

Računalni program za oblikovanje rotorskih lopatice aksijalnog ventilatora

Milović, Philipp

Master's thesis / Diplomski rad

2020

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:292176>

Rights / Prava: [In copyright](#) / [Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-11-19**

Repository / Repozitorij:

[Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Philipp Milović

Zagreb, 2020.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

**Računalni program za oblikovanje rotorskih lopatica
aksijalnog ventilatora**

Mentor:

Prof.dr.sc Željko Tuković

Student:

Philipp Milović

Zagreb, 2020.

*Zahvaljujem profesoru Željku Tukoviću na
pruženoj potpori i savjetima koji su mi
omogućili izradu ovog rada.*

Izjava

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno, koristeći znanja stečena tijekom studija i navedenu literaturu.

Philipp Milović



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE



Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za diplomske ispite studija strojarstva za smjerove:
procesno-energetski, konstrukcijski, brodstrojarski i inženjersko modeliranje i računalne simulacije

Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum:	Prilog:
Klasa: 602 - 04 / 20 - 6 / 3	
Ur. broj: 15 - 1703 - 20 -	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Philipp Milović** Mat. br.: 0035201429

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Računalni program za oblikovanje rotorskih lopatice aksijalnog ventilatora**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Computer program for axial fan rotor blade design**

Opis zadatka:

Za oblikovanje rotorskih lopatica aksijalnih ventilatora, obično se koristi metoda uzgonskih sila, koja se temelji na primjeni aerodinamičkih karakteristika izoliranih krilnih profila izmjerenih u zračnom tunelu. Iskustva iz prakse pokazuju da jedino poznavanje aerodinamičkih karakteristika ravne profilne rešetke omogućava pouzdano oblikovanje rotora aksijalnog ventilatora bez suvišnih korekcija. Na žalost, primjena metode koja se temelji na upotrebi aerodinamičkih karakteristika ravnih profilnih rešetki, ograničena je zbog neraspoloživosti odgovarajućih eksperimentalnih podataka. Alternativni pristup bi se temeljio na primjeni numeričkim putem određenih aerodinamičkih karakteristika ravnih profilnih rešetki.

U sklopu diplomskog rada potrebno je izraditi računalni program za oblikovanje rotorskih lopatica aksijalnog ventilatora, koji se temelji na primjeni aerodinamičkih karakteristika ravnih profilnih rešetki, određenih primjenom numeričke simulacije strujanja. Računalni program treba sadržavati: modul za definiranje geometrije profila lopatice, modul za definiranje međulopatičnog kanala ravne profilne rešetke, modul za diskretizaciju prostorne domene strujanja kroz ravnu profilnu rešetku, modul za određivanje potrebnog kuta ugradnje profila u rešetci primjenom numeričke simulacije strujanja te modul za oblikovanje tijela rotorske lopatice. Modul za diskretizaciju prostorne domene strujanja treba temeljiti na integraciji s računalnim programom Gmsh, dok se modul za simulaciju strujanja treba temeljiti na integraciji s računalnim programom OpenFOAM. Rad računalnog programa za oblikovanje rotorske lopatice aksijalnog ventilatora potrebno je provjeriti tako da se provede numerička simulacija trodimenzionalnog strujanja kroz rotor aksijalnog ventilatora te se usporede numerički određene i zadane značajke ventilatora u projektnoj radnoj točki.

U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan: Datum predaje rada: Predviđeni datum obrane:
30. travnja 2020. 2. srpnja 2020. 6. – 10.7.2020.

Zadatak zadao: Predsjednica Povjerenstva:

Prof.dr.sc. Željko Tuković

Prof. dr. sc. Tanja Jurčević Lulić

Sadržaj

Sadržaj	i
Popis slika	iii
Popis tablica	v
Popis oznaka	vi
Sažetak	viii
Abstract	ix
1 Uvod	1
2 Oblikovanje lopatica aksijalnih ventilatora	3
2.1 Analitički model	3
2.1.1 Strujanje u aksijalnim ventilatorima	3
2.1.2 Karakteristike lopatice	5
2.1.3 Karakteristike aeroprofila	9
2.1.4 Definiranje parametara inicijalne geometrije lopatice	13
2.2 Numerički model	16
2.2.1 Matematički modeli	16
2.2.2 Rubni uvjeti	18
2.2.3 Metoda konačnih volumena	20
3 Opis računalnog koda turbo	24
3.1 Namjena i funkcija računalnog programa	24
3.2 Primjer računalnog programa za oblikovanje geometrije lopatice	25
3.2.1 Ulazni podaci	27
3.2.2 Izlazni podaci	30
3.2.3 Funkcionalnost ponovnog pokretanja	34
3.3 Modul numeričkih simulacija	35
3.3.1 Upravljanje simulacijama	35

3.3.2	Postavke simulacije	36
3.4	Konstruktivski modul	39
3.4.1	Poravnanje zaustavne točke	40
3.4.2	Podešavanje kuta zakreta	41
3.4.3	Podešavanje kuta postave	42
3.5	Modul za generiranje geometrije	43
3.5.1	Geometrija profila	43
3.5.2	Geometrija lopatice	45
3.5.3	Dodatni konstrukcijski zahtjevi	47
4	Provjera rada programa	50
4.1	Oblikovanje geometrije lopatice aksijalnog ventilatora uz pretpostavku slo- bodnog vrtloga	50
4.2	Provjera konstrukcije ventilatora	56
5	Zaključak	62
	Literatura	63

Popis slika

2.1	Strujanje u ravninskoj rešetki	5
2.2	Osnovni parametri aeroprofila	10
2.3	Dijagram definiranja parametara inicijalne geometrije	15
2.4	Turbulentni granični sloj	19
2.5	Konačni volumen	20
3.1	Izvorni kod jednostavnog programa	26
3.2	Mapa ulaznih podataka u izvornoj datoteci programa	28
3.3	Podatkovna struktura glavnog direktorija	31
3.4	<i>design.csv</i>	31
3.5	<i>blade.0</i>	32
3.6	<i>airfoil.x</i>	33
3.7	<i>design.csv</i>	33
3.8	Podatkovna struktura direktorija <i>turbo_case_template</i>	36
3.9	Proračunski presjek profila	37
3.10	Primjer računalne mreže proračunskog presjeka profila	39
3.11	Detalji računalne mreže proračunskog presjeka profile	39
3.12	Konture tlaka u proračunskom presjeku	40
3.13	Usporedba profila prije i nakon modifikacije kuta skretanja	41
3.14	Usporedba profila prije i nakon podešavanja kuta postave	42
3.15	Usporedba inicijalne i konačne geometrije profila	42
3.16	Konture savijenog i razvijenog profila	44
3.17	Izometrijski prikaz kontura profila u prostoru	44
3.18	Geometrija tijekom drugog koraka generiranje lopatice	45
3.19	Detalj geometrije tijekom drugog koraka generiranje lopatice	46
3.20	Izometrijski prikaz konačne geometrije lopatice	46
3.21	Usporedni prikaz srpaste i ravne lopatice	48
3.22	Nacrtni i tlocrtni usporedni prikaz zakrivljene i nezakrivljene lopatice	48
3.23	Prikaz načina definiranja zakrivljenja lopatice	49
4.1	Distribucija soliditeta lopatice	51

4.2	Distribucija maksimalne debljine lopatice	52
4.3	Projektna distribucija tangencijalne brzine na izlaznom presjeku ventilatora	52
4.4	Projektna distribucija prirasta zaustavnog tlaka na izlaznom presjeku ventilatora	53
4.5	Distribucije tlaka i relativne brzine u korijenu	54
4.6	Distribucije tlaka i relativne brzine u korijenu	55
4.7	Distribucije ulaznog i izlaznog kuta lopatice	55
4.8	Izometrija 3-D računalne mreže	57
4.9	Tlocrt 3-D računalne mreže	57
4.10	3-D računalna mreža u blizini lopatice	57
4.11	Distribucije relativne brzine i tlaka u korijenu lopatice	59
4.12	Distribucije relativne brzine i tlaka pri vrhu lopatice	59
4.13	Usporedba distribucije tangencijalne brzine na izlaznom presjeku rotora . .	60
4.14	Usporedba distribucije prirasta statičkog tlaka na izlaznom presjeku rotora	60
4.15	Usporedba pretpostavljene i realne distribucije aksijalne komponente apsolutne brzine na izlaznom presjeku rotora	61

Popis tablica

3.1	Rubni uvjeti brzine i tlaka na plohama proračunskog presjeka	37
3.2	Rubni uvjeti turbulentnih veličina na plohama proračunskog presjeka . . .	38
4.1	Projektni radni parametri ventilatora sa slobodnim vrtlogom	51
4.2	Karakteristike lopatice ventilatora sa slobodnim vrtlogom	56
4.3	rubni uvjeti brzine i tlaka na rubnim plohama domene	58
4.4	Rubni uvjeti turbulentnih veličina na rubnim plohama domene	58
4.5	Osrednjene vrijednosti radnih parametara ventilatora	61

Popis oznaka

b	širina rešetke
c	apsolutna brzina
c_ϑ	tangencijalna komponenta apsolutna brzina
c_m	meridionalna komponenta apsolutna brzina
l	korak lopatice
M	moment
n	eksponent distribucije tangencijalne brzine
P	snaga
p	snaga
Q	volumni protok
r_h	radijus korijena lopatice
r_s	radijus plašta
s	tetiva
U	brzina lopatice
w	relativna brzina
α	kut apsolutne brzine
β	kut relativne brzine
β'	kut profila
ξ	kut postave

ω	kutna brzina
ρ	gustoća fluida
θ	kut zakreta profila
μ	dinamička viskoznost
ν	kinematička viskoznost
η	učinkovitost
σ	soliditet
ζ	kut nagiba skeletnice

Indeksi

1	ulazni brid lopatice
2	izlazni brid lopatice

Sažetak

U sklopu diplomskog rada izrađen je računalni program u programskom jeziku C++ za oblikovanje geometrije rotorske lopatice aksijalnog ventilatora primjenom numeričke simulacije strujanja. Unutar programa su integrirani programski paketi OpenFOAM i Gmsh za potrebe provođenja simulacija strujanja i generiranja geometrije lopatice ventilatora. Pomoću izrađenog računalnog programa potpuno je automatiziran postupak definicije inicijalne geometrije rotorske lopatice te postupak modifikacije lopatice na temelju numeričkih simulacija strujanja kroz ravninsku rešetku s ciljem postizanja zadanih radnih parametara ventilatora. Provjera rada računalnog programa provedena je numeričkom simulacijom strujanja zraka kroz rotor aksijalnog ventilatora. Rezultati simulacije pokazuju da je dobiven aksijalni ventilatori visoke učinkovitosti.

Ključne riječi: aksijalni turbostrojevi, konstrukcija aksijalnog ventilatora, C++, OpenFOAM, Gmsh

Abstract

Within the scope of this thesis a C++ computer code was created for the purposes of designing axial fan rotor blades by means of numerical simulation. The program integrates the software suites OpenFOAM and Gmsh for the purposes of performing numerical simulations of fluid flow and geometry generation respectively. The code fully automates the process of defining an initial blade geometry and the subsequent modifications of the blade geometry based on the results of fluid flow simulations in two-dimensional cascades in order to achieve the desired operational characteristics of the fan. The performance of the program was analyzed by performing a numerical simulation of airflow through the rotor of the constructed axial fan. The results of the simulation show that the fan is of high efficiency.

Keywords: axial turbomachinery, axial fan design, C++, OpenFOAM, Gmsh

Poglavlje 1

Uvod

Ventilatori su strojevi koji služe za transport zraka ili sličnih plinova uz male priraste tlakova. S obzirom da se potreba za transportom plinova u strojarstvu javlja često, tako je i primjena ventilatora vrlo česta.

Vrlo je česta potreba za transportom većih količina zraka uz relativno nisku razliku tlaka. Ovakva situacija se javlja kako u energetici tako i u termotehnici. Neki primjeri primjena su u generatorima pare parnoturbinskih postrojenja, klima komorama, rashladnim aparatima, ventilacijskim sustavima i slično. Za ovakve primjene uvelike se koriste aksijalni ventilatori.

S obzirom na današnju rasprostranjenost navedenih sustava slijedi da su i aksijalni ventilatori vrlo česta pojava u strojarstvu. Usprkos njihovoj širokoj rasprostranjenosti još uvijek ne postoji opće prihvaćeni način njihovog konstruiranja. Metodologija oblikovanja geometrije uvelike se razlikuje kako između autora tako i između različitih proizvođača ventilatora.

Općenito se definiranje geometrije lopatica aksijalnih ventilatora bazira na metodi uzgonskih sila koja se zatim proširuje empirijskim izrazima ovisno o konkretnom problemu i režimu rada ventilatora. Ovo predstavlja problem jer se metoda uzgonskih sila temelji na empirijski određenim koeficijentima uzgona i otpora aeroprofila lopatice, koji za danu geometriju profila obično nisu dostupni, a njihovo određivanje se provodi eksperimentalnim mjerenjima što je također nepraktično. Također treba uzeti u obzir da je definiranje geometrije lopatica općenito iterativan proces u kojem se traži geometrija lopatice koja zadovoljava željeni protok i prirast tlaka pa je ovdje poželjno koristiti računalne resurse za automatizaciju ovog postupka.

Kako bi se doskočilo ovim problemima u ovom radu predstavljen je integrirani postupak oblikovanja lopatica aksijalnih ventilatora. Postupak se zasniva na činjenici da se metode računalne dinamika fluida koriste već dugi niz godina kao jeftinija i praktičnija alternativa eksperimentalnim metodama, dok se iterativni karakter problema oblikovanja rješava integriranjem istih u računalni konstrukcijski algoritam.

Kao prijedlog rješenja opće problematike definiranja geometrije lopatica aksijalnih

ventilatora izrađen je računalni program `turbo` [16] u C++ programskom jeziku. Izvorni kod je otvorenog tipa (eng. *open source*) te predstavlja sučelje između konstruktora te računalnih programa za provođenje numeričkih simulacija strujanja fluida i izradu geometrijskog modela lopatice.

Izrađeni računalni program je integriran s bibliotekom OpenFOAM [19] radi provođenja numeričkih simulacija strujanja kroz ravninsku rešetku ventilatora, dok je integracija s računalnim programom Gmsh [9] provedena za potrebe izrađivanja geometrijskog modela lopatice te diskretizacije prostorne domene strujanja.

Poglavlje 2

Oblikovanje lopatica aksijalnih ventilatora

U ovom poglavlju dane su teoretske osnove procesa oblikovanja lopatica aksijalnih ventilatora korištene u sklopu računalnog programa turbo. U prvom odjeljku dane su osnovne pretpostavke, pojmovi i izrazi korišteni tijekom postupka definiranja inicijalne geometrije lopatice s kojim se započinje numerički dio proračuna. U drugom odjeljku je opisana numerička metodologija korištena unutar programa i ostataka ovog rada.

2.1 Analitički model

Navedene su pretpostavke koje su korištene tijekom osnivanja analitičkog dijela procesa određivanja inicijalne geometrije lopatica aksijalnih ventilatora te su zatim izvedeni izrazi korišteni tijekom procesa.

Ideja iza prihvaćenog pristupa bila je da se eliminira korištenje empirijskih izraza s obzirom da u općem slučaju empirijske korelacije imaju relativno specifičnu primjenu s obzirom na geometriju aeroprofila i lopatice te režim rada ventilatora, što predstavlja određene probleme u pogledu implementacije u računalni program “generalne” primjene. Također je bio cilj unijeti što manje ograničenja u smislu odabira relevantnih konstrukcijskih parametara (distribucije brzine, soliditeta, skeletnica profila).

2.1.1 Strujanje u aksijalnim ventilatorima

Strujanje u aksijalnim ventilatorima u većini slučajeva odvija se uz niske priraste tlaka, obično 100 Pa do 500 Pa. Uzimajući ovo u obzir može se pretpostaviti da je strujanje nestlačivo, čime se uvelike pojednostavljuje matematičko modeliranje. S obzirom na geometriju aksijalnih ventilatora strujanje će se promatrati u cilindričnom koordinatnom sustavu, dok će se zbog rotacije koristiti apsolutni i relativni koordinatni sustav vezan za rotor.

U sklopu ovog rada, a tako i u trenutnoj implementaciji računalnog programa turbo, analiza i oblikovanje geometrije lopatica razmatrat će se samo za jednostavne ventilatore bez statorske rešetke. Razlog ovomu je pojednostavljenje računalne implementacije predložene metodologije oblikovanja te pojednostavljenje analitičkih izraza korištenih tijekom definiranja inicijalne geometrije lopatice. Iako smanjuje područje primjene programa, ova pretpostavka je opravdana s obzirom da se ovakva situacija susreće relativno često u praksi.

Bitno je napomenuti da iako mogućnost oblikovanja ventilatora sa statorskom rešetkom trenutno nije moguća unutar programa, proširenje jednadžbi i programa, to jest implementacija proračuna statora, je relativno jednostavno jer izvorni kod pisan s namjerom na buduća proširenja (vidi poglavlje 3).

Za potrebe inicijalnog proračuna također će se pretpostaviti da je strujanje u apsolutnom koordinatnom sustavu stacionarno ispred i iza rotora, te u relativnom koordinatnom sustavu unutar rotora. Strujanje će se promatrati u razvijenim cilindričnim presjecima rotora to jest u ravninskim rešetkama na različitim radijusima. Također će se pretpostaviti da je fluid idealan

Dodatno pojednostavljenje koje se često pretpostavlja kod analize strujanja u aksijalnim ventilatorima jest da je radijalna komponenta brzine strujanja fluida jednaka nuli, $c_r = 0$, te da je strujanje osnosimetrično, $\partial c_\vartheta / \partial \vartheta = 0$. Ovo dakako nije uvijek točno, posebno kod ventilatora s visokim omjerom radijusa plašta i glavine, $r_s/r_h > 1.2$ [7]. Također je pretpostavljena uniformna meridionalna brzina po visini lopatice ispred i iza rotora to jest $\partial c_{m1,2} / \partial r = 0$.

U općem slučaju greške koje ove pretpostavke unose mogu biti značajne, no pojednostavljenja koja donose u aspektima matematičkog modeliranja i implementacije u računalni kod su značajne te su kao takve prihvaćene u sklopu ovog rada. Bitno je naglasiti da je ove pretpostavke moguće zadovoljiti ako se ventilator konstruira uz pretpostavku slobodnog vrtloga što je i učinjeno u ovom radu. Proširenje modela korištenjem varijabilne distribucije meridionalne brzine ostavljeno je za budući rad.

Uzimajući u obzir prethodne pretpostavke mogu se napisati pojednostavljene jednadžbe kontinuiteta i momenta količine gibanja za nestlačivo strujanje idealnog fluida u kontrolnom volumenu rotora aksijalnog ventilatora:

$$c_{m1} = c_{m2} \quad (2.1)$$

$$P = M\omega = \eta\rho QUc_{\vartheta2} \quad (2.2)$$

gdje su c_m i c_ϑ meridionalna i tangencijalna komponenta apsolutne brzine, P snaga, M torzijski moment, ω kutna brzina rotora, ρ gustoća fluida, Q volumni protok, U lokalna brzina lopatice, a η učinkovitost ventilatora. Indeksi 1 i 2 označavaju veličine na ulaznim odnosno izlaznim presjecima rotora.

S obzirom da je strujanje nestlačivo može se jednačba (2.2) napisati kao:

$$P = \eta \rho Q U c_{\vartheta 2} = Q \Delta p_{\text{tot}} \quad (2.3)$$

gdje je Δp_{tot} razlika zaustavnog tlaka između ulaznog i izlaznog presjeka ventilatora.

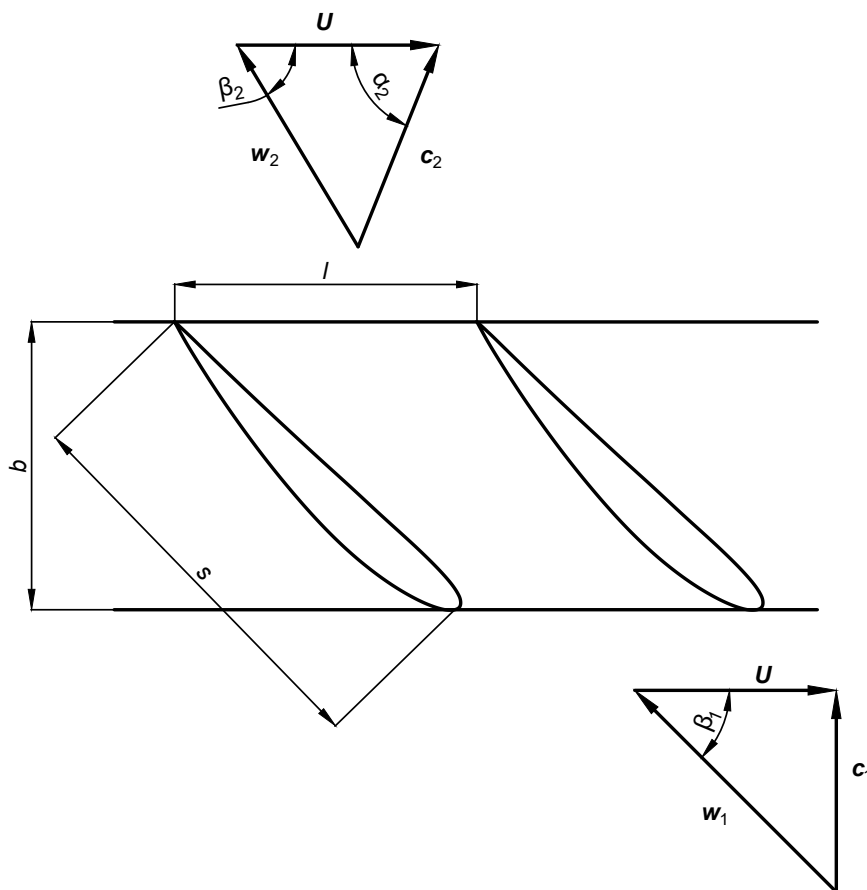
Uzimajući u obzir definiciju razlike zaustavnog tlaka za slučaj nestlačivog strujanja i jednačbe (2.3) može se napisati sljedeća relacija:

$$\Delta p_{\text{tot}} = \eta \rho U c_{\vartheta 2} = \Delta p + \frac{1}{2} \rho c_{\vartheta 2}^2 \quad (2.4)$$

gdje je Δp razlika statičkog tlaka između ulaznog i izlaznog presjeka ventilatora. Iz jednačbe (2.4) se razlika statičkog tlaka može izraziti kao:

$$\Delta p = \eta \rho U c_{\vartheta 2} - \frac{1}{2} \rho c_{\vartheta 2}^2 \quad (2.5)$$

2.1.2 Karakteristike lopatice



Slika 2.1. Strujanje u ravninskoj rešetki

Slika 2.1 prikazuje ravninsku rešetku s označenim trokutima brzina i bitnim konstrukcijskim parametrima rešetke. Parametar s označava tetivu profila, parametar l korak, a

parametar b aksijalnu tetivu odnosno širinu rešetke.

Trokuti brzina grafički prikazuju relacije između apsolutnih i relativnih brzina na ulaznom i izlaznom presjeku rotorske rešetke ventilatora. U vektorskom obliku relacije glase:

$$\mathbf{c}_{1,2} = \mathbf{w}_{1,2} + \mathbf{U} \quad (2.6)$$

gdje su \mathbf{c} i \mathbf{w} apsolutna i relativna brzina strujanja dok je \mathbf{U} lokalna brzina lopatice. Kutovi α i β na slici 2.1 predstavljaju kutove apsolutne i relativne brzine.

Distribucija tangencijalne brzine

U općem slučaju, za zadane dimenzije glavine rotora i plašta kućišta ventilatora, ulazna brzina je poznata s obzirom da je traženi protok poznat. Jednadžba (2.5) povezuje traženi prirast statičkog tlaka i tangencijalnu komponentu apsolutne brzine na izlaznom presjeku. Kako se pretvorba energije odvija isključivo preko rotora to jest geometrije rotora i lopatica, očito je da se definiranjem traženih radnih karakteristika ventilatora određuje i geometrija lopatica i obrnuto. Dakle uz poznatu geometriju glavine i kućišta i zadane radne karakteristike ventilatora, volumni protok i prirast statičkog tlaka, potrebno je odrediti geometriju lopatice koja zadovoljava iste. Prema tome može se napisati sljedeća jednadžba:

$$\int_r \Delta p_{\text{tot,req}} \frac{Q}{A} 2\pi r dr = \int_r \Delta p_{\text{tot}}(r) \frac{Q}{A} 2\pi r dr \quad (2.7)$$

gdje je $\Delta p_{\text{tot,req}}$ traženi prirast zaustavnog tlaka, a A površina ulaznog odnosno izlaznog presjeka ventilatora za koju se pretpostavlja da je konstantna $A = \text{const}$. Kako je volumni protok također konstantan, može se jednadžba (2.7) pojednostaviti:

$$\int_r \Delta p_{\text{tot,req}} r dr = \int_r \Delta p_{\text{tot}}(r) r dr \quad (2.8)$$

U ovom radu, kako je prethodno spomenuto, je preuzet pristup konstruiranja ventilatora na način da se zadaje prirast statičkog tlaka pa tako integral s lijeve strane jednadžbe (2.8) postaje:

$$\int_r \Delta p_{\text{tot,req}} r dr = \int_r (\Delta p_{\text{req}} + \frac{1}{2} \rho c_{\theta 2}^2(r)) r dr \quad (2.9)$$

gdje je Δp_{req} traženi prirast statičkog tlaka. Izraz (2.9) moguće je koristiti direktno u daljnjem izvodu, no distribucija tlaka dobivena na ovaj način sadrži diskontinuitete za određene vrijednosti eksponenta distribucije tangencijalne brzine (vidi definiciju distri-

bucije tangencijalne brzine ispod). Kako bi se ovo izbjeglo odnosno kako bi se dobila kontinuirana distribucija tlaka pojednostavnit će se izraz (2.9) na način da se distribucija tangencijalne brzine aproksimira vrijednošću na srednjem radijusu lopatice to jest:

$$\int_r (\Delta p_{\text{req}} + \frac{1}{2}\rho c_{\vartheta 2}^2(r)) r dr \approx \int_r (\Delta p_{\text{req}} + \frac{1}{2}\rho c_{\vartheta 2, \text{m}}^2) r dr \quad (2.10)$$

gdje je $c_{\vartheta 2, \text{m}}$ vrijednost tangencijalne brzine na izlaznom presjeku ventilatora na srednjem radijusu lopatice r_{m} definiranom kao $r_{\text{m}} = (r_{\text{h}} + r_{\text{s}}) / 2$.

Korištenjem jednadžbe (2.4) te činjenice da je $U = \omega r$, integral s desne strane jednadžbe (2.8) postaje:

$$\int_r \Delta p_{\text{tot}}(r) r dr = \int_r \eta \rho \omega c_{\vartheta 2}(r) r^2 dr \quad (2.11)$$

odnosno jednadžba (2.8) postaje:

$$\int_r (\Delta p_{\text{req}} + \frac{1}{2}\rho c_{\vartheta 2, \text{m}}^2) r dr = \int_r \eta \rho \omega c_{\vartheta 2}(r) r^2 dr \quad (2.12)$$

Promatranjem jednadžbe (2.12) postavlja se pitanje odabira distribucije tangencijalne komponente brzine kako bi se zadovoljila tražena razlika statičkog tlaka. Čest pristup u praksi jest da se pokuša ispoštovati pretpostavka slobodnog vrtloga odnosno $c_r = 0$ i $\partial c_{\text{m}1,2} / \partial r = 0$, to jest pretpostavlja se sljedeći oblik distribucije tangencijalne brzine:

$$c_{\vartheta 2} = c_{\vartheta 2, \text{ref}} \frac{r_{\text{ref}}}{r} \quad (2.13)$$

gdje indeks ref označava neki referentni presjek, obično onaj u korijenu ili na srednjem radijusu lopatice. Kako u općem slučaju za zadanu geometriju kućišta ventilatora nije moguće s distribucijom slobodnog vrtloga zadovoljiti traženi prirast tlaka, posebno kod ventilatora s niskim brojem okretaja, u ovom radu koristi se distribucija proizvoljnog vrtloga koja predstavlja generalizaciju distribucije slobodnog vrtloga iz jednadžbe (2.13), a koja glasi:

$$c_{\vartheta 2} = c_{\vartheta 2, \text{ref}} \left(\frac{r}{r_{\text{ref}}} \right)^n \quad (2.14)$$

gdje je n eksponent distribucije tangencijalne komponente brzine kojeg je potrebno odrediti kako bi se zadovoljio traženi prirast tlaka.

Korištenjem izraza (2.14) i definicije srednjeg radijusa lopatice, jednadžba (2.12) pos-

taje:

$$\int_r \left\{ \Delta p_{\text{req}} + \frac{1}{2} \rho c_{\vartheta 2, \text{ref}}^2 \left[\frac{1}{2} (D - 1) \right]^{2n} \right\} r dr = \int_r \eta \rho \omega c_{\vartheta 2, \text{ref}} \left(\frac{r}{r_{\text{ref}}} \right)^n r^2 dr \quad (2.15)$$

gdje je D omjer radijusa plašta i korijena:

$$D = \frac{r_s}{r_h} \quad (2.16)$$

Integracijom jednadžbe (2.15) po visini lopatice dobiva se sljedeći izraz:

$$f(n) = K_1 + K_2 \left[\frac{1}{2} (D - 1) \right]^{2n} + K_3 \frac{D^{n+3} - 1}{n + 3} \quad (2.17)$$

gdje su konstante K_1 , K_2 i K_3 jednake:

$$K_1 = \Delta p_{\text{req}} (D^2 - 1)$$

$$K_2 = \frac{1}{2} \rho c_{\vartheta 2, \text{ref}}^2 (D^2 - 1)$$

$$K_3 = -2\eta \rho \omega r_h c_{\vartheta 2, \text{ref}}$$

Eksponent distribucije tangencijalne komponente brzine sada se može odrediti iterativno primjenom Newtonove metode:

$$n_{i+1} = n_i \frac{f(n_i)}{f'(n_i)} \quad (2.18)$$

gdje je $f'(n)$ prva derivacija izraza (2.17) s obzirom na n , a index i označava vrijednosti iz prethodne iteracije.

Soliditet

Kako bi se definirala geometrija lopatice potrebno je definirati profile u pojedinim presjecima lopatice. Kako se strujanje promatra u razvijenim cilindričnim presjecima, tako se i profili inicijalno definiraju u razvijenom obliku te se naknadno transformiraju kako bi se dobio oblik finalne geometrije.

Za definiranje geometrije ravninske rešetke, odnosno lopatice, potrebno je znati smještaj profila unutar rešetke. Smještaj profila u rešetci definiran je preko ukupnog broja lopatica N_{bl} i soliditeta σ definiranog kao:

$$\sigma = \frac{s}{l} \quad (2.19)$$

gdje su l i s korak i tetiva profila.

S obzirom da se u općem slučaju odabir broja lopatica i soliditeta temelji na empirijskim korelacijama i iskustvu, tako se u ovom radu odnosno u računalnom kodu `turbo` uzima da su broj lopatica i soliditet poznati to jest potrebno ih je zadati. U općem slučaju je moguće da se soliditet mijenja po visini lopatice kako bi se zadovoljili konstrukcijski zahtjevi pa je tako u sklopu izrađenog programa moguće zadati distribuciju soliditeta od korijena do vrha lopatice u obliku liste diskretnih vrijednosti gdje se međuvrijednosti linearno interpoliraju.

2.1.3 Karakteristike aeroprofila

S izrazima definiranim u prethodnom odjeljku mogu se sada definirati glavni geometrijski parametri aeroprofila putem kojih se izrađuje geometrija lopatice. Općenito se proces oblikovanja profila sastoji od definiranja skeletnice na koju se zatim nanosi odabrana distribucija debljine profila.

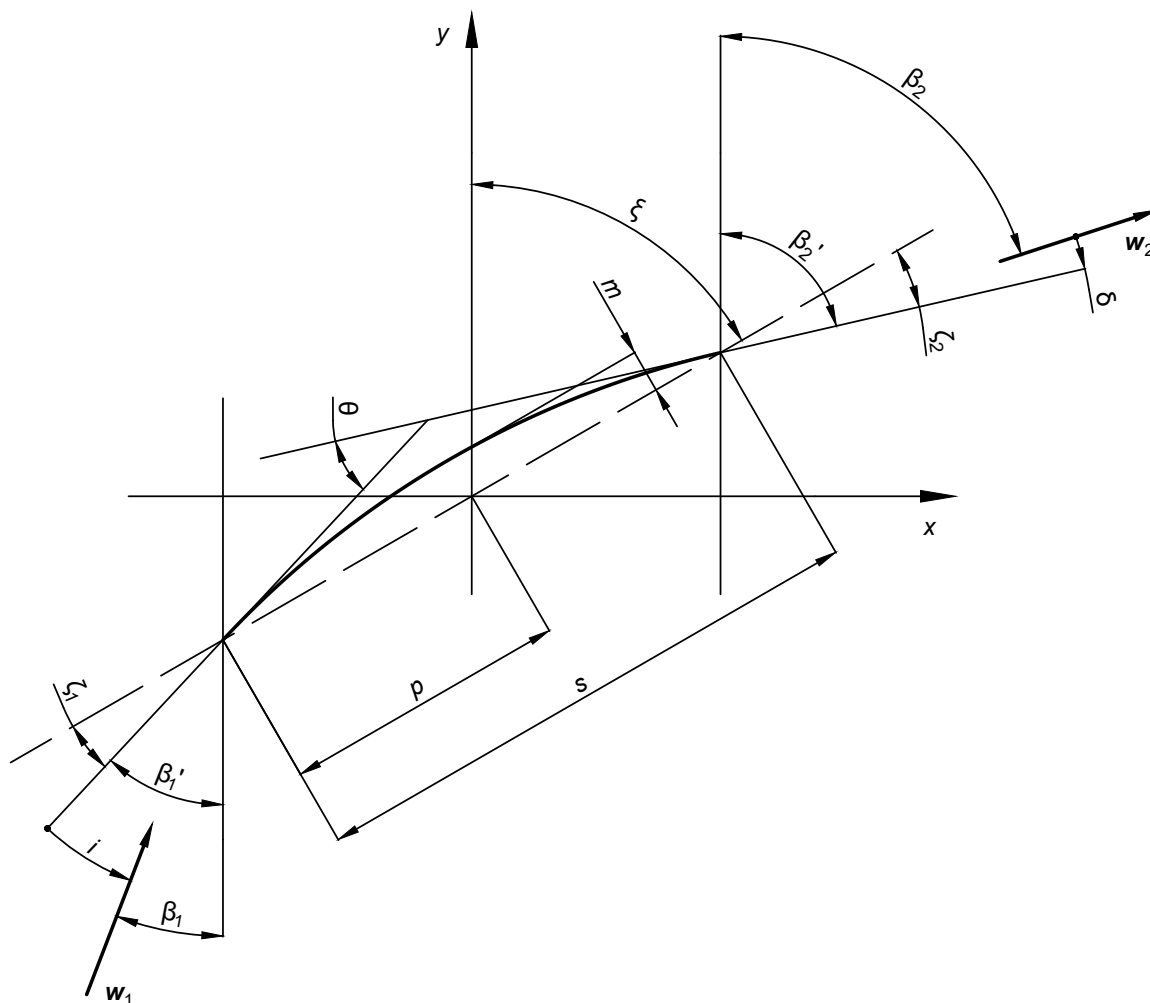
Postoje razne analitičke i diskretne definicije kako skeletnica tako i distribucija debljine profila [2, 11, 17]. S obzirom da je iste potrebno implementirati u računalni program analitičke definicije skeletnica i debljina profila vrlo su praktične s obzirom da omogućavaju korištenje širokog spektra geometrija profila uz relativno malen napor u pogledu implementacije.

Za dani asimetrični zakrivljeni aeroprofil u općem slučaju da bi se definirala njegova geometrija potrebno je poznavati maksimalnu debljinu profila t , tetivu profila s , maksimalnu zakrivljenost profila a i poziciju iste p . Slika 2.2 prikazuje definicije ovih parametara zajedno s relevantnim kutovima korištenim tijekom oblikovanja profila. Na slici je prikazana samo skeletnica profila radi preglednosti.

Sa slike je vidljivo da postoji veća količina relevantnih parametara potrebnih za oblikovanje aeroprofila. Indeksi 1 i 2 na slici označavaju vrijednosti na ulaznom odnosno izlaznom bridu profila. Ovdje je bitno napomenuti da je pretpostavljeni smjer strujanja s lijeva na desno to jest u pozitivnom smjeru osi x te da se profil giba u negativnom smjeru osi y , to jest da se ventilator okreće u smjeru kazaljke na satu gledajući u smjeru strujanja. Također je važno primijetiti da su kutovi β , β' i ξ definirani s obzirom na smjer gibanja profila, za razliku od konvencije korištene u teoriji turbostrojeva gdje se kutovi obično definiraju s obzirom na smjer strujanja.

Kut i predstavlja kut upada to jest kut između relativne brzine na ulazu u rešetku i tangente na skeletnicu na ulaznom bridu, dok kut δ predstavlja devijaciju relativne brzine na izlazu iz rešetke od smjera tangente na skeletnicu na izlaznom bridu profila. Ovo odstupanje događa se zbog realne debljine graničnih slojeva prisutnih na stijenci profila te zbog nesavršenog vođenja toka fluida kroz rešetku.

Kut ζ predstavlja kut između tangente na skeletnicu i tetive profila s koja je definirana kao linija koja povezuje ulazni i izlazni brid profila odnosno početak i kraj skeletnice. Kut



Slika 2.2. Osnovni parametri aeroprofila

ξ predstavlja kut postave odnosno nagib tetive s obzirom na smjer gibanja profila, dok kut θ predstavlja kut zakreta profila. Navedeni kutovi predstavljaju veličine koje je moguće izračunati pomoću relacija navedenih u prethodnom poglavlju i jednostavnih vektorskih relacija:

$$\beta_{1,2} = \pi - \frac{\mathbf{U} \cdot (\mathbf{c}_{1,2} - \mathbf{U})}{|\mathbf{U}| \cdot |\mathbf{c}_{1,2} - \mathbf{U}|} \quad (2.20)$$

$$\beta_1' = i + \beta_1 \quad (2.21)$$

$$\beta_2' = \delta + \beta_2 \quad (2.22)$$

$$\theta = \beta_2' - \beta_1' \quad (2.23)$$

$$\xi = \beta_{1,2}' + \zeta_{1,2} \quad (2.24)$$

Promatranjem jednažbi (2.20–2.24) vidljivo je kako je za jednoznačno definiranje profila

potrebno poznavati kut nagiba skeletnice ζ koji ovisi o odabranom obliku skeletnice. Prethodno je također rečeno kako ne postoje analitički izrazi za povezivanje geometrije profila i karakteristika strujanja, to jest parametre s, t, a i p treba odabrati konstruktor. Upravo je ovaj problem odabira razlog iterativnog karaktera procesa oblikovanja lopatica aksijalnih ventilatora.

Općenito se kut upada može također tretirati kao jedan od ulaznih parametara oblikovanja lopatice odnosno profila, no u općem slučaju teško ga je zadovoljiti. Razlog ovomu je taj što se oblikovanju profila obično pristupa na način da se odabere geometrija profila koja zadovoljava skretanje toka fluida odnosno traženi prirast tlaka, izračunat analitički prema postupku sličnom onom prikazanom u prethodnom odjeljku, te se zatim povećava ili smanjuje kut postave profila ξ , a time i mijenja upadni kut i s obzirom da je geometrija profila fiksna.

Iako je postupak korišten u sklopu ovog rada nešto drukčiji — konstrukcijski proces dopušta mijenjanje geometrije profila — kao pričuvna opcija, u slučaju da se mijenjanjem geometrije profila ne uspije zadovoljiti traženi prirast tlaka, mijenja se kut postave, a time i upadni kut, kako bi se zadovoljio prirast tlaka. Shodno tomu u ostatku ovog rada, upadni kut se tretira kao zavisni parametar te se ne koristi u sklopu proračuna.

Za devijaciju relativne izlazne brzine u literaturi postoje razni empirijski izrazi [4, 10, 12], no općenito nisu prikladni za opću upotrebu s obzirom da su namjenjeni za korištenje kod specifičnih geometrija profila i turbostrojeva te im je točnost također upitna. Shodno tomu i prethodno izraženoj želji da se umanjí korištenje empirijskih izraza, devijacija nije uzeta u obzir u analitičkim razmatranjima te će njen utjecaj biti uzet u obzir tijekom numeričkih simulacija.

Kako bi se obuhvatio što veći obujam mogućih geometrija profila u sklopu ovog rada, odnosno računalnog programa *turbo*, implementirane su dvije analitičke distribucije debljine profila — distribucija konstantne debljine i četveroimenkasta NACA distribucija, te tri analitička oblika skeletnice — ravna linija, dvoimenkasta NACA skeletnica te kružni luk. Definicije distribucija debljine i skeletnica dane su ispod.

Analitičke distribucije debljine

Prva distribucija debljine je konstantna distribucija koja, iako je komparativno vrlo jednostavna, još uvijek nalazi relativno široku primjenu u praksi. Definirana je jednostavno kao:

$$y_t = t = \text{const.} \quad (2.25)$$

gdje je y_t lokalna polovična debljina profila.

Druga implementirana distribucija debljine jest NACA distribucija preuzeta iz definicije simetričnih četveroimenkastih NACA aeroprofila. Definicija lokalne polovične

debljine profila jest:

$$y_t = 5t \left(0.2969\sqrt{\bar{x}} - 0.1260\bar{x} - 0.3516\bar{x}^2 + 0.2843\bar{x}^3 - 0.1015\bar{x}^4 \right) \quad (2.26)$$

gdje je \bar{x} normalizirana koordinata po tetivi odnosno $\bar{x} = x/s$, a t je maksimalna debljina profila.

Analitički oblici skeletnica

Kako je prethodno rečeno u računalnom programu `turbo` dostupna su tri oblika skeletnica definirana analitičkim funkcijama. Prvi oblik je jednostavno ravna linija:

$$y_c = 0 \quad (2.27)$$

gdje je y_c lokalna koordinata odnosno odstupanje skeletnice od tetive. Korištenjem ovakvog oblika skeletnice dobivaju se simetrični aeroprofil. Ove skeletnice koriste se relativno rijetko u praksi, no dodane su u program s obzirom da je implementacija vrlo jednostavna te su praktične za potrebe testiranja programa.

Drugi oblik su dvoznamenkaste NACA skeletnice, preuzete iz četveroznamenkastih NACA profila kao i prethodno opisana NACA distribucija debljine profila. Definicija lokalne koordinate skeletnice jest:

$$y_c = \begin{cases} \frac{m}{p^2} (2p\bar{x} - \bar{x}^2), & \bar{x} \leq p \\ \frac{m}{(1-p)^2} (1 - 2p + 2p\bar{x} - \bar{x}^2), & \bar{x} > p \end{cases} \quad (2.28)$$

gdje je m normalizirano maksimalno odstupanje skeletnice od tetive odnosno $y_{c,\max}/x$, a p je pozicija maksimalnog odstupanja skeletnice.

Treći implementirani način definiranja skeletnice jest putem kružnog luka. Prije nego što se da jednadžba lokalne koordinate, potrebno je napomenuti da je u sklopu ovog rada postavljeno ograničenje s obzirom na poziciju maksimalnog odstupanja to jest maksimalno odstupanje ovog tipa skeletnice je uvijek na polovici tetive profila, $p = 1/2s$. Uzimajući navedeno u obzir definicija odstupanja skeletnice od tetive je:

$$y_c = h + \sqrt{h^2 + \bar{x} + \bar{x}^2} \quad (2.29)$$

gdje je h pomak središta kružnog luka po y osi:

$$h = \frac{1}{2} \operatorname{ctan} \left(\frac{\theta}{2} \right) \quad (2.30)$$

odakle se vidi da je za definiciju skeletnice potrebno zadati željeni kut skretanja profila.

Formiranje profila

Kako je prethodno rečeno geometrija profila dobiva se nanošenjem distribucije debljine na skeletnicu na sljedeći način:

$$\begin{aligned} x_U &= x - y_t \sin \zeta, & y_U &= x + y_t \cos \zeta \\ x_L &= x + y_t \sin \zeta, & y_L &= x - y_t \cos \zeta \end{aligned} \quad (2.31)$$

gdje indeksi U i L označavaju vrijednosti koordinata na gornjoj i donjoj strani profila, dok je ζ kut nagiba skeletnice:

$$\zeta = \arctan \left(\frac{dy_c}{dx} \right) \quad (2.32)$$

2.1.4 Definiranje parametara inicijalne geometrije lopatice

S izrazima iz prethodnih poglavlja moguće je sada opisati proces definiranja inicijalne geometrije lopatice. Proces definiranja inicijalne geometrije lopatice prikazan je u dijagramu na slici 2.3.

Ulazni parametri potrebni za proračun su sljedeći: broj okretaja N , broj lopatica N_{bl} , željeni prirast statičkog tlaka Δp_{tot} , protok Q , radijuse glavine i plašta r_h i r_s , pretpostavljenu aerodinamičku učinkovitost lopatice η , dinamičku viskoznost fluida μ , gustoću fluida ρ i soliditet σ .

Proces počinje računanjem brzine na ulaznom presjeku ventilatora uz pretpostavku aksijalnog nastrujavanja fluida u ventilator:

$$c_1 = c_m = \frac{Q}{A} \quad (2.33)$$

zatim se računa referentna tangencijalna brzina na izlaznom presjeku ventilatora na način da se dobije maksimalni mogući prirast statičkog tlaka. Izraz za tangencijalnu brzinu na izlaznom presjeku za koju se dobiva maksimalni prirast statičkog tlaka dobiva se deriviranjem izraza (2.5):

$$\frac{\partial}{\partial c_{\vartheta 2}} (\Delta p) = \eta \rho U - \rho c_{\vartheta 2} = 0 \quad (2.34)$$

odakle, uz definiciju brzine lopatice, slijedi:

$$c_{\vartheta 2} = \eta \omega r = \eta 2\pi N r \quad (2.35)$$

Ako se za vrijednost radijusa r u jednadžbi (2.35) uzme referentni radijus, dobiva se izraz

za referentnu tangencijalnu brzinu na izlaznom presjeku rotora ventilatora:

$$c_{\vartheta 2, \text{ref}} = \eta 2\pi N r_{\text{ref}} \quad (2.36)$$

S obzirom da je u općem slučaju presjek u korijenu kritičan presjek u pogledu kvalitete strujanja, to jest odvajanje strujanja se događa kod relativno niskog opterećenja, u sklopu ovog rada i izrađenog programa isti je uzet kao referentni presjek odnosno $c_{\vartheta 2, \text{ref}} = c_{\vartheta 2, \text{h}}$ i $r_{\text{ref}} = r_{\text{h}}$. Također je uvedena jednostavna empirijska korelacija kako bi se smanjila mogućnost odvajanja strujanja:

$$\frac{|\mathbf{w}_2|}{|\mathbf{w}_1|} \geq 0.72 \quad (2.37)$$

gdje su $\mathbf{w}_{1,2}$ relativne brzine na ulaznom odnosno izlaznom presjeku. Ovaj izraz naziva se de Hallerov uvjet te se često koristi kod konstruiranja ventilatora [3, 7]. Ovim uvjetom ograničava se maksimalno skretanje fluida kako bi se izbjeglo odvajanje strujanja. Uvrštavanjem jednadžbe (2.6) u izraz (2.37) dobiva se vrijednost maksimalne dopuštene referentne tangencijalne brzine:

$$c_{\vartheta 2, \text{ref}, \text{max}} = 2\pi N r_{\text{ref}} - \sqrt{(0.72 \cdot |\mathbf{w}_{1, \text{ref}}|)^2 - c_{\text{m}}^2} \quad (2.38)$$

Nakon što se izračuna referentna tangencijalna brzina, eksponent distribucije tangencijalne brzine prema jednadžbi (2.17) odnosno jednadžbi (2.18). S definiranom distribucijom tangencijalne brzine na izlaznom presjeku moguće je sada za svaki presjek u kojem se vrši analiza izračunati parametre potrebne za definiranje geometrije profila kao i parametre strujanja koji će se koristiti tijekom numeričkog dijela proračuna.

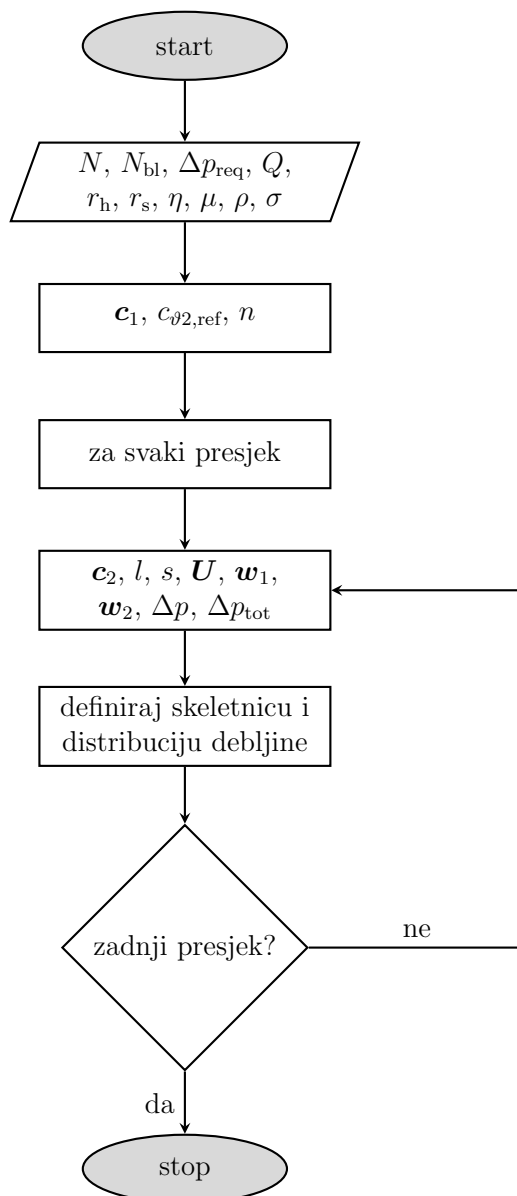
Tangencijalna brzina na izlaznom presjeku ventilatora na danom presjeku lopatice dobiva se pomoću jednadžbe (2.14). Brzina lopatice za dani presjek dobiva se pomoću sljedećeg izraza:

$$U = 2\pi N r \quad (2.39)$$

gdje je r radijus na kojem se nalazi presjek, a zatim se relativne brzine na ulazu i izlazu izračunaju iz vektorske relacije (2.6). Prirast statičkog tlaka se računa prema jednadžbi (2.5), a prirast totalnog tlaka prema jednadžbi (2.4) dok se korak i tetiva profila računaju na sljedeći način:

$$l = \frac{2r\pi}{N_{\text{bl}}} \quad (2.40)$$

$$s = \sigma l \quad (2.41)$$



Slika 2.3. Dijagram definiranja parametara inicijalne geometrije

Na posljetku se računa kut zakreta profila prema jednadžbi (2.23).

Nakon što su svi parametri izračunati, generira se skeletnica ovisno o odabranom obliku te se zatim na nju nanosi odabrana distribucija debljine profila. Time je geometrija profila definirana te se ovaj proces se ponavlja za svaki presjek.

Kada su definirane geometrije svih profila nastavlja se s numeričkim dijelom proračuna u kojem se modificira inicijalna geometrija lopatice kako bi se zadovoljila tražena razlika statičkog tlaka pri zadanom protoku. U sljedećem odjeljku opisana je numerička metodologija korištena tijekom ovog procesa.

Ovdje je bitno napomenuti da su procesi definiranja inicijalne geometrije lopatice i njene naknadne modifikacije u sklopu računalnog programa **turbo** u potpunosti automatizirani.

2.2 Numerički model

U općem slučaju je strujanje u aksijalnim ventilatorima turbulentno pa se iz tog razloga koriste osrednjene Navier-Stokesove jednadžbe. Za modeliranje turbulencije u praksi često se koristi $k-\omega$ SST model turbulencije [14] zbog svojih povoljnih karakteristika. Kod simulacija trodimenzionalnog strujanja korištenih tijekom validacije rada programa `turbo` korišten je rotirajući koordinatni sustav. Ovim pristupom smanjuju se računalni resursi potrebni za simulacije s obzirom da se mreža kontrolnih volumena ne pomiče te se utjecaj rotacije opisuje preko matematičkog modela. Ovaj pristup općenito dobro aproksimira strujanje u blizini optimalne odnosno projektne radne točke s obzirom da je tada strujanje obično stacionarno. Za kvalitetniji opis strujanja u vanprojektnim režimima rada to jest u slučajevima kada je strujanje nestacionarno potrebno je korištenje rotirajuće mreže kontrolnih volumena, no to je van opsega ovog rada. U nastavku je dan kratak opis metode konačnih volumena i ostalih korištenih modela.

2.2.1 Matematički modeli

U sklopu ovog rada strujanje u aksijalnim ventilatorima za potrebe numeričkih simulacija modelirano je kao stacionarno, nestlačivo, turbulentno, izotermno strujanja realnog fluida bez utjecaja gravitacije. Za slučaj takvog strujanja generalne Navier-Stokesove jednadžbe postaju značajno jednostavnije:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2.42)$$

$$\frac{\partial (u_i u_j)}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} \quad (2.43)$$

gdje je u_k vektor brzine, p kinematički tlak, a ν kinematička viskoznost. Jednadžba (2.42) predstavlja jednadžbu kontinuiteta, a jednadžba (2.43) predstavlja jednadžbu količine gibanja za slučaj stacionarnog strujanja nestlačivog fluida.

S obzirom da je strujanje izotermno odnosno ne postoji veza između temperature, tlaka i brzine, energetska jednadžbu nije potrebno rješavati.

Modeliranje turbulencije

Turbulentno strujanje općenito podrazumijeva vrtložno, kaotično gibanje čestica fluida gdje vrijednosti relevantnih fizikalnih veličina osciliraju. Ovakvo strujanje nužno je nestacionarno čak i uz stacionarne rubne uvjete pa tako dobivanje cjelovitog rješenja nije moguće [20]. Budući da je teško opisati pojave nasumičnih promjena svih fizikalnih veličina u vremenu i prostoru, turbulencija se modelira kako bi se dobile vrijednosti korisne s inženjerskog stajališta. Ovaj pristup podrazumijeva statističko osrednjavanje svih

fizikalnih veličina dok koraci prostorne i vremenske diskretizacije ne moraju biti jako mali što je praktično iz aspekta smanjivanja potrebnih računalnih resursa.

Osrednjavanje Navier-Stokesovih jednadžbi čini se na način da se fizikalna veličina rastavi na vremenski osrednjeni i oscilirajući dio:

$$\begin{aligned} p &= \bar{p} + p' \\ u_i &= \bar{u}_i + u'_i \end{aligned} \tag{2.44}$$

gdje su \bar{p} i \bar{u}_i vremenski osrednjene vrijednosti, a p' i u'_i vrijednosti trenutnih oscilacija. Primjenom izraza (2.44) jednadžbe (2.42) i (2.43) postaju:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \tag{2.45}$$

$$\frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial (\overline{u'_i u'_j})}{\partial x_j} \tag{2.46}$$

Vidljivo je da se sada na desnoj strani jednadžbe (2.46) javlja dodatni član $\overline{u'_i u'_j}$ koji se naziva Reynoldsov tenzor naprezanja, a opisuje transport količine gibanja turbulentnim oscilacijama. Reynoldsov tenzor naprezanja je simetričan i ima šest nepoznatih veličina koje je potrebno modelirati kako bi se zatvorio sustav jednadžbi. Korištenjem Boussinesqove hipoteze šest komponenti tenzora naprezanja modelira se jednim nepoznatim poljem turbulentne viskoznosti, a glasi:

$$\overline{u'_i u'_j} = \nu_\tau \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} k \delta_{ij} \tag{2.47}$$

gdje je ν_τ turbulentna viskoznost, δ_{ij} Kroneckerov simbol, a k kinetička energija turbulencije definirana kao:

$$k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i} \tag{2.48}$$

Polje turbulentne viskoznosti modelira se pomoću dodatnih transportnih jednadžbi čiji broj ovisi o modelu turbulencije.

Postoji veći broj modela turbulencije [20], no kako se u praksi vrlo često koristi prethodno navedeni k - ω SST model s obzirom da ima široko područje primjene i povoljne karakteristike [13]. Shodno tomu i u ovom radu će se koristiti isključivo SST model turbulencije za sve simulacije. Bitno je napomenuti da je s obzirom na način povezivanja računalnog programa **turbo** s računalnim kodom OpenFOAM moguće koristiti bilo koji model turbulencije implementiran unutar programa OpenFOAM (vidi poglavlje 3). Detaljan opis k - ω SST modela dostupan je u općoj literaturi [5, 14, 20] te ovdje nije naveden.

Metoda pokretnog koordinatnog sustava

U ovom radu, kako je prethodno rečeno, koristi se metoda pokretnog koordinatnog sustava (eng. *moving reference frame*). Moguće su dvije formulacije modela — apsolutna i relativna. U ovom radu koristi se apsolutna s obzirom da je matematički model jednostavniji. Proračunska domena podijeljena je na mirujuće i rotirajuće zone. Računalna mreža rotirajuće zone miruje isto kao i mreža mirujuće zone, ali ima modificirani matematički model koji omogućava opisivanje rotacije i translacije. Jednadžba koja povezuje relativnu brzinu definiranu u relativnom koordinatnom sustavu i apsolutnu brzinu definiranu u apsolutnom koordinatnom sustavu je:

$$u_{i,I} = u_{i,R} + \varepsilon_{ijk}\omega_j r_k \quad (2.49)$$

gdje indeksi I i R označavaju vrijednosti u apsolutnom odnosno relativnom koordinatnom sustavu. Jednadžbe strujanja za ovaj matematički model slične su kao i za slučaj mirujućeg koordinatnog sustava:

$$\frac{\partial u_{i,I}}{\partial x_i} = 0 \quad (2.50)$$

$$\frac{\partial (u_{i,I}u_{j,R})}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial u_{i,I}}{\partial x_j} \right) + \varepsilon_{jkl}\omega_k u_{l,I} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} \quad (2.51)$$

Razlika, s obzirom na jednadžbu (2.43), jest definicija konvektivnog člana preko relativne brzine i dodatak trećeg člana s lijeve strane. Prikazani matematički model je robustan i zahtjeva manje računalnih resursa od metode rotirajuće mreže. Metoda također daje zadovoljavajuće rezultate za stacionarna strujanja sa slabom interakcijom rotora i statora. S obzirom da je općenito strujanje u aksijalnim ventilatorima u blizini optimalne radne točke stacionarno te se u ovom radu promatraju ventilatori bez statorske rešetke, opravdano je koristiti ovaj pristup. Bitno je napomenuti da se korištenjem ove metode dobivaju rezultati za zadanu poziciju rotora te rješenja mogu odstupati za različite pozicije. Za dobivanje točnijih rezultata potrebno je koristiti metodu rotirajuće mreže, no to je van opsega ovog rada.

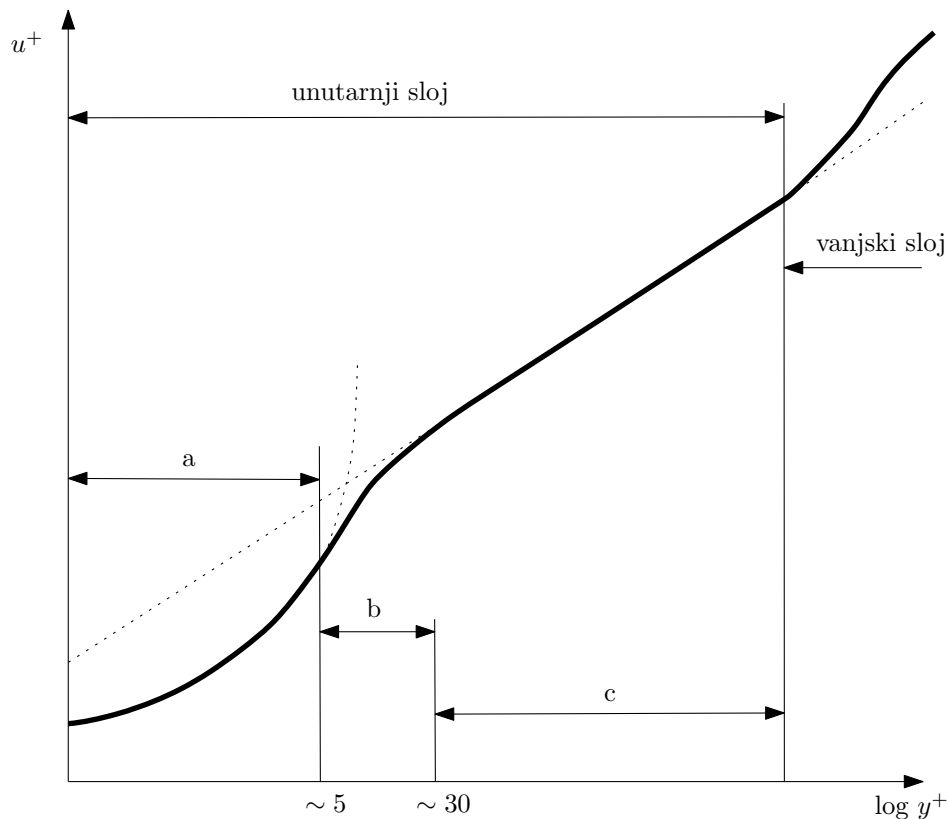
2.2.2 Rubni uvjeti

Kako bi sustav parcijalnih diferencijalnih jednadžbi bio rješiv, potrebno je zadati rubne uvjete. Rubni uvjeti koriste se kako bi se domena rješavanja mogla odvojiti od ostatka domene koja nije od interesa. Za pravilno određivanje rubnih uvjeta potrebno je poznavati prirodu problema koji se rješava. Također je potrebno definirati rubne uvjete za sve fizikalne veličine u sustavu jednadžbi.

Razlikuju se tri osnovna tipa rubnih uvjeta: Dirichletov, Neumannov i miješani rubni

uvjet. Dirichletov rubni uvjet koristi se kada se zadaje vrijednost fizikalne veličine na granici domene, dok se Neumannov rubni uvjet koristi kada se zadaje vrijednost gradijenta fizikalne veličine u smjeru normale na granicu. Kako su jednadžbe kontinuiteta i količine gibanja povezane putem brzine i tlaka, zadavanje tih veličina mora rezultirati fizikalnim strujanjem nestlačivog fluida.

Ponašanje turbulentnog strujanje u blizini stijenke znatno se razlikuje od strujanja podalje od stijenke. Zbog ljepljenja fluida za stjenku i smanjenog puta miješanja čestica, turbulentne oscilacije su prigušene te je dominantan utjecaj viskoznosti.



Slika 2.4. Turbulentni granični sloj

Granični sloj se često prikazuje u bezdimenzijskom obliku kako je prikazano na slici 2.4. Veličine u^+ i y^+ su bezdimenzijska brzina i bezdimenzijska udaljenost od stijenke. Granični sloj se dijeli na vanjski i unutarnji. Unutarnji sloj se, prema slici 2.4, dijeli na tri podsloja: viskozni (a), prijelazni (b) i inercijalni (c). U viskoznom sloju dominira molekularna viskoznost, a u inercijalnom turbulentna. U prijelaznom podsloju odvija se tranzicija iz linearnog laminarnog profila brzine u turbulentni te je omjer molekularne i turbulentne viskoznosti podjednak.

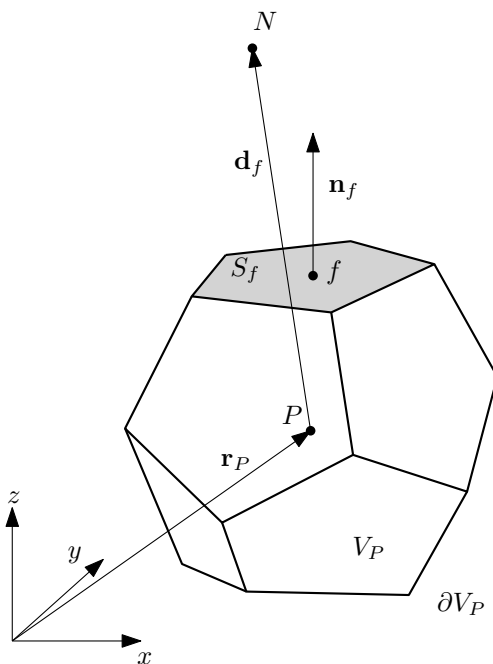
Granični sloj je područje s visokim gradijentima svih fizikalnih veličina te kao takav predstavlja zahtjevan zadatak za prostornu diskretizaciju i model turbulencije. Najčešći pristup je opisivanje viskoznog i inercijalnog podsloja pomoću zidnih funkcija tako da središte prvog volumena uz stjenku pada u inercijalni podsloj. Drugi pristup jest korištenje

modela turbulencije koji vrijedi pri asimptotskom približavanju stijenci. Korištenje takvih modela zahtjeva finu prostornu diskretizaciju što zahtjeva više računalnih resursa.

S obzirom da SST model turbulencije korišten u ovom radu ima mogućnost korištenja naprednih zidnih funkcija koje se automatski prilagođavaju diskretizaciji u blizini stijenske [15], korišten je prvi pristup to jest korištene su zidne funkcije, no s vrlo finom diskretizacijom u blizini stijenske. Razlog ovomu bio je zahtjev na očuvanje geometrije profila odnosno lopatice tijekom procesa diskretizacije domene što je rezultiralo vrlo finom računalnom mrežom na ulaznim i izlaznim bridovima lopatice.

2.2.3 Metoda konačnih volumena

Za numeričko rješavanje Navier-Stokesovih jednadžbi, odnosno parcijalnih diferencijalnih jednadžbi općenito, potrebno je diskretizirati domenu strujanja. Ovo rezultira računalnom mrežom koja se sastoji od određenog broja kontrolnih volumena. S obzirom da je prostor aproksimiran skupom diskretnih, odnosno konačnih volumena, tako se i metoda naziva metoda konačnih volumena.



Slika 2.5. Konačni volumen

Konačni volumeni u računalnoj mreži općenito su konveksni poliedri proizvoljnog broja stranica, uz uvjet da se volumeni ne smiju preklapati. Računalna mreža ovog tipa naziva se nestrukturirana mreža [8]. Primjer konačnog volumena prikazan je na slici 2.5, gdje P i N označavaju težišta promatranog i susjednog volumena, a f je težište stranice S_f . Proračunski čvor svakog volumena nalazi se u težištu, čime se egzaktno opisuje linearna raspodjela dane varijable te osigurava drugi red točnosti metode.

Opća skalarna transportna jednadžba

Prethodno opisani matematički model moguće je prikazati u obliku opće skalarne transportne jednadžbe. Diskretizacijom opće skalarne transportne jednadžbe u nastavku je ujedno i opisana diskretizacija prikazanog matematičkog modela. Opća skalarna transportna jednadžba [8] izražena u integralnom obliku, uz korištenje Gaussovog teorema, glasi:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \phi dV + \int_S \phi u_i n_i dS = \int_S \Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x_i} n_i dS + \int_{V_P} q_{\phi} dV \quad (2.52)$$

gdje je ϕ skalarna transportna veličina, Γ koeficijent difuzije, V_P volumen domene, S površina granice domene, a q_{ϕ} volumenski izvor odnosno ponor veličine ϕ . Prvi član s lijeve strane predstavlja lokalnu promjenu veličine ϕ dok drugi član predstavlja konvektivnu promjenu. Prvi član s desne strane predstavlja difuzijski transport veličine ϕ , a drugi član predstavlja izvor odnosno ponor.

Diskretizacija opće skalarne transportne jednadžbe

Kako je prethodno navedeno, svi slučajevi u ovom radu tretiraju se kao stacionarni pa su shodno tomu sve derivacije veličina po vremenu jednake nuli. S obzirom da je kontrolni volumen ograničen stranicama, površinski integral po granici kontrolnog volumena S može se zapisati kao suma površinskih integrala po stranicama:

$$\int_S \phi dS = \sum_f \int_{S_f} \phi dS \quad (2.53)$$

Uz linearnu distribuciju varijable ϕ integral $\int_{S_f} \phi dS$ prelazi u umnožak $\phi_f S_f$, gdje je S_f površina stranice, a ϕ_f vrijednost veličine u težištu stranice f . Sada konveksijski član u jednadžbi (2.52) postaje:

$$\int_S \phi u_i n_i dS = \sum_f \phi_f S_{f,i} u_{f,i} = \sum_f \phi_f F \quad (2.54)$$

vrijednost veličine ϕ_f na stranici f računa se pomoću vrijednosti u težištima susjednih volumena primjenom shema diskretizacije konvektivnog člana.

Diskretizacija difuzijskog člana provodi se na sličan način:

$$\int_S \Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x_i} n_i dS = \sum_f \int_{S_f} \Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x_i} n_i dS = \sum_f \Gamma_f S_{f,i} \frac{\partial \phi_f}{\partial x_i} n_{f,i} \quad (2.55)$$

gdje je član $\frac{\partial \phi_f}{\partial x_i} n_{f,i}$ gradijent veličine ϕ na stranici f u smjeru normale. Za slučaj po-

dudaranja vektora $d_{f,i}$ sa slike 2.5 s normalom stranice, $n_{f,i}$, ovaj član se računa kao $(\phi_N - \phi_P) / |d_{f,i}|$. Računanje gradijenta na ovaj način je drugog reda točnosti, no s obzirom da često nije moguće diskretizacijom osigurati ortogonalnost, odnosno podudaranje vektora $d_{f,i}$ i $n_{f,i}$, potrebno je uvesti korekciju kako bi se održao drugi red točnosti.

Diskretizacija izvorskog člana glasi:

$$\int_{V_P} q_\phi dV = q_\phi V_P \quad (2.56)$$

Izvorski član sadržava sve što nije obuhvaćeno ostalim članovima. Detaljniji opis diskretizacije metodom konačnih volumena dostupan je u literaturi [8].

Rješavanje sustava jednažbi

Za svaki volumen u računalnoj mreži može se zapisati jednažba u sljedećem obliku:

$$a_P \phi_P^n + \sum_N a_N \phi_N^n = r_P \quad (2.57)$$

gdje je a_P dijagonalni koeficijent, a_N susjedni koeficijent, a r_P desna strana jednažbe koja sadrži rubne uvjete i poznate koeficijente. Postavljanjem jednažbe (2.57) za sve volumene u računalnoj mreži dobiva se sustav linearnih algebarskih jednažbi u obliku $\mathbf{Ax} = \mathbf{b}$. Matrica \mathbf{A} je rijetka kvadratna matrica dimenzija $N \times N$, gdje je N ukupan broj volumena u mreži. Zbog velikih dimenzija matrice, sustav se rješava iterativno. S obzirom da se za nestlačivo strujanje tlak pojavljuje samo u jednažbi količine gibanja potrebno je izvesti jednažbu za tlak, koja se dobiva divergencijom jednažbe količine gibanja. Diskretizacijom jednažbe količine gibanja dobiva se jednažba:

$$a_P^n u_{i,P} + \sum_N a_N^n u_{i,N} = r_P - \frac{\partial p}{\partial x_i} \quad (2.58)$$

Ako se uvede operator $H_i(u_i)$ definiran kao:

$$H_i(u_i) = r - \sum_N a_N^n u_{i,N} \quad (2.59)$$

može se jednažba (2.58) zapisati na sljedeći način:

$$u_{i,P} = (a_P^n)^{-1} \left(H_i(u_i) - \frac{\partial p}{\partial x_i} \right) \quad (2.60)$$

Uvrštavanjem jednačbe (2.60) u jednačbu kontinuiteta dobiva se jednačba tlaka u obliku:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left[(a_P^n)^{-1} \frac{\partial p}{\partial x_i} \right] = \frac{\partial}{\partial x_i} (a_P^n H_i(u_i)) \quad (2.61)$$

Konačni sustav jednačbi rješava se odvojenim postupkom gdje je veza između brzine i tlaka ostvarena pomoću SIMPLE (*Semi Implicit Method for Pressure Linked Equations*) algoritma. Detaljniji opisi metodologije i algoritama rješavanja sustava jednačbi dostupni su u općoj literaturi [5, 8, 18].

Poglavlje 3

Opis računalnog koda turbo

U ovom poglavlju opisan je računalni program `turbo` izrađen u sklopu ovog rada. Prvo je iznesena metodologija s kojom se pristupilo pisanju programa te je opisan namjenjeni način korištenja istog. Zatim je generalno opisan tok procesa koje računalni program izvršava, a naknadno su detaljnije opisani pojedini dijelovi procesa te dodatne funkcionalnosti programa.

3.1 Namjena i funkcija računalnog programa

Kako je prethodno navedeno u sklopu rada je za potrebe oblikovanja lopatica aksijalnih ventilatora izrađen C++ računalni program `turbo`. Izvorni kod je otvorenog tipa (eng. *open source*) te je javno dostupan na github repozitoriju [16]. Izvorni kod se sastoji od oko 40000 linija te je pisan objektno radi jednostavnije ponovne uporabe segmenata koda i budućih proširenja.

Izvorni kod se grubo može podijeliti na nekoliko modula: geometrijski modul, konstrukcijski modul i modul za numeričke simulacije. Naravno postoje i druge manje funkcionalne cjeline koda te granice između modula nisu jasno definirane s obzirom da je izvorni kod pisan objektno pa tako neke klase imaju funkcije koje bi spadale u više modula.

Kako je navedeno u uvodnom poglavlju kod koristi dvije dodatne C++ biblioteke također otvorenog tipa — OpenFOAM [19] za izvršavanje računalnih simulacija strujanja te programsko sučelje (eng. *application programming interface*) računalnog programa Gmsh [9] za generiranje geometrije profila i lopatica te generiranje računalnih mreža potrebnih za simulacije strujanja s kojim se program `turbo` dinamički povezuje za vrijeme kompilacije izvornog koda.

Ovdje je bitno napomenuti da izrađeni računalni program nipošto nije “gotov proizvod” već je namjenjen kao alat za izgradnju konstrukcijskih algoritama aksijalnih ventilatora odnosno općenito turbostrojeva te je za korištenje programa donekle potrebno prethodno znanje programiranja. Razlog ovom jest između ostalog ne postojanje konvencionalnog čitača ulaznih podataka za vrijeme pokretanja programa (eng. *run-time*

parser) to jest za promjenu ulaznih podataka ili konstrukcijskog algoritma potrebna je ponovna kompilacija programa.

Dakle funkcija izvornog koda jest konstruktoru dati mogućnost da vrlo jednostavno napiše program specifičan za dani problem odnosno da s alatima koji su dostupni unutar izvornog koda izradi program koji u potpunosti automatizira iterativnu konstrukciju lopatice koristeći numeričke simulacije, predprocesiranje geometrije potrebno za pokretanje simulacije, postprocesiranje rezultata te na kraju kreiranje geometrije same lopatice ili aeroprofila. Primjeri ovakvih programa dani su također u testnim slučajevima u repozitoriju izvornog koda.

Kao sustav kompilacije izvornog koda (eng. *build system*) korišten je CMake [6], s obzirom da je struktura koda relativno kompleksna. Izvorni kod je izrađen i testiran na Linux operativnom sustavu — verzija Debian 4.19.118-2, no s obzirom da je izvorni kod pisan u C++ programskom jeziku i nisu korištene dodatne biblioteke specifične operativnom sustavu, u principu bi kompilacija trebala biti moguća i na ostalim operativnim sustavima (macOS, Windows) ukoliko isti imaju mogućnost instalacije biblioteke OpenFOAM. Detaljnije upute za izgradnju izvornog koda također su dostupne na repozitoriju [16].

3.2 Primjer računalnog programa za oblikovanje geometrije lopatice

Iako je, kako je prethodno rečeno, izvorni kod namjenjen kao set alata za kreiranje programa za krajnjeg korisnika, u ostatku ovog poglavlja opisat će se funkcionalnost izvornog koda prateći tok procesa jednog konkretnog programa. Relevantni dijelovi izvornog koda programa dani su na slici 3.1. Ispod je dan općenit opis glavnih segmenata izvornog koda, a zatim je svaki dio detaljnije opisan u narednim odjeljcima.

Program započinje inicijalizacijom Gmsh-a na linijama 4–7. Svaki program izrađen pomoću izvornog koda programa **turbo** nužno mora započeti ovako. Varijabla **control** omogućava upravljanje postavkama Gmsh-a, no u općem slučaju koristi se samo za testiranje s obzirom da su zadane postavke generalno prihvatljive.

Na linijama 10–64 definiraju se i spremaju ulazni podaci potrebni za pokretanje programa. Prilikom pokretanja, pojedini objekti provjeravaju jesu li zadani svi potrebni podaci, te ako nisu program prestaje s radom i daje grešku s opisom nastalog problema. S obzirom da su ulazni podaci relativno opsežni, odvojeno su obrazloženi u sljedećem odjeljku.

Na linijama 68–71 konstruira se objekt klase **Blade** koja predstavlja skup svih aeroprofila i podataka vezanih za ventilator. Ova klasa ujedno i konstruira klase vezane za aeroprofile te generira finalnu geometriju lopatice. Tijekom konstruiranja ovog objekta

```

...

1  int main(int argc, char* argv[])
2  {
3      // inicijaliziraj Gmsh
4      auto& control
5      {
6          interface::GmshControl::initialize()
7      };
8
9      // ulazni podaci
10     input::InputRegistry::store
11     (
12         HashMap<String>
13         {
...         ...
63     }
64 );
65
66     // izračunaj karakteristike lopatice
67     // (ulaznu brzinu, distribuciju tangencijalne brzine itd.)
68     design::Blade blade {};
69
70     // ispiši inicijalne karakteristike lopatice
71     blade.dumpData();
72
73     // iterativno konstruiraj profile u proračunskim presjecima
74     design::Airfoil::DesignData dd;
75     const auto& airfoils {blade.airfoilsCRef()};
76     for (auto& a : airfoils)
77         dd = a->design(dd);
78
79     // ispiši podatke za svaki presjek
80     blade.writeStationData(blade.cwd() / "blade.csv");
81
82     // ispiši karakteristike finalne lopatice
83     blade.dumpData();
84
85     // generiraj i ispiši geometriju lopatice
86     blade.build();
87     blade.write();
88 }

```

Slika 3.1. Izvorni kod jednostavnog programa za iterativno konstruiranje lopatice aksijalnog ventilatora

automatski se računa distribucija brzine te se računaju vrijednosti inicijalnih parametara za pojedine profile prema dijagramu na slici 2.3. Dakle ovdje je već završen inicijalni proračun te su prisutni svi podaci potrebni za nastavak s numeričkim dijelom procesa konstruiranja lopatice. Poziv funkcije `dumpData()` na liniji 71 jednostavno ispisuje vri-

jednosti inicijalnih parametara lopatice u datoteku.

Linije 74–77 predstavljaju glavninu programa u smislu vremena izvršavanja. Ovdje se provodi iterativni proces oblikovanja svakog profila kako bi se zadovoljio traženi prirast tlaka. Ovaj proces provodi se putem numeričkih simulacija strujanja na razvijenim cilindričnim presjecima u kojima su profili postavljeni. S obzirom da ovaj postupak obuhvaća predprocesiranje odnosno generiranje računalne mreže za proračunski presjek, pokretanje simulacije i postprocesiranje rezultata (odjeljak 3.3) te logiku konstrukcijskog algoritma (odjeljak 3.4), on je obrađen posebno u kasnijim odjeljcima.

Poziv funkcije `writeStationData()` na liniji 80 ispisuje vrijednosti parametara za pojedine profile u datoteku dok ponovni poziv funkcije `dumpData()` ispisuje, sada finalne, vrijednosti parametara lopatice. Na poslijetku poziv funkcije `build()` generira finalnu geometriju lopatice, a poziv funkcije `write()` ispisuje geometriju u STEP datoteku te s tim završava rad programa.

Kako se vidi iz priloženog korištenje izvornog koda je vrlo jednostavno te se cijeli proces oblikovanja lopatice sastoji od samo 90 linija lako čitljivog izvornog koda. Naravno s obzirom na implementirane alate, moguće je i pisanje kompleksnijih programa te spajanje s vanjskim kodom s obzirom da računalni program `turbo` koristi jednostavne klase od kojih je većina iz standardne C++ biblioteke.

U ostatku ovog odjeljka opisani su ulazni podaci i izlazne datoteke.

3.2.1 Ulazni podaci

Ulazni podaci potrebni za pokretanje programa prikazanog na slici 3.1 dani su u potpunosti na slici 3.2. Sa slike se vidi da postoji veća količina mogućih ulaznih parametara, no bitno je napomenuti da većinu nije potrebno zadati s obzirom da imaju prethodno postavljene (eng. *default*) vrijednosti dobivene putem testiranja programa. Također postoje opcionalni parametri s kojima se može dodatno ograničiti proces oblikovanja lopatice. Ovdje je bitno napomenuti da se podrazumjeva zadavanje parametara u standardnim jedinicama SI sustava, dok se kutovi zadaju u radijanima.

Općenito se parametri mogu podijeliti u četiri grupe:

- opći parametri
- parametri lopatice
- parametri aeroprofila
- parametri računalne mreže

Općim parametrima se zadaju glavni konstrukcijski zahtjevi ventilatora — volumni protok (`VolumeFlowRate`) i traženi prirast statičkog tlaka (`TargetStaticPressureDifference`), broj okretaja (`Rps`) i broj lopatica (`NumberOfBlades`), pretpostavljena aerodinamička

```

HashMap<String>
{
// general
{"Density", "1.2"},
{"DynamicViscosity", "1.8206e-5"},
{"BladeEfficiency", "0.85"},
{"NumberOfBlades", "8"},
{"Rps", "16.0"},
{"TargetStaticPressureDifference", "100"},
{"TurbulenceReferenceLengthScaleRatio", "0.1"}, // default
{"TurbulenceIntensity", "0.05"}, // default
{"VolumeFlowRate", "7.37"},
// blade
{"HubRadius", "0.1"},
{"MaxAbsBladeThicknessDistribution", "(0.01 0.008)", // optional
{"MaxPassageWidthDistribution", "(0.15)", // optional
{"NumberOfStations", "5"},
{"ShroudRadius", "0.5"},
{"TipClearance", "0"}, // default
{"SolidityDistribution", "(1)", // default
{"SkewDistribution", "NoSkew"}, // default
{"HubSkewAngle", "0.0"}, // default
{"ShroudSkewAngle", "0.0"}, // default
{"BezierSkewRelativeRadius", "0.5"}, // default
{"VortexDistributionExponent", "-1"}, // optional
{"RootOutletVelocity", "(9.77477 -2.56 0)", // optional
// airfoil
{"Thickness", "Naca4DigitThickness"}, // default
{"MaxProfileThickness", "0.1"},
{"MonitoringPlaneOffset", "0.05"}, // default
{"Camber", "CircularArcCamber"}, // default
{"CamberPointSpacing", "Cosine"}, // default
{"NumberOfCamberPoints", "250"}, // default
{"DesignPressureRelTolerance", "0.025"}, // default
{"StagnationPointDesignPrecision", "1e-3"}, // default
{"StaggerAngleRelDesignPrecision", "0.05"}, // default
{"CamberAngleRelDesignPrecision", "0.05"}, // default
{"CamberAngleDesignLimit", "5.0"}, // default
{"MaxDesignIter", "100"}, // default
// mesh
{"ProfileMeshGenerator", "ProfileTetMeshGenerator"}, // default
{"RelMeshSize", "0.01"}, // default
{"SectionExtensionFactor", "1.5"}, // default
{"BLGrowthRate", "1.15"}, // default
{"BLTransitionRatio", "0.75"}, // default
{"ProfileBumpFactor", "0.05"}, // default
{"YPlus", "1"} // default
}

```

Slika 3.2. Mapa ulaznih podataka u izvornoj datoteci programa

učinkovitost lopatice (`BladeEfficiency`), radni fluid (`Density` i `DynamicViscosity`) te vrijednosti vezane uz turbulenciju (`TurbulenceReferenceLengthScaleRatio` i `TurbulenceIntensity`). Ovdje treba napomenuti da se turbulentna duljina miješanja odnosno karakteristična duljina turbulencija zadaje kao postotak tetive profila.

Parametre lopatice čine radijus plašta (`ShroudRadius`) i glavine (`HubRadius`) i broj proračunskih presjeka (`NumberOfStations`). Ova tri parametra su nužna za rad programa, no kako se vidi sa slike postoje i drugi parametri koji su ili opcionalni ili imaju prethodno zadane vrijednosti.

Bitno je primijetiti da je moguće zadati tangencijalnu brzinu u korijenu na izlaznom presjeku ventilatora (`RootOutletVelocity`) kao i eksponent distribucije tangencijalne brzine (`VortexDistributionExponent`). Ovo je vrlo praktično s obzirom da se tako ne ograničava korisnika na programski izračunate vrijednosti koje se koriste u koliko one nisu zadane. Treba uzeti u obzir da se zadavanjem eksponenta distribucije tangencijalne brzine u općem slučaju onemogućuje zadovoljavanje tražene razlike statičkog tlaka s obzirom da je maksimalna tangencijalna brzina u korijenu na izlaznom presjeku određena brojem okretaja. Ovo nije slučaj kada se zada tangencijalna brzina u korijenu s obzirom da eksponent distribucije može poprimiti bilo koju vrijednost.

Također je bitno primijetiti da je moguće zadati soliditet lopatice kao distribuciju od korijena do vrha (`SolidityDistribution`). U primjeru na slici 3.1 distribucija je zadana samo s jednom vrijednosti, onom prethodno postavljenom, no moguće je koristiti proizvoljni broj vrijednosti dok se međuvrijednosti linearno interpoliraju.

Slično kao i soliditet moguće je zadati distribucije maksimalne debljine lopatice (`MaxAbsBladeThicknessDistribution`) te maksimalne širine rešetke (`MaxPassageWidthDistribution`, vidi sliku 2.1). U praksi se često postavlja zahtjev na ova dva parametra, no oba su opcionalna.

U sklopu programa `turbo` također je implementirano generiranje srpastih (eng. *skewed*) lopatica. Korištenje srpastih lopatica vrlo je često u praksi zbog boljih akustičnih performansi ventilatora i više aerodinamičke učinkovitosti [1]. Način definiranja lista srpastih lopatica opisan je zajedno s opisom procesa generiranja geometrije lopatice (odjeljak 3.5).

Parametrima aeroprofila kontroliraju se karakteristike inicijalne geometrije profila, to jest željeni oblik skeletnice (`Camber`), distribucija debljine profila (`Thickness`) i maksimalna debljina profila normalizirana tetivom (`MaxProfileThickness`).

Također se zadaju točnost odnosno kvaliteta generirane geometrije kako profila tako i lopatice te i računalne mreže proračunskog presjeka (`CamberPointSpacing`). Također se kontrolira tolerancija za zadovoljenje zadane razlike tlaka (`DesignPressureRelTolerance`) te koraci kutova, kao relativne vrijednosti u odnosu na inicijalno, analitički izračunate vrijednosti, koji se koriste za podešavanje kuta skretanja odnosno postave tijekom iterativnog oblikovanja profila (`StaggerAngleDesignPrecision`, `CamberAngleRelDesignPrecision`). Može se također zadati i željena preciznost na poravnanje zaustavne točke i prednjeg brida

profila kao apsolutna vrijednost kuta u radijanima (`StagnationPointDesignPrecision`). Također se može ograničiti maksimalni broj iteracija pojedine konstrukcijske petlje i maksimalna vrijednost kuta skretanja profila u odnosu na inicijalnu, analitički izračunatu vrijednost (`MaxDesignIter`, `CamberAngleDesignLimit`).

Skupinom parametara računalne mreže definira se način generiranje geometrije proračunskog presjeka i diskretizacije prostorne domene (`ProfileMeshGenerator`), prosječna veličina ćelije u mreži normalizirana tetivom (`RelMeshSize`) te odmak ulaznog i izlaznog presjeka od prednjeg odnosno stražnjeg brida (`SectionExtensionFactor`). Odmak presjeka definira se kao koeficijent koji se množi s tetivom te se za tu vrijednost odmiču presjeci od prednjeg i stražnjeg brida po osi strujanja. Moguće je također zadati koeficijent rasta mreže u graničnom sloju (`BLGrowthRate`), tranzicijski omjer između zadnje ćelije mreže graničnog sloja i veličine vanjske mreže (`BLTransitionRatio`) čime se definira broj slojeva mreže graničnog sloja te željenu vrijednost y^+ (`YPlus`).

Opisani parametri predstavljaju većinu parametara koji se regularno koriste tijekom uporabe računalnog programa `turbo`, no ne i sve. Opisi parametara koji nisu navedeni ovdje dostupni su u izvornom kodu na github repozitoriju [16].

3.2.2 Izlazni podaci

Prethodno je rečeno da program prikazan izvornim kodom na slici 3.1 generira izlazne podatke tijekom izvršavanja. Ispod je dana opća podatkovna struktura programa te kratak opis svake od generiranih datoteka. Slika 3.3 prikazuje podatkovnu strukturu koja se generira tijekom izvršavanja programa odnosno tijekom procesa oblikovanja geometrije lopatice.

Kako se vidi sa slike u direktoriju iz kojeg se pokreće program generiraju se dva nova direktorija: `blade.0` i `turbo_case_template`. Unutar direktorija `blade.0`, po završetku programa odnosno procesa oblikovanja, nalazit će se sve datoteke ispisane tijekom procesa odnosno ovdje će se nalaziti svi podaci generirani tijekom procesa oblikovanja. Direktorij `turbo_case_template` služi za kontrolu računalnih simulacija tijekom konstrukcijskog procesa te je stoga detaljnije opisan u poglavlju 3.3.

Prve tri datoteke u direktoriju `blade.0`, kako je prethodno navedeno, sadrže podatke vezane uz parametre lopatice. Na slici 3.4 prikazana je datoteka `blade.csv` koja sadrži vrijednosti parametara za pojedine profile odnosno proračunske presjeke. Datoteka sadrži konačne vrijednosti radijusa, tetive, ulaznog i izlaznog kuta profila, kuta skretanja profila i kuta postave, te se ispisuje pozivom funkcije `writeStationData()` po završetku procesa oblikovanja geometrije profila po proračunskim presjecima.

Sadržaj datoteke `blade.0` prikazan je na slici 3.5. Ova datoteka generira se pozivanjem funkcije `dumpData()` spomenute u odjeljku 3.2, te se ona ispisuje dva puta — jednom prije početka procesa oblikovanja geometrije te tada sadrži inicijalne podatke o lopatici

```

./blade.0/blade.0
./blade.0/blade.0.step
./blade.0/blade.csv

./blade.0/airfoil.0:
case.0
case.1
case.2
case.3
...
airfoil.0
ALIGNED
design.csv

./blade.0/airfoil.1:
case.0
case.1
case.2
case.3
...
airfoil.1
design.csv
SKIP

...

./turbo_case_template

```

Slika 3.3. Podatkovna struktura glavnog direktorija

#	id	radius	chord	beta_1'	beta_2'	camber	stagger
0		0.100000000	0.094247779	0.680307999	1.580878808	0.900570809	1.130628849
1		0.200000000	0.172787596	0.439985306	0.605026769	0.165041463	0.522549280
2		0.300000000	0.235619449	0.310289738	0.376230996	0.065941257	0.343233898
3		0.400000000	0.282743339	0.233771994	0.275541348	0.041769354	0.254668026
4		0.500000000	0.314159265	0.195599554	0.213003849	0.017404296	0.204333430

Slika 3.4. Izlazna datoteka finalnih parametara lopatice za pojedini profil — *blade.csv*

— i jednom po završetku procesa oblikovanja kada sadrži konačne vrijednosti parametara lopatice. Razlog ovom je činjenica da općenito proces definiranja geometrije traje relativno dugo, i do nekoliko sati ovisno o postavkama preciznosti i koraka kutova, pa je svrsishodno imati mogućnost provjeriti inicijalno izračunate parametre prije nego što proces započne.

Kako se vidi sa slike 3.5 izgled podataka vrlo je sličan izgledu ulaznih podataka. Također se vidi da su vrijednosti pravilno prikazane, to jest vektorske veličine dane su u vektorskom obliku, a skalarne u skalarnom te su distribucije prikazane kao liste vrijednosti.

Zadnja datoteka u direktoriju *blade.0* jest datoteka *blade.0.step* koja predstavlja fi-

```

BladeEfficiency          0.850000000;
Density                  1.200000000;
DynamicViscosity        0.000018206;
HubRadius                0.100000000;
InletVelocity            (9.774766088 0.000000000 0.000000000);
KinematicViscosity      0.000015172;
MaxAbsBladeThicknessDistribution (0.01 0.008);
MaxPassageWidthDistribution (0.15);
NumberOfStations        5;
RootOutletVelocity      (9.774766088 -7.527826756 0.000000000);
Rps                      16.000000000;
ShroudRadius            0.500000000;
SolidityDistribution     (1.2 0.8);
TipClearance            0.000000000;
TurbulenceIntensity     0.050000000;
TurbulenceKineticEnergy 0.358297695;
VolumeFlowRate          7.370000000;
VortexDistributionExponent -1.000000000;

```

Slika 3.5. Izlazna datoteka finalnih parametara lopatice — *blade.0*

nalnu geometriju lopatice u STEP formatu. Datoteka se generira pozivom funkcije `write()` nakon što se generira geometrija lopatice pozivom funkcije `build()`. Razlog odabira STEP formata jest taj što se isti vrlo često koristi u praksi te je standardiziran. Također s obzirom da je izrađeni računalni program namjenjen za rješavanje realnih konstrukcijskih problema, potrebno je omogućiti jednostavno korištenje generirane geometrije u drugim CAD (eng. *computer-aided design*) programima koji se koriste tijekom izvedbe realne lopatice ventilatora, za što je STEP format opet vrlo pogodan.

Na slici 3.3 vidljivo je da se osim datoteka vezanih za parametre lopatice generiraju i direktoriji za pojedine aeroprofile odnosno proračunske presjeke. Direktoriji imaju nazive oblika *airfoil.x* gdje je x indeks profila. Profili su numerirani, od korjena prema vrhu, od 0 do $N_{st} - 1$, gdje je N_{st} ukupan broj proračunskih profila zadan putem ulaznih podataka (`NumberOfStations`). Na slici 3.4 su vrijednosti parametara za pojedine aeroprofile također indeksirane na ovaj način.

Dvije bitne datoteke koje se nalaze u svakom direktoriju pojedinog aeroprofila su *airfoil.x* i *airfoil.csv*. Datoteka *airfoil.x* sadrži parametre vezane za dani aeroprofil, slično kao što datoteka *blade.0* sadrži parametre lopatice. Primjer datoteke *airfoil.0* prikazan je na slici 3.6. Ponovno je, kao i kod datoteke *blade.0*, format vrlo sličan ulaznim podacima.

Datoteka *airfoil.csv* sadrži podatke o parametrima aeroprofila u pojedinim iteracijama konstrukcijskog algoritma. Datoteka sadrži redom: indeks simulacije odnosno iteracije konstrukcijskog algoritma, broj iteracija numeričke simulacije, tetivu profila, kut skretanja profila, kut postave, tangencijalnu brzinu na izlaznom presjeku, prirast statičkog tlaka, prirast zaustavnog tlaka te učinkovitost profila. Bitno je napomenuti da su ov-

```

AirfoilEfficiency          0.919533090;
AirfoilTotalForce         (-3.719657340 6.392965766 -0.000000000);
BladeVelocity              (0.000000000 -10.053096491 0.000000000);
CamberAngle                0.900570809;
Chord                      0.094247779;
InletRelativeVelocity      (9.774766088 10.053096491 0.000000000);
KinematicPressureDifference 35.992185603;
MaxAbsBladeThickness       0.010000000;
MaxPassageWidth           0.150000000;
NumberOfBlades             8;
OutletRelativeVelocity     (9.774530056 3.127737695 -0.000000000);
OutletVelocity             (9.774530056 -6.925358796 -0.000000000);
Pitch                      0.078539816;
Radius                     0.100000000;
RelRadius                  0.000000000;
Solidity                   1.200000000;
StaggerAngle               1.130628849;
StaticPressureDifference   48.205601901;
TargetTotalPressureDifference 77.191528128;
TotalPressureDifference    76.979190022;
TurbulenceDissipationRate  3.739183503;
TurbulenceReferenceLengthScale 0.009424778;
TurbulenceReferenceLengthScaleRatio 0.100000000;
TurbulenceSpecificDissipationRate 115.955206837;
TurbulenceViscosity        0.003089966;

```

Slika 3.6. Izlazna datoteka finalnih parametara profila — *airfoil.x*

```

# sim iter chord camber stagger swirl_2 pressure tot.pressure eta
0 2000 0.3141 0.0057 0.2005 2.6917 21.5214 25.8654 0.3657
1 2000 0.3141 0.0057 0.2001 -1.3449 14.6661 15.7525 0.2548
2 2000 0.3141 0.0057 0.1996 -1.2975 10.1215 11.1377 0.1922
# alignment done
# adjusting camber angle
# realigning
3 2000 0.3141 0.0057 0.1996 -1.3010 10.1131 11.1347 0.1922
# restarting
# adjusting camber angle
# realigning
4 2000 0.3141 0.0057 0.2001 -1.3935 16.4315 17.6020 0.2944
# alignment done
# realigning
5 2000 0.3141 0.0072 0.2001 -1.4073 17.2363 18.4256 0.2888
...
29 2000 0.3141 0.0173 0.2043 -2.3008 72.6617 75.8412 0.6207
# target pressure satisfied

```

Slika 3.7. Izlazna datoteka parametara profila u pojedinim iteracijama konstrukcijskog procesa — *design.csv*

dje vrijednosti fizikalnih veličina očitane kao rezultat numeričke simulacije. Učinkovitost profila za dani proračunski presjek računa se prema sljedećem izrazu:

$$\eta = \frac{\Delta p_{\text{tot}} c_m l}{F_\vartheta U} \quad (3.1)$$

gdje je c_m aksijalna komponenta brzina strujanja, l korak profila, F_ϑ tangencijalna sila kojom lopatice djeluje na fluid, U brzina lopatice, a Δp_{tot} prirast zaustavnog tlaka. Vrijednosti c_m i F_ϑ očitane su izravno kao rezultat numeričke simulacije strujanja dok se prirast zaustavnog tlaka računa na sljedeći način:

$$\Delta p_{\text{tot}} = \Delta p + \frac{1}{2} \rho c_m^2 \quad (3.2)$$

gdje je Δp prirast statičkog tlaka te je također očitao izravno kao rezultat simulacije.

Osim vrijednosti parametara, datoteka *airfoil.csv* sadrži i općenite informacije o konstrukcijskom procesu, to jest sadrži komentare o trenutnoj fazi konstrukcijskog algoritma i o tome je li proces ponovno pokrenut. Funkcionalnost ponovnog pokretanja opisana je u sljedećem odjeljku.

Na slici 3.3 vidi se da se osim opisanih datoteka, u direktoriju također nalaze direktoriji koji sadrže podatke vezane uz pojedine numeričke simulacije, odnosno iteracije procesa oblikovanja, u proračunskim presjecima, *case.y*, gdje je y indeks simulacije. Sadržaj direktorija *case.y* opisani su u poglavlju 3.3. Također je vidljivo da se u pojedinim direktorijima aeroprofila nalaze datoteke *ALIGNED* odnosno *SKIP*. One se koriste u svrhe kontrole načina ponovnog pokretanja programa odnosno konstrukcijskog procesa. Funkcionalnost ponovnog pokretanja detaljnije je opisana u sljedećem odjeljku.

3.2.3 Funkcionalnost ponovnog pokretanja

S obzirom da je proces oblikovanja iterativan proces te dosta ovisi o iskustvu konstruktora, to jest za očekivati je da će se prvotno konstruirana lopatica trebati naknadno doraditi, vrlo je bitno omogućiti nastavak procesa konstruiranja uz korištenje prethodno definirane geometrije odnosno parametara lopatice. Također je bitno napomenuti da, s obzirom da se proces sastoji od većeg broja numeričkih simulacija, postoji mogućnost divergiranja rezultata simulacije, pa je bitno da se u slučaju prekida konstrukcijskog algoritma zbog greške omogući nastavak iz nekog prethodnog stanja procesa nakon što se greška otkloni.

U ove svrhe implementiran je proces ponovnog pokretanja konstrukcijskog procesa na način da se učitaju datoteke generirane iz prethodne iteracije procesa konstruiranja. Učitavaju se rezultati numeričke simulacije te također geometrija profila.

Za pravilno ponovno pokretanje, potrebno je da se u direktoriju *airfoil.x*, nalazi direktorij *case.y* te da su u njemu dostupni rezultati numeričke simulacije te geometrija profila u proračunskom presjeku u tabličnom formatu. Konkretni primjer sadržaja direktorija

case.y opisan je u odjeljku 3.3 te nije bitan za potrebe opisa procesa ponovnog pokretanja.

Prije je spomenuto da se u direktoriju *airfoil.x* nalaze datoteke *SKIP* i *ALIGNED*. Datoteka *SKIP* je prazna datoteka i služi za signalizaciju programu da proračunski presjek u kojem se datoteka nalazi ne treba dodatno podešavati, to jest ovaj proračunski presjek se preskače konstrukcijskim algoritmom te se tijekom generiranja geometrije lopatice koristi geometrija profila u zadnjoj dostupnoj iteraciji prethodno izvršenog konstrukcijskog procesa. Dakle jednostavno se koristi geometrija profila iz zadnjeg direktorija *case.y*. Bitno je napomenuti da ovu datoteku nikad ne generira program, nego korisnik odnosno konstruktor.

Datoteka *ALIGNED* je također prazna datoteka i služi za signalizaciju programu da se za proračunski presjek u kojem se datoteka nalazi ne treba izvršiti inicijalno poravnanje zaustavne točke i ulaznog brida profila. Ovu datoteku generira program po završetku inicijalnog poravnanja, no naravno može ju generirati i korisnik. Proces poravnanja zaustavne točke opisan je u odjeljku 3.4.

3.3 Modul numeričkih simulacija

Proces oblikovanja geometrije lopatice aksijalnog ventilatora predstavljen u ovom radu zasniva se na iterativnoj modifikaciji geometrije temeljenoj na rezultatima numeričkih simulacija u pojedinom proračunskom presjeku lopatice. Numeričke simulacije odvijaju se tijekom konstrukcijskog algoritma koji je predstavljen linijama 74–77 na slici 3.1, odnosno konkretno tijekom izvršavanja funkcije `design()` na liniji 76.

Za izvršavanje numeričkih simulacija u sklopu izrađenog računalnog programa *turbo* koristi se računalni paket OpenFOAM [19]. Računalni program je testiran koristeći verziju v1906 te su trodimenzionalne simulacije korištene za provjeru finalne konstrukcije također izvršene korištenjem ove verzije.

Integracija s OpenFOAM-om u sklopu izrađenog programa odrađena je preko *shell* skripte koju program poziva te ona zatim pokreće procese potrebne za izvršavanje simulacije. Postavkama numeričkih simulacija koje se izvršavaju tijekom procesa oblikovanja geometrije lopatice upravlja se putem direktorija *turbo_case_template* prikazanog na slici 3.3. Sadržaj direktorija i način upravljanja simulacijama opisan je u nastavku.

3.3.1 Upravljanje simulacijama

Prije pokretanja simulacije program provjerava postoji li u radnom direktoriju prethodno spomenuti direktorij *turbo_case_template*. U koliko ne postoji program ga generira. Taj direktorij služi kao predložak za svaku simulaciju koju program pokrene. S obzirom da se taj direktorij očita odnosno kopira prije svake simulacije, mijenjanjem postavki u tom direktoriju promijenit će se postavke u svim simulacijama koje se pokrenu nakon promjena.

Na ovaj način se korisniku odnosno konstruktoru jednostavno omogućuje kontrola toka simulacija tijekom konstrukcijskog procesa. Sadržaj direktorija dan je na slici 3.8.

```
./turbo_case_template:
0.orig
constant
system
turbo_run
```

Slika 3.8. Podatkovna struktura direktorija *turbo_case_template*

Direktorij ima strukturu tipičnog OpenFOAM slučaja. Osim direktorija potrebnih za rad OpenFOAM rješavača u direktoriju se nalazi *shell* skripta *turbo_run* koja vrši predprocesiranje, pokretanje numeričke simulacije i postprocesiranje. Korisnik naravno ima mogućnost modificiranja skripte u koliko želi dodati nove radnje koje će se odvijati prije, nakon ili za vrijeme simulacije.

Osim kontrole simulacija na razini cijelog konstrukcijskog procesa, korisnik dakako može mijenjati postavke individualnih simulacija modifikacijom sadržaja prethodno spomenutih *case.y* direktorija koji se nalaze u direktorijima *airfoil.x*. Struktura direktorija *case.y* identična je strukturi direktorija prikazanog na slici 3.8 uz razliku da se u individualnim direktorijima nakon završetka pripadnih simulacija nalaze rezultati simulacije i geometrija profila za koje je izvršena simulacija u datoteci *profile.csv*.

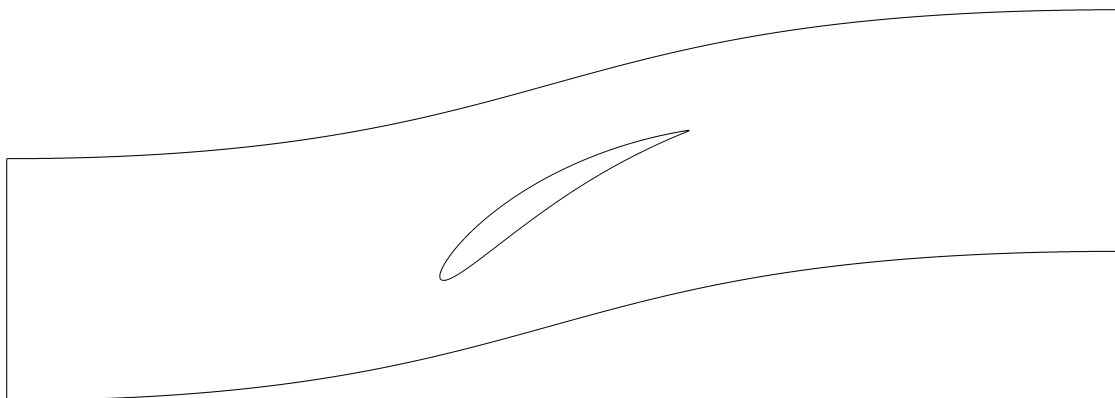
3.3.2 Postavke simulacije

Za izvršavanje računalnih simulacija u proračunskim presjecima potrebno je generirati geometriju presjeka te zatim računalnu mrežu. U sklopu izrađenog programa generiranje geometrije i mreže obavlja se putem programa Gmsh [9] koji je integriran direktno u izrađeni računalni program. Ovdje je bitno naglasiti da se simulacije proračunskih presjeka rade u relativnom koordinatnom sustavu.

Geometrija proračunskog presjeka prikazana je na slici 3.9. Kako je vidljivo sa slike proračunski presjek je u stvari segment razvijenog cilindričnog presjeka odnosno segment ravninske rešetke. S obzirom da je razvijeni cilindrični presjek ventilatora konačan, potrebno je povezati gornju i donju plohu s uvjetom periodičnosti. S obzirom da se uzima da je strujanje osnosimetrično moguće je raditi simulaciju samo za jedan segment rešetke te tako smanjiti vrijeme simulacije odnosno računalne resurse.

Plohe lijevo i desno predstavljaju ulazni odnosno izlazni presjek rešetke te u sklopu računalnog programa *turbo* korisnik može podesiti na kojoj udaljenosti od profila će oni biti postavljeni (*SectionExtensionFactor*). Prethodno postavljena vrijednost jest 1.5 duljina tetive od ulaznog odnosno izlaznog brida profila.

Gornja i donja ploha konstruirane su provlačenjem Bézier krivulje kroz pet kontrolnih točaka:



Slika 3.9. Proračunski presjek profila

- središte ulaznog presjeka
- ulazni brid
- težište profila
- izlazni brid
- središte izlaznog presjeka

Ovakav oblik gornje i donje strane rezultat je testiranja te se općenito dobivaju zadovoljavajuće geometrije i računalne mreže za širok spektar kutova postave uz pretpostavku manjeg broja lopatica, do otprilike 10. U tablici 3.1 prikazani su prethodno postavljeni rubni uvjeti za brzinu i tlak, dok su u tablici 3.2 prikazani rubni uvjeti za turbulentne veličine. Prikazani prethodno postavljeni rubni uvjeti ujedno se koriste tijekom uvog rada.

Tablica 3.1

Rubni uvjeti brzine i tlaka na plohama proračunskog presjeka

Rubna ploha	p	U
inlet	zeroGradient	fixedValue
outlet	zeroGradient	zeroGradient
wall	zeroGradient	noSlip
periodic.top	cyclicAMI	cyclicAMI
periodic.bot	cyclicAMI	cyclicAMI
topAndBot	empty	empty

Tablica 3.2

Rubni uvjeti turbulentnih veličina na plohama proračunskog presjeka

Rubna ploha	k	ω	ν_τ
inlet	fixedValue	fixedValue	calculated
outlet	freestream	freestream	calculated
wall	fixedValue	omegaWallFunction	nutUBlendedWallFunction
periodic_top	cyclicAMI	cyclicAMI	cyclicAMI
periodic_bot	cyclicAMI	cyclicAMI	cyclicAMI
topAndBot	empty	empty	empty

Kako se vidi iz tablica periodičnost je dobivena postavljanjem `cyclicAMI` rubnog uvjeta koji služi za povezivanje arbitrarno diskretiziranih rubnih ploha. Za tlak je postavljen uvjet nultog gradijenta na ulazu i izlazu kako bi se smanjio utjecaj blizine ulaznog i izlaznog presjeka. Ovo je moguće s obzirom da se izvršavaju simulacije nestlačivog strujanja, no potrebno je postaviti referentnu vrijednost negdje unutar domene. Na stijenci profila također je postavljen uvjet nultog gradijenta.

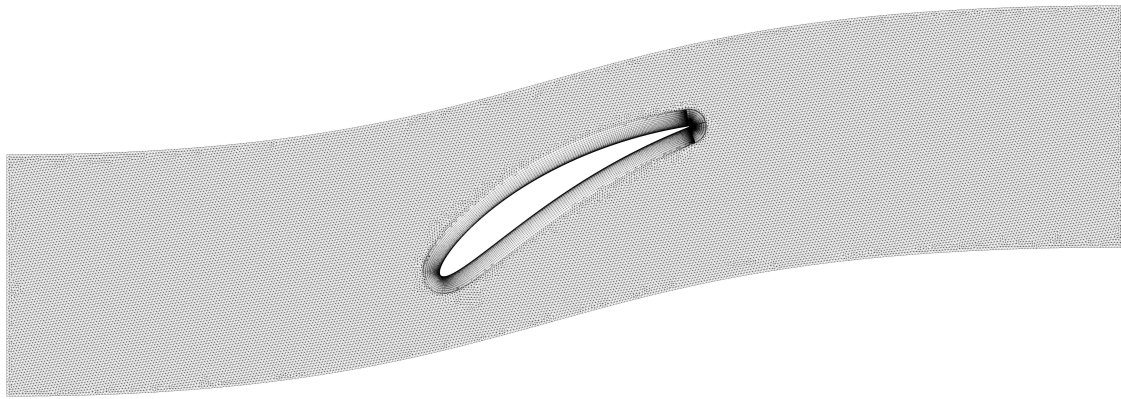
Za brzinu je na ulaznoj plohi postavljena konstantna vrijednost jednaka relativnoj ulaznoj brzini dok je na izlazu ponovno postavljen uvjet nultog gradijenta. Na stijenci profila postavljen je “no-slip” rubni uvjet to jest pretpostavljeno je da su čestice fluida zalijepljene za stjenku.

Iz tablice 3.2 vidi se da su za kinetičku energiju turbulencije i specifičnu disipaciju turbulencije na ulazu postavljene konstante vrijednosti dok je na izlazu postavljen uvjet `freestream` koji je ujedno uvjet nultog gradijenta ili konstantna vrijednost ovisno o strujanju u blizini rubne plohe. Turbulentna viskoznost se računa na ulaznoj i izlaznoj plohi.

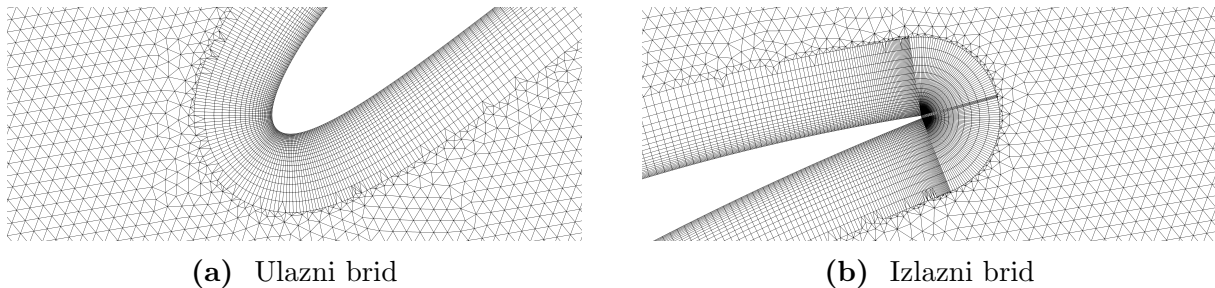
S obzirom da je prethodno postavljena tražena vrijednost $y^+ = 1$, to znači da se za simulacije u proračunskim presjecima rješava strujanje u graničnom sloju. Iz ovog razloga je na stijenci profila za kinetičku energiju turbulencije postavljena vrijednost $1e-10$ dok se specifična disipacija turbulencije i turbulentna viskoznost modeliraju naprednim zidnim funkcijama koje su dostupne za korištenje $k-\omega$ SST model. Vrijednost $1e-10$ postavljena je radi numeričke stabilnosti simulacije.

Na rubnim plohama “topAndBot” postavlja se poseban rubni uvjet `empty` koji signalizira OpenFOAM-u da se rješava dvodimenzionalno strujanje.

Na slici 3.10 prikazan je primjer generirane računalne mreže. Kako je prethodno rečeno proces diskretizacije proveden je putem računalnog programa Gmsh koji je integriran u izrađeni računalni program. Na slici 3.11 prikazani su detalji mreže u blizini ulaznog odnosno izlaznog brida. Kako se vidi sa slike mreža se sastoji od trokutastih ćelija podalje



Slika 3.10. Primjer računalne mreže proračunskog presjeka profila



(a) Ulazni brid

(b) Izlazni brid

Slika 3.11. Detalji računalne mreže proračunskog presjeka profile

od stijenke profila dok se u blizini koriste pravokutne ćelije kako bi se osigurala kvaliteta rezultata u blizini stijenke.

Sa slike 3.11 vidi se da generirana mreža nije idealna, posebno u blizini tranzicije iz mreže graničnog sloja u mrežu podalje od stijenke. S obzirom da izrađeni računalni program treba generirati mreže za proizvoljnu geometriju profila te za sve proračunske presjeke u lopatici, a prikazana se metoda generiranja mreže pokazala robustnom te su mogućnosti kontrole mreže graničnog sloja unutar Gmsh-a relativno ograničene, odlučeno je da je kvaliteta mreže prihvatljiva za potrebe ovog rada.

3.4 Konstrukcijski modul

Algoritam za oblikovanje implementiran unutar računalnog programa `turbo` je iterativni proces u kojem se modificira geometrija profila u pojedinim proračunskim presjecima lopatice. Algoritam se sastoji od tri glavna koraka:

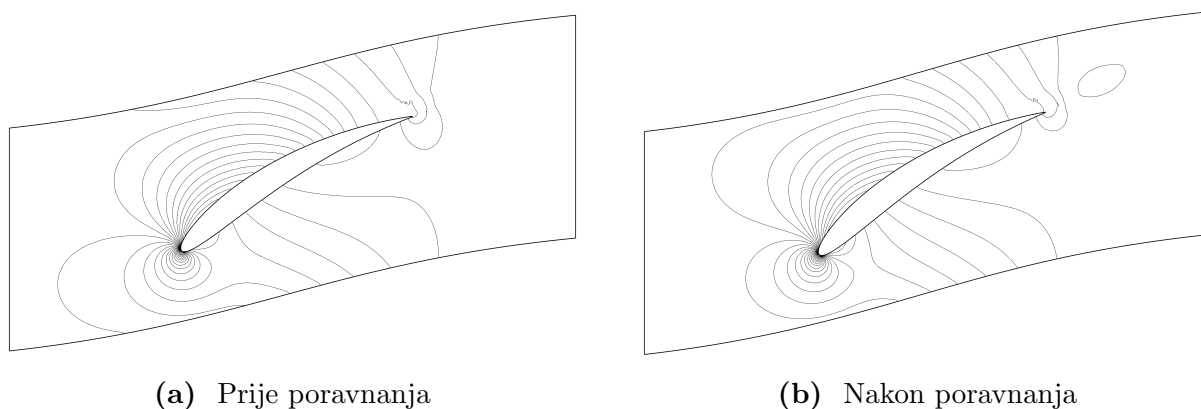
- poravnanje zaustavne točke s ulaznim bridom
- podešavanje kuta skretanja profila

- podešavanje kuta postave

Svaki od navedenih je također iterativan proces te se tijekom svake iteracije generira modificirana geometrija profila, računalna mreža te se izvršava simulacija temeljem čijih rezultata sa rade dodatne modifikacije oblika profila. Cilj procesa je pronaći geometriju profila koja razliku statičkog tlaka propisanu zadanom distribucijom tangencijalne brzine na izlaznom presjeku određenu na samom početku procesa oblikovanja geometrije lopatice. Cjelokupni konstrukcijski algoritam prikazan je na linijama 74–77 na slici 3.1. Pojedini koraci algoritma opisani su detaljnije u ostatku ovog odjeljka.

3.4.1 Poravnanje zaustavne točke

Konstrukcijski algoritam započinje procesom poravnanja zaustavne točke s ulaznim bridom aeroprofila, ukoliko se u direktoriju tog aeroprofila ne nalazi datoteka *ALIGNED* (vidi odjeljak 3.2.3).



Slika 3.12. Konture tlaka u proračunskom presjeku: prije i nakon poravnanja zaustavne točke s ulaznim bridom

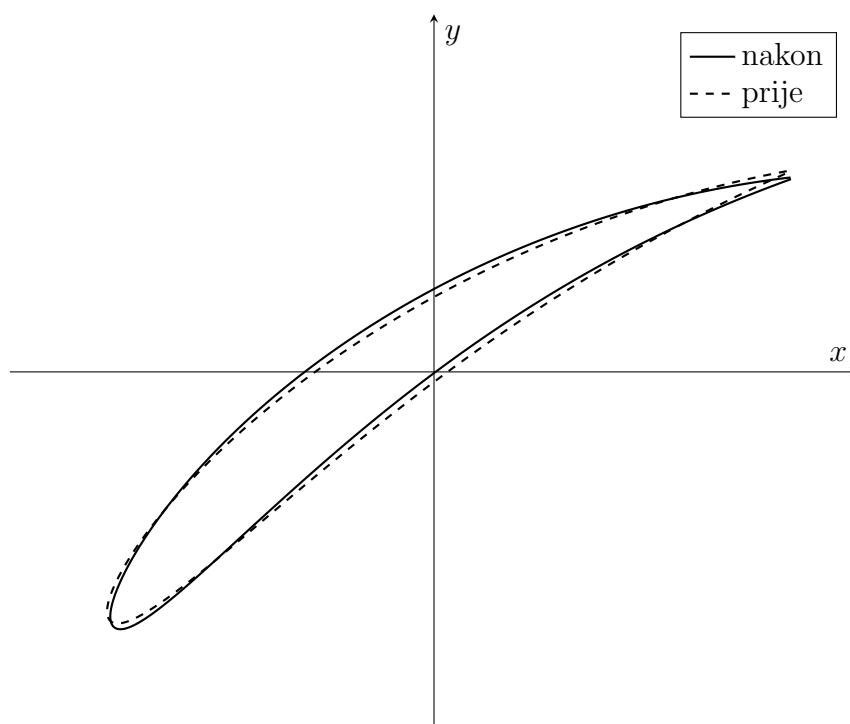
Prvi razlog inicijalnog poravnanja zaustavne točke jest činjenica da je analitički model korišten za dobivanje inicijalne geometrije simplificiran. To jest pretpostavljeno je idealno vođenje fluida te su zanemareni utjecaji trenja i graničnog sloja. Iz tog razloga često je zaustavna točka pomaknuta prema tlačnoj ili podtlačnoj strani profila. Slika 3.12 prikazuje konture tlaka prije procesa poravnanja zaustavne točke, slika 3.12a, te nakon poravnanja, slika 3.12b. Duljina proračunske rešetke na slikama 3.12 je skraćena radi preglednosti.

Drugi razlog poravnanja jest pretpostavka da će strujanje biti najkvalitetnije kada se zaustavna točka nalazi na prednjem bridu odnosno kada tok glatko nastružava na profil. Na ovoj pretpostavci se temelji ostatak konstrukcijskog procesa to jest konstrukcijski algoritam pretpostavlja da je za slučaj glatkog nastružavanja fluida na profil viša razlika statičkog tlaka za veći kut skretanja profila, a time nužno i fluida, te da pomak zaustavne

točke s prednjeg brida profila prema tlačnoj strani također rezultira povećanjem razlike statičkog tlaka i obrnuto [7].

3.4.2 Podešavanje kuta zakreta

S obzirom na pojednostavljenja uvedena analitičkim modelom te općenito činjenicu da su karakteristike profila nepoznate, često razlika statičkog tlaka inicijalne geometrije rešetke odnosno aeroprofila odstupa od zahtjevane. Prvi način promjene razlike tlaka implementiran unutar računalnog programa turbo jest modifikacija kuta skretanja.

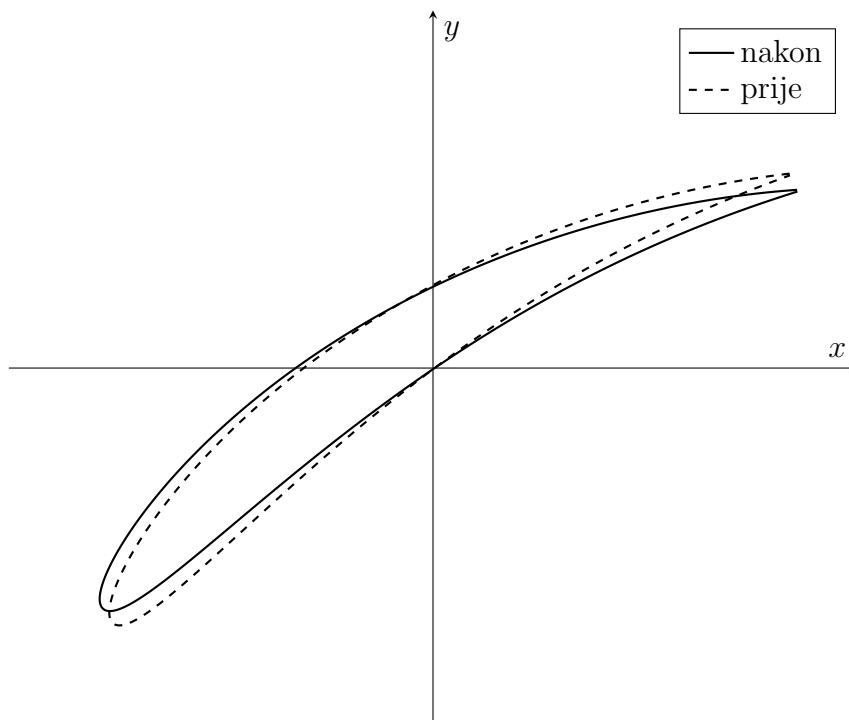


Slika 3.13. Usporedba profila prije i nakon modifikacije kuta skretanja

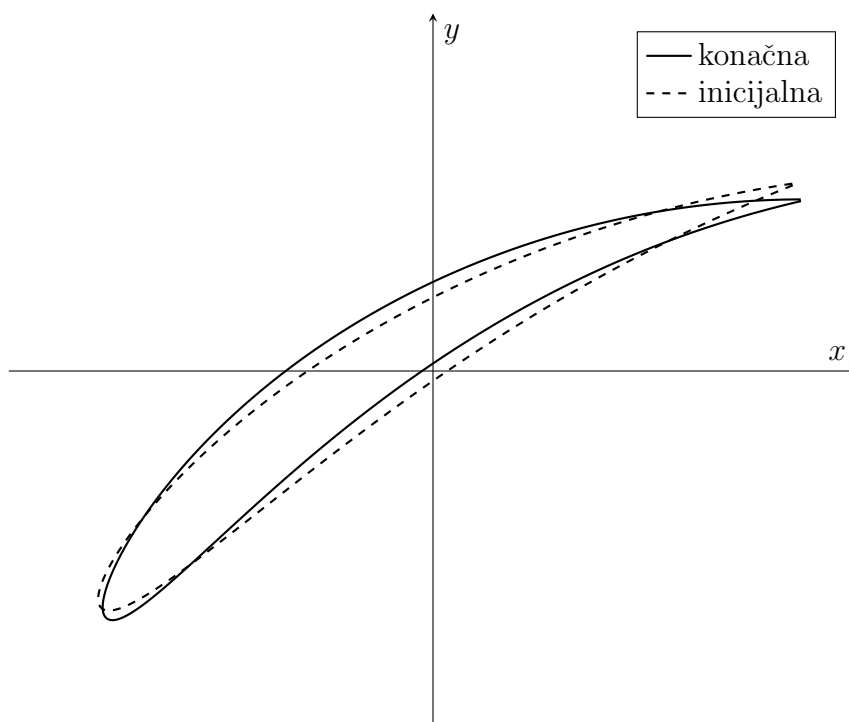
Nakon inicijalnog poravnanja zaustavne točke i ulaznog brida profila za dani proračunski presjek iterativno se podešava kut skretanja, korakom određenim ulaznim podacima (`CamberAngleRelDesignPrecision`), kako bi se zadovoljio prirast tlaka određen distribucijom tangencijalne brzine. Nakon što se kut zakreta podesi ponovno se vrši poravnanje zaustavne točke te se zatim provjerava prirast tlaka. Usporedba profila prije i nakon podešavanja kuta zakreta prikazana je na slici 3.13.

Ukoliko je propisani prirast tlaka zadovoljen, konstrukcijski algoritam nastavlja s modifikacijom geometrije sljedećeg proračunskog presjeka. U koliko se dosegne maksimalni broj iteracija ili maksimalni dopušteni kut zakreta profila, zadani ulaznim podacima (`MaxDesignIter` i `CamberAngleDesignLimit`), konstrukcijski algoritam prestaje s podešavanjem kuta zakreta profila te započinje s podešavanjem kuta postave.

3.4.3 Podešavanje kuta postave



Slika 3.14. Usporedba profila prije i nakon podešavanja kuta postave



Slika 3.15. Usporedba inicijalne i konačne geometrije profila

Nekada nije moguće postići traženi prirast statičkog tlaka samo podešavanjem kuta skretanja. Tada konstrukcijski algoritam započinje proces modifikacije kuta postave profila kako bi zadovoljio prirast tlaka.

Proces je sličan kao i proces podešavanja kuta skretanja uz bitnu razliku da se sada ne vrši poravnanje zaustavne točke s prednjim bridom između modifikacija. Primjer geometrije profila prije i nakon procesa modifikacije kuta postavbe prikazan je na slici 3.14.

Kada se zadovolji traženi prirast tlaka algoritam nastavlja sa sljedećim proračunskim presjekom. Ukoliko prirast tlaka nije zadovoljen unutar maksimalnog broja iteracija zadanih ulaznim podacima (`MaxDesignIter`), program ispisuje napomenu da traženi prirast tlaka nije postignut u datoteci *design.csv* te nastavlja sa sljedećim proračunskim presjekom.

Opisani proces oblikovanja provodi se za svaki proračunski presjek. Kada se proces izvrši za svaki od njih program nastavlja s generiranjem geometrije lopatice aksijalnog ventilatora. Usporedba inicijalne i finalne geometrije profila prikazana je na slici 3.15. Proces generiranja geometrije profila i lopatice unutar računalnog programa `turbo` opisan je u sljedećem poglavlju.

3.5 Modul za generiranje geometrije

Unutar računalnog programa `turbo` geometrija se generira za vrijeme konstrukcijskog algoritma, odnosno prije početka svake simulacije, jer je potrebno generirati geometriju proračunskog presjeka za izradu računalne mreže. Geometrija se također generira pozivom funkcije `build()` na liniji 86 prema slici 3.1, no ovdje se generira geometrija konačne lopatice aksijalnog ventilatora koja se zatim ispisuje u STEP formatu pozivom funkcije `write()` na liniji 87 na istoj slici. U ovom poglavlju opisan je postupak generiranja konačne geometrije lopatice.

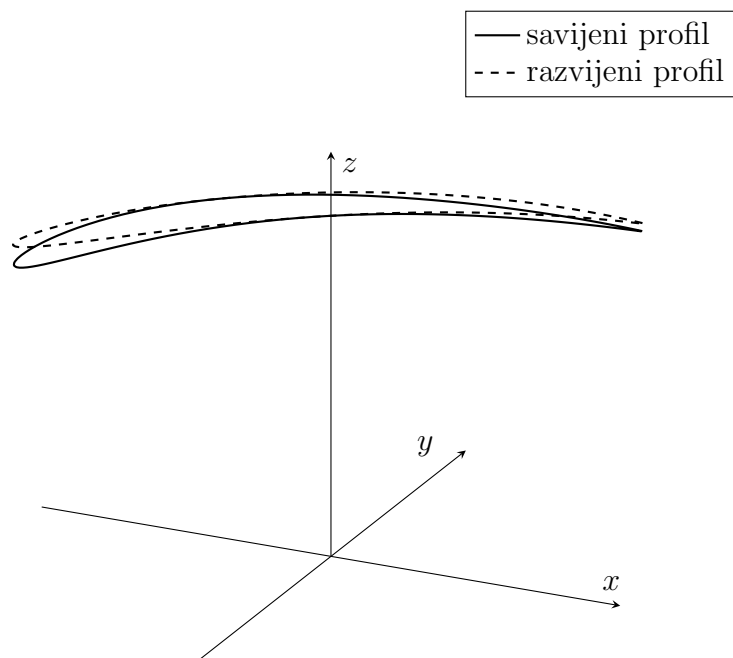
3.5.1 Geometrija profila

Prethodno je rečeno da se strujanje analizira u razvijenom cilindričnom presjeku rotora ventilatora odnosno u ravninskoj rešetki. Kako bi se dobila prava geometrija lopatice u prvom koraku procesa generiranja geometrije potrebno je razvijene profile iz ravninske rešetke transformirati u oblik kakav imaju u nerazvijenom cilindričnom presjeku, odnosno “saviti” ih.

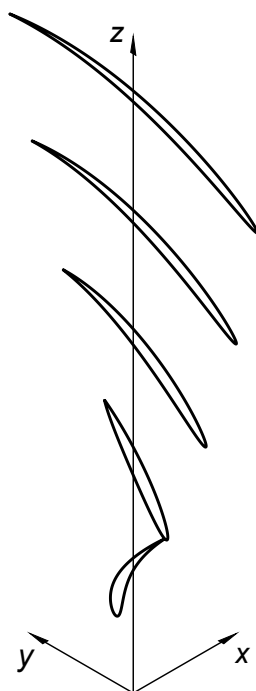
Primjer geometrije razvijenog i savijenog profila u prostoru prikazan je na slici 3.16. Koordinate točaka savijenog profila dobivaju se prema sljedećim izrazima:

$$\begin{aligned} y_U &= r \sin \gamma_U, & z_U &= r \cos \gamma_U \\ y_L &= r \sin \gamma_L, & z_L &= r \cos \gamma_L \end{aligned} \tag{3.3}$$

gdje indeksi U i L označavaju podtlačnu i pretlačnu stranu profila dok su kutovi $\gamma_{U,L}$



Slika 3.16. Konture savijenog i razvijenog profila



Slika 3.17. Izometrijski prikaz kontura profila u prostoru

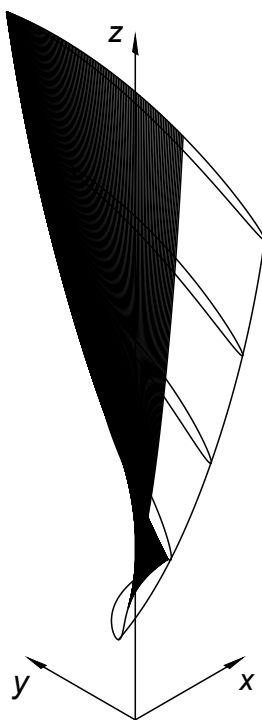
definirani kao:

$$\begin{aligned} \gamma_U &= \frac{y'_U}{r} \\ \gamma_L &= \frac{y'_L}{r} \end{aligned} \tag{3.4}$$

gdje je r radijus na kojem se nalazi proračunski presjek odnosno razvijeni profil, a $y'_{U,L}$ je y koordinata podtlačne odnosno pretlačne strane razvijenog profila. U ovom trenutku još uvijek nije generirana geometrija, već je profil definiran listom koordinata. Kada se dobiju transformirane koordinate svih profila započinje generiranje geometrije. Primjer kontura profila u prostoru nakon prvog koraka u procesu generiranja geometrije prikazan je na slici 3.17

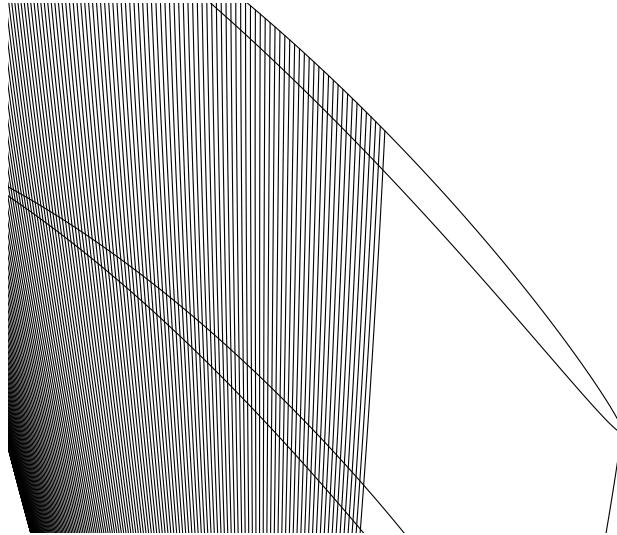
3.5.2 Geometrija lopatice

Drugi korak generiranja geometrije lopatice jest provlačenje NURBS krivulja po visini profila kroz parove točaka profila dobivenih u prethodnom koraku. Izgled geometrije tijekom izvršavanja drugog koraka prikazan je na slici 3.18.

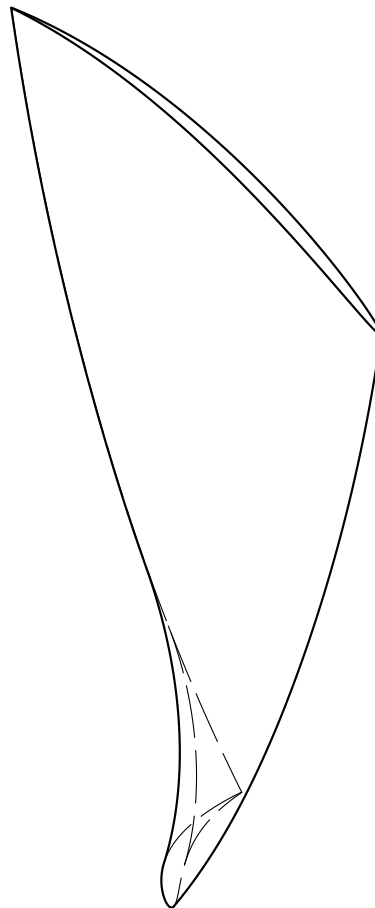


Slika 3.18. Geometrija tijekom drugog koraka generiranja lopatice

Pokazalo se rezultatima testova da je ovakav način generiranja geometrije povoljan s obzirom da omogućava definiranje geometrije čak i uz manji broj proračunskih presjeka. Također ovakav postupak omogućuje točniji prikaz geometrije s obzirom da su NURBS krivulje općenito aproksimacije to jest ne prolaze kroz čvorove kojima su definirani, posebno kada im je zadan velik broj točaka kao za slučaj konture aeroprofila koji se obično definira s 300–1000 točaka. Na ovaj način svaka krivulja je definirana s brojem točaka jednakim broju proračunskih presjeka koji je obično puno manji od broja točaka kojim se definira kontura profila. Uvećani prikaz geometrije na slici 3.18 prikazan je na slici 3.19.



Slika 3.19. Detalj geometrije tijekom drugog koraka generiranje lopatice



Slika 3.20. Izometrijski prikaz konačne geometrije lopatice

Nakon što se konstruiraju NURBS krivulje za sve točke kojima su definirane konture profila konstruiraju se NURBS površine kroz iste, za podtlačnu i pretlačnu stranu lopatice, izlazni brid te gornju i donju stranu lopatice. Nakon što se definiraju NURBS površine, krivulje korištene tijekom konstruiranja se brišu te ostaje samo čista geometrije lopatice.

Geometrija konačne lopatice prikazana je na slici 3.20. Kako se može vidjeti, iako je korišten velik broj krivulja, geometrija je kontinuirana te ne sadrži dodatne bridove osim kontura lopatice. Geometrija se ispisuje pozivom funkcije `write()` na liniji 87 sa slike 3.1 u STEP formatu te ovim završava rad programa.

3.5.3 Dodatni konstrukcijski zahtjevi

Prethodno je navedeno da je u ulaznim podacima moguće zadati dodatne zahtjeve na geometriju lopatice. U sklopu računalnog programa `turbo` implementirana su tri dodatna konstrukcijska zahtjeva koji se često susreću u praksi:

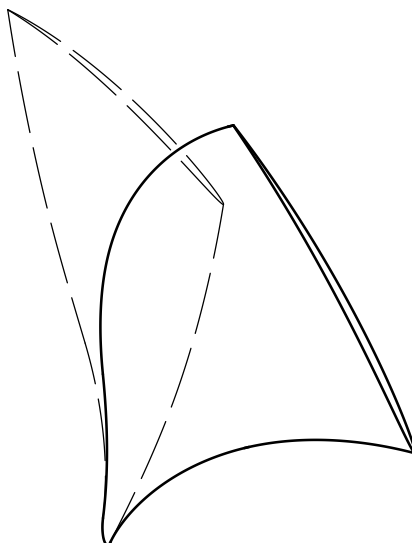
- distribucija maksimalne debljine lopatice
- maksimalne aksijalne tetive odnosno širine rešetke
- generiranje srpastih lopatice

Definiranje distribucije maksimalne debljine lopatice bitno je s obzirom da u sklopu izrađenog računalnog programa nije omogućena provjera čvrstoće lopatice pa je nužno omogućiti konstruktoru propisivanje debljine ako inicijalna geometrija lopatice ne zadovoljava uvjet čvrstoće. Distribucija debljine zadaje se u ulaznim podacima listom apsolutnih vrijednosti maksimalne debljine lopatice (`MaxAbsBladeThicknessDistribution`).

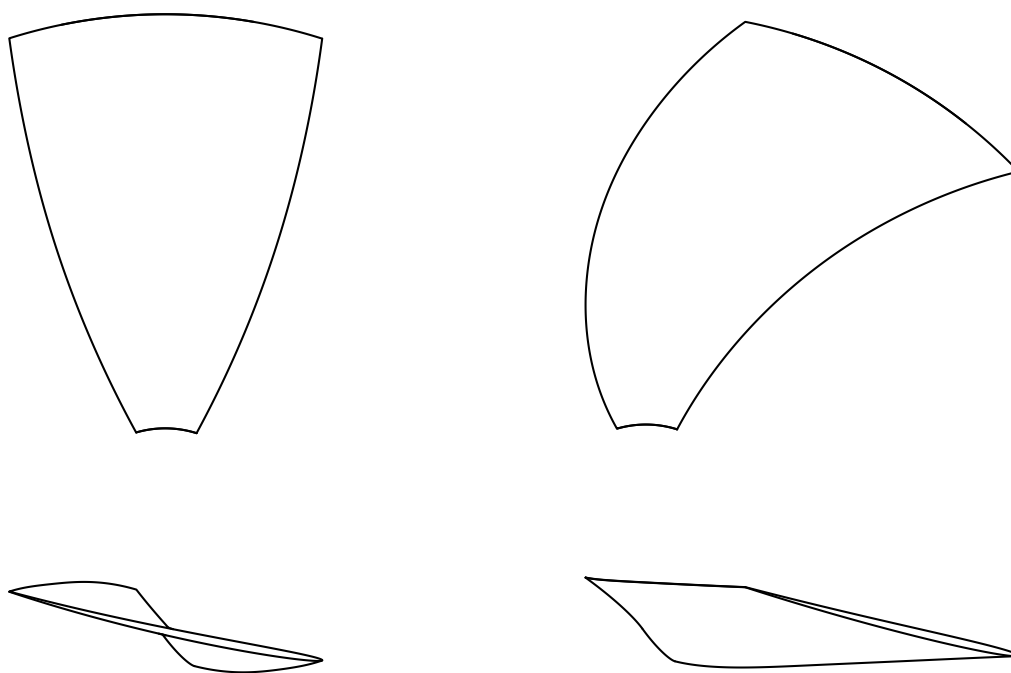
Također je moguće zadati distribuciju maksimalne aksijalne tetive odnosno širine rešetke (`MaxPassageWidthDistribution`). Ovaj zahtjev je praktičan kada se lopatica ugrađuje u postojeće kućište ventilatora jer se mogu osigurati pravilne dimenzije lopatice, koje je unaprijed teško pretpostaviti s obzirom da se tijekom konstrukcijskog algoritma mijenja kut postave.

U računalni program `turbo` također je implementirano generiranje srpastih lopatica, to jest moguće je definirati način na koji će profili biti postavljeni u prostoru. Iako se ravne lopatice, to jest lopatice s ravnim listom, dosta koriste u praksi, srpaste lopatice, odnosno sa zakrivljenim listom, također se vrlo često koriste s obzirom na povoljne akustične karakteristike te općenito višu učinkovitost [1]. Usporedni izometrijski prikaz srpaste i ravne lopatice prikazan je na slici 3.21. Obje lopatice generirane su putem izrađenog računalnog programa za iste projektne parametre, no uz različit raspored profila u prostoru. Iste lopatice prikazane su na slici 3.22 u nacrtnoj i tlocrtnoj projekciji. Slika 3.22a prikazuje ravnu lopaticu, dok slika 3.22b prikazuje srpastu lopaticu. Obje lopatice namjenjene su za ugradnju u isto kućište što se vidi po identičnim gabaritima, odnosno radijusima u korijenu i vrhu lopatice te identičnoj maksimalnoj aksijalnoj tetivi.

Analiza srpastih lopatica nije implementirana, s obzirom da je za opis zakrivljenosti lista potrebna trodimenzionalna analiza strujanja u ventilatoru, što je van opsega ovog rada.



Slika 3.21. Usporedni prikaz srpaste i ravne lopatice

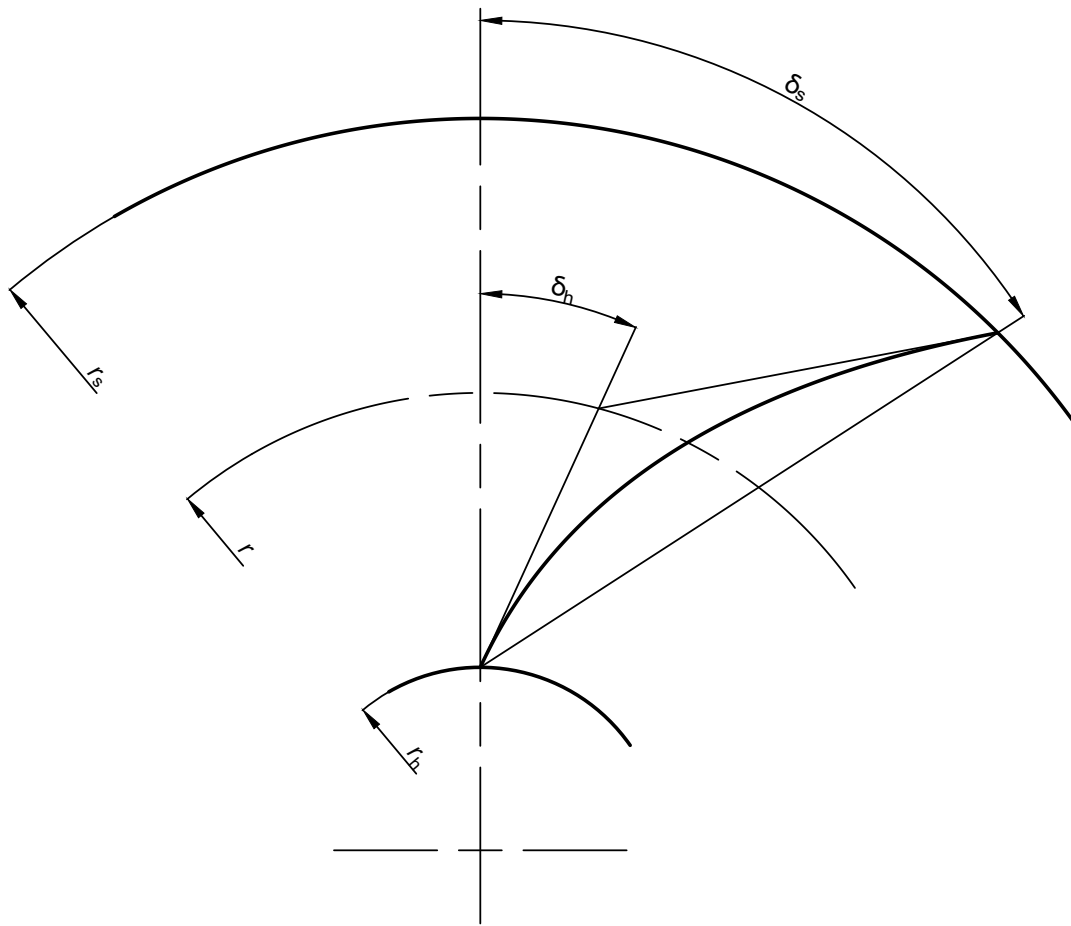


(a) Lopatica s ravnim listom

(b) Srpasta lopatica

Slika 3.22. Nacrtni i tlocrtni usporedni prikaz zakrivljene i nezakrivljene lopatice

U sklopu izrađenog računalnog programa implementiran je samo jedan način definiranja srpastih lopatica odnosno oblika krivulje po kojoj se postavljaju profili lopatice u prostoru. Ista je definirana preko Bézier krivulje te su relevantni parametri prikazani na slici 3.23.



Slika 3.23. Prikaz načina definiranja zakrivljenja lopatice

Krivulja se definira pomoću tri parametra: nagiba krivulje u korijenu lopatice δ_h (`HubSkewAngle`), nagiba vrha lopatice δ_s (`ShroudSkewAngle`) i relativnog radijusa r_{rel} na koji se postavlja središnja točka poligona Bézier krivulje (`BezierSkewRelativeRadius`). Relativni radijus definiran je sljedećim izrazom:

$$r_{\text{rel}} = \frac{r - r_h}{r_s - r_h} \quad (3.5)$$

gdje je r apsolutni radijus središnje točke poligona Bézier krivulje, a r_h i r_s su radijusi glavine i plašta.

Poglavlje 4

Provjera rada programa

U ovom je poglavlju jednostavni program napisan koristeći izvorni kod `turbo` korišten je za oblikovanje geometrije aksijalnog ventilatora. Predstavljene su rezultati konstrukcije i geometrija lopatice ventilatora konstruiranog uz pretpostavku slobodnog vrtloga, a zatim je provedena simulacija trodimenzionalnog strujanja u konstruiranom ventilatoru kako bi se provjerili radni parametri u projektnoj radnoj točki. Projektne radne karakteristike za koje je konstruiran ventilator odabrane su pregledom dostupnih kataloga proizvođača.

Numerička simulacija trodimenzionalnog strujanja zraka u ventilatoru provedena je koristeći programski paket OpenFOAM prethodno opisanom metodom pomičnog koordinatnog sustava.

4.1 Oblikovanje geometrije lopatice aksijalnog ventilatora uz pretpostavku slobodnog vrtloga

U ovom odjeljku prikazani su projektni radni parametri i geometrija aksijalnog ventilatora konstruiranog uz pretpostavku slobodnog vrtloga. Shodno tomu zadana je vrijednost eksponenta distribucije tangencijalne brzine $n = -1$. Odabrani radni parametri dani su u tablici 4.1.

Kako si vidi iz tablice 4.1 odabrane su tipične radne karakteristike te je konstrukcija slična onakvima kakve se često susreću u praksi.

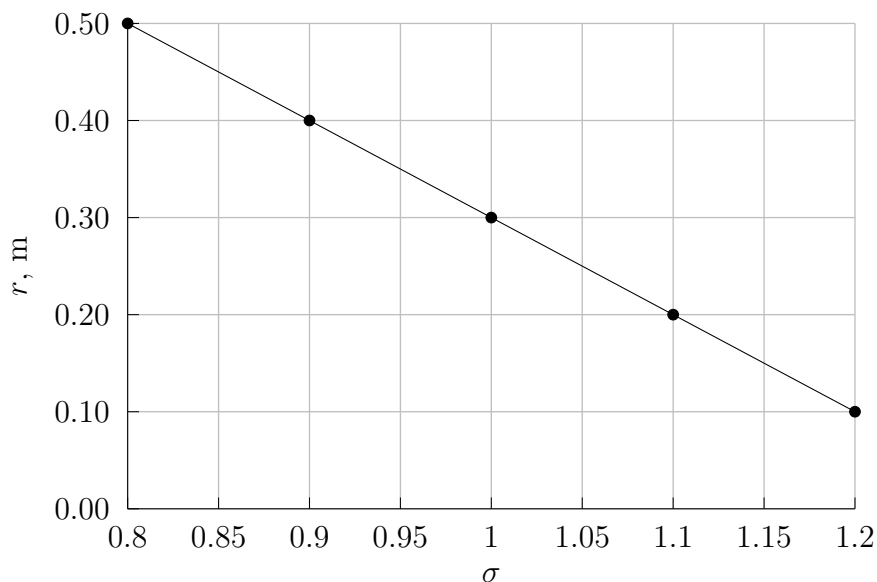
Za potrebe oblikovanja lopatice također su zadane distribucije soliditeta te maksimalne debljine lopatice. Odabrane su linearne distribucije obje vrijednosti. Za distribuciju soliditeta postavljene su vrijednosti $\sigma_h = 1.2$ u korijenu i $\sigma_s = 0.8$ na vrhu lopatica. Distribucija je prikazana na slici 4.1 te su također označene vrijednosti u proračunskim presjecima. S obzirom da nije postavljen zahtjev na maksimalnu vrijednost aksijalne tetive odnosno širine rešetke, finalna geometrija lopatice imat će vrijednosti soliditeta zadane distribucijom.

Distribucija maksimalne debljine lopatice dana je na slici 4.2 gdje su također označene

Tablica 4.1

Projektni radni parametri ventilatora sa slobodnim vrtlogom

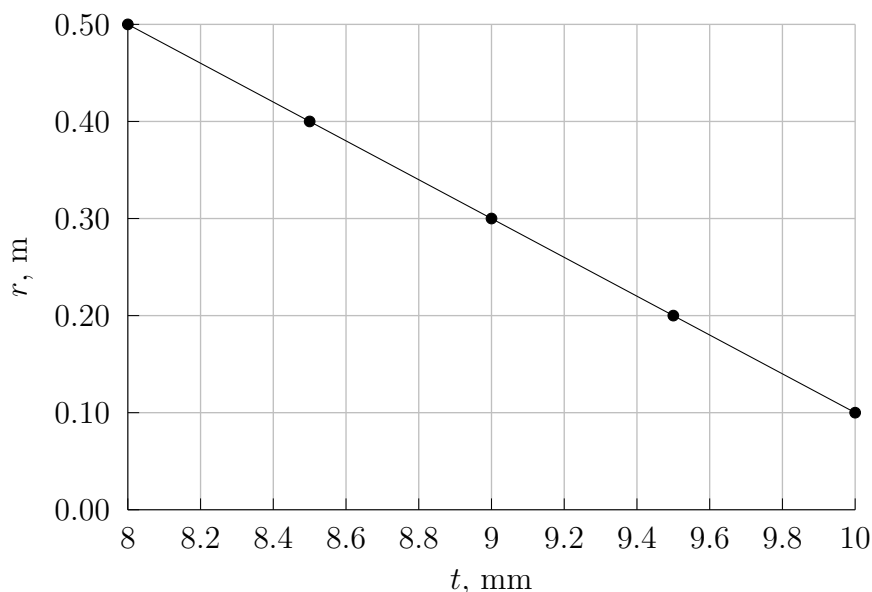
Parametar	Oznaka	Jedinica	Vrijednost
Volumni protok	Q	$\text{m}^3 \text{h}^{-1}$	26532
Gustoća fluida	ρ	kg m^{-3}	1.2
Viskoznost	μ	Pas	1.8206e-5
Broj okretaja	N	min^{-1}	960
Broj lopatica	N_{bl}	–	8
Radijus glavine	r_{h}	m	0.1
Radijus plašta	r_{s}	m	0.5
Učinkovitost lopatice	η	–	0.85

**Slika 4.1.** Distribucija soliditeta lopatice

i vrijednosti u proračunskim presjecima. Odabrane su vrijednosti $t_{\text{h}} = 10 \text{ mm}$ u korijenu odnosno $t_{\text{s}} = 8 \text{ mm}$ na vrhu lopatice, što su realne vrijednosti za ventilator ovakvog tipa.

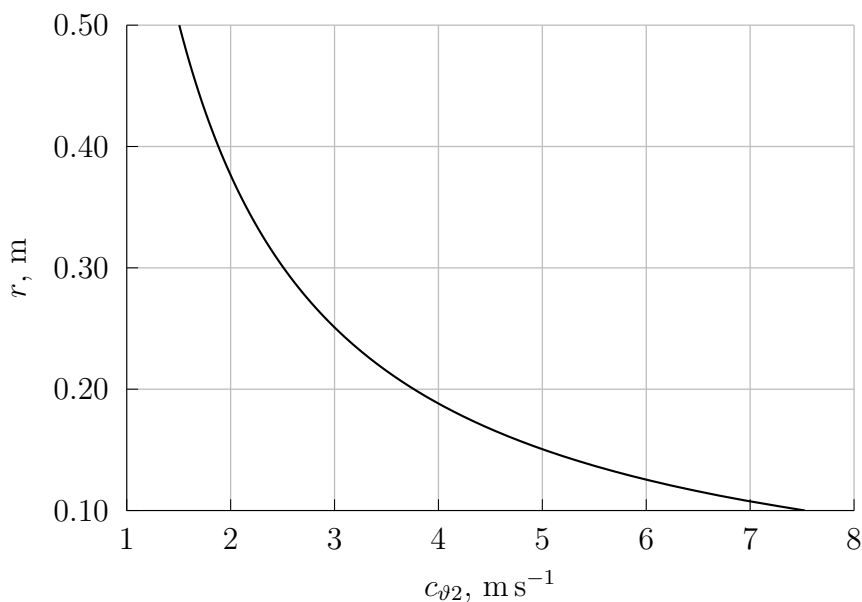
S obzirom da je cilj ovog testa provjeriti rad koda odnosno korištenih modela zane-maren je radijalni zazor između plašta i vrha lopatice te se konstruira lopatica s ravnim listom s obzirom da je analiza korištena u sklopu programa dvodimenzionalna to jest trodimenzionalni efekti strujanja su zanemareni.

Za skeletnicu profila koristit će se kružni luk dok će se za distribuciju debljine profila koristiti NACA distribucija. Kako se vidi sa slika 4.1 i 4.2 koristit će se 5 proračunskih presjeka za definiranje geometrije lopatice radi uštede na vremenu. Konstrukcijski algoritam je ograničen na 100 iteracija po pojedinom procesu te nije postavljeno ograničenje



Slika 4.2. Distribucija maksimalne debljine lopatice

na kut skretanja profila. Ostali relevantni ulazni parametri vezani uz kontrolu programa ostavljeni su na prethodno postavljenim vrijednostima (vidi sliku 3.2).



Slika 4.3. Projektna distribucija tangencijalne brzine na izlaznom presjeku ventilatora

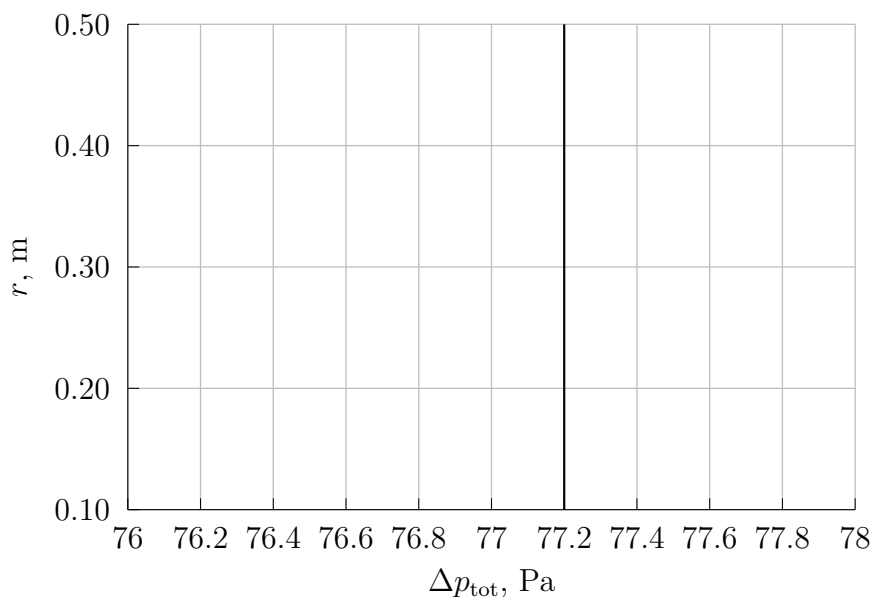
U poglavlju 2 opisan je postupak računanja referentne tangencijalne brzine potrebne za definiranje distribucije tangencijalne brzine na izlaznom presjeku po visini lopatice. Također je rečeno da se u sklopu ovog rada i izrađenog računalnog programa za referentni presjek uzima presjek u korijenu.

Prema jednadžbi (2.36) za zadani ventilator referentna tangencijalna brzina, odnosno tangencijalna brzina u korijenu lopatice, na izlaznom presjeku iznosi $c_{\vartheta 2,h} = 8.55 \text{ m s}^{-1}$, no uzimanjem u obzir de Hallerovog uvjeta maksimalna vrijednost tangencijalne brzine

prema jednadžbi (2.37) iznosi $c_{\vartheta 2,h,\max} = 7.53 \text{ m s}^{-1}$.

S obzirom da je vrijednost maksimalne dopuštene tangencijalne brzine niža od vrijednosti potrebne za dobivanje maksimalnog prirasta statičkog tlaka, vrijednost tangencijalne brzine korištene u proračunu bit će ograničena kako bi se smanjila mogućnost pojave separacije strujanja, to jest $c_{\vartheta 2,h} = c_{\vartheta 2,h,\max} = 7.53 \text{ m s}^{-1}$.

Iz ovoga slijedi projektna distribucija tangencijalne brzine na izlaznom presjeku ventilatora prikazana na slici 4.3 kao i projektna distribucija prirasta zaustavnog tlaka koju konstrukcija mora zadovoljiti prikazana na slici 4.4. Kako se vidi sa slike 4.4 prirast zaustavnog tlaka po visini lopatice je konstantan.



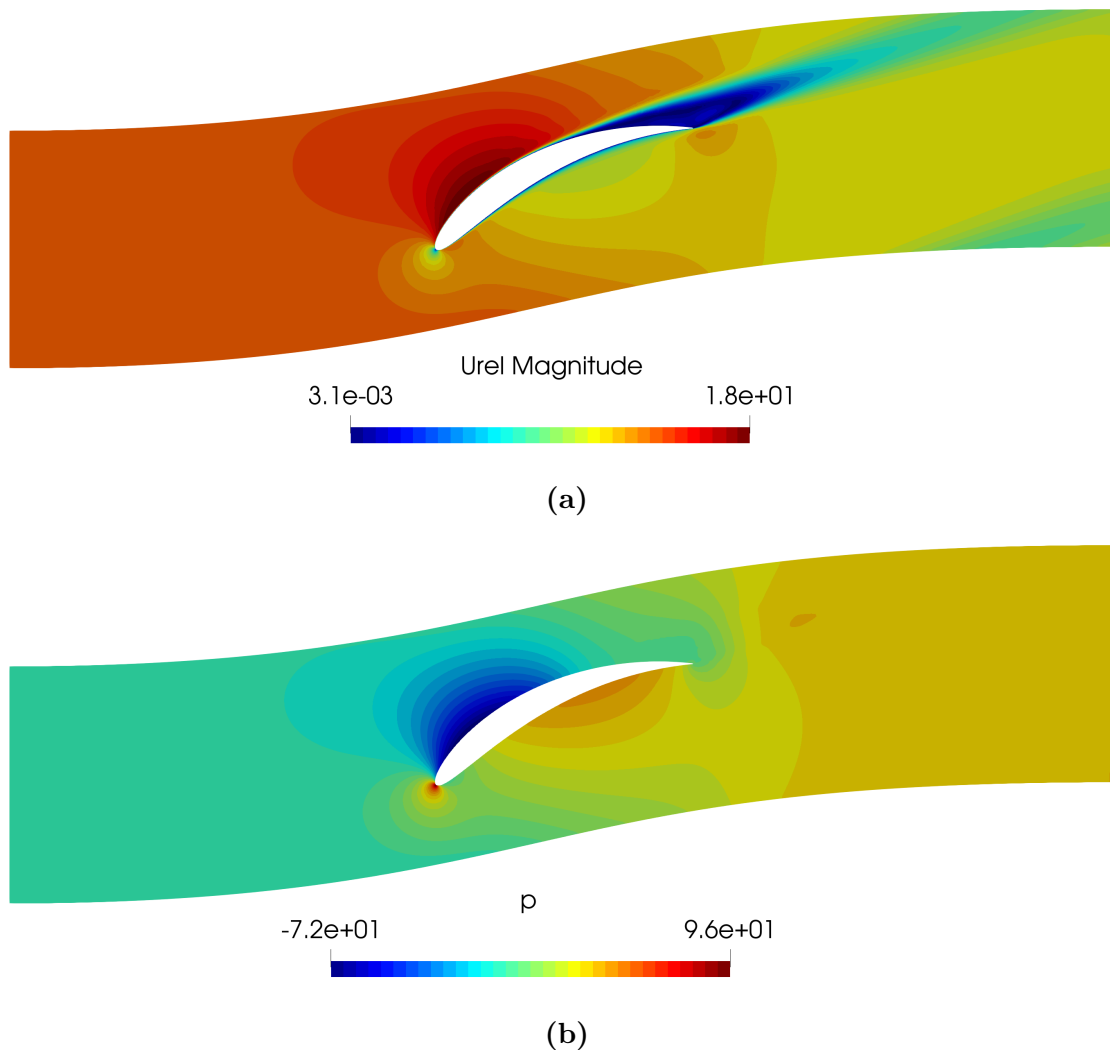
Slika 4.4. Projektna distribucija prirasta zaustavnog tlaka na izlaznom presjeku ventilatora

Sa zadanom projektnom distribucijom prirasta zaustavnog tlaka može započeti iterativni proces oblikovanja geometrije lopatice. Ovaj proces u potpunosti je automatiziran računalnim programom `turbo`. Ispod su prikazani rezultati zadnjih iteracija konstrukcijskog algoritma. Prikazane su distribucije tlaka i relativne brzine u proračunskim presjecima u korijenu na slici 4.5 i vrhu lopatice na slici 4.6.

Na slici 4.5 vidi se zona separacije strujanja na predtlačnoj strani profila u blizini izlaznog brida. Kako je prethodno navedeno ovo je kritičan presjek i često dolazi do odvajanja strujanja pri višim opterećenjima. Također se vidi na da je zaustavna točka pravilno poravnata s ulaznim bridom.

Na slici 4.6 vidi se da je strujanje više uniformno nego u korijenu lopatice. Razlog ovome je vrlo niska opterećenost lopatice u ovom presjeku. Također se vidi pravilno poravnanje zaustavne točke s ulaznim bridom.

Na slici 4.7 prikazane su distribucije ulaznog i izlaznog kuta lopatice. Sa slike se vidi da je kut skretanja profila u korijenu lopatice vrlo visok, to jest da je presjek vrlo opterećen,



Slika 4.5. Distribucije tlaka i relativne brzine u proračunskom presjeku u korijenu lopatice: distribucija relativne brzine — gore; distribucija tlaka — dolje.

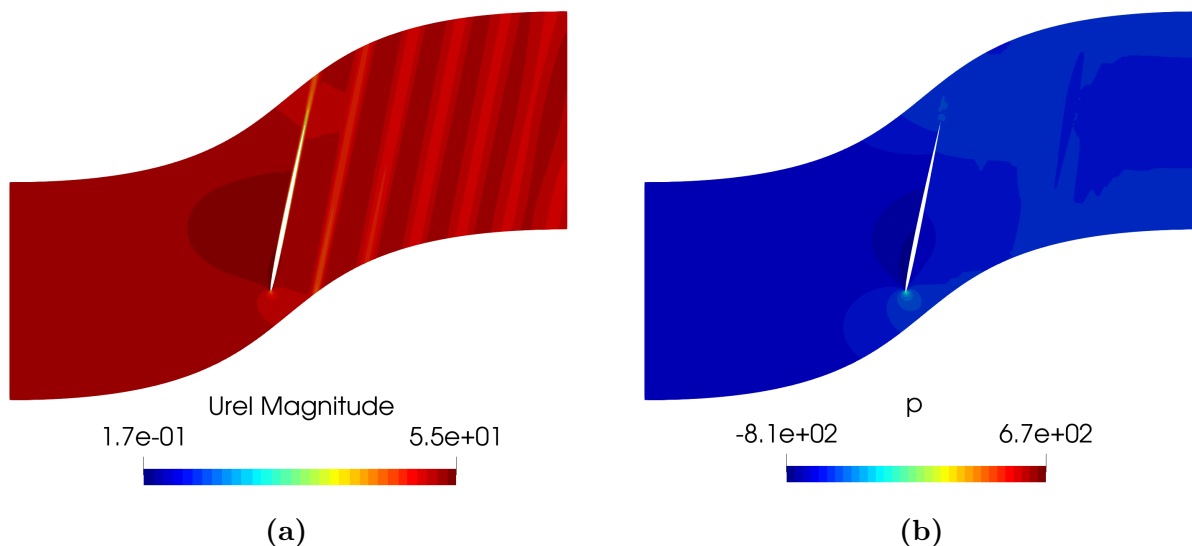
dok je kut skretanja relativno nizak na ostatku lopatice.

U tablici 4.2 dani su prirasti statičkog i zaustavnog tlaka, tangencijalne brzine te učinkovitosti u pojedinim proračunskim presjecima na kraju procesa oblikovanja geometrije lopatice. Također su dane težinske srednje vrijednosti parametara, definirane prema sljedećem izrazu:

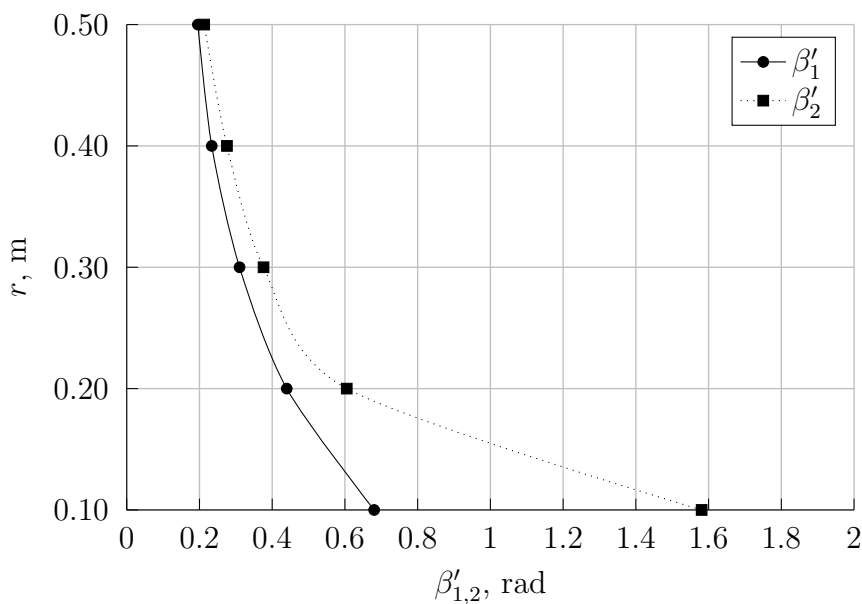
$$\bar{\phi} = \frac{\int_r \phi(r)Q(r)rdr}{\int_r Q(r)rdr} \quad (4.1)$$

gdje je ϕ skalarna veličina, r radijus, a Q volumni protok.

Prema srednjim vrijednostima iz tablice 4.2 vidi se da je postignuti prirast zaustavnog tlaka nešto veći od projektanog, dok je učinkovitost lopatice nešto niža od one inicijalno pretpostavljene.



Slika 4.6. Distribucije tlaka i relativne brzine u proračunskom presjeku pri vrhu lopatice: distribucija relativne brzine — gore; distribucija tlaka — dolje.



Slika 4.7. Distribucije ulaznog i izlaznog kuta lopatice

Prema rezultatima numeričkih simulacija prikazanim na slikama 4.5 i 4.6 te rezultatima prikazanim na u tablici 4.2 može se zaključiti da izrađeni računalni program adekvatno izvršava proces iterativnog oblikovanja lopatice aksijalnog ventilatora u pogledu zadovoljavanja analitički propisanih distribucija radnih parametara ventilatora.

Ovdje je bitno naglasiti da iako je za prikazani slučaj oblikovanja geometrije lopatice pretpostavljen eksponent distribucije tangencijalne brzine, izrađeni računalni program u mogućnosti je rješavati probleme konstruiranja lopatica aksijalnih ventilatora za proizvoljne distribucije tangencijalne brzine. Općenito je namjena programa zadovoljavanje zadanog prirasta statičkog tlaka, dok se eksponent tangencijalne distribucije računa pro-

Tablica 4.2

Karakteristike lopatice ventilatora sa slobodnim vrtlogom

r , [m]	Δp , [Pa]	Δp_{tot} , [Pa]	$c_{\theta 2}$, [m s^{-1}]	η , [-]
0.1	48.2056	76.9791	6.9253	0.9195
0.2	71.0365	78.7020	3.5751	0.9316
0.3	72.3903	76.4000	2.5855	0.8785
0.4	75.3814	78.6586	2.3370	0.7819
0.5	72.6617	75.8412	2.3008	0.6207
Srednja vrijednost:	74.3742	78.5673	2.5931	0.7829

gramski. S obzirom da je cilj ove analize provjeriti osnovne funkcije izrađenog računalnog programa kao i korištene matematičke modele i pretpostavke, za testni primjer uzet je jednostavan slučaj ventilatora sa slobodnim vrtlogom.

Rezultati konstrukcijskog postupka provjereni su s rezultatima numeričke simulacije trodimenzionalnog strujanja u konstruiranom ventilatoru u sljedećem odjeljku.

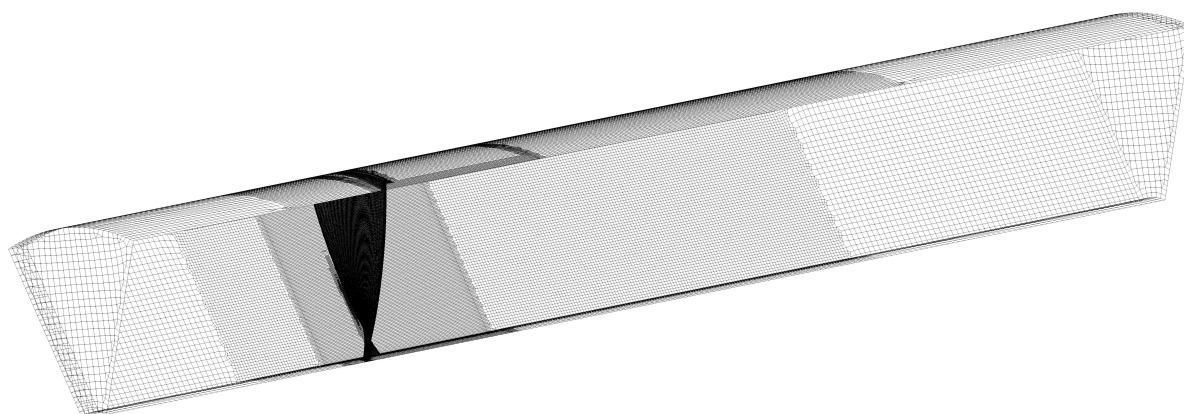
4.2 Provjera konstrukcije ventilatora

Za provjeru rezultata konstrukcije izvršila se numerička simulacija trodimenzionalnog strujanja zraka u konstruiranom ventilatoru koristeći programski paket OpenFOAM [19] putem metode pokretnog koordinatnog sustava. Kako bi se uštedilo na vremenu korištena je samo osmina ventilatora te su se na bokovima presjeka postavili uvjeti periodičnosti. Korištena je računalna mreža kontrolnih volumena od otprilike 3000000 ćelija. Mreža je prikazana u izometrijskoj projekciji na slici 4.8 te u tlocrtnoj projekciji na slici 4.9. Detalj računalne mreže u blizini zone rotora prikazan je na slici 4.10.

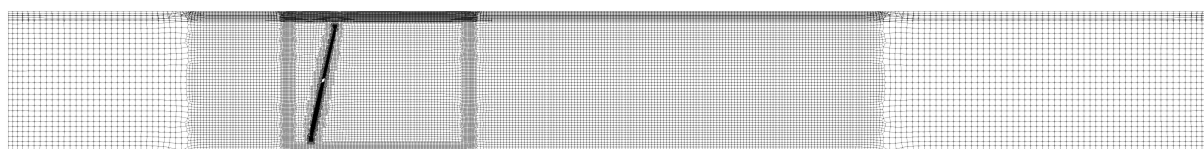
Kako bi se numerička simulacija što više približila modelima korištenim tokom procesa oblikovanja geometrije lopatice, lopatica je postavljena u cilindričnu cijev na čijim se stijenama zanemarilo trenje. Utjecaj trenja uzet je u obzir samo na stijenci lopatice.

Na ulazu u domenu zadan je volumni protok odnosno brzina strujanja zraka dok se na izlazu iz domene postavio uvjet nultog gradijenta. Za tlak se na ulazu i izlazu iz domene postavio uvjet nultog gradijenta. Korišten je $k-\omega$ SST model turbulencije, dok se utjecaj stijenke lopatice modelirao naprednim zidnim funkcijama koje omogućuju varijabilne vrijednosti y^+ . Zbog relativno kompleksne geometrije lopatice veličina mreže u blizini stijenke bila je uvjetovana pravilnim opisivanjem geometrije lopatice što je rezultiralo vrijednosti $y^+ = 3$. Popis korištenih rubnih uvjeta dan je u tablicama 4.3 i 4.4.

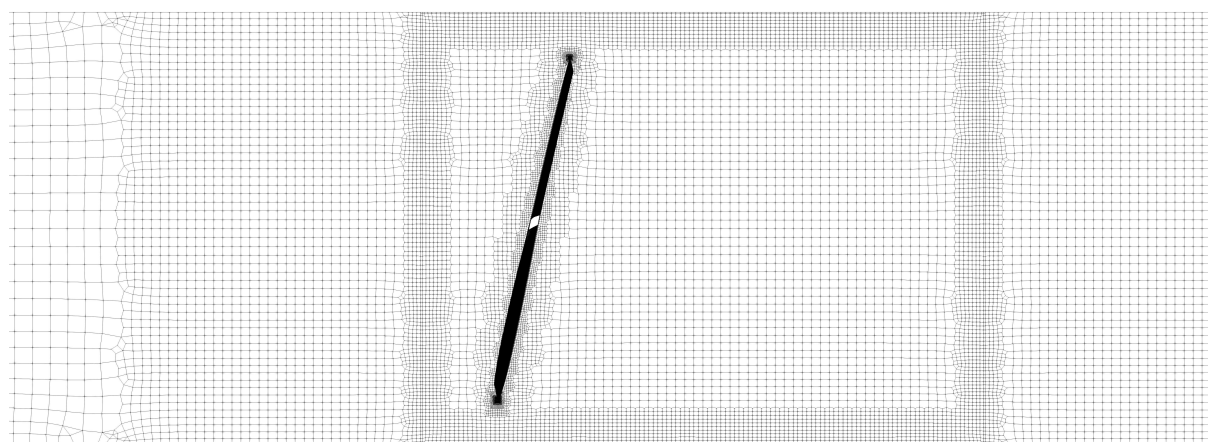
Distribucije tlaka i relativne brzine u blizini korijena lopatice prikazane su na sli-



Slika 4.8. Izometrija 3-D računalne mreže



Slika 4.9. Tlocrt 3-D računalne mreže



Slika 4.10. 3-D računalna mreža u blizini lopatice

kama 4.11a i 4.11b. Kako se vidi sa slika strujanje je uredno i bez separacije za razliku od onog prikazanog na slici 4.5. Također su primjetne razlike u distribuciji tlaka.

Distribucije tlaka i relativne brzine u blizini vrha lopatice prikazane su na slikama 4.12a i 4.12b. Vidi se da je slika strujanja slična onoj dobivenoj dvodimenzionalnom analizom tokom konstrukcijskog postupka prikazanoj na slici 4.6.

Na slici 4.13 dan je usporedni prikaz profila tangencijalne brzine dobiven na kraju procesa oblikovanja geometrije lopatice i vrijednosti na izlaznom presjeku rotora dobivenih iz trodimenzionalnih rezultata. Sa slike se vidi da je podudarnost osrednjenih rezultata i

Tablica 4.3

rubni uvjeti brzine i tlaka na rubnim plohama domene

Rubna ploha	p	U
inlet	zeroGradient	flowRateInletVelocity
outlet	zeroGradient	zeroGradient
blade	zeroGradient	noSlip
walls	slip	slip
mrf_periodic_1	cyclicAMI	cyclicAMI
mrf_periodic_2	cyclicAMI	cyclicAMI
in_periodic_1	cyclicAMI	cyclicAMI
in_periodic_2	cyclicAMI	cyclicAMI
out_periodic_1	cyclicAMI	cyclicAMI
out_periodic_2	cyclicAMI	cyclicAMI

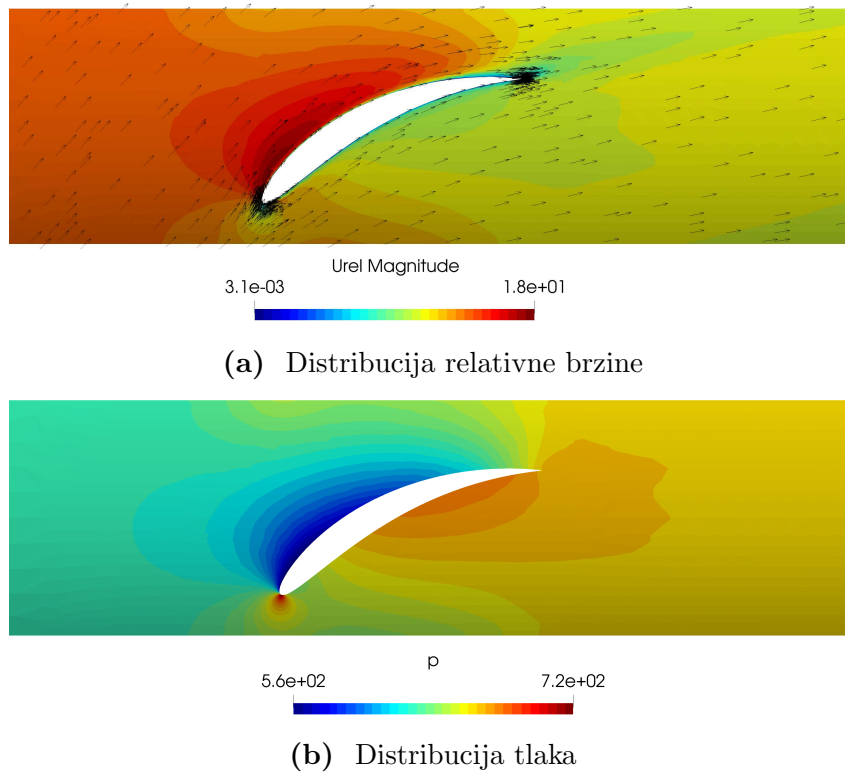
Tablica 4.4

Rubni uvjeti turbulentnih veličina na rubnim plohama domene

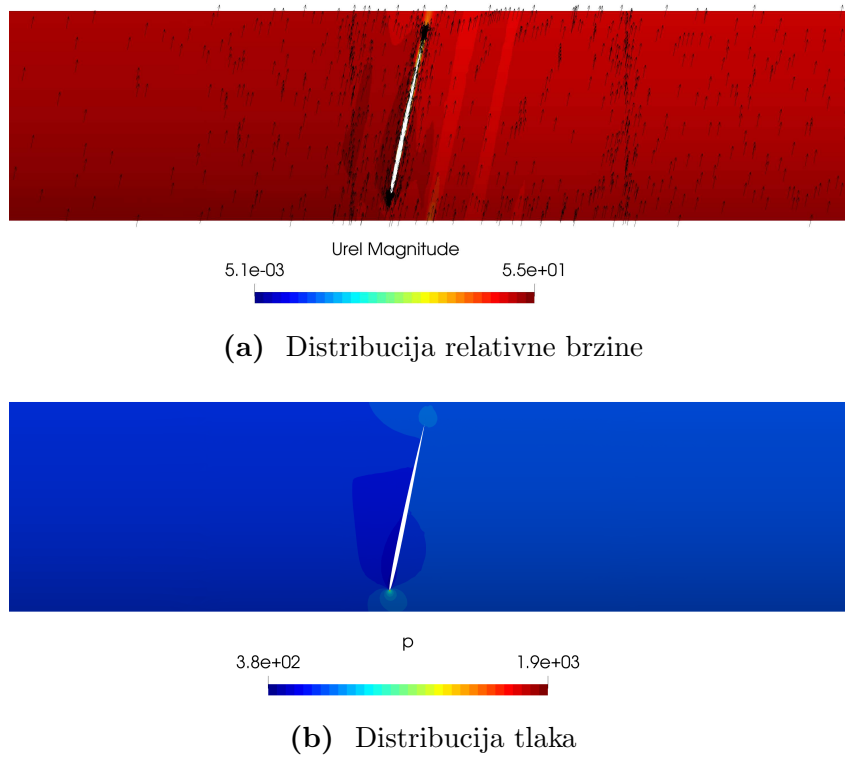
Rubna ploha	k	ω	ν_τ
inlet	fixedValue	fixedValue	calculated
outlet	freestream	freestream	calculated
blade	fixedValue	omegaWallFunction	nutUBlendedWallFunction
walls	slip	slip	slip
mrf_periodic_1	cyclicAMI	cyclicAMI	cyclicAMI
mrf_periodic_2	cyclicAMI	cyclicAMI	cyclicAMI
in_periodic_1	cyclicAMI	cyclicAMI	cyclicAMI
in_periodic_2	cyclicAMI	cyclicAMI	cyclicAMI
out_periodic_1	cyclicAMI	cyclicAMI	cyclicAMI
out_periodic_2	cyclicAMI	cyclicAMI	cyclicAMI

onih dobivenih dvodimenzionalnom analizom vrlo dobra, no postoje manja odstupanja u blizini korijena i vrha lopatice.

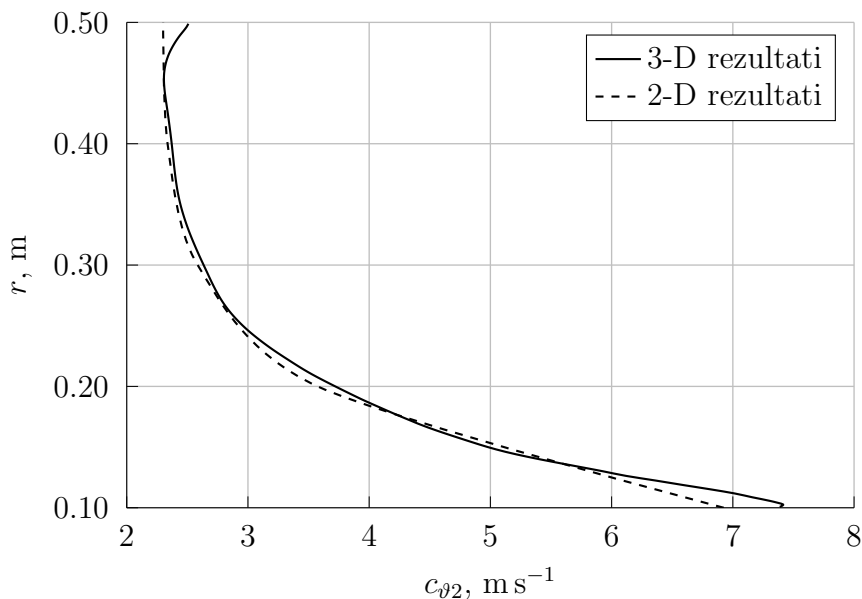
Na slici 4.14 dan je usporedni prikaz prirasta statičkog tlaka dobiven na kraju procesa oblikovanja geometrije lopatice i vrijednosti dobivenih iz trodimenzionalnih rezultata. Ovdje su vidljiva veća odstupanja od rezultata dobivenih analizom strujanja u ravninskoj



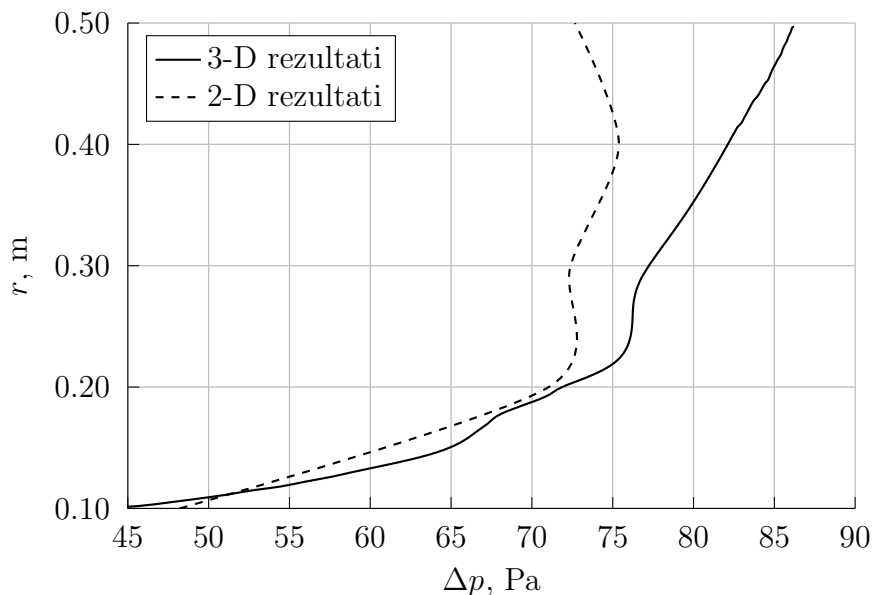
Slika 4.11. Distribucije relativne brzine i tlaka u korijenu lopatice



Slika 4.12. Distribucije relativne brzine i tlaka pri vrhu lopatice



Slika 4.13. Usporedba distribucije tangencijalne brzine na izlaznom presjeku rotora

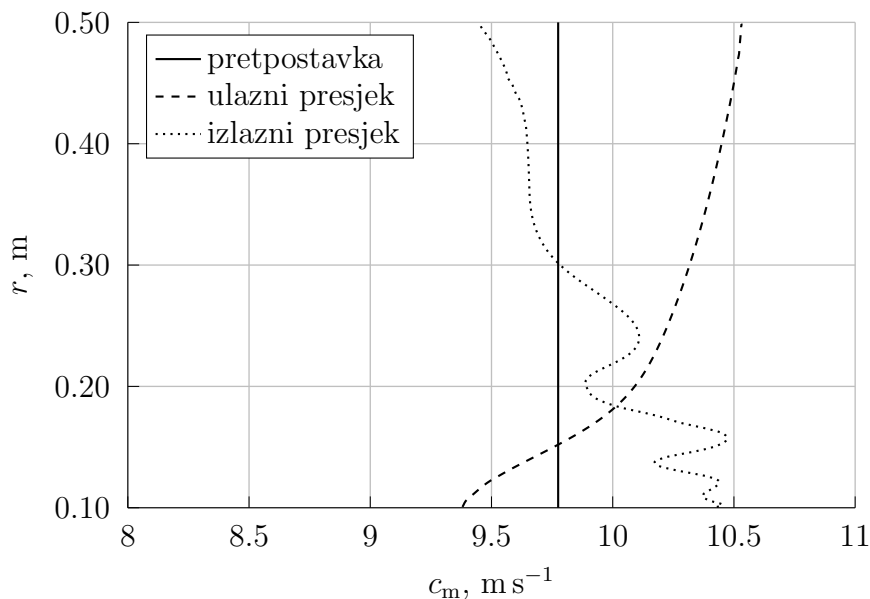


Slika 4.14. Usporedba distribucije prirasta statičkog tlaka na izlaznom presjeku rotora

rešetci, posebno na višim radijusima lopatice.

Slika 4.15 prikazuje distribucije aksijalne komponente apsolutne brzine na ulaznom i izlaznom presjeku rotora zajedno s konstantnom distribucijom pretpostavljenom tokom analize strujanja u ravninskoj rešetci. Vidljivo je da postoje određena odstupanja od pretpostavljene distribucije kako na ulaznom tako i na izlaznom presjeku rotora. U blizini korijena lopatice tok ubrzava u aksijalnom smjeru dok pri višim radijusima usporava. Ovo objašnjava nešto niži prirast statičkog tlaka u korijenu i viši prirast tlaka na višim radijusima lopatice vidljiv na slici 4.14.

U tablici 4.5 dane su osrednjene vrijednosti radnih parametara ventilatora. Osrednja-



Slika 4.15. Usporedba pretpostavljene i realne distribucije aksijalne komponente apsolutne brzine na izlaznom presjeku rotora

Tablica 4.5

Osrednjene vrijednosti radnih parametara ventilatora

Parametar	Oznaka	Jedinica	Vrijednost
Razlika statičkog tlaka	Δp	Pa	72.6417
Razlika zaustavnog tlaka	Δp_{tot}	Pa	77.1651
Tangencijalna brzina	$c_{\vartheta 2}$	m s^{-1}	2.6532
Moment torzije	M	Nm	0.9928
Učinkovitost	η	–	0.7123

vanje je provedeno na ulaznom odnosno izlaznom presjeku rotora. Usporedbom rezultata iz tablice 4.5 i težinski osrednjenih rezultata na kraju konstrukcijskog procesa danim u tablici 4.2 može se zaključiti da je podudarnost integralnih vrijednosti vrlo dobra iako postoje određena odstupanja u distribucijama prirasta statičkog tlaka i aksijalne komponente apsolutne brzine. S rezultatima danim u tablici 4.5 može se izračunati učinkovitost lopatice prema sljedećem izrazu:

$$\eta = \frac{Q \Delta p_{\text{tot}}}{M \omega} = 0.7123 \quad (4.2)$$

što je nešto niža vrijednost nego ona dobivena konstrukcijskim postupkom.

Poglavlje 5

Zaključak

U sklopu diplomskog rada izrađen je računalni program **turbo** koji omogućava oblikovanje rotorskih lopatica aksijalnih ventilatora primjenom numeričke simulacije strujanja. Unutar programa su implementirani moduli za generiranje geometrije, provođenje računalnih simulacija strujanja kroz ravninsku rešetku ventilatora te modul za provođenje iterativnog postupka oblikovanja geometrije lopatice na temelju rezultata numeričke simulacije. U računalnom programu **turbo** integriran je programski paket OpenFOAM za provođenje simulacija strujanja te računalni program Gmsh za definiranje geometrije lopatice i diskretizaciju prostorne domene strujanja.

Primjenom izrađenog računalnog programa oblikovana je rotorska lopatica aksijalnog ventilatora uz pretpostavku slobodnog vrtloga. Radi provjere je provedena simulacija trodimenzionalnog strujanja zraka kroz rotor korištenjem računalnog programa OpenFOAM primjenom metode pokretnog koordinatnog sustava. Na osnovu rezultata simulacije može se zaključiti da dobiveni rotor aksijalnog ventilatora ima nešto nižu iskoristivost od prethodno pretpostavljene.

Mogući razlozi odstupanja leže u pojednostavljenjima analitičkog modela prema kojem se propisuju radni parametri koje konstrukcijski algoritam treba zadovoljiti te u pretpostavci dvodimenzionalnog strujanja koja je korištena tijekom procesa oblikovanja geometrije lopatice.

Izrađeni računalni program moguće je nadograditi primjenom proširenih analitičkih modela te dodavanjem novih funkcionalnosti u izvornom kodu. Također je moguće provesti rigorozniju provjeru konstrukcije primjenom rotirajuće mreže kontrolnih volumena.

Literatura

- [1] M. G. Beiler i T. H. Carolus. Computation and measurement of the flow in axial flow fans with skewed blades. *Journal of Turbomachinery*, 121(1):59–66, siječanj 1999. DOI: 10.1115/1.2841234.
- [2] F. Bertagnolio, N. Sørensen, J. Johansen i P. Fuglsang. *Wind turbine airfoil catalogue*, broj 1280(EN) u seriji Denmark. Forskningscenter Risoe. Risoe-R. 2001. ISBN: 87-550-2910-8.
- [3] P. Buchwald, D. M. Vogt, J. Grilliat, W. Laufer, M. B. Schmitz, A. Lucius i M. Schneider. Aeroacoustic analysis of low-speed axial fans with different rotational speeds in the design point. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 140(5), 2018. DOI: 10.1115/1.4038122.
- [4] A. D. S. Carter. The Low Speed Performance of Related Aerofoils in Cascade. Technical report NGTE-R55, National Gas Turbine Establishment, studeni 1949.
- [5] T. Cebeci. *Turbulence Models and Their Application. Efficient Numerical Methods with Computer Programs*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1. izdanje, 2004. ISBN: 9783540402886.
- [6] CMake. URL: <https://cmake.org> (pogledano 5. 7. 2020.).
- [7] S. L. Dixon i C. A. Hall. *Fluid dynamics and thermodynamics of turbomachinery*. Butterworth-Heinemann, 7. izdanje, 2014. ISBN: 978-0-12-415954-9. DOI: 10.1016/C2011-0-05059-7.
- [8] J. Ferziger i M. Peric. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer Berlin Heidelberg, 2001. ISBN: 9783540420743.
- [9] C. Geuzaine i J.-F. Remacle. Gmsh: a 3-D finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 79(11):1309–1331, 2009. DOI: 10.1002/nme.2579.
- [10] A. R. Howell. Fluid dynamics of axial compressors. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 153(1):441–452, 1945. DOI: 10.1243/PIME_PROC_1945_153_049_02.

- [11] C. L. Ladson, C. W. B. Jr., A. S. Hill i D. W. Sproles. Computer Program to Obtain Ordinates for NACA Airfoils. Technical report NASA TM-4741, NASA Langley Research Center, Hampton, VA, United States, prosinac 1996.
- [12] A. B. McKenzie. The design of axial compressor blading based on tests of a low speed compressor. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 194(1):103–111, 1980. DOI: 10.1243/PIME_PROC_1980_194_013_02.
- [13] F. R. Menter, M. Kuntz i R. Langtry. *Ten years of industrial experience with the SST turbulence model*. K. Hanjalic, Y. Nagano i M. Tummers, urednici. Begell House, Inc., 2003.
- [14] F. R. Menter. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AAIA Journal*, 32(8):1598–1605, 1994. DOI: 10.2514/3.12159.
- [15] F. R. Menter i T. Esch. Elements of industrial heat transfer predictions. Proceedings of the 16th Brazilian Congress of Mechanical Engineering (26.–30. studenoga 2001.), sv. 20, stranice 117–127, Uberlandia, Brazil. Invited Lecture.
- [16] P. Milović. turbo source code. 2020. URL: <https://github.com/Milover/turbo> (pogledano 7. 7. 2020.).
- [17] H. Sobieczky. Parametric airfoils and wings. G. S. Dulikravich i K. Fujii, urednici, *Recent development of aerodynamic design methodologies*, sv. 65 iz serije *Notes on numerical fluid mechanics*, stranice 71–78. Vieweg+Teubner Verlag, 1978. DOI: 10.1007/978-3-322-89952-1_4.
- [18] H. Versteeg i W. Malalasekera. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics. The Finite Volume Method*. Pearson Education Limited, 2007. ISBN: 9780131274983.
- [19] H. G. Weller, G. Tabor, H. Jasak i C. Fureby. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object-oriented techniques. *Computers in Physics*, 12(6), 1998. DOI: 10.1063/1.168744.
- [20] D. C. Wilcox. *Turbulence modeling for CFD*. DCW Industries, 3. izdanje, 2006. ISBN: 9781928729082.