

# Analiza utjecaja blizine tla (Ground effect) na strujanje zraka oko profila krila

---

**Burić, Mladen**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2010**

*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:235:426910>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-08-16**

*Repository / Repozitorij:*

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



Sveučilište u Zagrebu  
**Fakultet strojarstva i brodogradnje**

## **ZAVRŠNI RAD**

Mentori:

Prof. dr. sc. Ivan Mahalec

Dr. Sc. Ante Šoda

Mladen Burić

Zagreb, 2010.

Sveučilište u Zagrebu  
**Fakultet strojarstva i brodogradnje**

## **ZAVRŠNI RAD**

Mladen Burić

Zagreb, 2010.

## **IZJAVA**

Izjavljujem da sam rad izradio samostalno koristeći navedenu literaturu i znanje stečeno tijekom studija.

Ovom prilikom se želim zahvaliti mentoru Dr.sc. Anti Šodi na mnogobrojnim korisnim savjetima i konzultacijama. Također se zahvaljujem dipl. ing. Momiru Sjeriću na ukazanoj pomoći i izdvojenom vremenu.

Mladen Burić



## SADRŽAJ

Popis slika .....	I
Popis tablica .....	II
Popis oznaka .....	III
Sažetak .....	IV
1. Uvod .....	1
2. Geometrijske veličine aerodinamičkog profila .....	2
3. Aerodinamične veličine aeroprofila .....	4
4. Aeroprofil NACA 23012 .....	7
5. Krila u automobilskoj aerodinamici .....	9
6. Zakrivljeni profil NACA 23012 .....	12
7. CFD program .....	16
8. Parametri strujanja .....	17
9. Pregled korištenih mreža .....	18
10. Analiza rezultata .....	23
10.1 Utjecaj zakrivljenosti profila .....	23
10.2 Utjecaj blizine tla .....	25
10.3 Utjecaj CFD mreže .....	28
10.4 Utjecaj modela turbulencije .....	31
11. Zaključak .....	34
12. Literatura.....	35

## Popis slika

- Slika 1. Geometrijske veličine aeroprofila
- Slika 2. Aerodinamične sile i moment
- Slika 3. Aerodinamične sile
- Slika 4. Prostorni prikaz krila
- Slika 5. Profil NACA 23012
- Slika 6. Prednje i stražnje krilo Formule 1
- Slika 7. Endplates
- Slika 8. Chaparall 2E (1966.) i Lotus 49B (1968.)
- Slika 9. 'Okrenuti' profil NACA 23012
- Slika 10. Krivulja rasta srednjice profila
- Slika 11. Zakrivljeni profila NACA 23012
- Slika 12. Tupi rep profila
- Slika 13. Zašiljeni rep profila
- Slika 14. Udaljenost profila od podloge definirana je varijacijom  $H/c$
- Slika 15. Mreža za varijaciju  $H/c = \infty$ , (oznaka M1)
- Slika 16. Mreža u okolici profila
- Slika 17. Konačni volumeni i rubni uvjeti za mreže M2
- Slika 18. Konačni volumeni i rubni uvjeti za mreže M3
- Slika 19. Mreža M3 - dodatni strukturni sloj na podlozi
- Slika 20. Utjecaj zakrivljenosti profila – koeficijent uzgona  $C_L$
- Slika 21. Utjecaj zakrivljenosti profila – koeficijent otpora  $C_D$
- Slika 22. Utjecaj blizine tla - koeficijent uzgona  $C_L$
- Slika 23. Utjecaj blizine tla – koeficijent otpora  $C_D$
- Slika 24. Brzina strujanja u okolici profila za  $H/c = 2$  i  $H/c = 0.25$
- Slika 25. Utjecaj CFD mreže – koeficijent uzgona  $C_L$
- Slika 26. Utjecaj CFD mreže – koeficijent otpora  $C_D$
- Slika 27. Usporedba brzine strujanja za mrežu M2 i M3, (S-A model turb.)
- Slika 28. Usporedba brzine strujanja za mrežu M2 i M3, ( $k-\varepsilon$  model turb.)
- Slika 29. Jednostruko (odvajanje strujnice) i dvostruko krilo
- Slika 30. Utjecaj modela tubulencije – koeficijent uzgona  $C_L$
- Slika 31. Utjecaj modela tubulencije – koeficijent otpora  $C_D$

## **Popis tablica**

Tablica 1. Koordinate točaka gornje i donje krivulje

Tablica 2. Koordinate krivulje rasta srednjice profila [%]

Tablica 3. Koordinate zakrivljenog profila NACA 23012

Tablica 4. Parametri strujanja fluida

Tablica 5. Usporedba mreža

Tablica 6. Ukupni broj simulacija

## Popis oznaka

Oznaka	Značenje	Mjerna jedinica (SI)
$\alpha$	napadni kut	deg
$R$	aerodinamična sila	N
$M$	moment	Nm
$A$	koponenta aerodinamične sile u smjeru tetive	N
$N$	koponenta aerodinamične sile u smjeru okomitom na tetivu	N
$v_\infty$	brzina strujanja neporemećene struje	m/s
$C_D$	koeficijent otpora	
$C_L$	koeficijent uzgona	
$q_\infty$	dinamički tlak	Pa
$S$	površina	m <sup>2</sup>
$L$	aerodinamična sila uzgona	N
$D$	aerodinamična sila otpora	N
$AR$	aspect ratio	
$b$	duljina krila	m
$c$	duljina profila	m
$F_V$	vučna sila	N
$F_T$	sila trenja	N
$\mu_a$	adhezivni koeficijent trenja	
$G_a$	adhezivno opterećenje	N
$U$	brzina strujanja	m/s
$Re$	Reynoldsov broj	
$M_{a\infty}$	Machov broj	
$H$	udaljenost krila od podloge	m
$T_\infty$	temperatura	K
$\mu_\infty$	kinematička viskoznost	m <sup>2</sup> /s
$\rho_\infty$	gustoća	kg/m <sup>3</sup>

## Sažetak

U aerodinamici cestovnih vozila često se koriste krila, tj. površine koje u smjeru strujanja imaju presjek oblikovan kao aerodinamički profil i koje stvaraju negativni uzgon (potisak, engl. Downforce, njem. Abtrieb), te time poboljšavaju stabilnost vozila pri velikim brzinama. U ovom radu bilo je potrebno ispitati utjecaj blizine podloge na karakteristike 2-D strujanja oko naopako okrenutog i zakrivljenog aerodinamičkog profil NACA 23012. Ubrzanje struje zraka između donje površine krila i tla (eng. Venturi effect) rezultira porastom sile potiska na krilu (eng. Ground effect). Pri tome je blizina podloge opisana varijacijom bezdimenzijskog parametra  $H/c$  u vrijednostima 2, 1, 0.5 i 0.25 ( $H$  predstavlja udaljenost između krila i podloge, dok je  $c$  duljina profila). U izradi rada korišten je komercijalni CFD (Computational Fluid Dynamics) program za računalnu dinamiku fluida FLUENT [1].

## **1. Uvod**

Aerodinamika je grana mehanike fluida koja proučava ravnotežu i gibanje stlačivih fluida, tj. plinova. Fluid je tvar koja se pod djelovanjem smičnog naprezanja neprekidno deformira. Smično naprezanje je tangencijalna komponenta površinske sile po jedinici površine. Neprekidna deformacija fluida naziva se strujanje fluida. Općenito, što je veće smično naprezanje, veća je brzina deformacije, odnosno strujanje fluida je brže.

Aerodinamika proučava sile koje djeluju na fluide, gibanja koja nastaju djelovanjem tih sila i interakcije između čvrstih tijela i fluida kad između njih postoji relativno gibanje. Rješenje aerodinamičkog problema uključuje proračun ili mjerenje različitih osobina strujanja fluida kao što su brzina, tlak, gustoća i temperatura kao funkcije prostora i vremena. Razumijevanje strujanja omogućuje proračun ili aproksimaciju sila i momenata koje djeluju na tijelo smješteno u strujanje fluida.

## 2. Geometrijske veličine aerodinamičkog profila

U aerodinamičkom smislu tijela možemo podijeliti na:

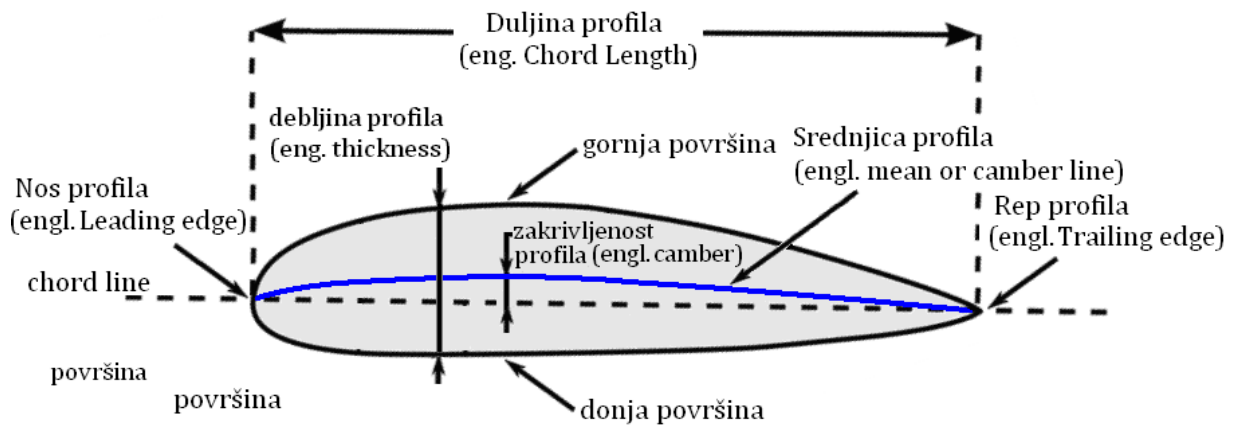
- tupa tijela (eng. Bluff ili Blunt)
- aerodinamička tijela (eng. Streamlined)

Aerodinamički profil ili aeroprofil (eng. Aerofoil, njem. Tragflügel) je poprečni presjek krila letjelice, pera propelera ili turbine u smjeru strujanja zraka. Svako tijelo gibanjem kroz fluid generira silu uzgona koja je okomita na smjer gibanja tijela. Aerodinamički oblikovana tijela gibanjem kroz fluid generiraju veći uzgon uz manji otpor u odnosu na ostala tijela. Različiti oblici aeroprofila služe za različite namjene, a njihovo oblikovanje je važna zadaća aerodinamike. Najšira primjena aeroprofila je u zrakoplovstvu, ali se isto tako primjenjuju i u automobilsko aerodinamici i aerodinamici trkaćih vozila. Do danas je izumljeno nekoliko shema kako bi se opisali aeroprofil. Jedan od njih je NACA sustav, koji se temelji na geometrijskim značajkama profila.

Geometrijske veličine aeroprofila (*Slika 1*) su:

- *Srednjica profila* (eng. Mean ili Camber Line) je krivulja čija je svaka točka jednako udaljena od gornjeg i donjeg ruba profila. Kod simetričnih profila srednjica se podudara s njegovom osi, no općenito, srednjica i os su dvije različite krivulje.
- *Tetiva profila* (eng. Titive) je dužina koja spaja bilo koje dvije točke aeroprofila.
- *Os profila* (eng. Chord Line) je najdulja tetiva koja spaja vodeći vrh (nos) sa završnim vrhom (repom) profila, i dijeli ga na gornju (iznad osi) i donju (ispod osi) površinu, a njene se krajnje točke podudaraju s krajnjim točkama srednjice.
- *Duljina profila* (eng. Chord Length) je duljina osi profila, odnosno udaljenost od nosa do repa profila.
- *Zakrivljenost profila* (eng. Camber) predstavlja najveću međusobnu udaljenost osi i srednjice profila.

- *Debljina profila* (eng. Thickness) je udaljenost između gornjeg i donjeg ruba profila okomita na os profila.



Slika 1. Geometrijske veličine aeroprofila [2]

Tetive profila koje su okomite na njegovu os spajaju točke gornjeg i donjeg ruba profila. Duljina takve tetive predstavlja debljinu profila u točki sjecišta tetive i osi profila. Ako grafički prikažemo ovisnost duljina tetiva o sjecištima tetiva i osi profila dobivamo krivulju koja se zove distribucija (raspodjela) debljine profila.

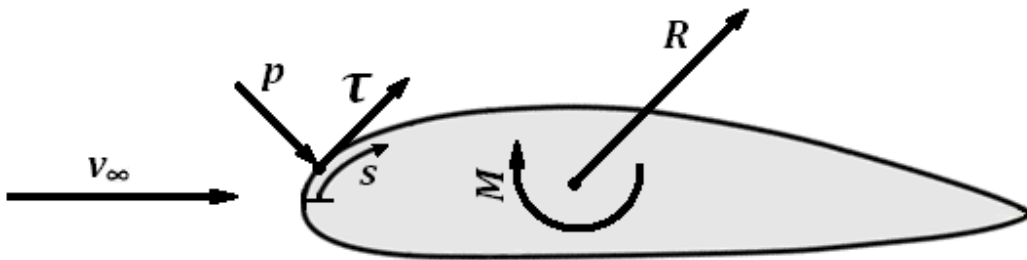


### 3. Aerodinamične veličine aeroprofila

Aerodinamične sile i momenti nastaju zbog:

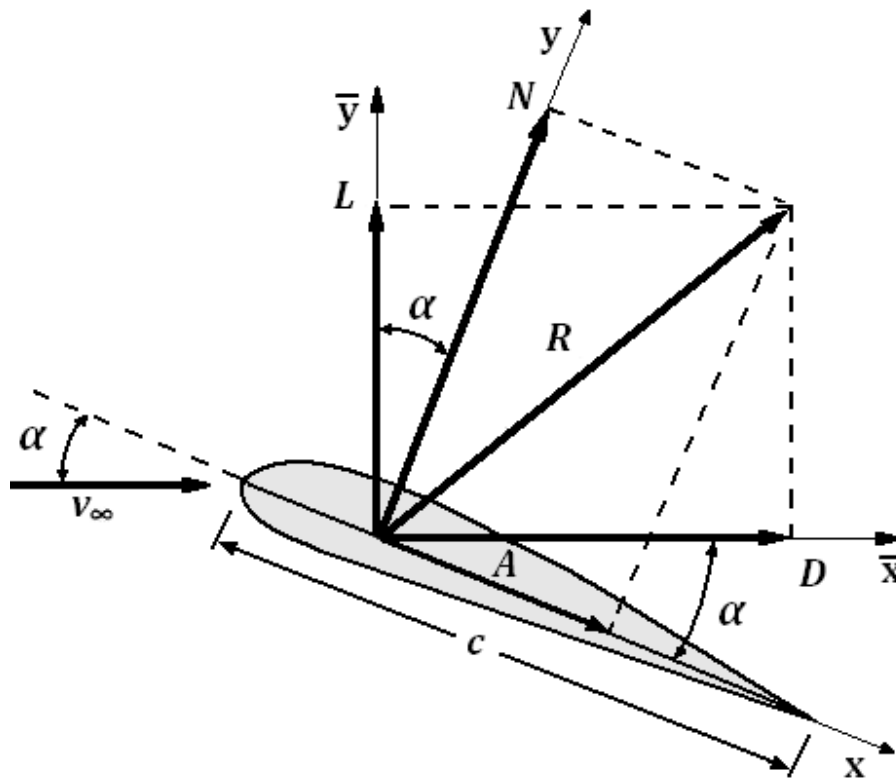
- Raspodjele tlaka po površini
- Raspodjele smičnog (tangencijalnog) naprezanja po površini

Bez obzira na složenost geometrije, aerodinamične sile i momenti u potpunosti uvijek nastaju iz gore navedenih razloga. Sila tlaka uvijek je usmjerena u smjeru normale na promatranu površinu, odnosno na promatranu točku ako se radi o zakrivljenim geometrijama. Tangencijalno naprezanje djeluje u smjeru tangente i posljedica je viskoznih sila koje se javljaju na dodirnoj površini između nastrujavanog tijela i fluida. Smjer sile tlaka i tangencijalnog naprezanja prikazani su na primjeru na *Slici 2*. Integriranjem prikazane sile tlaka i tangencijalnog naprezanja po ukupnoj opstrujavanoj površini tijela dobiva se resultantna aerodinamična sila  $R$  i moment  $M$  također prikazani na *Slici 2*.



*Slika 2.* Aerodinamične sile i moment [3]

Za aerodinamička tijela važan je napadni kut  $\alpha$  (*Slika 3*). To je kut između vektora brzine i osi profila. Zato se u aerodinamici koriste dva koordinatna sustava. Prvi ima ishodište na početku tetive, os  $x$  u pravcu tetive, a os  $y$  okomito na pravac tetive (os  $z$  koju ne koristimo ide u pravcu razmaha krila). Komponentu aerodinamične sile u pravcu tetive nazivamo uzdužna sila i označavamo je sa  $A$ , a komponentu okomito na tetivu nazivamo normalna sila i označavamo je sa  $N$ . Drugi koordinatni sustav ima isto ishodište, ali  $\bar{x}$ -os je u pravcu neporemećene brzine strujanja  $V_\infty$ , dok je  $\bar{y}$ -os okomita na nju.



Slika 3. Aerodinamične sile [3]

Komponenta aerodinamične sile paralelna s neporemećenom brzinom označava se sa  $D$  i naziva se otpor (eng. *Drag*), a komponenta okomita na neporemećenu brzinu označava se sa  $L$  i naziva se uzgon (eng. *Lift*). Oba koordinatna sustava te komponente aerodinamične sile pokazna su na Slici 3.

Sile otpora i uzgona se najčešće prikazuju u bezdimenzijskim oblicima koeficijenta otpora i koeficijenta uzgona, koji su definirani izrazima:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty \cdot S} \quad (1)$$

$$C_L = \frac{L}{q_\infty \cdot S} \quad (2)$$

Gdje je  $q_\infty = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_\infty$  dinamički tlak neporemećene struje,  $S$  referentna površina,  $\rho$  gustoća, a  $L$  i  $D$  prethodno definirane sile uzgona i otpora.

Kako bi se aerodinamička tijela mogla međuočno uspoređivati uveden je odnos uzgon-otpor ( $L/D$ ). On se također može definirati preko bezdimenzijskih koeficijenata:

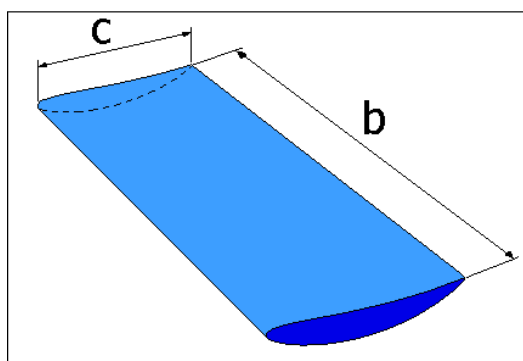
$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (3)$$

Teži se što većem odnosu  $L/D$ . Maksimalna vrijednost odnosa za neko aerodinamičko tijelo može se postići odgovarajućim napadnim kutom  $\alpha$ . Kad je riječ o krilima trkaćih vozila, odnos  $L/D$  ima negativan predznak. Kao najveće moguće vrijednosti, koje se danas koriste u aerodinamici trkaćih vozila, mogu se navesti vrijednosti iz *Formule 1* gdje odnos uzgon-otpor za prednje krilo iznosi približno  $L/D \cong -10$ , a za stražnje  $L/D \cong -3$  [4]. Ovi rezultati dobiveni su ispitivanjem u zračnom tunelu [101].

Pored odnosa uzgon-otpor, također je bitan i *Aspect ratio* ( $AR$ ) [3,5,6].  $AR$  je omjer duljine krila  $b$  i duljine profila  $c$  (*Slika 4*). Matematički formulirano:

$$AR = \frac{b}{c} \quad (4)$$

Veća efikasnost krila podrazumjeva veći  $AR$  i obrnuto. Krilo je tim efikasnije što je veća duljina krila. Spomenuti odnosi  $L/D$  i  $AR$  međusobno su u koleraciji. Opadanjem  $AR$ -a opada odnos  $L/D$  i obrnuto.



*Slika 4.* Prostorni prikaz krila

#### 4. Aeroprofil NACA 23012

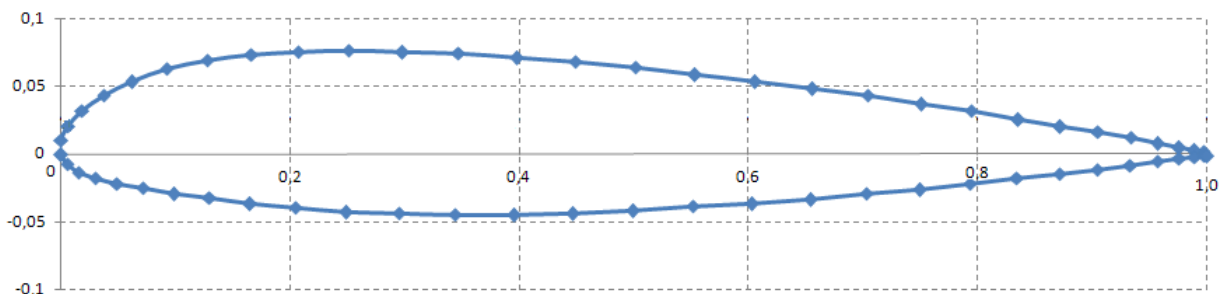
Promatrani profil NACA 23012 koristi se u zrakoplovnoj aerodinamici zbog svojstva da stvara silu uzgona usmjerenu vertikalno prema gore. Ubraja se u familiju NACA aerodinamičkih profila. Pripada profilima NACA serije 5, tzv. peteroznamenkastom NACA kodu. Prednost ove serije profila je veliki koeficijent uzgona, a nedostatak relativno visok koeficijent otpora.

Karakteristike peteroznamenkastog NACA koda [7,8]:

- Prva znamenka peteroznamenkastog NACA koda pomnožena sa  $3/2$  daje desetinu koeficijenta uzgona  $C_L$ .
- Sljedeće dvije znamenke, dakle druga i treća znamenka koda, podijeljene s dva daju poziciju maksimalnog zakrivljenja  $p$  izraženo u desetinama duljine profila.
- Posljednje dvije znamenke, dakle četvrta i peta znamenka određuju najveću debljinu  $t$  profila koja je izražena u postocima njegove duljine.

Dakle, kod profil NACA 23012 koeficijent uzgona iznosi 0.3, maksimalno zakrivljenje nalazi se na udaljenosti 15% duljine profila od njegovog nosa, a maksimalna debljina profila iznosi 12% njegove duljine.

U *Tablici 1* prikazane su koordinate točaka NACA 23012 profila koji ukupno ima 61 koordinatu. Grafičku interpretaciju koordinata iz *Tablice 1* prikazuje *Slika 5*.



*Slika 5: Profil NACA 23012*

Tablica 1: Koordinate točaka gornje i donje krivulje

	x	y		x	y
<b>1</b>	1,00003	0,00126	<b>32</b>	0,00533	-0,00792
<b>2</b>	0,9973	0,0017	<b>33</b>	0,01557	-0,01401
<b>3</b>	0,98914	0,00302	<b>34</b>	0,03029	-0,0187
<b>4</b>	0,97563	0,00518	<b>35</b>	0,04915	-0,02248
<b>5</b>	0,95693	0,00812	<b>36</b>	0,07195	-0,02586
<b>6</b>	0,93324	0,01176	<b>37</b>	0,09868	-0,02922
<b>7</b>	0,90482	0,01602	<b>38</b>	0,12954	-0,03282
<b>8</b>	0,87197	0,02079	<b>39</b>	0,16483	-0,0366
<b>9</b>	0,83506	0,02597	<b>40</b>	0,20483	-0,04016
<b>10</b>	0,79449	0,03145	<b>41</b>	0,24869	-0,04283
<b>11</b>	0,7507	0,03712	<b>42</b>	0,29531	-0,04446
<b>12</b>	0,70417	0,04285	<b>43</b>	0,34418	-0,0451
<b>13</b>	0,65541	0,04854	<b>44</b>	0,39476	-0,04482
<b>14</b>	0,60496	0,05405	<b>45</b>	0,4465	-0,04371
<b>15</b>	0,55335	0,05924	<b>46</b>	0,49883	-0,04188
<b>16</b>	0,50117	0,06397	<b>47</b>	0,55117	-0,03945
<b>17</b>	0,44897	0,06811	<b>48</b>	0,60296	-0,03655
<b>18</b>	0,39733	0,0715	<b>49</b>	0,6536	-0,03327
<b>19</b>	0,34681	0,07402	<b>50</b>	0,70257	-0,02975
<b>20</b>	0,29796	0,07554	<b>51</b>	0,7493	-0,02607
<b>21</b>	0,25131	0,07597	<b>52</b>	0,7933	-0,02235
<b>22</b>	0,20738	0,07524	<b>53</b>	0,83407	-0,01866
<b>23</b>	0,16604	0,0732	<b>54</b>	0,87118	-0,01512
<b>24</b>	0,12732	0,06915	<b>55</b>	0,9042	-0,0118
<b>25</b>	0,0923	0,06265	<b>56</b>	0,93279	-0,0088
<b>26</b>	0,06203	0,05382	<b>57</b>	0,95661	-0,00621
<b>27</b>	0,0373	0,04324	<b>58</b>	0,97543	-0,0041
<b>28</b>	0,01865	0,03176	<b>59</b>	0,98901	-0,00254
<b>29</b>	0,00628	0,0203	<b>60</b>	0,99722	-0,00158
<b>30</b>	0,00015	0,00956	<b>61</b>	0,99997	-0,00126
<b>31</b>	0	0			

## 5. Krila u automobilskoj aerodinamici

Jedna od glavnih karakteristika vozila je da su njegovi kotači u neprestanom dodiru s podlogom. Teoretski promatrano, maksimalna vučna sila vozila na kotaču ograničena je proklizavanjem[20]:

$$F_V = F_T = \mu_a \cdot G_a \quad (5)$$

gdje je  $F_T$  sila trenja na mjestu dodira kotača i podloge,  $\mu_a$  adhezivni koeficijent trenja, a  $G_a$  adhezivno opterećenje.

Iz jednadžbe (5) proizlazi da je vučna sila vozila funkcija dviju varijabli. Adhezivni koeficijent trenja ovisi ponajviše o svojstvima pneumatika i površinskom stanju kolnika. Njega možemo primjerice povećati primjenom mekših pneumatika. Adhezivno opterećenje funkcija je težine vozila. Adhezijsku silu možemo povećati na različite načine, npr. dodavanjem utega na pogonsku osovinu ili punjenje pogonskih kotača vodom (kod traktora).

Kako bi trkaća vozila mogla postići velike brzine, ubrzanja i usporenja, potrebno je što više povećati adhezivnu silu. Adhezivnu silu kod trkaćih vozila ne možemo povećavati povećanjem težine vozila, nego se primjenjuje znanje iz područja aerodinamike. Primjenom krila ili difuzora moguće je stvoriti silu koja će pritiskati vozilo prema podlozi, tzv. aerodinamički potisak (engl. *Downforce*). Za ostvarivanje aerodinamičkog potiska vrlo važno svojstvo kod trkaćih vozila je udaljenost krila od tla, tzv. Ground Effect<sup>1</sup>. Princip rada je sljedeći: porast brzine zraka koji struji ispod vozila uvjetuje bolje prijanja vozila za podlogu. Razlog tome je podtlak ispod vozila što uvelike smanjuje količinu potrebnih krila, a samim time i otpor zraka. Ground effect je veći što je dno vozila bliže podlozi. To je jedan od razloga zašto su trkaćih vozila 'spuštena' prema podlozi u odnosu na cestovna vozila.

Danas u *Formuli 1* susrećemo dvije vrste krila (*Slika 6*):

- prednje krilo (engl. Front wing)
- stražnje krilo (engl. Rear wing)

---

<sup>1</sup> Otkrio ga je 1977. godine Colin Chapman

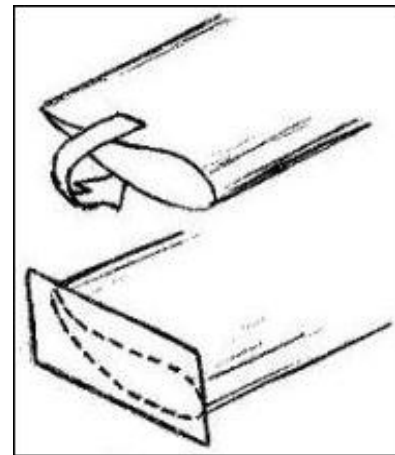
Prednje krilo smješteno je na prednjem dijelu boilda svega nekoliko centimetara od podloge. Zadatak završnog rada upravo je ispitati utjecaj blizine tla na strujanje oko prednjeg krila.



Slika 6. Prednje (lijevo) [9] i stražnje (desno) [10] krilo Formule 1

Prvo krilo primjenjeno u motosportu kako bi se ostvario aerodinamički potisak primjenjeno je na trkaćem vozilu Caparall 2E 1966. godine (Slika 6). Prvo prednje krilo u Formuli 1 pojavilo se pak na Grand Prix-u u Monacu 1968. godine na Lotusu 49B (Slika 6). Početkom 70-tih godina prošloga stoljeća započinje ubrzani razvoj prednjih krila.

Prednje krilo proizvodi oko 1/3 downforce-a. Sastoji od nekoliko redova aerodinamičkih površina omeđenih krajnim pločicama – endplates (Slika 7). Uloga pločica je spriječiti poprečno strujanje zraka s gornje na donju površinu i time povećati efikasnost krila [6]. Važno je naglasiti da krivo dizajnirano krilo može utjecati na cijelokupnu aerodinamiku bolida.



Slika 7. Endplates [11]

Konstrukcija stražnjeg krila je složenija od konstrukcije prednjeg zbog nastrujavanja trurbulentnog zraka na krilo, koji prelazi preko čitavog vozila, kotača, kacige vozača, itd. I ovdje se radi o nekoliko redova aerodinamičkih površina koji su omeđeni s dvije velike završne ploče.

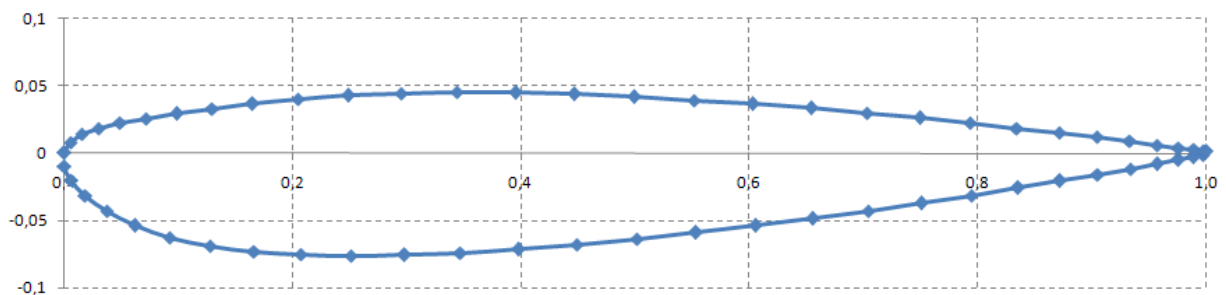


*Slika 8.* Chaparral 2E (1966.) [12] i Lotus 49B (1968.) [13]



## 6. Zakrivljeni profil NACA 23012

Kako je već ranije naglašeno, aerodinamički profili koji se koriste u zrakoplovstvu stvaraju silu uzgona usmjerenu vertikalno prema gore. Kako bi promatrani profil NACA 23012 stvarao silu u suprotnu smjeru potrebno ga je 'okrenuti', tj. zamjeniti međusobno gornju i donju krivulju profila. To se može vrlo jednostavno učiniti promjenom predznaka koordinatama  $y$  iz *Tablice 1* (*Slika 9*).



Slika 9. 'Okrenuti' profil NACA 23012

'Okrenuti' profil NACA 23012 proizvodi relativno mali koeficijent uzgona  $C_L$ . Kako bi ga dodatno povećali, potrebno je zakriviti profil. Ako ponovo promotrimo *Sliku 6* uočiti ćemo da su u stvarnosti krila na trkačim vozilima zakrivljena. U *Tablici 2* se nalaze koordinate krivulje rasta srednjice profila (camber line) [4].

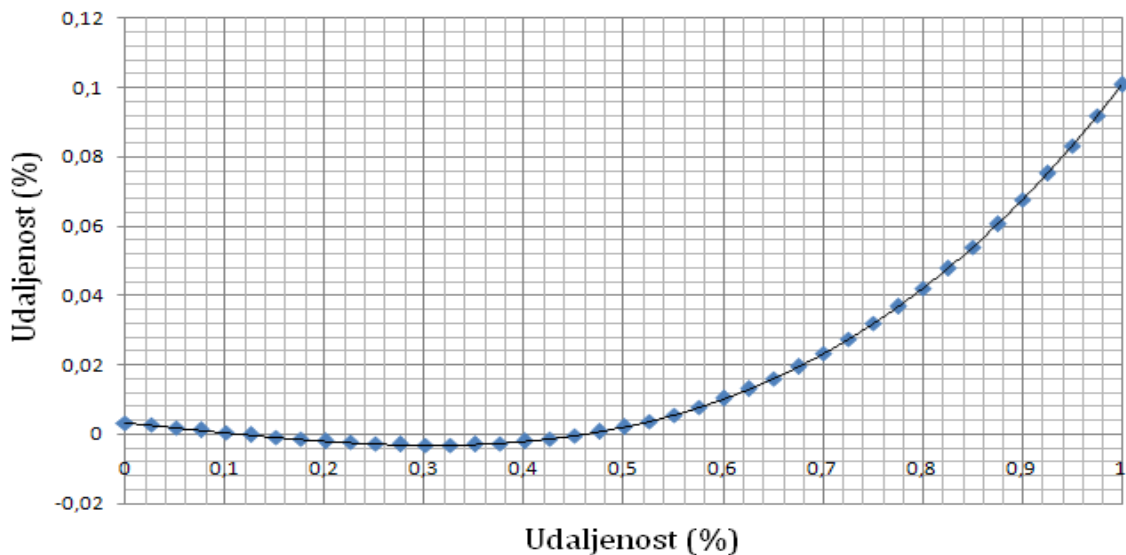
Učitavanjem koordinata iz *Tablice 2* u dijagram (*Slika 10*) i međusobnim spajanjem točaka polinomnom krivuljom 6. stupnja dobije se jednačba rasta srednjice profila:

$$y = -3 \cdot 10^{-11}x^6 + 2 \cdot 10^{-10}x^5 - 4 \cdot 10^{-10}x^4 + 0,15 \cdot x^3 - 0,025x^2 - 0,027x + 0,003 \quad (6)$$

Uvrštavanjem koordinata  $x$  iz *Tablice 1* u jednačbu (6) mogu se izračunati koordinate  $y$  te time nacrtati zakrivljenost gornje i donje krivulje profila. Jasno je da će se te točke nalaziti na srednjici profila. Kako bi dobili konačni oblik zakrivljenog profila NACA 23012 potrebno je pribrojiti vrijednosti koordinata  $y$ , dobivenih pomoću jednačbe (6), sa vrijednostima koordinata  $y$  'okrenutog' profila. Konačne koordinate točaka zakrivljenog profila NACA 23012 nalaze se u *Tablici 3*, a grafički interpretacija prikazana je na *Slici 11*.

Tablica 2: Koordinate krivulje rasta srednjice profila [%] [4]

x	y	x	y
0	0,0033	0,525	0,003677
0,025	0,002599	0,55	0,005569
0,05	0,001881	0,575	0,007738
0,075	0,00116	0,6	0,0102
0,1	0,00045	0,625	0,012968
0,125	-0,00024	0,65	0,016056
0,15	-0,00088	0,675	0,019479
0,175	-0,00147	0,7	0,02325
0,2	-0,002	0,725	0,027384
0,225	-0,00244	0,75	0,031894
0,25	-0,00279	0,775	0,036795
0,275	-0,00303	0,8	0,0421
0,3	-0,00315	0,825	0,047824
0,325	-0,00313	0,85	0,053981
0,35	-0,00296	0,875	0,060585
0,375	-0,00262	0,9	0,06765
0,4	-0,0021	0,925	0,07519
0,425	-0,00139	0,95	0,083219
0,45	-0,00047	0,975	0,091751
0,475	0,000673	1	0,1008
0,5	0,00205		



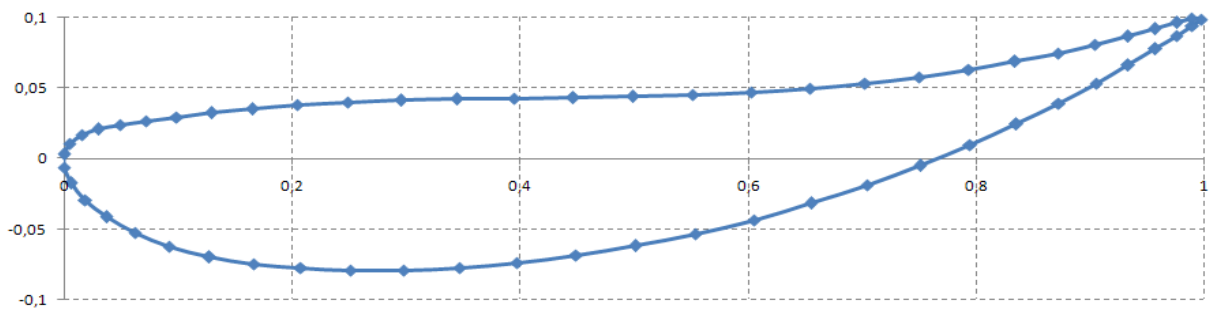
Slika 10: Krivulja rasta srednjice profila

Tablica 3: Koordinate zakrivljenog profila NACA 23012

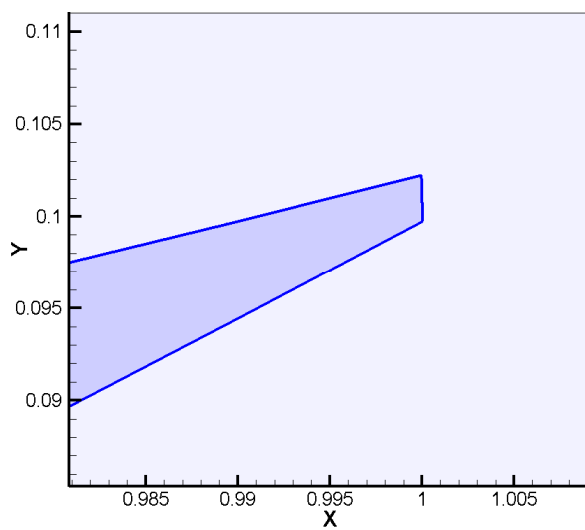
	x	y		x	y
1	1,00003	0,099751	32	0,00533	0,010775
2	0,9973	0,098295	33	0,01557	0,016584
3	0,98914	0,093979	34	0,03029	0,020863
4	0,97563	0,086980	35	0,04915	0,02411
5	0,95693	0,077591	36	0,07195	0,026844
6	0,93324	0,066188	37	0,09868	0,029456
7	0,90482	0,053198	38	0,12954	0,032229
8	0,87197	0,039106	39	0,16483	0,035142
9	0,83506	0,024396	40	0,20483	0,03787
10	0,79449	0,009542	41	0,24869	0,039876
11	0,75070	-0,005019	42	0,29531	0,041169
12	0,70417	-0,018884	43	0,34418	0,041961
13	0,65541	-0,031744	44	0,39476	0,042493
14	0,60496	-0,043323	45	0,4465	0,043023
15	0,55335	-0,053420	46	0,49883	0,043809
16	0,50117	-0,061898	47	0,55117	0,045090
17	0,44897	-0,068696	48	0,60296	0,047063
18	0,39733	-0,073765	49	0,6536	0,049825
19	0,34681	-0,077133	50	0,70257	0,053459
20	0,29796	-0,078836	51	0,7493	0,057907
21	0,25131	-0,078953	52	0,7933	0,063084
22	0,20738	-0,077576	53	0,83407	0,068784
23	0,16604	-0,074685	54	0,87118	0,074802
24	0,12732	-0,069683	55	0,9042	0,080835
25	0,09230	-0,062237	56	0,93279	0,086605
26	0,06203	-0,052555	57	0,95661	0,091813
27	0,03730	-0,041274	58	0,97543	0,096190
28	0,01865	-0,029271	59	0,98901	0,099492
29	0,00628	-0,017470	60	0,99722	0,101546
30	0,00015	-0,006564	61	0,99997	0,102249
31	0	0,003000			

Zakrivljeni oblik profila NACA 23012 ima tupi rep profila (engl. Blunt trailing edge) (Slika 12). Kako se kasnije ne bi pojavljivali problemi s generiranjem mreže tupi rep potrebno je zašiljiti (engl. Sharp trailing edge). Vrlo je važno napraviti što laganiji prijelaz, tj. bez primjetnih kuteva na gornjoj i donjoj površini profila (Slika 13). Zato treba prilagoditi zadnjih 6 točaka gornje i donje krivulje profila. Zašiljenjem repa profila lokalna slika strujanja se neće puno razlikovati od

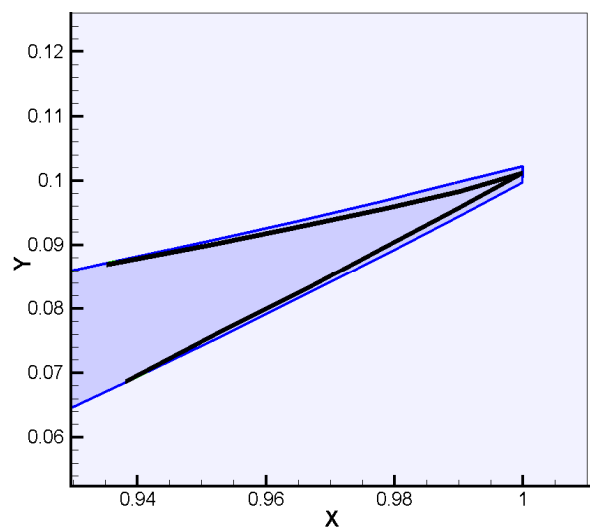
stvarnog strujanja oko repa profila. U stvarnosti, za sasvim točnu simulaciju strujanja oko takvih tupih rubova trebalo bi imati vrlo finu diskretizaciju prostora oko repa profila, tj. puno vrlo malih elemenata CFD mreže (pravokutnika i trokuta). No, kako je strujanje tu samo lokalnog karaktera, tj. ne utječe puno na uzgon i otpor čitavog profila, zašiljenjem ruba olakšava se put do rezultata.



Slika 11. Zakrivljeni profil NACA 23012



Slika 12: Tupi rep profila



Slika 13: Zašiljeni rep profila

## 7. CFD program

*Računalna dinamika fluida* (engl. Computational Fluid Dynamics - CFD) je grana mehanike fluida kojoj je glavni cilj primjena znanja i iskustava s područja dinamike fluida za izradu računalnih modela [14]. Pored, primjerice, modeliranja opstrujavanja oko karoserije automobila, modelira se tok fluida oko lopatica vodenih, parnih i plinskih turbina, strujanje vode oko trupa broda, strujanje zraka oko visokih zgrada i mostova, klimatizacija i izmjena topline u zgradama itd.

Dva glavna elementa CFD-a su: diskretizacija domene rješavanja i rješavanje jednadžbi matematičkog modela strujanja fluida. Kod diskretizacije domene prostor strujanja fluida dijeli se u skup konačnih volumena, tj. kreira se mreža konačnih volumena oko tijela. Rješavanje jednadžbi matematičkog modela se svodi na primjenu integralnog oblika zakona održanja za svaki konačni volumen koji prekriva domenu rješavanja.

U ovom radu je korišten komercijalni CFD programski paket FLUENT [1,16]. FLUENT pruža mogućnosti modeliranja širokog raspon nestlačivih i stlačivih, laminarnih i turbulentnih problema strujanja fluida. U radu se razmatra strujanje zraka pri relativno velikim brzinama,  $U = 300 \text{ km/h} = 83.3 \text{ m/s}$ , što daje i visoki Reynoldsov broj:

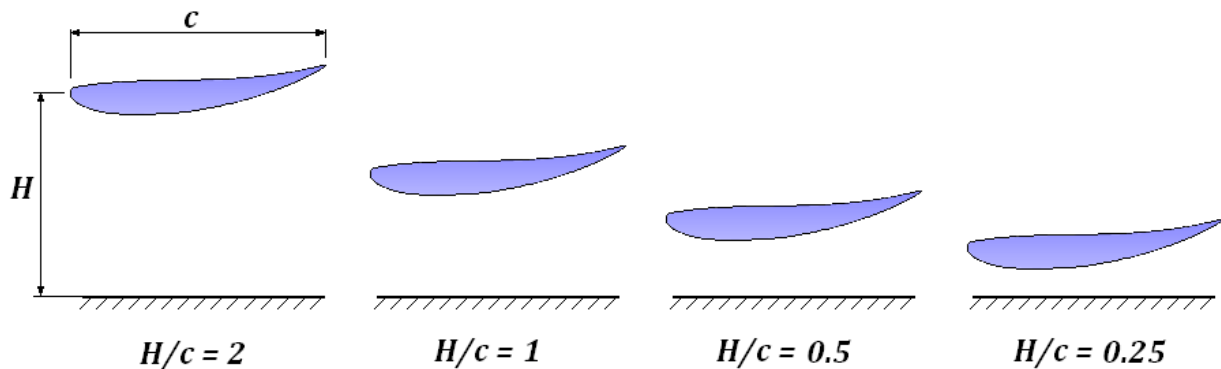
$Re = \rho \cdot L_{REF} \cdot U / \mu = 1.7$  milijuna, odnosno čisto turbulentno strujanje. Za modeliranje turbulentnog strujanja korištena su dva različita modela turbulencije [1]:

- Spalart-Allmarasov model (S-A)
- Standardni  $k-\varepsilon$  model ( $k-\varepsilon$ )

Unutar FLUENT-a korišten tzv. Pressure-Based solver koji se uglavnom koristi za rješavanje nestlačivih i slabo stlačivih strujanja [1].

## 8. Parametri strujanja

Simulacije su provedene za ravni i zakrivljeni profil. Iako je u stvarnosti strujanje oko krila trodimenzionalno (3-D), ovdje se zbog jednostavnosti i kraćeg vremena potrebnog za simulacije razmatra slučaj dvodimenzionalnog (2-D) strujanja. Promatrat se stacionarno strujanje, iako u stvarnosti strujanje oko ovakvih profila može biti i nestacionarno, posebno kod velikih napadnih kuteva ili velike zakrivljenosti profila. Brzina neporemećene struje jednaka je  $U = 83.3 \text{ m/s}$  (300 km/h), iz čega proizlazi Machov broj  $Ma_\infty = 0,25$  (nekompresibilno strujanje). Razmak između profila i podloge opisan je bezdimenzijskom varijacijom  $H/c$  (Slika 14), pri čemu ona poprima vrijednosti između beskonačno (podloge nema) do 0.25 (razmak 1/4 duljine profila  $c$ ). Duljina profila  $c$  iznosi 0.3 m, a ostali parametri nalaze se u *Tablici 4*.



Slika 14. Udaljenost profila od podloge definirana je varijacijom  $H/c$

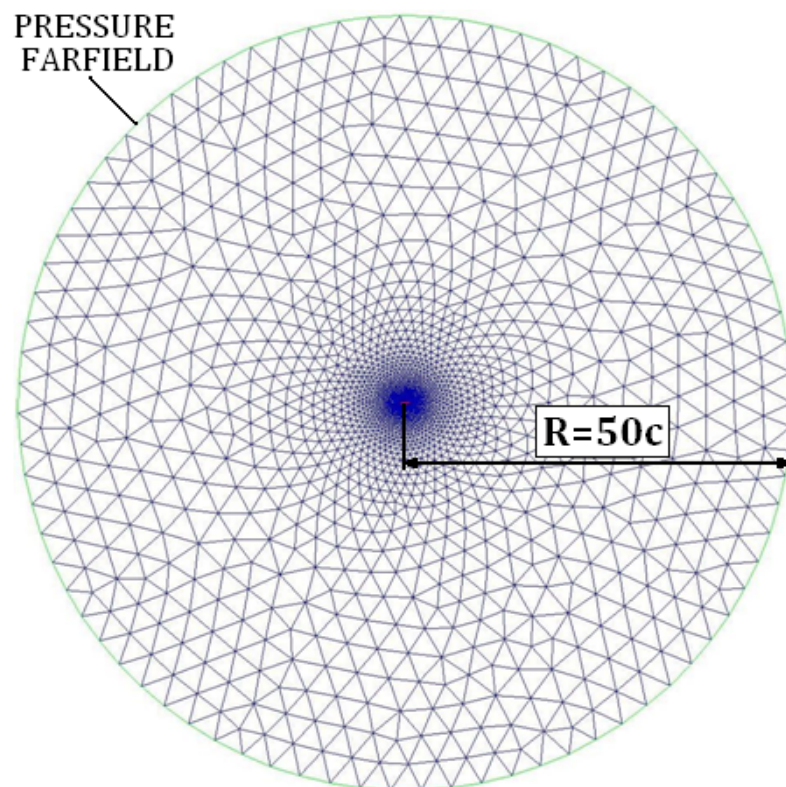
Tablica 4. Parametri strujanja fluida

Brzina strujanja $U$	Gustoća $\rho_\infty$	Temperatura $T_\infty$	Tlak $p_\infty$	Machov broj $M_\infty$	Dinamička viskoznost $\mu_\infty$	Reynoldsov broj $Re$
86.3 m/s	$1.18 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	300 K	101325 Pa	0.25	$1.7894 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$	$1.7 \cdot 10^6$

## 9. Pregled korištenih mreža

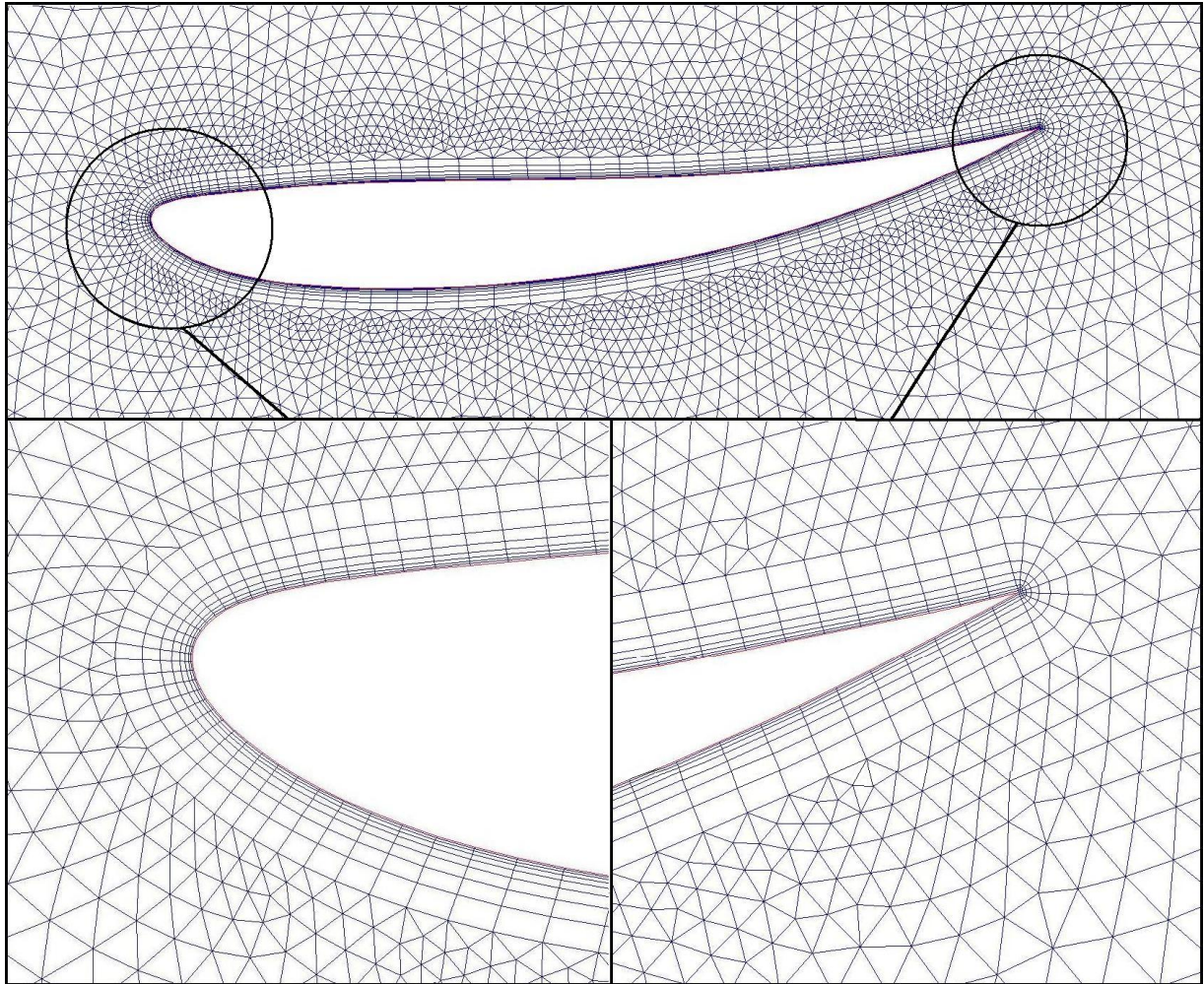
Kako je već ranije naglašeno, rezultati simulacija ovisit će o diskretizaciji domene rješavanja, odnosno o kvaliteti CFD mreže. Mreža je generirana u GAMBIT-u, programu koji dolazi u paketu s FLUENT distribucijom. Sve simulacije u radu su provedene na tzv. hibridnim mrežama, koje se sastoje od strukturiranih elemenata (pravokutnika) uz samu stjenku modela, te nestrukturiranih elemenata (trokuta) u preostalom dijelu domene strujanja (Slika 16). Strukturirani dio mreže važan je zbog pojave graničnog sloja oko stijenke profila [2].

Da bi se na vanjskom rubu domene strujanja postigla vrijednosti fizikalnih veličina neporemećene struje, potrebno je generirati mrežu čiji će vanjski rub biti dovoljno udaljen od profila. Vanjski rub mreže za varijaciju  $H/c = \infty$  definiran je kružnicom radijusa  $R = 50 \cdot c$  (Slika 15). Na rubu mreže u FLUENT-u definiran je tlak zraka (eng. *Pressure Farfield Boundary Condition*), dok je kontura profila kod svih mreža definirana kao viskozna stijenka (eng. *No-Slip Wall B.C.*).



Slika 15. Mreža za varijaciju  $H/c = \infty$ , (oznaka M1)





*Slika 16.* Mreža u okolici profila

Srukturirani dio mreže oko profila ima 8 slojeva, pri čemu je visina prvog sloja  $5 \cdot 10^{-4}$  m (odnosno  $1.7 \cdot 10^{-3}$  puta duljine profila), a faktor rasta iznosi 1.25. Kako bi se osiguralo ispravno numeričko rješenje strujanja u blizini profila, tj. izbjegli ne-fizikalni gradijenti promjene parametara strujanja, potrebno je osigurati da su trokutni elementi na prijelazu iz strukturirane u nestrukturiranu mrežu približno jednake visine kao posljedni sloj strukturirane mreže (*Slika 16*).

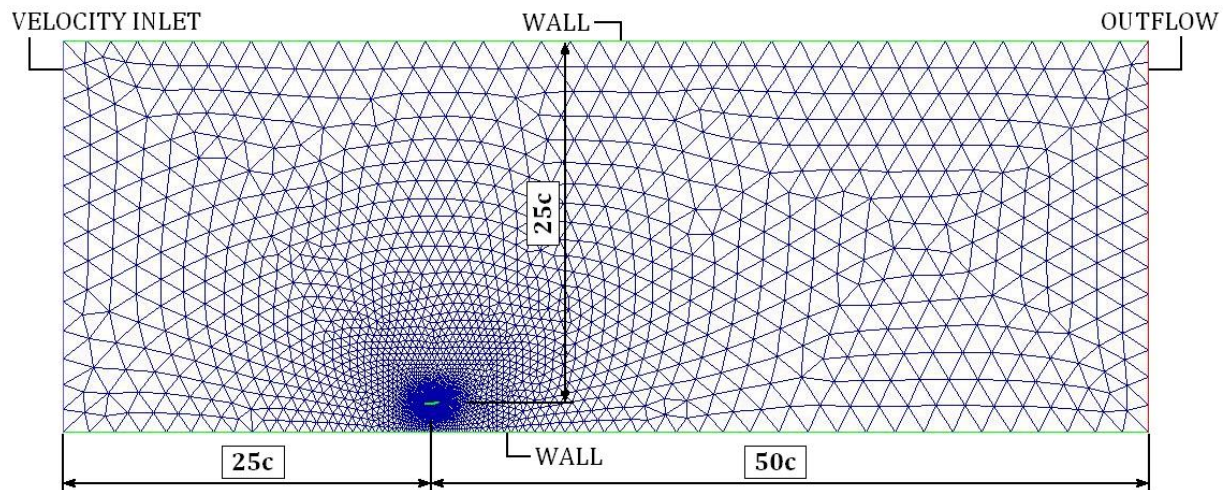
Za varijacije  $H/c = 2, 1, 0.5$  i  $0.25$ , dakle u slučajevima gdje je prisutna podloga (cesta), domena strujanja definirana je pravokutnikom (*Slika 17*). Za te slučajeve primjenjene su dvije vrste hibridne mreže, s razlikom što kod jedne na podlozi postoje isključivo trokutni elementi, dok na drugoj mreži na podlozi u području ispod profila postoje dodatni strukturirani slojevi na duljini



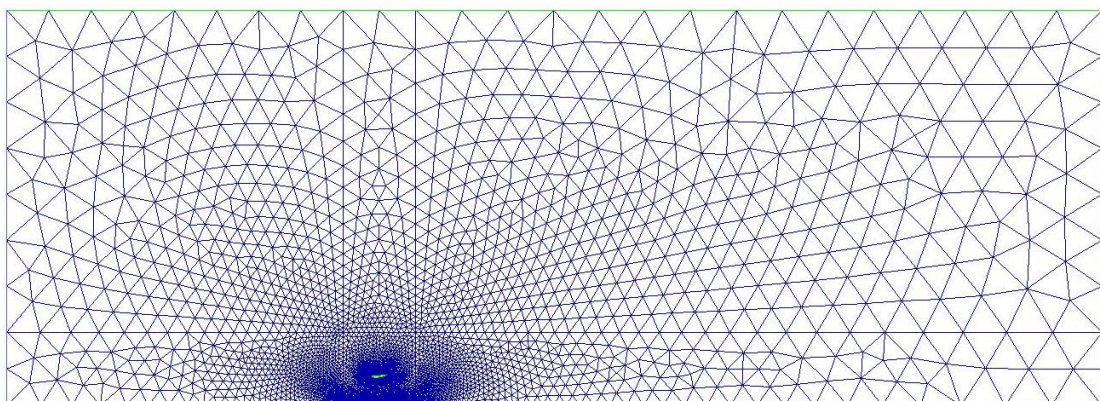
5-c (Slike 18 i 19). Ti strukturirani slojevi trebali bi omogućiti točniju simulaciju ubrzanja struje zraka, tj. točniji prikaz gradijenata brzine i tlaka koji nastaju prolaskom zraka kroz suženje između krila i ceste. Na Slikama 15 i 17 su označeni rubni uvjeti korišteni u simulacijama.

Kako bi međusobno razlikovali spomenute CFD mreže nazovimo ih:

- **M1** (Slika 15) – za varijaciju  $H/c = \infty$
- **M2** (Slika 17) – za varijacije  $H/c = 2, 1, 0.5, 0.25$ , čista trokutna mreža na podlozi
- **M3** (Slike 18 i 19) – za varijacije  $H/c = 2, 1, 0.5, 0.25$ , dodatni strukturirani slojevi na podlozi

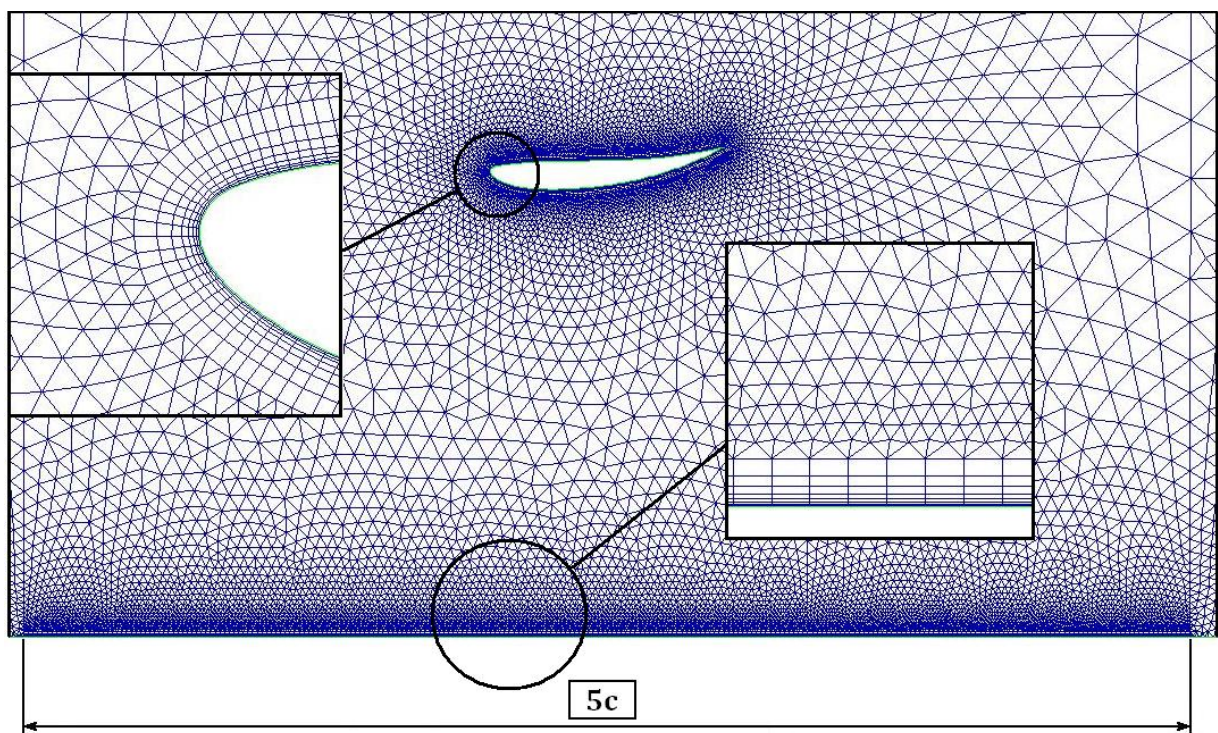


Slika 17. Konačni volumeni i rubni uvjeti za mreže M2



Slika 18. Konačni volumeni i rubni uvjeti za mreže M3

Kad je riječ o rubnim uvjetima u domeni strujanja, gornja i donja stranica domene definirane su kao *wall* (zid). U stvarnosti se prilikom vožnje vozila kroz mirujući zrak na cesti ne stvara granični sloj. Zato su spomenuti zidovi u FLUENT-u definirani kao tzv. *moving wall* (gibajući zid), a smjer i brzina gibanja jednaki su smjeru nastrujavanja fluida. Lijevi brid pravokutnika definiran je kao *velocity inlet*, a desni kao *outflow*. Međusobna usporedba parametara mreža prikazana je u *Tablici 6*, a osnovne karakteristike svih provedenih simulacija, njih ukupno 20, dane su u *Tablici 7*.



Slika 19. Mreža M3 - dodatni strukturni sloj na podlozi



Tablica 5. Usporedba mreža

	H/c	$\infty$		2	1	0.5	0.25
Mreža 1	Oblik profila	Ravni	Zakr.	Zakr.	Zakr.	Zakr.	Zakr.
	Broj čvorova	6180	6180	6781	8463	8161	7641
	Broj elemenata	11144	11144	11742	15084	14456	13448
Mreža 2	Visina 1. sloja [m]	$5 \cdot 10^{-4}$		$5 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-4}$
	Broj strukt. sloj.	8		8	8	8	8
Mreža 3	Oblik profila	-		Zakr.	Zakr.	Zakr.	Zakr.
	Broj čvorova	-		15548	14321	14615	13879
	Broj elemenata	-		27012	26558	25146	23674
	Visina 1. sloja [m]	-		$5 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-4}$
	Broj strukt. sloj.	-		16	16	16	16

Tablica 6. Ukupni broj simulacija

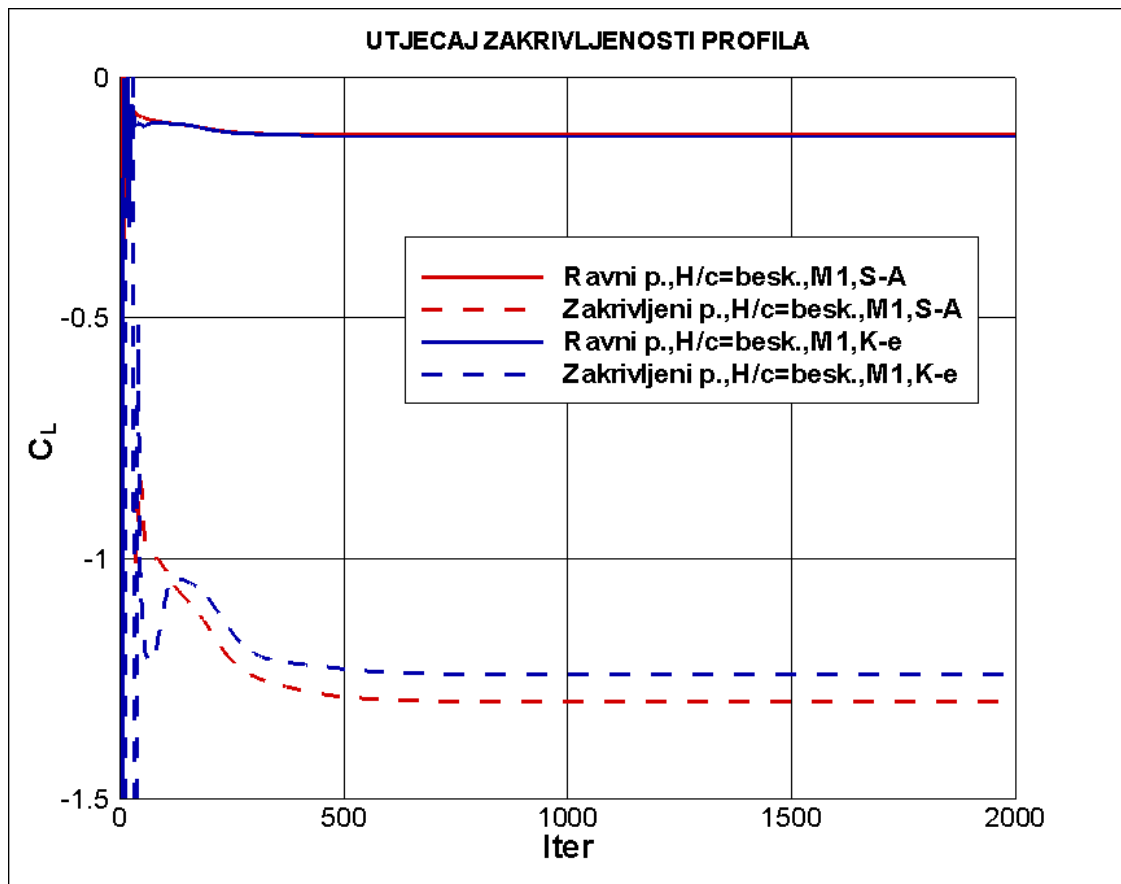
H/c	Vrsta mreže	Model turbulencije	Oblik profila		Broj simulacija
$\infty$	M1	S-A	R	Z	2
		k- $\epsilon$	R	Z	2
2	M2	S-A	-	Z	1
		k- $\epsilon$	-	Z	1
	M3	S-A	-	Z	1
		K- $\epsilon$	-	Z	1
1	M2	S-A	-	Z	1
		k- $\epsilon$	-	Z	1
	M3	S-A	-	Z	1
		k- $\epsilon$	-	Z	1
0.5	M2	S-A	-	Z	1
		k- $\epsilon$	-	Z	1
	M3	S-A	-	Z	1
		k- $\epsilon$	-	Z	1
0.25	M2	S-A	-	Z	1
		k- $\epsilon$	-	Z	1
	M3	S-A	-	Z	1
		k- $\epsilon$	-	Z	1
Ukupni broj simulacija					$\Sigma$ 20

## 10. Analiza rezultata

U analizi rezultata uzeti su u obzir utjecaj zakrivljenosti profila, utjecaj modela turbulencije, utjecaj CFD mreže i utjecaj blizine tla. Pri tome se kao fizikalne veličine promatraju *koeficijenti otpora*  $C_D$  i *uzgona*  $C_L$ , koji se prikazuju u ovisnosti o broju iteracija za svaku simulaciju. Treba imati na umu da koeficijent uzgona uvijek ima negativan predznak jer stvara silu uzgona usmjerenu prema podlozi, tj. smanjenje vrijednosti  $C_L$  predstavlja povećanje aerodinamičkog potisaka.

### 10.1 Utjecaj zakrivljenosti profila

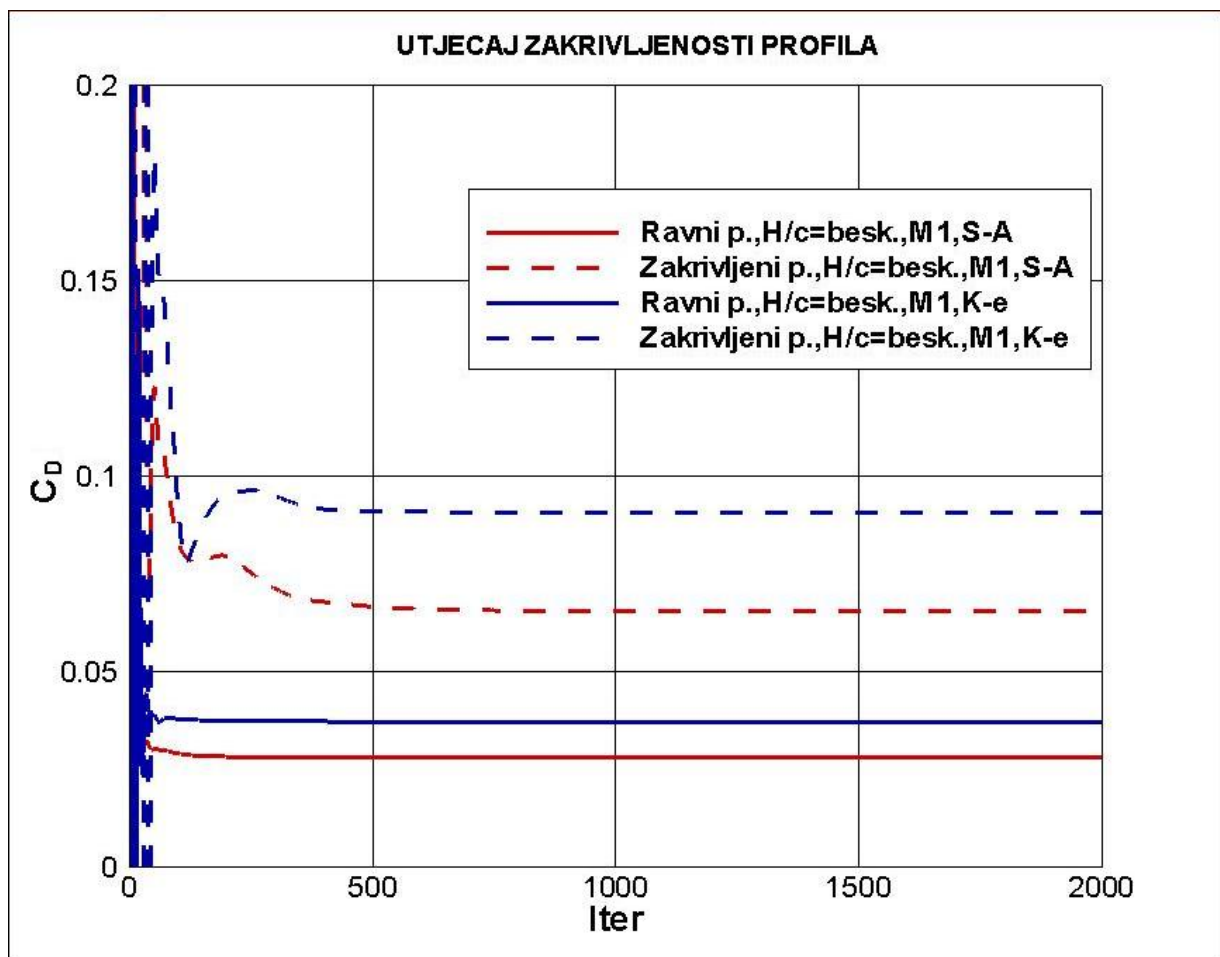
Za varijantu  $H/c = \infty$  provedene su simulacije na ravnom i zakrivljenom profilu s različitim modelima turbulencije (*S-A* i *K-ε*). *Slika 20* prikazuje koeficijent uzgona  $C_L$  u ovisnosti o broju iteracija.



Slika 20. Utjecaj zakrivljenosti profila – koeficijent uzgona  $C_L$

Neovisno o modelu turbulencije uzgon za zakrivljeni profil je za red veličine veći od uzgona ravnog profila.

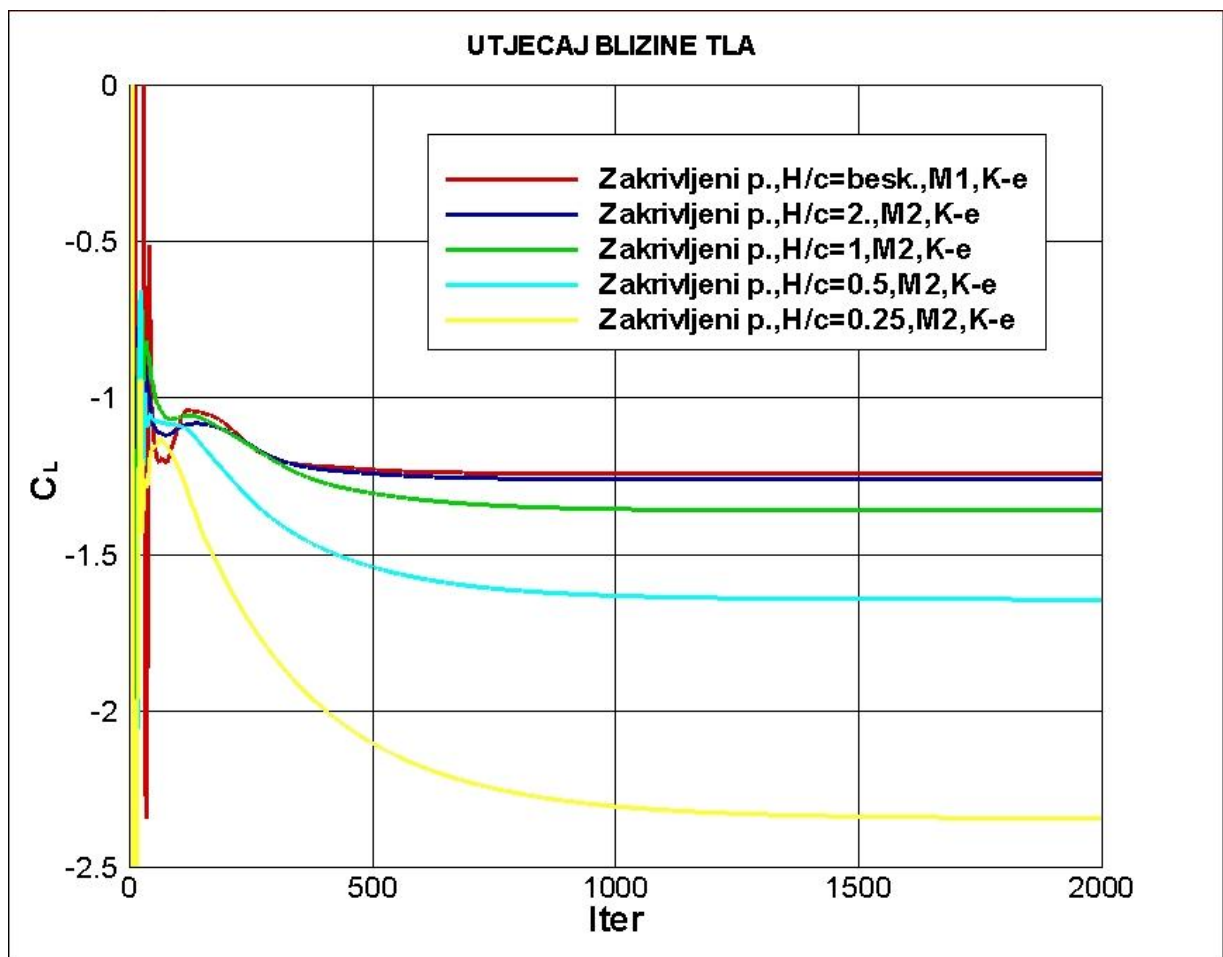
Povećanje uzgona ima za posljedicu povećanje sile aerodinamičkog otpora. *Slika 21.* prikazuje koeficijent otpora  $C_D$  u ovisnosti o broju iteracija. Neovisno o modelu turbulencije koeficijent uzgona je veći kod zakrivljenog profila. No porast otpora za zakrivljeni profil puno je manji nego porast apsolutne vrijednosti uzgonske sile, tako da je aerodinamička kvaliteta, izražena pomoću odnosa ( $C_L/C_D$ ), jasno na strani zakrivljenog profila. Za ravni profil taj odnos iznosi otprilike  $-5$ , dok za zakrivljeni profil ima vrijednost otprilike  $-15$ . To je glavni razlog zašto se u aerodinamici cestovnih i trkaćih vozila koriste krila s naopako okrenutim i zakrivljenim zrakoplovnim profilima.



*Slika 21.* Utjecaj zakrivljenosti profila – koeficijent otpora  $C_D$

## 10.2 Utjecaj blizine tla

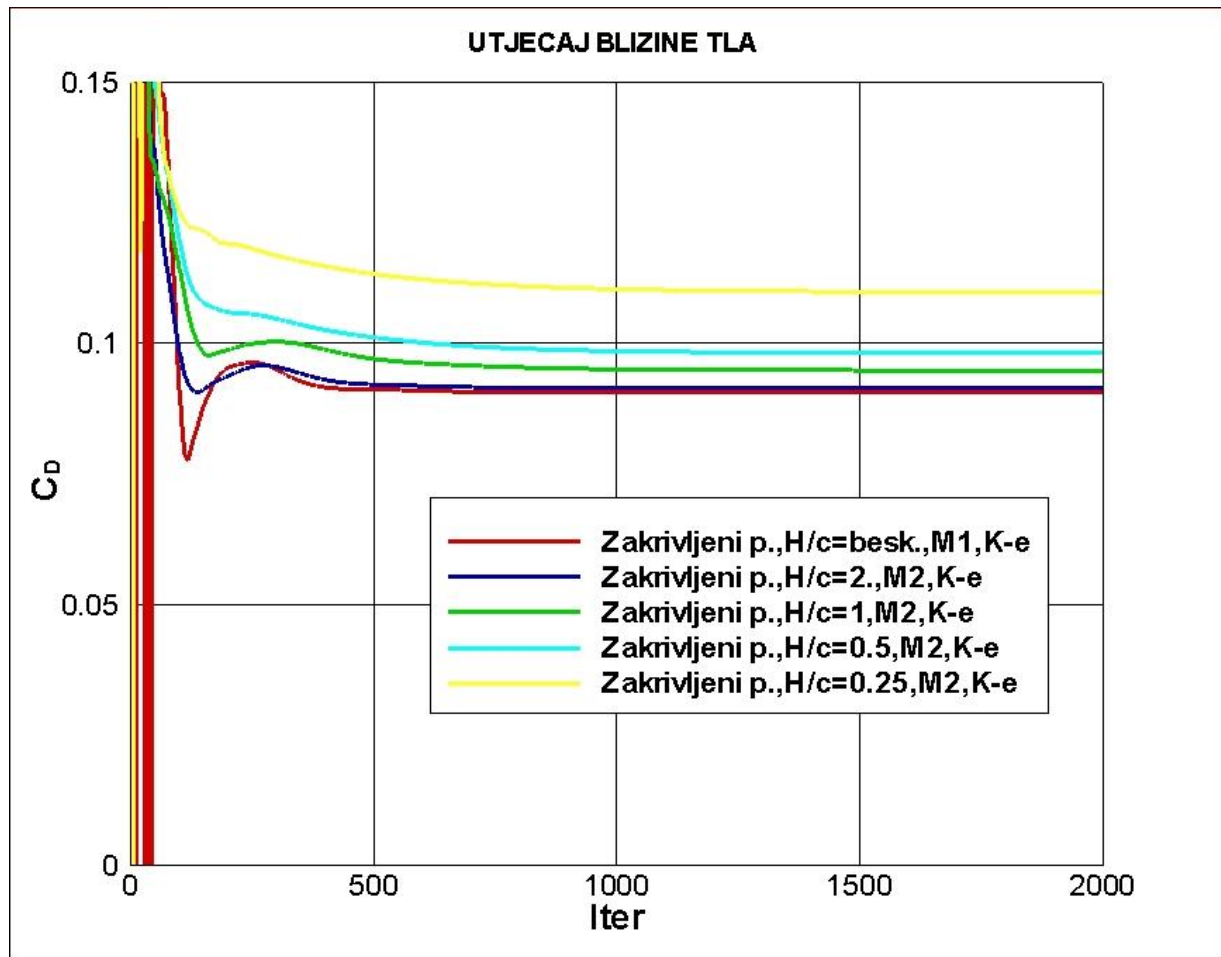
Kako je već ranije naglašeno, varijacija  $H/c$  poprima vrijednosti 2, 1, 0.5 i 0.25. Kako *Slika 22* prikazuje, koeficijent uzgona raste smanjivanjem udaljenosti profila od podloge pa će za  $H/c = 0.25$  koeficijent uzgona  $C_L$  biti najveći. Približavanjem profila prema podlozi smanjuje se presjek kroz koji zrak struji ispod profila te se, kao posljedica međusobnog približavanja strujnica, povećava brzina strujanja i smanjuje lokalni statički tlak u polju strujanja. Tako nastaje podtlak ispod profila, koji vuče profil prema podlozi. Ta tlačna sila povećava se smanjivanjem varijacije  $H/c$  (*Venturijev efekt*).



*Slika 22.* Utjecaj blizine tla - koeficijent uzgona  $C_L$

Analogno rastu koeficijenta uzgona približavanjem prema podlozi, raste i koeficijent otpora  $C_D$  (*Slika 23*) no opet dosta sporije nego koeficijent uzgona. *Slika 24* prikazuje 'topografsku kartu'

brzine u polju strujanja za varijacije  $H/c = 2$  i  $H/c = 0.25$ . Na njoj se jasno vidi razlika u brzini strujanja u području ispod profila.



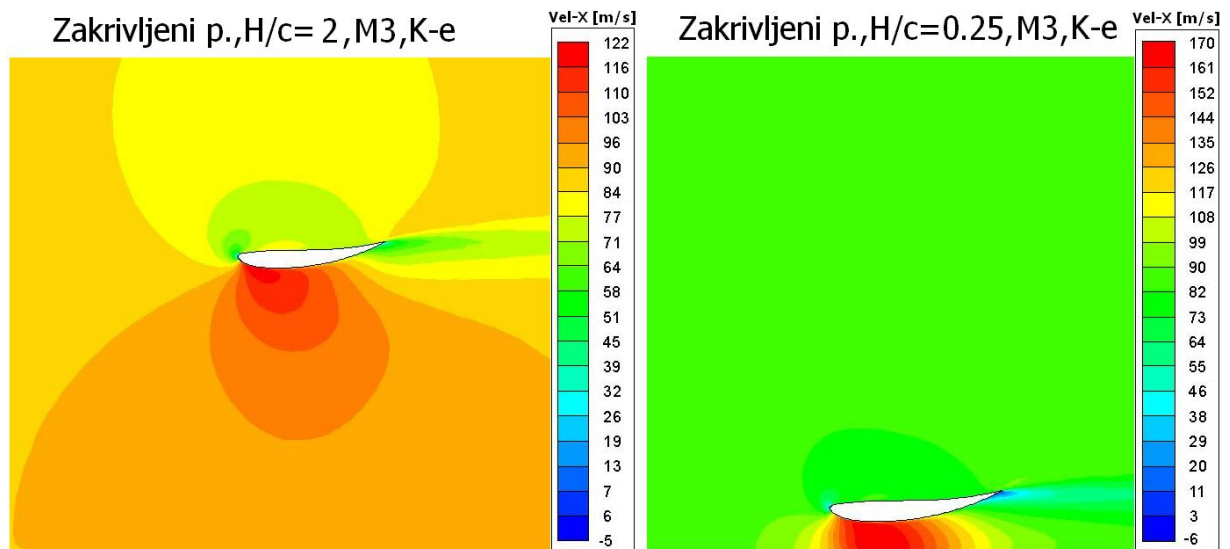
Slika 23. Utjecaj blizine tla – koeficijent otpora  $C_D$

Rezultati pokazuju da koeficijent uzgona profila za udaljenost  $H/c = 0,25$  približno poprima vrijednost  $C_L \cong -2.3$ , uz koeficijent otpora  $C_D \cong 0.12$ . Odnos uzgon-otpor iznosi:

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{-2.31}{0.12} \cong -19$$

Ova vrijednost skoro je dvostruko veća od stvarnih aerodinamičkih karakteristika koje za krila u *Formuli 1* iznose najviše  $C_L/C_D \cong -10$  [4]. Postavlja se pitanje zbog čega je tolika razlika između teorijskog rezultata za 2-D profil i stvarne vrijednosti iz prakse? Razlog tomu je što se ovdje razmatra strujanje oko idealiziranog 2-D krila. U našem slučaju treća dimenzija (raspon krila, tj.

aspect ratio  $AR$ ) je beskonačno duga. Kao što je već ranije naglašeno, smanjenjem  $AR$  opada i odnos  $C_L/C_D$  [6].

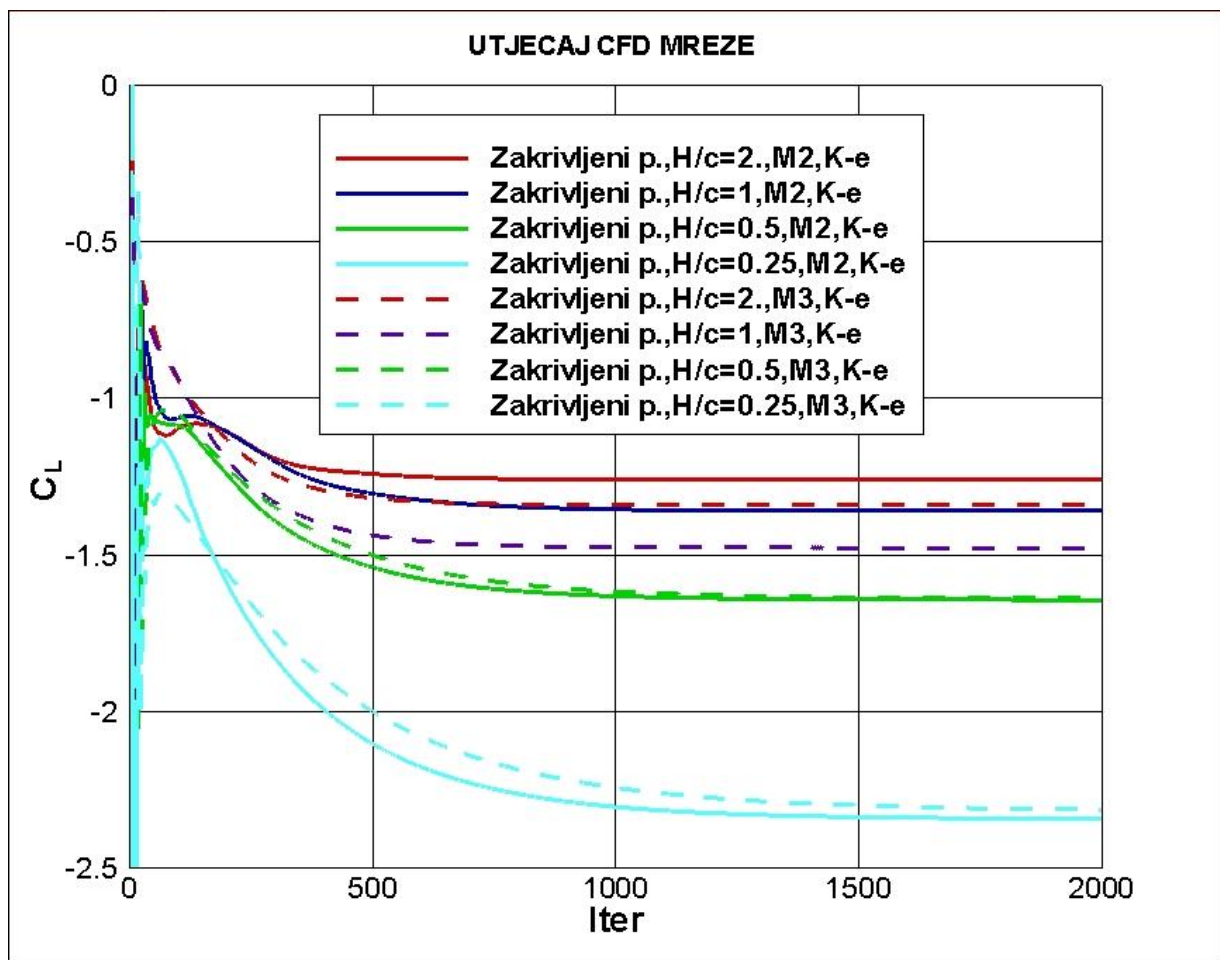


Slika 24. Brzina strujanja u okolici profila za  $H/c = 2$  (lijevo) i  $H/c = 0.25$  (desno)



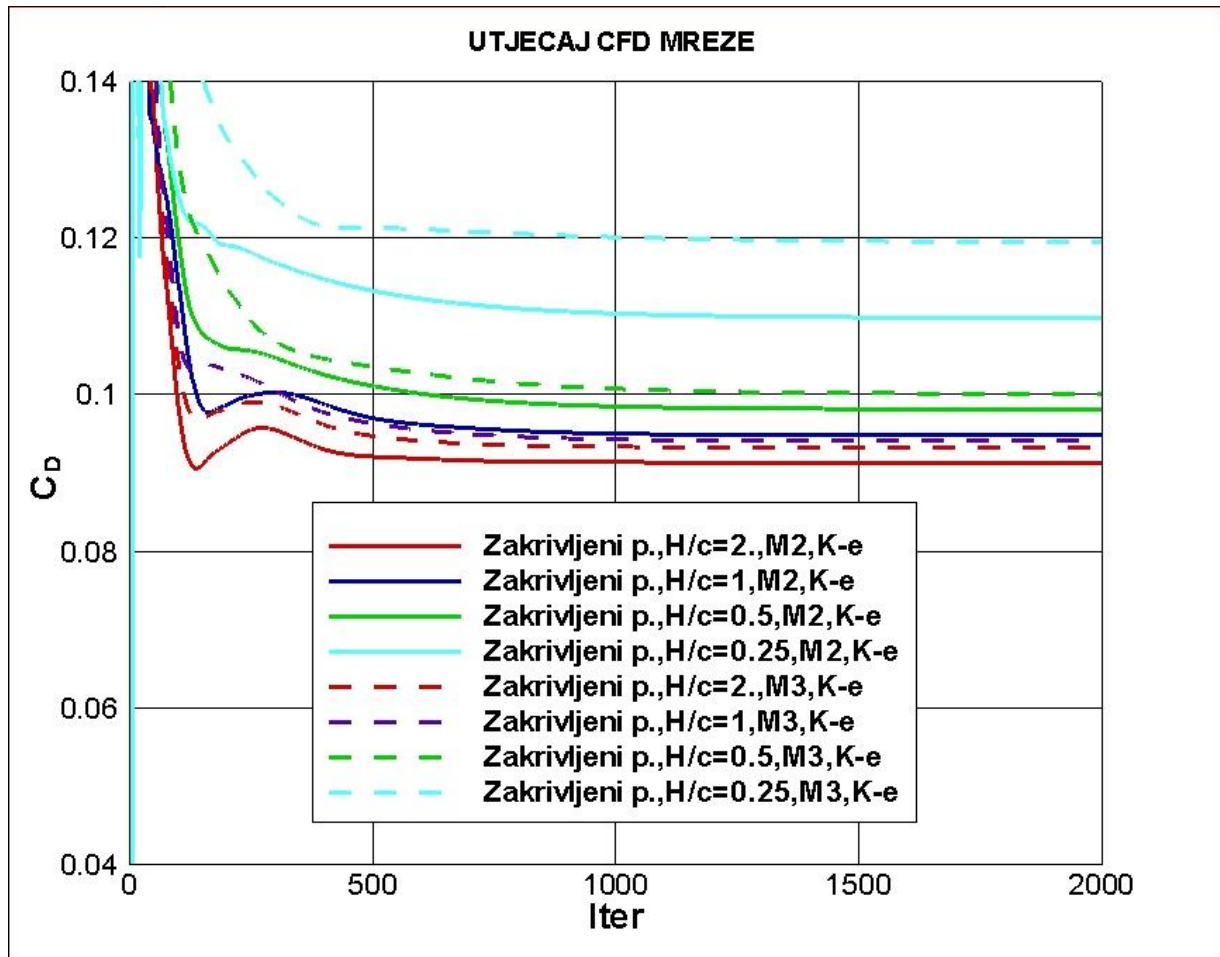
### 10.3 Utjecaj CFD mreže

Poznato je iz CFD literature da finoća diskretizacije domene strujanja, tj. kvaliteta CFD mreže, uvelike utječe na rezultate simulacija. Već je ranije naglašeno da su za varijacije  $H/c = 2$  do  $0.25$  korištene dvije različite CFD mreže: M2 i M3. Podsjetimo se kako je glavna razlika između ove dvije mreže u dodatnom strukturiranom sloju na podlozi ispod profila. Slika 25 prikazuje rezultate koeficijenta uzgona  $C_L$  za model turbulencije  $k-\epsilon$ . Za varijacije  $H/c = 2$  i  $H/c = 1$  koeficijent uzgona je otprilike 10 do 15 % veći kod mreže sa strukturiranim slojevima na cesti (mreža M3), dok je za varijante  $H/c = 0.5$  i  $H/c = 0.25$  nema osjetne razlike između M2 i M3 mreža. To znači da se približavanjem krila prema podlozi smanjuje utjecaj strukturiranih slojeva na podlozi na izračunatu silu uzgona.

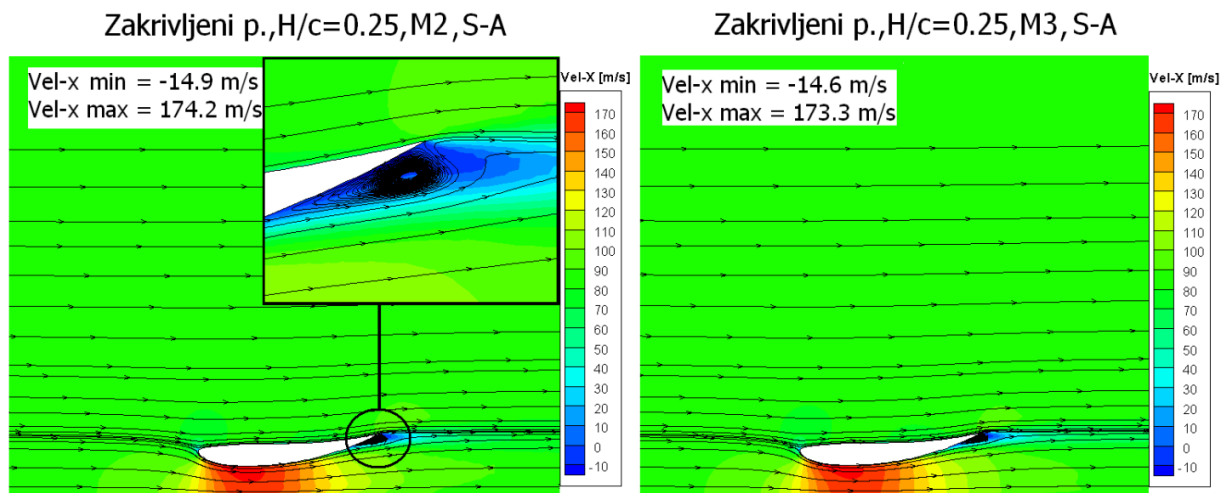


Slika 25. Utjecaj CFD mreže – koeficijent uzgona  $C_L$

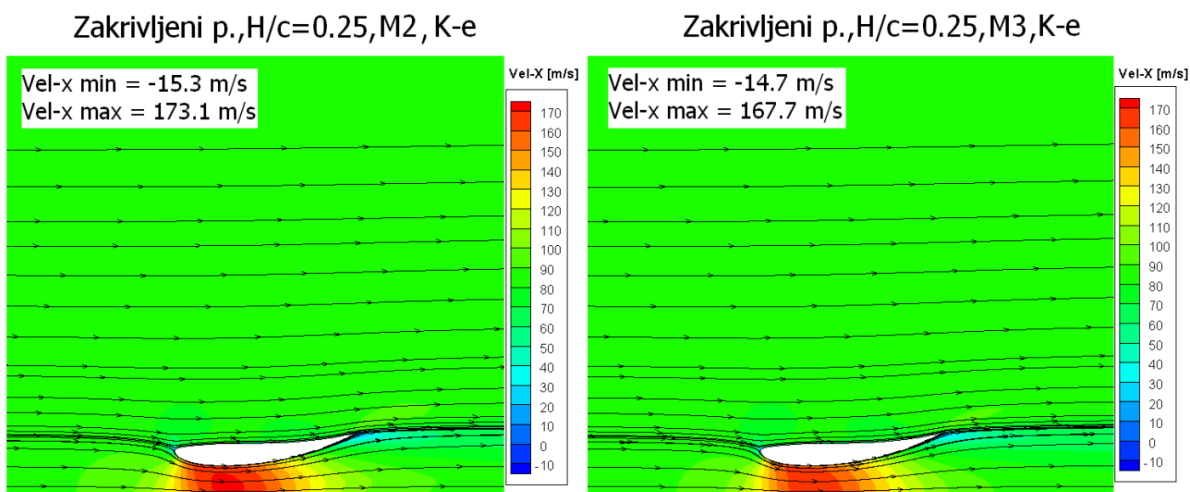
Kod sile otpora situacija je obrnuta, tj. približavanjem prema cesti raste utjecaj strukturiranih slojeva na podlozi (Slika 26). Za najmanju udaljenost,  $H/c = 0.25$ , mreža M3 daje otprilike 10% veći otpor, dok je za veće udaljenosti ta razlika puno manja.



Slika 26. Utjecaj CFD mreže – koeficijent otpora  $C_D$



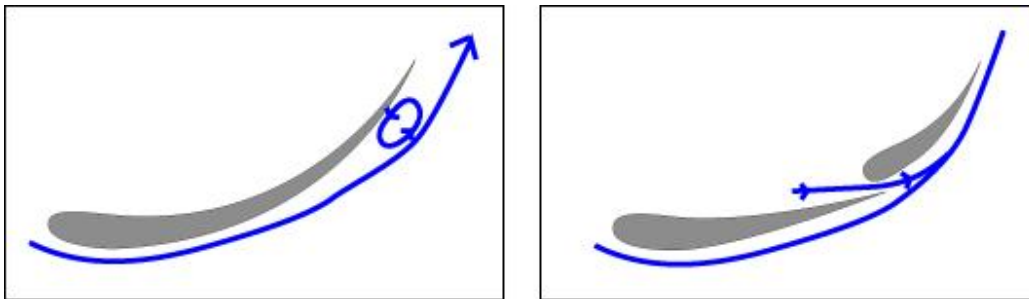
Slika 27. Usporedba brzine strujanja za mrežu M2 i M3, (S-A model turb.)



Slika 28. Usporedba brzine strujanja za mrežu M2 i M3, (k-ε model turb.)

Promotrimo brzinu strujanja ispod profila za varijaciju  $H/c = 0.25$  (Slika 27 i 28). Iz gornjih slika može se zaključiti da je gradijent brzine struje između profila i podloge približno jednak za oba modela turbulencije i obje mreže. Potrebno je primjetiti kako se u slučaju mreže M2 (nestrukturirani elementi na podlozi) efekt ubrzanja ne prenosi jednoliko na podlogu, tj. između slojeva zraka neposredno iznad ceste i same ceste postoji razlika brzina. U slučaju mreže M3 (strukt. slojevi) te razlike nema, tj. cesta i zrak u dodiru s cestom gibaju se potpuno istom brzinom, kako je i za očekivati za slučaj kada krilo putuje kroz mirujući zrak.

Kod S-A modela turbulencije uočljiva je jedna zanimljiva pojava (Slika 27, lijevo). Općenito je poznato da povećavanjem napadnog kuta  $\alpha$  raste mogućnost odvajanja stujnica od površine profila, a time i stvaranja vrtloga [2,6]. Iako je napadni kut  $\alpha=0^\circ$ , zbog zakrivljenosti profila i prevelike brzine strujanja na repu profila dolazi do odvajanja graničnog sloja od površine i stvaranja vrtloga. Jednaka pojava može se uočiti i u slučaju modela  $k-\varepsilon$  (Slika 28), no puno manje izražena nego kod modela S-A. Stvaranje vrtloga može se u praksi spriječiti dodatkom jednog ili više manjih krila, između kojih postoji zračnost (Slika 29). Zračnost omogućuje da se podtlak s repa prednjeg krila prenese na područje oko nosa stražnjeg krila, te se time spriječava odvajanje strujanja, tj. 'lijepi' se granični sloj za donju površinu.



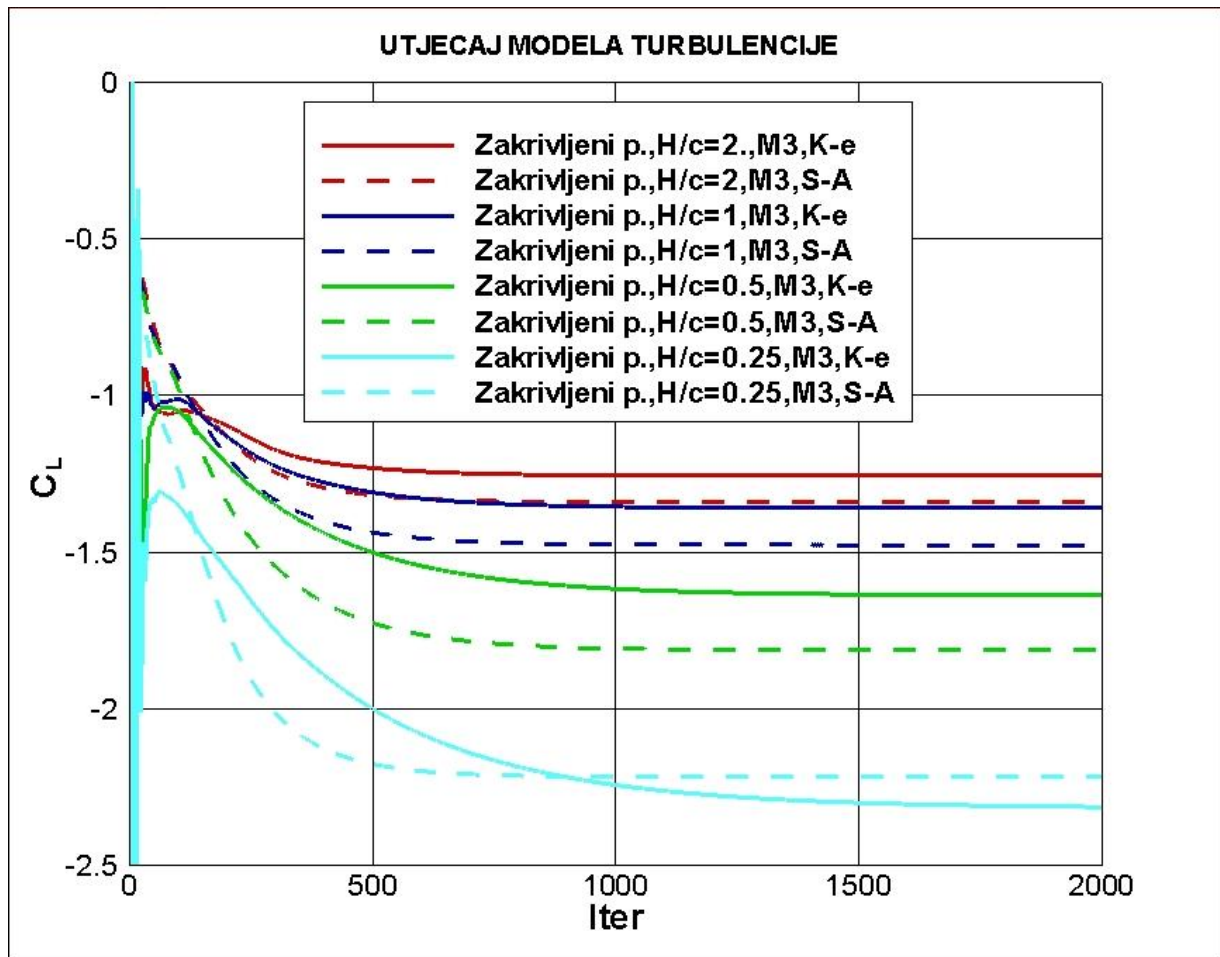
Slika 29. Jednostruko (odvajanje strujnice) i dvostruko krilo

#### 10.4 Utjecaj modela turbulencije

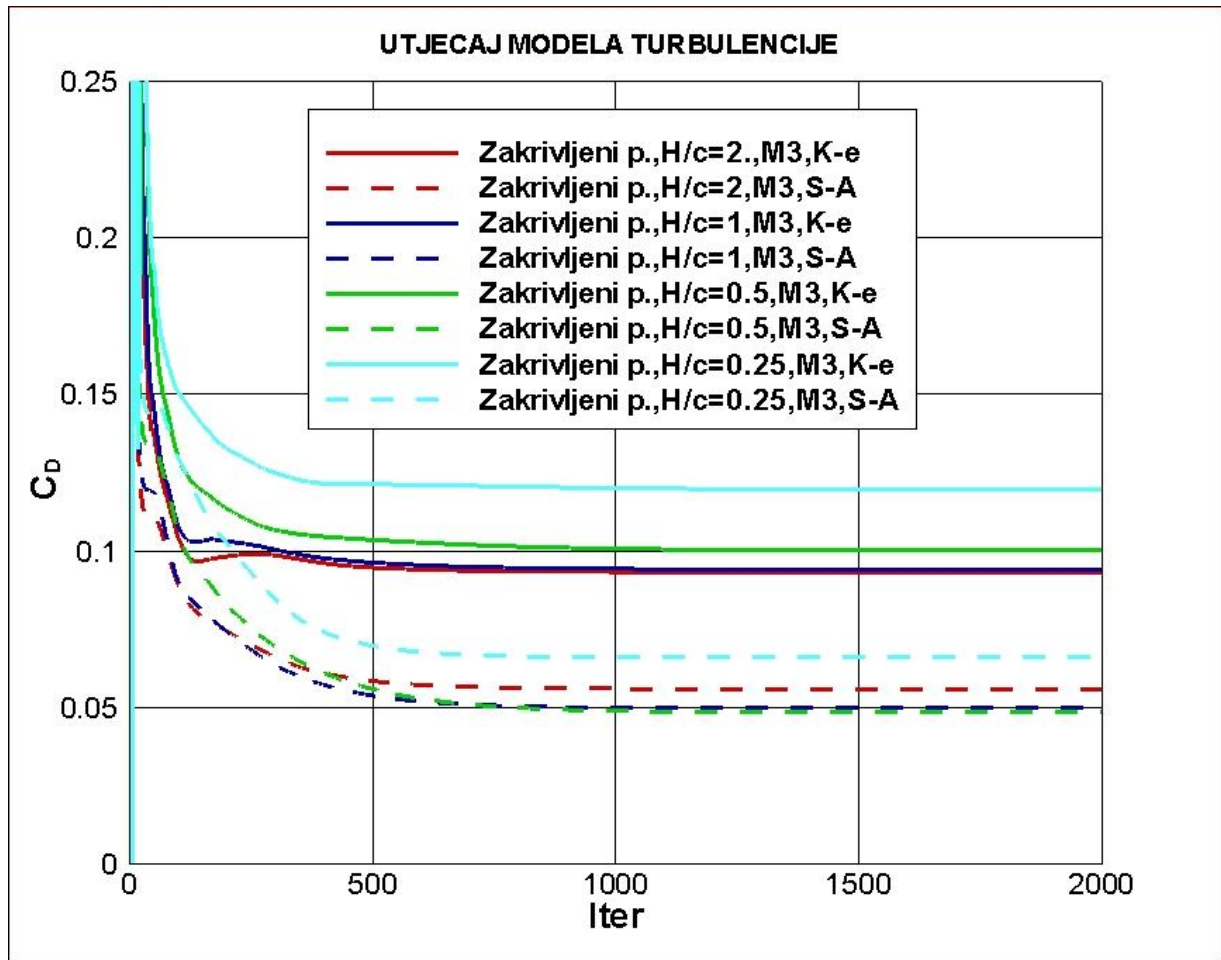
Već je ranije naglašeno kako su prilikom simulacija korišetna dva modela turbulencije: *Spalart-Allmarasov* model (S-A) i *Standardni k-ε* model (k-ε). Slika 30 prikazuje dijagram koeficijenta uzgona  $C_L$  u ovisnosti o broju iteracija za oba modela. Rezultati pokazuju da S-A model daje veću vrijednost koeficijenta uzgona izuzev za varijaciju  $H/c=0.25$ , gdje je situacija obrnuta. To se može objasniti većim vrtlogom na repu profila, koji za  $H/c=0.25$  daje S-A model, čime se smanjuje efektivni napadni kut strujanja i smanjuje uzgon.

Koeficijent otpora  $C_D$  (Slika 31) ima veću vrijednost kod k-ε modela, zanimljivo negdje čak i dvostruko veću, nego kod S-A modela. Za točnu procjenu koji model turbulencije daje točnije rezultate trebali bi ih usporediti s eksperimentalnim mjerenjima, ali se svakako može istaknuti

da u oba slučaja koeficijent uzgona i koeficijent otpora rastu približavanjem profila prema podlozi.



Slika 30. Utjecaj modela tubulencije – koeficijent uzgona  $C_L$



Slika 31. Utjecaj modela tubulencije – koeficijent otpora  $C_D$

## 11. Zaključak

Današnji sofisticirani CFD programski paketi uvelike pomažu u predviđanju ponašanja strujanja fluida. Ipak, potrebno je mnogo iskustva kako bi primjena CFD aplikacija bila ispravna. Zato u konačnici, eksperiment u zračnom tunelu ostaje nezamjenjiv kao potvrda CFD rezultata i egzaktan opis strujanja.

Aerodinamika je postala važan dio razvoja modernih automobila, autobusa i kamiona, a posebno u industriji trkaćih vozila. Cilj je stvoriti što veći negativni aerodinamički uzgon (potisak) uz što manje otpor zraka.

U ovom radu istraženo je strujanje oko 2-D krila sa aerodinamičkim profilom NACA 23012. Rezultati za krilo bez prisutnosti podloge, tj. ceste  $H/c = \infty$ , pokazuju da zakrivljeni profil u odnosu na ravni ima veći koeficijent uzgona, ali i veći koeficijent otpora zraka. Za varijacije  $H/c = 2, 1, 0.5$  i  $0.25$  rezultati su pokazali, da približavanjem profila prema podlozi aerodinamički koeficijenti rastu, što se može objasniti Venturijev efektom strujanja kroz cijev varijabilnog poprečnog presjeka.

Osim o geometriji profila krila i udaljenosti profila od podloge, efikasnost krila (iznos  $L/D$ ) ovisi i o dužini krila ( $AR$ ). Veća efikasnost krila podrazumijev veći  $AR$ . Pored geometrijskih parametara bitnih za povećanje uzgona, bitan je i položaj krila, odnosno napadni kut  $\alpha$ . Što je napadni kut veći, to je i veći uzgon, odnosno veći odnos  $L/D$ . Ipak, treba voditi računa o tome, da ne dođe do odvajanja strujanja na donjoj površini krila čime se smanjuje aerodinamička efikasnost.

U praksi se često odabir krila za trkaće automobile vrši ovisno o zahtjevima staze. Tako uske i spore staze zahtjevaju vrlo agresivni profil krila (veća zakrivljenost, veći napadni kut), dok se na brzim stazama primjenjuju krila koja omogućuju postizanje veće brzine uz što manji opor zraka.

## 12. Literatura

- [1] Ansys inc. **FLUENT 12.0 Theory Guide**, May 2008.
- [2] <http://en.wikipedia.org/wiki/Airfoil>
- [3] Anderson, J.D., **Fundamentals of Aerodynamics** 3ed., McGraw-Hill, USA, 2001.
- [4] Šoda, A.: konzultacije
- [5] [http://en.wikipedia.org/wiki/Aspect\\_ratio\\_\(wing\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Aspect_ratio_(wing))
- [6] Katze, J., **Race Car Aerodynamics** -  
<http://www.mhesh.com/spotlight/automobiles/articles/Race-CarAerodynamics.pdf>
- [7] <http://adg.stanford.edu/aa241/airfoils/airfoilgeometry.html>
- [8] [http://en.wikipedia.org/wiki/NACA\\_airfoil](http://en.wikipedia.org/wiki/NACA_airfoil)
- [9] <http://www.motorworldhype.com/>
- [10] <http://www.eurotuner.com/index.html>
- [11] <http://en.wikipedia.org/wiki/Wing>
- [12] Mortel, F., **Cranfield team F1: The front wing**, Cranfield University, 2003.
- [13] <http://www.rctech.net/forum/>
- [14] Web materijali katedre za Mehaniku fluida <http://www.fsb.hr/hydro/>
- [15] [http://www.cfd-online.com/Wiki/Mesh\\_classification](http://www.cfd-online.com/Wiki/Mesh_classification)
- [16] <http://www.fluent.com/>
- [17] Krpan I., **Modeliranje aerodinamičkih profila**, Sveučilište Josipa Jurja Strossmayera u Osijeku, Odjel za matematiku, Osijek, 2008.
- [18] Beban, B., **Završni rad: Strujanje oko profila NACA 64A010**, Sveučilište u Zagrebu, FSB, Zagreb, 2008.
- [19] Hucho, W.H.: **Aerodynamik des Automobils**, 3rd edition, VDI Verlag, Njemačka, 1994.
- [20] Web materijali iz kolegija Motorna vozila, A. Šoda, K. Ormuž  
[http://www.fsb.hr/miv/motorna\\_vozila\\_nastava.htm](http://www.fsb.hr/miv/motorna_vozila_nastava.htm)