

Utjecaj pojave leda na aerodinamičke karakteristike profila

Petrovčić, Matija

Undergraduate thesis / Završni rad

2011

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:235:596909>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-15**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Matija Petrovčić

ZAGREB, 2011.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

UTJECAJ POJAVE LEDA NA AERODINAMIČKE
KARAKTERISTIKE PROFILA

Voditelj rada:

doc. dr. sc. Milan Vrdoljak

Matija Petrovčić

ZAGREB, 2011.

— *Ovdje umetni tekst zadatka za završni rad!* —

Zahvaljujem Dr.sc. Frani Majiću za pomoć pri korištenju programa Fluent te interpretaciji dobivenih rezultata. Također zahvaljujem se doc. Dr. sc. Milan Vrdoljaku za pomoć oko programa Latex.

Izjava

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno, koristeći se navedenom literaturom te vlastitim stečenim znanjem za vrijeme studija na Fakultetu strojarstva i brodogradnje, smjer Zrakoplovstvo.

Zagreb, 2011.

Matija Petrovčić

Sadržaj

Sažetak	vi
Popis slika	vii
Popis tablica	ix
Popis oznaka	x
1. Uvod	1
2. Uvjeti strujanja fluida i izrada mreže	3
2.1. Uvjeti strujanja fluida	3
2.2. Izrada mreže	5
3. Test konvergencije mreže	12
4. Analiza aeroprofila bez naslaga leda	15
5. Analiza aeroprofila s naslagom leda	26
6. Zaključak	38
Literatura	40

Sažetak

U ovom radu provedena je analiza profila NACA-23012 metodama računalne dinamike fluida, a u programu Fluent. Analizirano je strujanje oko aeroprofila bez naslage leda i s naslagom leda. Analiza je provedena pri vrijednosti Mahova broja od 0.18, Reynoldsovog broja od $1.8 * 10^6$ te korištenjem modela turbulencije $k - \varepsilon$. Dobiveni rezultati za koeficijente tlaka, sile uzgona i momenta propinjanja uspoređeni su sa eksperimentalnim mjerenjima provedenim u aerotunelu. U svrhu provedbe analize napravljena je adekvatna mrežu u programu Gambit. Promatrana je jedna geometrija leda prema dostupnim podacima iz [1] za koju je blo najviše eksperimentalnih podataka. S obzirom na dobivene rezultate oni se poklapaju u dobroj mjeri za vrijednosti koeficijenta sile uzgona do točke sloma uzgona; što se tiče numeričkih rezultata za moment propinjanja oni su slični sa eksperimentalnim uz određena odstupanja.

Popis slika

2.1	Granice mreže	5
2.2	Pravokutna mreža uz konturu aeroprofila	7
2.3	Srednje gruba mreža udaljena od 0,1 do 3 tetive od profila	7
2.4	Najgrublja mreža udaljena od 3 do 100 tetiva od profila	8
2.5	Trokutasta mreža oko napadnog brida aeroprofila s ledom	9
2.6	Uvećani detalj trokutaste mreže oko napadnog brida aeroprofila s ledom .	10
2.7	Naslaga leda na profilu	11
3.1	Ovisnost broja iteracija o gustoći mreže	13
4.1	Usporedba koeficijenta momenta C_m	17
4.2	Usporedba koeficijenta sile uzgona C_l	18
4.3	Raspored koeficijenta tlaka C_p pri napadnom kutu od $11,4^\circ$	19
4.4	Konvergencija parametara pri 5°	20
4.5	Raspored tlaka oko aeroprofila pri 5°	21
4.6	Raspored tlaka oko aeroprofila pri 15°	21
4.7	Raspored brzine oko aeroprofila pri 5°	22
4.8	Raspored brzine oko aeroprofila pri 15°	23
4.9	Raspored brzine oko aeroprofila pri 19°	24
4.10	Intenzitet turbulencije oko aeroprofila pri $5^\circ, 15^\circ$ i 19°	25
5.1	Geometrija leda na napadnom bridu aeroprofila	27
5.2	Usporedba koeficijenta momenta C_m za slučaj s naslagom leda	29

5.3	Usporedba koeficijenta sile uzgona C_l za slučaj s naslagom leda	30
5.4	Raspored koeficijenta tlaka C_p pri napadnm kutu od $11,4^\circ$ za slučaj s naslagom leda	31
5.5	Usporedba koeficijenta momenta C_m za slučaj bez naslage leda i s naslagom leda	32
5.6	Usporedba koeficijenta sile uzgona C_l za slučaj bez naslage leda i s naslagom leda	33
5.7	Raspored brzine oko aeroprofila s naslagom leda pri 5°	34
5.8	Raspored brzine oko aeroprofila s naslagom leda pri 15°	34
5.9	Raspored tlaka oko aeroprofila s naslagom leda pri 5°	35
5.10	Raspored tlaka oko aeroprofila s naslagom leda pri 15°	35
5.11	Intenzitet turbulencije oko aeroprofila s naslagom leda pri 5°	37
5.12	Intenzitet turbulencije oko aeroprofila s naslagom leda pri 15°	37

Popis tablica

2.1	Dobiveni podaci iz funkcije	4
3.1	Rezultati testiranja mreža	12
4.1	Rezultati analize aeroprofila bez naslage leda	16
5.1	Rezultati analize aeroprofila s naslagom leda	28

Popis oznaka

κ	izentropski eksponent	3
μ	dinamička viskoznost [Pas]	3
ρ	gustoća [kg/m ³]	3
a	brzina zvuka [m/s]	3
c	duljina tetive, [m]	3
C_l	koefficient sile uzgona	12
C_m	koefficient momenta propinjanja	12
C_p	koefficient tlaka	19
M	Mahov broj	3
R	plinska konstanta [J/(kgK)]	3
Re	Reynoldsov broj	3
T	termodinamička temperatura [K]	3
V	brzina slobodne struje [m/s]	3

1 | Uvod

Led u velikoj mjeri može biti utjecajan čimbenik na koji treba obratiti pažnju prilikom leta zrakoplovom, ovisno o geografskoj širini, dobu godine te visini leta. Pri letu zrakoplova u uvjetima zaleđivanja može doći do formiranja leda na samom zrakoplovu, prvenstveno na nosu zrakoplova i napadnom rubu krila. Naravno, to nije problem za zrakoplove koji imaju uređaje za "de-icing", odnosno "anti-icing", uz uvjet da su navedeni uređaji potpuno ispravni. Zrakoplovima koji nemaju spomenute uređaje zabranjeno je letenje u uvjetima zaleđivanja. No, što će se dogoditi zrakoplovu koji se slučajno nađe u uvjetima zaleđivanja, na primjer, zbog nagle promjene vremena, spuštanja granice smrzavanja tijekom leta ili pak neispravnosti uređaja za "de-icing", odnosno "anti-icing"? U ovom završnom radu analizirat ću aerodinamičke koeficijente tlaka, sile uzgona i moment propinjanja. Analizu ću provesti na aeroprofilu NACA-23012, za napadne kutove od -2° do 20° . Dani aeroprofil NACA-23012 analiziran je pri dva uvjeta strujanja - bez i sa naslagama leda. Ova analiza usporedna je eksperimentalnoj analizi provedenoj od strane stručnjaka iz NASA-e na koji su na istom aeroprofilu analizirali problem promjene aerodinamičkih koeficijenata uslijed stvaranja leda na krilu zrakoplova. Za razliku od njihove eksperimentalne analize, ova je analiza numerička, napravljena metodom računalne dinamike fluida [2] programom Fluent verzije 6.3.26 (za predprocesor je korišten program Gambit verzije 2.4.6 u kojem je napravljena mreža za oba aeroprofila).

Stvaranje leda na krilu zrakoplova dovodi do značajnog utjecaja na aerodinamiku zrakoplova što može dovesti do njegovog pada. Utjecaj leda na aerodinamičke koeficijente, kako aeroprofila, tako i krila i same letjelice, proporcijalan je količini leda koja je na danom krilu zrakoplova. U ovom radu neće se ulaziti u detalje vezane za kritičnu

količinu leda na krilu koja može dovesti do pada zrakoplova, već će se fokusirati na detaljniju analizu utjecaja "naoko" male količine leda na napadnom bridu i oko napadnog brida aeroprofila. Sama geometrija leda na aeroprofilu preuzeta je iz [1], a ključan faktor za njezin odabir je oblik leda za koji postoji najpsežnija količina eksperimentalnih podataka iz aerotunela, što ću detaljnije elaborirati u poglavlju analize aeroprofila s ledom. Ta odabrana forma leda na aeroprofilu je karakteristična za zrakoplov koji nema sustav zaštite od leda i prema [1] njezin je naziv za eksperimentalnu analizu ED730. Prvi korak u ovom radu bit će odrediti uvjete strujanja (Reynoldsov broj, gustoću, temperaturu...) tako da odgovaraju uvjetima strujanja u analizi aeroprofila u aerotunelu. Sljedeći korak odnosit će se na izradu mreže oko aeroprofila bez leda. Da bi se dobila optimalna mreža, odnosno mreža najpogodnija za ovu analizu, napraviti ću test konvergencije mreže te zatim analizirati aeroprofil bez naslaga leda za napadne kuteve od -2 do 20 stupnjeva. Uz pomoć dobivene geometriju leda i uz manje preinake mreže modela bez leda, napraviti će se analiza aeroprofila s ledom. Analize dobivenih rezultata i njihovu usporedbu s eksperimentalnim podacima poredat će se kronološki prema dobivenim rezultatima iz numeričkih analiza.

2 | Uvjeti strujanja fluida i izrada mreže

2.1. Uvjeti strujanja fluida

S obzirom da želimo usporediti eksperimentalne rezultate dobivene iz aerotunela i rezultate koje ćemo dobiti numeričkom analizom aeroprofila u programu Fluent, uvjeti strujanja oko aeroprofila moraju biti isti kao i u aerotunelu. Polazna točka za definiciju tih uvjeta su vrijednosti Reynoldsovog i Mahovog broja pri kojima su izvršena eksperimentalna ispitivanja. Vrijednost Reynoldsovog broja je 1 800 000; a Mahovog 0,18. Da bi se zadovoljili kriteriji sličnosti, u obzir se mora uzeti da su vrijednosti Reynoldsovog i Mahovog broja u oba ispitivanja iste.

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (2.1)$$

$$M = \frac{V}{\sqrt{\kappa RT}} = \frac{V}{a} \quad (2.2)$$

Dužina tetive aeroprofila je jedinične vrijednosti ($c=1$). Treba uočiti i da je dinamička viskoznost zraka μ funkcija temperature zraka. Ako iz jednadžbe 2.2 izrazimo V i uvrstimo u jednadžbu 2.1, dobijemo:

$$Re = \frac{\rho Mac}{\mu} \quad (2.3)$$

Sređivanjem jednadžbe dobijemo izraz za kinetičku viskoznost:

$$\mu = \frac{\rho Mac}{Re} \quad (2.4)$$

Da bi dobili vrijednosti na desnoj strani jednadžbe, koristi se funkcija `iso.m`,¹ napisanu u programu Matlab. Vrijednost dinamičke viskoznosti μ odnosi se na funkciju temperature, a njezinu vrijednost izračunao sam iz dobivene temperature za određenu vrijednost visine prema [4]. Iterativnom procedurom dobije se vrijednost visine tako da se izjednači lijeva i desna strana jednadžbe 2.4 te time završi postupak iteracije. Tražena visina, pri kojoj su zadovoljeni uvjeti Reynoldsovog i Mahovog broja te s obzirom da je tetiva $c=1$, iznosi 8450m. Ostale dobivene vrijednosti iz funkcije `iso.m` s obzirom na visinu prikazane su u tablici 2.1.

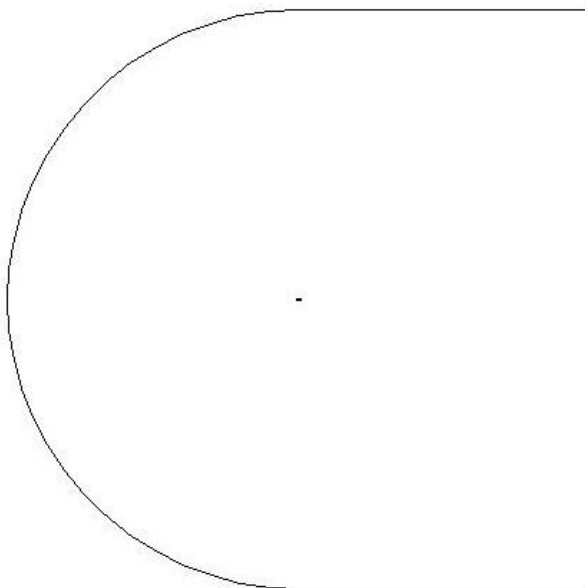
Tablica 2.1: Dobiveni podaci iz funkcije

Temperatura	233,2 <i>K</i>
Gustoća	0,498 <i>kg/m³</i>
Brzina zvuka	306,2 <i>m/s</i>
Tlak	3333,7 <i>Pa</i>
Brzina	55 <i>m/s</i>

Na ovaj način dobili su se gotovo svi potrebni podaci za definiciju uvjeta strujanja, osim brzine V koja se izračunala iz formule 2.2.

Točke aeroprofila dobiju se iz baze profila. Dani aeroprofil sastoji se od 98 točaka za gornjaku i 98 točaka za donjaku aeroprofila. Navedene točke učitane su u program Gambit verzije 2.4.6. te prema njima napravjene su krivulje koje čine zatvorenu konturu aeroprofila. Nakon toga, određena je granica mreže čija je udaljenost od aeroprofila za vrijednost 100 tetiva.

¹Funkcija `iso.m` računa vrijednosti temperature (T), gustoće zraka ρ , tlaka zraka (p) i brzine zvuka (a) za ulaznu vrijednost visine prema standardnoj ISO atmosferi [3]



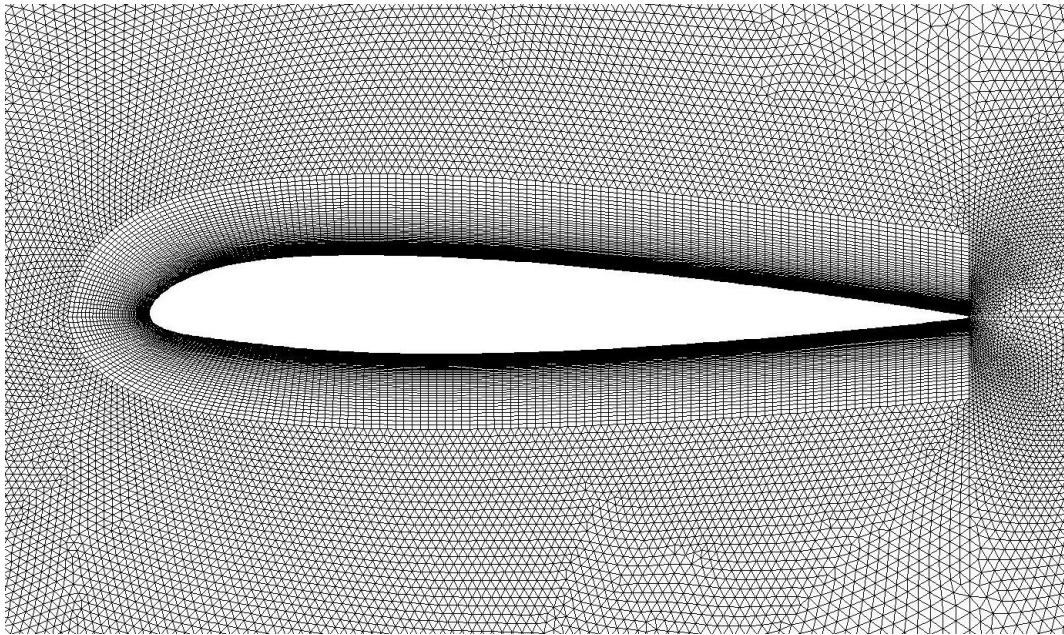
Slika 2.1: Granice mreže

2.2. Izrada mreže

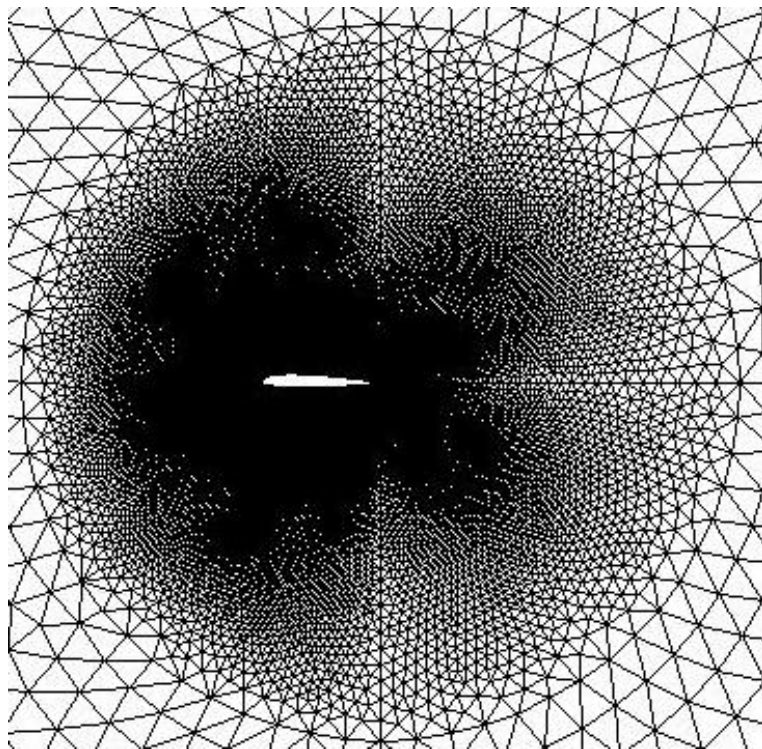
U sljedećem korak odnosio se na samo stvaranjem mreže. Počeo sam od konture aeroprofila uz koju je najvažnije imati što sitniju mrežu. Područje od konture aeroprofila do udaljenosti od te konture za vrijednost od 0.1 dužine tetive sastoji se od pravokutne mreže što je prikazano na slici 2.2. Ova fina pravokutna mreža napravljena je u skladu s [5]. Pritom je mijenjana visina prvog pravokutnog elementa uz aeroprofil, što je detaljnije opisano u idućem poglavlju. Vrlo je važno postojanje što finije mreže na mjestima gdje dolazi do velikih promjena u brzinama strujanja. Isto tako, fina mreža potrebna je i na mjestima gdje se očekuje nastanak turbulencija, pogotovo pri većim napadnim kutevima aeroprofila i uz nepravilnu geometriju (na primjer, led 2.7) što može dovesti do poremećaja u strujanju i potaknuti prijelaz laminarnog u turbulentno. Što se više udaljavamo od aeroprofila, njegov utjecaj na strujanja zraka se smanjuje te fina mreža više nije potrebna. U sljedećem koraku napravio sam grublju mrežu čije se područje prostire od fine mreže pa sve do udaljenosti od 3 tetive od aeroprofila. Stvaranjem nešto grublje mreže (prije one najgrublje) jednostavnije je kontrolirati povećanje veličine samog elementa mreže. S obzirom da je srednje gruba i najgrublja mreža napravljena od trokutnih elemenata, cilj je bio stvoriti što manje malih elemenata daleko od aeroprofila.

Rubni elementi najgrublje mreže su relativno veliki u odnosu na tetiv aeroprofila, no i utjecaj aeroprofila na strujanje je zanemariv. Ukoliko bi i na ovom mjestu postojala fina mreža, rezultat ne bi bio precizniji, nego bismo povećali broj elemenata i tako produžili vrijeme izračuna. Slika 2.4 prikazuje najgrublju mrežu oko aeroprofila.

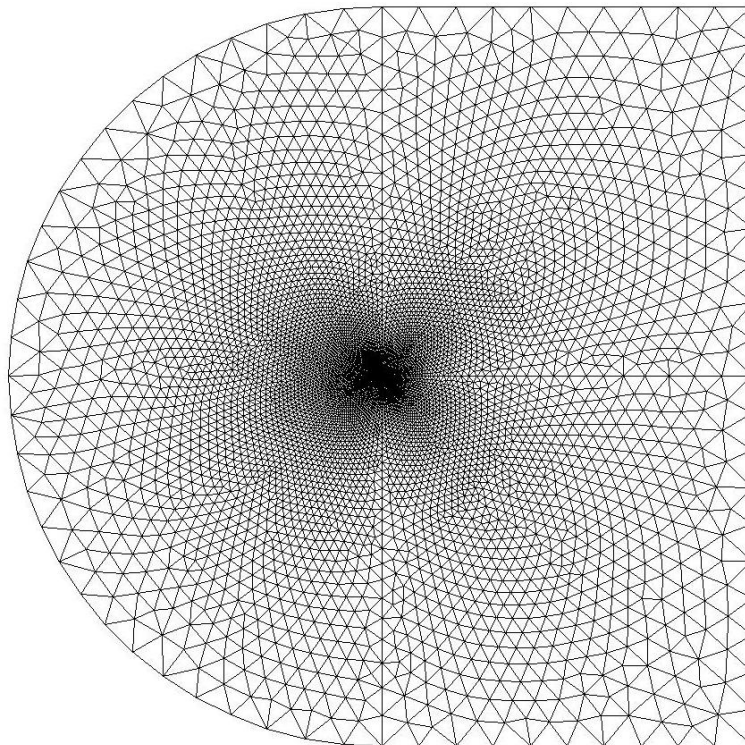
Ovaj način izvedbe mreže vrijedi samo za aeroprofil bez naslage leda. U slučaju aeroprofila s naslagom leda potrebno je napraviti modifikaciju fine mreže, odnosno promijeniti područje oko napadnog brida. S obzirom da na napadnom bridu postoji naslaga leda koja je vrlo nepravilne geometrije i sastoji se od mnogo sitnih prelomljenih linija, njen prikaz pomoću pravokutne mreže ne bi bio netočan, ali bi bio teže izvediv. Iz tog razloga na području oko napadnog brida koristi se trokutasta mreža na koju se nastavlja pravokutna mreža identična onoj iz analize aeroprofila bez naslage leda. Vidi sliku 2.5.



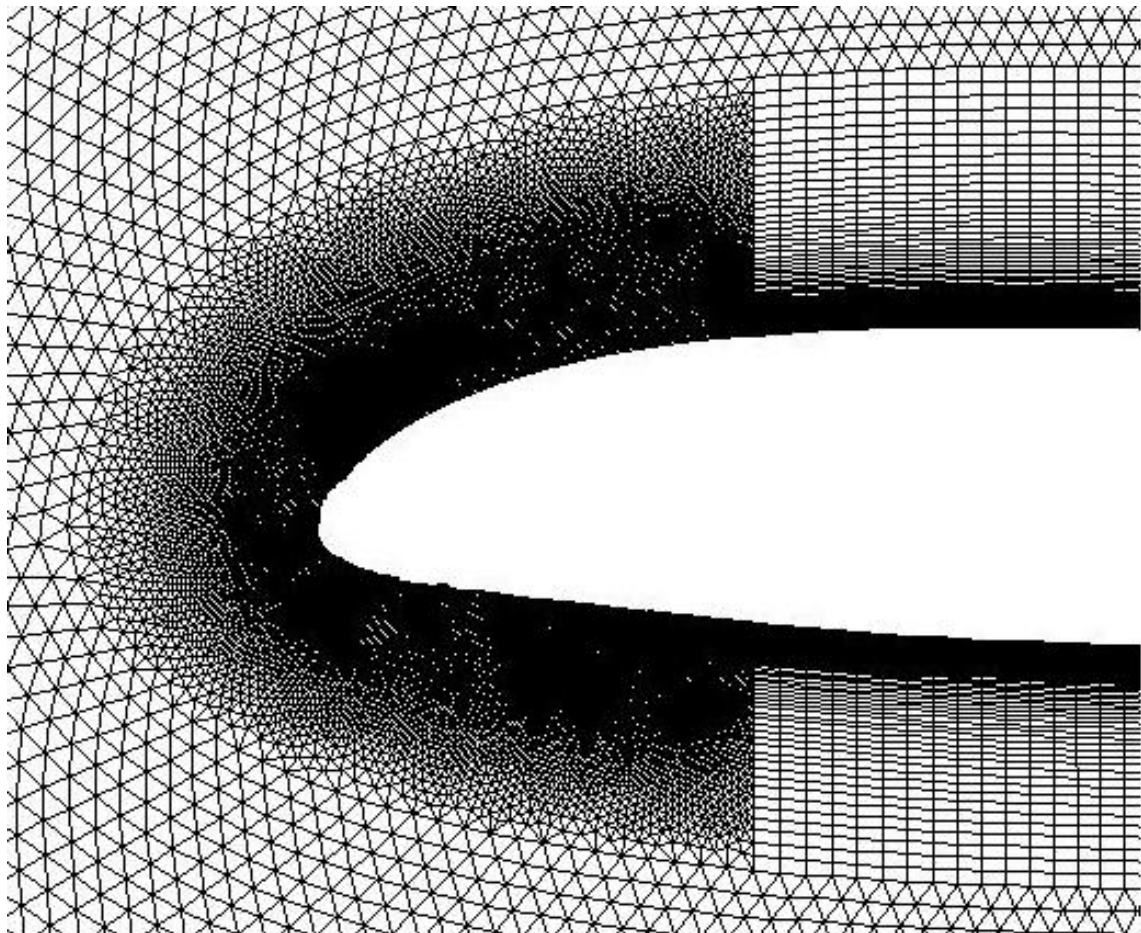
Slika 2.2: Pravokutna mreža uz konturu aeroprofila



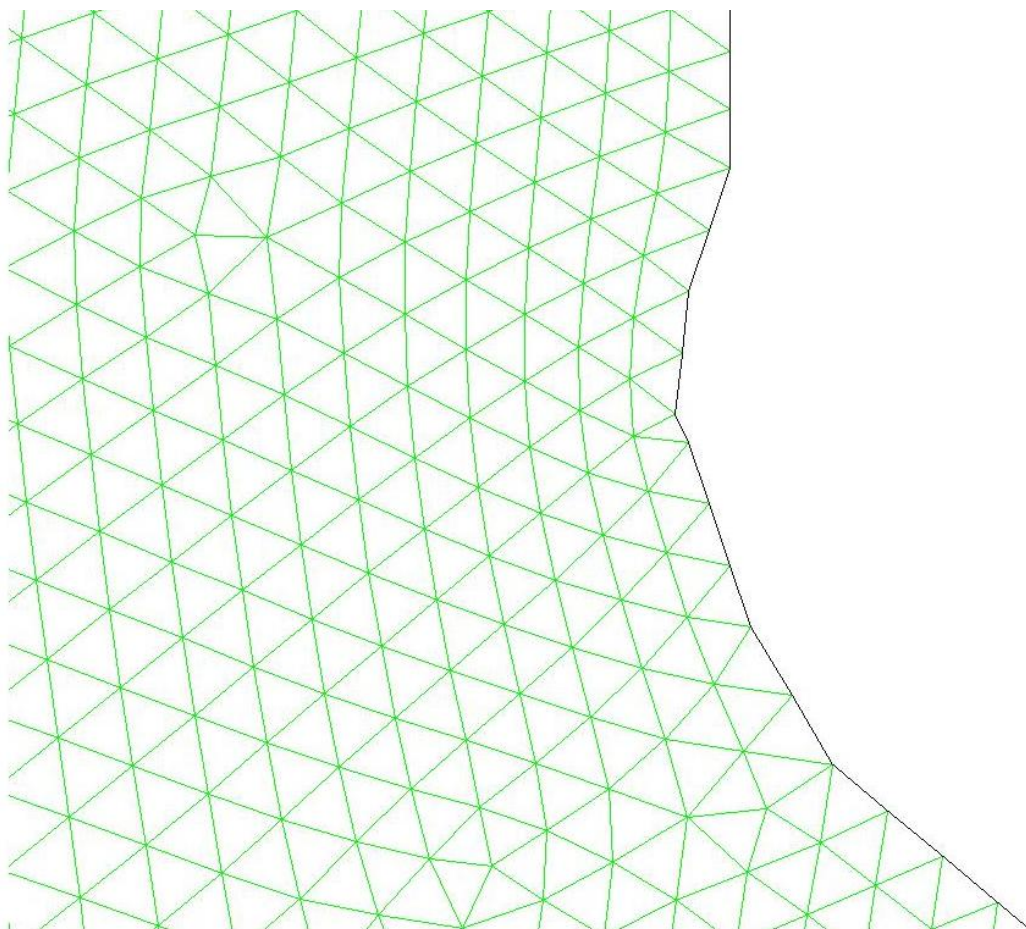
Slika 2.3: Srednje gruba mreža udaljena od 0,1 do 3 tetive od profila



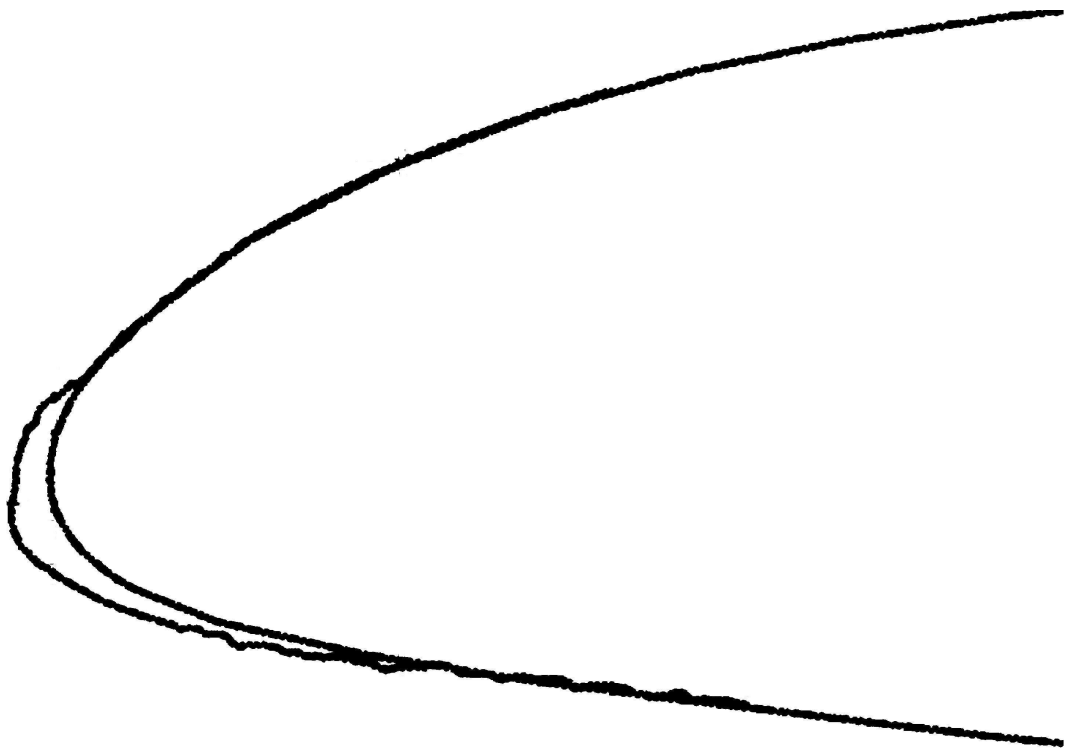
Slika 2.4: Najgrublja mreža udaljena od 3 do 100 tetiva od profila



Slika 2.5: Trokutasta mreža oko napadnog brida aeroprofila s ledom



Slika 2.6: Uvećani detalj trokutaste mreže oko napadnog brida aeroprofila s ledom



Slika 2.7: Naslaga leda na profilu

3 Test konvergencije mreže

Nakon što su se dobile generalne smjernice o tome kako napraviti mrežu, precizno se odredilo koja će gustoća mreže biti najbolja za analizu. Budući da je najvažniji faktor veličina elemenata uz sam aeroprofil, mijenja se visina prvog elementa od vrijednosti 0.006 dužine tetive pa sve do 0.0001 dužine tetive te tako dolazi do promjene dobivenih rezultata i vremena potrebnog za izračun. Gustoća mreže je u velikoj mjeri kontrolirana na ovaj način. Samu analizu proveo sam koristeći model turbulencije $k - \varepsilon$, te pod postavkama ovog modela turbulencije korištene su one koje su standardne, a za napadni kut odabrao sam 4°

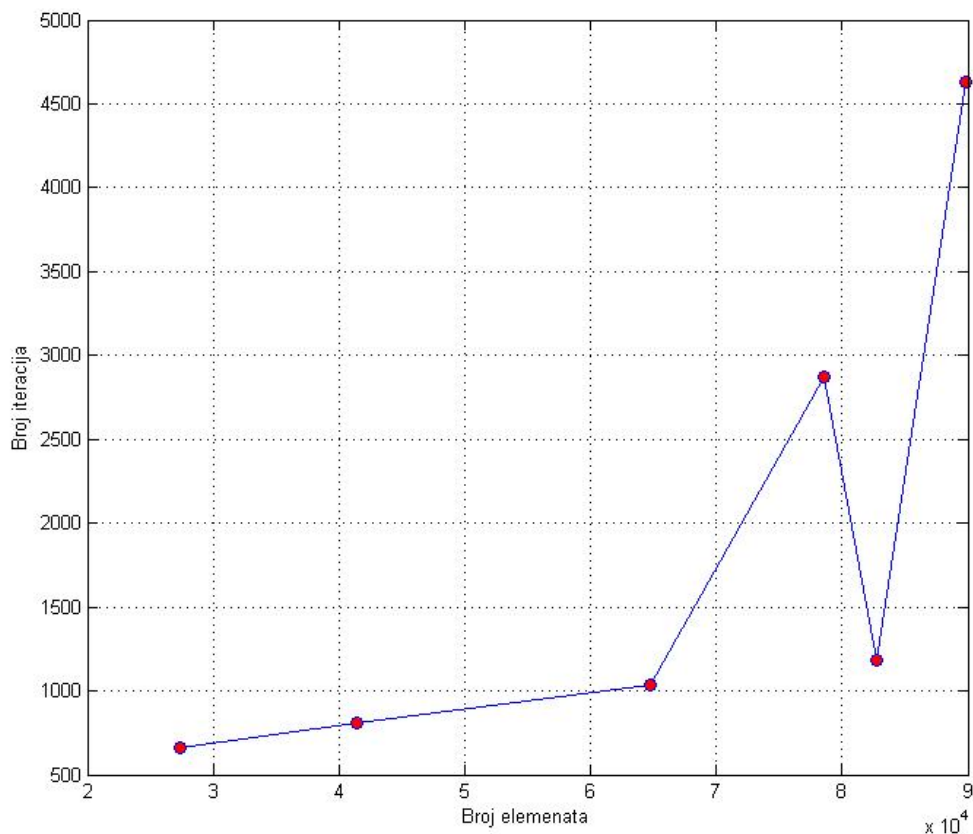
Tablica 3.1: Rezultati testiranja mreža

Mreža	Elementa	1. Element	Iteracija	C_m	C_l
Mreža1	27373	0.006c	659	$3.1478 * 10^{-3}$	$5.4075 * 10^{-1}$
Mreža2	41472	0.003c	810	$8.0859 * 10^{-3}$	$5.6647 * 10^{-1}$
Mreža3	64699	0.001c	1032	$7.7534 * 10^{-3}$	$5.6703 * 10^{-1}$
Mreža4	78595	0.0001c	2876	$5.2907 * 10^{-3}$	$5.227 * 10^{-1}$
Mreža5	82727	0.001c	1182	$5.7592 * 10^{-3}$	$5.5841 * 10^{-1}$
Mreža6	89857	0.0001c	4626	$4.9685 * 10^{-3}$	$5.5046 * 10^{-1}$

Iz tablice 3. je vidljivo da se smanjenjem veličine prvog elementa povećava broj elemenata u mreži, a u manjoj mjeri smanjuje se i njegova širina. Isto tako, ukoliko postoji više elemenata, a visina prvog elementa je manja, vidljivo je povećanje broja

iteracija potrebnih za rješenje. Između mreže5 i mreže6 može se uočiti mala razlika u broju elemenata, no broj iteracija potrebnih za rješenje je četiri puta veći. Razlika između tih dviju mreža je i u visini prvog elementa pa mogu zaključiti da je visina prvog elementa koji se nalazi uz sam aeroprofil vrlo utjecajan faktor pri analizi.

Što se tiče dobivenih rješenja, kao što su vrijednosti koeficijenata uzgona i otpora, uočljivo je da se u finijim mrežama jako malo razlikuju. Vrijednost koeficijenta momenta za najgrublju mrežu1 prilično "odskake" od ostalih pa sam zaključio da takva mreža nije pogodna za daljnju analizu. Kod ostalih mreža prisutna je manja razlika u dobivenim vrijednostima. S povećanjem finoće mreže dolazi do još manjeg odstupanja u dobivenim rezultatima, ali se povećava vrijeme potrebno za izračun.



Slika 3.1: Ovisnost broja iteracija o gustoći mreže

Na slici 3.1 vidljivo je kako dolazi do skoka broja potrebnih iteracija u dva slučaja u kojima je potrebno analizirati mrežu kod koje je visina prvog elementa najmanja.

Iako je kod mreže6 potrebno najviše vremena za analizu, ipak je korištena, prvenstveno zbog toga što će za procjenu turbulencije biti potrebna što finija mreža.

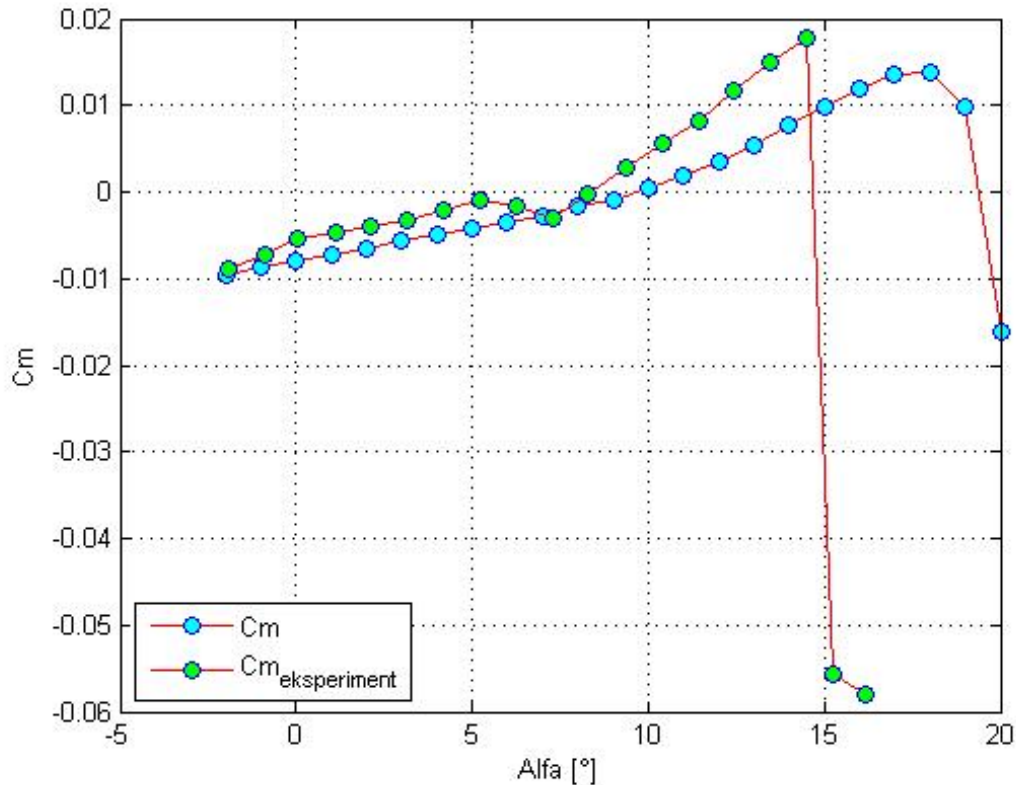
4 Analiza aeroprofila bez naslaga leda

U prethodnim poglavljima opisani su uvjeti strujanja oko aeroprofila i mreža korištena za analizu. U daljnjem dijelu rada bit će riječi o rezultatima analize aeroprofila pri napadnim kutevima od -2° do 20° . Dobiveni rezultati prikazani su u tablici 4.1. Isto tako, bit će riječi i o rezultatima za koeficijent momenta propinjanja C_m i koeficijent sile uzgona C_l koje sam, radi lakše usporedbe s vrijednostima iz eksperimentalnog ispitivanja, prikazao dijagramski.

Tablica 4.1: Rezultati analize aeroprofila bez naslage leda

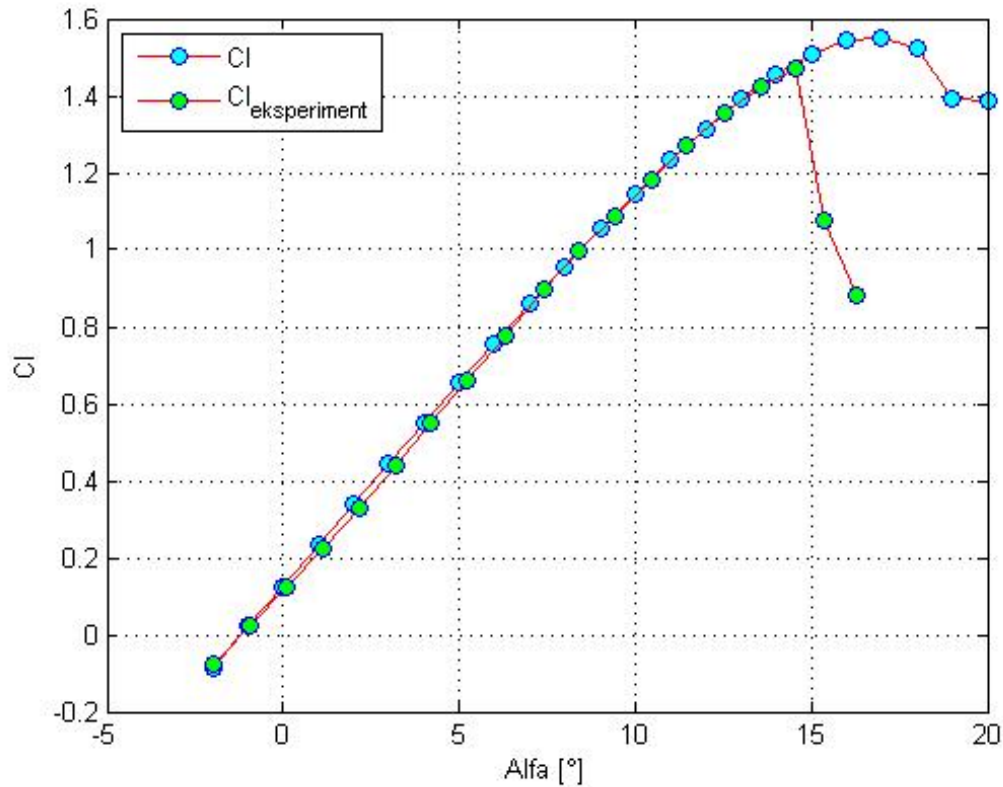
Napadni kut	Broj iteracija	C_m	C_l
-2°	5786	$9.6267 * 10^{-3}$	$-8.534 * 10^{-2}$
-1°	4001	$8.7456 * 10^{-3}$	$2.1143 * 10^{-2}$
0°	3270	$7.9168 * 10^{-3}$	$1.257 * 10^{-1}$
1°	2952	$7.1703 * 10^{-3}$	$2.3411 * 10^{-1}$
2°	2613	$6.4822 * 10^{-3}$	$3.4052 * 10^{-1}$
3°	3271	$5.6548 * 10^{-3}$	$4.4521 * 10^{-1}$
4°	4626	$4.9685 * 10^{-3}$	$5.5046 * 10^{-1}$
5°	5931	$4.2629 * 10^{-3}$	$6.5469 * 10^{-1}$
6°	5216	$3.507 * 10^{-3}$	$7.5745 * 10^{-1}$
7°	3284	$2.8445 * 10^{-3}$	$8.5987 * 10^{-1}$
8°	4140	$1.7542 * 10^{-3}$	$9.5707 * 10^{-1}$
9°	3706	$9.293 * 10^{-4}$	1.0554
10°	20000	$-3.5735 * 10^{-4}$	1.1464
11°	4663	$-1.912 * 10^{-3}$	1.2329
12°	7335	$-3.615 * 10^{-3}$	1.3142
13°	20000	$-5.3292 * 10^{-3}$	1.3903
14°	7853	$-7.6127 * 10^{-3}$	1.4536
15°	8528	$-9.7878 * 10^{-3}$	1.5066
16°	4798	$-1.1916 * 10^{-2}$	1.5435
17°	14448	$-1.366 * 10^{-2}$	1.5509
18°	20000	$-1.3831 * 10^{-2}$	1.5227
19°	17875	$-9.8858 * 10^{-3}$	1.3915
20°	20000	$1.6141 * 10^{-2}$	1.386

Dobiveni rezultati za koeficijent momenta prikazani su grafički pomoću programa Matlab (rezultati su označeni plavim točkicama), što je vidljivo na slici 4.1. Radi lakše usporedbe numeričkih i eksperimentalnih podataka, nacrtani su i rezultati dobiveni eksperimentalnom analizom u aerotunelu (označeni zelenim točkicama). Dijagram pokazuje da su vrijednosti koeficijenta momenta pri manjim napadnim kutevima približno slične.

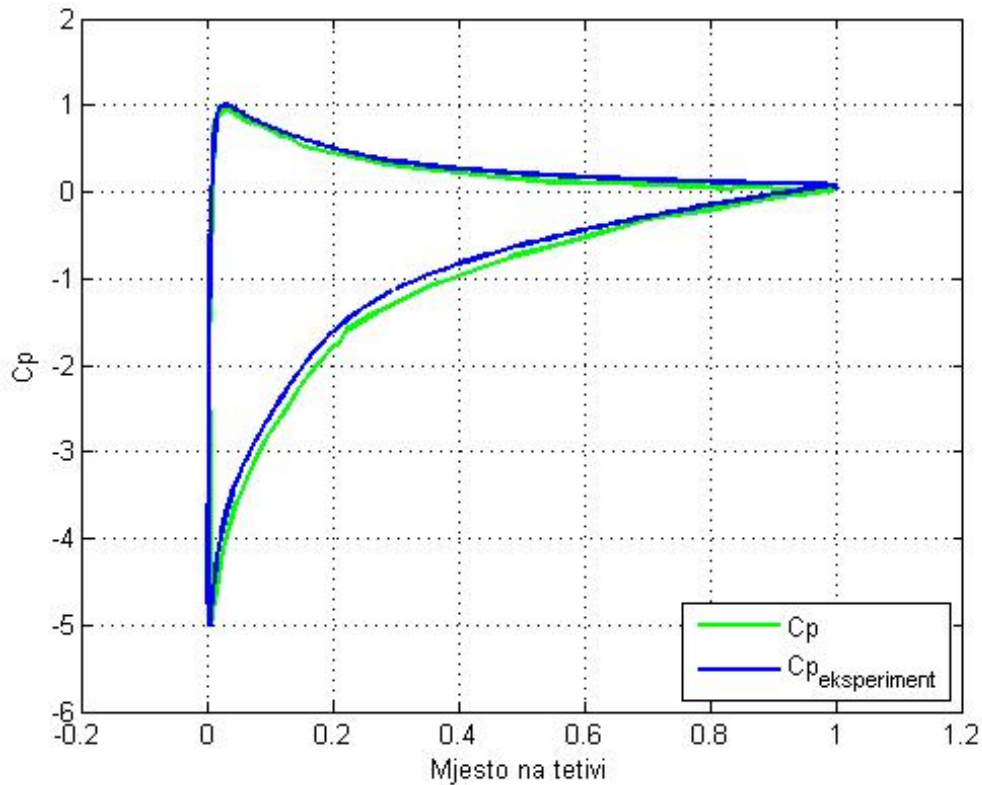
Slika 4.1: Usporedba koeficijenta momenta C_m

No, s povećanjem napadnog kuta dolazi do sve većih razlika, što je izraženije u eksperimentalnom ispitivanju (sve do napadnog kuta od oko $14,5^\circ$ pri kojem dolazi do sloma uzgona i drastičnog pada koeficijenta momenta). Za razliku od eksperimentalnih podataka, u numeričkoj se analizi vrijednost koeficijenta momenta blago povećava sve do napadnog kuta od 18° , nakon čega dolazi do njezinog blažeg, ali značajnog pada. Isto tako, oscilacije vrijednosti koeficijenta momenta pri intervalu od 5° do 8° vidljivije su u eksperimentalnoj analizi negoli numeričkoj. Mogu zaključiti da su pri malim napadnim kutevima (do 10°) rezultati dobiveni numeričkom analizom približni rezultatima dobivenim eksperimentalnom analizom, dok su kod većih napadnih kuteva nepouzdana.

Slika 4.2 prikazuje usporedbu vrijednosti koeficijenta sile uzgona za numeričku analizu u programu Fluent i eksperimentalnu analizu u aerotunelu. Vrijedi isto kao i na prethodnom dijagramu - plave točkice prikazuju numeričke podatke, a zelene eksperimentalne. Vidljivo je da se numeričke i eksperimentalne vrijednosti gotovo savršeno

Slika 4.2: Usporedba koeficijenta sile uzgona C_l

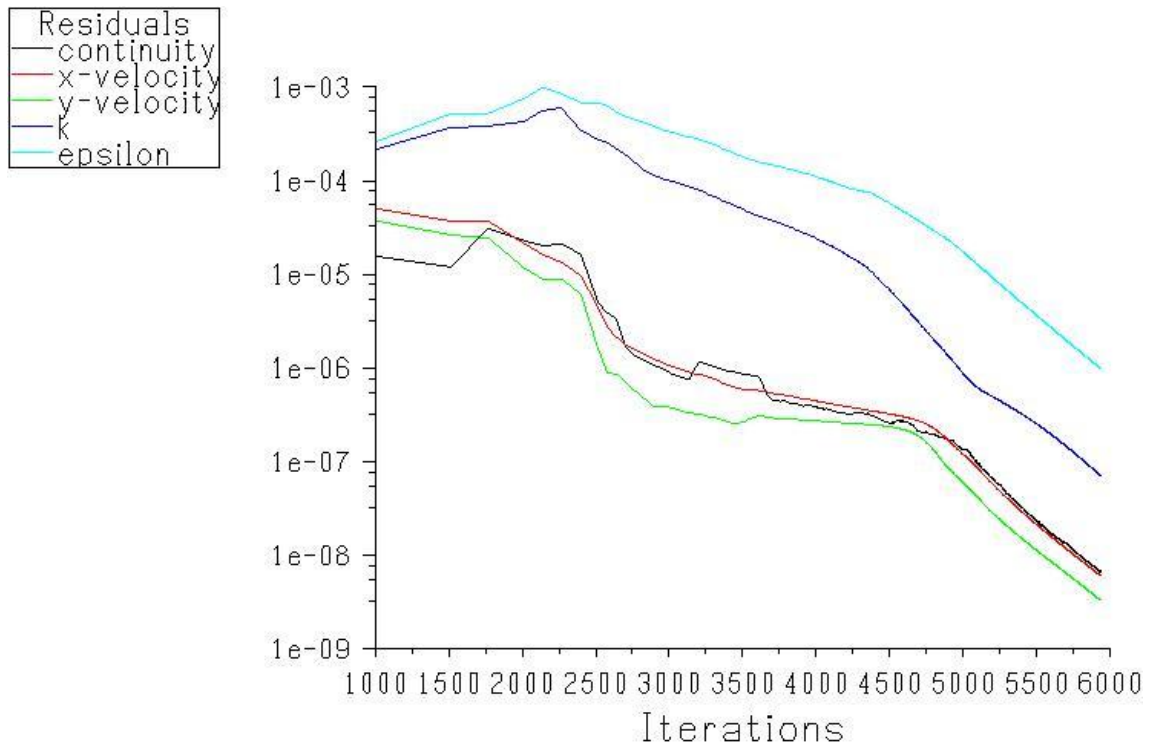
poklapaju do napadnog kuta (alfa) od 14.5° , nakon čega u eksperimentalnim podacima dolazi do sloma uzgona i pada vrijednosti koeficijenta sile uzgona, a u numeričkim do porasta koeficijenta uzgona do 17° pa daljnjeg opadanja. Za razliku od eksperimentalnih rezultata, kod numeričkih je gradijent promjene koeficijenta sile uzgona mnogo blaži i nastupa pri nešto većim napadnim kutevima (za oko $2 - 3^\circ$), što predstavlja značajnu razliku između ova dva ispitivanja.



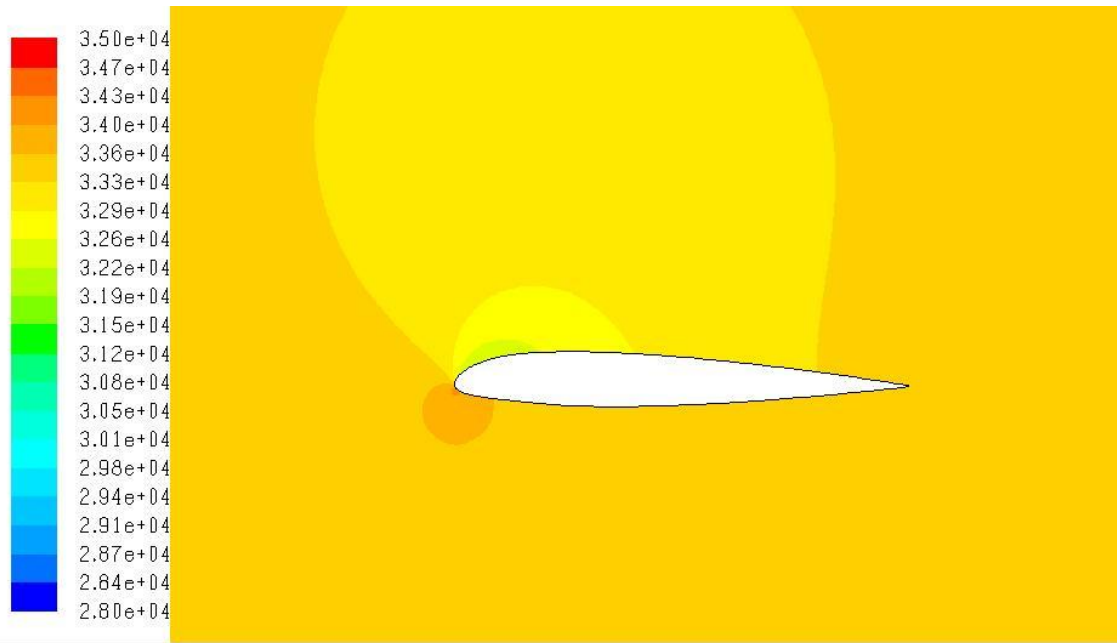
Slika 4.3: Raspored koeficijenta tlaka C_p pri napadnom kutu od $11,4^\circ$

Na slici 4.3 prikazan je raspored koeficijenta tlaka C_p po aeroprofilu pri napadnom kutu od $11,4^\circ$. Ovaj napadni kut je odabran jer jedino za njega su dostupni eksperimentalni podaci iz aerotunela. Prema slici se može zaključiti da je raspored C_p vrlo sličan kod eksperimentalnih i numeričkih rezultata. Nešto veća razlika uočljiva je na gornjaki aeroprofila gdje je, prema numeričkim podacima, koeficijent tlaka nešto manji.

U tablici 4.1 se može vidjeti da je za različite napadne kuteve bilo potrebno provesti različiti broj iteracija kako bi se rješenje iskonvergiralo. Pri nekim se napadnim kutovima, na primjer 10° , rješenje nije iskonvergiralo čak ni nakon 20000 iteracija (za usporedbu, kod ostalih se stupnjeva rješenje iskonvergiralo u prosjeku nakon nekoliko tisuća iteracija).

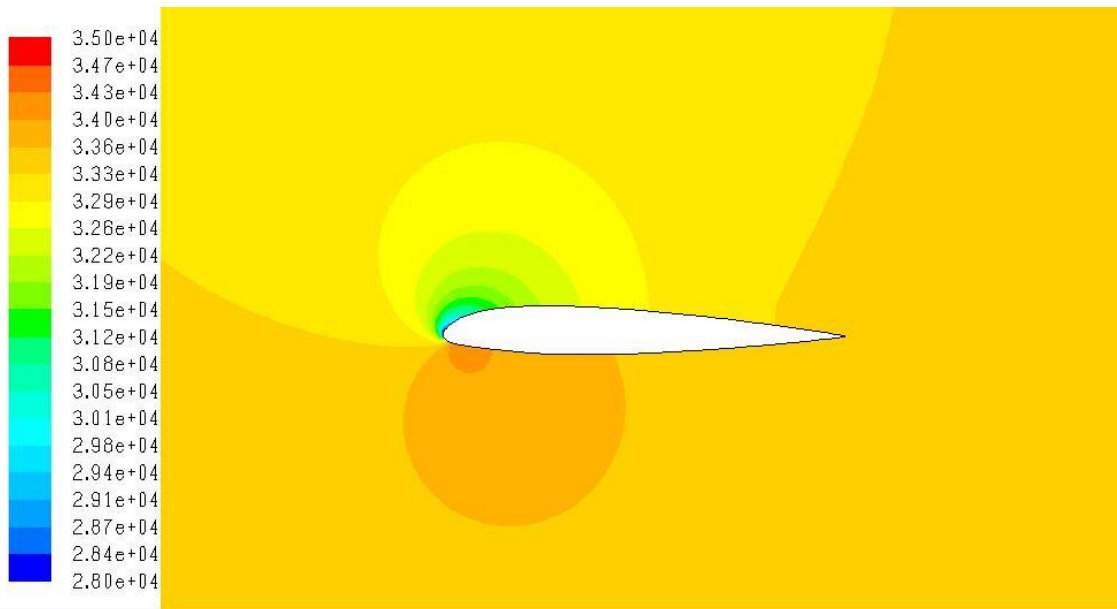
Slika 4.4: Konvergencija parametara pri 5°

Na slici 4.4 prikazana je konvergencija parametara ovisno o broju iteracija. Iteracija se završava kada su svi parametri manji od $1 * 10^{-6}$.



Contours of Absolute Pressure (pascal)

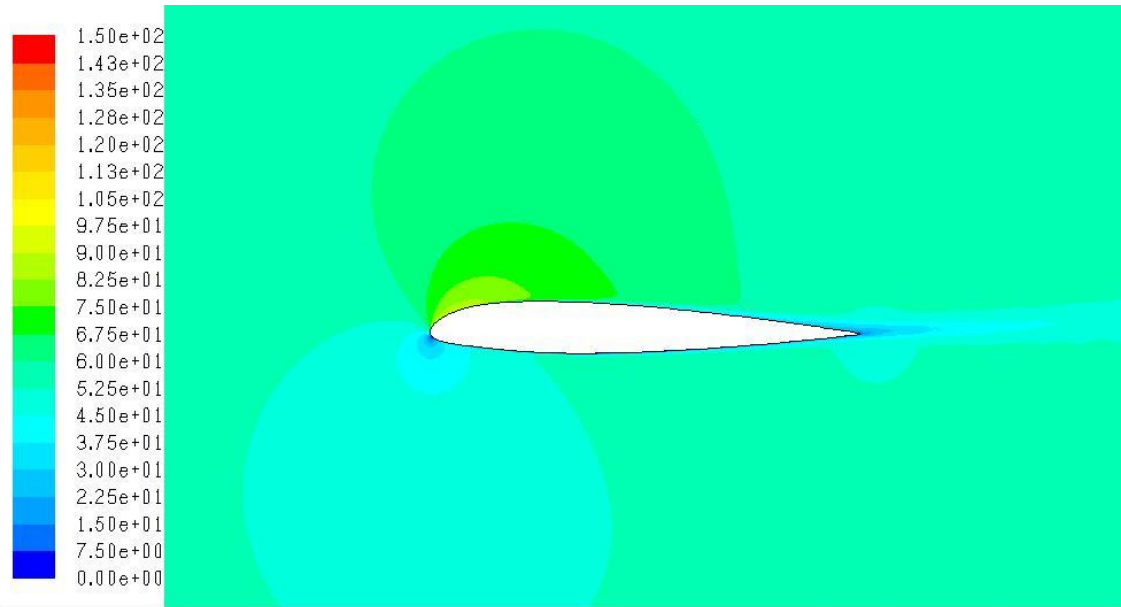
Slika 4.5: Raspored tlaka oko aeroprofila pri 5°



Contours of Absolute Pressure (pascal)

Slika 4.6: Raspored tlaka oko aeroprofila pri 15°

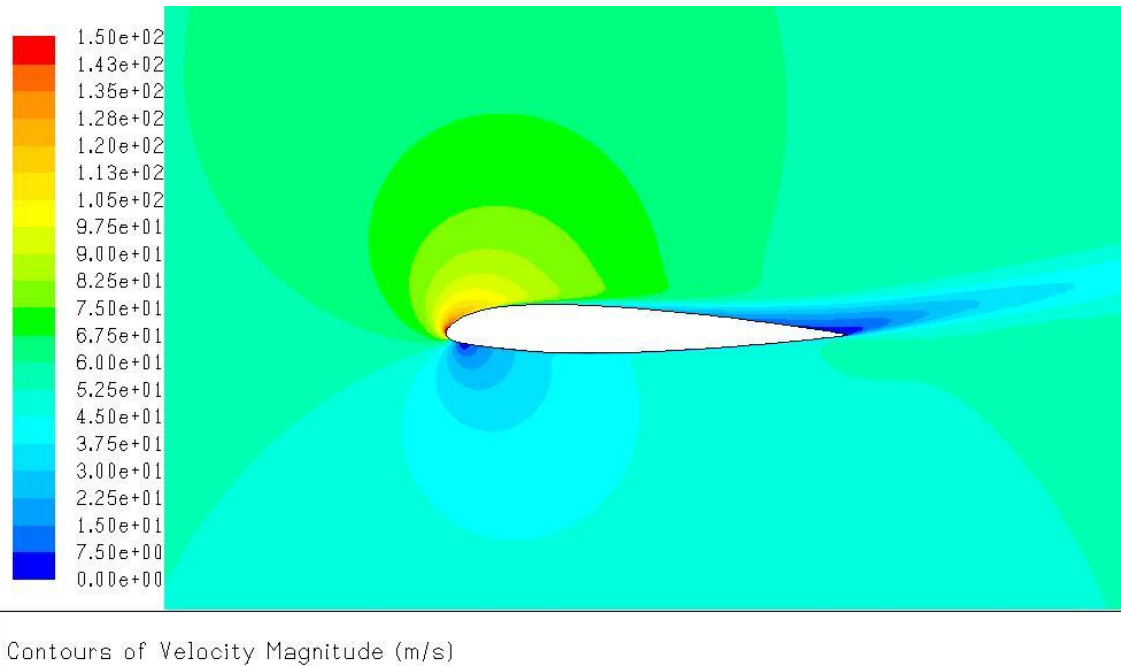
Slika 4.5 i Slika 4.6 prikazuju raspored tlakova oko aeroprofila pri napadnom kutu od 5° , odnosno 15° .



Contours of Velocity Magnitude (m/s)

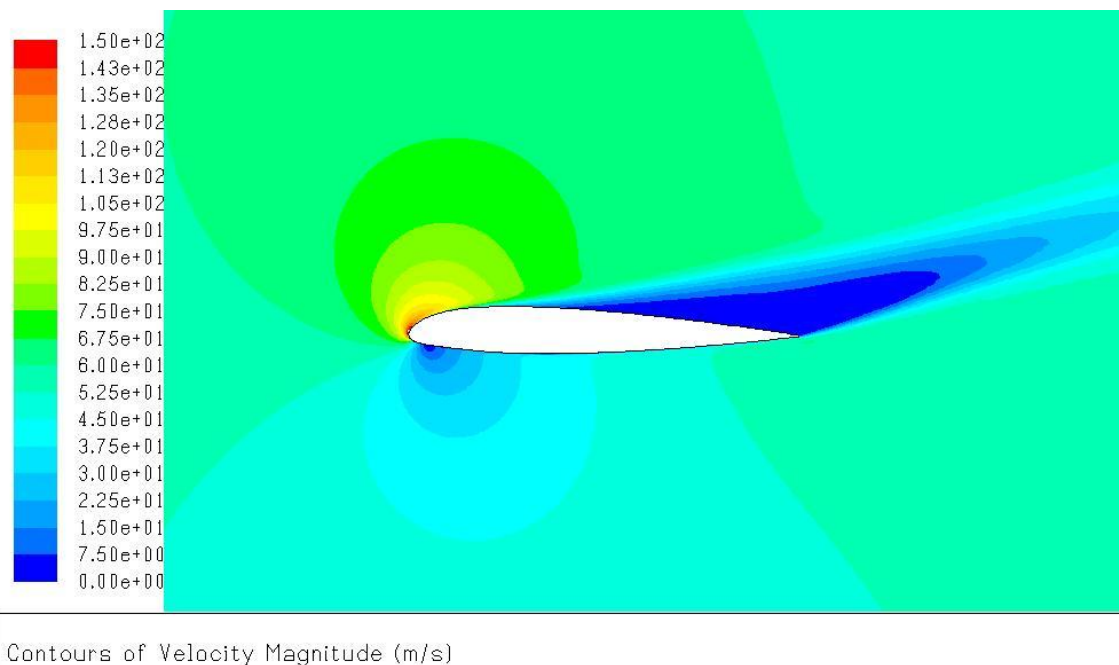
Slika 4.7: Raspored brzine oko aeroprofila pri 5°

Na slici 4.7 vrlo je jednostavno uočiti prednju i stražnju točku zastoja te naglo povećanje brzine na napadnom bridu. Brzina poslije napadnog brida lokalno doseže vrijednost 86 m/s , dok brzina slobodne struje iznosi 55 m/s . Iz slike se isto tako vidi da se brzina smanjuje približavanjem izlaznom bridu uz konturu aeroprofila.



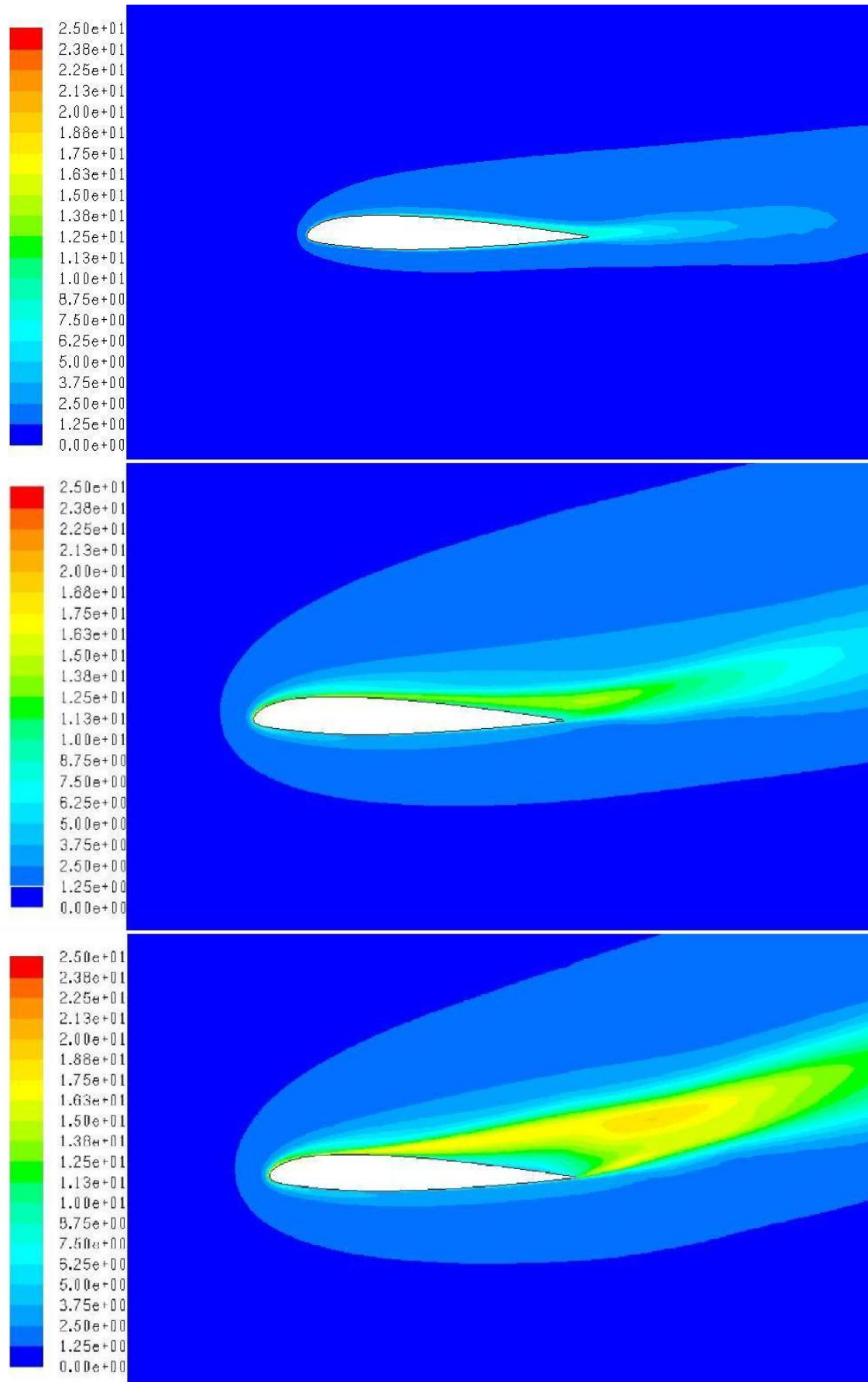
Slika 4.8: Raspored brzine oko aeroprofila pri 15°

Kod većeg napadnog kuta, kao što je 15° , uočava se značajna promjena u slici opstrujavanja aeroprofila. Lokalna brzina na napadnom bridu doseže vrijednost 150m/s te se uočava kako se točka odvajanja pomiče prema naprijed. Prednja točka zastoja nalazi se ispod napadnog brida. Da bi odvajanje strujanja od aeroprofila bilo uočljivije, prikazano je na slici 4.9. Spomenuti podaci dobiveni su numerički. Što se tiče eksperimentalnih podataka, vidljivo je da do sloma uzgona dolazi pri 14.5° . Točka odvajanja se može jednostavno uočiti ako se prati točka na aeroprofilu u kojoj počinje tamnoplava površina.



Slika 4.9: Raspored brzine oko aeroprofila pri 19°

Zanimljiv podatak je i intenzitet turbulencije koji se može prikazati u programu Fluent. Na narednoj slici 4.10 ovaj je podatak prikazan za različite napadne kuteve: 5° , 15° i 19° .

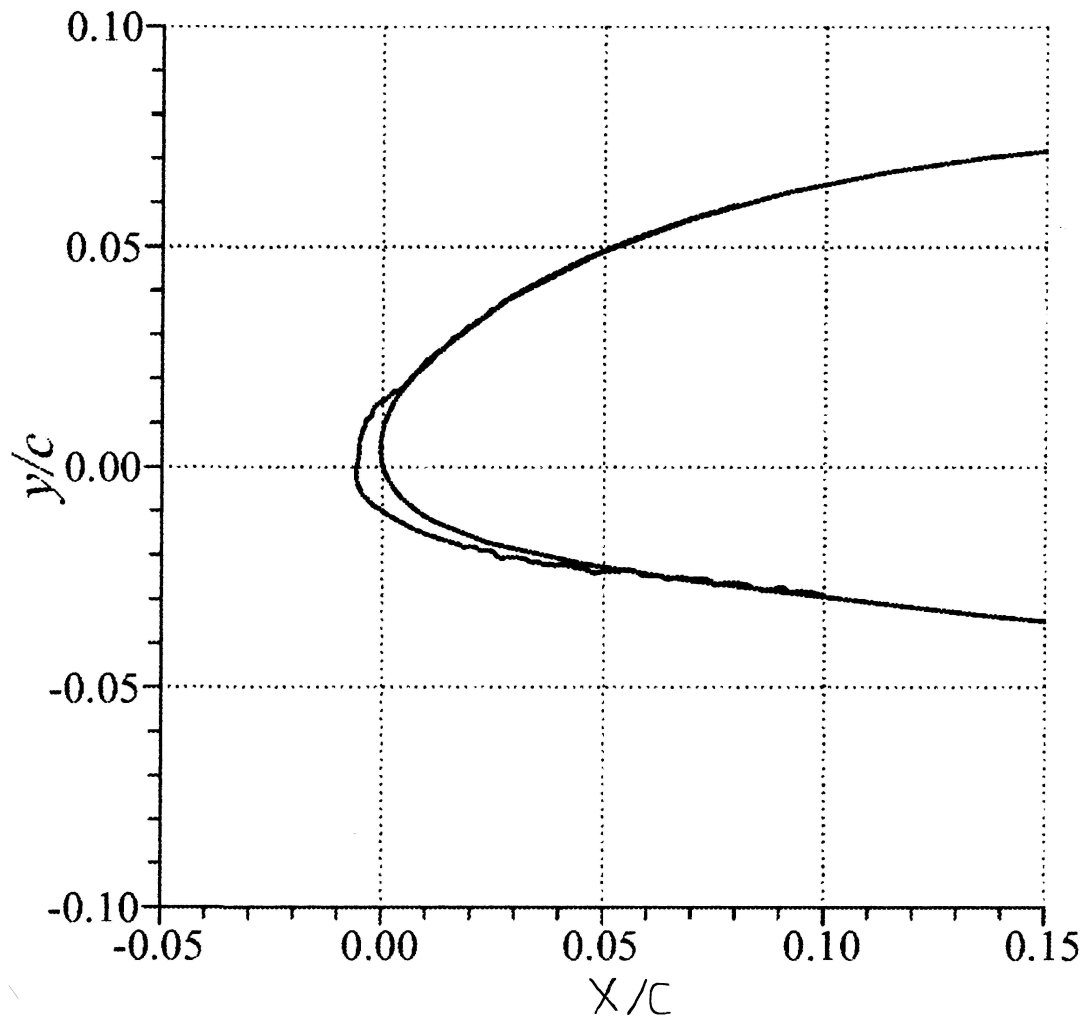


Slika 4.10: Intenzitet turbulencije oko aeroprofila pri 5°, 15° i 19°

5 | Analiza aeroprofila s naslagom leda

U ovom poglavlju opisana je analiza aeroprofila s naslagom leda koju sam napravljena modificiranjem osnovnog aeroprofila. Na osnovni aeroprofil dodana je geometriju leda koja je prethodno očitana sa slike 5.1.

Nakon očitavanja točaka, napravljena je mreža oko aeroprofila s naslagom leda, što je prikazano na slici 2.5. Tijek analize i uvjeti strujanja za slučaj aeroprofila s naslagom leda su identični kao i u slučaju aeroprofila bez naslge leda. Dobiveni rezultati prikazani su u tablici 5.1.



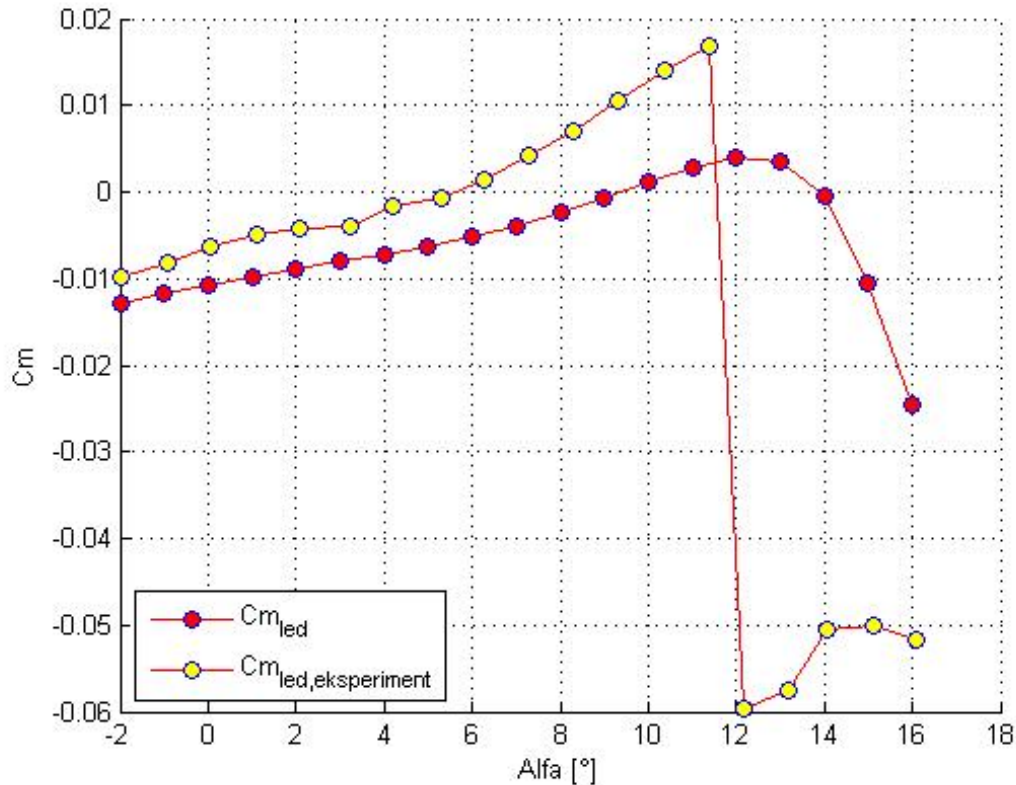
Slika 5.1: Geometrija leda na napadnom bridu aeroprofila

Za razliku od prošle, ova analiza prekinuta je pri napadnom kutu od 16° jer model ispitivanja pri većim napadnim kutevima više nije konvergirao te su dobiveni neočekivani i nerealni rezultati. Radi lakšeg razumijevanja rezultati su prikazani i grafičkim putem, što se može vidjeti na sljedećim slikama.

Tablica 5.1: Rezultati analize aeroprofila s naslagom leda

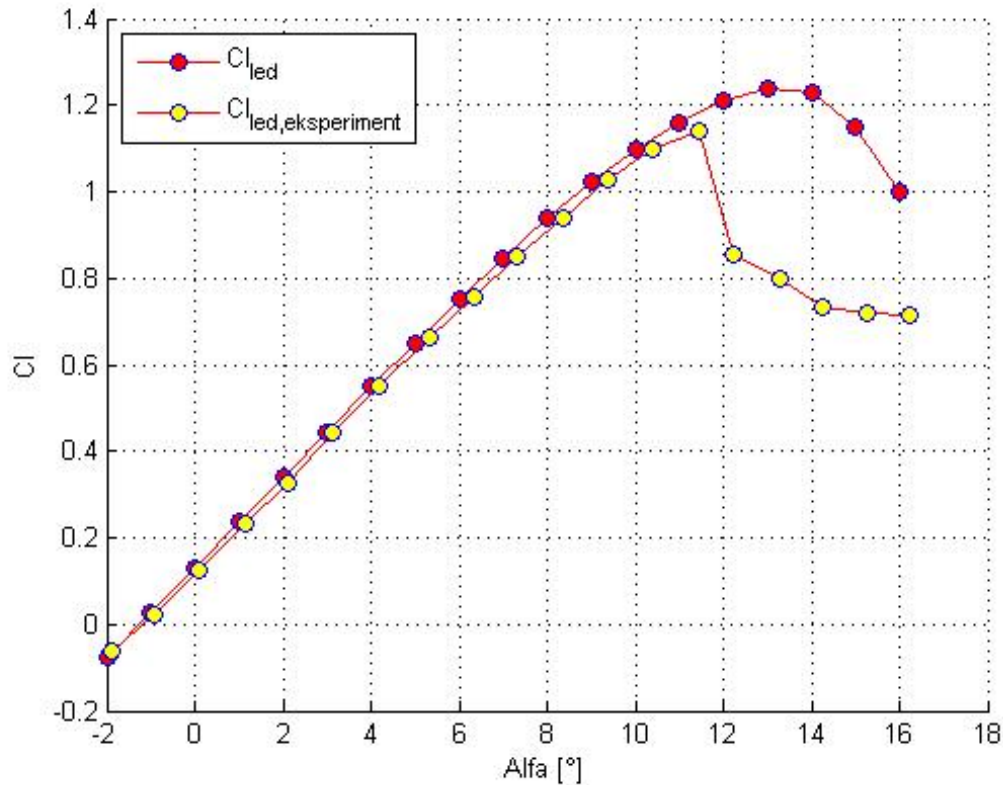
Napadni kut	Broj iteracija	C_m	C_l
-2°	1477	$1.2902 * 10^{-2}$	$-7.7744 * 10^{-2}$
-1°	2001	$1.1688 * 10^{-2}$	$2.5242 * 10^{-2}$
0°	2131	$1.0681 * 10^{-2}$	$1.3015 * 10^{-1}$
1°	2491	$9.7865 * 10^{-3}$	$2.3556 * 10^{-1}$
2°	2704	$8.9291 * 10^{-3}$	$3.4089 * 10^{-1}$
3°	2722	$8.0339 * 10^{-3}$	$4.4543 * 10^{-1}$
4°	3118	$7.1437 * 10^{-3}$	$5.491 * 10^{-1}$
5°	3382	$6.2206 * 10^{-3}$	$6.5127 * 10^{-1}$
6°	3646	$5.1567 * 10^{-3}$	$7.5077 * 10^{-1}$
7°	4152	$3.8809 * 10^{-3}$	$8.4634 * 10^{-1}$
8°	4311	$2.4063 * 10^{-3}$	$9.3701 * 10^{-1}$
9°	4850	$7.3508 * 10^{-4}$	1.0211
10°	5179	$-1.0838 * 10^{-3}$	1.0964
11°	5812	$-2.7814 * 10^{-3}$	1.1609
12°	6529	$-3.8998 * 10^{-3}$	1.2105
13°	7330	$-3.483 * 10^{-3}$	1.2385
14°	8563	$3.608 * 10^{-4}$	1.2292
15°	9460	$1.0499 * 10^{-2}$	1.1479
16°	7506	$2.4657 * 10^{-2}$	1.0018

Na slici 5.2 prikazana je usporedba koeficijenta momenta aeroprofila NACA 23012 pri opstrujavanju s naslagom leda. Rezultati dobiveni pomoću programa Fluent uspoređeni su sa rezultatima eksperimentalnog ipitivanja iste geometrije leda iz literature [1]. Na slici je vidljivo postojanje određenih odstupanja između eksperimentalnih i numeričkih rezultata koje je vrlo slično onome iz poglavlja o analizi aeroprofila bez naslage leda. Nadalje, kod numemričkih rezultata ne postoji nagla promjena koeficijenta momenta pri većim napadnim kutevima kao što je slučaj u eksperimentalnoj analizi. Koeficijent momenta polako počinje opadati nakon 12° .



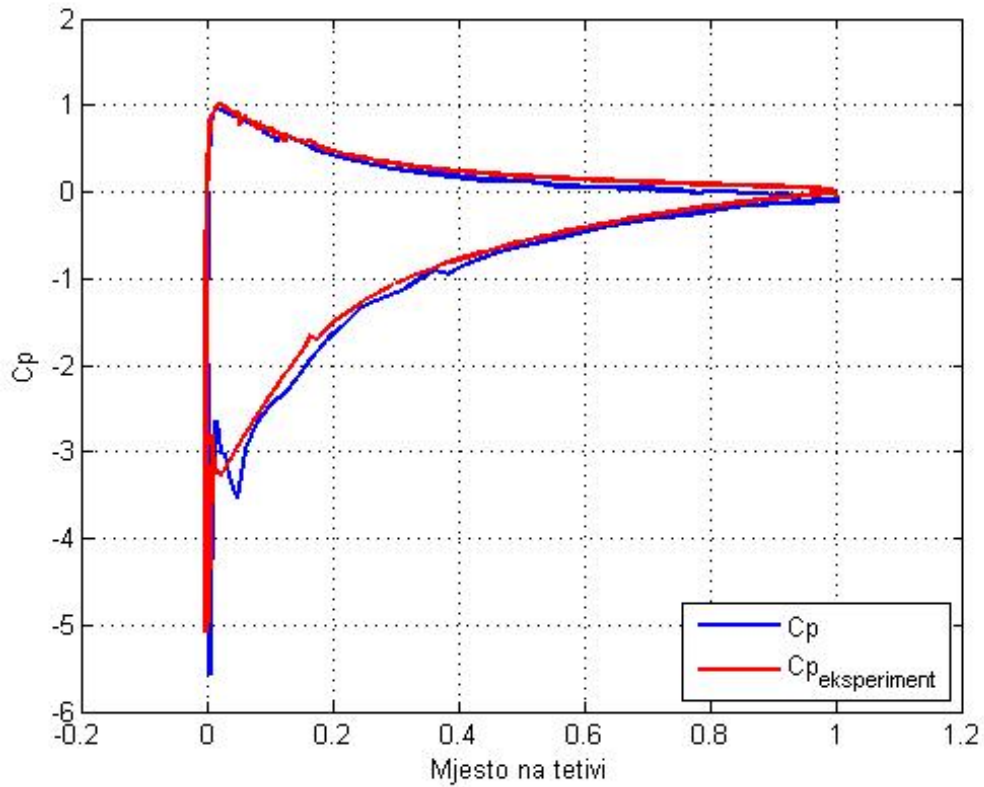
Slika 5.2: Usporedba koeficijenta momenta C_m za slučaj s naslagom leda

Rezultati iz tablice 5.1 za koeficijent sile uzgona grafički su prikazani na slici 5.3 i uspoređeni sa eksperimentalnim. Na slici je vidljivo da se koeficijent sile uzgona za slučaj s naslagom leda gotovo pa slaže u numeričkoj i eksperimentalnoj analizi. Međutim, to slaganje je uočljivo u području napadnih kuteva do 11° , nakon čega u eksperimentalnim podacima dolazi do njegovog značajnijeg pada, a u numeričkim raste do 13° pa i tu počinje opadati.



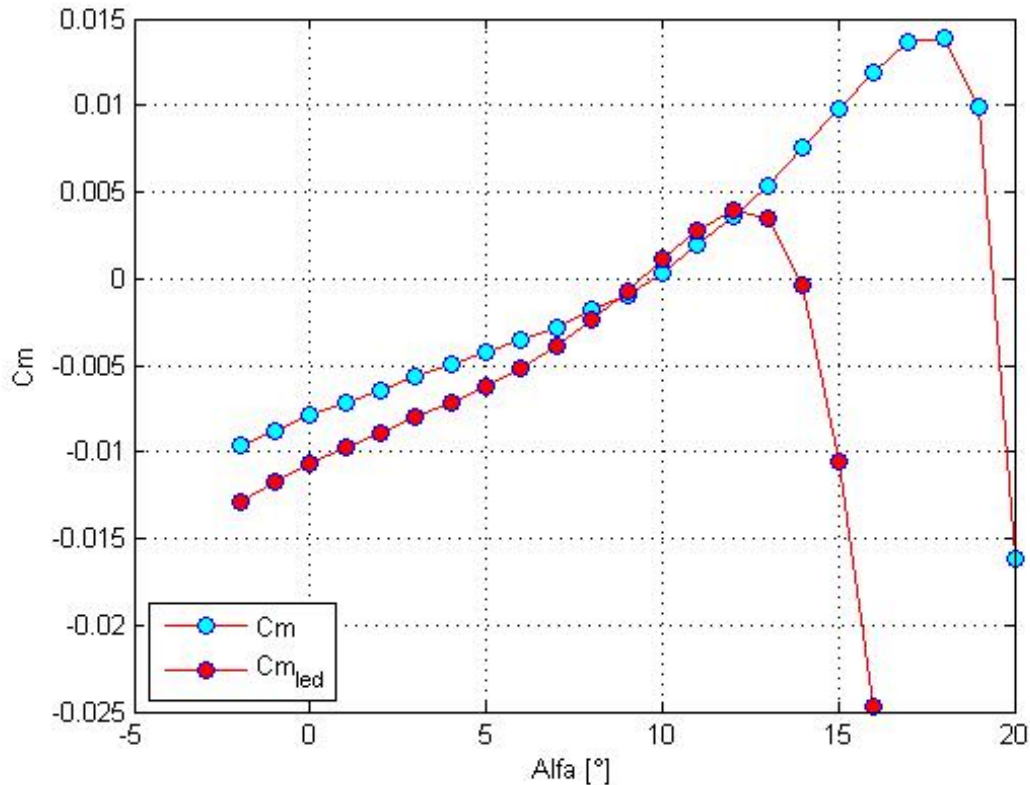
Slika 5.3: Usporedba koeficijenta sile uzgona C_l za slučaj s naslagom leda

Na slici 5.4 prikazan je raspored koeficijenta tlaka C_p po tetivi aeroprofila pri napadnom kutu od $11,4^\circ$ za slučaj optjecanja aeroprofila s naslagom leda. Na slici se vidi postojanje određenih oscilacija tlaka na gornjaci aeroprofila koje se mogu uočiti i u numeričkim i u eksperimentalnim podacima. Spomenute oscilacije ne podudaraju se u potpunosti, a razlike su vidljive u različiti vrijednosti C_m i C_l na prethodnim dijagramima. Sljedeći korak odnosi se na usporedbu dobivenih rezultata iz numeričke analize.



Slika 5.4: Raspored koeficijenta tlaka C_p pri napadnm kutu od $11,4^\circ$ za slučaj s naslagom leda

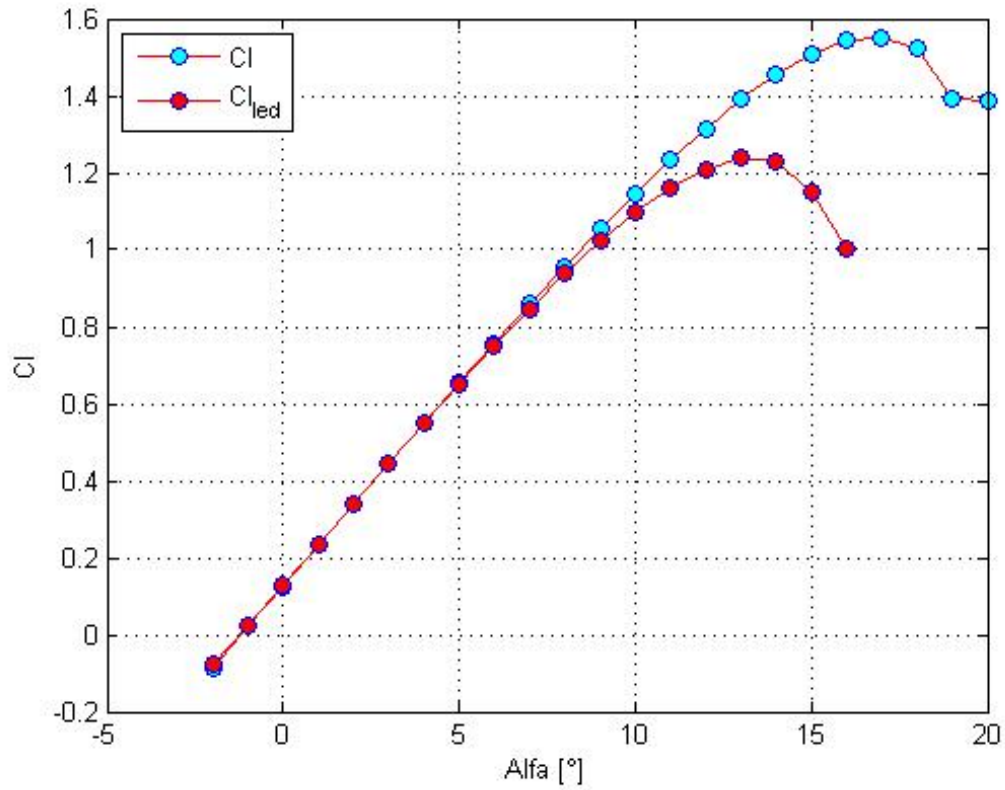
Na slici 5.5 prikazani su rezultati za koeficijente momenta dobiveni numeričkom analizom u programu Fluent za dva slučaja - opstrujavanje aeroprofila bez naslage leda i s naslagom leda.



Slika 5.5: Usporedba koeficijenta momenta C_m za slučaj bez naslage leda i s naslagom leda

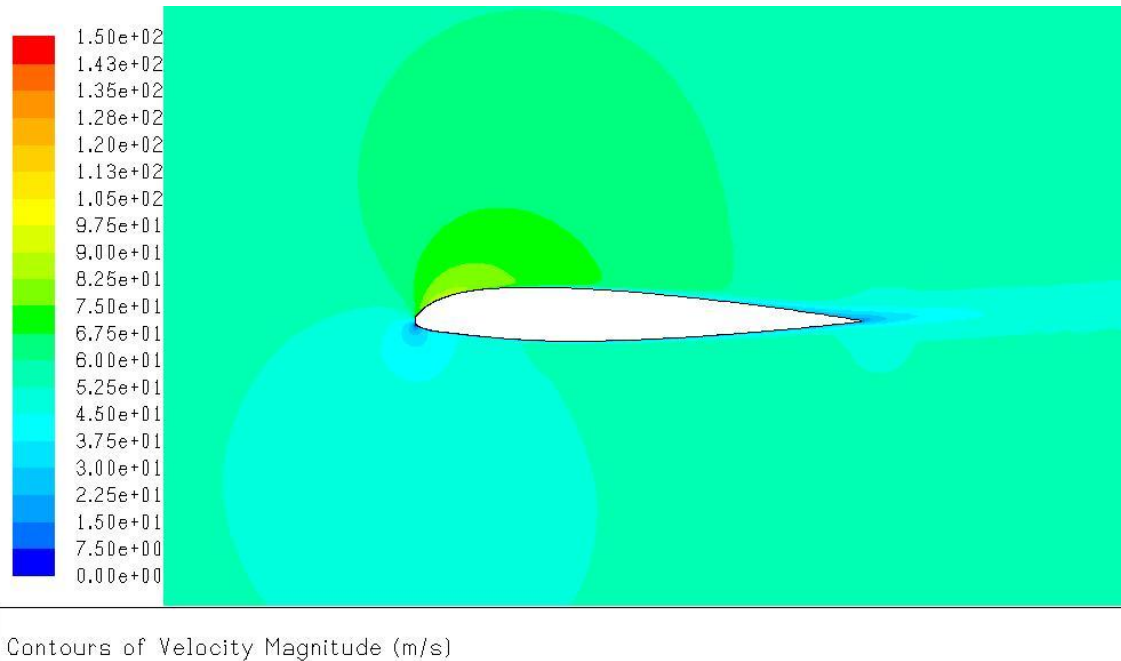
Slika 5.6 prikazuje usporedbu rezultata dobivenih numeričkom analizom za koeficijent sile uzgona C_l bez i s naslagom leda. Može se uočiti da pri manjem napadnom kutu u slučaju aeroprofila s naslagom leda dolazi do maksimalnog koeficijenta uzgona koji iznosi 1,2385, a u slučaju aeroprofila bez naslage leda 1,5509. Također, u slučaju aeroprofila s naslagom leda, uočljivo je odstupanje nagiba krivulje uzgona C_{l_α} nakon napadnog kuta od 7° .

Sljedeće slike: 5.7 5.8 prikazuju raspored brzine oko aeroprofila s naslagom leda pri napadnim kutevima od 5° , odnosno 15° i 19° . Ove se slike mogu usporediti sa slikama 4.7 4.8 4.9 koje prikazuju brzinu optjecanja aeroprofila bez naslage leda. Usporedbom se može uočiti da je brzina optjecanja aeroprofila s naslagom leda pri napadnom kutu od 15° sličnija optjecanju aeroprofila bez naslage leda pri 19° , nego pri 15° . Sličnost se vidi u postojanju velikog tamnoplavog područja na gornjaci aeroprofila koje predočuje

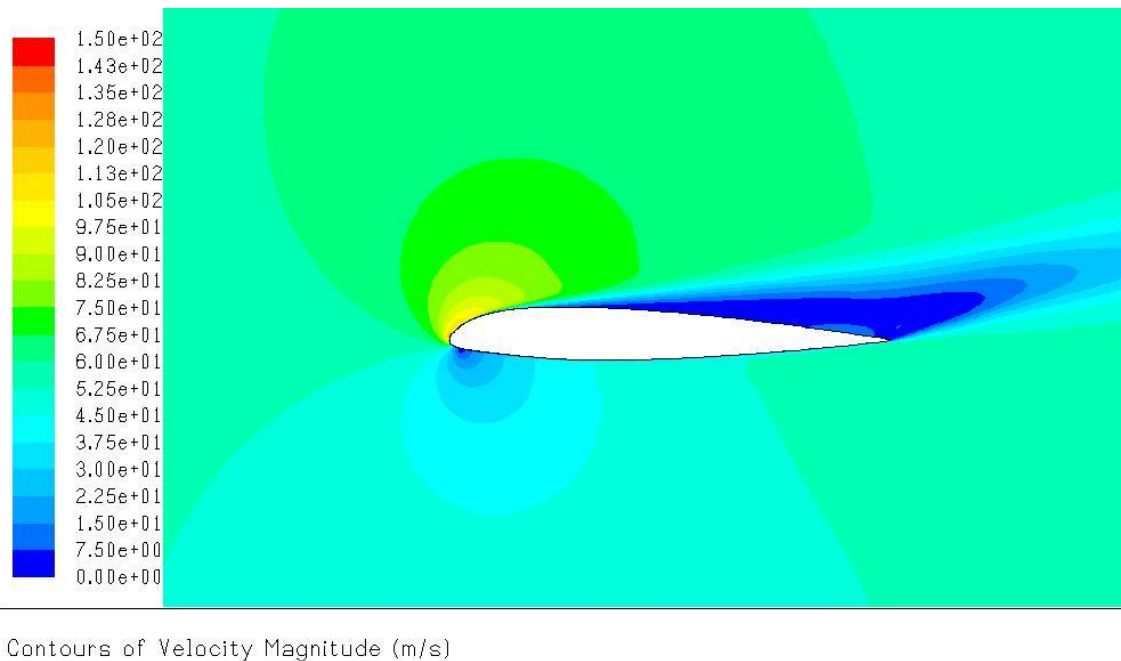


Slika 5.6: Usporedba koeficijenta sile uzgona C_l za slučaj bez naslage leda i s naslagom leda

raspon brzina od 0 do 7,5 m/s što ima veliki utjecaj na položaj točke odvajanja.



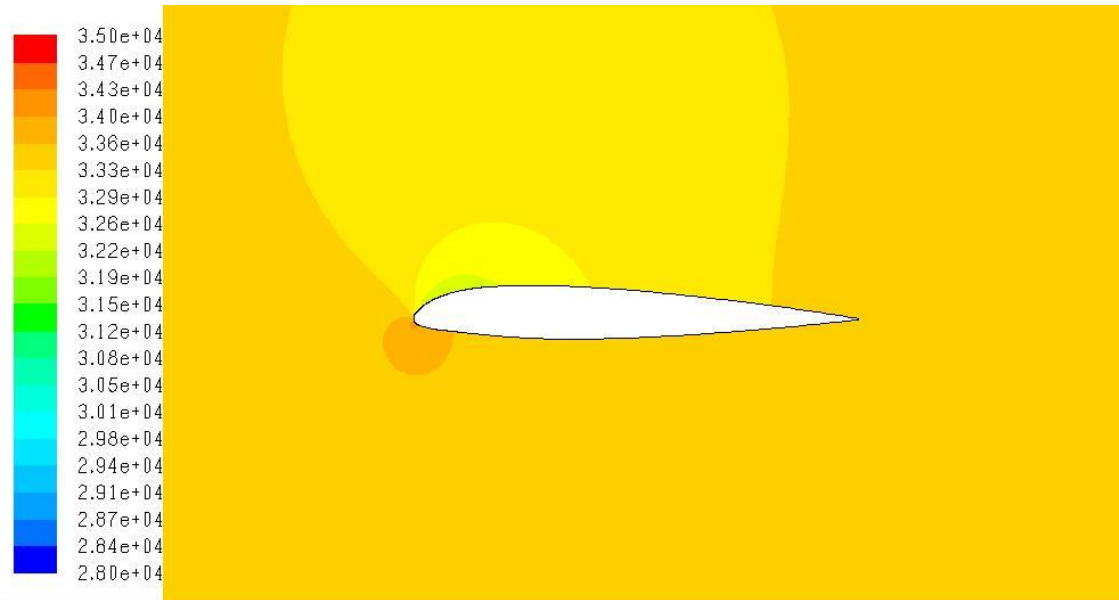
Slika 5.7: Raspored brzine oko aeroprofila s naslagom leda pri 5°



Slika 5.8: Raspored brzine oko aeroprofila s naslagom leda pri 15°

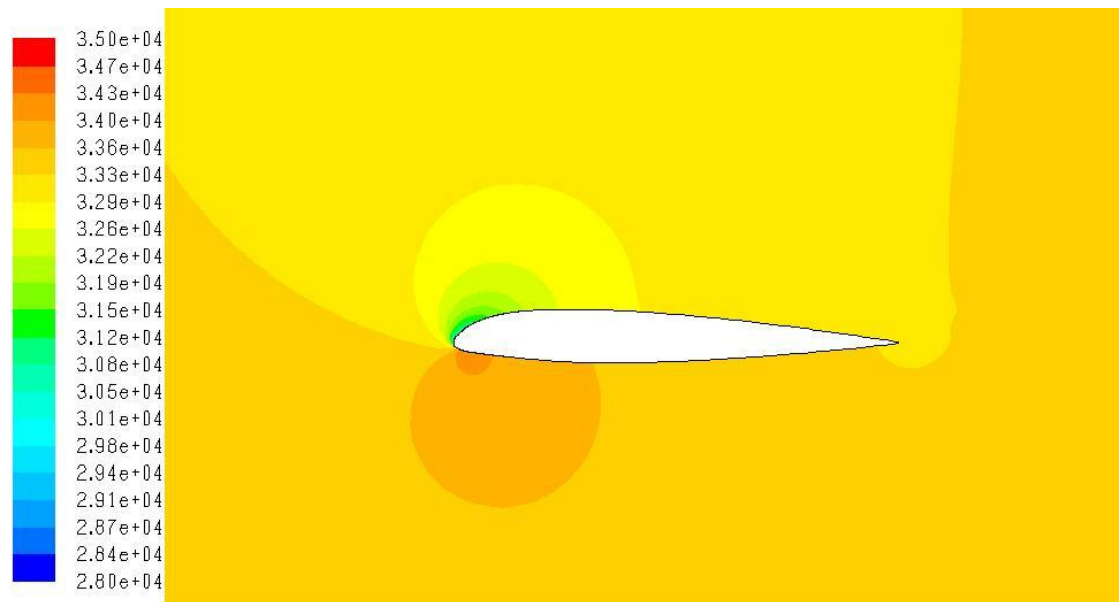
Prema slikama: 5.9 5.10, a s obzirom na slike: 4.5 4.6, može se zaključiti da je raspored

tlaka oko aeroprofila s naslagom leda više-manje sličan aeroprofilu bez naslage leda za isti napadni kut. "Naoko", neke značajne promjene nisu vidljive.



Contours of Absolute Pressure (pascal)

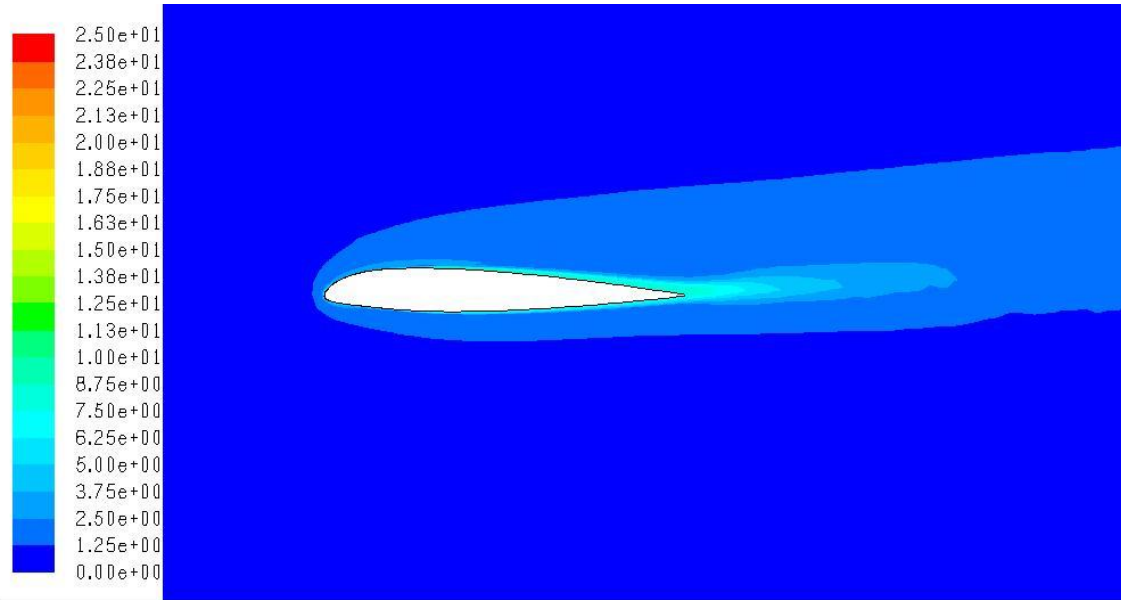
Slika 5.9: Raspored tlaka oko aeroprofila s naslagom leda pri 5°



Contours of Absolute Pressure (pascal)

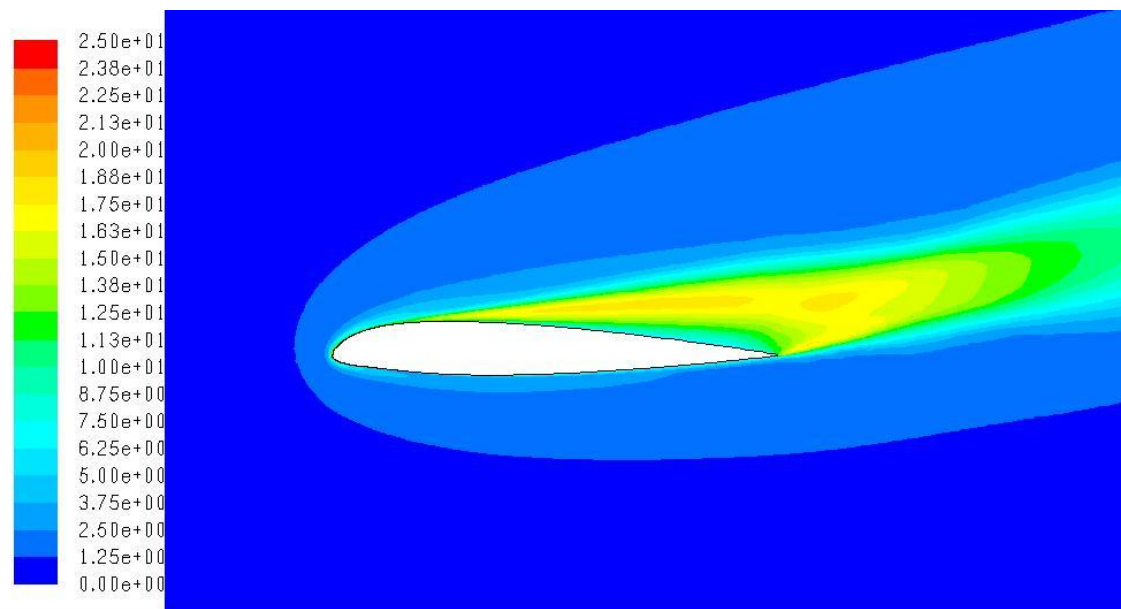
Slika 5.10: Raspored tlaka oko aeroprofila s naslagom leda pri 15°

Za usporedbu ostaje još intenzitet turbulencije za napadne kuteve od 5° i 15° . Slike: 5.11 5.12 prikazuju intenzitet turbulencije na aeroprofilu s naslagom leda, dok slike: 4.10 prikazuju čisti aeroprofil (bez naslage leda). Na danim slikama vidljivo je da je razina turbulencije u slučaju aeroprofila s naslagom leda pri napadnom kutu od 15° na gornjaci aeroprofila slična razini turbulencije u slučaju aeroprofila bez naslage leda na napadnom kutu od 19° . Intenzitet turbulencije kod aeroprofila bez naslage leda prima manju vrijednost od aeroprofila s naslagom leda, što je uočljivo usporedbom slika pri napadnom kutu od 15° . S druge strane, intenzitet turbulencije pri malom napadnom kutu od 5° u oba je slučaja gotovo isti.



Contours of Turbulent Intensity (%)

Slika 5.11: Intenzitet turbulencije oko aeroprofila s naslagom leda pri 5°



Contours of Turbulent Intensity (%)

Slika 5.12: Intenzitet turbulencije oko aeroprofila s naslagom leda pri 15°

6 Zaključak

- U ovom sam radu, analizirajući strujanje oko aeroprofila NACA-23012 za dva slučaja - bez i s naslagom leda, došao do rezultata za koeficijente sile uzgona, momenta propinjanja i tlaka. S obzirom da je analiza provedena numerički u programu Fluent, uočljivo je odsupanje u odnosu na eksperimentalne rezultate u oba slučaja: sa i bez naslage leda.
- Kod momenta propinjanja očituju se razlike u cijelom rasponu napadnih kuteva, što je i prikazano na slikama 4.1 5.2. Kod koeficijenta sile uzgona odstupanje je zanemarivo u području malih napadnih kuteva pa sve do točke sloma uzgona 4.2 5.3. Točka sloma uzgona je uočljiva u eksperimentalnim rezultatima; u numeričkim ne postoji, nego dolazi do blažeg opadanja koeficijenta sile uzgona. Isto tako, slom uzgona uočljiv je i kod koeficijenta momenta koji u eksperimentalnim rezultatima naglo prelazi iz pozitivne vrijednosti u negativnu, a u numeričkim opada u intervalu od nekoliko stupnjeva. Razlike u koeficijentu tlaka u numeričkom i eksperimentalnom ispitivanju su minimalne, no prisutne su u cijelom rasponu koeficijenta tlaka po tetivi aeroprofila 4.3 5.4.
- Što se tiče samih rezultata dobivenih u numeričkoj analizi, odnosno utjecaja leda na aerodinamičke karakteristike profila, mogu zaključiti da dolazi do smanjenja maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona sa 1,55 na 1,24 i sloma uzgona pri manjem napadnom kutu 5.6 od 13° u odnosu na 17° bez naslage leda, mijenja se vrijednost koeficijenta momenta 5.5 te vrijednost koeficijenta tlaka oscilira duž tetive aeroprofila s naslagom leda 5.4. Što se pak turbulencije tiče, pri istim napadnim kutevima javlja se u većem intenzitetu u slučaju aeroprofila s naslagom

leda 5.12 u odnosu na aeroprofil bez naslage leda 4.10. Razlika u intenzitetu turbulencije je bolje izražena pri većim napadnim kutevima. Naslaga leda koja se stvara na napadnom bridu aeroprofila negativno djeluje na njegovu aerodinamiku. Važno je zapamtiti da naoko mala količina leda, ukoliko promotrimo same dimenzije te naslage, može imati vrlo značajan utjecaj.

Literatura

- [1] Bragg Michael B., Jr. Andy P. Broeren *University of Illinois*, Herold E. Addy, Didier Guffond Mark G. Potapczuk *Glenn Research Center*, and E. Montreuil *ONERA*. *Aerfoil Ice-Accretion Aerodynamics Simulation*. National Aeronautics and Space Administration, 2008.
- [2] Zdravko Virag. *Računalna dinamika fluida*. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje.
- [3] Slobodan Janković. *Mehanika leta zrakoplova*. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2002.
- [4] Petar Kesić. *Osnove Aerodinamike*. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2003.
- [5] Ante Šoda. *Numerical Investigation of Unsteady Transonic Boundry/Layer Interaction of Aeronautical Application*. German Aerospace Center, Institute of Aeroelasticity Gottingen, 2007.