Слика 7.15. Изглед површинске мреже деформисаног крила

7.5.4 Чисто увијање

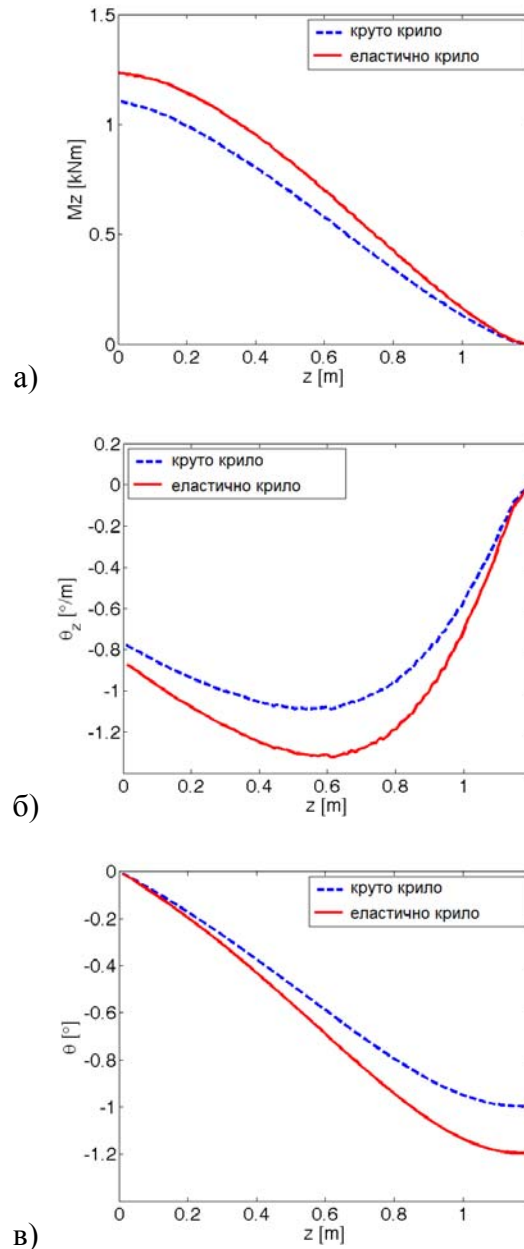
Као у претходном примеру, и овде је крило посматрано као еластична, укљештена, пуна греда, али је разматран утицај деформација услед момента увијања (око подужне осе крила) на струјно поље. Опет, претпостављена, константна вредност модула клизања по крилу износи $G = 50 \text{ MPa}$. Ова вредност се може сматрати ниском, али је тако усвојена да би се постигле деформације довољног интензитета за даљу анализу. (У суштини, ово крило је пројектовано првенствено за експерименталне сврхе, па је значајно невиткије од реалних конструкција.) Из истог разлога, за референтну осу изабрана је оса која спаја тачке које се налазе на 42% тетива у корену и на крају крила. Ова локација одабрана је на основу минималне вредности поларног момента инерције аеропрофила ОНЕРА „Д”, односно минималне вредности константе K_0 , слика 7.16, јер опет важи аналогна зависност

$$I_0(l(z)) = K_0(l(z))^4 = g(z). \quad (7.15)$$

Слика 7.16. Зависност константе K_0 од релативног положаја референтне тачке

За одређивање извода угаоног помераја сваког пресека коришћен је аналитички израз (7.8) где $M_z(z)$ представља резултујући момент услед аеродинамичких сила које делују по површини крила од локалног пресека z до краја полукрила $z=b$ у односу на претходно објашњену, подужну осу крила. Угаони померај сегмента је, за усвојене граничне услове, потом рачунат као

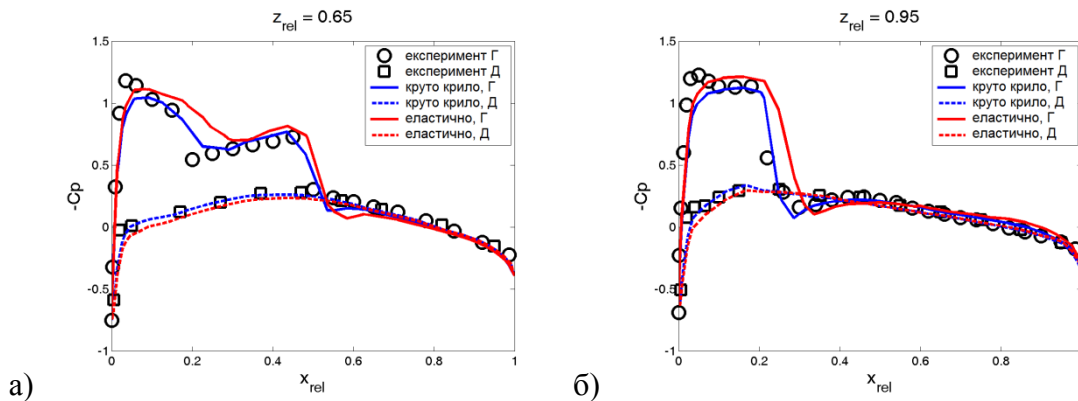
$$\theta(z) = \theta_z(z) dz, \theta(0) = 0. \quad (7.16)$$



Слика 7.17. а) Расподеле момента увијања дуж крутог и еластичног крила, Расподеле б) просторног извода угаоног помераја, и в) угаоног помераја сегмента крила дуж крила након једноитеративне и вишеитеративне анализе

Расподеле момента увијања по недеформисаном и деформисаном крилу приказане су на слици 7.17а. Значајне разлике резултата „стационарне” анализе (једна итерација, струјни па структурни прорачун) и спрегнуте струјно-структурне анализе могу се видети и при поређењу просторног извода угаоног помераја као и самог угаоног помераја, слика 7.17б и 7.17в.

Еластичност крила утиче на његову аеродинамичност. За овако усвојне структурне карактеристике разматраног крила, постигнуто је повећање силе узгона за 20%, али и силе отпора за 44%. На слици 7.18 приказана је промена струјног поља (у виду расподеле коефицијента притиска) у односу на круту геометрију.



Слика 7.18. Расподеле коефицијента притиска по горњаци и доњаци крутог и еластичног крила (које се увија око своје подужне осе) у два различита попречна пресека при а) $z_{rel} = 0.65$ и б) $z_{rel} = 0.95$

7.5.5 Оптимизација карактеристика крила при чистом увијању

У претходним примерима показано је да карактеристике крила, како геометрије тако и материјала, утичу на струјно поље, односно, аеродинамичка оптерећења које то крило трпи. Овај закључак може се исказати и на следећи начин: задавањем одређених карактеристика крила могуће је постићи жељене аеродинамичке перформансе. Из тог разлога, овде су извршене оптимизације карактеристика крила (расподеле модула клизања) при увијању око „сопствене” подужне осе да би се обезбедиле или максимална финеса или максимални коефицијент узгона крила при задатом режиму крстарења.

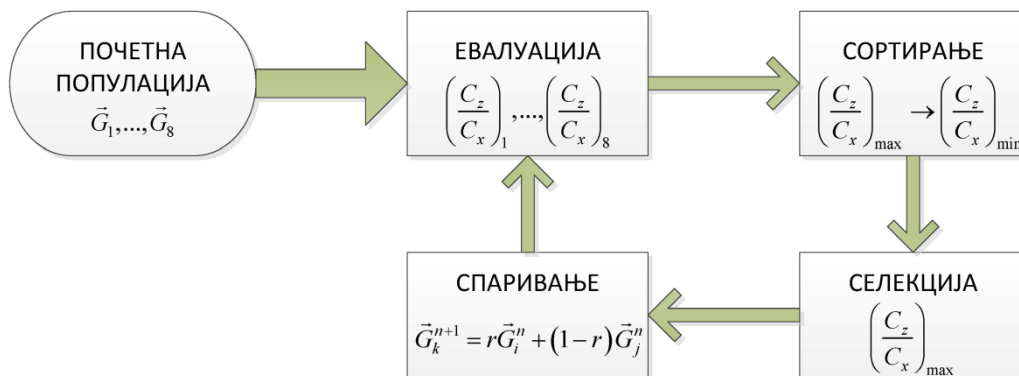
Данас се крила често израђују од композитних материјала па је коришћењем одређеног броја слојева различите оријентације или различитим

шемама ређања једноставно постићи различите карактеристике сегмената дела. Овде је претпостављено да се крило састоји из 5 сегмената једнаке дужине чији се модули клизања G_i могу разликовати. Оптимизација је вршена једном од еволутивних метода, генетским алгритмом, којим се опонаша процес еволуције кроз потпроцесе спаривања јединки, комбиновања и мутација особина јединки. Алгоритам коришћеног метода оптимизације приказан је на слици 7.19.

Оптимизација је вршена над популацијом која је бројила 8 јединки јер су у питању сложени прорачуни који трају неколико сати. Циљна функција је дефинисана или као финеса крила или као коефицијент узгона и тражен је њен максимум па је и сортирање јединки вршено у опадајућем поретку. Боља половина популације преношена је у следећу генерацију. Остатак популације добијан је спаривањем најбољих јединки. Укрштање особина две јединке, да би се добила особина нове јединке, вршено је по изразу (7.17)

$$G_k^{n+1}(l) = rG_i^n(l) + (1-r)G_j^n(l) \quad (7.17)$$

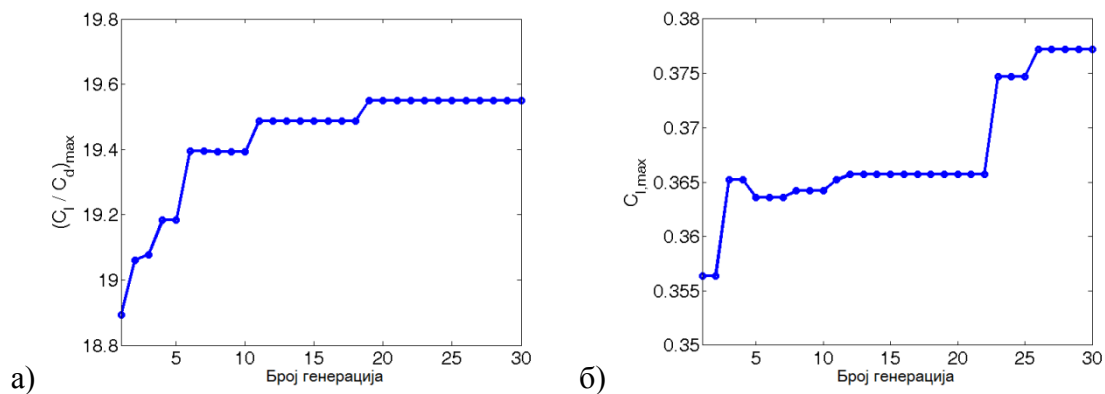
где $r \in (0,1)$ представља случајан број, доњи индекси i, j, k јединке родитеље и јединку дете, горњи индекс n тренутну генерацију, а индекс l особину која се наслеђује. Након спаривања вршен је случајни избор особина које ће бити мутиране. Усвојени коефицијент мутација износи 10%.



Слика 7.19. Алгоритам процеса оптимизације расподеле модула клизања по крилу генетским алгоритмом по максималној вредности финесе

За потребе спровођења прорачуна аеродинамичких перформанси једне јединке описане са 5 улазних параметара формиране су корисничке функције за: прорачун резултујућих момената увијања за одређене делове површине, прорачун

угаоних помераја сегмената крила, промену координата чворова и испис резултата за паралелни солвер. Такође је формиран скрипт којим је за сваку јединку на основу прорачунатих вредности коефицијената узгона и отпора одређена вредност циљне функције, финесе крила (C_l/C_d) или самог C_l , на основу којих су даље вршена два поступка оптимизације. Конвергенција ка „оптималним решењима”, $(C_l/C_d)_{\max}$ и $(C_l)_{\max}$, приказана је на сликама 7.20а и 7.20б. Првом „оптималном” расподелом модула клизања по крилу постигнуто је повећање финесе од 10% у односу на разматрани случај деформабилног крила константног модула клизања, док је другом „оптималном” расподелом остварено повећање коефицијента узгона од 33% у односу на круто крило.



Слика 7.20. Конвергенције а) првог и б) другог процеса оптимизације расподеле модула клизања по крилу

7.6 Могућности примене

Иако су у приказаним примерима уведена значајна упрошћења (невискозан флуид, случајеви оптерећења одговарају чистом савијању и увијању, разматрање крила као пуне греде, итд) добијени резултати оправдавају спровођење овакве спрегнуте анализе. Уз очување једноставног приступа физичком проблему и релативно кратко време извршавања нумеричког прорачуна, могуће је добити детаљније (и можда тачније) вредности параметара струјног поља као и структуре. Оваква анализа омогућава разматрање динамичких ефеката и више одговара стварној физици проблема. Развијене методологије могу бити веома корисне за спровођење прелиминарних инжењерских анализа, а аутор је

мишљења да би имплементацијом сложенијих модела на финијим мрежама било могуће добити резултате веће тачности, извући закључке специфичне за одређене класе струјања и дати препоруке за напредније прорачуне опструјавања еластичних структура.

Делови израђени од нових материјала, превасходно композитних, су лакши и виткије геометрије што уједно подразумева и повећану флексибилност. Даље, класичне методе прорачуна структуре углавном не важе у случају композитних материјала. Ови узроци воде ка потреби развоја нових прорачунских приступа и методологија којима би биле постигнуте значајне уштеде како у фазама пројектовања, тако и у фазама производње, а касније и одржавања.

Приказана методологија може бити примењена и при разматрању проблематике контроле струјне слике и управљања границама дела. Било да је реч о флексибилној структури одређених геометријских карактеристика или израђеној из одређених материјала или о структури по чијој су површини распоређени одговарајући сензори и актуатори, могуће је применити исти приступ проблему и, уз одговарајуће дораде, исте функције.

За потребе развоја новог дела, формиран је и испробан поступак оптимизације разматраних улазних карактеристика. Опет, сам поступак могуће је применити на било који скуп улазних параметара у зависности од било ког (једног или више) излазног параметра. Као метода оптимизације изабрана је једна од еволутивних метода која, по својој дефиницији, подразумева извесну дозу стохастике и непознавања проблема. Како ни струјно поље ни поље напона унутар структуре нису потпуно разјашњени (већ се одређени феномени усвајају као запажени, али не и до краја познати), овакве методе оптимизације могу дати зачуђујуће добре и корисне резултате. У том смислу, аутор сматра да употреба спрегнутог прорачуна струјања и структуре у поступку оптимизације може наћи широку примену у великом броју инжењерских проблема.

Глава 8

Закључак

8.1 Резултати истраживања

Предмет истраживања ове докторске дисертације представља развој интегралног процеса пројектовања, нумеричког прорачуна и/или оптимизације аеродинамичких облика као и процену опсега његове применљивости. Другачије речено, предмет истраживања подразумева развој појединачних потпроцеса потребних за спровођење нумеричког експеримента, њихово међусобно повезивање, оцену валидности добијених резултата и употребљивости за даљи рад.

Кратак преглед и остварени резултати током овог истраживања подељени су у три целине у складу са примерима који су разматрани:

1. Извршене су детаљне раванске анализе струјног поља око мале ветротурбине са вертикалном осом обртања као и аеродинамичких оптерећења која она тада трпи уз помоћ нумеричких модела различитих и по физичким основама и по сложености. Развијени су сопствени кодови за прорачун аеродинамичких перформанси ветротурбине једноставнијим моделом заснованим на закону одржања количине кретања као и вртложним моделом. Понуђена је нумеричка поставка којом се могу добити задовољавајући резултати решавањем система Навије-Стоксових једначина затвореним неким од турбулентних модела. Та поставка је потом допуњена развијеним корисничким функцијама да би што реалније

приказала стварни рад ветротурбине. Извршена је анализа параметара ветротурбине који утичу на њене перформансе. Формиране су полумпиријске зависности од разматраних параметара оптималног радног режима ветротурбине и поправног фактора којим је могуће кориговати резултате раванске анализе да би се добиле реалне, тродимензионалне, употребљиве вредности. Спроведена су два независна поступка оптимизације параметара ветротурбине, једнокритеријумски по максималном коефицијенту снаге, и вишекритеријумски, по максималном коефицијенту снаге и динамичности радних услова лопатице. Том приликом коришћена је релативно нова, стохастичка метода оптимизације ројем честица. Развијен је сопствени код за спровођење вишекритеријумске оптимизације и проналажење Парето скупа оптималних вредности. Развијена је нова методологија анализе ветротурбине којом се врши симулација њеног реалног рада на терену при изразито променљивим брзинама ветра.

2. Током рада на другом примеру струјања кроз линеарну каскаду написан је скрипт за формирање параметризоване структуриране мреже око профила и дефинисана је и валидирана одговарајућа нумеричка поставка којом се могу проценити перформансе каскаде при одређеном окозвучном радном режиму. Такође је разрађен поступак одређивања перформанси каскаде у опсегу радних услова. Потом је формиран скрипт за генерисање прорачунске мреже око модела профила по чијој горњаци је распоређен одређени број извора/млазева којима је могуће вршити активно управљање струјањем у близини профила. Развијене су функције за одређивање места одвајања струјања и активацију одговарајућих млазева чиме је постигнута значајна промена струјне слике и битних параметара ефикасности каскаде као што су односи тоталних и статичких притисака. Међутим, како извршавање таквих појединачних прорачуна дуго траје, наочито ако је потребно користити овај систем у реалном времену, испробан је и алтернативни приступ - процена перформанси каскаде увођењем вештачких неуронских мрежа. Разматране су три различите архитектуре и

вршено је варирање њихових најзначајнијих параметара (број улазних података, слојева, неурона по слоју итд). Одабране неуронске мреже су потом трениране и тестиране. Испитана је могућност њихове примене на овакву класу проблема опструјавања (где се јављају велики дисконтинуитети и феномени као што су ударни таласи, експанзиони таласи, одвајање струјања итд).

3. При реализацији нумеричких прорачуна опструјавања крила у околном режиму формиране су процедуре за формирање параметризованих структурираних и неструктурираних прорачунских мрежа различите финоће. Развијене су рутине за промену положаја крутих граница (махање и осциловање крила) као и рутине за деформацију граница у складу са аеродинамичким оптерећењима којима је крило изложено (интеракција флуида и структуре). Прорачуни еластичног крила вршени су за случајеве чистог савијања и увијања према претпостављеним карактеристикама материјала крила. Једноставни структурни модели спрегнути су са прорачуном струјног поља. Такође је разматран и инверзни проблем, односно могућност пасивног управљања струјним пољем променом граница крила јер су померања крила функције дефинисаних карактеристика крила. Извршена су два поступка оптимизације комбинације параметара крила којима би се, за задати режим крстарења и при чистом увијању, добила највиша вредност финесе крила у првом случају, и коефицијента узгона у другом разматраном случају. Као метод оптимизације коришћен је генетски алгоритам, тако да је упоредо испитана и његова применљивост на овакве спрегнуте нумеричке прорачуне струјања и структуре.

8.2 Остварени научни доприноси

На основу остварених резултата који су упоређени са досадашњим истраживањима и доступним експерименталним подацима, могуће је издвојити следеће научне доприносе:

1. Формулисани су и софтверски имплементирани затворени поступци за спровођење валидних метода моделирања, анализе и оптимизације у домену ваздухопловства на конкретним примерима струјања око ветротурбине са вертикалном осом обртања, аеропрофила у каскади и деформабилног крила.
2. Испитани су и оцењени бројни нумерички модели и поставке који се могу користити при решавању наведених или сличних проблема.
3. Развијене су процедуре за параметарско моделирање геометријских модела и прорачунских мрежа (које су неопходне за спровођење нумеричких прорачуна).
4. Развијени су сопствени кодови за прорачун аеродинамичких перформанси засновани на закону одржања количине кретања и вртложним методама.
5. Развијене су бројне корисничке функције потребне за спровођење нестандартних проблема који подразумевају: померљиве или деформабилне делове прорачунског домена, интеракцију флуида и структуре, посредно изражавање потребних параметара, постојање извора/понора у струјном пољу итд.
6. Дефинисане су полу-емпиријске зависности којима је могуће извршити корекцију резултата раванског струјања око ветротурбине са вертикалном осом обртања и проширити област њихове употребљивости у инжењерским прорачунима.
7. Реализовани су тродимензионални прорачуни струјања око крутог крила које осцилује као и деформабилног крила. Спроведен је спрегнути прорачун интеракције флуида и структуре имплементирањем једноставног структурног модела у прорачун струјања.

8. Извршена је анализа и класификација различитих метода оптимизације погодних за разматране проблеме. Развијени су сопствени кодови за спровођење једно- и вишекритеријумске оптимизације двома стохастичким методама: оптимизацијом ројем честица и генетским алгоритмом.
9. Извршено је формирање, тренирање и тестирање вештачких неуронских мрежа различитих архитектура. Проверена је могућност њихове примене као алата за процену (и оптимизацију) аеродинамичких перформанси ваздухопловних конструкција.
10. Извршена је провера валидности предложених методологија и изведених процедура кроз поређење са досадашњим истраживањима и доступним експерименталним подацима.

8.3 Препоруке за будући рад

Како је разматрано неколико веома интересантних али и различитих проблема препорука за будући рад има много.

Пре свега, потребно је испитати да ли би повећање сложености модела струјања довело и до повећања тачности резултата. Могуће је и усложнити разматране геометрије, односно уместо раванских разматрати просторне моделе. Даље, могуће је и променити методу нумеричког прорачуна, односно уместо методе коначних запремина испробати неку од новијих метода која не захтева померање чворова мреже.

Што се тиче области управљања граничним слојем, могуће је или наставити истраживање у истим правцима уз разматрање додатних геометрија и струјних режима или променити и испитати и друге типове актуатора.

При даљем разматрању интеракције флуида и композитног крила или лопатице могуће је усложнити структурни модел, вршити модалне анализе или анализе у области аероеластичности.

Вештачке неуронске мреже могу дати изненађујуће добре резултате при разматрању великог броја инжењерских проблема али је потребно добро

познавање како физикалности разматраног проблема тако и метода њиховог формирања, а нарочито тренирања. У том смислу, потребно је наставити започети рад и стећи додатно искуство.

На крају, развијен је и користи се велики број метода оптимизације. Међутим, да би се њиховом употребом заиста и дошло до оптималног решења обично је потребно калибрисање параметара изабране методе у складу са разматраним проблемом. Како употреба метода оптимизације са прорачунима струјања, нарочито неким специфичнијим, још увек није нарочито распрострањена, сваки детаљнији рад на прилагођењу одређене методе одређеној класи инжењерских проблема био би веома користан.

Литература

- [1] Abraham, J.P, et al. (2011) Numerical simulation of fluid flow around a vertical-axis turbine. *J. Renewable Sustainable Energy* 3: 033109.
- [2] Anderson, J.D. Jr. (1995) *Computational Fluid Dynamics*. McGraw-Hill, New York.
- [3] Anderson, J.D. Jr. (2001) *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, New York.
- [4] ANSYS. (2012) *ANSYS Fluent Theory Guide*. ANSYS, Inc, Canonsburg.
- [5] ANSYS. (2012) *ANSYS Fluent UDF Manual*. ANSYS, Inc, Canonsburg.
- [6] ANSYS. (2012) *ANSYS Fluent User's Guide*. ANSYS, Inc, Canonsburg.
- [7] ANSYS. (2012) *Workbench Scripting Guide*. ANSYS, Inc, Canonsburg.
- [8] Armstrong, S, Fiedler, A, Tullis, S. (2012) Flow separation on a high Reynolds number, high solidity vertical axis wind turbine with straight and canted blades and canted blades with fences. *Renewable Energy* 41: 13-22.
- [9] Armstrong, S, Tullis, S. (2011) Power performance of canted blades for a vertical axis wind turbine. *J. Renewable Sustainable Energy* 3: 013106.
- [10] Asher, I.M, Drela, M, Peraire, J. (2010) A Low Order Model for Vertical Axis Wind Turbines. *Proceedings of the 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Chicago.
- [11] Aupoix, B. et al. (2011) Transition and Turbulence Modeling. *The Onera Journal AerospaceLab* 2: 1-13.
- [12] Bahi, J.M, Sylvain, C-V, Sauget, M. (2009) An incremental learning algorithm for function approximation. *Advances in Engineering Software* 40: 725-730.
- [13] Baskut, E, Akgul, A. (2012) Development of a Closely Coupled Procedure for Dynamic Aeroelastic Analyses. *Scientific Technical Review* 62(2): 30-39.
- [14] Bathe, K-J, Zhang, H. (2009) A mesh adaptivity procedure for CFD and fluid-structure interactions. *Computers and Structures* 87: 604-617.
- [15] Beigmoradi, S, Hajabdollahi, H, Ramezani, A. (2014) Multi-objective aero

- acoustic optimization of rear end in a simplified car model by using hybrid Robust Parameter Design, Artificial Neural networks and Genetic Algorithm methods. *Computers & Fluids* 90: 123-132.
- [16] Bulow, F. (2013) A Generator Perspective on Vertical Axis Wind Turbines. Uppsala University, Uppsala.
- [17] Carrigan, T.J. et al. (2012) Aerodynamic Shape Optimization of a Vertical-Axis Wind Turbine Using Differential Evolution. *ISRN Renewable Energy* 528418.
- [18] Castelli, M.R, Enlargo, A, Benini, E. (2011) The Darrieus wind turbine: Proposal for a new performance prediction model based on CFD. *Energy* 36: 4919-4934.
- [19] Collis, S.S, et al. (2004) Issues in active flow control: theory, control, simulation and experiment. *Progress in Aerospace Sciences* 40: 237-289.
- [20] Corke, T.C, Post, M.L, Orlov D.M. (2009) Single Dielectric Barrier Discharge Plasma Enhanced Aerodynamics. *Experiments in Fluids* 46(1): 1-26.
- [21] Couchot, J.F, Deschinkel, K, Salomon, M. (2013) Active MEMS-based flow control using artificial neural network. *Mechatronics* 23: 898-905.
- [22] Council, J.N.N, Goni Boulama, K. (2011) Validating URANS shear stress transport $\gamma-Re_\theta$ model for low-Reynolds-number external aerodynamics. *Int. J. Numer. Meth. Fluids*. DOI: 10.1002/fld.1001
- [23] Чантрак, С. (2005) *Хидродинамика*. Машински факултет Универзитета у Београду, Београд.
- [24] Danao, L.A. (2012) The Influence of Unsteady Wind on the Performance and Aerodynamics of Vertical Axis Wind Turbines. University of Sheffield, Sheffield.
- [25] Danao, L.A, Eboibi, O, Howell, R. (2013) An experimental investigation into the influence of unsteady wind on the performance of a vertical axis wind turbine. *Applied Energy* 107: 403-411.
- [26] Deglaire, P. (2010) Analytical Aerodynamic Simulation Tools for Vertical Axis Wind Turbines. Uppsala University, Uppsala.
- [27] Deglaire, P. et al. (2007) Experimental results from a 12kW vertical axis wind turbine with a direct driven PM synchronous generator. *Proceedings of EWEC 2007, Milano*.
- [28] Degroote, J. et al. (2010) Performance of partitioned procedures in fluid-structure interaction. *Computers and Structures* 88: 446-457.

-
- [29] Diveux, T. et al. (2001) Horizontal Axis Wind Turbine Systems: Optimization Using Genetic Algorithms. *Wind Energy* 4: 151-171.
- [30] Edwards, J.M, Danao, L.A, Howell, R.J. (2012) Novel Experimental Power Curve Determination and Computational Methods for the Performance Analysis of Vertical Axis Wind Turbines. *Journal of Solar Energy Engineering* 134 031008: 1-11.
- [31] Ferrari, G.M. (2012) Development of an aeroelastic simulation for the analysis of vertical-axis wind turbines. University of Auckland, Auckland.
- [32] Ferziger, J.H, Perić, M. (2002) *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer, Berlin.
- [33] Fujisawa, N, Shibuya, S. (2001) Observations of dynamic stall on Darrieus wind turbine blades. *Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics* 89: 201-214.
- [34] Griffith, D.T, Ashwill, T.D. (2011) The Sandia 100-meter All-glass Baseline Wind Turbine Blade: SNL100-00. SAND2011-3779, Sandia National Laboratories, Albuquerque.
- [35] Gursul, I, Cleaver, D.J, Wang, Z. (2014) Control of low Reynolds number flows by means of fluid-structure interactions. *Progress in Aerospace Sciences* 64: 17-55.
- [36] Hau, E. (2006) *Wind Turbines - Fundamentals, Technologies, Application, Economics*. Springer, Berlin.
- [37] Haupt, R.L, Haupt, S.E. (2004) *Practical Genetic Algorithms*. John Wiley & Sons, New Jersey.
- [38] Heinze, S. (2005) *Aeroelastic Concepts for Flexible Wing Structures*. Royal Institute of Technology, Stockholm.
- [39] Hodges, D.H, Pierce G.A. (2011) *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*. Cambridge University Press, New York.
- [40] Holierhoek, J.G. (2008) *Aeroelasticity of Large Wind Turbines*. Technische Universiteit Delft, Delft.
- [41] Horlock, J.H. (1985) *Axial Flow Compressors*. Robert E. Krieger Publishing Co., Malabar, Florida.
- [42] Horlock, J.H. (1985) *Axial Flow Turbines*. Robert E. Krieger Publishing Co., Malabar, Florida.
- [43] Howell, R. et al. (2010) Wind tunnel and numerical study of a small vertical

- axis wind turbine. *Renewable Energy* 35: 412-22.
- [44] Islam, M, Ting, D.S.K, Fartaj, A. (2008) Aerodynamic models for Darrieus-type straight-bladed vertical axis wind turbines. *Renewable & Sustainable Energy Reviews* 12: 1087-1109.
- [45] Jahangirian, A, Shahrokhi, A. (2011) Aerodynamic shape optimization using efficient evolutionary algorithms and unstructured CFD solver. *Computers & Fluids* 46: 270-276.
- [46] Kazawa, J, Watanabe, T. (2003) Numerical Analysis of Active Cascade Flutter Control with Smart Structure. *Proceedings of the International Gas Turbine Congress, Tokyo*.
- [47] Комаров, Д. (2013) Аеродинамичка оптерећења и оптимизација ветротурбине за специфичне ресурсе ветра на локацијама у Србији. Универзитет у Београду, Београд.
- [48] Komarov, D. et al. (2012) Computational Study of Flow around Low-Reynolds Airfoils. *Proceedings of OTEH 2012, Belgrade*.
- [49] Kooiman, S.J, Tullis, S.W. (2010) Response of a Vertical Axis Wind Turbine to Time Varying Wind Conditions found within the Urban Environment. *Wind Engineering* 34: 389-401.
- [50] Larwood, S.M. (2009) Dynamic Analysis Tool Development for Advanced Geometry Wind Turbine Blades. *University of California, Davis*.
- [51] Lopez, R, Balsa-Canto, E, Onate, E. (2008) Neural networks for variational problems in engineering. *Int. J. Num. Meth. Engng* 75: 1341-1360.
- [52] Mack, M. et al. (2013) Boundary Layer Control on a Low Pressure Turbine Blade by Means of Pulsed Blowing. *Journal of Turbomachinery* 135 051023: 1-8.
- [53] Manwell, J.F, McGowan, J.G, Rogers, A.L. (2002) *Wind Energy Explained - Theory, Design and Application*. John Wiley & Sons, Chichester.
- [54] Mazhar, F. et al. (2013) On using neural networks in UAV structural design for CFD data fitting and classification. *Aerospace Science and Technology* 30: 210-225.
- [55] McGlumphy, J. et al. (2010) 3D Numerical Investigation of Tandem Airfoils for a Core Compressor Rotor. *Journal of Turbomachinery* 132 031009: 1-9.
- [56] Mohamed, M.H. (2012) Performance investigation of H-rotor Darrieus turbine with new airfoil shapes. *Energy* 47: 522-530.

-
- [57] Nobile, R. et al. (2011) Dynamic stall for a Vertical Axis Wind Turbine in a two-dimensional study. Proceedings of WREC 2011, Linkoping.
- [58] NWTC Design Codes (AirfoilPrep by Dr Craig Hansen). <http://wind.nrel.gov/designcodes/preprocessors/airfoilprep/>. Приступљено 28. јуна 2012.
- [59] Oktay, E, Akay, H.U, Merttopcuoglu, O. (2011) Parallelized structural topology optimization and CFD coupling for design of aircraft wing structures. *Computers & Fluids* 49: 141-145.
- [60] Osterberg, D. (2010) Multi-Body Unsteady Aerodynamics in 2D Applied to a Vertical-Axis Wind Turbine Using a Vortex Method. Uppsala University, Uppsala.
- [61] Paraschivoiu, I. (2009) Wind Turbine Design - With Emphasis on Darrieus Concept. Presses internationales Polytechnique, Quebec.
- [62] Park, H-S, Dang, X-P. (2010) Structural optimization based on CAD-CAE integration and matemodeling techniques. *Computer-Aided Design* 42: 889-902.
- [63] Пецић, М. (2009) Робусна решења у вишекритеријумској оптимизацији. Универзитет у Београду, Београд.
- [64] Pereira Gomes, J. et al. (2011) Experimental and numerical study on a laminar fluid-structure interaction reference test case. *Journal of Fluids and Structures* 27: 43-61.
- [65] Петровић, З, Ступар, С. (1996) Пројектовање рачунаром. Универзитет у Београду, Београд.
- [66] Qin, Z. (2001) Vibration and Aeroelasticity of Advanced Aircraft Wings Modeled as Thin-Walled Beams Dynamics, Stability and Control. Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg.
- [67] Rao, S.S. (2009) Engineering Optimization - Theory and Practice. John Wiley & Sons, New Jersey.
- [68] Rašuo, B, Bengin, A. (2010) Optimization of wind farm layout. *FME Transactions* 38: 107-114.
- [69] Reyes-Sierra, M, Coello, C.A. (2006) Multi-Objective Particle Swarm Optimizers: A Survey of the State-of-the-Art. *International Journal of Computational Intelligence Research* 3(2): 287-308.
- [70] Rodi, W. (2006) DES and LES of some engineering flows. *Fluid Dynamics Research* 38: 145-173.

-
- [71] Saeidi, D, et al. (2013) Aerodynamic design and economical evaluation of site specific small vertical axis wind turbines. *Applied Energy* 101: 765-775.
- [72] Scheurich, F, Brown, R.E. (2013) Modelling the aerodynamics of vertical-axis wind turbines in unsteady wind conditions. *Wind Energy* 16: 91-107.
- [73] Schlichting, H. (1957) Cascade flow problems. AGARD-R-93.
- [74] Schlichting, H. (1956) The variable density high speed cascade wind tunnel of the Deutsche Forschungsanstalt Fur Luftfahrt, Braunschweig. AGARD-R-91.
- [75] Schlichting, H, Gersten, K. (2000) *Boundary Layer Theory*. Springer, Berlin.
- [76] Schmitt, V, Charpin, F. (1979) Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers. AGARD AR 138, Chatillon.
- [77] Selig, M.S, McGranahan, B.D. (2004) Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines. NREL/SR-500-34515.
- [78] Sheldahl, R.E, Blackwell, B.F. (1977) Free-Air Performance Tests of a 5-Metre-Diameter Darrieus Turbine. SAND77-1063, Sandia National Laboratories, Albuquerque.
- [79] Sheldahl, R.E, Klimas, P.C. (1981) Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines. SAND80-2114, Sandia National Laboratories, Albuquerque.
- [80] Simao Ferreira, C.J. et al. (2007) Simulating Dynamic Stall in a 2D VAWT: Modeling strategy, verification and validation with Particle Image Velocimetry data. *Journal of Physics: Conference Series* 75: 012023.
- [81] Slater, J.W, Dudek, J.C, Tatum, K.E. (2000). The NPARC Alliance Verification and Validation Archive. NASA/TM-2000-209946, Hanover.
- [82] Smith, S.W. (1997) *The Scientist & Engineer's Guide to Digital Signal Processing*. California Technical Publishing, San Diego.
- [83] Snyman, J.A. (2005) *Practical Mathematical Optimization*. Springer, New York.
- [84] Stalnov, O, Kribus, A, Seifert, A. (2010) Evaluation of active flow control applied to wind turbine blade section. *J. Renewable Sustainable Energy* 2: 063101.
- [85] Стефановић, З. (2005) Аеропрофили. Машински факултет Универзитета у Београду, Београд.

-
- [86] Stein, P. et al. (2012) Operator- and template-based modeling of solid geometry for Isogeometric Analysis with application to Vertical Axis Wind Turbine simulation. *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.* 213-216: 71-83.
- [87] Su, W. (2008) *Coupled Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics of Fully Flexible Aircraft*. University of Michigan, Ann Arbor.
- [88] Sun, P, Xu, J, Zhang, L. (2014) Full Eulerian finite element method of a phase field model for fluid-structure interaction problem. *Computers & Fluids* 90: 1-8.
- [89] Svorcan, J. et al. (2013) Aerodynamic design and analysis of a small-scale vertical axis wind turbine. *Journal of Mechanical Science and Technology* 27(8): 2367-2373.
- [90] Takizawa, K, Tezduyar, T.E. (2012) Computational Methods for Parachute Fluid-Structure Interactions. *Arch Comput Methods Eng* 19: 125-169.
- [91] Timmer, W.A. (2010) Aerodynamic characteristics of wind turbine blade airfoils at high angles-of-attack. *Proceedings of TORQUE 2010, Greece*.
- [92] Weise, T. (2009) *Global Optimization Algorithms - Theory and Application*. <http://www.it-weise.de/>
- [93] Wilke, D.N, Kok, S, Groenwold, A.A. (2007) Comparison of linear and classical velocity update rules in particle swarm optimization. *Int. J. Numer. Meth. Engrg* 70: 962-984.
- [94] Worstell, M.H. (1978) *Aerodynamic Perfomance of the 17 Meter Diameter Darieus Wind Turbine*. SAND78-1737, Sandia National Laboratories, Albuquerque.
- [95] Zanne, L. (2010) *Fluid Dynamic Modelling of Wind Turbines*. Universita degli Studi di Udine, Udine.
- [96] Zhong, G, Du, L, Sun, X. (2011) Numerical Investigation of an Oscillating Airfoil using Immersed Boundary Method. *Journal of Thermal Science* 20(5): 413-422.
- [97] Зорић, Н. (2013) *Динамичко понашање паметних танкозидних композитних структура*, Универзитет у Београду, Београд.

Номенклатура

a	m/s	брзина простирања поремећаја, j-не (3.27-29)
a_u, a_d	-	фактори промене локалне брзине, j-не (5.4-5)
A	m ²	површина, попречни пресек
b	m	полуразмах крила
B	-	број лопатица, j-не (5.2), (5.6)
B	-	однос брзине млаза и брзине на излазу из каскаде, слике 6.3-5
c	m	тетива аеропрофила
C_d	-	коэффициент отпора
C_f	-	коэффициент отпора трења, j-на (3.13)
C_l	-	коэффициент узгона
C_M	-	коэффициент аеродинамичког момента, j-на (3.9)
C_n	-	коэффициент нормалне компоненте аеродинамичке силе
C_p	-	коэффициент притиска, j-на (3.10)
C_P	-	коэффициент снаге
C_R	-	коэффициент аеродинамичке силе, j-на (3.9)
C_t	-	коэффициент тангенцијалне компоненте аеродинамичке силе
D	m	пречник ветротурбине
e	J/kg	специфична укупна енергија, j-на (3.4)
E	N/m ²	модул еластичности
F_n	N	нормална компонента аеродинамичке силе, j-на (5.2)
F_t	N	тангенцијална компонента аеродинамичке силе, j-на (5.2)
F_x	N	подужна компонента аеродинамичке силе, j-на (5.2)
\bar{F}	N/kg	вектор специфичних запреминских сила, j-на (3.3)
G	N/m ²	модул клизања
I_x, I_0	m ⁴	геометријски моменти инерције
J_0	kgm ²	масени момент инерције

k	m^2/s^2	кинетичка енергија турбуленције
K, K_0	-	константе (геометријске карактеристике аеропрофила)
K_x	Ns	подужна компонента количине кретања, j -на (5.3)
l	m	дужина
M	Nm	резултујући аеродинамички момент, j -на (3.9)
M	-	Махов број
p, p_2	N/m^2	притисак, излазни притисак
\bar{p}	N/m^2	тензор напона, j -не (3.3-4)
p_{rel}	-	релативни притисак, j -на (3.11)
\bar{q}	W/m^2	вектор топлотног флукса, j -на (3.4)
r	-	случајан број
r	m	полупречник ветротурбине
\bar{r}	m	вектор положаја
R	N	резултујућа аеродинамичка сила, j -на (3.9)
R	m^2/s^2K	специфична гасна константа, j -на (3.28)
Re	-	Рејнолдсов број
S	m^2	површина
S	1/s	брзина деформисања флуидног делића, j -не (3.22), (3.24)
S_ϕ	-	изворни члан, j -на (3.7)
t	s	време
T	K	температура
Tu	-	ниво турбуленције
\bar{u}_g	m/s	вектор брзине чвора мреже, j -не (7.1), (7.4-5)
U_T	m/s	динамичка (привидна) брзина, j -на (3.16)
\bar{v}	m/s	вектор брзине
\bar{v}	m/s	осредњена брзина, j -не (3.18-19)
v'	m/s	флукуациона брзина, j -не (3.18-19)
V, V_K	m^3	материјална запремина, контролна запремина, j -на (3.1)
w_{ij}, w_o, w_h	-	коэффициенти неуронских мрежа, j -не (6.7), (6.9-10)
\bar{W}	m/s	вектор укупне (стварне) брзине
X	-	улаз, j -не (6.9-10)

y	m	удаљеност, померање
y^+	-	бездимензијска удаљеност од зида
Y, Y_d	-	излаз, жељени излаз, j-не (6.9-10)
z	m	подужна координата крила
Z, Z_1, Z_2	-	излаз скривеног слоја неуронских мрежа, j-не (6.9-10)
α	-	нападни угао
α	$1/s^2$	угаоно убрзање, j-не (5.18-19)
β	-	поставни угао
γ	-	интермитентност
γ	-	угао удувавања млаза, слике 6.3-5
Γ	m^2/s	интензитет вртлога, j-не (5.9-12)
Γ_ϕ	-	коэффициент дифузије, j-на (3.7)
δ	m	дебљина граничног слоја, j-на (3.14)
δ	-	релативна грешка неуронске мреже, j-на (6.12)
δ_{ij}	-	Кронекеров симбол
ε	m^2/s^3	брзина дисипације кин. енергије турбуленције
ε	-	грешка тренирања неуронске мреже, j-на (6.8)
ζ	-	коэффициент пада тоталног притиска, j-на (6.2)
η	-	коэффициент пропорционалности, j-не (4.1), (6.11)
θ	-	угаона координата
θ	-	нагиб крила, j-на (7.8)
κ	-	однос специфичних топлотних капацитета, j-на (3.10)
$\lambda = \frac{\omega r}{V_\infty}$	-	коэффициент рада
μ	kg/ms	динамичка вискозност
μ_t	kg/ms	динамичка турбулентна вискозност
ν	m^2/s	кинематска вискозност
ρ	kg/m ³	густина
$\sigma = \frac{Bc}{r}$	-	коэффициент испуне ветротурбине

$\sigma = \frac{c}{l}$	-	коэффициент испуне каскаде
τ	N/m ²	тангенцијални напон, j-на (3.15)
τ_w	N/m ²	тангенцијални напон на зиду, j-на (3.12)
φ	-	коэффициент протока, j-на (6.1)
Φ	-	величина поља, j-не (3.1), (3.7), (3.30), (7.1-2)
ω	1/s	специфична брзина дисипације кин. енергије турбуленције
ω	1/s	угаона брзина, кружна фреквенција
Ω	m ³	запремина ћелије, j-на (3.30)

Прилог А

Скрипт за прорачун резултујућег момента и окретање ветротурбине при променљивој брзини ветра

```
/**
paralelni udf za okretanje vertikalne vetroturbine - simulacija fieldtest-a
***/

#include "udf.h"
#include "storage.h"
#include "sg.h"
#include <stdio.h>
#include <math.h>
#include <stdlib.h>
#include <time.h>

#define ID1 17          /* 17 - lopatice */
#define N 120          /* broj vremenskih koraka u toku jedne rotacije */
#define T 15           /* period promene nominalne brzine vetra */
#define Vpoc 2.0       /* pocetna brzina vetra */
#define wmax 127       /* maksimalna nominalna ugaona brzina, u [RPM] */
#define PI 3.1415926535897932384626433832795

static real l = 3.0;   /* poluprecnik vetroturbine */
static real xo = 0.0;
static real yo = 0.0; /* koordinate referentne tacke */
static real wprev = 2.001; /* pocetna vrednost ugaone brzine */
static real alfap = 0.0; /* pocetna vrednost ugaonog ubrzanja */
static real V = -Vpoc; /* pocetna vrednost brzine vetra */
static int brojac = 0; /* brojac vremenskih koraka */

/* pomocna funkcija za brzinu vetra koja se menja u vremenu */
real Vo(real t)
{
    int n;
    real tpom, Vpom;

    n = (int)(t/T);
    tpom = (t-n*T)*2.*PI/T;
    if (tpom < PI/2)
        Vpom = Vpoc + n;
    else if (tpom < 3*PI/2)
```

```
        Vpom = Vpoc + n + 0.5*(1-sin(tpom));
    else
        Vpom = Vpoc + 1 + n;

    return -Vpom;
}

/* execute-on-loading f-ja */
DEFINE_EXECUTE_ON_LOADING(pocni, libudf)
{
    srand(time(0));
}

/* execute-at-end f-ja */
DEFINE_EXECUTE_AT_END(vt)
{
    real x1, y1, ax, ay;
    real total_area = 0.0;
    real force_px = 0.0;
    real force_py = 0.0;
    real force_vx = 0.0;
    real force_vy = 0.0;
    real torque_p = 0.0;
    real torque_v = 0.0;
    real torque;
    real Jo, dtime, domega;
    real V0, r0, r;

    #if !RP_HOST
        Domain *domain;
        Thread *t;
        face_t f;
        real x[ND_ND], area[ND_ND], e_n[ND_ND], wallshear[ND_3];
        real At, wn, wnn;
    #endif

    // ispis ugaone brzine
    #if !RP_NODE
        FILE *fp = NULL;
        char filename[] = "omega_out.txt";

        fp = fopen(filename, "a");
    #endif

    #if !RP_HOST

        domain = Get_Domain(1);
        /* thread pointer ove zone */
        t = Lookup_Thread(domain, ID1);

        /* racuna moment po svim povrstinama ove zone */
        begin_f_loop(f,t)
        {
            if (PRINCIPAL_FACE_P(f,t))
            {
                F_CENTROID(x,f,t);
                x1 = x[0];
                y1 = x[1];
                F_AREA(area,f,t);
                ax = area[0];
            }
        }
    #endif
}
```

```

        ay = area[1];
        At = NV_MAG(area);
        NV_VS(e_n, =, area, /, At);
        NV_V(wallshear, =, F_STORAGE_R_N3V(f,t,SV_WALL_SHEAR));
        wn = NV_MAG(wallshear);

        total_area += At;
        force_px += F_P(f,t) * ax;
        force_py += F_P(f,t) * ay;
        torque_p += (x1-xo)*F_P(f,t)*ay - (y1-yo)*F_P(f,t)*ax;

        force_vx -= wallshear[0];
        force_vy -= wallshear[1];
        torque_v -= (x1-xo)*wallshear[1] - (y1-yo)*wallshear[0];
    }
}
end_f_loop(f,t);

# if RP_NODE
    total_area = PRF_GRSUM1(total_area);
    force_px = PRF_GRSUM1(force_px);
    force_py = PRF_GRSUM1(force_py);
    force_vx = PRF_GRSUM1(force_vx);
    force_vy = PRF_GRSUM1(force_vy);
    torque_p = PRF_GRSUM1(torque_p);
    torque_v = PRF_GRSUM1(torque_v);
# endif

#endif

    node_to_host_real_7(total_area, force_px, force_py, force_vx, force_vy,
torque_p, torque_v);

#if !RP_NODE
    torque = torque_p + torque_v;
    Jo = 48;
    dtime = CURRENT_TIMESTEP;
    if (alfap == 0.0)
        domega = dtime * torque / Jo;
    else
        domega = dtime * (0.5*torque/Jo + 0.5*alfap);
    wprev += domega;
    if (wprev > wmax*2.*M_PI/60.)
        wprev = wmax*2.*M_PI/60.;
    alfap = torque / Jo;

    /* brzina vetra */
    brojac = brojac + 1;
    if ( brojac % (N/6) == 0 )
    {
        V0 = Vo(CURRENT_TIME);
        Message ("Vo = %f\n", V0);
        r0 = rand() % 101;
        r = (r0-50.)/50.;
        V = V0*(1.+1*r);
    }

    fprintf(fp, "%f %f %f %f %f\n",CURRENT_TIME,wprev,torque,alfap,V);
    fclose(fp);
#endif

```



```
        host_to_node_real_3(wprev, alfap, V);
    }

    /* f-ja kojom se definise ugaona brzina rotora */
    DEFINE_TRANSIENT_PROFILE(ang_vel, time)
    {
        return wprev;
    }

    /* profil ulazne brzine */
    DEFINE_PROFILE(vx_in, t, i)
    {
        face_t f;

        begin_f_loop(f,t)
        {
            F_PROFILE(f,t,i) = V;
        }
        end_f_loop(f,t)
    }

    /* f-ja kojom se definise vremenski korak */
    DEFINE_DELTAT(mydeltat,d)
    {
        real time_step;

        if ( fabs(wprev) > 2. )
            time_step = 2.*M_PI/N/fabs(wprev);
        else if ( fabs(wprev) > 1. )
            time_step = 2.*M_PI/N/2;
        else
            time_step = 2.*M_PI/N;

        return time_step;
    }
}
```

Прилог Б

Скрипт за тренирање неуронске мреже са два унутрашња слоја

```
% vestacke neuronske mreze za predvidjanje koeficijenta pada totalnog
% pritiska (izlazni parametar) u odnosu na napadni ugao vazduha beta,
% izlazni pritisak p2, koef B, ugao mlaza alpha i skup aktiviranih
% mlazeva (0, 1, 2, 3 ili 4) - ulazni parametar
% dva unutrasnja sloja

clear all
clc

% matrica ulzanih podataka - Training set
load data.dat;

% 4 sloja - ulazni X, unutrasnji Z1 i Z2 i izlazni Y
% broj ulaznih parametara
% poslednji zbog translacije sig-funkcija, umesto koef. a i b
Nx = 5 + 1;
% broj neurona na unutrasnjim slojevima
Nz1 = 5;
Nz2 = 5;
% broj izlaznih parametara
Ny = 1;
% broj iteracija ucenja
N = 1000;
% dimenzija skupa za ucenje
M = size(data,1);

% Training set
X0 = data(:,1:5);
% Modifikacija, da bi svi parametri bili u opsegu [0,1]
% napadni ugao beta
X0(:,1) = X0(:,1)*pi/180 / pi;
% izlazni pritisak p2
X0(:,2) = X0(:,2) / 101325;
% faktor B
X0(:,3) = X0(:,3) / 4;
% napadni ugao mlaza alpha
X0(:,4) = abs(X0(:,4)*pi/180) / pi;
% broj aktiviranih mlazeva
X0(:,5) = X0(:,5) / 4;
```

```

Y0 = data(:,7);
ysr = mean(Y0);

% koeficijent eta, pretpostavka
eta = 10.;
% greska, provera konvergencije
greska = zeros(N,Ny);

% inicijalizacija matrice koeficijenata
% treba obratiti paznju na opseg vrednosti koeficijenata
wh1 = (rand(Nx, Nz1)-0.5)/1;      % ulaz -> unutrasnji1
wh2 = (rand(Nz1, Nz2)-0.5)/1;    % unutrasnji1 -> unutrasnji2
wo = rand(Nz2, Ny)-0.5;         % unutrasnji2 -> izlaz

% proces ucenja
for i = 1:N
    % greska
    eps_tot = zeros(1,Ny);
    s_tot = zeros(1,Ny);

    % prolazak po svim jedinkama skupa za ucenje
    for j = 1:M
        % ulazni podaci
        X = [X0(j,:), 1];
        % unutrasnji slojevi
        Z1 = 1./(1+exp(-X*wh1));
        Z2 = 1./(1+exp(-Z1*wh2));
        % spoljasnji sloj
        Y = 1./(1+exp(-Z2*wo));

        % prirastaj greske, razlika stvarnog i zeljenog izlaza
        eps = Y0(j,:)-(Y/2-.25);
        eps_tot = eps_tot + .5*eps.^2;
        s_tot = s_tot + (Y0(j,:)-ysr).^2;

        % proracun novih koeficijenata
        dwh1 =
X'*( (Z1.*(1-Z1)).*(wh2*((Z2.*(1-Z2)).*(wo*(eps.*(Y.*(1-Y))))))));
        dwh2 = Z1' * ((Z2.*(1-Z2)).*(wo*(eps.*(Y.*(1-Y))))));
        dwo = Z2' * (eps.*(Y.*(1-Y)));

        wh1 = wh1 + eta*dwh1;
        wh2 = wh2 + eta*dwh2;
        wo = wo + eta*dwo;
    end
    greska(i,:) = eps_tot/M;
end

figure, plot(greska,'k-','LineWidth',3);
xlabel('Broj iteracija ucenja');
ylabel('Ukupna greska \epsilon');
title('Konvergencija procesa ucenja');

% cuvanje
save wh21.dat wh1 -ASCII
save wh22.dat wh2 -ASCII
save wo2.dat wo -ASCII

```

Прилог В

Скрипт за деформисање површине крила услед увијања

```
/**
UDF - Elasticno krilo, uvijanje oko referentne ose (po 0.42 tetive)
***/

#include "udf.h"
#include "storage.h"
#include "sg.h"
#include <stdio.h>
#include <math.h>
#include <stdlib.h>
#include <time.h>

#define Zcoor .0 /* xy ravan, ravan simetrije */
#define pref 101325 /* referentni pritisak */
#define Np 101 /* broj preseka */
#define E 35.0e9 /* Jungov modul elasticnosti */
#define G 5.0e7 /* modul klizanja */
#define K 2.9177e-5 /*  $I_x = K \cdot l^4$  */
#define Ko 0.0039 /*  $I_o = K_o \cdot l^4$  */
#define bkor 1.1963 /* razmah */
#define db bkor/(Np-1) /* korak po razmahu */
#define Nb 200 /* broj vremenskih koraka na koliko se pomera struktura */
#define ID1 25 /* 25 - krilo */

static real MiTot = 0.; /* ukupni moment uvijanja */
static int brojac = 0; /* brojac vremenskih koraka */

static real Zpreseci[Np]; /* z-koordinate referentnih preseka */
static real teta1[Np]; /* prvi izvod ugaonog pomeraja */
static real teta[Np]; /* ugaoni pomeraj lokalnog preseka */

// Pomocni UDF za proracun Mz po zoni, od zadatog preseka do kraja
void MomZ(int ID, real zref, real *MiZ)
{
    #if !RP_HOST
        Domain *domain;
        Thread *t;
        face_t f;
        real x[ND_ND], area[ND_ND], l, xo;
    #endif
}
```

```

domain = Get_Domain(1);
t = Lookup_Thread(domain, ID);    /* thread pointer površine */

/* racuna moment (iz pritiska na površini lopatica) */
begin_f_loop(f,t)
{
    if (PRINCIPAL_FACE_P(f,t))
    {
        F_CENTROID(x,f,t);
        F_AREA(area,f,t);

        l      = 0.8059 - x[2]*0.8059*(1-0.562)/1.1963;
        xo     = x[2]*tan(M_PI/6) + 0.42*1;

        if (x[2] >= zref)
        {
            *MiZ +=
(F_P(f,t)-pref) * (-area[0]*x[1] + area[1]*(x[0]-xo));
        }
    }
end_f_loop(f,t);

# if RP_NODE
    *MiZ = PRF_GRSUM1(*MiZ);
# endif

#endif

node_to_host_real_1(*MiZ);
}

// Pomocni UDF za ispis
DEFINE_ON_DEMAND(pisi)
{
    #if !RP_NODE
        int i;

        for (i=1; i<Np; i++)
        {
            Message ("%f %f %f\n", Zpreseci[i], teta1[i], teta[i]);
        }
    #endif
}

// Pomocni UDF za promenu koordinata krila (uvijanje)
DEFINE_GRID_MOTION(uvZ_krilo_UDF, domain, dt, time, dtime)
{
    if ( (brojac-1) % Nb == 0 )
    {
        #if !RP_HOST
            Thread *tf = DT_THREAD (dt);
            face_t f;
            Node *node_p;
            real x1, y1, l, xo;
            int n, k;

            /* indikator (zbog promene susedne celije) */
            SET_DEFORMING_THREAD_FLAG (THREAD_T0 (tf));

```

```

begin_f_loop (f, tf)
{
    f_node_loop (f, tf, n)
    {
        node_p = F_NODE (f, tf, n);

        /* ako cvor nije vec deformisan (paralelni solver) */
        if (NODE_POS_NEED_UPDATE (node_p))
        {
            /* cvor je oznacen kao pomeren */
            NODE_POS_UPDATED (node_p);
            /* kom preseku pripada trenutni cvor */
            k = N_UDMI(node_p,2);
            l = .8059 - Zpreseci[k]*.8059*(1-.562)/1.1963;
            xo = Zpreseci[k]*tan(M_PI/6) + .42*1;
            x1 =
            xo + (N_UDMI(node_p,0) - xo)*cos(teta[k]) - N_UDMI(node_p,1)*sin(teta[k]);
            y1 =
            (N_UDMI(node_p,0) - xo)*sin(teta[k]) + N_UDMI(node_p,1)*cos(teta[k]);

            NODE_X (node_p) = x1;
            NODE_Y (node_p) = y1;
        }
    }
}
end_f_loop (f, tf);

#endif
}

// UDF za inicijalizaciju skripta
DEFINE_EXECUTE_ON_LOADING(postavi_pocetak, libudf)
{
    #if !RP_HOST
        Domain *domain;
        Thread *t;
        face_t f;
        Node *node_p;
        int n;
    #endif

    #if !RP_NODE
        int i;

        for (i=0; i<Np; i++)
        {
            Zpreseci[i] = i*db;
            teta1[i] = 0.;
            teta[i] = 0.;
        }
    #endif

    host_to_node_real(Zpreseci,Np);
    host_to_node_real(teta1,Np);
    host_to_node_real(teta,Np);

    #if !RP_HOST
        domain = Get_Domain(1);
    #endif
}

```

```

        /* thread pointer zone krila */
        t = Lookup_Thread(domain, ID1);
        /* Sacuvaj nedeformisane koordinate mreze u user-defined node
memoriji */
        thread_loop_f (t, domain)
        {
            begin_f_loop (f,t)
            {
                f_node_loop (f,t,n)
                {
                    node_p = F_NODE(f,t,n);
                    N_UDMI(node_p,0) = NODE_X (node_p);
                    N_UDMI(node_p,1) = NODE_Y (node_p);
                    N_UDMI(node_p,2) =
floor((Np-1) * NODE_Z (node_p) / bkor);
                }
            }
            end_f_loop (f,t)
        }
    #endif
}

// UDF za proračun ugaonih pomeraja nakon svakog vremenskog koraka
DEFINE_EXECUTE_AT_END(racunaj_ug_pom)
{
    int i;
    real l, Io, Mz;

    for (i=1; i<Np; i++)
    {
        /* rezultujući moment od ovog preseka do kraja */
        Mz = 0;
        MomZ(ID1, Zpreseci[i], &Mz);

        #if !RP_NODE
            /* lokalna tetiva */
            l = 0.8059 - Zpreseci[i]*0.8059*(1-0.562)/1.1963;
            /* geometrijski moment inercije Io */
            Io = Ko*pow(l,4);
            /* prvi izvod */
            teta1[i] = Mz/(G*Io);
            /* nulti izvod */
            teta[i] = teta1[i]*db + teta[i-1];
        #endif
    }

    #if !RP_NODE
        /* brojac */
        brojac = brojac + 1;
        Message ("%i\n", brojac);
    #endif

    host_to_node_int_1(brojac);
    host_to_node_real(teta1,Np);
    host_to_node_real(teta,Np);
}

```

Биографија

Јелена Сворцан, дипл. инж. маш, рођена је у Београду 25. фебруара 1987. године, где је и завршила основну школу и Математичку гимназију. Машински факултет Универзитета у Београду уписала је 2005. године. На Основним академским студијама дипломирала је 2008. године, а на Мастер академским студијама, одсек ваздухопловство, дипломирала је 2010. године. Докторске академске студије уписала је школске 2010/11. године.

Учесник је научног пројекта под покровитељством МПНТР под називом „Истраживање и развој савремених приступа пројектовању композитних лопатица ротора високих перформанси”, ТР 35035, чији је руководилац проф. др Слободан Ступар. Од 2011. године запослена је као асистент на Машинском факултету у Београду при Катедри за ваздухопловство. Учествовала је у извођењу наставе на следећим предметима: Аероеластичност, Конструкција и технологија производње летелица, Пројектовање летелица, Прорачун структуре летелица, Прорачунска аеродинамика и Хеликоптери.

Прилог 1.

Изјава о ауторству

Потписана **Јелена Сворцан**

број индекса **ДЗ/10**

Изјављујем

да је докторска дисертација под насловом

МЕТОДОЛОГИЈА ИНТЕГРАЛНЕ АНАЛИЗЕ И ОПТИМИЗАЦИЈЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ ПОВРШИНА ВАЗДУХОПЛОВНИХ КОНСТРУКЦИЈА

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

Потпис докторанда

У Београду, 19.06.2014.

Јелена Сворцан

Прилог 2.

Изјава о истоветности штампане и електронске верзије докторског рада

Име и презиме аутора	Јелена Сворцан
Број индекса	ДЗ/10
Студијски програм	Докторске академске студије
Наслов рада	Методологија интегралне анализе и оптимизације аеродинамичких површина ваздухопловних елемената
Ментор	проф. др Слободан Ступар
Потписана	Јелена Сворцан

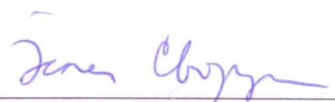
Изјављујем да је штампана верзија мог докторског рада истоветна електронској верзији коју сам предао/ла за објављивање на порталу **Дигиталног репозиторијума Универзитета у Београду**.

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

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

Потпис докторанда

У Београду, 19.06.2014.



Прилог 3.

Изјава о коришћењу

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

МЕТОДОЛОГИЈА ИНТЕГРАЛНЕ АНАЛИЗЕ И ОПТИМИЗАЦИЈЕ АЕРОДИНАМИЧКИХ ПОВРШИНА ВАЗДУХОПЛОВНИХ КОНСТРУКЦИЈА

која је моје ауторско дело.

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

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

① Ауторство

2. Ауторство - некомерцијално

3. Ауторство – некомерцијално – без прераде

4. Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима

5. Ауторство – без прераде

6. Ауторство – делити под истим условима

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

Потпис докторанда

У Београду, 19.06.2014.

Јана Стојић

1. Ауторство - Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце, чак и у комерцијалне сврхе. Ово је најслободнија од свих лиценци.

2. Ауторство – некомерцијално. Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела.

3. Ауторство - некомерцијално – без прераде. Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, без промена, преобликовања или употребе дела у свом делу, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела. У односу на све остале лиценце, овом лиценцом се ограничава највећи обим права коришћења дела.

4. Ауторство - некомерцијално – делити под истим условима. Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце и ако се прерада дистрибуира под истом или сличном лиценцом. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела и прерада.

5. Ауторство – без прераде. Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, без промена, преобликовања или употребе дела у свом делу, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дела.

6. Ауторство - делити под истим условима. Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце и ако се прерада дистрибуира под истом или сличном лиценцом. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дела и прерада. Слична је софтверским лиценцама, односно лиценцама отвореног кода.