

Opstrujavanje aerodinamičnog profila

Belošević, Karlo

Undergraduate thesis / Završni rad

2022

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Rijeka, Faculty of Engineering / Sveučilište u Rijeci, Tehnički fakultet**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:190:605186>

Rights / Prava: [Attribution 4.0 International](#)/[Imenovanje 4.0 međunarodna](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-12**



Repository / Repozitorij:

[Repository of the University of Rijeka, Faculty of Engineering](#)



SVEUČILIŠTE U RIJECI
TEHNIČKI FAKULTET

Preddiplomski sveučilišni studij strojarstva

Završni rad

OPSTRUJAVANJE AERODINAMIČNOG PROFILA

Rijeka, srpanj 2022.

Karlo Belošević

0069084429

SVEUČILIŠTE U RIJECI
TEHNIČKI FAKULTET

Preddiplomski sveučilišni studij strojarstva

Završni rad

OPSTRUJAVANJE AERODINAMIČNOG PROFILA

Mentor: prof. dr. sc. Lado Kranjčević

Rijeka, srpanj 2022.

Karlo Belošević

0069084429

Rijeka, 16. ožujka 2022.

Zavod: **Zavod za mehaniku fluida i računarsko inženjerstvo**
Predmet: **Mehanika fluida**
Grana: **2.15.04 mehanika fluida**

ZADATAK ZA ZAVRŠNI RAD

Pristupnik: **Karlo Belošević (0069084429)**
Studij: **Preddiplomski sveučilišni studij strojarstva**

Zadatak: **Opstrujavanje aerodinamičnog profila / Flow Around Aerodynamic Body**

Opis zadatka:

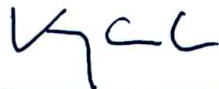
Provesti detaljnu analizu turbulentnog strujanja zraka oko izabranog profila. Opisati opstrujavanje fluida oko zadanog aerodinamičnog profila s fizikalnog motrišta mehanike fluida, kako bi se izračunao dinamički otpor i uzgon. Izabrati NACA profil, izraditi geometriju i numerički simulirati optjecanje koristeći komercijalni softver ili softver otvorenog koda.

Rad mora biti napisan prema Uputama za pisanje diplomskih / završnih radova koje su objavljene na mrežnim stranicama studija.



Zadatak uručen pristupniku: 21. ožujka 2022.

Mentor:



Prof. dr. sc. Lado Kranjčević

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:



Prof. dr. sc. Kristian Lenić

IZJAVA

Izjavljujem da sam prema članku 8. Pravilnika o završnom radu, završnom ispitu i završetku studija preddiplomskih sveučilišnih studija Tehničkog fakulteta Sveučilišta u Rijeci, samostalno izradio završni rad zahvaljujući znanju stečenom na ovom studiju, te stručnim savjetima mentora, koristeći navedenu literaturu.

Belošević

Sadržaj

1.	UVOD	1
2.	TEORIJA OPTJECANJA	2
2.1	Optjecanje	2
2.2	Sile	3
2.3	Strujnice	4
2.4	Bernulijev zakon	4
2.5	Reynoldsov broj i granični sloj (eng. boundary layer)	4
3.	POSTUPAK IZRADE MODELA I SIMULACIJE	6
3.1.	Geometrijske karakteristike NACA 4415	6
3.2.	Modeliranje trupa Airbusa A320	8
3.3.	Modeliranje krila Airbusa A320 korištenjem NACA 4415 profila	10
3.4.	Generiranje numeričke mreže	11
3.5.	Simulacija u virtualnom zračnom tunelu (Virtual Wind Tunnelu)	12
3.5.1.	Numerička mreža tunela	13
3.5.2.	Koeficijenti uzgona i otpora	15
3.5.3.	Tlakovi nastali na površini tijela (bočni pogled)	17
3.5.4.	Tlakovi nastali na površini tijela (prednji pogled)	19
3.5.5.	Tlakovi nastali na površini tijela (pogled od gore i dolje)	21
3.5.6.	Brzine bočni pogled	24
3.5.7.	Brzine pogled od gore presjek 1	26
3.5.8.	Brzine pogled od gore presjek 2	28
3.5.9.	Brzine pogled od gore presjek 3	30
3.5.10.	Vizualizacija strujnica oko geometrije tijela	32
4.	ZAKLJUČAK	34
5.	POPIS SLIKA	35

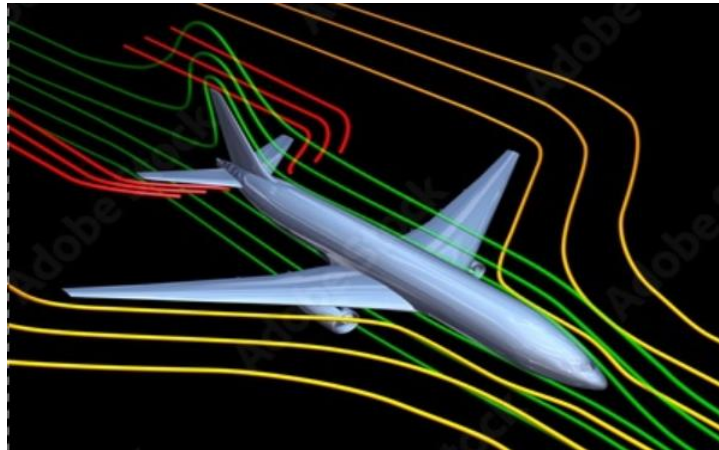
6. POPIS IZVORA	37
7. SAŽETAK	38
8. SUMMARY	39

1. UVOD

U ovom radu će se razraditi pojave u aerodinamici vezane za strujanje fluida oko tijela. Pokazat će se način izrade samog modela na kojem se kasnije vrši simulacija. Za model je odabran Airbus A320, a simulacije strujanja fluida se izvršuju u programu Altair HyperWorks te Virtual Wind Tunnel.

Razlika u odnosu na izvorni model Airbusa A320 je izmjena standardnog profil krila u NACA 4415. Upravo ovo je prednost simulacije na računalu jer se može ispitati aerodinamika modela bez njegove fizičke izrade koja bi u ovom slučaju bila izuzetno skupa.

Pomoću programa Altair HyperMesh je izrađena numerička mreža koja je potom ubačena u Virtual Wind Tunnel gdje se i vrši numerička simulacija optjecanja zraka oko modela. Dobiveni rezultati simulacija se izvlače te uspoređuju u svrhu dobivanja zaključka.



Slika 1.1 Računalna simulacija aviona [1]



Slika 1.2 Fizička simulacija modela aviona [2]

2. TEORIJA OPTJECANJA

2.1 Optjecanje

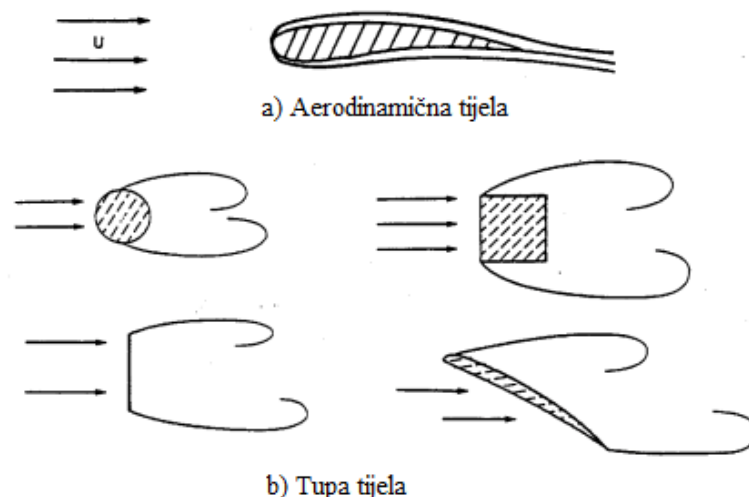
Aerodinamika je znanost koja proučava ponašanje plinova u prisutnosti krutog tijela, te njihov utjecaj na tijelo i sile koje pritom nastaju.

Zrak je fluid, a način na koji ga promatramo potpuno ovisi o području na kojem ga promatramo, primjerice u hidraulici je to tekućina, a gibanje fluida promatramo kao fluid u plinovitom stanju te je za tu uporabu najčešći i najbitniji zrak koji se koristi i u ovom radu. U smislu aerodinamike zrak nekom brzinom strujanja nailazi na neko čvrsto tijelo te na njega djeluje određenim silama i formiraju se zračne struje oko samog tijela.

Razlikujemo dvije vrste tijela prema aerodinamičnosti:

- Tupa tijela
- Aerodinamična tijela

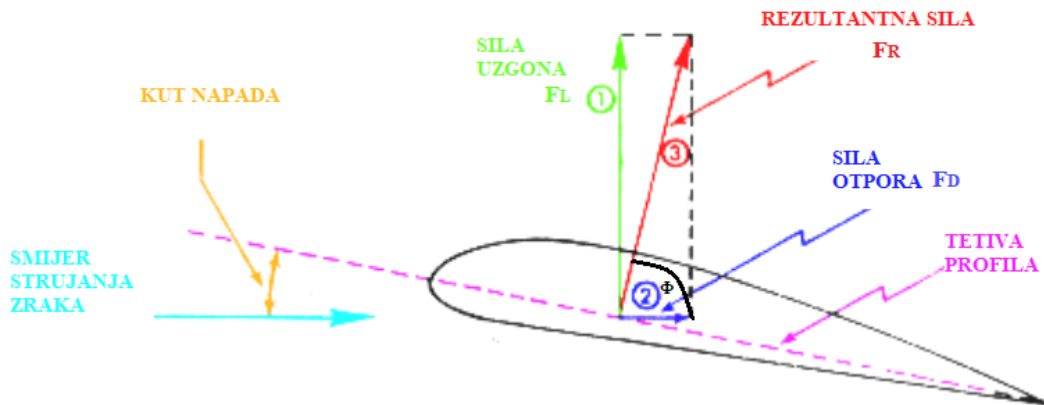
Na slici 2.1 je prikazano strujanje fluida oko spomenutih tupih odnosno aerodinamičnih tijela. Jasno se može uočiti da iza tupih tijela zrak postaje turbulentan te se mijenja smjer strujanja fluida u različitim pravcima.



Slika 2.1 Prikaz opstrujavanja fluida oko a) aerodinamičnog i b) tupog tijela [3]

2.2 Sile

Tijekom strujanja fluida oko nekog tijela, fluid na tijelo djeluje rezultantom silom F_R vidljivom na slici 2.2. Sila F_R je rezultanta između sile uzgona (eng. lift) F_L i sile otpora (eng. drag) F_D . Sila otpora je paralelna smjeru strujanja zraka dok je sila uzgona okomita. Sile F_L i F_R se računaju prema izrazima (2.2.1) i (2.2.2)



Slika 2.2 Sile nastale prilikom nastrujavanja fluida na krilo [4]

$$F_L = F_R \sin \Phi \quad (2.2.1)$$

$$F_D = F_R \cos \Phi \quad (2.2.2)$$

Gdje je:

F_R Rezultantna sila [N]

F_L Sila uzgona [N]

F_D Sila otpora [N]

Φ Kut između rezultante sile i smjera strujanja [°]

2.3 Strujnice

Strujnice (eng. streamlines) su zamišljene krivulje koje predočuju strujanje čestica fluida. Tangenta se u svakoj točki poklapa s pravcem brzina čestica. Na slici 2.3 vidimo strujnice prikazane u zračnom tunelu, a one nastaju prilikom puštanja dima u više različitih mlazova u smjeru tijela određenom brzinom. Tom metodom se definiraju točke separacije toka fluida ili problematična područja gdje se javljaju turbulentna strujanja.



Slika 2.3 Vizualizacija toka fluida oko tijela uz pomoć strujnica [5]

2.4 Bernulijev zakon

Bernulijev zakon je zakon o gibanju fluida, a proizlazi iz zakona o očuvanju energije. Na tom zakonu prikazanom pomoću jednadžbe (2.4.1) se temelji let aviona jer zrak koji struji s gornje strane avionskog krila brži od zraka s donje strane te je tako tlak s donje strane veći od onoga s gornje, posljedica toga je rezultantna sila koja djeluje prema gore i diže avion.

$$\frac{1}{2}\rho v^2 + \rho gh + p = \text{const.} \quad (2.4.1)$$

ρ Gustoća fluida [kg/m^3]

v Brzina strujanja fluida u nekoj promatranoj točki [m/s]

g Gravitacijsko ubrzanje [m/s^2]

h Visina težišta poprečnog presjeka fluida u odnosu na vodoravnu ravninu [m]

p Tlak fluida u nekoj promatranoj točki [Pa]

2.5 Reynoldsov broj i granični sloj (eng. boundary layer)

Reynoldsov broj je bezdimenzijska značajka koja služi za određivanje toka strujanja fluida. Odnosno razlikuju se tri vrste strujanja, a to su: turbulentno, prijelazno i laminarno. Laminarno strujanje je jednolično, odnosno mirno i kod njega ne dolazi do miješanja struja i turbulencije između njih. Prijelazno stanje nastaje kada putanje strujnica postaju valovite ali dovoljno mirne da

ne dolazi do njihovog miješanja. Turbulentno stanje je nepravilno i vrtložno stanje u kojem dolazi do miješanja te se više ne raspoznaju pojedine strujnice.

Reynoldsov broj se izračunava prema izrazu (2.5.1):

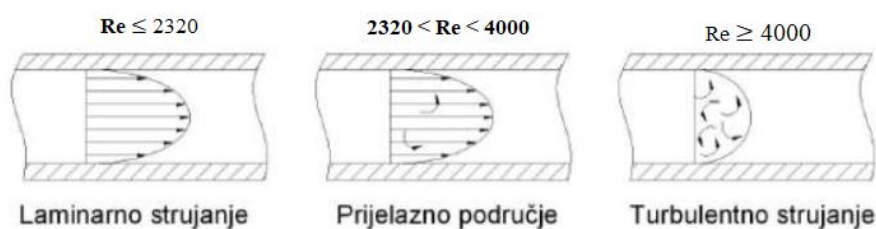
$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} = \frac{v L}{\nu} \quad (2.5.1)$$

Gdje je:

- Re Reynoldsov broj
- ρ gustoća fluida [kg/m^3]
- v Brzina strujanja fluida [m/s]
- L Karakteristična dužina [m]
- μ Kinematska viskoznost fluida [kg/ms]
- ν Dinamika viskoznost fluida [m^2/s]

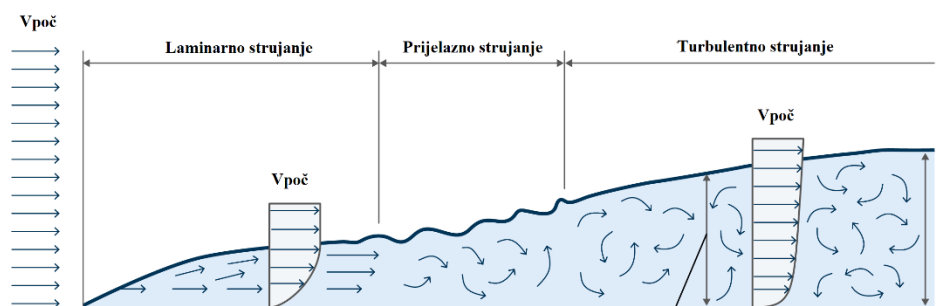
Vrijednost Reynoldsovog broja su prikazane na slici 2.4:

- a) $Re \leq 2320$ predstavlja područje laminarnog strujanja te miran tok strujnica
- b) $2320 < Re < 4000$ predstavlja prijelazno stanje s valovitim strujnicama
- c) $Re \geq 4000$ predstavlja područje turbulentnog strujanja s miješanjem strujnica



Slika 2.4 Prikaz a) Laminarnog, b) Prijelaznog i c) Turbulentnog strujanja sa njihovim rubnim vrijednostima [6]

U mehanici fluida granični sloj predstavlja tanki sloj fluida u neposrednoj blizini odnosno u kontaktu s površinom tijela vidljivo na slici 2.5 te u njemu brzina fluida iznosi nula, a povećanjem udaljenosti od površine tijela se i povećava brzina strujanja fluida. Brzina se povećava dok ne postigne početnu brzinu strujanja fluida $v_{poč}$.



Slika 2.5 Prikaz graničnog sloja sa brzinom strujanja te prijelaz iz laminarnog strujanja u turbulentno [7]

3. POSTUPAK IZRADE MODELA I SIMULACIJE

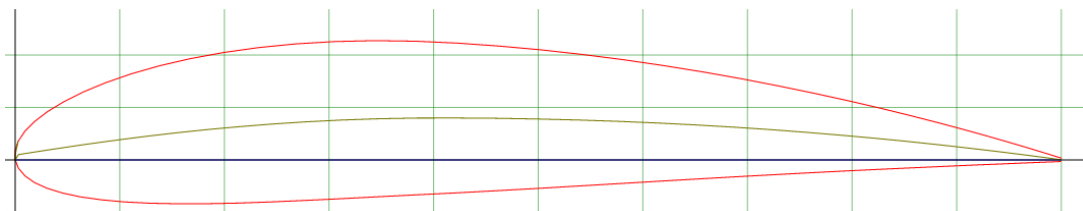
3.1. Geometrijske karakteristike NACA 4415

Aerodinamički profil (eng. Aerofoil) je poprečni presjek lopatica turbina pera propelera, krila letjelice. Tijelo gibanjem kroz fluid generira silu uzgona koja je okomita na smjer gibanja. Cilj dizajniranja aerodinamičnog profila je da proizvedemo što veći uzgon sa što manjim otporom. Dizajniranje tih profila se primjenjuje u avio industriji, automobilskoj industriji, kod dizajniranja turbina itd. U ovom radu korištena je stranica (Airfoil Tools) s koje je preuzeta geometriju za NACA 4415 profil vidljiv na slici 3.1.

NACA profili su profilni oblici avionskih krila, za njihovo definiranje se koristi niz od četiri brojke koje predstavljaju kritična geometrijska svojstva.

Četveroznamenasti presjeci krila NACA definiraju profil prema:

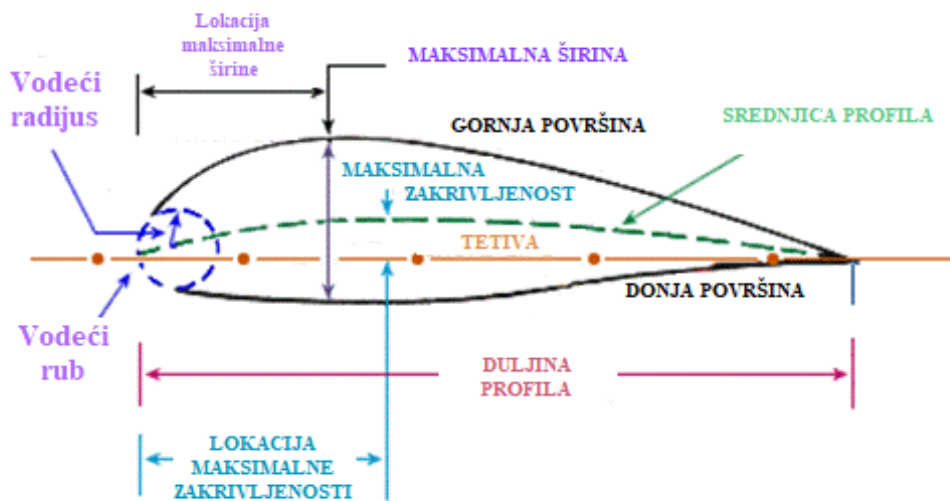
- Prva znamenka koja opisuje maksimum nadvišenje kao postotak od 0% do 9.5%.
- Druga znamenka koja opisuje udaljenost maksimalnog savijanja od prednjeg ruba profila u postocima od 0% do 90% koristi se prva znamenka postotka.
- Posljednje dvije znamenke koje opisuju maksimalnu debljinu profila kao postotak tetive od 1% do 40%.



Slika 3.1 NACA 4415 profil [8]

NACA profil je geometrijski opisan pomoću:

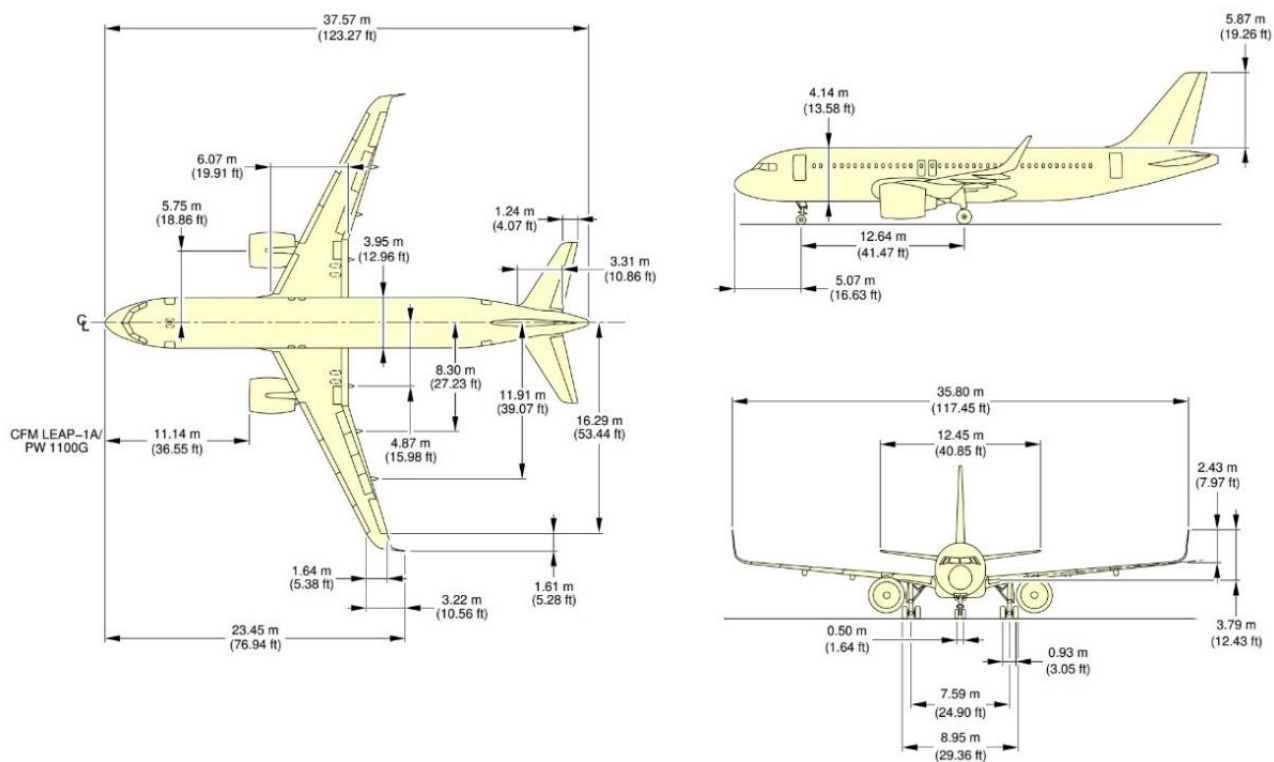
- Zakrivljenost profila (eng. Camber) predstavlja najveću međusobnu udaljenost osi i srednjice profila.
- Duljina profila (eng. Chord Length) je duljina osi profila, odnosno udaljenost od nosa do repa profila. 3
- Debljina profila (eng. Thickness) je udaljenost između gornjeg i donjeg ruba profila okomita na os profila.
- Srednjica profila (eng. 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.



Slika 3.2 Geometrijska veličine NACA profila [9]

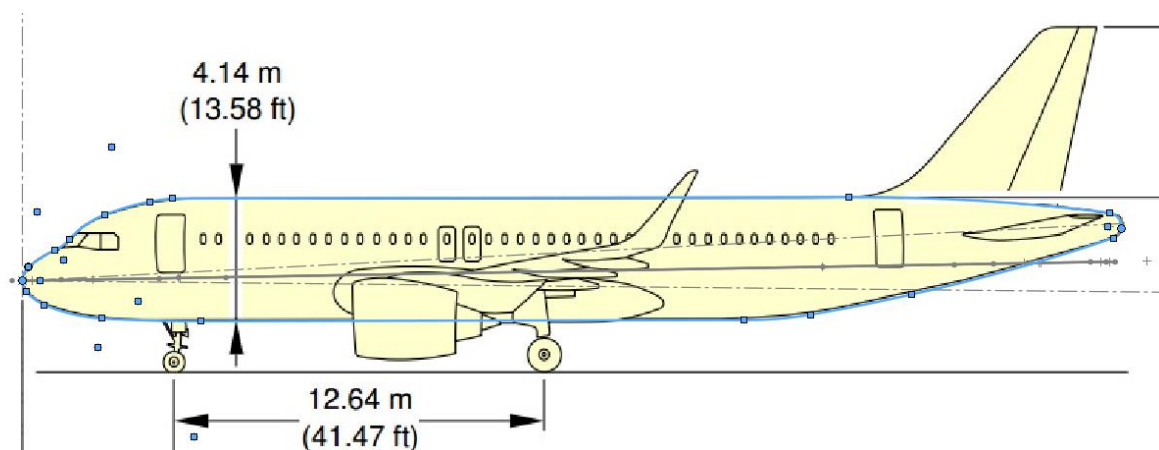
3.2. Modeliranje trupa Airbusa A320

Za modeliranje trupa aviona korišten je program SolidWorks. Model je izrađen principom reverzibilnog inženjerstva. Reverzibilno inženjerstvo (eng. reverse engineering) je proces izrade 3D modela postojećih stvari, u ovom slučaju na osnovnu sliku i osnovnih dimenzija. Korištena je slika 3.3 koja sadržava tri pogleda te osnovne informacije o dimenzijama

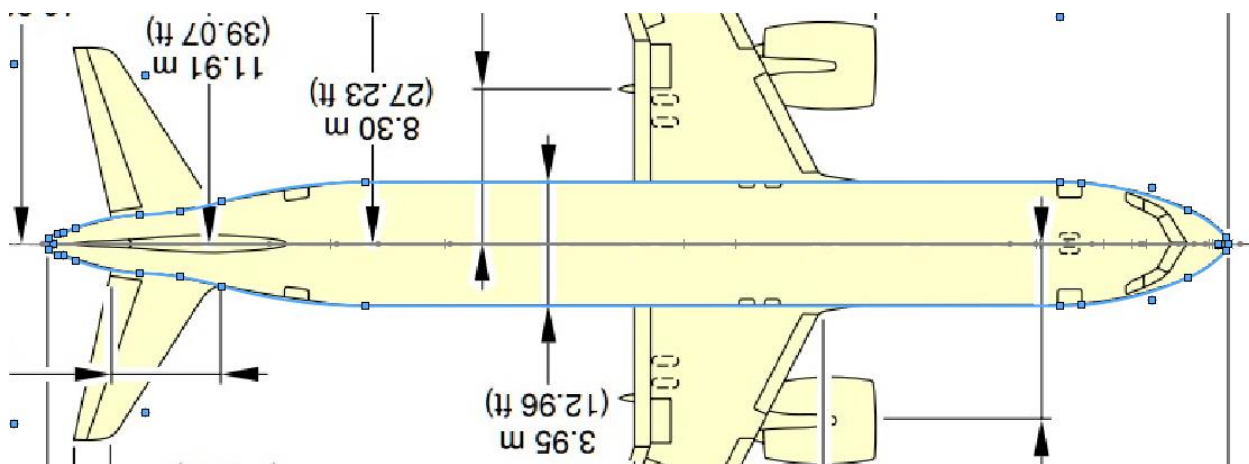


Slika 3.3 Tlocrt, nacrt i bokocrt Airbusa A320 [10]

Tijelo aviona je izrađeno spajanjem vanjskih kontura aviona preuzetih sa slike, te konture su vidljive na slikama 3.4 (bokocrt) i 3.5 (tlocrt) na kojoj su plavom linijom nacrtane konture bridova.

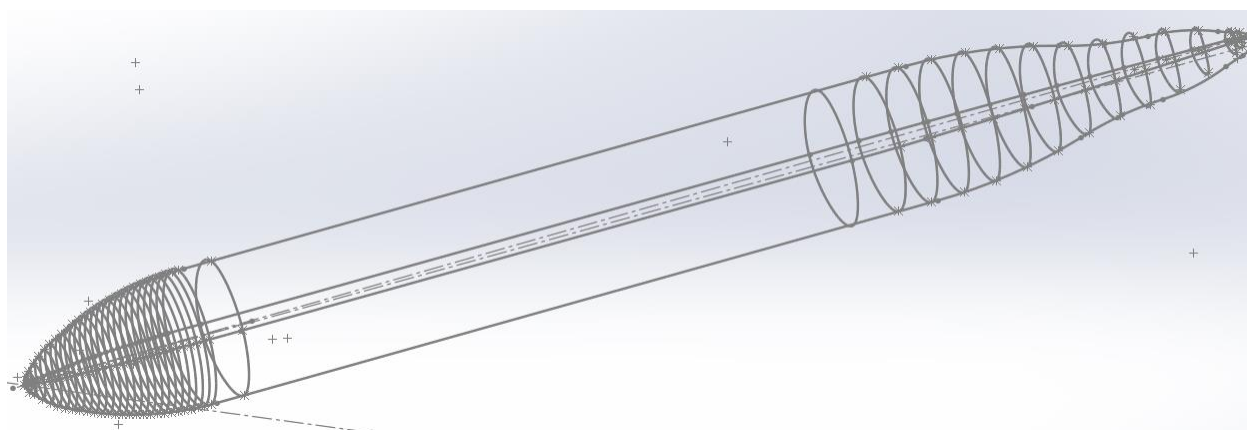


Slika 3.4 Bokocrt Airbusa A320 [10]



Slika 3.5 Tlocrt Airbusa A320 [10]

Duljina aviona je podijeljena na segmente te je na svakom od tih segmenata napravljen približan oblik trupa aviona što je vidljivo na slici 3.6. Opcijom Loft su nacrti na segmentima spojeni u čvrsto tijelo vidljivo na slici 3.7



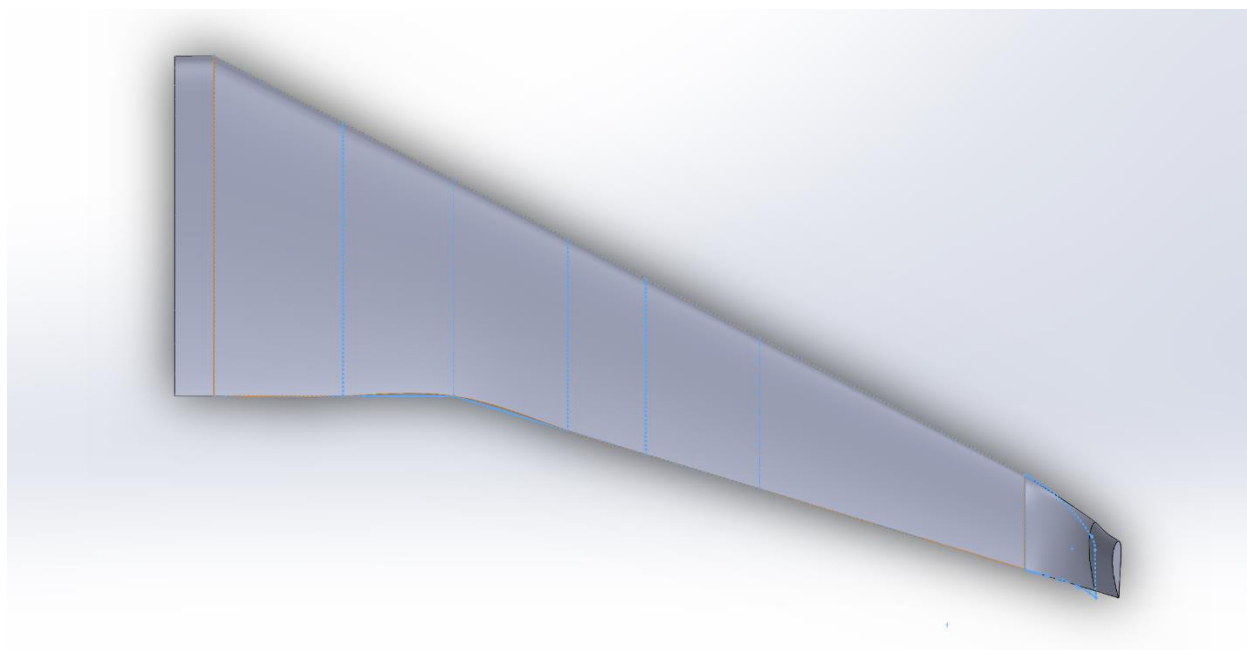
Slika 3.6 Nacrti spojenih kontura u više segmenata



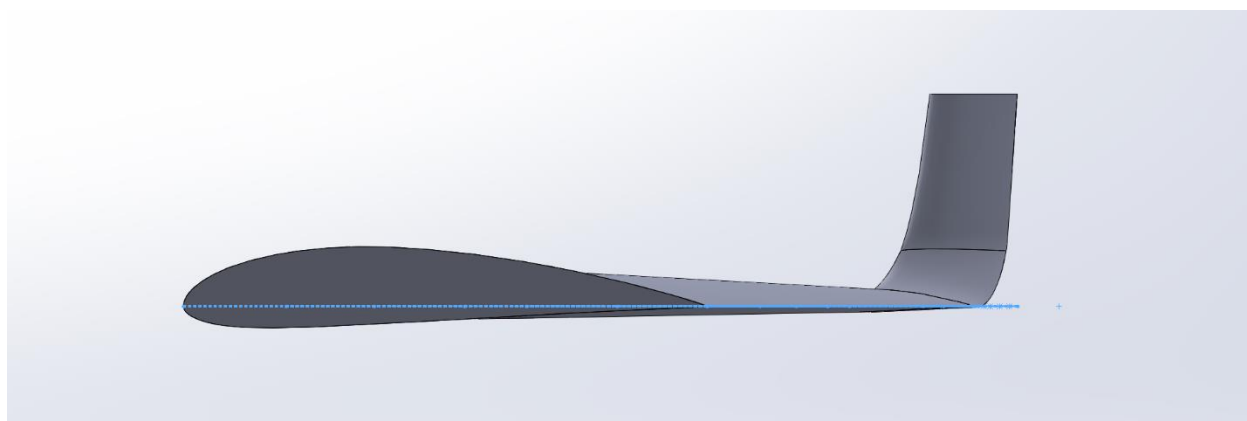
Slika 3.7 Trupa Airbusa A320

3.3. Modeliranje krila Airbusa A320 korištenjem NACA 4415 profila

Slično kao i kod trupa napravljen je obris krila u 2 dimenzije te su preuzete potrebne mjere za prilagođavanje NACA 4415 profila.

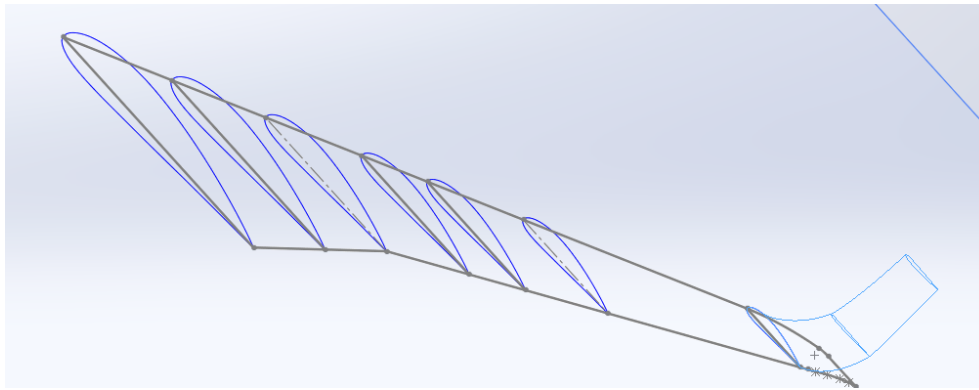


Slika 3.8 Tlocrt krila Airbusa A320 s konturom



Slika 3. 9 Bokocrt krila Airbusa A320 profila NACA 4415

Osnovne koordinate NACA 4415 profila preuzete sa AirFoil tools [8] su uređene tako da se koordinate pomnože s duljinom profila koja je izmjerena na slici 3.8 te su koordinatne točke X, Y i Z uvećane za udaljenosti po X, Y i Z od ishodišta koordinatnog sustava 3D programa. Tako su profili odgovarajuće veličine postavljeni na odgovarajuće pozicije.

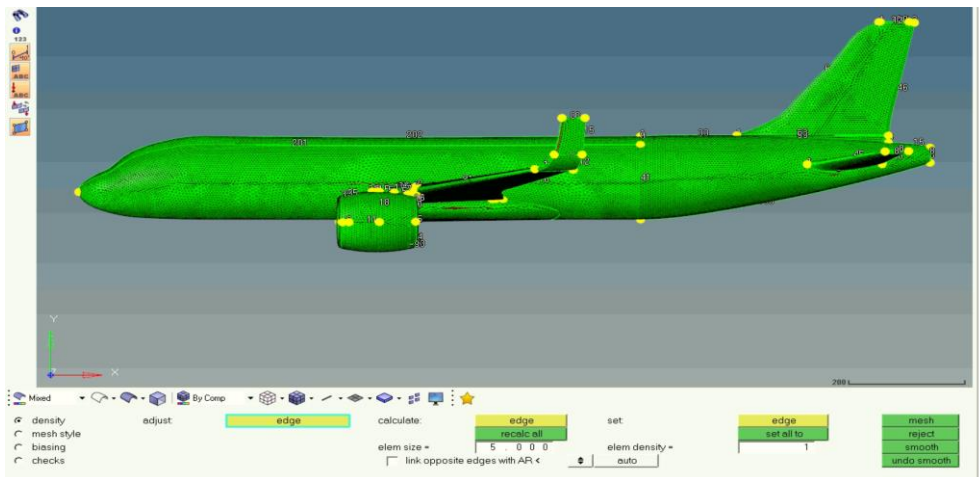


Slika 3.10 Krilo Airbus A320 s profilom NACA 4415

Na slici 3.10 su vidljivi profili u različitim presjecima na kojima je kasnije provedena opcija loft koja ih pretvara u tijelo. Isti princip izrade je korišten i za mala krilca na repu aviona te leđno krilo. Gotov 3D model aviona se izveze kao .stp (Step) datoteku koja se kasnije koristi u procesu izrade numeričke mreže.

3.4. Generiranje numeričke mreže

3D model se uveze u program HyperMesh koji omogućuje generiranje numeričke mreže modela. Pomoću automatskog ili poluautomatskog povezivanja jednostavnijih geometrijski oblika HyperMesh pojednostavljuje postupak modeliranja složenijih geometrija. Za generaciju mreže se odabire veličina jednostavnijih oblika pomoću kojih se opisuje složeniji model, takva mreža mora imati zadovoljavajuću kvalitetu aproksimacije modela. Korištena je veličina 5 za izradu mreže te je kao takva izradila mrežu od 110 000 elemenata vidljivo na slici 3.11. Kod složenijih simulacija u kojima se teži gotovo savršenim aproksimacijama se uzima puno manja veličina elementa te sam proces izrade numeričke mreže može potrajati i po nekoliko dana ako se radi o većim predmetima, te se nastala mreža ručno manipulira da bi se dobila što bolja mreža te kasnije simulacija. Model s opisanom numeričkom mrežom izvozi se u (.nas) obliku koji se koristi u sljedećim koracima.



Slika 3.11 Airbus A320 opisan numeričkom mrežom u sučelju programa HyperMesh

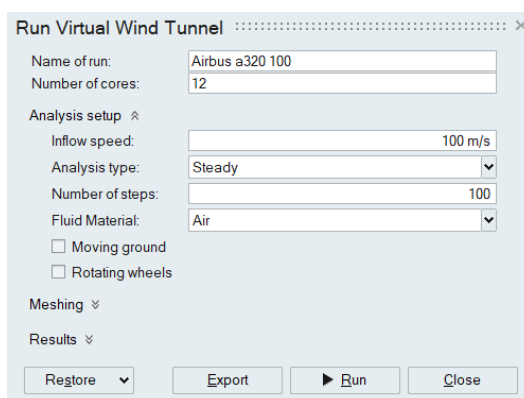
3.5. Simulacija u virtualnom zračnom tunelu (Virtual Wind Tunnelu)

Nakon izrade mreže zadovoljavajuće kvalitete koja se ubacuje u program Virtual Wind Tunnel, u njemu se podešavaju parametri simulacije: ulazna brzina, veličina zračnog tunela, podesiti da krilo bude unutar tunela, broj iteracija. Kao što je vidljivo na slici 3.12. Kako bi se bolje opisali i razumjeli rezultati provedeno je više simulacija s različitim postavkama. Dvije simulacije s različitim brzinama te 3 simulacije s različitim kutovima nastrojavanja fluida na geometriju. Izabrana je stacionarna analizu umjesto ne stacionarne analize. Kao opstrujavajući fluid korišten je zrak, za mrežu su korištene grube postavke da bi se olakšala sama simulaciju na računalu pošto kompliciranije simulacije zahtijevaju poprilično jaka računala koji to mogu pokrenuti u nekom razumnom vremenu.

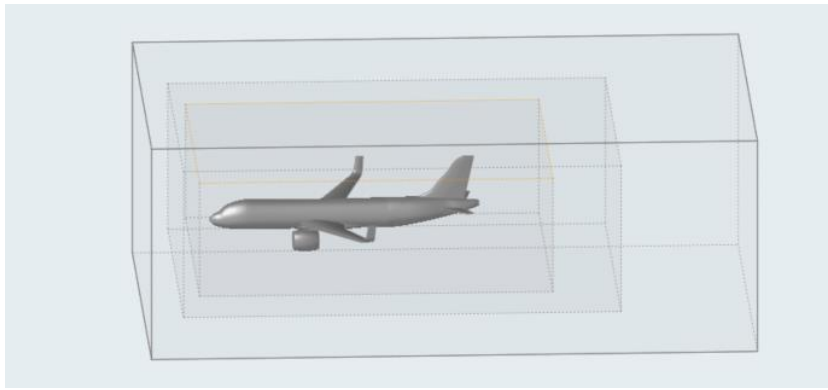
Postavke simulacija:

- 1) Tijelo aviona ravno (0°) i brzina strujanja fluida 100 m/s
- 2) Tijelo aviona ravno (0°) i brzina strujanja fluida 200 m/s
- 3) Tijelo aviona skošeno za 7° i brzina strujanja fluida 100 m/s
- 4) Tijelo aviona skošeno za 15° i brzina strujanja fluida 200 m/s
- 5) Tijelo skošeno za -7° i brzina strujanja fluida 100m/s

Tijelo aviona je postavljeno paralelno s dnem tunela ili pod kutom u ovisnosti o izvedbi simulacije. Brzina strujanja fluida je 100 m/s odnosno 200 m/s ovisno o kojoj izvedbi je riječ. Korištene su grube postavke numeričke mreže oko aviona s 3 zone ugušćenja (eng. refinement) vidljivo na slici 3.13 odnosno 3 zone u neposrednoj blizini tijela koje pomažu da se dobiju bolji rezultati bez nepotrebnog kompliciranja ostatka mreže tunela. Iste postavke su korištene i u ostalim simulacija uz izuzetak brzine te nagiba koji se mijenjaju.

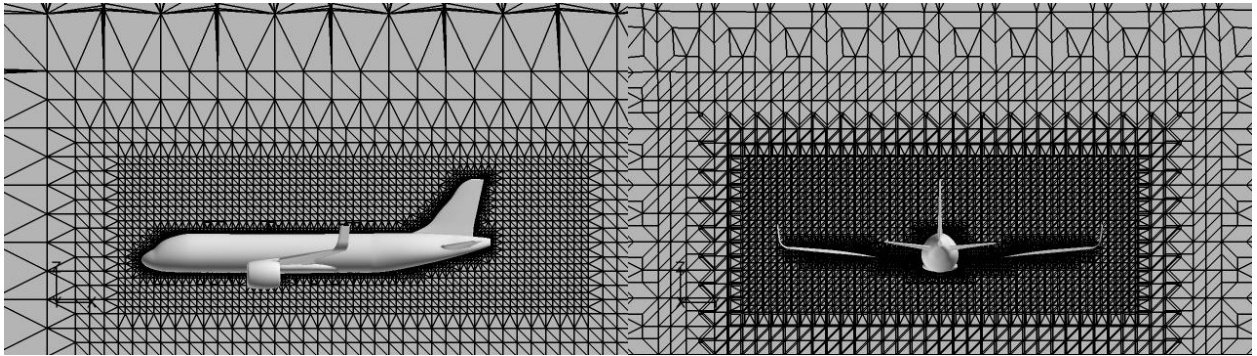


Slika 3.12 Postavke parametara zračnog tunela

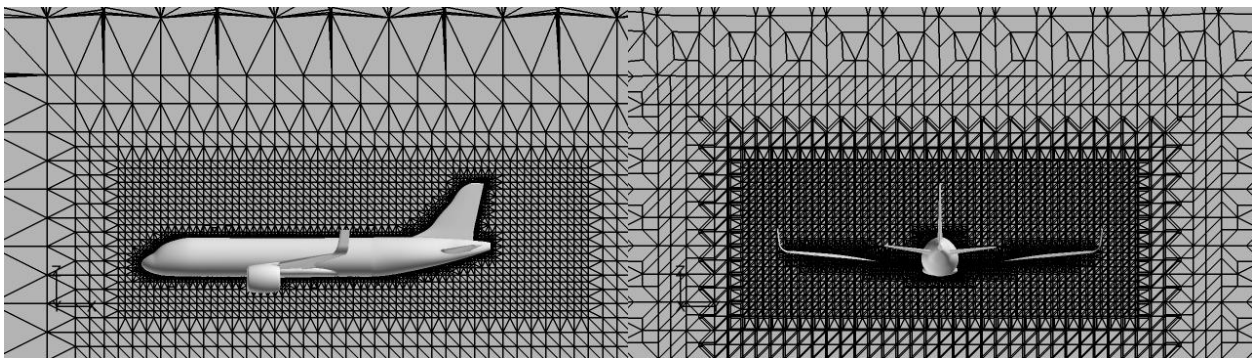


Slika 3.13 3 zone ugušćenja elemenata

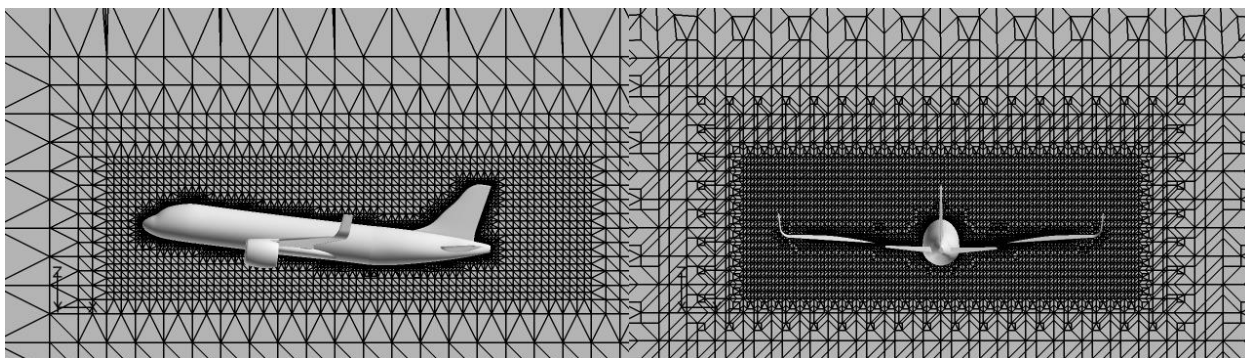
3.5.1. Numerička mreža tunela



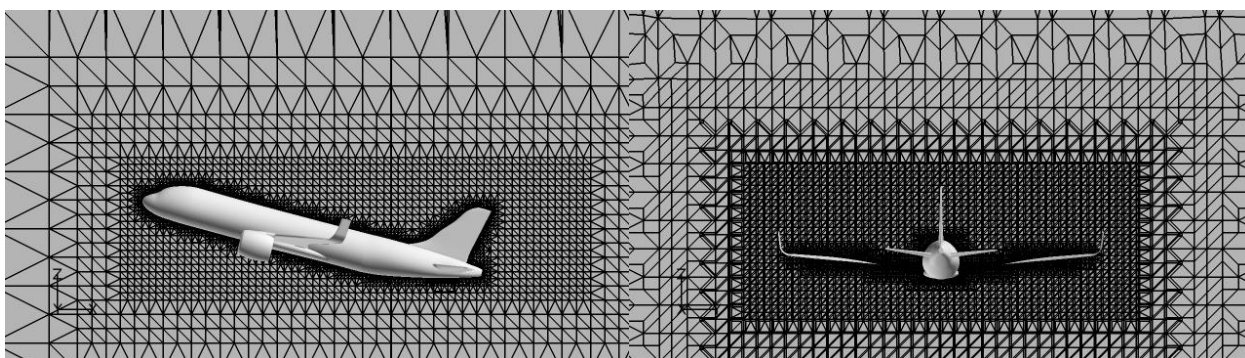
Slika 3.14 Numerička mreža za 100 m/s i 0° u smjeru toka fluida i u poprečnom presjeku



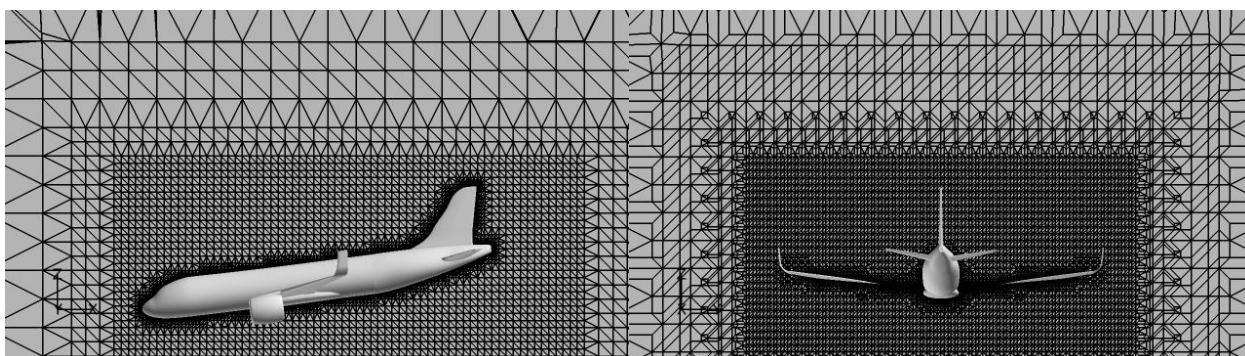
Slika 3.15 Numerička mreža za 200 m/s i 0° u smjeru toka fluida i u poprečnom presjeku



Slika 3.16 Numerička mreža za 100 m/s i 7° u smjeru toka fluida i u poprečnom presjeku



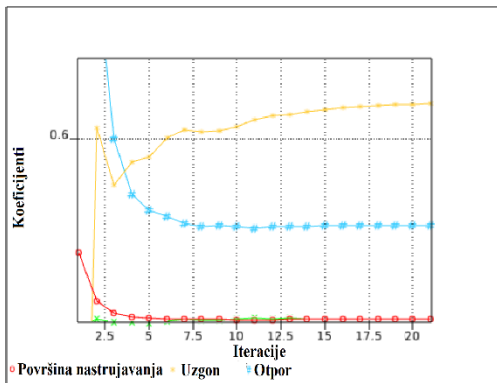
Slika 3.17 Numerička mreža za 100 m/s i 15° u smjeru toka fluida i u poprečnom presjeku



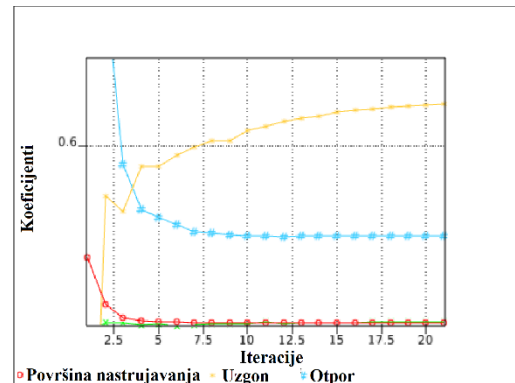
Slika 3.18 Numerička mreža za 100 m/s i -7° u smjeru toka fluida i u poprečnom presjeku

Na slikama 3.14, 3.15, 3.16, 3.17 te 3.18 su vidljive numeričke mreže tunela za sve konfiguracije simulacija, s lijeva na desno su postavljene slike mreže u uzdužnom presjeku u smjeru strujanja fluida te u poprečnom presjeku po širini aviona. Na slikama se jasno vide 3 zone ugušćenja odnosno zone se mogu razaznati prema gustoći te veličini elemenata koji grade numeričku mrežu tunela.

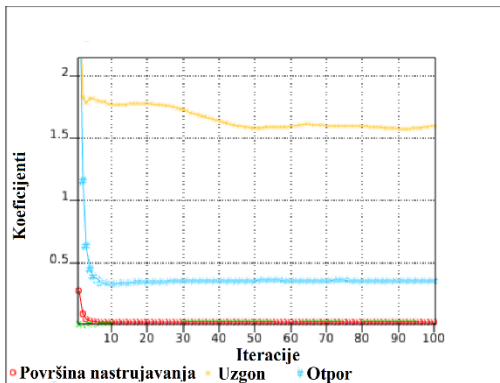
3.5.2. Koeficijenti uzgona i otpora



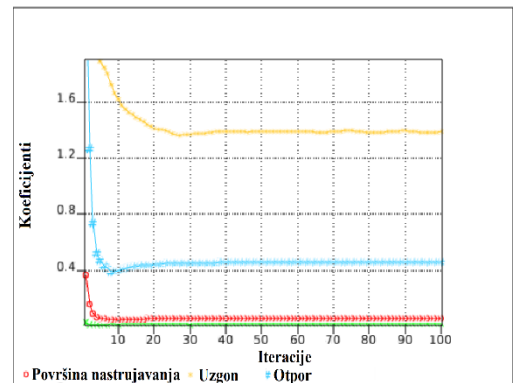
Slika 3.19 100 m/s i 0°



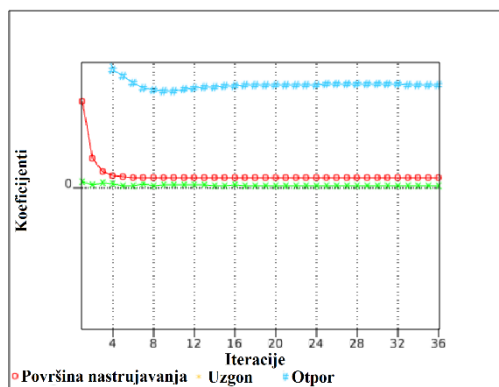
Slika 3.20 200 m/s i 0°



Slika 3.21 100 m/s i 7°



Slika 3.22 100 m/s i 15°



Slika 3.23 100 m/s i -7°

Koeficijenti otpora (eng. Drag Coefficient) računamo po formula 3.5.2.1 a uzgona (eng. Lift Coefficient) po formuli 3.5.2.2 . Koeficijenti su bez dimenzijske značajke koje su uvedene zbog boljeg opisa aerodinamičkih svojstva nekog tijela. Sila aerodinamičkog potiska te sila otpora uvelike variraju u zavisnosti od površine nastrujavanja (A), brzine strujanja zrak (v), gustoći fluida (ρ)

$$C_D = \frac{F_D}{0.5\rho v^2 A} \quad (3.5.2.1)$$

$$C_L = \frac{F_L}{0.5\rho v^2 A} \quad (3.5.2.2)$$

C_D	Koeficijent otpora
C_L	Koeficijent uzgona
F_D	Sila otpora [N]
F_L	Sila uzgona [N]
F_C	Poprečna sila [N]
ρ	Gustoća fluida [kg/m ³]
v	Brzina strujanja fluida [m/s]

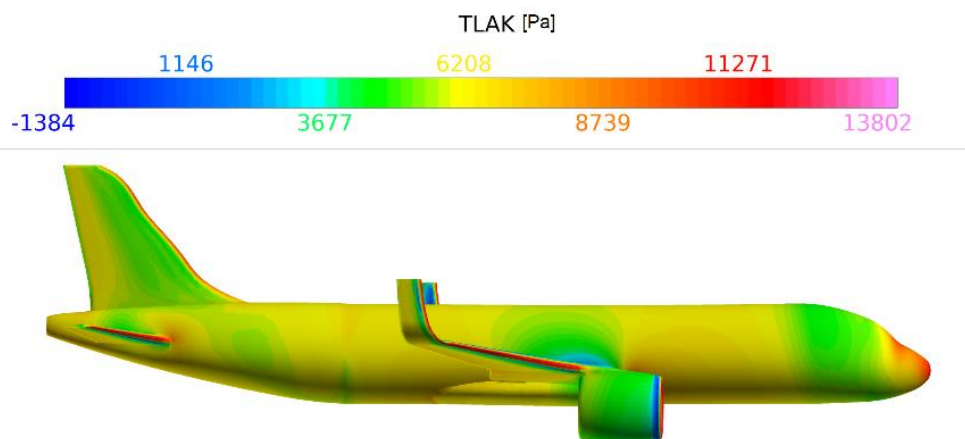
F_D u koordinatnom sustavu predstavlja sile po x osi a F_L sile po z osi. Rezultati koeficijenata za uzgon pri brzini od 100 m/s i 200 m/s vidljivo na slikama 3.19 i 3.20 su gotovo identični što potvrđuje da su koeficijenti uzgona i otpora kvalitetna zamjena za sile, koje ne bi dale jedinstvene rezultate za istu geometriju.

Kod brzine od 100 m/s i uspona od 7° odnosno 15° vidljivo je na slikama 3.21 i 3.22 da je pri 7° nagiba povoljniji koeficijent uzgona te manji koeficijent otpora u odnosu na 15° nagiba te da je kod 15° veći koeficijent otpora, a razlog tome je nešto veća površina nastrojavanja. 7° i -7° imaju približno slične površine nastrojavanja i koeficijente otpora vidljivo na slikama 3.21, 3.23, a uzgon se uvelike razlikuje, kod negativnog nagiba uzgon je negativan odnosno sila djeluje prema dolje što znači da ga prilikom spuštanja aviona geometrija još više gura prema dolje. Rezultati simulacija u 100 iteraciji su prikazani u tablici 3.1

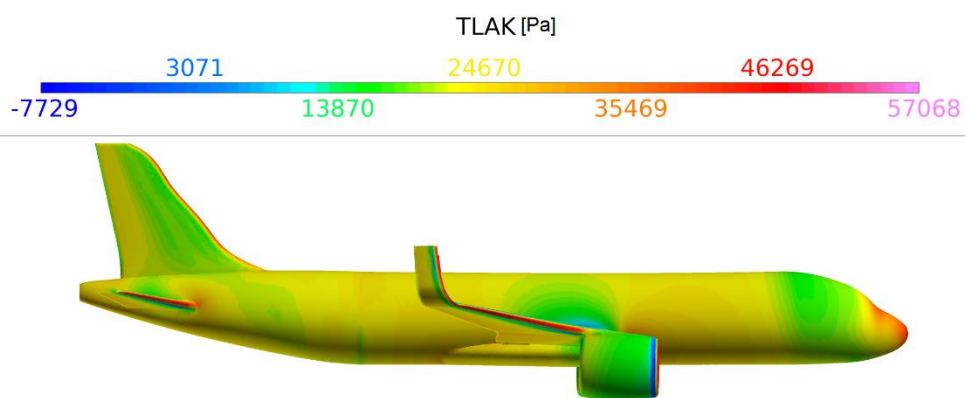
Tablica 3.1 Koeficijenti Otpora, Uzgona te Površine nastrojavanja u različitim izvedbama simulacije

Simulacija	Koeficijent Otpora	Koeficijent Uzgona	Površina Nastrojavanja
Airbus A320 100 m/s i 0°	0.32194	0.71024	0.02281
Airbus A320 200 m/s i 0°	0.30584	0.73694	0.02167
Airbus A320 100 m/s i 7°	0.35422	1.59184	0.02962
Airbus A320 100 m/s i 15°	0.45361	1.38269	0.05655
Airbus A320 100 m/s i -7°	0.37172	-0.52456	0.03696

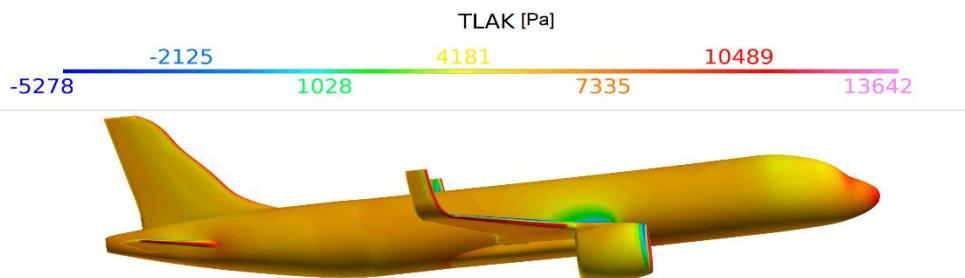
3.5.3. Tlakovi nastali na površini tijela (bočni pogled)



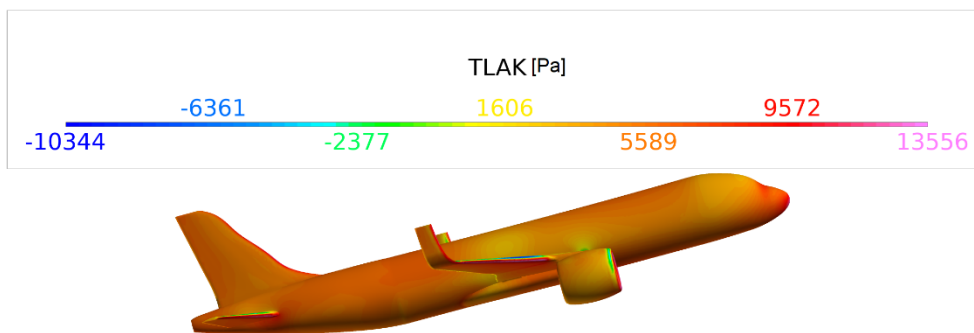
Slika 3.24 Tlakovi - Bočni pogled - 100 m/s i 0°



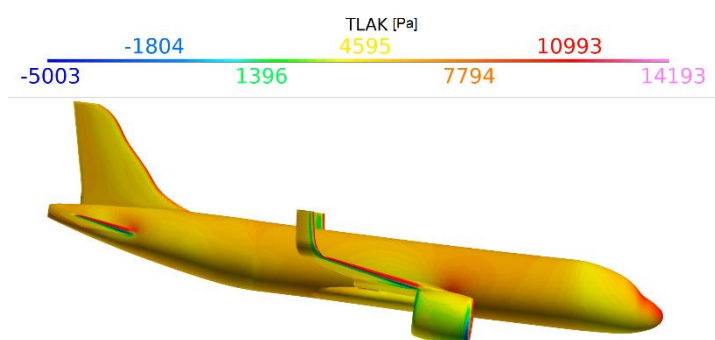
Slika 3.25 Tlakovi - Bočni pogled - 200 m/s i 0°



Slika 3.26 Tlakovi - Bočni pogled - 100 m/s i 7°



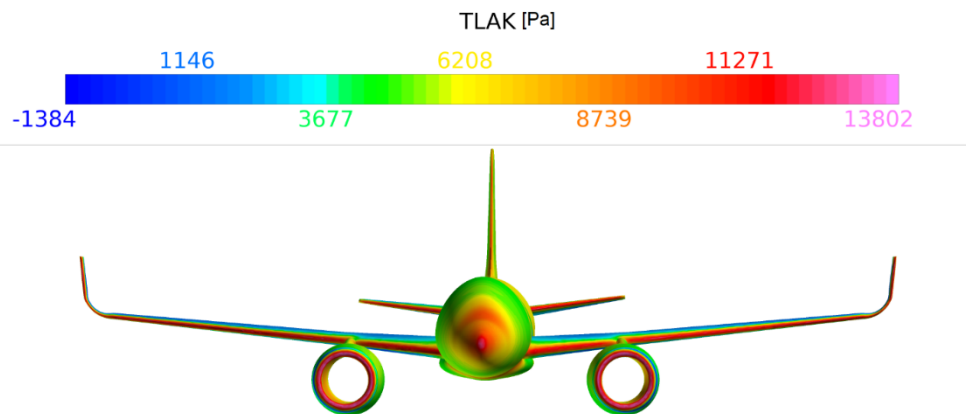
Slika 3.27 Tlakovi - Bočni pogled - 100 m/s i 15°



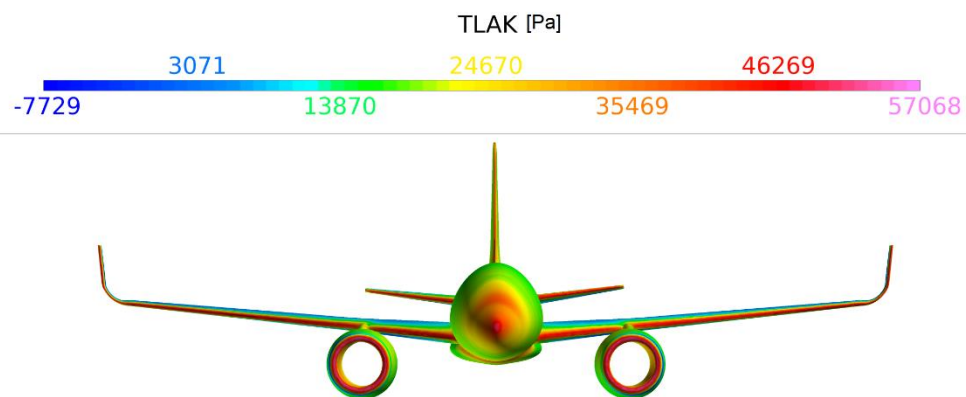
Slika 3.28 Tlakovi - Bočni pogled - 100 m/s i -7°

Iz vrijednosne skale na slikama je vidljivo da tlak na površini tijela najviše ovisi o brzini strujanja fluida. Pri brzini od 100 m/s i 0° najveća vrijednost iznosi 13800 Pa što je vidljivo na slici 3.24 a pri 200 m/s i 0° iznosi 57069 Pa slika 3.25. Ta vrijednost se pojavljuje na nosu aviona, odnosno na mjestima na kojim tijelo prvo dolazi u doticaj sa zrakom. Može se uočiti povećanje negativnog tlaka, odnosno pri većoj brzini su i veće vrijednosti. Kod nastrojavanja pod kutom najviše vrijednosti tlakova imaju male oscilacije, a kod negativnog tlaka do veće oscilacije dolazi između 7° i 15° nagiba, više o negativnom tlaku u poglavlju 3.5.5.

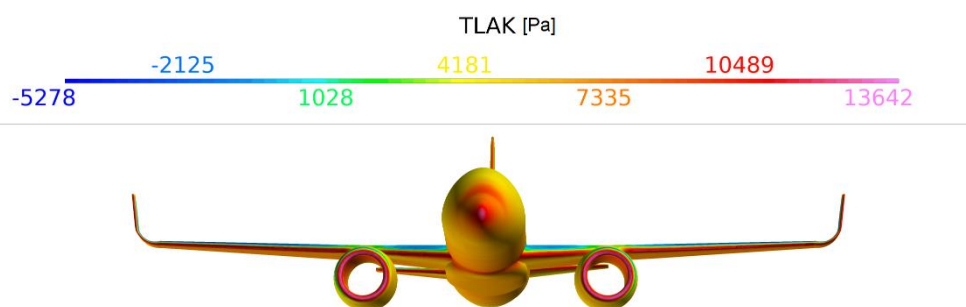
3.5.4. Tlakovi nastali na površini tijela (prednji pogled)



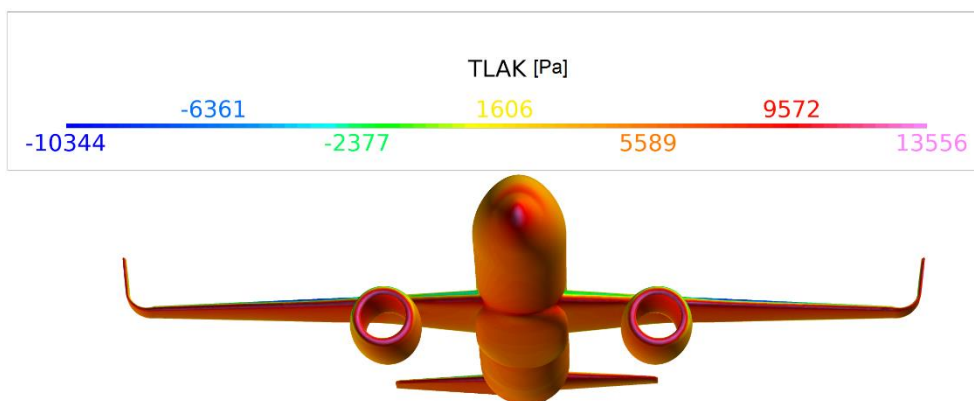
Slika 3.29 Tlakovi - Prednji pogled - 100 m/s i 0°



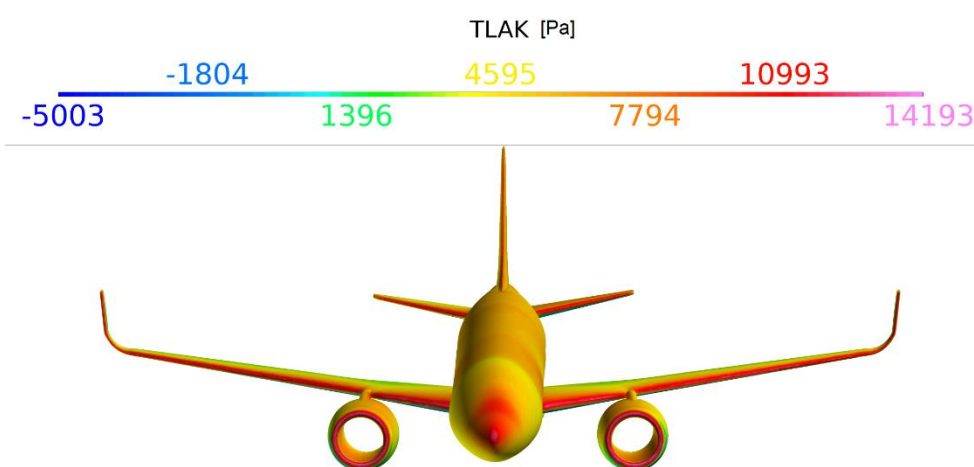
Slika 3.30 Tlakovi - Prednji pogled - 200 m/s i 0°



Slika 3.31 Tlakovi - Prednji pogled - 100 m/s i 7°



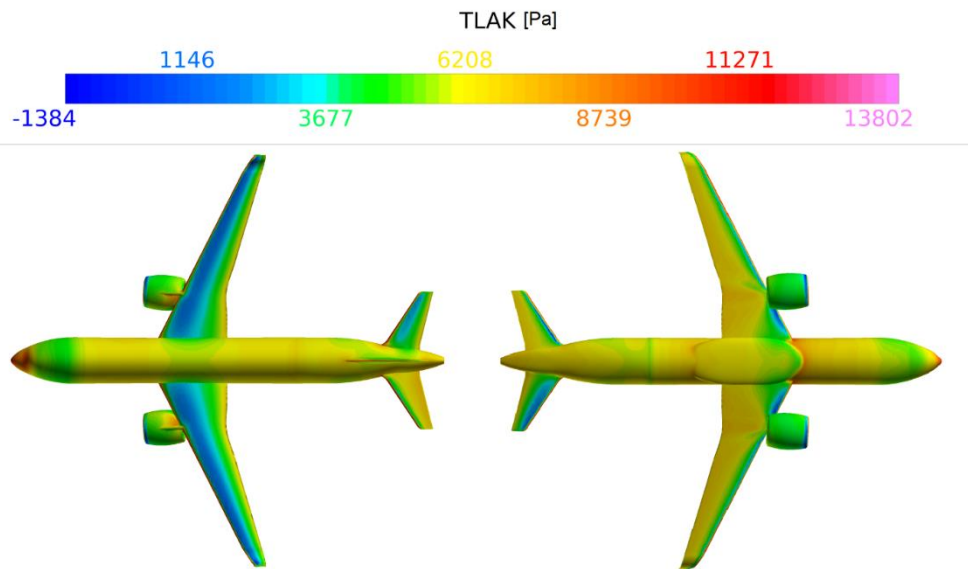
Slika 3.32 Tlakovi - Prednji pogled - 100 m/s i 15°



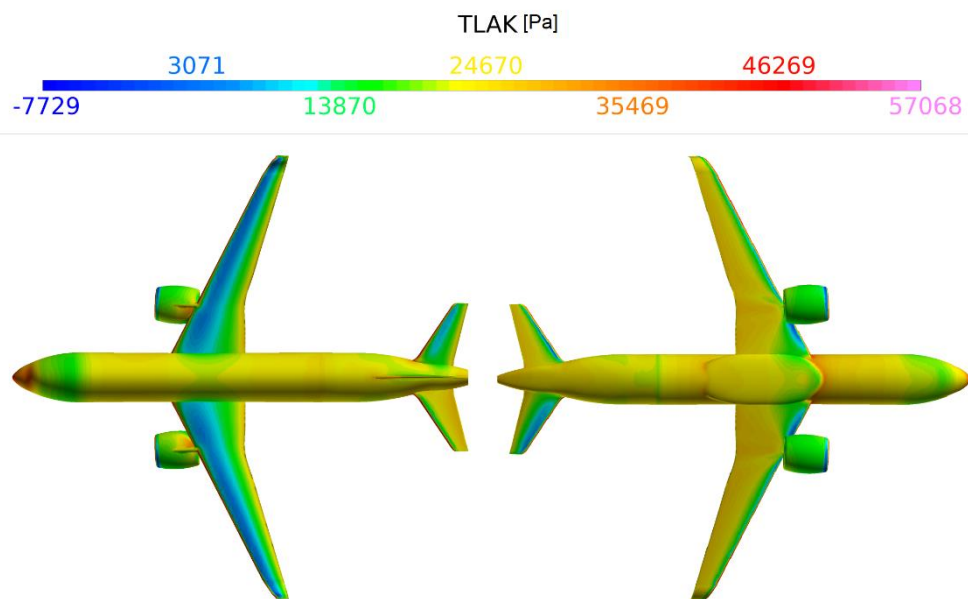
Slika 3.33 Tlakovi - Prednji pogled - 100 m/s i -7°

Iz prednjeg pogleda vidljivog na slikama 3.29, 3.30, 3.31, 3.32 te 3.33 može se uočiti viši tlak na nosu odnosno na prednjim ivicama krila te na kućištima motora. Nešto niži, ali i dalje visoki tlak se pojavljuje s donje strane aviona, a niži tlak i podtlak s gornje strane, kao što je vidljivo na slikama 3.29 te 3.32 avion pod kutom od 15° u odnosu na 0° pri istoj brzini od 100 m/s ima značajno veći tlak s donje strane. Takva podjela tlakova zapravo i omogućuje avionu letenje jer veći tlak s donje strane odnosno razlika tih tlakova stvaraju rezultantnu silu koja ukupno djeluje prema gore i to nazivamo uzgon.

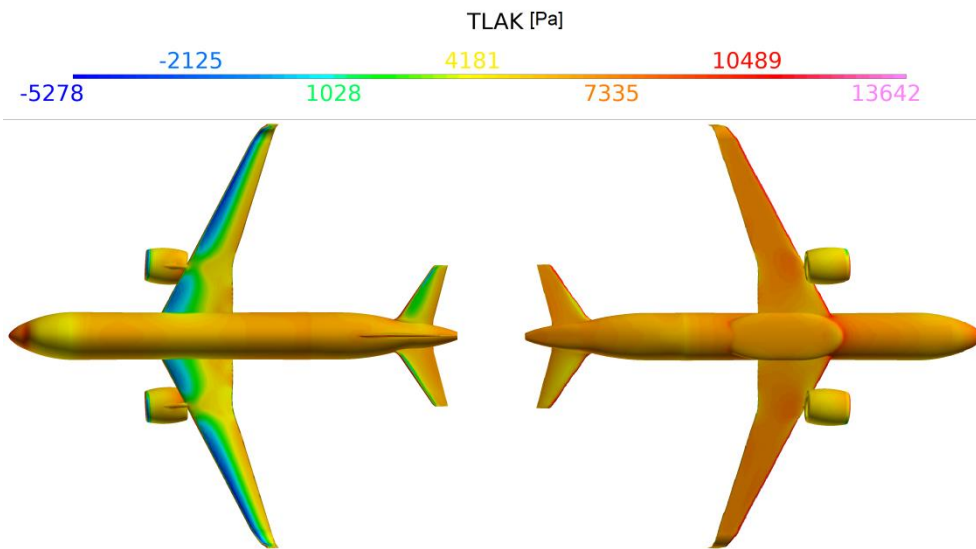
3.5.5. Tlakovi nastali na površini tijela (pogled od gore i dolje)



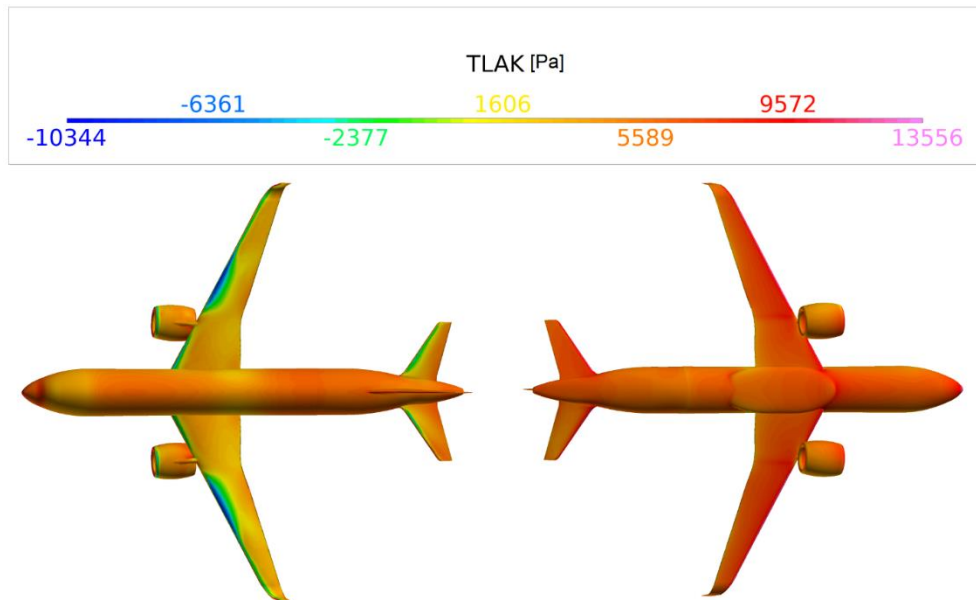
Slika 3.34 Tlakovi – Pogled od gore/dolje - 100 m/s i 0°



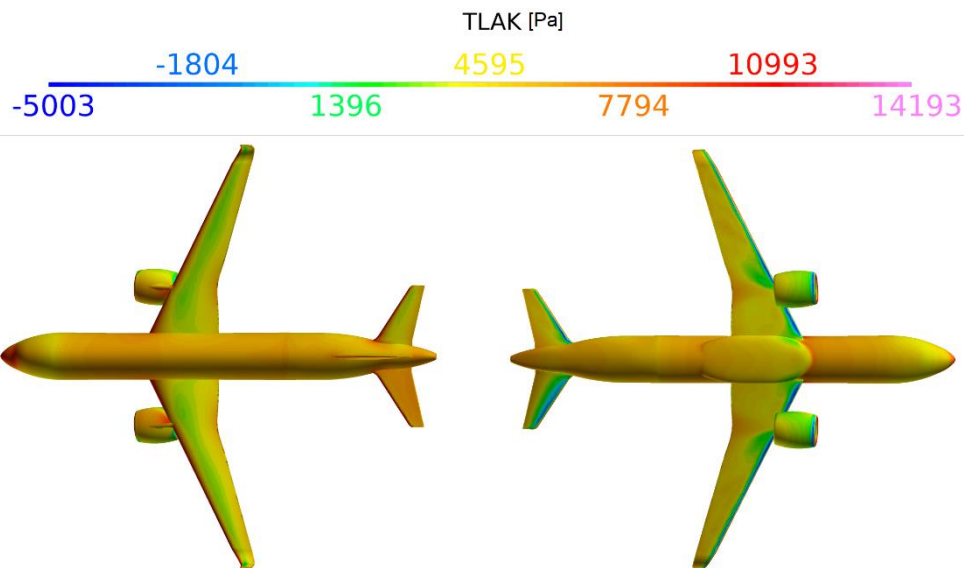
Slika 3.35 Tlakovi - Pogled od gore/dolje - 200 m/s i 0°



Slika 3.36 Tlakovi - Pogled od gore/dolje - 100 m/s i 7°



Slika 3.37 Tlakovi - Pogled od gore/dolje - 100 m/s i 15°



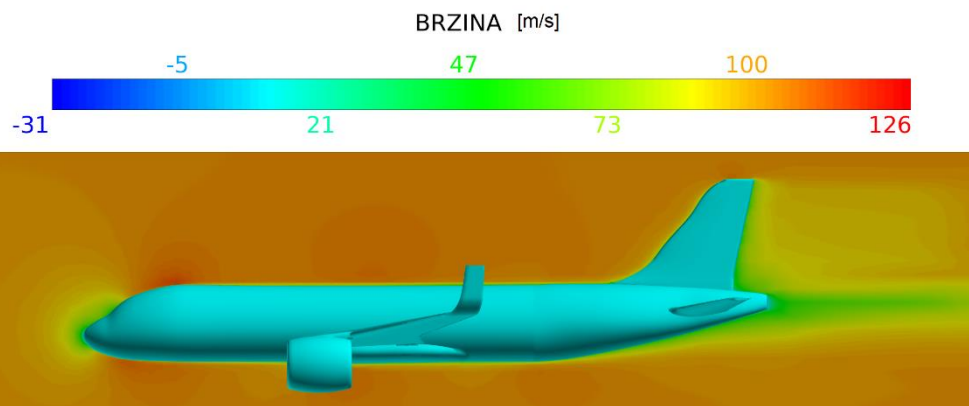
Slika 3.38 Tlakovi - Pogled od gore/dolje - 100 m/s i -7°

U ovim pogledima su jasno vidljive zone visokog i niskog tlaka s gornje i donje strane. Prilikom promjene sa 100 m/s na 200 m/s se gotovo ništa ne mijenja osim intenziteta vidljivo na slikama 3.34 i 3.35. Do višestrukog povećanja tlaka dolazi u nekim točkama koje imaju manju aerodinamičnost što je zapravo i djelomična svrha ovakvih testiranja, da se pronađu takva područja i popravke, nakon popravka geometrije ponovo se izvrši simulacija zbog potvrđivanje uspješnosti popravka. Konkretno na ovome modelu se vidi izrazito povećanje tlaka na prijelazu iz tijela aviona na proširenje s donje strane koje služi za povećanje prtljažnog prostora. Kada bi ovo bila simulacija vezana za razvoj aviona to područje bi se popravilo odnosno napravilo glađim kako bi se eliminirala nepotrebna područja akumuliranja visokih tlakova koje nam stvaraju nepotrebno visok otpor zraka.

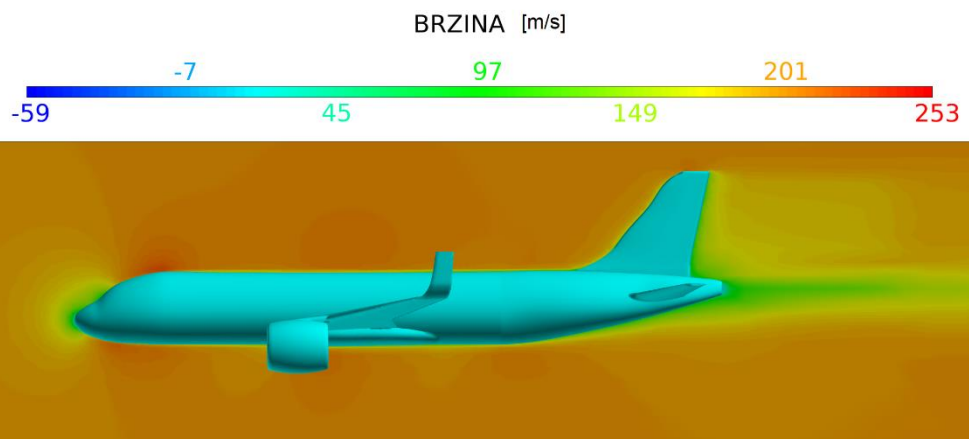
Na slici 3.36 za 7° te slici 3.37 za 15° je vidljivo kako se pri nagibu od 15° u odnosu na 7° nagiba uvelike smanjuje područje niskog tlaka i podtlaka što rezultira većom površinom nastrujavanja zraka, smanjenjem uzgona te povećanjem otpora zraka vidljivo u tablici 3.1.

Kod kuta od -7° vidljivo na slici 3.38 područje negativnog tlaka premješta se na donju stranu krila te to rezultira negativnim uzgonom što zapravo znači da ukupna sila, koja nastaje zbog strujanja zraka, djeluje prema dolje.

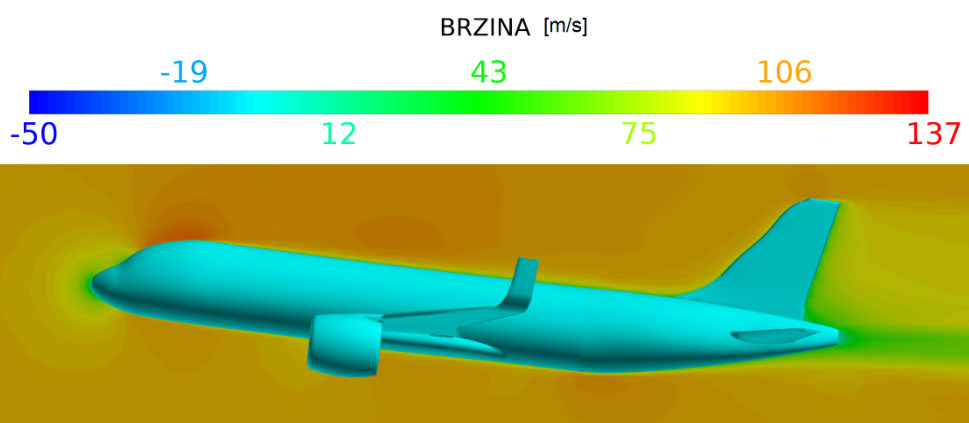
3.5.6. Brzine bočni pogled



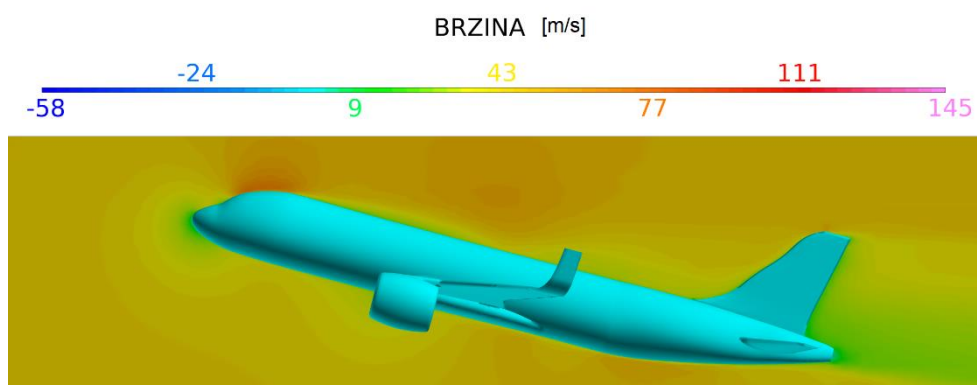
Slika 3.39 Brzine - Bočni pogled - 100 m/s i 0°



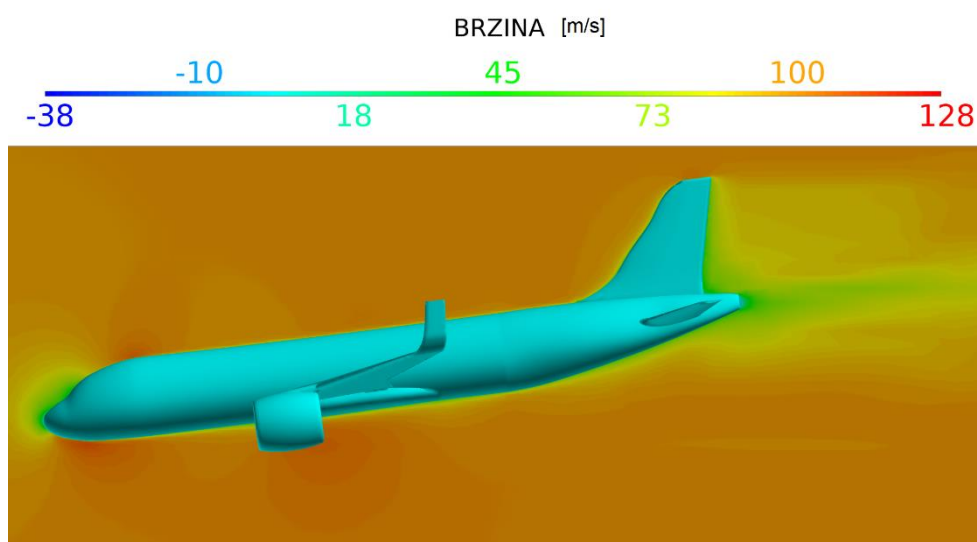
Slika 3.40 Brzine - Bočni pogled - 200 m/s i 0°



Slika 3.41 Brzine - Bočni pogled - 100 m/s i 7°



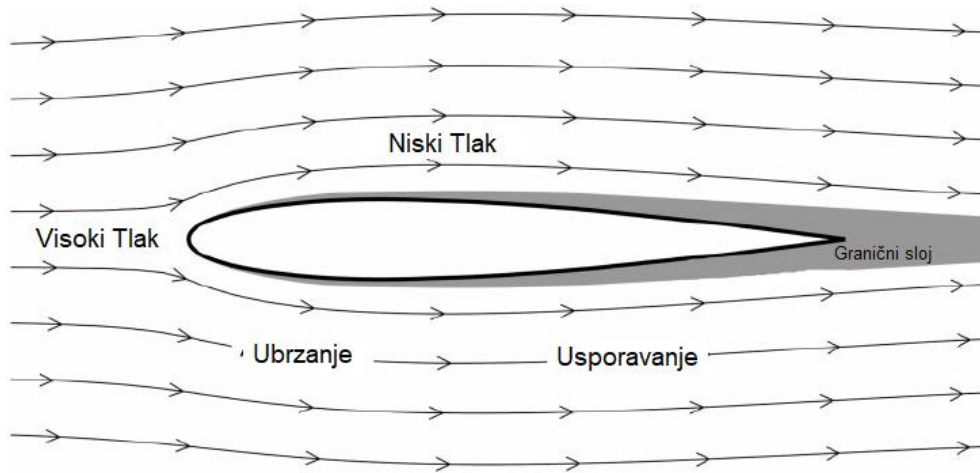
Slika 3.42 Brzine - Bočni pogled - 100 m/s i 15°



Slika 3.43 Brzine - Bočni pogled - 100 m/s i -7°

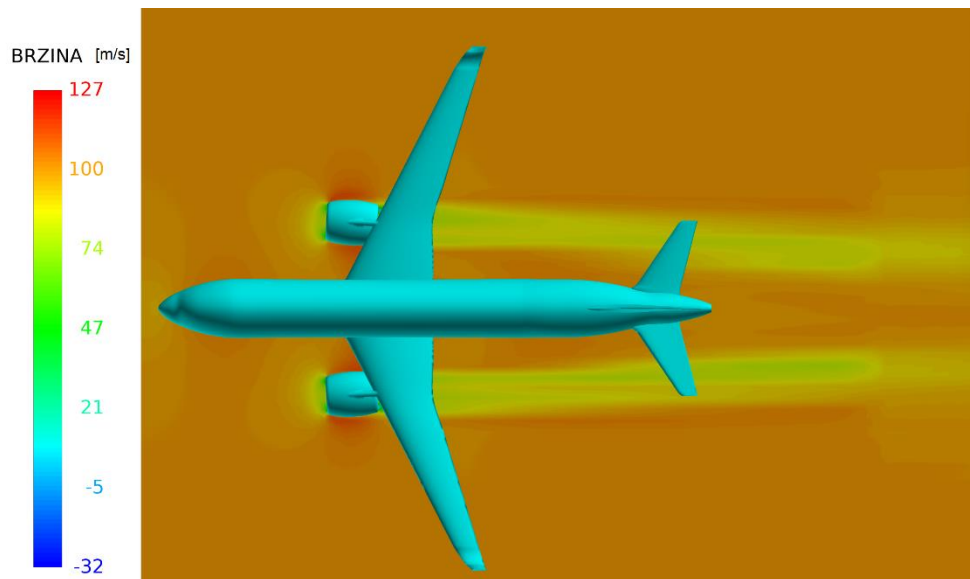
Kao što je već bilo spomenuto u poglavlju **2.6 Reynoldsov broj i granični sloj (eng. boundary layer)** i prikazano na slici 2.5 brzina strujanja na površini tijela iznosi 0 m/s, a povećava se udaljavanjem od površine sve dok ne dođe do $v_{poč}$ strujanja fluida. Veće zone s nižom brzinom se mogu uočiti na prednjem i zadnjem dijelu aviona vidljivo na slikama 3.39, 3.40, 3.41, 3.42 te 3.43. Uzrok većim zonama smanjene brzine strujanja je veći otpor zraka na tim pojedinim mjestima te granični sloj koji se nalazi u produžetku geometrije. Ugrubo se mogu usporediti rezultati simulacije i slike 3.44 te je vidljivo da se područja niskog i visokog tlaka poklapaju, ali i područja gdje dolazi do ubrzavanja te usporavanja strujanja fluida. Kod horizontalnog položaja aviona te pri pozitivnim nagibima do većeg ubrzanja dolazi s gornje strane nosa. Pri nagibu od 7° odnosno 15° gotovo da nema ubrzanja s donje strane aviona. Najveće područje graničnog sloja iza

geometrije u kojem imamo niže brzine strujanja uočavamo na nagibu od 15° a uzrok tome je veća površina na koju fluid nastrujava.

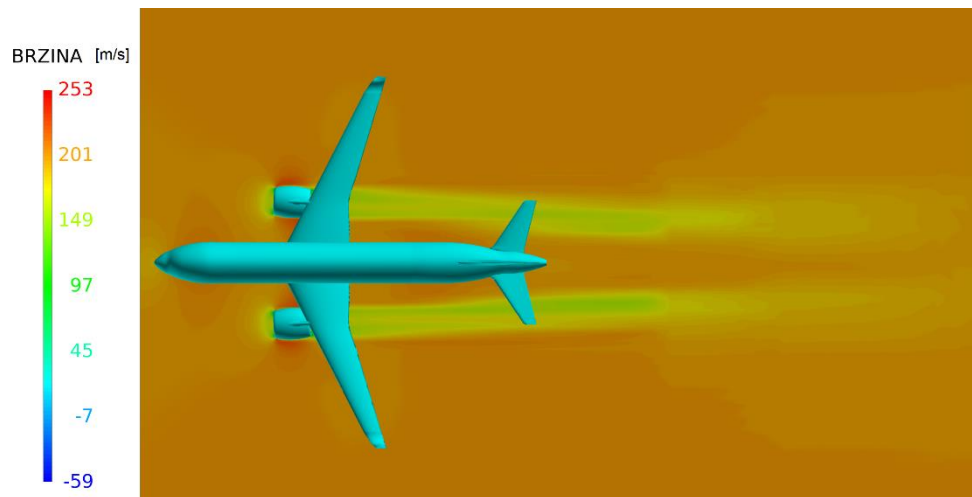


Slika 3.44 Prikaz područja tlakova te ubrzavanja/usporavanja fluida u blizini promatrane geometrije [11]

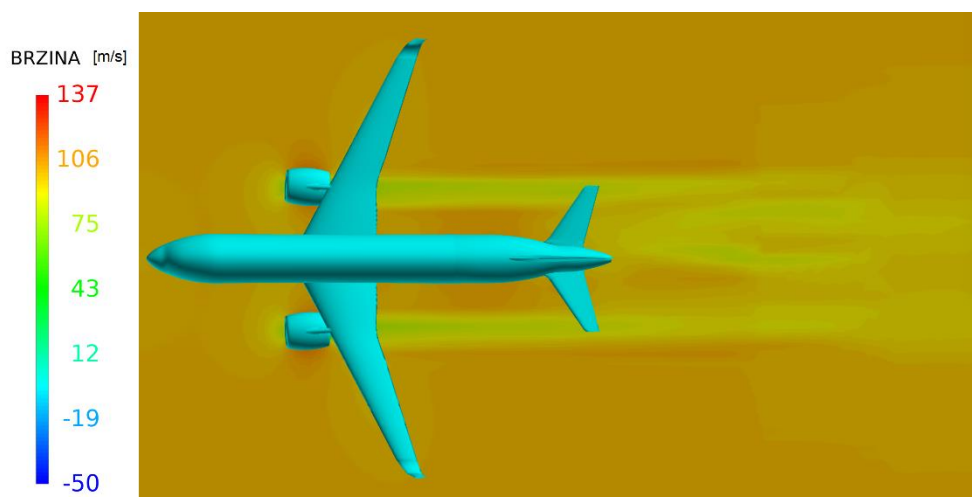
3.5.7. Brzine pogled od gore presjek 1



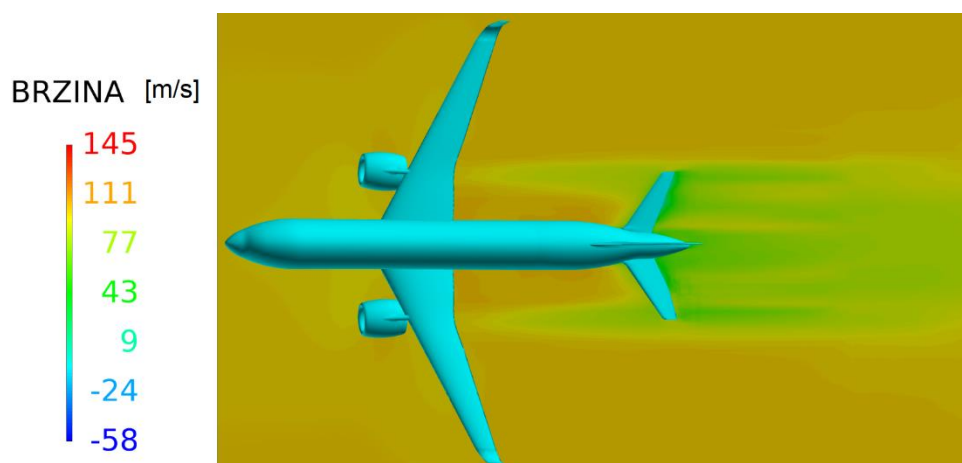
Slika 3.45 Brzine - Pogled od gore- Presjek 1 - 100 m/s i 0°



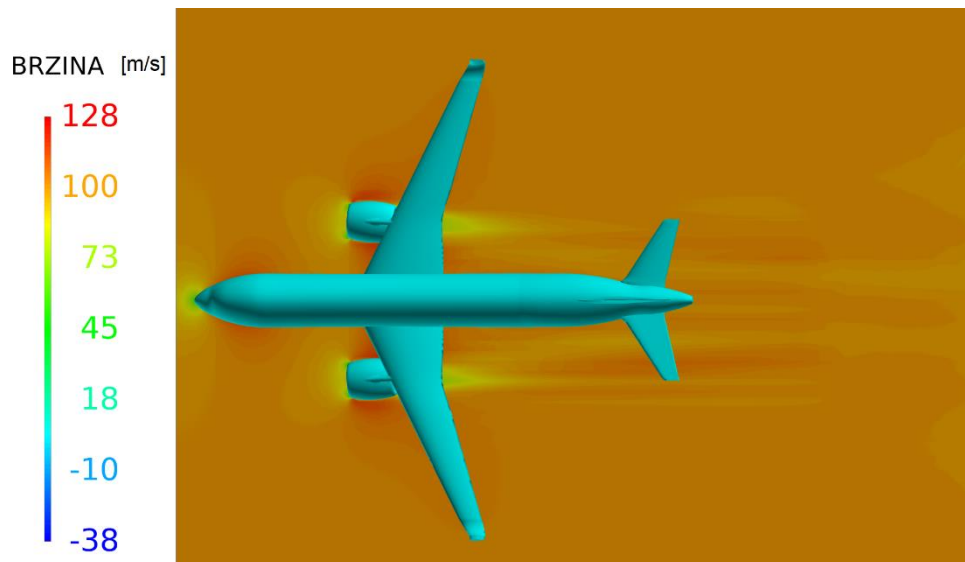
Slika 3.46 Brzine - Pogled od gore- Presjek 1 - 200 m/s i 0°



Slika 3.47 Brzine - Pogled od gore- Presjek 1 - 100 m/s i 7°

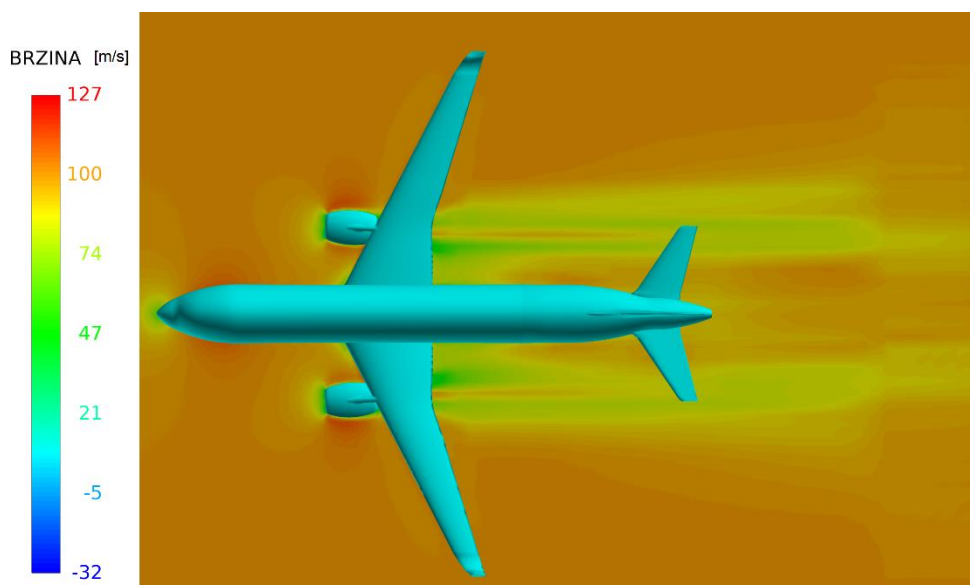


Slika 3.48 Brzine - Pogled od gore- Presjek 1 - 100 m/s i 15°

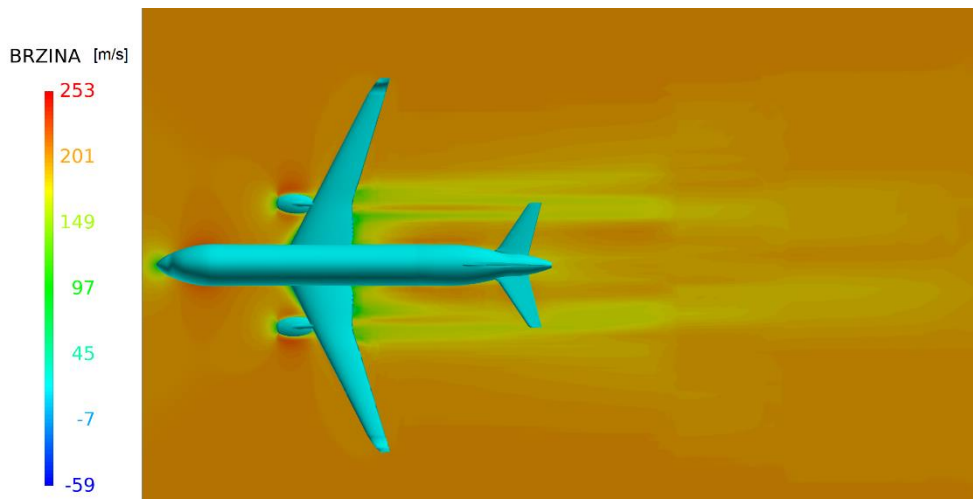


Slika 3.49 Brzine - Pogled od gore- Presjek 1 - 100 m/s i -7°

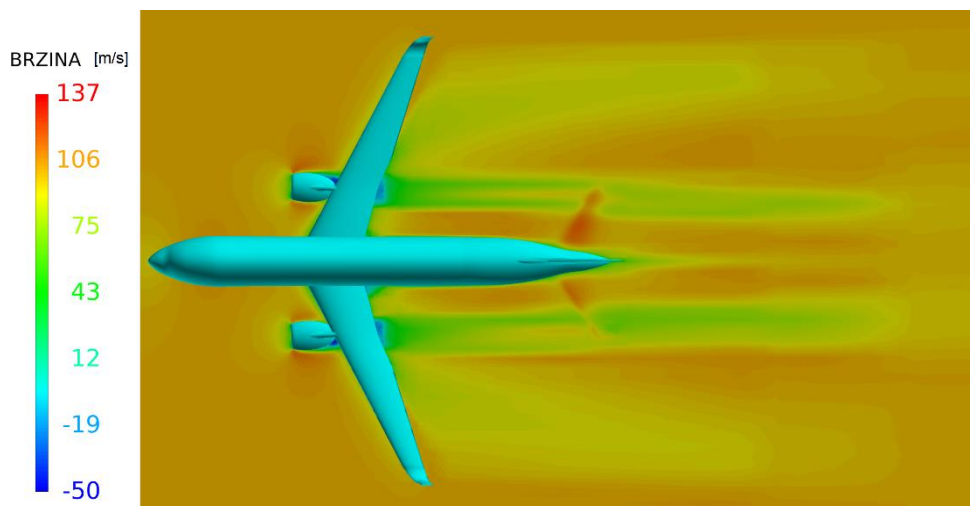
3.5.8. Brzine pogled od gore presjek 2



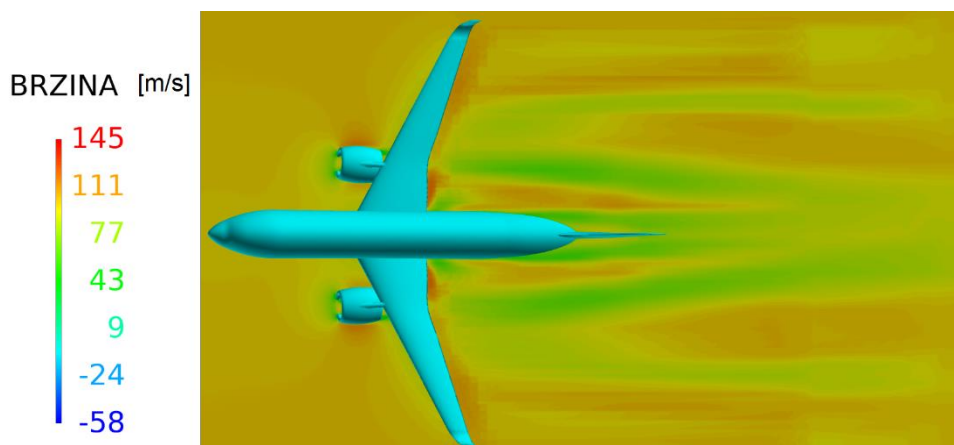
Slika 3.50 Brzine - Pogled od gore- Presjek 2 - 100 m/s i 0°



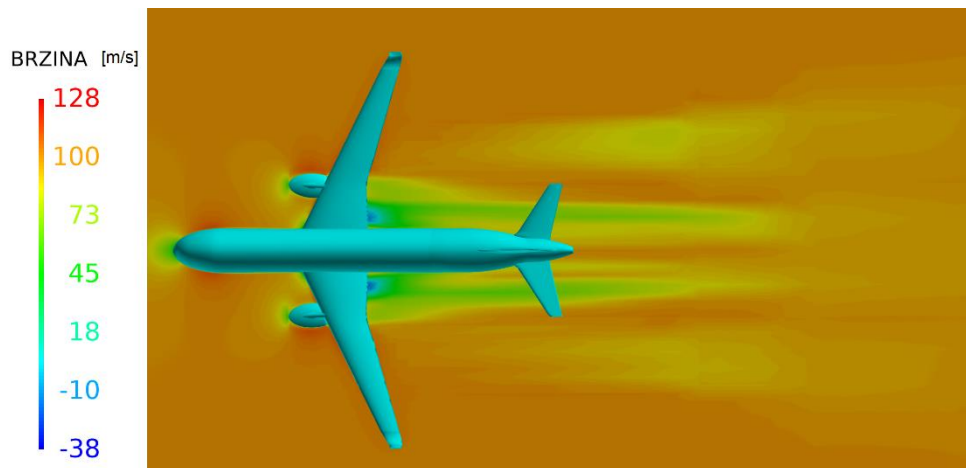
Slika 3.51 Brzine - Pogled od gore- Presjek 2 - 200 m/s i 0°



Slika 3.52 Brzine - Pogled od gore- Presjek 2 - 100 m/s i 70°



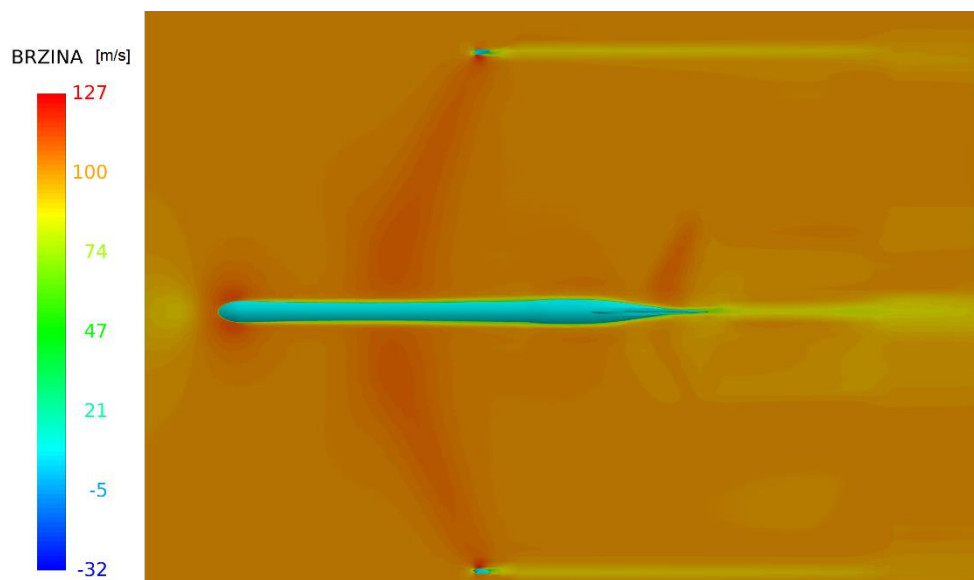
Slika 3.53 Brzine - Pogled od gore- Presjek 2 - 100 m/s i 15°



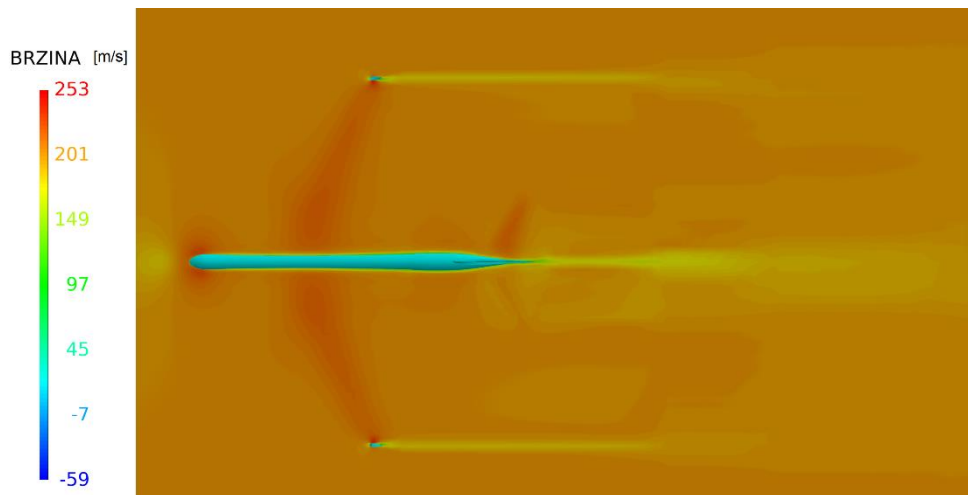
Slika 3.54 Brzine - Pogled od gore- Presjek 2 - 100 m/s i -7°

Na slikama u presjecima 1 i 2 vidi se koliki je utjecaj otpor zraka na smanjenje brzine u određenim situacijama te koliko potrebno da se brzina vrati na $v_{poč}$. Najveće distorzije u brzinama se nalaze u području motora što bi općenito značilo da nisu aerodinamično oblikovani barem ne u ovom slučaju. Uspoređujući avion u horizontalnom položaju i pod određenim nagibom, veća površina krila pod nagibom uzrokuje smanjenje brzina strujanja jer se granični sloj znatnije poveća kod krila u tom položaju.

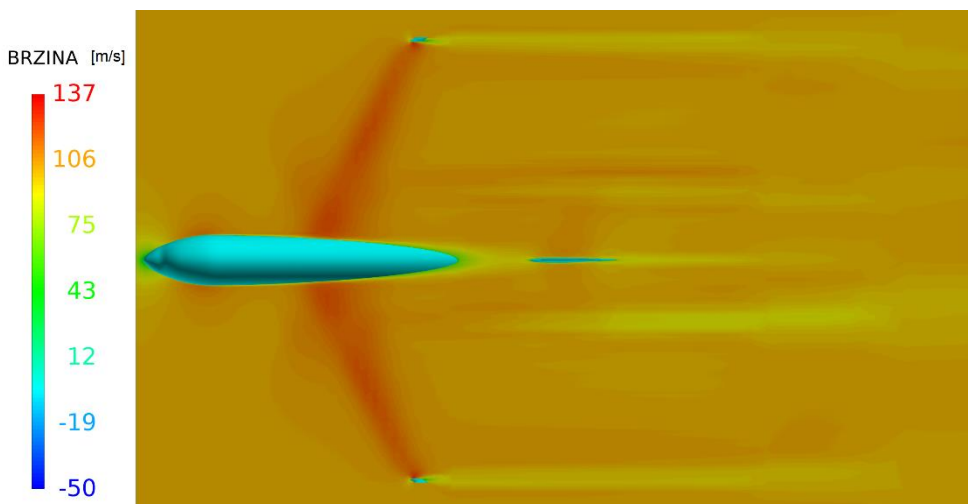
3.5.9. Brzine pogled od gore presjek 3



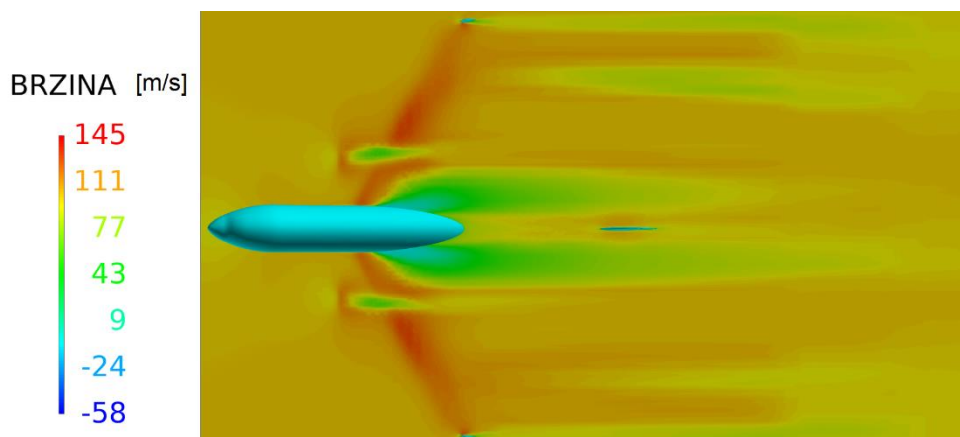
Slika 3.55 Brzine - Pogled od gore- Presjek 3 - 100 m/s i 0°



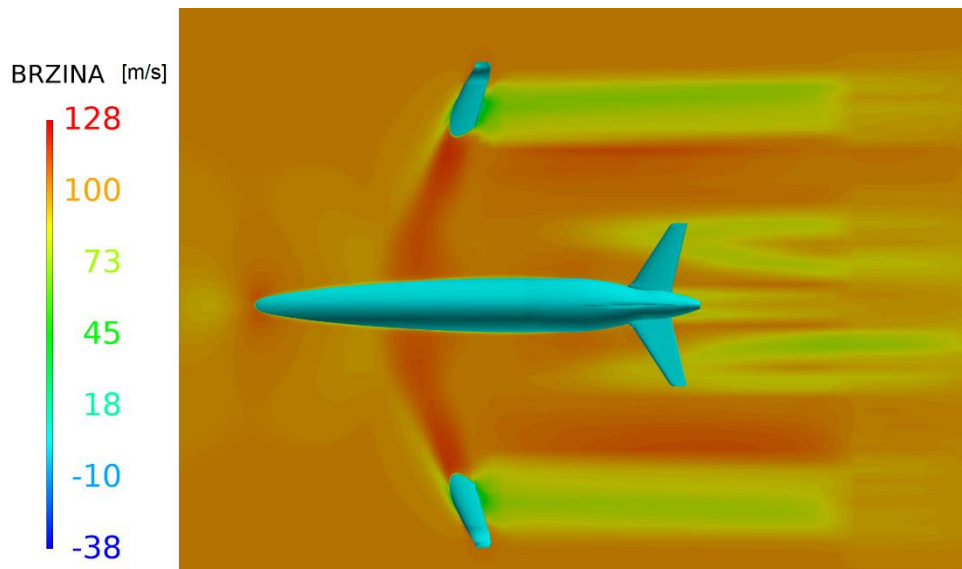
Slika 3.56 Brzine - Pogled od gore- Presjek 3 - 200 m/s i 0°



Slika 3.57 Brzine - Pogled od gore- Presjek 3 - 100 m/s i 7°



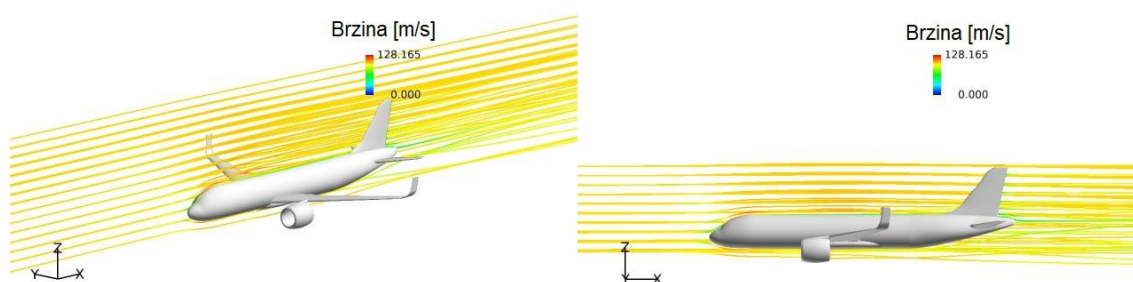
Slika 3.58 Brzine - Pogled od gore- Presjek 3 - 100 m/s i 15°



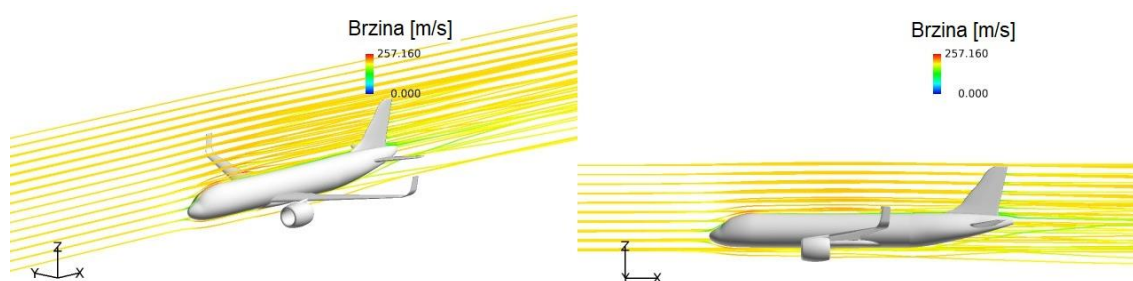
Slika 3.59 Brzine - Pogled od gore- Presjek 3 - 100 m/s i -7°

U presjeku 3 na slikama 3.55, 3.56, 3.57, 3.58 te 3.59 vidljivo je da geometrija krila aviona u horizontalnom položaju ne uzrokuje smanjenje brzina strujanja u području iza krila. Može se primijetiti da dolazi do ubrzavanja fluida s gornje strane krila.

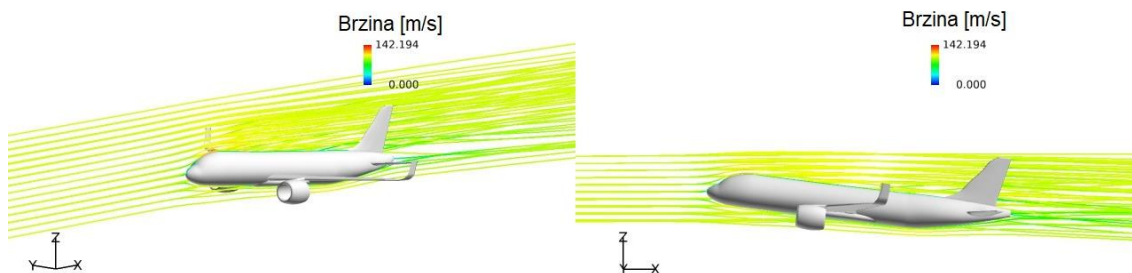
3.5.10. Vizualizacija strujnica oko geometrije tijela



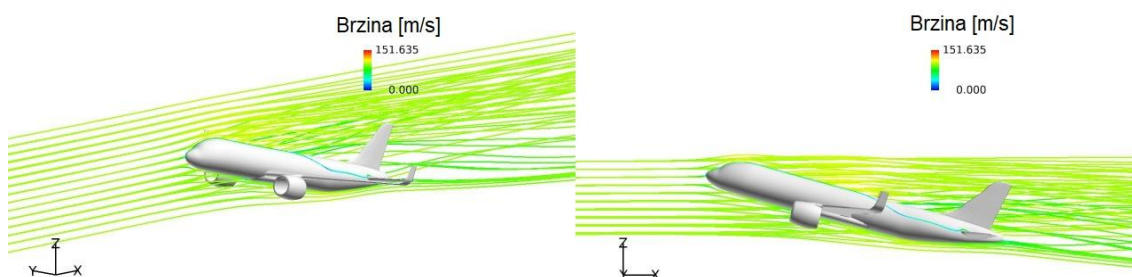
Slika 3.60 Prikaz strujnica u okolini tijela Airbusa A320 izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 0°



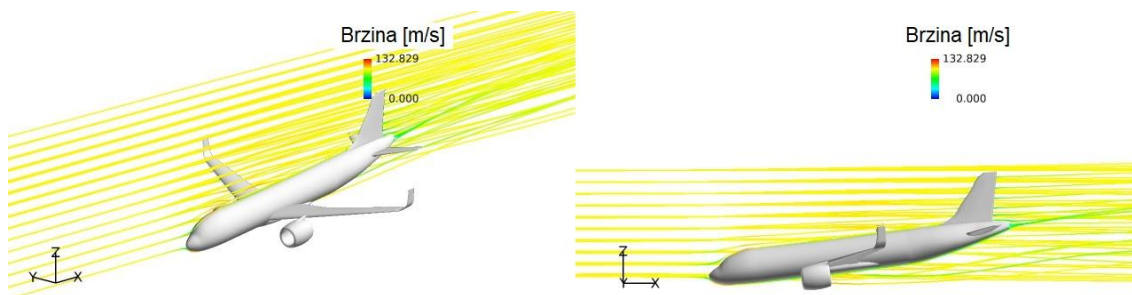
Slika 3.61 Prikaz strujnica u okolini tijela Airbusa A320 izometrijski i bočni pogled - 200 m/s i 0°



Slika 3.62 Prikaz strujnica u okolini tijela Airbusa A320 izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 7°



Slika 3.63 Prikaz strujnica u okolini tijela Airbusa A320 izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 15°



Slika 3.64 Prikaz strujnica u okolini tijela Airbusa A320 izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i -7°

Uz pomoć strujnica i ovih pogleda može se jako dobro vidjeti područje ubrzavanja odnosno usporavanja zraka. Na slikama 3.66 i 3.67 se vidi kako povećanje površine uzrokuje veliko područje smanjene brzine strujanja (strujnice zelene boje) iza samoga tijela. A na slikama 3.64 i 3.65 vidimo strujnice koje poprimaju nešto tamnije žuto narančastu boju koja označava strujanje fluida većom brzinom od početne.

4. ZAKLJUČAK

Današnji CFD programi nam uvelike pomažu kod predviđa strujanja zraka te akumuliranih sila na površine i slično. Jedini nedostatak takvih simulacija je njihova kompleksnost te zahtijevanje za izuzetno snažnim računalima. Ako bismo usporedili troškove simulacija na računalu s onima u zračnom tunelu pogotovo u ranim počecima razvoja kada se često mijenjaju detalji na modelu, a kod simulacije u zračnom tunelu s fizičkim modelom bi svaka iteracija i izmjena modela zahtijevala novu izradu modela koja je izrazito skupa.

Iz provedenih simulacija za pojednostavljeni model Airbusa A320 vidi se da je najmanji otpor zraka pri kutu od 0° te 200 m/s. Da bi se saznalo pri kojoj brzini je najmanji otpor zraka trebalo bi izvesti puno više simulacija s više iteracija. Najveći uzgon u provedenim simulacijama je pri kutu od 7° , ali da bi se dobio stvarni uvid za koji kutu je uzgon najveći isto kao i za brzinu trebalo bi provesti puno više simulacija s različitim postavkama te s puno više od 100 koraka simulacije koji su korišteni u ovim primjerima. U ovom radu je potvrđena povezanost kuta nastrujavanja s koeficijentima uzgona i otpora.

5. POPIS SLIKA

UVOD

<i>Slika 1.1 Računalna simulacija aviona [1]</i>	1
<i>Slika 1.2 Fizička simulacija modela aviona [2]</i>	1

TEORIJA OPTJECANJA

<i>Slika 2.1 Prikaz opstrujavanja fluida oko a) aerodinamičnog i b) tupog tijela [3]</i>	2
<i>Slika 2.2 Sile nastale prilikom nastujavanja fluida na krilo [4]</i>	3
<i>Slika 2.3 Vizualizacija toka fluida oko tijela uz pomoć strujnica [5]</i>	4
<i>Slika 2.4 Prikaz a) Laminarnog, b) Prijelaznog i c) Turbulentnog strujanja sa njihovim rubnim vrijednostima [6]</i>	5
<i>Slika 2.5 Prikaz graničnog sloja sa brzinom strujanja te prijelaz iz laminarnog strujanja u turbulentno [7]</i>	5

POSTUPAK IZRADE MODELA I SIMULACIJE

<i>Slika 3.1 NACA 4415 profil [8]</i>	6
<i>Slika 3.2 Geometrijska veličine NACA profila [9]</i>	7
<i>Slika 3.3 Tlocrt, nacrt i bokocrt Airbusa A320 [10]</i>	8
<i>Slika 3.4 Bokocrt Airbusa A320 [10]</i>	8
<i>Slika 3.5 Tlocrt Airbusa A320 [10]</i>	9
<i>Slika 3.6 Nacrti spojenih kontura u više segmenata</i>	9
<i>Slika 3.7 Trupa Airbusa A320</i>	9
<i>Slika 3.8 Tlocrt krila Airbusa A320 s konturom</i>	10
<i>Slika 3.9 Bokocrt krila Airbusa A320 profila NACA 4415</i>	10
<i>Slika 3.10 Krilo Airbus A320 s profilom NACA 4415</i>	11
<i>Slika 3.11 Airbus A320 opisan numeričkom mrežom u sučelju programa HyperMesh</i>	11
<i>Slika 3.12 Postavke parametara zračnog tunela</i>	12
<i>Slika 3.13 3 zone ugušćenja elemenata</i>	13
<i>Slika 3.14 Numerička mreža za 100 m/s i 0° u smjeru toka fluida i u poprečnom presjeku</i>	13
<i>Slika 3.15 Numerička mreža za 200 m/s i 0° u smjeru toka fluida i u poprečnom presjeku</i>	13
<i>Slika 3.16 Numerička mreža za 100 m/s i 7° u smjeru toka fluida i u poprečnom presjeku</i>	14
<i>Slika 3.17 Numerička mreža za 100 m/s i 15° u smjeru toka fluida i u poprečnom presjeku</i>	14
<i>Slika 3.18 Numerička mreža za 100 m/s i -7° u smjeru toka fluida i u poprečnom presjeku</i>	14
<i>Slika 3.19 100 m/s i 0°</i>	15
<i>Slika 3.20 200 m/s i 0°</i>	15
<i>Slika 3.21 100 m/s i 7°</i>	15
<i>Slika 3.22 100 m/s i 15°</i>	15
<i>Slika 3.23 100 m/s i -7°</i>	15
<i>Slika 3.24 Tlakovi - Bočni pogled - 100 m/s i 0°</i>	17
<i>Slika 3.25 Tlakovi - Bočni pogled - 200 m/s i 0°</i>	17
<i>Slika 3.26 Tlakovi - Bočni pogled - 100 m/s i 7°</i>	17
<i>Slika 3.27 Tlakovi - Bočni pogled - 100 m/s i 15°</i>	18
<i>Slika 3.28 Tlakovi - Bočni pogled - 100 m/s i -7°</i>	18
<i>Slika 3.29 Tlakovi - Prednji pogled - 100 m/s i 0°</i>	19
<i>Slika 3.30 Tlakovi - Prednji pogled - 200 m/s i 0°</i>	19
<i>Slika 3.31 Tlakovi - Prednji pogled - 100 m/s i 7°</i>	19
<i>Slika 3.32 Tlakovi - Prednji pogled - 100 m/s i 15°</i>	20
<i>Slika 3.33 Tlakovi - Prednji pogled - 100 m/s i -7°</i>	20
<i>Slika 3.34 Tlakovi - Pogled od gore/dolje - 100 m/s i 0°</i>	21
<i>Slika 3.35 Tlakovi - Pogled od gore/dolje - 200 m/s i 0°</i>	21

<i>Slika 3.36 Tlakovi - Pogled od gore/dolje - 100 m/s i 7°</i>	22
<i>Slika 3.37 Tlakovi - Pogled od gore/dolje - 100 m/s i 15°</i>	22
<i>Slika 3.38 Tlakovi - Pogled od gore/dolje - 100 m/s i -7°</i>	23
<i>Slika 3.39 Brzine - Bočni pogled - 100 m/s i 0°</i>	24
<i>Slika 3.40 Brzine - Bočni pogled - 200 m/s i 0°</i>	24
<i>Slika 3.41 Brzine - Bočni pogled - 100 m/s i 7°</i>	24
<i>Slika 3.42 Brzine - Bočni pogled - 100 m/s i 15°</i>	25
<i>Slika 3.43 Brzine - Bočni pogled - 100 m/s i -7°</i>	25
<i>Slika 3.44 Prikaz područja tlakova te ubrzavanja/usporavanja fluida u blizini promatrane geometrije [11]</i>	26
<i>Slika 3.45 Brzine - Pogled od gore- Presjek 1 - 100 m/s i 0°</i>	26
<i>Slika 3.46 Brzine - Pogled od gore- Presjek 1 - 200 m/s i 0°</i>	27
<i>Slika 3.47 Brzine - Pogled od gore- Presjek 1 - 100 m/s i 7°</i>	27
<i>Slika 3.48 Brzine - Pogled od gore- Presjek 1 - 100 m/s i 15°</i>	27
<i>Slika 3.49 Brzine - Pogled od gore- Presjek 1 - 100 m/s i -7°</i>	28
<i>Slika 3.50 Brzine - Pogled od gore- Presjek 2 - 100 m/s i 0°</i>	28
<i>Slika 3.51 Brzine - Pogled od gore- Presjek 2 - 200 m/s i 0°</i>	29
<i>Slika 3.52 Brzine - Pogled od gore- Presjek 2 - 100 m/s i 70°</i>	29
<i>Slika 3.53 Brzine - Pogled od gore- Presjek 2 - 100 m/s i 15°</i>	29
<i>Slika 3.54 Brzine - Pogled od gore- Presjek 2 - 100 m/s i -7°</i>	30
<i>Slika 3.55 Brzine - Pogled od gore- Presjek 3 - 100 m/s i 0°</i>	30
<i>Slika 3.56 Brzine - Pogled od gore- Presjek 3 - 200 m/s i 0°</i>	31
<i>Slika 3.57 Brzine - Pogled od gore- Presjek 3 - 100 m/s i 7°</i>	31
<i>Slika 3.58 Brzine - Pogled od gore- Presjek 3 - 100 m/s i 15°</i>	31
<i>Slika 3.59 Brzine - Pogled od gore- Presjek 3 - 100 m/s i -7°</i>	32
<i>Slika 3.60 Prikaz strujnica u okolini tijela Airbusa A320 izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 0°</i>	32
<i>Slika 3.61 Prikaz strujnica u okolini tijela Airbusa A320 izometrijski i bočni pogled - 200 m/s i 0°</i>	32
<i>Slika 3.62 Prikaz strujnica u okolini tijela Airbusa A320 izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 7°</i>	33
<i>Slika 3.63 Prikaz strujnica u okolini tijela Airbusa A320 izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 15°</i>	33
<i>Slika 3.64 Prikaz strujnica u okolini tijela Airbusa A320 izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i -7°</i>	33

6. POPIS IZVORA

- [1] <https://www.wallsheaven.co.uk/wall-murals/air-flow-around-airplane-body.-3d-render-wind-tunnel-design-concept-.side-view-B658680887>
- [2] <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/stories/nasa-knows/what-are-wind-tunnels-k4.html>
- [3] https://www.researchgate.net/figure/Examples-of-aerodynamic-and-bluff-bodies-Burestin-d_fig31_343968842
- [4] http://www.copters.com/aero/total_force.html
- [5] <https://www.instructables.com/DIY-Wind-Tunnel-and-Visualized-Airstreams-for-the-/>
- [6] http://repositorij.fsb.hr/5196/1/Budi%C4%87_2016_zavrzni_preddiplomski.pdf.pdf
- [7] <https://www.grasacoustics.com/blog/aerodynamic-measurements-components-of-the-boundary-layer>
- [8] [Airfoil data information \(airfoiltools.com\)](#)
- [9] <http://www.copters.com/aero/airfoils.html>
- [10] <https://skybrary.aero/aircraft/a20n>
- [11] https://www.researchgate.net/figure/Streamlines-representing-the-general-form-of-the-flow-field-around-a-gliding-fish-or_fig2_51212239
- [12] Repozitorij FSB, Burić M., http://repositorij.fsb.hr/999/1/06_07_2010_Zavrzni_rad-Mladen_Buric.pdf

7. SAŽETAK

U ovom završnom radu je generalno objašnjeno područje aerodinamike unutar Mehanike Fluida. Izrađen je 3D model Airbusa A320 sprofilom krila NACA 4415 u programu SolidWorks. Za izradu simulacije je upotrijebljen program Altair HyperWorks. Numerička mreža 3D modela izrađena je u HyperMeshu te je ista kasnije ubačena u Virtual Wind Tunnel. Provedeno je više simulacija s različitim postavkama strujanja fluida da možemo usporediti dobivene rezultate te izvući zaključak.

Ključne riječi: CFD, Altair, Virtual Wind Tunnel, HyperMesh, numerička mreža, Airbus A320, NACA, sila uzgona, sila otpora, nastrujavanje fluida, opstrujavanje

8. SUMMARY

This final thesis generally explains the area of aerodynamics in Fluid Mechanics. 3D model of Airbus A320 with NACA 4415 wing profile was made in SolidWorks. For simulation purposes, Altair HyperWorks was used. Numerical mesh for the 3D model was made in HyperMesh and imported into Virtual Wind Tunnel for simulations. Multiple simulations were made with different presets for fluid flow so we could compare results and draw a conclusion.

Keywords: CFD, Altair, Virtual Wind Tunnel, HyperMesh, numeric mesh, Airbus A320, NACA, lift force, drag force, fluid flow