

Opstrujavanje aerodinamičnog profila

Čuček, Matej

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:190:092445>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-14**



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, rujan 2022.

Matej Čuček

0069085489

SVEUČILIŠTE U RIJECI

TEHNIČKI FAKULTET

Preddiplomski sveučilišni studij strojarstva

Završni rad

OPSTRUJAVANJE AERODINAMIČNOG PROFILA

Mentor: prof. dr. sc. Lado Kranjčević

Rijeka, rujan 2022.

Matej Čuček

0069085489

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: **Matej Čuček (0069085489)**
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.

Matej Čuček

Zadatak uručen pristupniku: 21. ožujka 2022.

Mentor:

Kyck

Prof. dr. sc. Lado Kranjčević

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

K

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.

Sadržaj

1. UVOD	1
2. OPĆENITO O AERODINAMICI	2
2.1. Aerodinamika	2
2.2. Strujanje zraka	2
2.3. Bernoullijeva jednadžba	3
2.4. Sile aerodinamičkog profila	5
3. POSTUPAK IZRADE MODELA	7
3.1. Geometrijske karakteristike	7
3.2. Karakteristike NACA profila 2411	8
3.3. Oblikovanje trupa Boeinga 737-100	9
3.4. Modeliranje krila Boeing 737-100 pomoću NACA profila 2411	11
4. SIMULACIJA	13
4.1. Generiranje numeričke mreže	13
4.2. Simulacija u virtualnom zračnom tunelu (Virtual Wind Tunnel)	13
4.2.1 Numerička mreža tunela.....	15
4.2.2. Koeficijenta uzgona i otpora.....	17
4.2.3. Tlakovi nastali na površini tijela (bočni pogled)	20
4.2.4. Tlakovi nastali na površini tijela (prednji pogled)	21
4.2.5. Tlakovi nastali na površini tijela (pogled od gore i dolje).....	22
4.2.6. Brzina (bočni pogled).....	23
4.2.7. Brzina (pogled od gore presjek 1).....	25
4.2.8. Brzina (pogled od gore presjek 2).....	26
4.2.9. Strujnice oko geometrije tijela.....	27
5. ZAKLJUČAK	29
6. POPIS SLIKA	30
7. POPIS LITERATURE	32
8. SAŽETAK	33
9. SUMMARY	34

1. UVOD

U radu će se razmotriti opstrujavanje aerodinamičkog profila na modelu aviona Boeing 737-100.

U prvom dijelu rada reći će se nešto općenito o aerodinamici, odnosno opisat će se turbulentno strujanje zraka oko izabranog profila te će se pokazati izračunavanje dinamičkog otpora i uzgona.

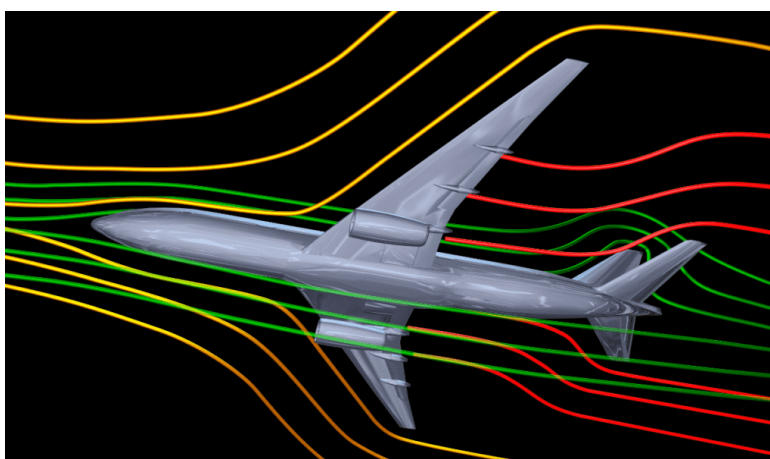
Drugi dio rada prikazuje proces izrade modela aviona Boeing 737-100 u programu Autodesk Inventor. Međutim, izvorni model je modificiran jer nije korišteno izvorno krilo već NACA 2411 profil. Navedeno upravo ukazuje na jednu od glavnih prednosti izrade simulacija na računalu s obzirom na to da omogućuju ispitivanje aerodinamike modela bez fizičke izrade modela, a to u konačnici može rezultirati značajnim financijskim uštedama.

U trećem dijelu rada prikazan je postupak generiranja numeričke mreže služeći se programom Altair HyperMesh. Numerička mreža je potom ubačena u program Virtual Wind Tunnel u kojem je provedena numerička simulacija strujanja zraka oko modela. Dobiveni rezultati simulacija su zatim međusobno uspoređeni u svrhu donošenja zaključaka.

2. OPĆENITO O AERODINAMICI

2.1. Aerodinamika

Aerodinamika predstavlja znanstvenu disciplinu u okviru mehanike fluida te proučava strujanje plinova i sile kojima plin, odnosno zrak, djeluje na neko tijelo kad između njih postoji relativno gibanje. Među najčešće parametre koji se javljaju u analizi ubrajamo brzinu, tlak, gustoću i temperaturu koji se mijenjaju prostorno i vremenski. Navedeni parametri omogućuju izračunavanje ili aproksimaciju sila i momenata koji djeluju na izloženo tijelo. Računalna simulacija opstrujavanja zraka oko aviona prikazana je na slici 2.1.



Slika 2. 1. Računalna simulacija opstrujavanja zraka oko aviona [1]

2.2. Strujanje zraka

Razlikujemo dvije vrste strujanja prema putanji, a to su turbulentno i laminarno strujanje. Laminarno strujanje je relativno sporo i u njemu se čestice ne miješaju te putuju jednoliko, dok kod turbulentnog strujanja, slojevi se miješaju, čestice imaju nepredvidivo gibanje te se fluid giba brže. Ova strujanja ovise o Reynoldsovom broju.

Reynoldsov broj označava hoće li strujanje fluida (zraka) biti laminarno ili turbulentno. Brzina je jedan od glavnih elemenata koji utječe na strujanje, stoga je Reynolds definirao brzinu kod koje nastaje turbulentno strujanje kritičnom brzinom. Pokusima je utvrđeno da prijelaz iz laminarnog u turbulentno strujanje ovisi o brzini fluida i o njegovom viskozitetu [2].

Reynoldsov broj izračunava se prema izrazu (2.2.1):

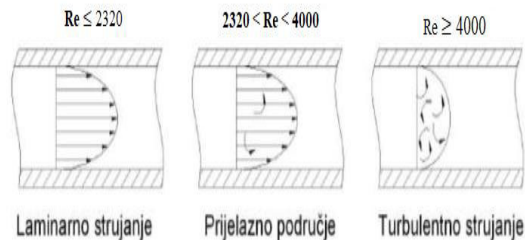
$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} = \frac{v L}{\nu} \quad (2.2.1)$$

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 za glatku cijev su prikazane na slici 2.2:

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

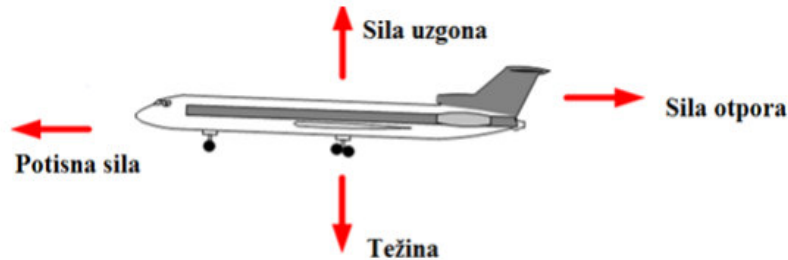


Slika 2. 2. Prikaz laminarnog, prijelaznog i turbulentnog strujanja [3]

2.3. Bernoullijeva jednadžba

Koristeći Bernoullijeve jednadžbe dobiva se uvid u brojne pojave povezane sa strujanjem tekućina i plinova. Za potrebe ovoga rada, Bernoullijeva jednadžba promatrat će se za objašnjenje leta aviona. Naime, zrak kao promatrani fluid struji uz gornju zakrivljenu plohu krila brže nego ispod krila

zbog čega se javlja veći tlak na donju plohu krila nego na gornju te posljedično na krila djeluje ukupna sila prema gore koja diže avion [4].



Slika 2. 3. Djelovanje sila na avion [5]

Kao što je vidljivo na slici 2.3., sila uzgona djeluje prema gore poništavajući težinu aviona koja djeluje suprotno. Dodatno, javlja se sila potiska (vučna sila) koja poništava silu otpora. Ako se pojavi sila potiska, znači da će nastati i sila otpora. Motori zrakoplova stvaraju silu potiska koja zapravo služi za kretanje aviona. Čestice zraka ostvaruju veću brzinu s gornje strane krila nego s donje strane krila te se području većih brzina javlja manji tlak, odnosno tlak s gornje strane je manji od tlaka s donje strane. Na temelju navedenog, javlja se razlika u tlakovima koja stvara silu uzgona. Krilo svojom zaobljenošću i oblikom stvara uzgon. Ujedno, ugradnjom krilca i zakrilca može se povećati sila uzgona kao i napadni kut krila aviona. Zaključno, s obzirom na to da želimo poboljšati i imati veće brzine aviona, jako je bitan razvoj krila i smanjenje otpora zraka te povećanje uzgona pomoću dodatnih sustava [5].

Dodatno, razlike tlakova nastaju zbog razlike u brzinama fluida koje se javljaju kao posljedica savijanja toka fluida. Navedeno savijanje toka fluida uzrokuje takozvani Coanda efekt koji predstavlja pojavu u kojoj se strujanje fluida prilijepljuje za površinu koji ostaje priljepljen ako se i površina zakrivi od početnog smjera mlaza. Razmotrimo strujanje zraka prema aeroprofilu. Kada zrak dođe do aeroprofila, odvaja se prema gornjoj površini gdje se događa savijanje toka fluida. Potom dolazi do akceleracije zraka prema dolje te se temeljem toga na gornjoj površini stvara uzgon. Coanda efekt vidljiv je na slici 2.4.[6].



Slika 2. 4. Coanda efekt[6]

Bernoullijeva jednađba predstavlja osnovni zakon gibanja fluida, a proizlazi iz primjene zakona očuvanja energije i jednađbe kontinuiteta. Bernoullijeva jednađba prikazana je jednađbom 2.3.1. [4].

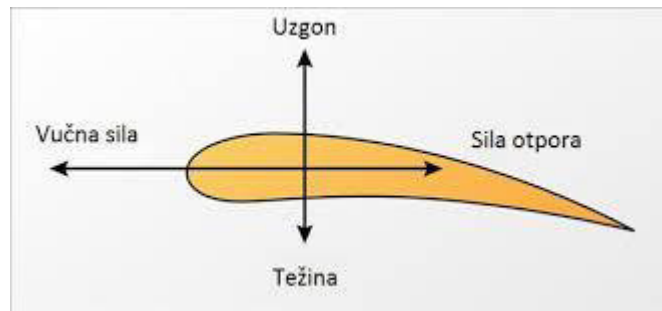
$$p + \rho gh + \frac{1}{2} \rho v^2 = konst. [2.3.1.]$$

Gdje je:

- 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]

2.4. Sile aerodinamičkog profila

Na slici 2.5. prikazano je strujanje fluida oko tijela. Fluid djeluje na tijelo rezultantnom silom R koja je nastala djelovanjem sile uzgona L (eng. lift) i sile otpora D (eng. drag). Smjer strujanja je V , a isti smjer strujanja ima i također sila otpora D , dok je sila uzgona okomita na smjer strujanja V .



Slika 2. 5. Prikaz djelovanja sila na aerodinamički profil [7]

$$L=R*\sin\alpha \quad (2.5.1)$$

$$D=R*\cos\alpha \quad (2.5.2)$$

Gdje je:

R Rezultantna sila [N]

L Sila uzgona [N]

D Sila otpora [N]

α Kut između rezultante sile i smjera strujanja [°]

3. POSTUPAK IZRADE MODELA

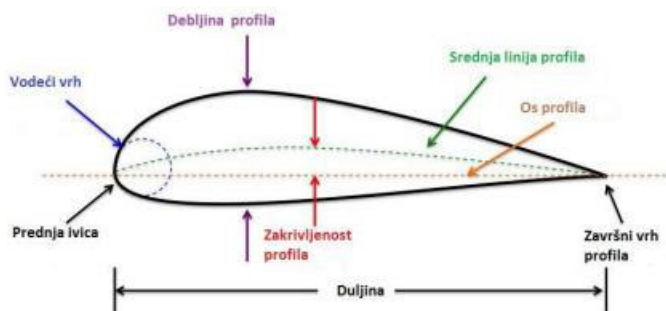
3.1. Geometrijske karakteristike

Aerodinamički profil (eng. Aerofoil) odnosi se na poprečni presjek lopatice turbine, pera propelera te krila letjelice, a cilj njegova dizajniranja svodi se na proizvodnju što veće sile uzgona sa što manjim otporom. Naime, sila uzgona predstavlja silu koju tijelo generira tijekom gibanja kroz fluid te je okomita na smjer gibanja tijela. Dizajniranje tih profila primjenjuje se u raznim industrijama poput avioindustrije, autoindustrije i sl.

Za potrebe ovog rada, korištena je stranica (Airfoil Tools) pomoću koje je izrađena geometrija za NACA 2411 profil.

NACA profil geometrijski je opisan pomoću sljedećih karakteristika:

- Zakrivljenost profila (eng. Camber) koja predstavlja najveću međusobnu udaljenost osi i srednjice profila
- Duljina profila (eng. Chord Length) koja se odnosi na duljnu osi profila, odnosno udaljenost od nosa do repa profila
- Debljina profila (eng. Thickness) koja je udaljenost između gornjeg i donjeg ruba profila okomita na os profila
- Srednjica profila (eng. Camber Line) koja predstavlja krivulju čija je svaka točka jednako udaljena od gornjeg i donjeg ruba profila. Valja napomenuti kako se kod simetričnih profila srednjica podudara s njegovom osi, no općenito, srednjica i os su dvije različite krivulje
- Tetiva profila (eng. Titive) koja se odnosi na dužinu koja spaja bilo koje dvije točke aeroprofila
- Os profila (eng. Chord Line) koja predstavlja najdulju tetivu 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 [8].



Slika 3. 1.. Geometrijske veličine [9]

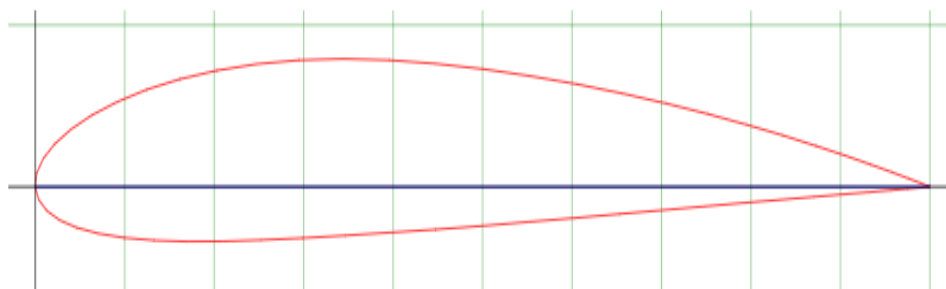
3.2. Karakteristike NACA profila 2411

NACA profili predstavljaju profilne oblike zrakoplovnih krila koje je razvio Nacionalni savjetodavni odbor za aeronautiku (NACA), a za njihovo definiranje koristi se niz od četiri brojke koje predstavljaju kritična geometrijska svojstva.

Četveroznamenkasti presjeci krila NACA definiraju profil na sljedeći način:

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

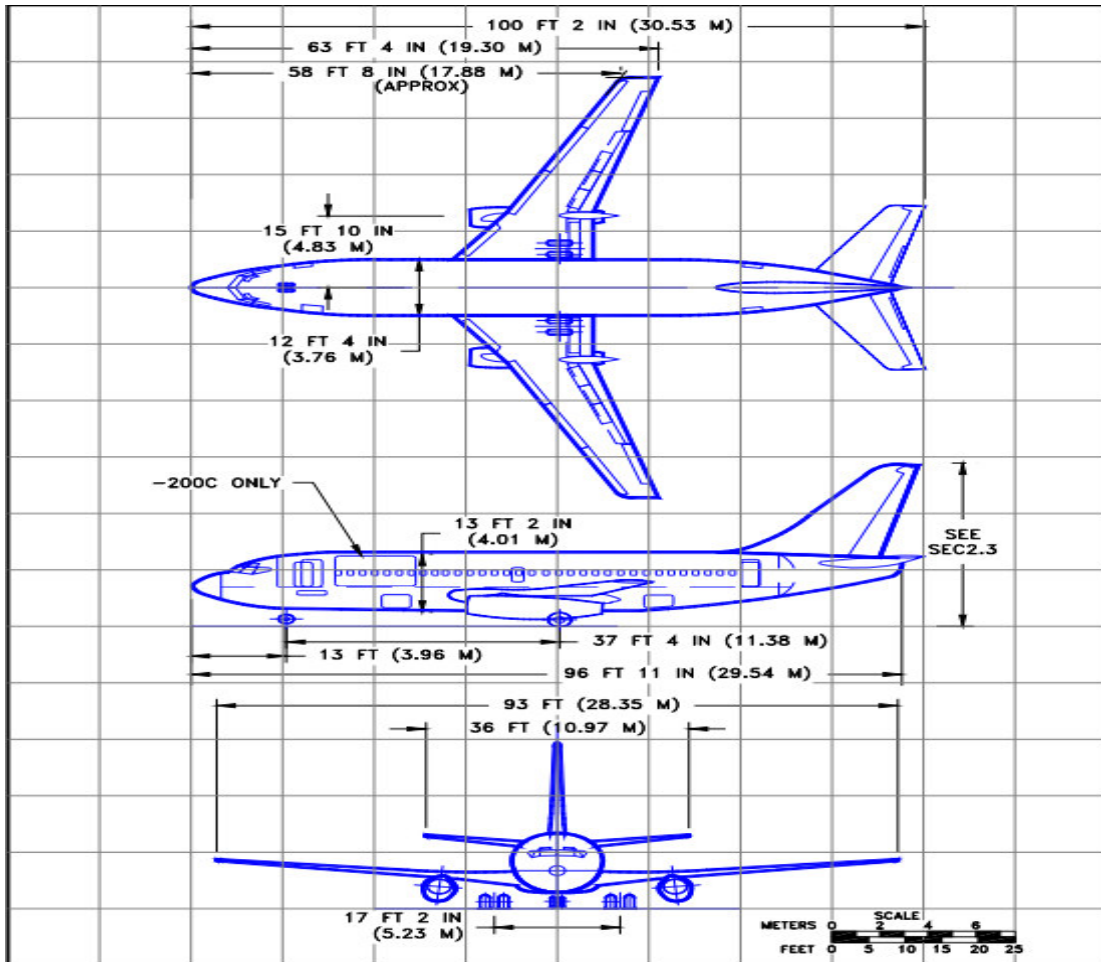
Dakle, u slučaju NACA profila 2411, govorimo o maksimalnom nagibu od 2% koji se nalazi na 40% (0,4 akorda) od prednjeg ruba s maksimalnom debljinom od 11% tetive. Prikaz NACA profila 2411 moguće je vidjeti na slici 3.2 [10].



Slika 3. 2. NACA profile 2411 [10]

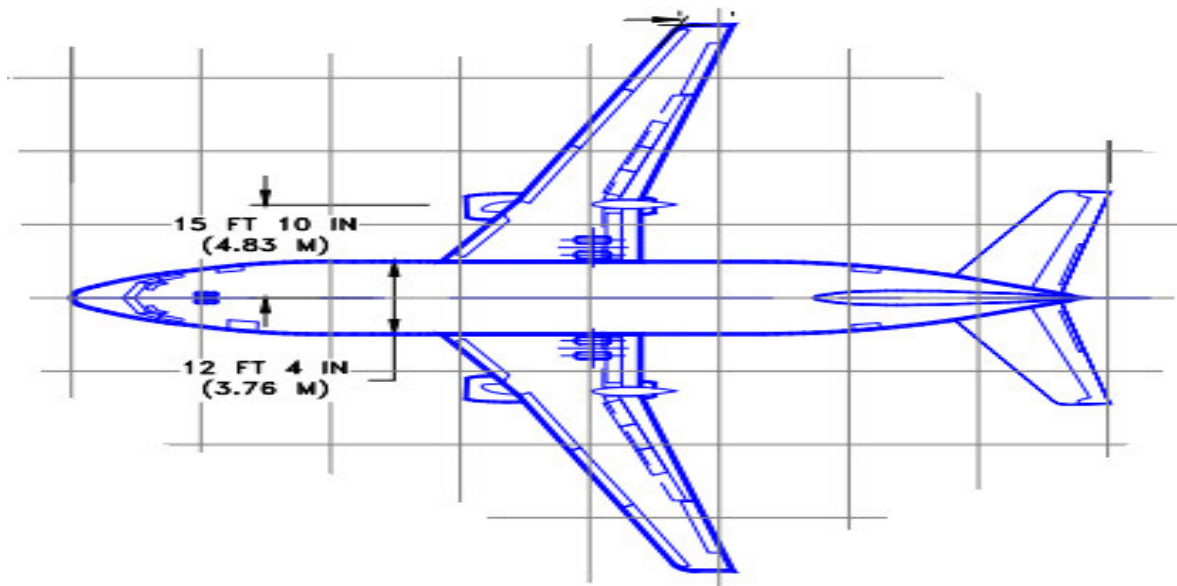
3.3. Oblikovanje trupa Boeinga 737-100

Za izradu trupa aviona korišten je program Autodesk Inventor. Trup aviona izrađen je pomoću slike 3.3. koja prikazuje izgled aviona i njegovih osnovnih dijelova. Navedeni postupak naziva se reverzibilno inženjerstvo.

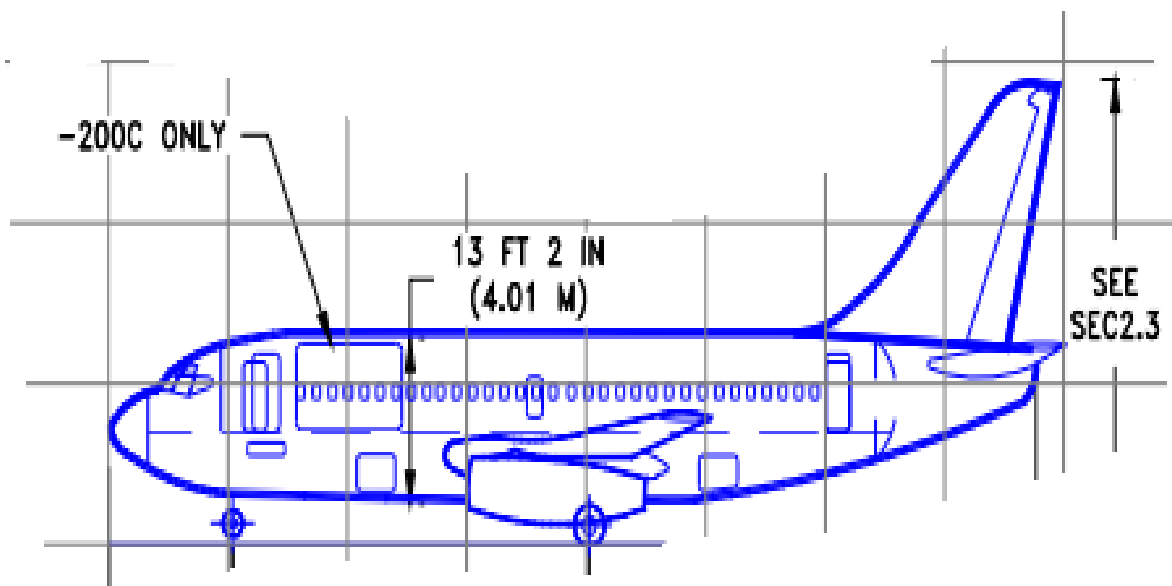


Slika 3. 3. Tlocrt, nacrt i bokocrt Boeinga 737-100 [11]

Avion se izrađuje pomoću spajanja vanjskih kontura preuzetih sa slika 3.4. i 3.5.



Slika 3. 4. Tlocrt Boeinga 737-100 [11]



Slika 3. 5. Bokocrt Boeinga 737-100 [11]

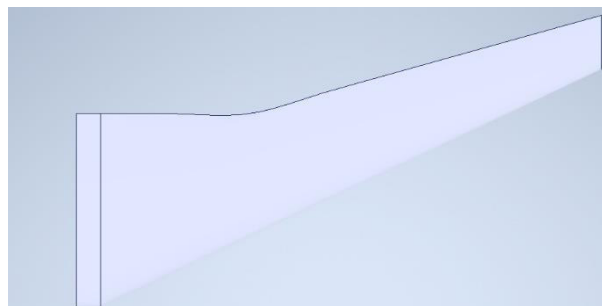
Pomoću opcije Loft izrađen je model trupa prikazan na slici 3.6.



Slika 3. 6. Trup Boeinga 737-100

3.4. Modeliranje krila Boeing 737-100 pomoću NACA profila 2411

S obzirom na to da je krilo Boeinga 737-100 zamijenjeno krilom koje ima NACA profil 2411, prvi korak u procesu modeliranja krila odnosi se na mjerenje svih potrebnih veličina na originalnom krilu, a osnovne veličine koriste se na novom NACA profilu 2411. Isti princip izrade primjenjuje se na malim krilcima na repu aviona te za leđno krilo. NACA profil 2411 preuzet je s AirFoil tools gdje se nalaze koordinate po X,Y,Z. Prikaz krila te potpunog modela Boeinga 737-100 u programu Autodesk Inventor moguće je vidjeti na slici 3.7., odnosno 3.8.



Slika 3. 7. Krilo Boeing 737-100

Nakon izrade svih potrebnih dijelova aviona, izrađeni dijelovi spajaju se u 3D model. Dobiveni 3D model potrebno je izvesti kao .stp (Step) datoteku koja se kasnije koristi u procesu izrade numeričke mreže.

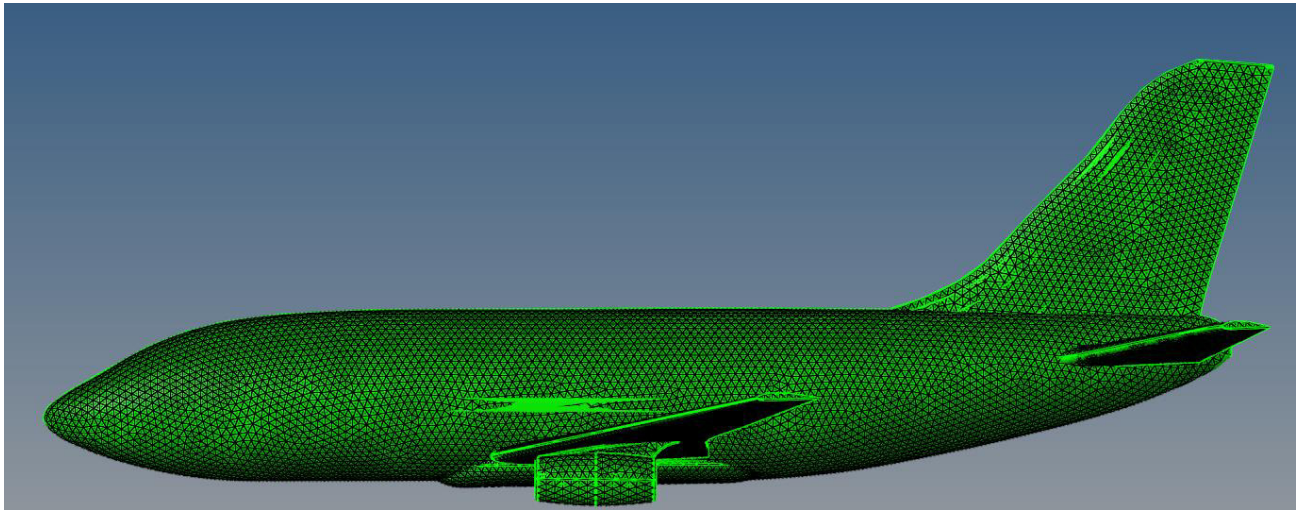


Slika 3. 8. Model Boeinga 737-100

4. SIMULACIJA

4.1. Generiranje numeričke mreže

Za prethodno oblikovani 3D model, numerička mreža generira se u programu HyperMesh koji omogućuje pojednostavljenje složenijih modela pomoću povezivanja sitnih jednostavnih geometrijskih oblika. Prilikom generiranja mreže potrebno je odabrati određenu veličinu jednostavnih geometrijskih oblika. Nakon odabira veličine i generiranja, aproksimirani složeni model mora imati zadovoljavajuću kvalitetu mreže. Prilikom izrade mreže koristi se veličina 5, a izrađeno je 248998 elemenata što je vidljivo na slici 4.1. Kada se nastoji postići gotovo savršena aproksimacija složenijih modela, potrebno je uzeti znatno manju veličinu elementa. Prilikom takvih simulacija, generiranje numeričke mreže može potrajati po nekoliko dana, pogotovo ako su modeli veći. Po završetku generiranja mreže modela, numerička mreža izvozi se u (.nas) obliku koji se koristi za simulaciju u virtualnom zračnom tunelu (Virtual Wind Tunnel).

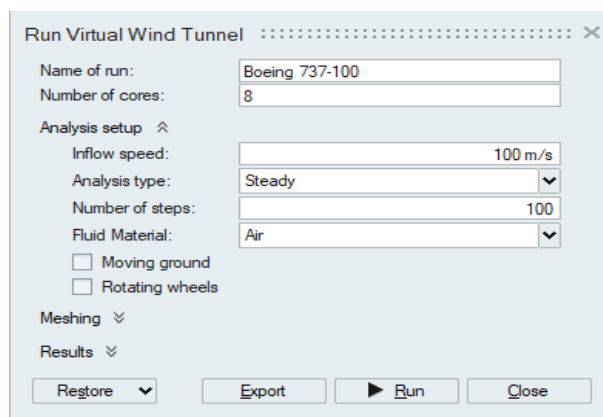


Slika 4. 1. Boeing 737-100 opisan numeričkom mrežom

4.2. Simulacija u virtualnom zračnom tunelu (Virtual Wind Tunnel)

S obzirom na to da postoji zadovoljavajuća kvaliteta mreže koja je ubačena u program Virtual Wind Tunnel, u njemu je potrebno podesiti neke parametre simulacije poput ulazne brzine i veličine zračnog tunela. Također, potrebno je podesiti da avion bude unutar tunela te zadati broj iteracija za koji se dobiva zadovoljavajuća kvaliteta simulacije. Kao što je vidljivo na slici 4.2., ulazna brzina iznosi 100 m/s te je izabrana stalna analiza umjesto tranzicijske analize. Činjenica je da bi tranzicijska

analiza dala neke rezultate višeg reda s većom razinom točnosti, no za potrebe ovog rada rezultati stalne analize su zadovoljavajući. Kao opstrujavajući fluid korišten je zrak, a za mrežu su korištene grube postavke kako bi se olakšala simulacija na računalu. Naime, razlog tome predstavlja činjenica da kompliciranije simulacije zahtijevaju poprilično jak hardver koji to može pokrenuti u nekom razumnom vremenu.

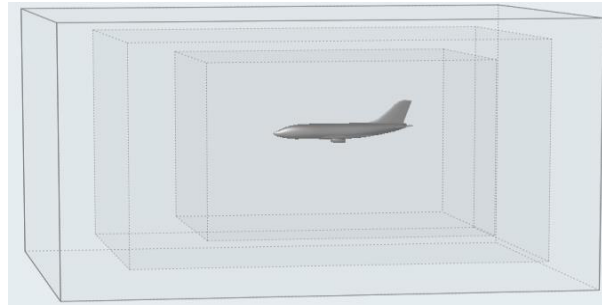


Slika 4. 2. Parametri virtualnog zračnog tunela

U svrhu izrade što bolje simulacije i kvalitetnije usporedbe, provodi se više simulacija s različitim postavkama. Simulacije koje su korištene:

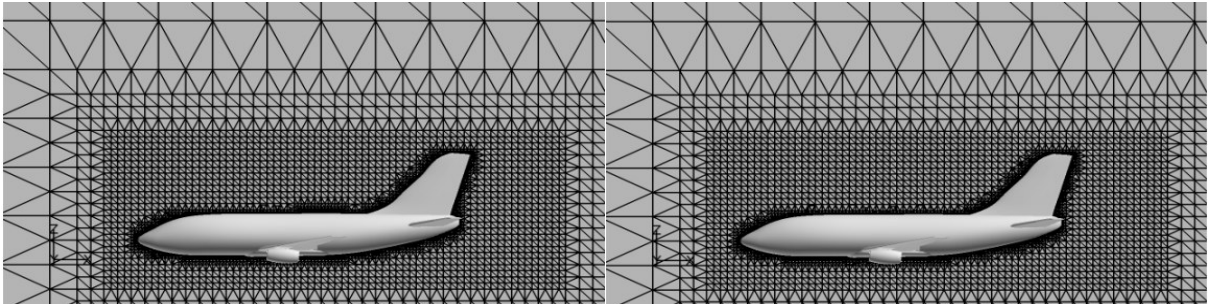
- 1) Tijelo aviona ravno (0°) i brzina strujanja fluida 100 m/s
- 2) Tijelo aviona ravno (0°) i brzina strujanja fluida 233 m/s
- 3) Tijelo aviona pod kutem od 10° i brzina strujanja fluida 100 m/s
- 4) Tijelo aviona pod kutem od 20° i brzina strujanja fluida 100 m/s
- 5) Tijelo pod kutem od -10° i brzina strujanja fluida 100m/s

Tijelo aviona postavlja se ovisno o simulaciji koja se vrši, bilo paralelno s dnom ili pod kutem. Oko aviona postoje 3 zone ugušćenja (eng.refinement) koje su u blizini modela, a pomoću kojih se dobiju bolji rezultati simulacije. Zone ugušćenja prikazane su na slici 4.3.

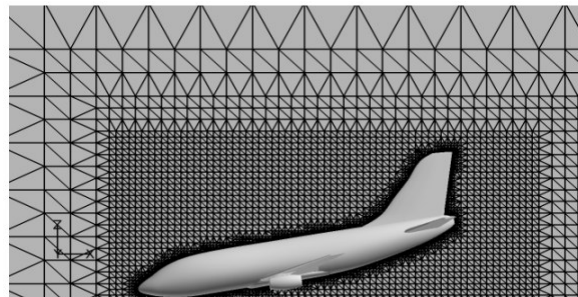


Slika 4. 3. Zone ugušćenja

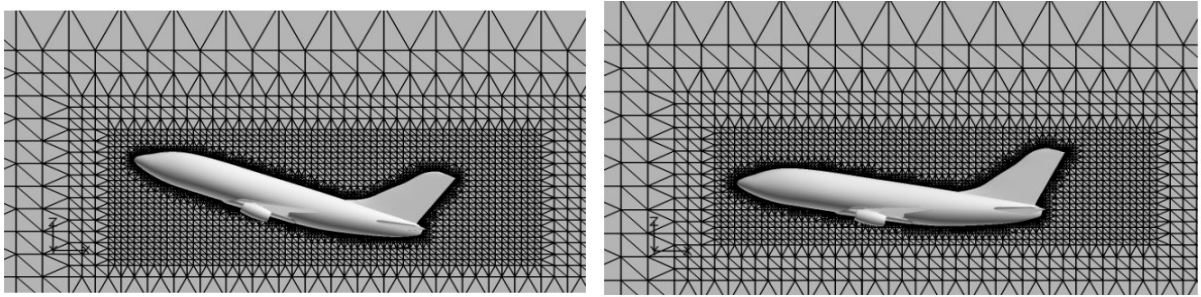
4.2.1 Numerička mreža tunela



Slika 4. 4. Numerička mreža za 100 m/s (lijeva slika) i 233 m/s (desna slika) u smjeru strujanja fluida

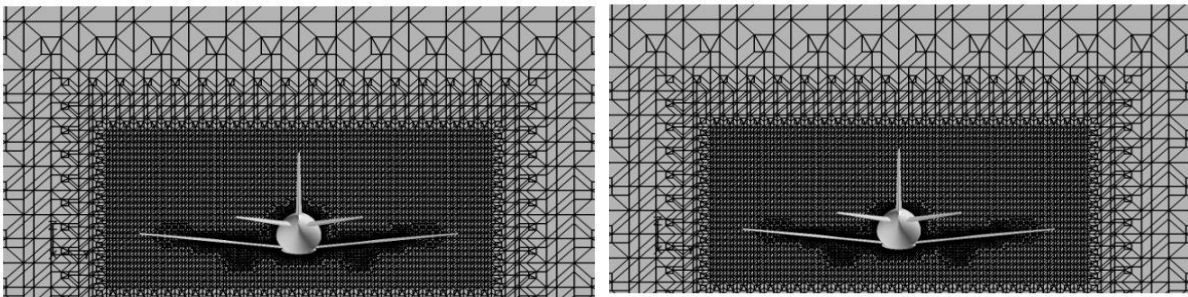


Slika 4. 5. Numerička mreža za 100 m/s i -10° u smjeru strujanja fluida

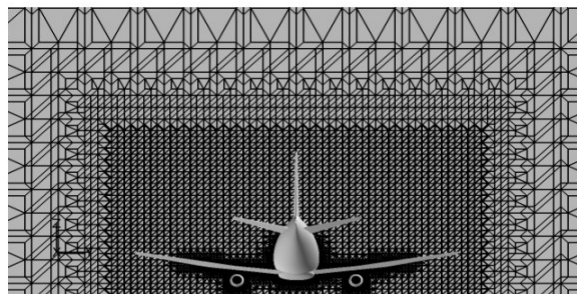


Slika 4. 6. Numerička mreža za 100 m/s i 20° (lijeva slika) i 10° (desna slika) u smjeru strujanja fluida

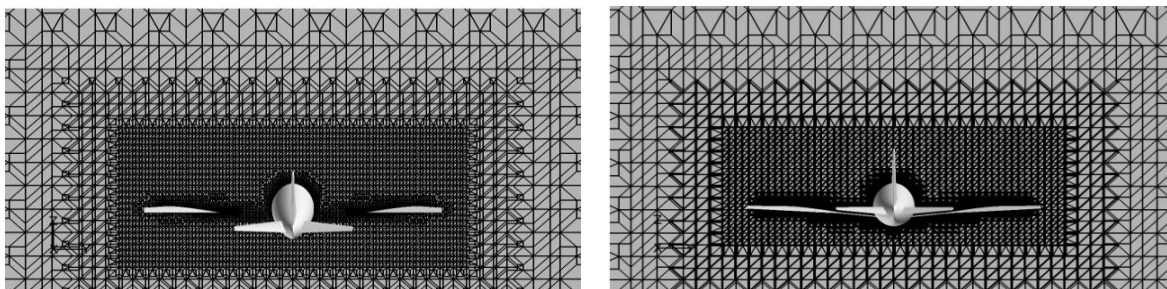
Na slikama 4.4., 4.5. i 4.6. prikazane su numeričke mreže u uzdužnom presjeku u smjeru strujanja fluida za sve provedene simulacije u Virtualnom zračnom tunelu (Virtual Wind Tunnel). Također, vidljive su 3 zone ugušćenja koje je moguće jasno razlikovati prema gustoći mreže te veličini elemenata koji čine tu istu mrežu.



Slika 4. 7. Numerička mreža za 100 m/s (lijeva slika) i 233 m/s (desna slika) u poprečnome presjeku



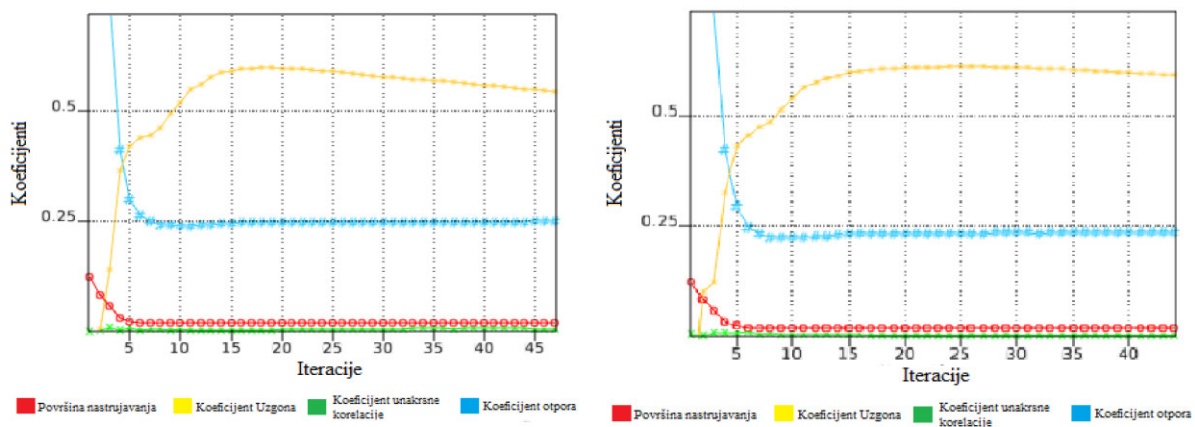
Slika 4. 8. Numerička mreža za 100 m/s i -10° u poprečnom presjeku



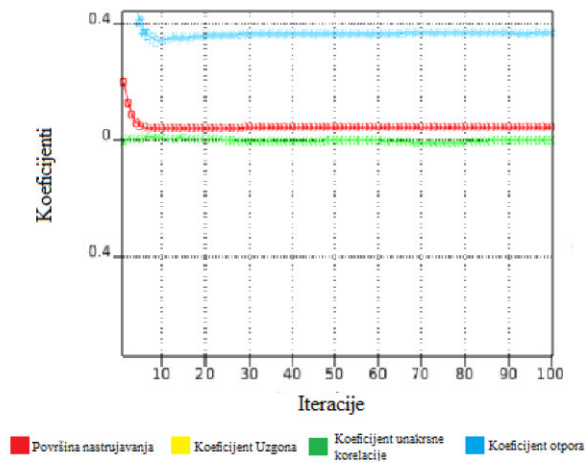
Slika 4. 9. Numerička mreža za 100 m/s i 20° (lijeva slika) i 10° (desna slika) u poprečnom presjeku

Na slikama 4.7., 4.8. i 4.9. prikazane su numeričke mreže u poprečnom presjeku za sve provedene simulacije u Virtualnom zračnom tunelu (Virtual Wind Tunnel). Također, ponovno je moguće vidjeti 3 zone ugušćenja koje je moguće jasno razlikovati prema gustoći mreže te veličini elemenata koji čine tu istu mrežu.

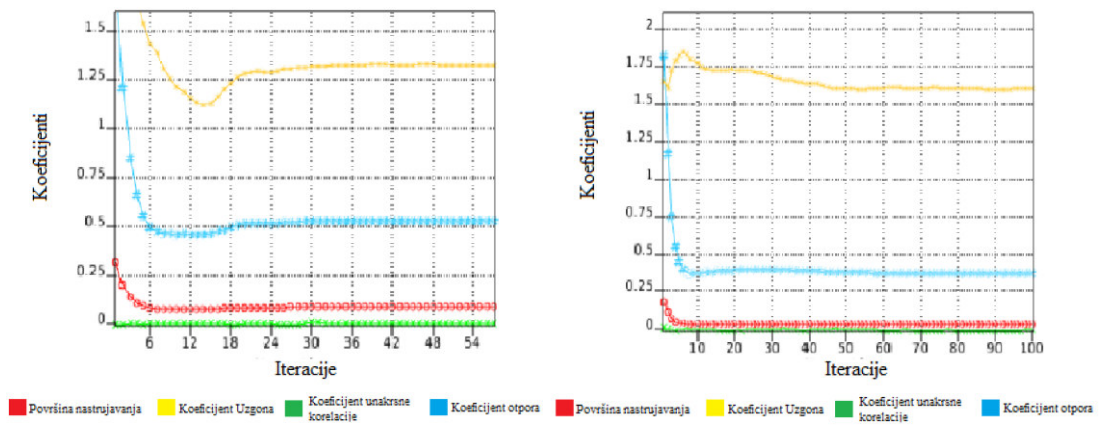
4.2.2. Koeficijenta uzgona i otpora



Slika 4. 10. Graf za 100 m/s (lijeva) i 233 m/s (desna)



Slika 4. 11. Graf za 100 m/s i -10°



Slika 4. 12. Graf za 100 m/s i 20° (lijevo) i 10° (desno)

Koeficijenti su bezdimenzijske značajke definirane radi opisivanja nekih aerodinamičkih svojstava. Razlikujemo koeficijent otpora (eng. Drag Coefficient), koeficijent uzgona (eng. Lift Coefficient), koeficijent unakrsne korelacije (eng. Cross correlation Coefficient), itd.

Koeficijent otpora (eng. Drag Coefficient):

$$C_D = \frac{2 \times F_D}{\rho \times v^2 \times A_{ref}} \quad (4.2.2.1)$$

Koeficijent uzgona (eng. Lift Coefficient):

$$C_L = \frac{2 \times F_L}{\rho \times v^2 \times A_{ref}} \quad (4.2.2.2)$$

Koeficijent unakrsne korelacije (eng. Cross-correlation Coefficient):

$$C_C = \frac{2 \times F_C}{\rho \times v^2 \times A_{ref}} \quad (4.2.2.3)$$

F_D Sila otpora [N]

F_L Sila uzgona [N]

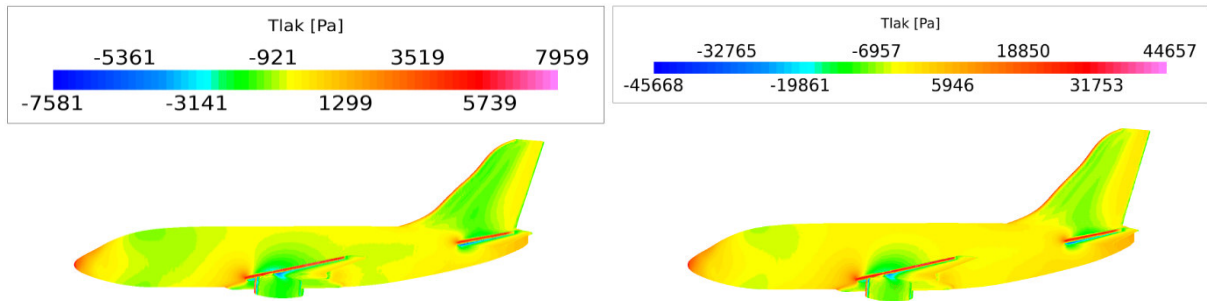
F_C Poprečna sila [N]

ρ Gustoća fluida [kg/m^3]

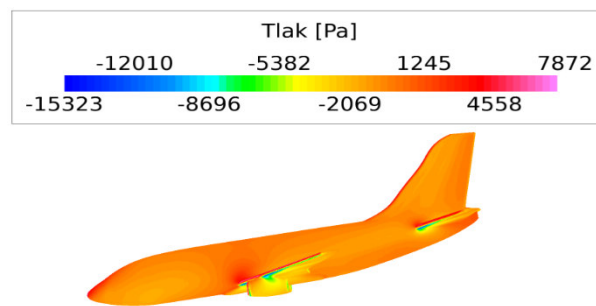
v Brzina strujanja fluida [m/s]

Kod brzine 100 m/s i 200 m/s koeficijenti uzgona su gotovo jednaki. Navedeno ukazuje na to da su koeficijenti uzgona i otpora dobra zamjena za sile. Spomenuto je moguće vidjeti na slici 4.10. Na slici 4.12., pri nagibu od 10° i 20° i brzini od 100 m/s, vidljivo je da se kod manjeg nagiba ostvaruje bolji koeficijent uzgona te manji koeficijent otpora zraka. Do toga dolazi upravo radi veće površine nastrujavanja. Kod nagiba 10° i -10° , prikazano slikama 4.11. i 4.12., vidljivo je da su površine nastrujavanja približno jednake kao i koeficijenti otpora, ali koeficijenti uzgona se jako razlikuju. Razlog tome leži u činjenici da kod spuštanja aviona, odnosno negativnog nagiba, sila djeluje prema dolje, dok kod dizanja aviona, odnosno pozitivnog nagiba, sila djeluje prema gore.

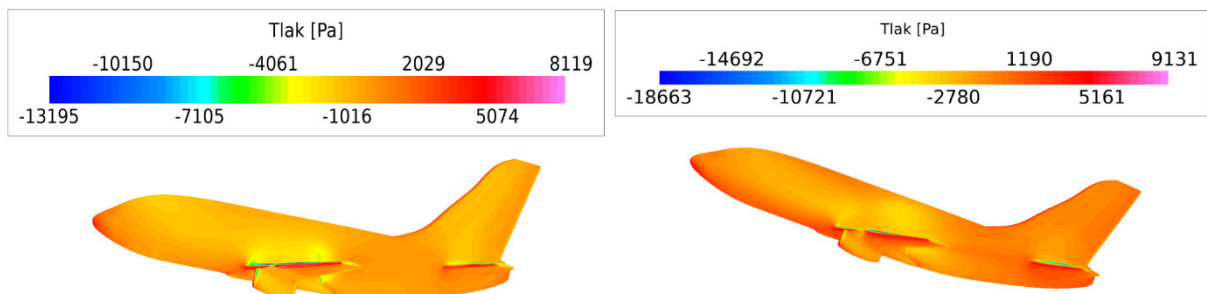
4.2.3. Tlakovi nastali na površini tijela (bočni pogled)



Slika 4. 13. Prikaz tlakova za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno]



Slika 4. 14. Prikaz tlakova za 100 m/s i -10°

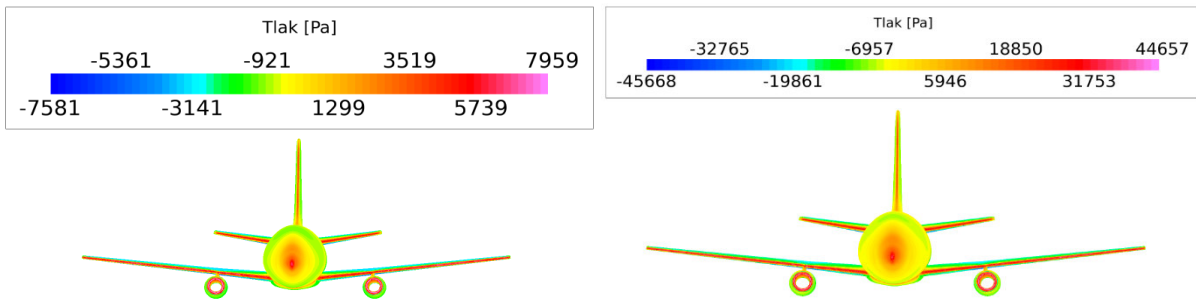


Slika 4. 15. Prikaz tlakova za 100 m/s i 10° (lijevo) i 20° (desno)

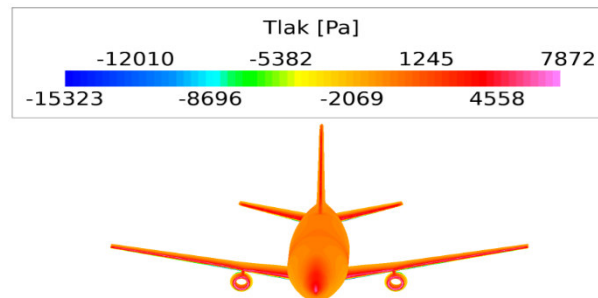
Na temelju slika 4.13., 4.14. i 4.15. vidljivo je da će tlak na površini tijela biti ovisan o brzini strujanja fluida. Primjerice, usporedimo tlak kod brzine 100 m/s i 233 m/s. Na slici 4.12. vidljivo je da maksimalni tlak kod brzine od 100 m/s iznosi 7959 Pa što je znatno manje u odnosu na 233 m/s gdje iznosi 44657 Pa. Očekivano, maksimalni tlak pojavljuje se na nosu aviona. Usporedimo li avion kod brzine od 100 m/s pod različitim kutovima (10°, 20°, -15°), vidljivo je da se kod pozitivnih

vrijednosti javljaju male promjene tlakova, dok se kod negativnih vrijednosti javljaju veće promjene tlakova. Spomenuto je potvrđeno slikama 4.13 i 4.14.

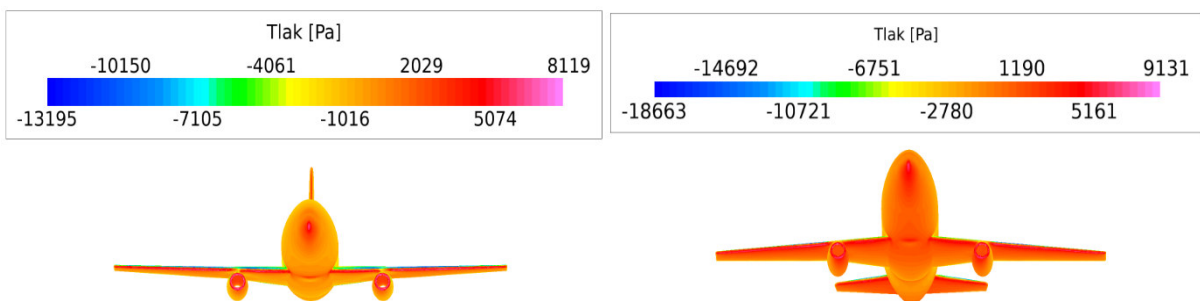
4.2.4. Tlakovi nastali na površini tijela (prednji pogled)



Slika 4. 16. Prikaz tlakova za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno]



Slika 4. 17. Prikaz tlakova za 100 m/s i -10°



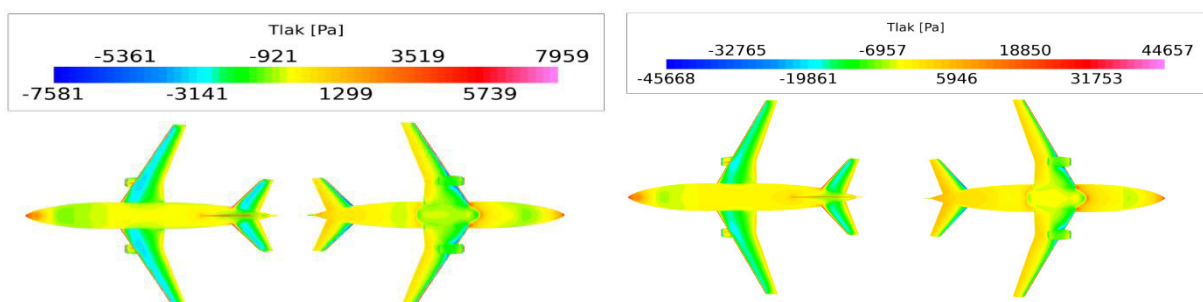
Slika 4. 18. Prikaz tlakova za 100 m/s i 10° (lijevo) i 20° (desno)

Prednji pogled omogućuje bolji uvid u prikaze tlakova na nosu, krilima i kućištima motora. Iz prednjeg pogleda prikazanog na slikama 4.16., 4.17. i 4.18., jasno je vidljivo da se viši tlak javlja na

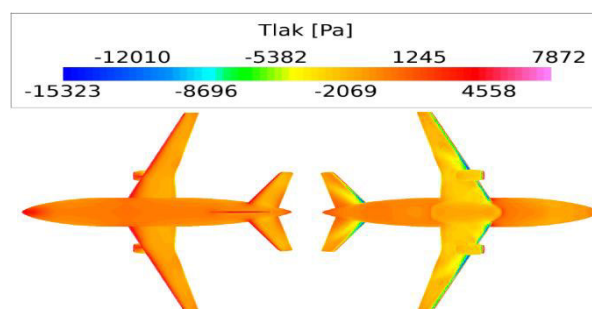
nosu, krilima i kućištima motora. Također, poprilično visok tlak pojavljuje se s donje strane, dok se niži tlak pojavljuje s gornje strane. Opisano je prikazano slikama 4.16 i 4.18.

Najbolje je usporediti brzinu od 100 m/s i 0° i brzine od 100 m/s i 20° . Vidljivo je da je tlak s donje strane kod aviona pod kutem znatno veći od tlaka kod 0° . Upravo ovakav raspored tlakova omogućuje avionu da leti jer se viši tlak javlja s donje strane u odnosu na gornju pa ta razlika tlakova stvara rezultantnu silu koja djeluje prema gore poznatu pod nazivom uzgon.

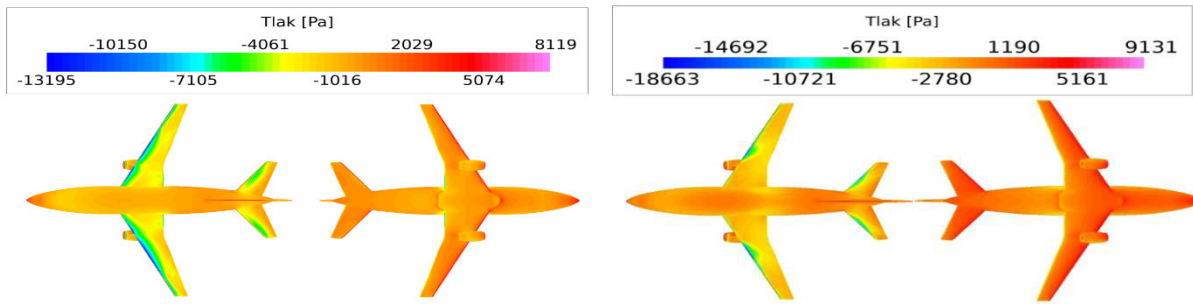
4.2.5. Tlakovi nastali na površini tijela (pogled od gore i dolje)



Slika 4. 19. Prikaz tlakova za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno]



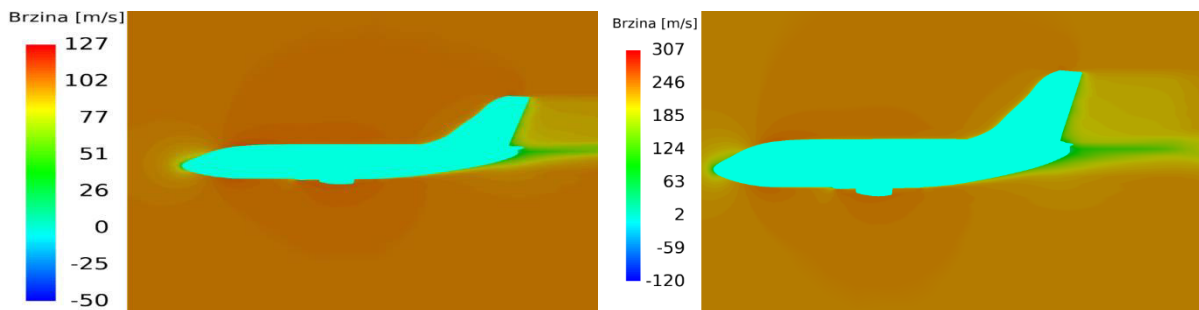
Slika 4. 20. Prikaz tlakova za 100 m/s i -10°



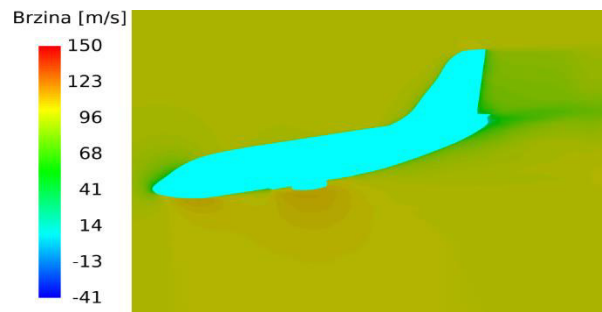
Slika 4. 21. Prikaz tlakova za 100 m/s i 10° (lijevo) i 20° (desno)

Iz slika 4.19., 4.20. i 4.21. vidljive su zone visokog i niskog tlaka. Usporedimo li ponovno avion pri brzini od 100 m/s i 233 m/s, prikazano slikom 4.19., zaključujemo da su promjene gotovo zanemarive. Međutim, usporedimo li avion pod kutem od 20° u odnosu na 10°, uočavamo da se smanjuje područje niskog tlaka i podtlaka te se ostvaruje veća površina nastrujavanja zraka. Navedeno rezultira smanjenjem uzgona i povećanjem otpora zraka. Opisano je prikazano slikom 4.21. Na slici 4.20. vidljivo je da se viši tlak ostvaruje s gornje strane, odnosno stvara se negativni tlak s donje strane krila te dolazi do negativnog uzgona pa ukupna dobivena sila djeluje prema dolje. Ovakve simulacije i usporedbe pri različitim brzinama i kutovima rade se s ciljem poboljšanja performansi aviona kako bi se izbjegla pojava visokog tlaka u nepotrebnim područjima, odnosno kako bi se izbjegao nastanak visokog otpora zraka.

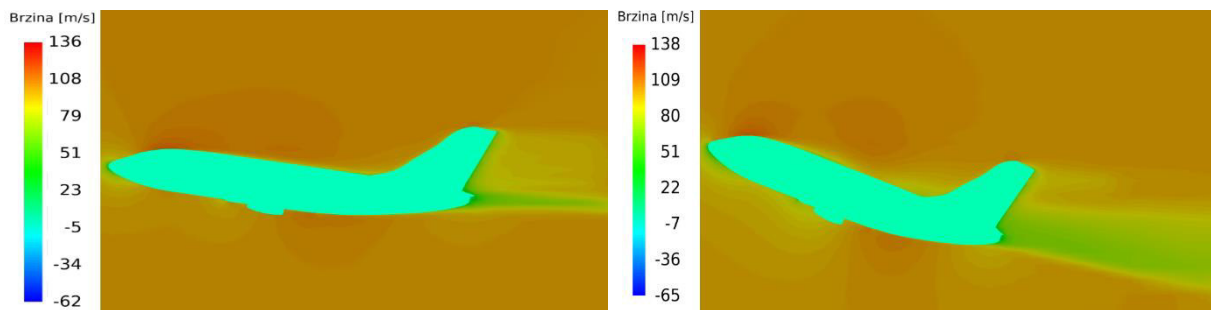
4.2.6. Brzina (bočni pogled)



Slika 4. 22. Prikaz brzina za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno]



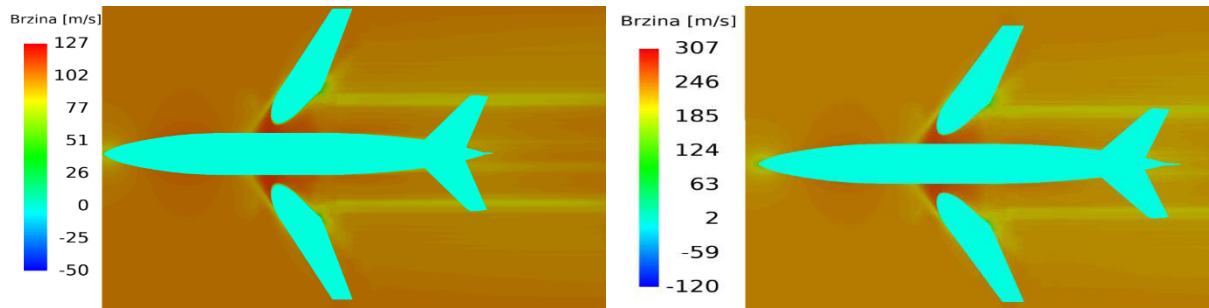
Slika 4. 23. Prikaz brzina za 100 m/s i -10°



Slika 4. 24. Prikaz brzina za 100 m/s i 10° (lijevo) i 20° (desno)

Na slikama 4.22., 4.23. i 4.24. vidljivo je da se niža brzina ostvaruje na prednjem i zadnjem dijelu aviona. Niža brzina javlja se zbog većeg otpora zraka na spomenutim dijelovima aviona i zbog graničnog sloja. Iz slike 4.22. vidljivo je da se pod kutem od 0° ostvaruje veće ubrzanje s gornje strane nosa. Pod kutevima 10° i 20° ubrzanje je vrlo malo s donje strane aviona. Područje graničnog sloja iza aviona u kojem se javljaju niže brzine strujanja najbolje se vidi pod kutem od 20° , a javlja se radi veće površine na koju se fluid nastružava.

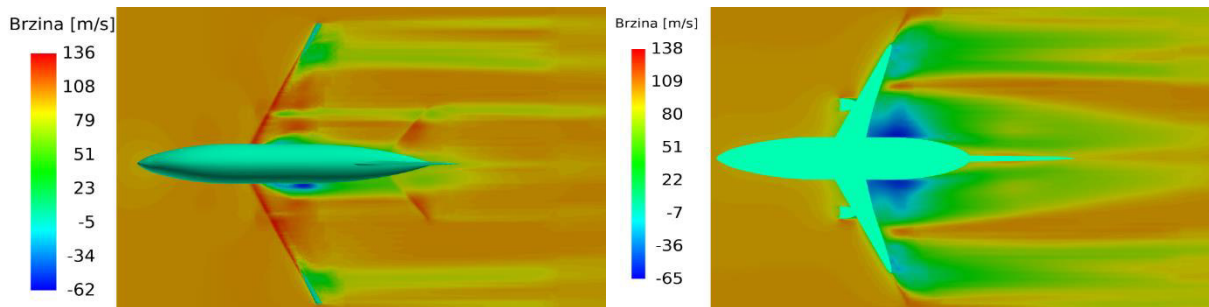
4.2.7. Brzina (pogled od gore presjek 1)



Slika 4. 25. Prikaz brzina za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno]

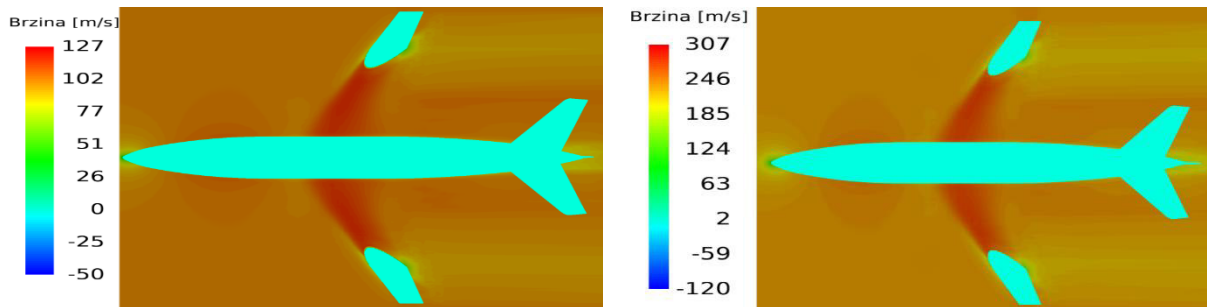


Slika 4. 26. Prikaz brzina za 100 m/s i -10°

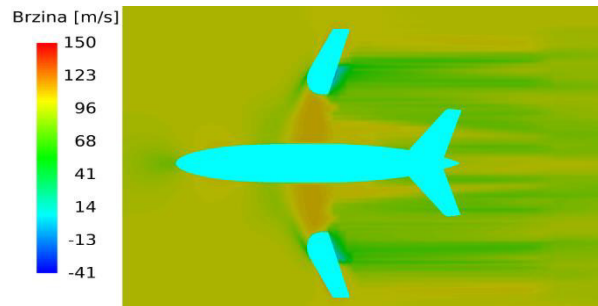


Slika 4. 27. Prikaz brzina za 100 m/s i 10° (lijevo) i 20° (desno)

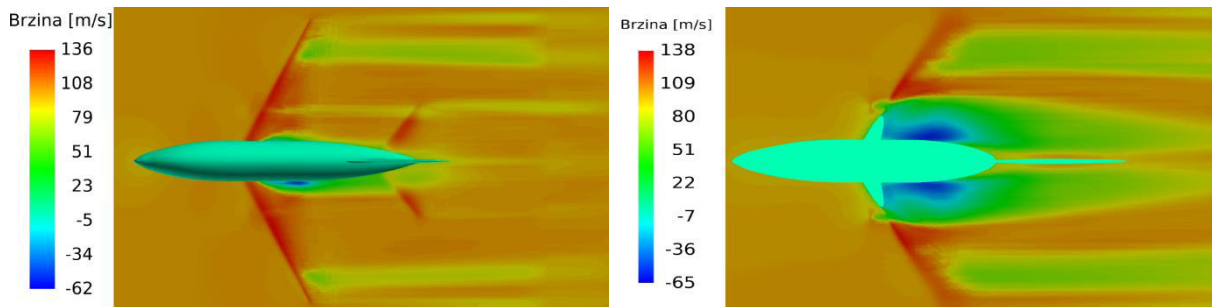
4.2.8. Brzina (pogled od gore presjek 2)



Slika 4. 28. Prikaz brzina za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno]



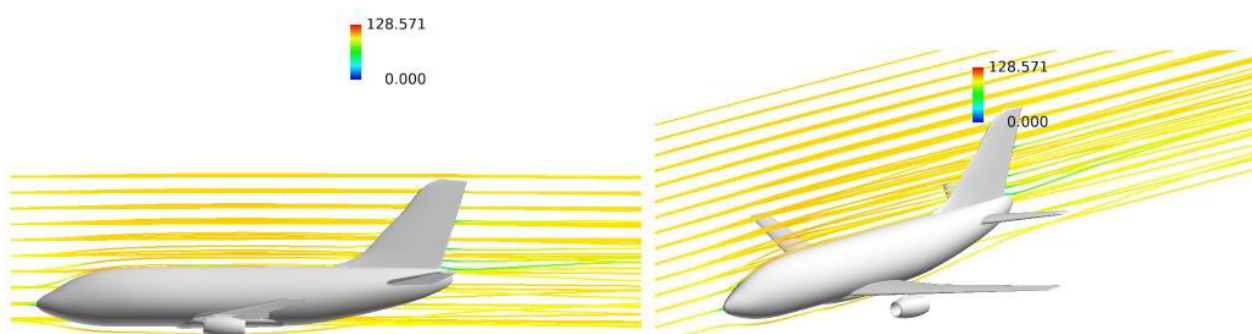
Slika 4. 29. Prikaz brzina za 100 m/s i -10°



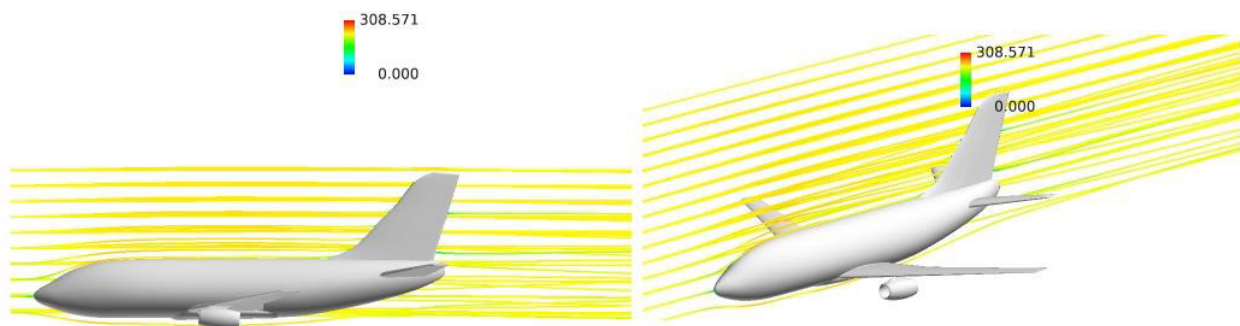
Slika 4. 30. Prikaz brzina za 100 m/s i -10°

Na presjecima prikazanim slikama od 4.25. do 4.30. vidi se utjecaj otpora zraka na smanjenje brzine te koliko je potrebno da se brzina vrati na početnu razinu. Usporedimo li avion pod kutem od 0° i pod određenim kutem, zaključujemo da se granični sloj povećava kod krila u položaju pod kutem zbog toga jer se javlja veća površina krila. Navedeno uzrokuje smanjenje brzine strujanja, dok se kod horizontalnog položaja ne javlja smanjenje brzine iza krila.

4.2.9. Strujnice oko geometrije tijela



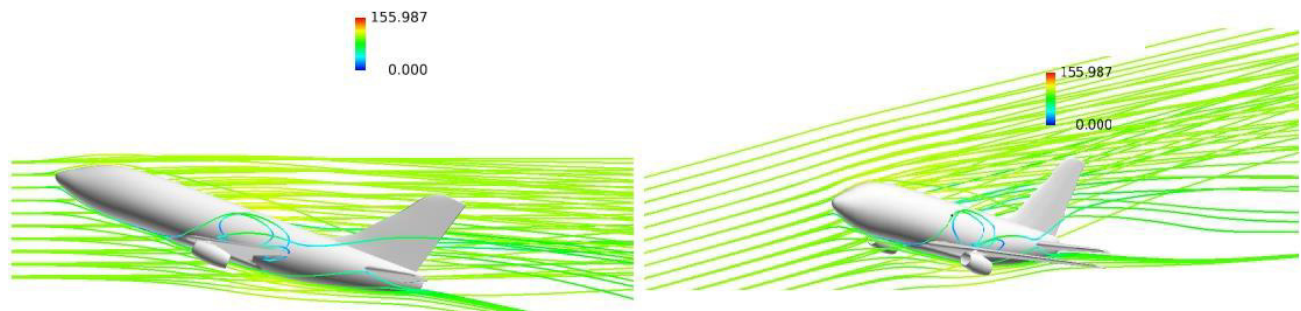
Slika 4. 31. Prikaz strujnica- izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 0°



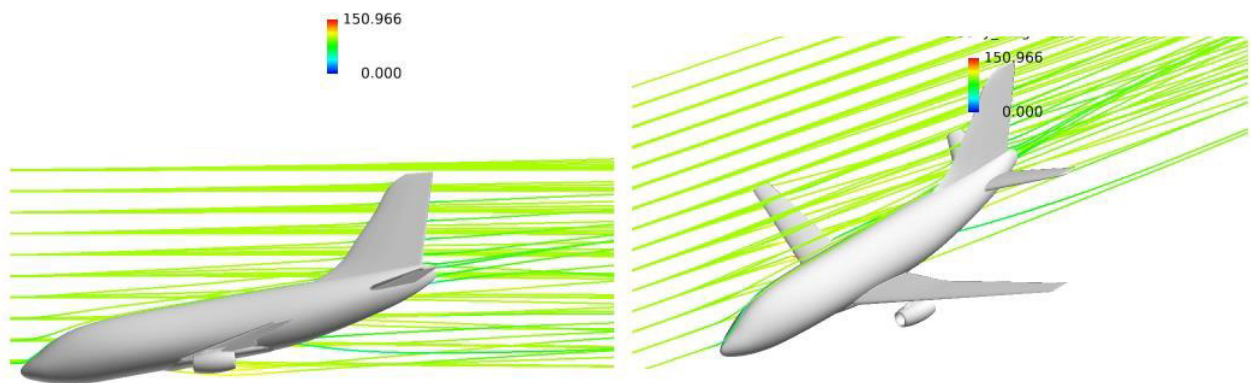
Slika 4. 32. Prikaz strujnica- izometrijski i bočni pogled - 233 m/s i 0°



Slika 4. 33. Prikaz strujnica- izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 10°



Slika 4. 34. Prikaz strujnica- izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 20°



Slika 4. 35. Prikaz strujnica- izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i -10°

Pomoću strujnica i pogleda prikazanih slikama 4.31.-4.35., dobiva se bolji uvid u područje ubrzavanja, odnosno usporavanja zraka. Konkretno, na slikama 4.34. i 4.35. vidi se povećanje površine koje uzrokuje smanjenje brzine strujanja, dok se na slikama 4.31., 4.32. i 4.33. vide strujnice koje opisuju strujanje fluida većom brzinom od početne.

5. ZAKLJUČAK

Aerodinamika je jako bitna u transportnoj industriji, a njen cilj u području transportne industrije svodi se na smanje otpora zraka što doprinosi smanjenju potrošnje goriva.

CFD programi pomažu pri predviđanju strujanja zraka u ranim dijelovima razvoja pa skoro do kraja. S obzirom na to da govorimo o aproksimaciji dijelova, ponekad zbog zahtijevnosti oblika modela moguće je dobiti pogrešne rezultate simulacije te se u tim slučajevima koristi fizičke simulacije. Međutim, primjena fizičke simulacije je skuplja i zahtijeva znatno više vremena. Upravo iz tih razloga, primjena računalne simulacije u današnje vrijeme dobiva sve više na važnosti.

Pomoću modificiranog modela Boeinga 737-100 provedene su simulacije i utvrđeno je da se najmanji otpor zraka javlja prilikom 233 m/s i 0°. Nadalje, utvrđeno je da se najveći uzgon javlja kod nagiba od 10°. Kako bi se saznali stvarni koeficijenti otpora i uzgona, potrebno je provesti znatno više iteracija. Ujedno, važno je nastojati poboljšavati model samog aviona kako bi se dobili što točniji rezultati. Zaključno, ustanovljeno je kako se najveći tlak ostvaruje kod horizontalnog položaja aviona pri brzini od 233 m/s. Također, potvrđena je povezanost između kuta natrujavanja s koeficijentima uzgona i otpora.

6. POPIS SLIKA

OPĆENITO O AERODINAMICI

Slika 2. 1. Računalna simulacija opstrujavana zraka oko aviona [1]	2
Slika 2. 2. Prikaz laminarnog, prijelaznog i turbulentnog strujanja [3].....	3
Slika 2. 3. Djelovanje sila na avion [5]	4
Slika 2. 4. Coanda efekt[6].....	5
Slika 2. 5. Prikaz djelovanja sila na aerodinamički profil [7]	6

POSTUPAK IZRADE MODELA

Slika 3. 1. Geometrijske veličine [9]	8
Slika 3. 2. NACA profile 2411 [10].....	8
Slika 3. 3. Tlocrt,nacrt i bokocrt Boeinga 737-100 [11]	9
Slika 3. 4. Tlocrt Boeinga 737-100 [11]	10
Slika 3. 5. Bokocrt Boeinga 737-100 [11]	10
Slika 3. 6. Trup Boeinga 737-100.....	11
Slika 3. 7. Krilo Boeing 737-100.....	11
Slika 3. 8. Model Boeinga 737-100	12

SIMULACIJA

Slika 4. 1. Boeing 737-100 opisan numeričkom mrežom	13
Slika 4. 2. Parametri virtualnog zračnog tunela.....	14
Slika 4. 3. Zone ugušćenja.....	15
Slika 4. 4. Numerička mreža za 100 m/s (lijeva slika) i 233 m/s (desna slika) u smjeru strujanja fluida	15
Slika 4. 5. Numerička mreža za 100 m/s i -10° u smjeru strujanja fluida.....	15
Slika 4. 6. Numerička mreža za 100 m/s i 20° (lijeva slika) i 10° (desna slika) u smjeru strujanja fluida	16
Slika 4. 7. Numerička mreža za 100 m/s (lijeva slika) i 233 m/s (desna slika) u poprečnome presjeku	16
Slika 4. 8. Numerička mreža za 100 m/s i -10° u poprečnom presjeku	16
Slika 4. 9. Numerička mreža za 100 m/s i 20° (lijeva slika) i 10° (desna slika) u poprečnom presjeku.....	17

Slika 4. 10. Graf za 100 m/s (lijeva) i 233 m/s (desna).....	17
Slika 4. 11. Graf za 100 m/s i -10°	18
Slika 4. 12. Graf za 100 m/s i 20° (lijevo) i 10° (desno)	18
Slika 4. 13. Prikaz tlakova za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno]	20
Slika 4. 14. Prikaz tlakova za 100 m/s i -10°	20
Slika 4. 15. Prikaz tlakova za 100 m/s i 10° (lijevo) i 20° (desno)	20
Slika 4. 16. Prikaz tlakova za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno]	21
Slika 4. 17. Prikaz tlakova za 100 m/s i -10°	21
Slika 4. 18. Prikaz tlakova za 100 m/s i 10° (lijevo) i 20° (desno)	21
Slika 4. 19. Prikaz tlakova za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno]	22
Slika 4. 20. Prikaz tlakova za 100 m/s i -10°	22
Slika 4. 21. Prikaz tlakova za 100 m/s i 10° (lijevo) i 20° (desno)	23
Slika 4. 22. Prikaz brzina za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno].....	23
Slika 4. 23. Prikaz brzina za 100 m/s i -10°	24
Slika 4. 24. Prikaz brzina za 100 m/s i 10° (lijevo) i 20° (desno).....	24
Slika 4. 25. Prikaz brzina za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno].....	25
Slika 4. 26. Prikaz brzina za 100 m/s i -10°	25
Slika 4. 27. Prikaz brzina za 100 m/s i 10° (lijevo) i 20° (desno).....	25
Slika 4. 28. Prikaz brzina za 100 m/s [lijevo] i 233 m/s [desno].....	26
Slika 4. 29. Prikaz brzina za 100 m/s i -10°	26
Slika 4. 30. Prikaz brzina za 100 m/s i -10°	26
Slika 4. 31. Prikaz strujnica- izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 0°	27
Slika 4. 32. Prikaz strujnica- izometrijski i bočni pogled - 233 m/s i 0°	27
Slika 4. 33. Prikaz strujnica- izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 10°	27
Slika 4. 34. Prikaz strujnica- izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i 20°	28
Slika 4. 35. Prikaz strujnica- izometrijski i bočni pogled - 100 m/s i -10°	28

7. POPIS LITERATURE

- [1] Stockton Propeller , s interneta , <https://stocktonpropeller.com/basic-aerodynamics-flight/>
- [2] Matas, A. „Profil brzine strujanja zraka u zračnome tunelu“ , Split , 2009
- [3] Budić, R. „Mjerenje brzine i protoka zraka pomoću Prandtl-Pitotove cijevi, Zagreb 2016
- [4] Bernoullijeva jednadžba. Hrvatska enciklopedija, mrežno izdanje. Leksikografski zavod Miroslav Krleža, 2021.
- [5] Grbić, M. „Morfoza krila zrakoplova“ , Zagreb,2017
- [6] Kalmar, K. „Primjena konformnih preslikavanja u aerodinamici“, Osijek, 2019
- [7] Matanović, B. „Uređaji za povećanje uzgona , Zagreb, 2017
- [8] Burić, M. „Završni rad „ , Zagreb , 2010
- [9] Mihočević, N. „Mehanizmi za povećanje uzgona“ , Zagreb , 2016
- [10] S interneta, <http://airfoiltools.com/polar/index>
- [11] Airplane Characteristics for Airport planning, s interneta, <https://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/737.pdf>

8. SAŽETAK

Ovaj rad bavi se aerodinamikom aviona. Prvi dio rada odnosi se na izradu 3D modela aviona s prilagođenim novim krilom, odnosno NACA 2411 profilom u programu Autodesk Inventor. Nakon izrade 3D modela, korišten je Hypermesh za izradu numeričke mreže. Dobivena numerička mreža ubačena je u Virtual Wind Tunnel gdje je provedeno nekoliko simulacija koje su uspoređene i na temelju kojih su doneseni zaključci.

Ključne riječi: CFD, Altair , Virtual Wind Tunnel, Hypermesh, Boeing 737-100, NACA, sila uzgona, sila otpora, numerička mreža

9. SUMMARY

The topic of this final thesis is the aerodynamics of airplanes. The first part refers to the creation of a 3D model of the airplane with an adapted new wing NACA 2411 profile in the Autodesk Inventor program. After a 3D model was created, Hypermesh was used to create the numerical mesh. The resulting numerical network was inserted into Virtual Wind Tunnel, where several simulations were performed, compared, and based on which conclusions were drawn.

Keywords: CFD, Altair, Virtual Wind Tunnel, Hypermesh, Boeing 737-100, NACA, lift force, drag force, numerical mesh