

Dimenzioniranje novog krila postojećeg lakog zrakoplova

Bojan, Vidović

Master's thesis / Diplomski rad

2015

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:235:574194>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-04-25**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Bojan Vidović

Zagreb, 2015.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Mentor:

Izv. prof. dr. sc. Milan Vrdoljak, dipl. ing.

Student:

Bojan Vidović

Zagreb, 2015.

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

Zahvaljujem se mentoru izv. prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku na znanju, pomoći i strpljenju, ne samo kod izrade rada, nego i kroz cijelo vrijeme studiranja. Također se zahvaljujem dr.sc. Dubravku Matijaševiću na pomoći tokom izrade rada.

Najveću zahvalu upućujem svojoj obitelji, prvenstveno na strpljenju i potpori tokom studiranja.

Bojan Vidović



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Bojan Vidović** Mat. br.: 0035161637

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Dimenzioniranje novog krila postojećeg lakog zrakoplova**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Sizing of New Wing for Existing Light Aircraft**

Opis zadatka:

Metode za određivanje polja brzine temeljene na primjeni singulariteta postavljaju singularitete na određenom području, uobičajeno na konturi promatranoga objekta. U takvim metodama za singularitete primjenjuju se vrtložnice, odnosno vrtložne niti (npr. metoda noseće linije ili metoda vrtložne rešetke) ili kombinacije izvora i vrtložnih niti (npr. panelne metode). Te metode pogodne su za brzo određivanje aerodinamičkih značajki te preliminarno dimenzioniranje krila i optimiranje njegove temeljne geometrije. Za tako definirano krilo moguće je detaljniju analizu provesti metodama s drugim pristupom određivanju polja brzina, temeljenim na primjeni mreže definirane u cijelom području za koje se analizira optjecanje, što je pristup koji koriste metode numeričke mehanike fluida (CFD).

Za postojeći promatrani laki zrakoplov potrebno je preliminarno dimenzionirati novo krilo koje bi, u okviru modifikacije zrakoplova, omogućilo bolje performanse zrakoplova.

U radu je potrebno:

- Prikupiti potrebne podatke o promatranom zrakoplovu za koji se planira modifikacija te definirati zahtjeve relevantne za aerodinamičko projektiranje krila; ✓
- Odabrati aeroprofil prikladan za promatrani zrakoplov te odrediti njegove aerodinamičke značajke; ✓
- Temeljem analize utjecaja odabrati geometrijske značajke krila koje zadovoljavaju postavljene zahtjeve za aerodinamičke značajke krila; ✓
- Pregledno prikazati aerodinamičke značajke odabranog krila; ✓
- Izraditi crtež odabranog krila. ✓

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

Zadatak zadan:

7. svibnja 2015.

Rok predaje rada:

9. srpnja 2015.

Predviđeni datumi obrane:

15., 16. i 17. srpnja 2015.

Zadatak zadao:

Izv. prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

SADRŽAJ

POPIS OZNAKA	VII
SAŽETAK.....	IX
SUMMARY	X
1. UVOD.....	1
1.1. Motivacija za izradu rada	1
2. Programi za analizu profila xFoil i krila XFRL5.....	3
2.1. Opis programa XFLR5.....	3
2.2. Teorijske osnove analize profila	3
2.3. Teorijske osnove analize krila.....	4
2.3.1. Prandtlova metoda noseće linije	5
2.3.2. Metode vrtložne rešetke	6
2.4. Verifikacija metode za primjer profila NACA 23015	8
2.5. Verifikacija metode analize krila	12
3. Analiza postojećeg zrakoplova.....	14
3.1. Podaci o krilu	14
3.2. Analiza aeroprofila NACA 43015	15
3.3. Analiza postojećeg krila u XFLRu.....	17
4. Projektni ciljevi i ograničenja.....	21
4.1. Uvjeti krstarenja	21
4.2. Projektni ciljevi.....	21
4.2.1. Odabir kriterija za parametre krila	22
4.3. Geometrija krila	22
4.3.1. Vitkost krila	23
4.3.2. Suženje krila.....	24
4.3.3. Zahtjevi za profil.....	25
4.4. Potreban C_L	25
5. Izbor aeroprofila	26
5.1. Laminarni profili	26
5.2. Odabir mogućih aeroprofila za krilo	27

5.2.1. Analiza aerodinamičkih koeficijenata.....	29
6. Wingleti	31
6.1. Razvoj wingleta.....	31
6.2. Karakteristike wingleta	31
6.3. Aerodinamičke karakteristike wingleta	33
6.4. Pregled vrsta wingleta koji će se analizirati.....	34
6.5. Aeroprofil za winglet	35
7. Analiza novog krila.....	37
7.1. Analiza utjecaja vitkosti krila na aerodinamičke koeficijente	37
7.2. Analiza utjecaja suženja krila na aerodinamičke koeficijente	39
7.3. Određivanje napadnog kuta kod krstarenja.....	42
7.4. Analiza utjecaja <i>wingleta</i>	45
7.4.1. Utjecaj wingleta na aerodinamičke karakteristike krila.....	47
7.5. Usporedba aerodinamičkih koeficijenata s postojećim krilom i prikaz novog krila..	49
8. ZAKLJUČAK.....	52
LITERATURA.....	53

POPIS SLIKA

Slika 1.1.1: Predviđanje kretanja cijene Li-Ionskih baterija [2]	1
Slika 1.1.2: Predviđanja rasta specifične energije baterija [3]	2
Slika 2.2.1: Panelna metoda korištena u XFOILu.....	4
Slika 2.3.1: Brzina inducirana vrtložnom niti	5
Slika 2.3.2: Princip metode noseće linije	5
Slika 2.3.3: Metoda vrtložne rešetke s potkovičastim vrtlozima [6].....	6
Slika 2.3.4: Jedan potkovičasti element VLM metode.....	7
Slika 2.3.5: Metoda vrtložne rešetke s zatvorenim i Π vrtlozima.....	7
Slika 2.4.1: Aeroprofil NACA 23015	8
Slika 2.4.2: Usporedba rezultata $c_l(\alpha)$ za $Re = 2 \times 10^6$	9
Slika 2.4.3: Usporedba rezultata $c_l(\alpha)$ za $Re = 6 \times 10^6$	9
Slika 2.4.4: Usporedba rezultata $c_l(\alpha)$ za $Re = 8.9 \times 10^6$	10
Slika 2.4.5: Usporedba rezultata polare za $Re = 2.6 \times 10^6$	10
Slika 2.4.6: Usporedba rezultata polare za $Re = 6 \times 10^6$	11
Slika 2.4.7: Usporedba rezultata polare za $Re = 8.9 \times 10^6$	11
Slika 2.4.8: Ovisnost apsolutne greške izračunatog otpora o koeficijentu uzgona i Reynoldsovom broju ($n_{crit} = 6$)	12
Slika 2.5.1: Usporedba rezultata rasporeda koeficijenta uzgona krila [7]	13
Slika 3.1.1: Geometrija postojećeg zrakoplova Robin ATL	14
Slika 3.2.1: Aeroprofil NACA 43015	15
Slika 3.2.2: Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu i Reynoldsovom broju aeroprofila NACA 43015.....	16
Slika 3.2.3: Polara aeroprofila NACA 43015	16
Slika 3.2.4: Ovisnost omjera c_l/c_d o napadnom kutu i Reynoldsovom broju	17
Slika 3.3.1: Model postojećeg krila u programu XFLR5	17
Slika 3.3.2: Ovisnost koeficijenta uzgona postojećeg krila o napadnom kutu.....	18
Slika 3.3.3: Polara postojećeg krila	18
Slika 3.3.4: Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu.....	19
Slika 3.3.5: Ovisnost omjera C_L/C_D o napadnom kutu za $v = 42$ m/s.....	19
Slika 4.2.1: Utjecaj L/D i specifične energije baterije na masu zrakoplova	21

Slika 4.3.1: Parametri krila koji se variraju.....	23
Slika 4.3.2: Utjecaj vitkosti krila na ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu	23
Slika 5.1.1: Laminarni i uobičajeni profil	26
Slika 5.1.2: Polara laminarnog profila	27
Slika 5.2.1: Usporedba profila i koristan prostor za smještaj baterija.....	28
Slika 5.2.2: Ovisnost koeficijenata uzgona profila u ovisnosti od napadnog kuta za $Re = 4 \times 10^6$	29
Slika 5.2.3: Polara profila za $Re = 4 \times 10^6$	29
Slika 5.2.4: Ovisnost koeficijenta momenta profila o napadnom kutu za $Re = 4 \times 10^6$	30
Slika 5.2.5: Ovisnost omjera c_l/c_d profila o napadnom kutu za $Re = 4 \times 10^6$	30
Slika 6.1.1: Hoerner wingtip	31
Slika 6.2.1.: Razlika tlaka na gornjem i donjem dijelu krila zbog uzgona.....	32
Slika 6.2.2.: Nastanak vrtloga na rubu krila	32
Slika 6.2.3: Sile koje nastaju zbog uzgona wingleta	33
Slika 6.4.1: Rutan Long-EZ	34
Slika 6.4.2: <i>Shovel</i> tip wingleta (Tip 1).....	34
Slika 6.4.3: Winglet tip 2	34
Slika 6.4.4: Raspodjela uzgona sa i bez wingleta	35
Slika 6.5.1: Prikaz diskretizacije krila.....	37
Slika 7.1.1: Utjecaj vitkosti krila na omjer C_L/C_D krila u ovisnosti o napadnom kutu, profil NACA 63-215	38
Slika 7.1.2: Utjecaj vitkosti krila na omjer C_L/C_D krila u ovisnosti o napadnom kutu, profil NACA 64A415.....	38
Slika 7.1.3: Utjecaj vitkosti krila na omjer C_L/C_D krila u ovisnosti o napadnom kutu, profil Wortmann FX 63-137	39
Slika 7.2.1: Utjecaj suženja krila na omjer CL/CD u ovisnosti o napadnom kutu, profil NACA 63-215.....	40
Slika 7.2.2: Utjecaj suženja krila na omjer CL/CD u ovisnosti o napadnom kutu, profil NACA 64A415	40
Slika 7.2.3: Utjecaj suženja krila na omjer CL/CD u ovisnosti o napadnom kutu, profil Wortmann FX 63-137	41
Slika 7.3.1: Usporedba koeficijenata uzgona krila.....	42
Slika 7.3.2: Omjer C_L/C_D za krilo	43

Slika 7.3.3: Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja krila o napadnom kutu	44
Slika 7.4.1: Geometrija wingleta tipa 1	45
Slika 7.4.2: Izlazne strujnice krila s wingletom tipa 1	46
Slika 7.4.3: Geometrija wingleta tipa 2	46
Slika 7.4.4: Izlazne strujnice krila s <i>wingletom</i> tipa 2	47
Slika 7.4.5: Ovisnost omjera CL/CD krila s profilom NACA 63-215 o tipu <i>wingleta</i>	47
Slika 7.4.6: Raspodjela momenta savijanja po rasponu krila za dvije vrste krila	48
Slika 7.5.1: Usporedba omjera CL/CD u ovisnosti u napadnom kutu starog i novog krila	49
Slika 7.5.2: Usporedba ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu novog i starog krila	50
Slika 7.5.3: Usporedba ovisnosti koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu novog i starog krila	50
Slika 7.5.4: Nacrt odabranog krila	51

POPIS TABLICA

Tablica 2.5.1: Parametri krila za verifikaciju [7]	12
Tablica 3.1.1: Karakteristike postojećeg krila [9]	15
Tablica 4.2.1: Izbor prioriteta.....	22
Tablica 4.3.1: Parametri krila za analizu utjecaja vitkosti krila	24
Tablica 4.3.2: Parametri krila za analizu utjecaja suženja krila	24
Tablica 4.4.1: Referentni podaci za usporedbu krila.....	25
Tablica 5.2.1: Rangiranje profila po unutarnjoj površini (prioritet 2) za područje od 0.1c do 0.6c	28
Tablica 6.5.1: Fiksi parametri geometrije krila	37
Tablica 7.2.1: Odabrani parametri krila	41
Tablica 7.3.1: Napadni kutovi kod krstarenja	42
Tablica 7.3.2: Rangiranje krila po prvom prioritetu.....	43
Tablica 7.3.3: Rangiranje krila po trećem prioritetu	44
Tablica 7.4.1: Parametri wingleta tipa 1	45
Tablica 7.4.2: Parametri wingleta tipa 2	46
Tablica 7.5.1: Usporedba maksimalnog omjera C_L/C_D starog i novog krila.....	49
Tablica 7.5.2: Karakteristike novog krila.....	51

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
$A(0.1c-0.6c)$	m^2	Površina profila krila od 0.1c do 0.6c
C_D	-	Koeficijent otpora krila
C_L	-	Koeficijent uzgona krila
c_d	-	Koeficijent otpora profila
c_d	-	Koeficijent uzgona profila
b	m	Raspon krila
c	m	Duljina tetive profila
c_r	m	Duljina korijenske tetive
c_t	m	Duljina vršne tetive
e_d	Wh/kg	Specifična energija baterija
N_{crit}	-	Parametar tranzicije graničnog sloja
Re	.	Reynoldsov broj
S_w	m^2	Tlocrtna površina krila
V	m/s	Brzina zrakoplova
y	m	Položaj po rasponu krila
α	stupnjevi	Napadni kut
α_{cr}	stupnjevi	Napadni kut kod krstarenja
β	stupnjevi	Kut klizanja
λ	-	Suženje krila
ν	m^2/s	Kinematička viskoznost

Λ	stupnjevi	Kut strijele krila
Γ	m^3/s	Intenzitet cirkulacije
LLT		Metoda noseće linije (<i>Lifting Line Method</i>)
NLF		Profil s prirodno laminarnim graničnim slojem (<i>Natural Laminar Flow</i>)
VLM		Metoda vrtložne rešetke (<i>Vortex Lattice Method</i>)

SAŽETAK

U radu se definira novo krilo za postojeći zrakoplov Robin ATL na kojem se vrši preinaka na električni pogonski sustav. Fokus ovog rada je izrada novog krila s boljim aerodinamičkim karakteristikama za ovu verziju zrakoplova. Analize će se vršiti u programu XFLR5. Utjecaj trupa, repnih površina i stajnog trapa se zanemaruje. Da se dobiju referentne vrijednosti, analizirat će se postojeća krila čiji će se rezultati usporediti s rezultatima novog krila. Odabir parametra krila će se odraditi u 3 razine: prvo će se analizirati utjecaj geometrije krila na aerodinamičke karakteristike i temeljem toga će se odrediti geometrija krila. Nakon odabira geometrije krila na temelju rangiranja rezultata analize krila s različitim profilima odabrat će se profil za krilo. Zadnji dio analize je utjecaj wingleta na aerodinamičke karakteristike krila i taj dio analize će se napraviti za krilo odabrane geometrije i profila. Na kraju rada će se usporediti rezultati novog i starog krila.

Ključne riječi: krilo, XFLR5, xfoil, panelna metoda, laminarni profil, metoda vrtložnih rešetki, wingleti

SUMMARY

In this thesis a new wing for an existing airplane „Robin ATL“ is defined. This airplane will have an electric propulsion system built in. The focus of this thesis is design of a new wing with better aerodynamic characteristics for this version of airplane. The analysis will be done in XFLR5. Influence of airplane body, tail surfaces and landing gear is not taken into account. Existing wing will be analyzed to obtain reference values for comparison with the new wing design. Wing parameter definition will be done in 3 levels: first the influence of wing geometry on aerodynamic characteristics of wing will be analyzed. Based on this, wing geometry will be defined. After that influence of the airfoils will be analyzed. Based on this results airfoil will be chosen. Lastly, the influence of the winglet on the wing characteristics is analyzed and it is done for the wing with previously determined geometry and airfoil. Results of the proposed new and old wing will be compared at the end of the thesis.

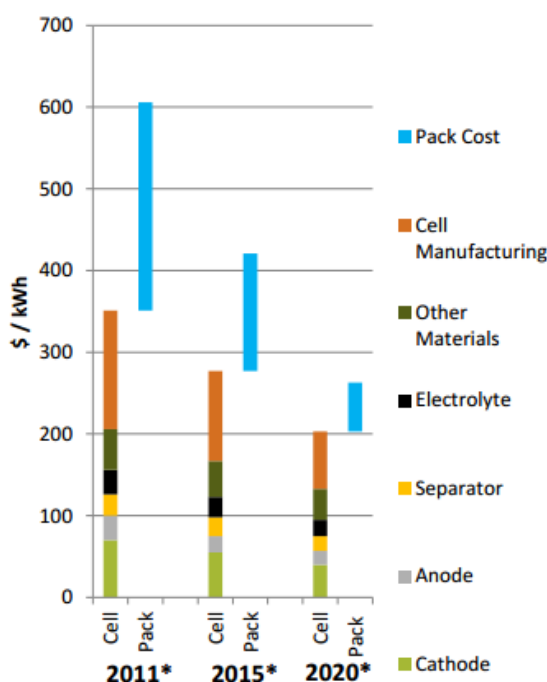
Key words: wing, XFLR5, xfoil, panel method, laminar airfoil, vortex lattice method, winglets

1. UVOD

1.1. Motivacija za izradu rada

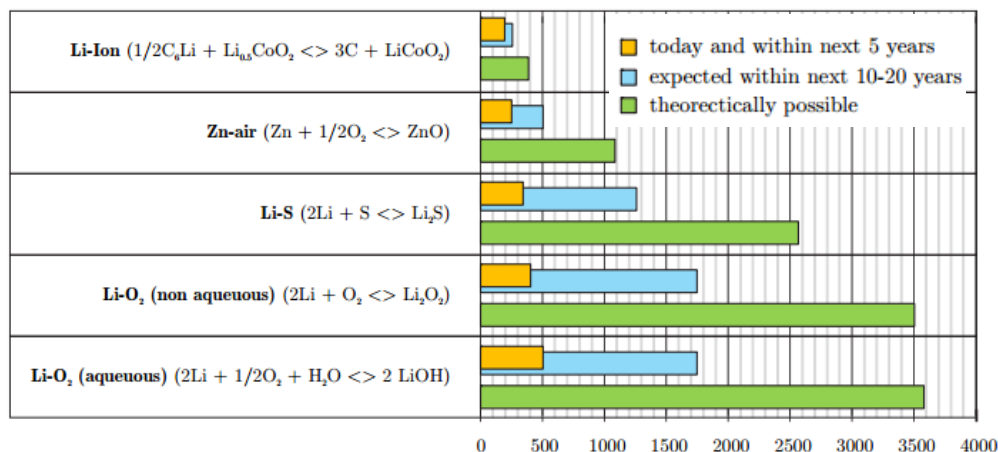
Zbog porasta troškova održavanja i cijene goriva, prosječna cijena sata letenja u dolarima kod sportskih zrakoplova je u zadnjih 30 godina u prosjeku porasla 3 puta. Proteklih 10 godina razvoj novih sportskih zrakoplova se fokusirao na izradu ekonomičnih konstrukcija koje su u odnosu na stare zrakoplove jednostavnije za održavanje i efikasnije što se tiče aerodinamike i motora.

Razvoj baterija je kod sportskih zrakoplova omogućio implementacija elektromotora koji imaju razinu efikasnosti do 96% [1], za razliku od 30% efikasnosti kod motora s unutrašnjim izgaranjem. Uz to, elektromotori imaju značajno jednostavnije održavanje zbog značajno manjeg broja dijelova. Što se tehnologije tiče, sve komponente potrebne za izradu električnog zrakoplova dostupne su i tehnološki su na visokoj razini. Jedino usko grlo su baterije, tj. količina energije koje daju po jedinici mase i volumena (masena i volumna gustoća energije).



Slika 1.1.1: Predviđanje kretanja cijene Li-Ionskih baterija [2]

Predviđa se da će za 5 – 7 godina ta dva faktora udvostručiti [3], čime bi se dobio sportski zrakoplov koji je po svim karakteristikama (tu su najvažnije vrijeme autonomije i dolet) biti konkurentni današnjim sportskim zrakoplovima. Uz to će nova tehnologija značajno smanjiti cijenu sata leta zrakoplova zbog značajno manjih troškova održavanja, veće pouzdanosti motora i mogućnosti da se koriste obnovljivi izvori energije za punjenje baterija.



Slika 1.1.2: Predviđanja rasta specifične energije baterija [3]

Glavni faktori koji utječu na vrijeme autonomije su specifična energija baterija i aerodinamička efikasnost (omjer uzgona i otpora u krstarenju). Jedna od glavnih stvari koji pridonose aerodinamičkoj efikasnosti su krila. Ovaj diplomski rad dio je projekta „eFly“ koji je koncipiran kao konverzija postojećeg zrakoplova Robin ATL na električni pogonski sustav. Namjera je ostaviti postojeći trup zrakoplova i V rep. U nosni dio zrakoplova bi se ugradio električni pogonski sustav gdje bi bile smještene baterije, kontroleri i elektromotor.

2. PROGRAMI ZA ANALIZU PROFILA XFOIL I KRILA XFRL5

2.1. Opis programa XFLR5

XFLR5 je generalno podijeljen u dva modula: xFoil [4] modul za oblikovanje i analizu 2D profila je uklopljen u program. On analizira profil modificiranom panelnom metodom kojom se izračunaju svi relevantni aerodinamički podaci za taj profil za odabrane raspone Reynoldsovih brojeva i napadnih kutova. Temeljem tih podataka aproksimiraju se podaci koji su potrebni za analizu krila.

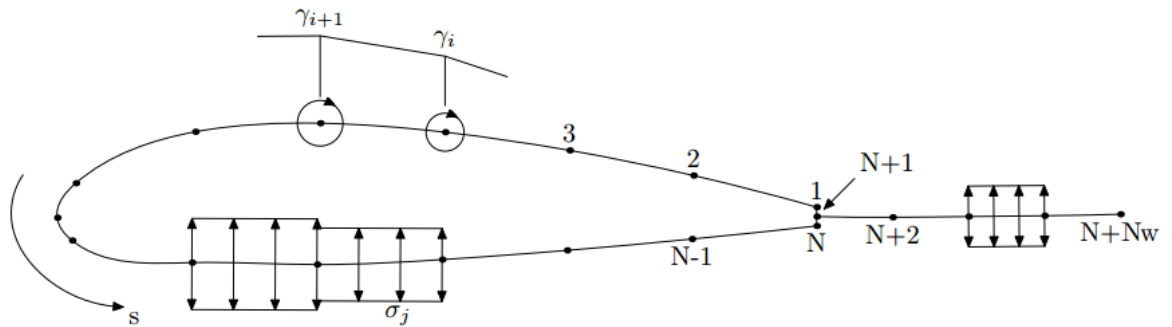
Drugi dio programa se odnosi na analizu krila. Korištenjem podataka dobivenih iz numeričke metode analize krila dobije se raspodjela koeficijenta uzgona po tetivi c_l/C_L i na temelju toga se računaju svi važni koeficijenti za analizu krila. Dostupne metode su:

- Metoda noseće linije (Lifting – line method)
- Metoda vrtložne rešetke – izvedba s potkovičastim vrtlozima (Vortex Lattice Method 1)
- Metoda vrtložne rešetke – izvedba sa zatvorenim vrtlozima i potkovičastim vrtlozima na izlaznom rubu krila (Vortex Lattice Method 2)
- 3D panelna metoda [5].

2.2. Teorijske osnove analize profila

Potencijalno strujanje oko profila se modelira superpozicijom (zbrajanjem) paralelne struje, vrtložne plahte snage γ na površini profila i izvora snage σ na površini profila i u tragu profila. Kontura profila i izlazno strujanje se diskretiziraju na ravne panele, s N panela na profilu i N_w panela u tragu profila. Na točkama između panela na profilu je definirana cirkulacija snage γ_i koja ima linearnu distribuciju po panelu. Svi paneli imaju definiranu konstantnu raspodjelu izvora snage σ_i kojom se modeliraju utjecaji viskoznosti.

Za potrebe izračuna aerodinamičkih koeficijenata profila, u programu XFLR5 se koristi metoda iz programa XFOIL (Drela & Giles) [6]. Neviskozni dio proračuna profila koristi panelnu metodu. Ako profil ima konačni izlazni brid, on se modelira panelom s izvorom.



Slika 2.2.1: Panelna metoda korištena u XFOILu

Za proračun graničnog sloja i traga iza profila se koristi model s dvije jednačbe koje se sastoje od integralne jednačbe graničnog sloja i e^n metode za kriterij tranzicije laminarnog u turbulentni granični sloj. Xfoil pojednostavljuje e^n metodu na način da se uzima u obzir samo ona frekvencija koja maksimalno povećava nestabilnosti. Ukupna brzina za svaku točku profila i traga iza profila se dobije zbrojem doprinosa slobodne struje, vrtloga na površini profila i ekvivalentnih viskozni izvora. [6] [7]

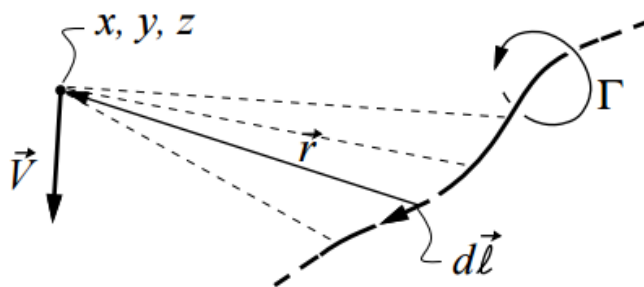
2.3. Teorijske osnove analize krila

Hemholtzovi teoremi opisuju trodimenzionalno kretanje fluida u blizini vrtložnih niti. Ovi teoremi su primjenjivi kod neviskoznog strujanja.

1. Jačina vrtloga po vrtložnoj niti je konstantna cijelom dužinom niti
2. Vrtložna nit ne može završiti u fluidu, mora se protezati do beskonačnosti, završavati na krutoj granici ili biti zatvorena
3. Ako nema vanjskih rotacijskih sila, fluid koji je inicijalno bezrotacijski ostaje bezrotacijski

Polje brzine inducirano vrtložnim nitima se izračunava iz Biot-Savartovog zakona:

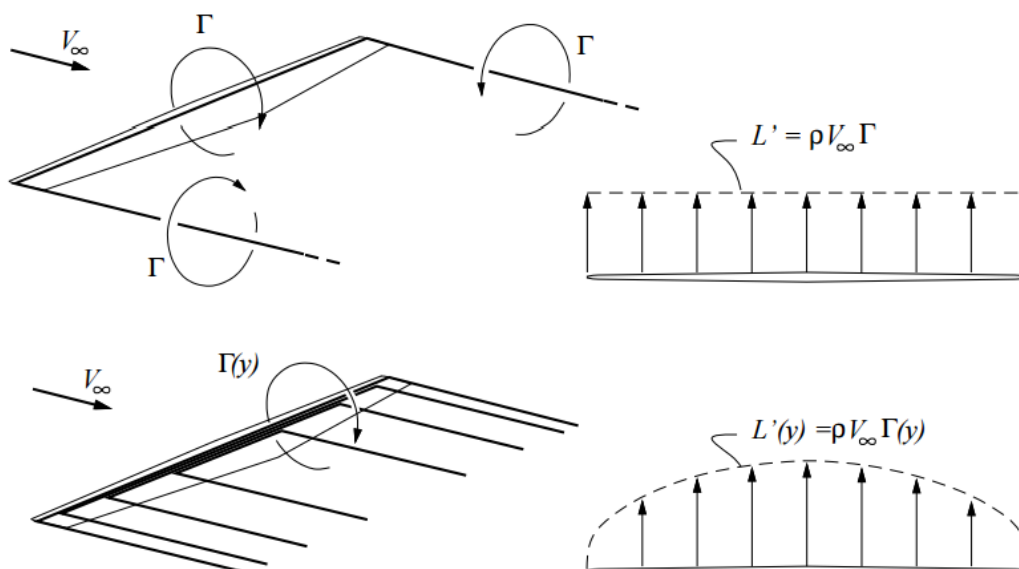
$$\vec{V}(x, y, z) = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{d\vec{l} \times \vec{r}}{|\vec{r}|^3} \quad (2-1)$$



Slika 2.3.1: Brzina inducirana vrtložnom niti

2.3.1. Prandtlova metoda noseće linije

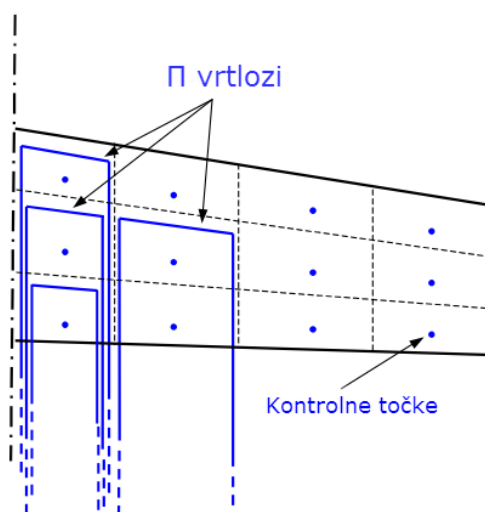
Prandtlova metoda noseće linije razvijena je kao matematički model za izračunavanje uzgona na realnim konstrukcijama krila. U slučaju pozitivnog napadnog kuta, zbog razlike tlaka na donjoj i gornjoj površini krila dolazi do strujanja zraka i stvaranja vrtloga na izlaznom rubu krila. Princip metode je prikazan na 2.3.2. Kada bi imali samo jedan Π vrtlog, zbog konstantne cirkulacije bi imali istu raspodjelu koeficijenta uzgona po krilu, što nije fizikalno. Dodavanjem više Π vrtloga može se dobiti realnija slika raspodjele koeficijenta uzgona. Kada bi postavili beskonačno mnogo Π vrtloga dobili bi vrtložnu plahu. Utjecaj Π vrtloga na pojedinom rasponu se određuje primjenom Biot – Savartova zakona (2-1). Time dobijemo kontinuiranu raspodjelu cirkulacije $\Gamma(y)$ po rasponu krila. Poznavanjem te funkcije moguće je izračunati aerodinamičke koeficijente krila. Glavni nedostatak metode je da daje neprecizne rezultate za krila s malom vitkošću i velikim kutom strijele. [6] [7]



Slika 2.3.2: Princip metode noseće linije

2.3.2. Metode vrtložne rešetke

Metoda vrtložne rešetke (Vortex Lattice Method) je uvedena kao alternativa za krila koja se zbog svojih karakteristika ne mogu analizirati metodom noseće linije. Glavna razlika je da je računanje aerodinamičkih koeficijenata neviskozno i linearno pa ne ovisi o brzini strujanja i viskoznim karakteristikama zraka. Uz to se mogu analizirati sve vrste geometrija krila uključujući winglete. Princip metode vrtložne rešetke je da se poremećaj zbog krila modeliraju kao zbroj vrtloga po rasponu i po tetivi krila, kako je prikazano na slici Slika 2.3.3.



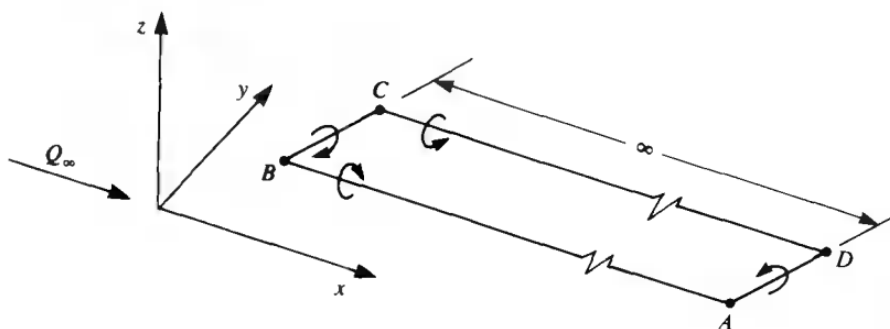
Slika 2.3.3: Metoda vrtložne rešetke s potkovičastim vrtlozima [6]

Vezani dio vrtloga (dio BC) za razliku od metode noseće linije ne mora biti paralelan s y osi (slika 2.3.4). Dio vrtloga koji idu u beskonačnost moraju biti paralelni smjeru struje iz beskonačnosti da na njih ne djeluje sila zbog strujanja u beskonačnosti. Utjecaj vrtloga po rasponu i tetivi se određuje primjenom Biot – Savartova zakona.

Nakon proračuna rasporeda cirkulacije po rasponu krila, dobije se raspodjela uzgona po rasponu krila koja se računa po izrazu 2-2.

$$\Delta L_j = \rho Q_\infty \Gamma_j \Delta y_j \quad (2-2)$$

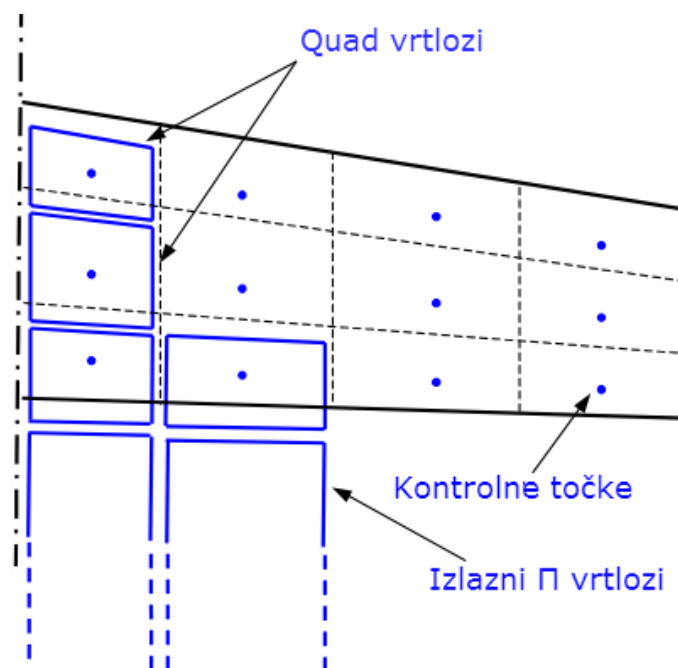
ρ označava gustoću zraka, Q_∞ dinamički tlak, Γ intenzitet cirkulacije po rasponu krila, a Δy pomak po rasponu krila.



Slika 2.3.4: Jedan potkovičasti element VLM metode

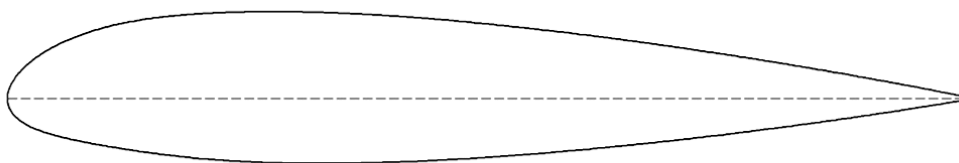
Algoritam VLM metode prvo izračunava lokalne koeficijente uzgona po rasponu krila i ostale koeficijente koje se mogu dobiti integracijom površinskih sila – koeficijente momenta i poziciju centra pritiska. Varijable koji ovise o viskoznosti (c_d , mjesto tranzicije) su interpolirani koristeći podatke za 2D profil koristeći izračunate koeficijente uzgona po rasponu krila. Zbog toga rezultate koji su blizu kritičnom napadnom kutu se ne može uzimati u obzir.

Druga metoda implementirana u programu XFLR5 je metoda s zatvorenim vrtlozima po rasponu krila, kod koje su Γ vrtlozi samo na izlaznom rubu krila. U većini slučajeva ove dvije metode daju skoro identične rezultate. Metoda s zatvorenim vrtlozima omogućuje analizu krila kad postoji kut klizanja ($\beta \neq 0$) [6] [7]

Slika 2.3.5: Metoda vrtložne rešetke s zatvorenim i Γ vrtlozima

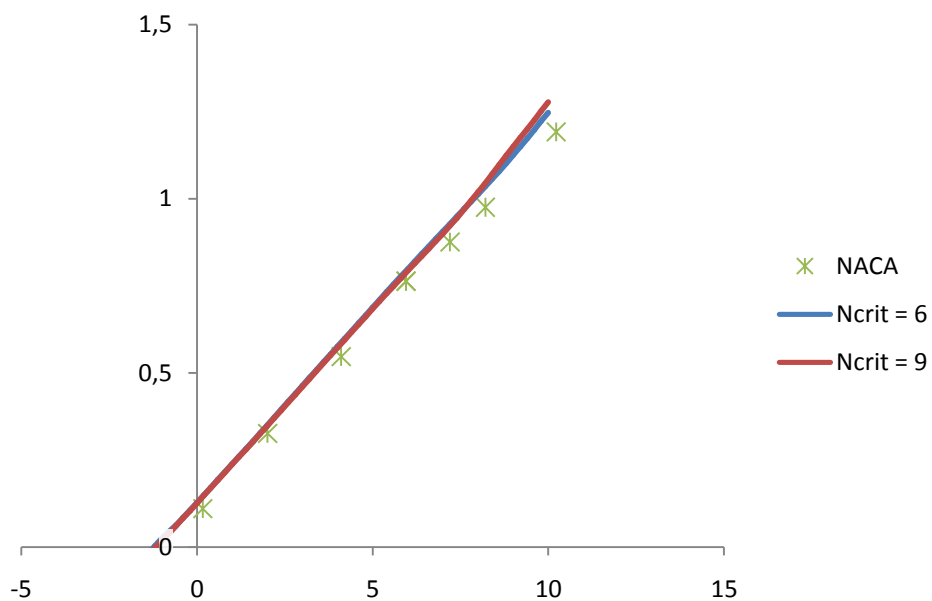
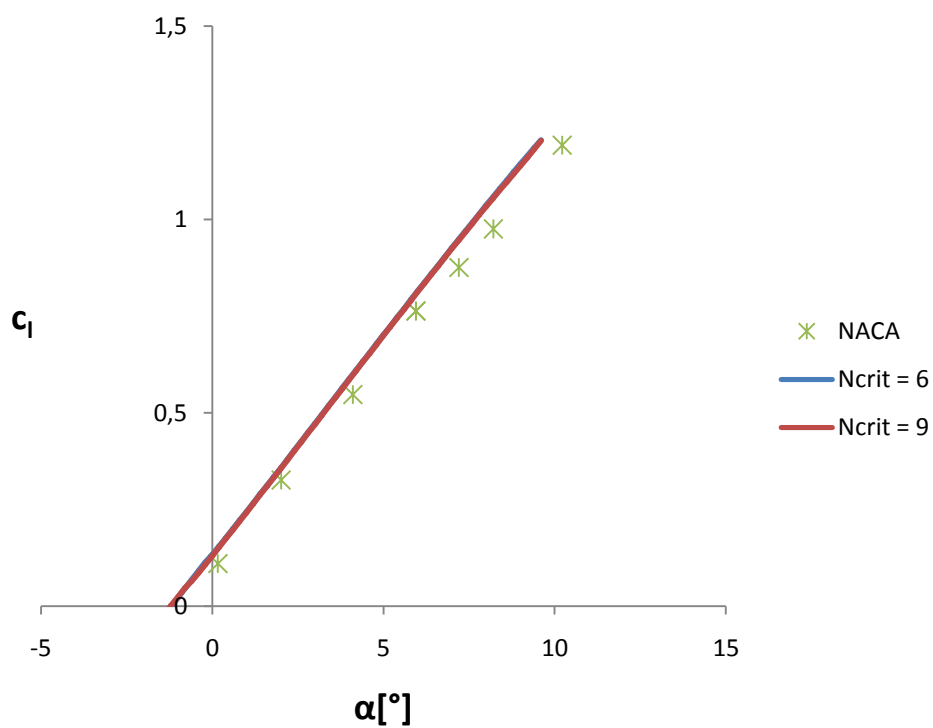
2.4. Verifikacija metode za primjer profila NACA 23015

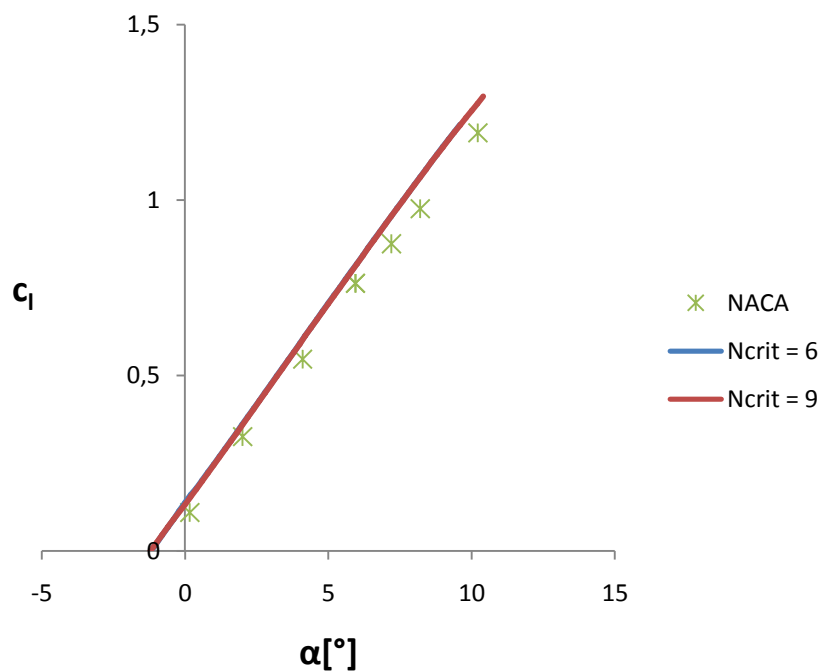
Kako bi provjerili poklapanje rezultata dobivenih analizom i eksperimentalnih rezultata, prvo će se napraviti analiza profila za koji su dostupni eksperimentalni podaci. Profil NACA 23015 koji je prikazan na slici 2.4.1 je odabran zbog sličnosti s dostupnim profilima iz [8] i s profilom koji se koristi na zrakoplovu. Napravljene su analize za vrijednosti Reynoldsovog broja od 2.6×10^6 , 6×10^6 i 8.9×10^6 . Kako imamo eksperimentalne podatke za ovisnost $c_l(\alpha)$ i polaru $c_d(c_l)$, da bi mogli verificirati polaru, podaci za $c_l(\alpha)$ bi nam u raspon napadnih kutova za krstarenje trebali odgovarati onima dobivenima u XFLRu.



Slika 2.4.1: Aeroprofil NACA 23015

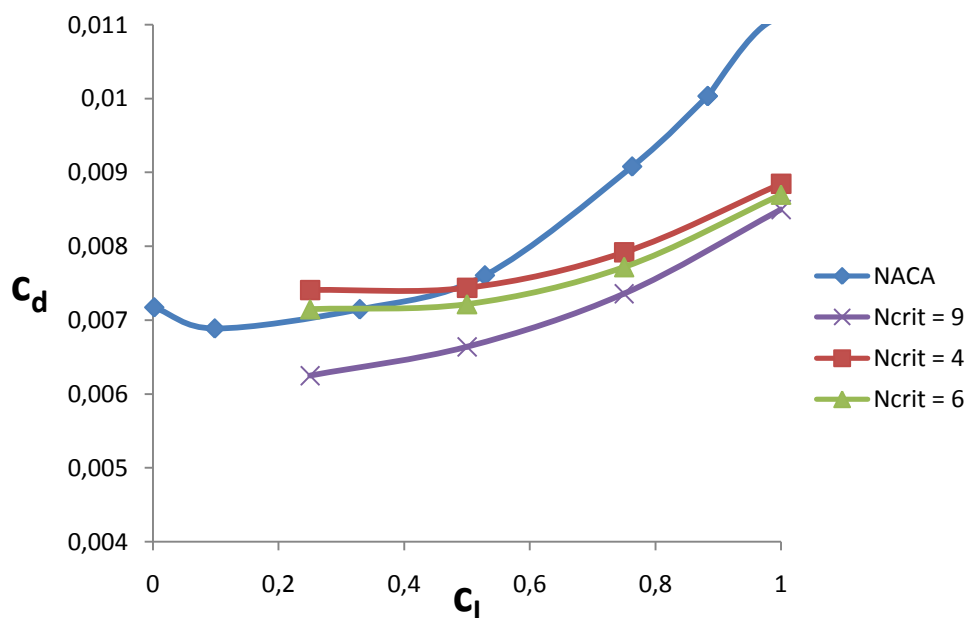
Analiza je napravljena za Reynoldsove brojeve od 2×10^6 , 6×10^6 i 8.9×10^6 . Rezultati za ovisnost koeficijenta uzgona profila o napadnom kutu i parametru N_{crit} su prikazani od slike 2.4.2 do slike 2.4.4. Linijski rezultati su dobiveni u xFoilu, a znakovi X predstavljaju rezultate eksperimenta.

Slika 2.4.2: Usporedba rezultata $c_l(\alpha)$ za $Re = 2 \times 10^6$ Slika 2.4.3: Usporedba rezultata $c_l(\alpha)$ za $Re = 6 \times 10^6$

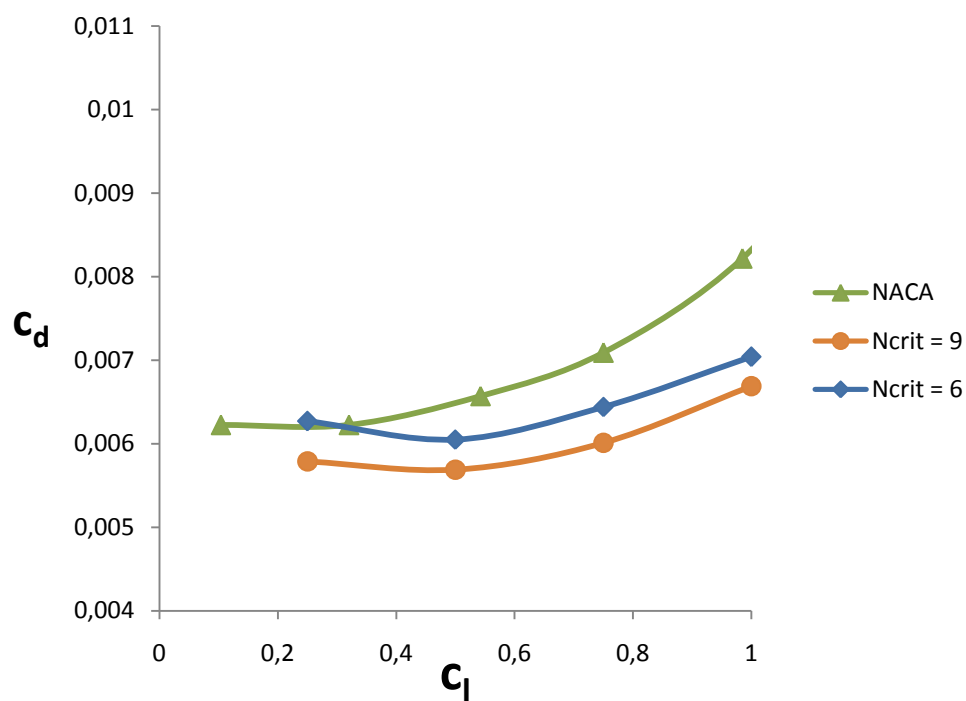
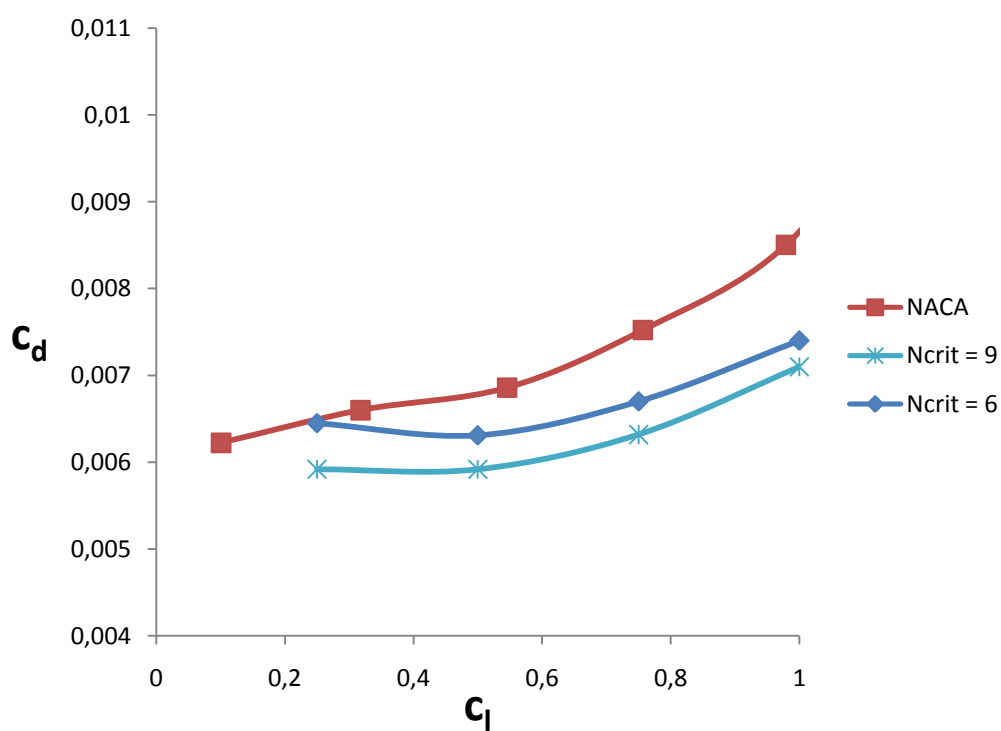


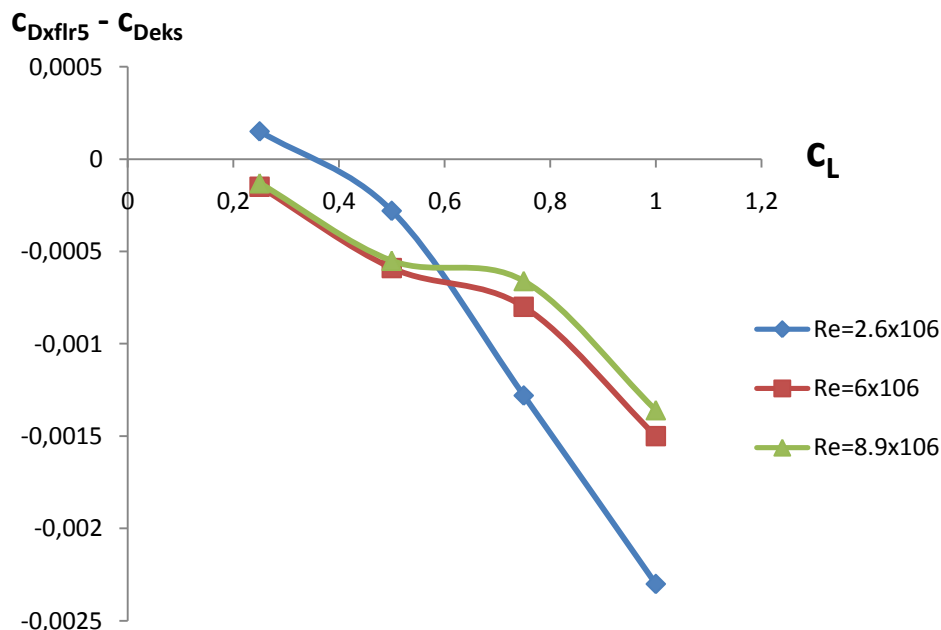
Slika 2.4.4: Usporedba rezultata $c_l(\alpha)$ za $Re = 8.9 \times 10^6$

Kako se vidi iz gornjih rezultata, verifikacija je pokazala dobro slaganje rezultata $c_l(\alpha)$ za napadne kutove do 10° , što je dovoljno za područje analize koji će biti dio ovog rada. Parametar tranzicije N_{crit} očekivano nema značajan utjecaj na rezultate za koeficijent uzgona.



Slika 2.4.5: Usporedba rezultata polare za $Re = 2.6 \times 10^6$

Slika 2.4.6: Usporedba rezultata polare za $Re = 6 \times 10^6$ Slika 2.4.7: Usporedba rezultata polare za $Re = 8.9 \times 10^6$



Slika 2.4.8: Ovisnost apsolutne greške izračunatog otpora o koeficijentu uzgona i Reynoldosvom broju ($n_{crit} = 6$)

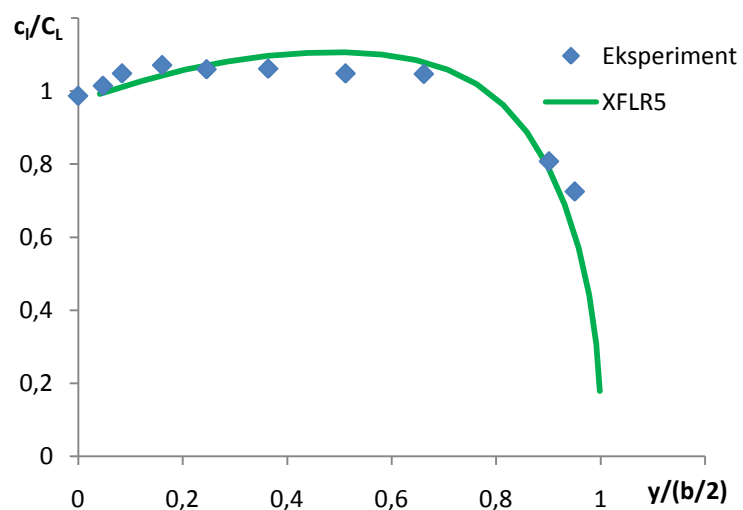
Kako je na slici 2.4.8 prikazana greška koeficijenta otpora u ovisnosti u koeficijentu uzgona, ovaj graf također pokazuje grešku omjera c_L/c_D za aeroprofil u područjima do vrijednosti koeficijenta uzgona 1, zbog podudarnosti rezultata na od slike 2.4.2 do 2.4.4

2.5. Verifikacija metode analize krila

Kod analize krila će se koristiti metoda vrtložne rešetke s potkovičastim vrtlozima opisana u poglavlju 2.3 zbog dovoljne preciznosti za naše potrebe i brzine analize. [6] Verifikacija je izvršena za krilo s karakteristikama prikazanim u tablici 2.5.1. Rezultati usporedbe su prikazani na slici 2.5.1.

Raspon krila (b)	10 m
Duljina tetive (c)	2 m
Suženje krila (λ)	1
Kut strijele (Λ_0)	45°

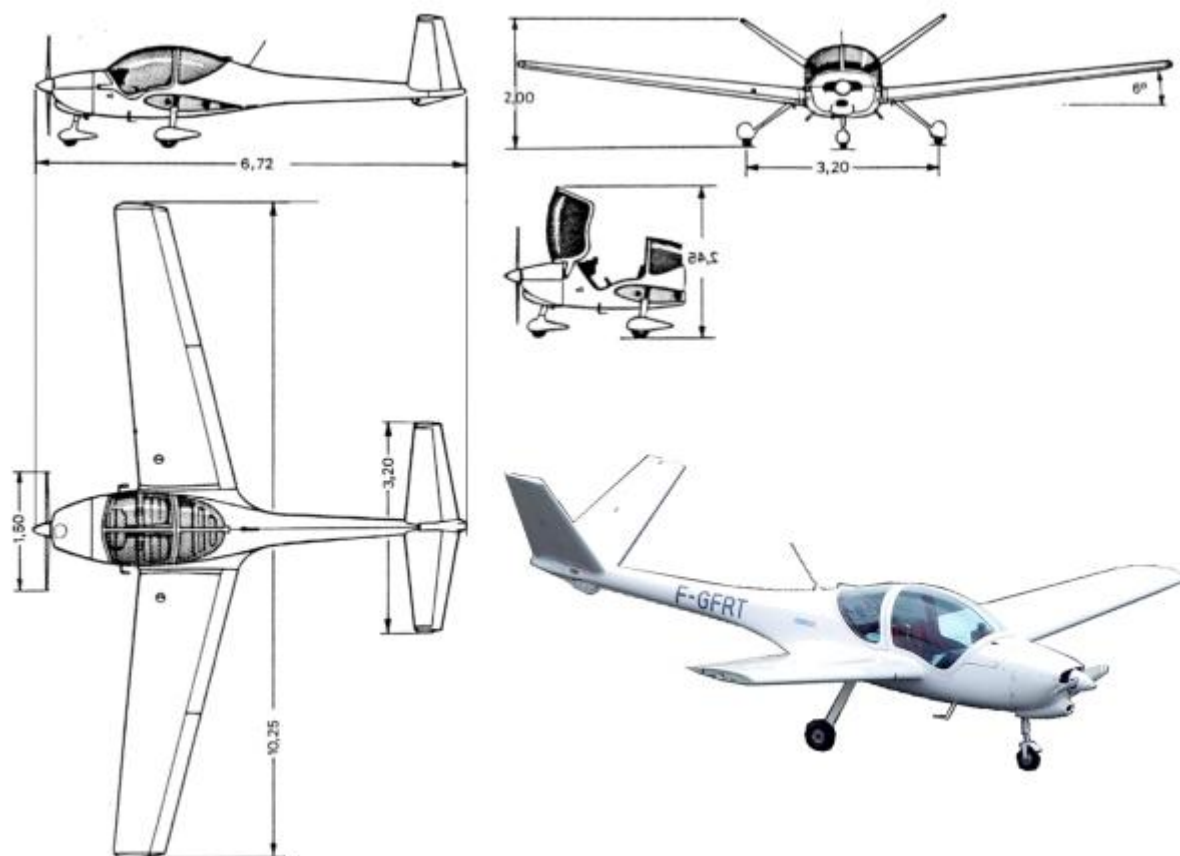
Tablica 2.5.1: Parametri krila za verifikaciju [7]



Slika 2.5.1: Usporedba rezultata rasporeda koeficijenta uzgona krila [7]

3. ANALIZA POSTOJEĆEG ZRAKOPLOVA

3.1. Podaci o krilu



Slika 3.1.1: Geometrija postojećeg zrakoplova Robin ATL

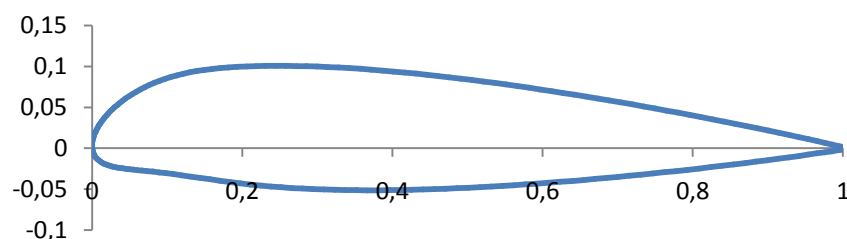
Postojeći zrakoplov ima negativni kut strijele, što je rijetkost kod sportskih zrakoplova. Ovaj zrakoplov je inicijalno konstruiran bez strijele i prvotno je imao dvotaktni motor. Namjena zrakoplova je bila da zamjeni stare zrakoplove u francuskim aeroklubovima. Međutim zbog lošije pouzdanosti dvotaktnih motora i viših troškova održavanja zrakoplov se slabo prodavao. Da bi se to riješilo ugrađen je četverotaktni motor. Kako je to značajno teži motor, centar mase se pomaknuo prema naprijed što je kompenzirano negativnim kutom strijele.

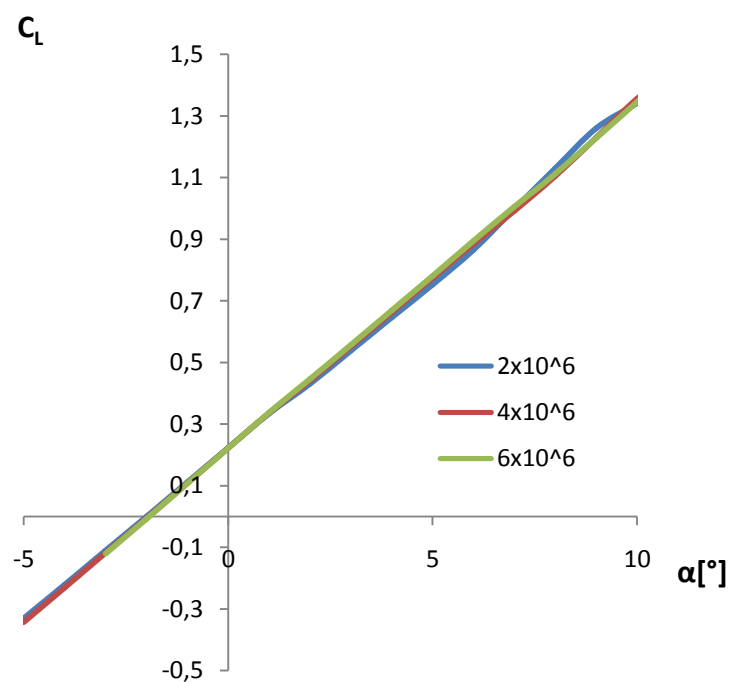
Tablica 3.1.1: Karakteristike postojećeg krila[9]

Raspon krila (b)	10.25 m
Kut dihedrala	6°
Kut strijele (Λ)	-7.5°
Površina krila (S)	12.25 m ²
Duljina korijenske tetive (t_r)	1.6 m
Duljina vršne tetive (t_t)	0.8 m
Aeroprofil	NACA 43015
Opterećenje krila	64.2 kg/m ²

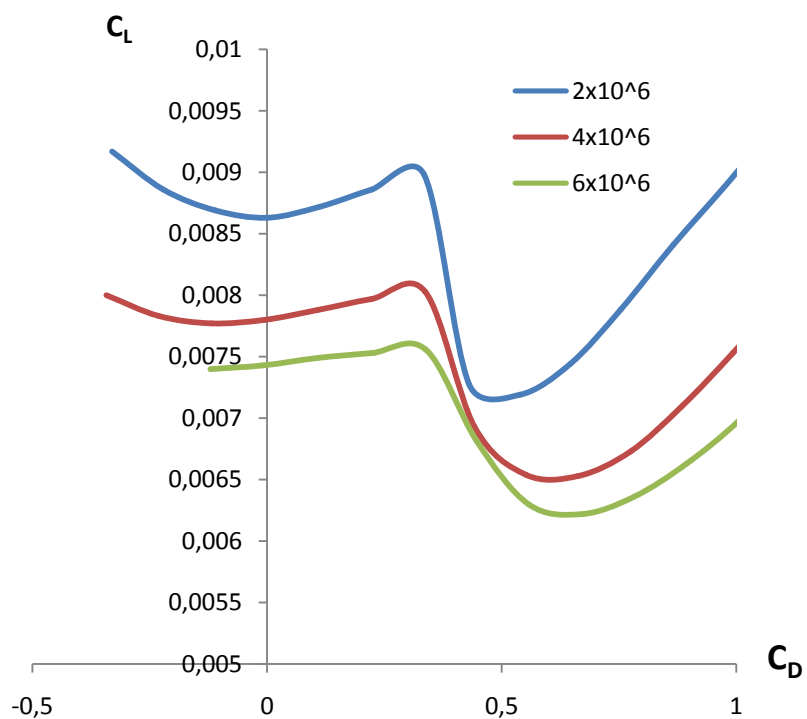
3.2. Analiza aeroprofila NACA 43015

Da bi se dobili aerodinamički koeficijenti profila (2D), profil se analizira panelnom metodom u rasponu napadnih kutova i Reynoldsovih brojeva koji će se javljati na krilu – za ovakvo trapezno krilo Reynoldsov broj se linearno smanjuje od korijenske prema vršnoj tetivi.

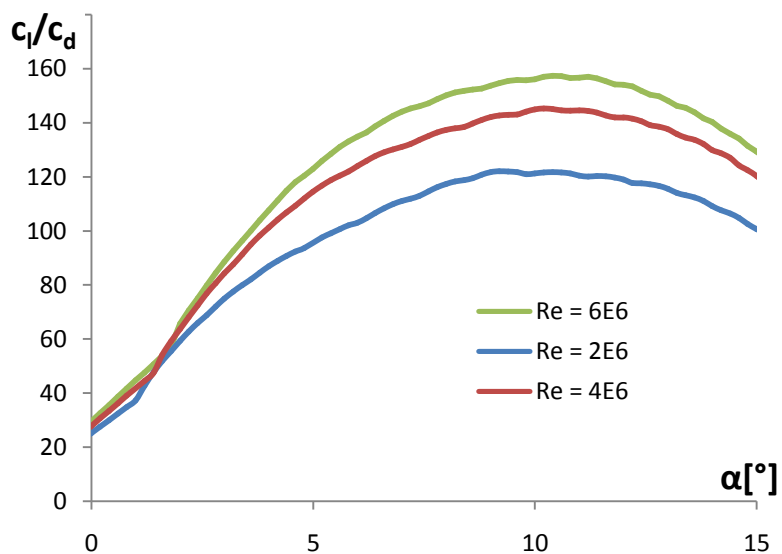
**Slika 3.2.1: Aeroprofil NACA 43015**



Slika 3.2.2: Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu i Reynoldsovom broju aeroprofila NACA 43015



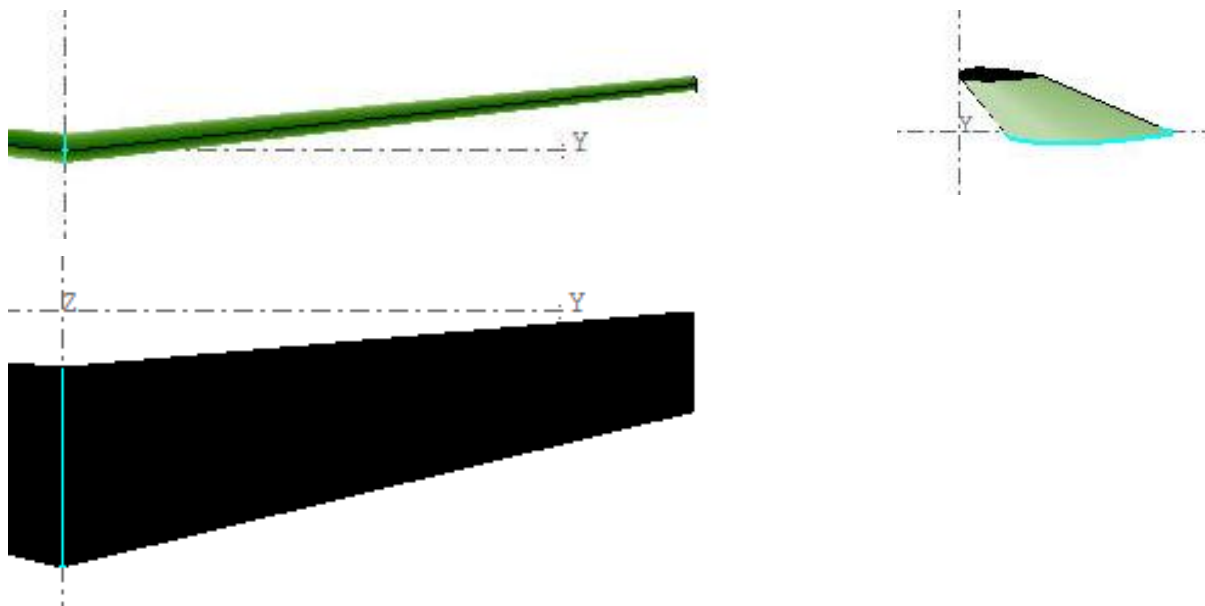
Slika 3.2.3: Polara aeroprofila NACA 43015



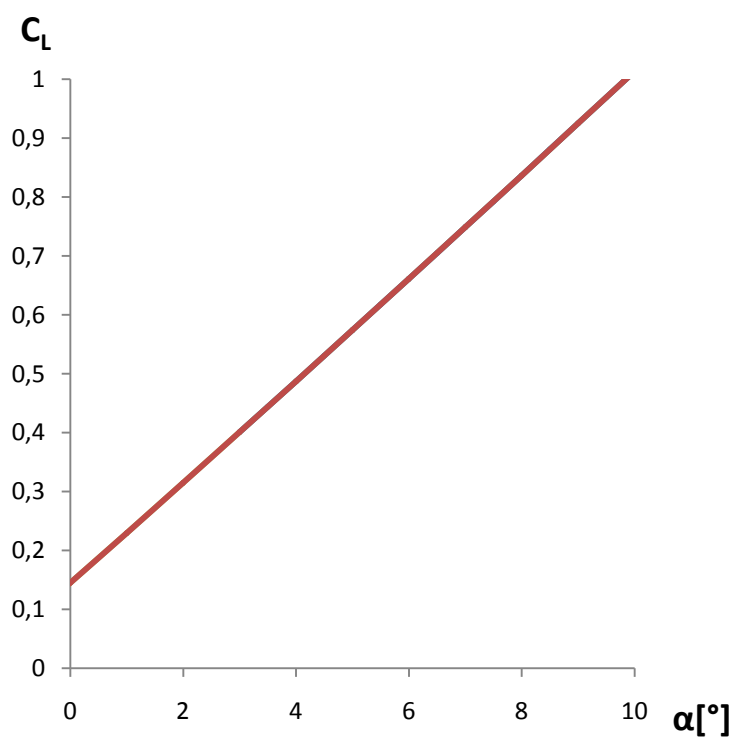
Slika 3.2.4: Ovisnost omjera c_l/c_d o napadnom kutu i Reynoldsovom broju

3.3. Analiza postojećeg krila u XFLRu

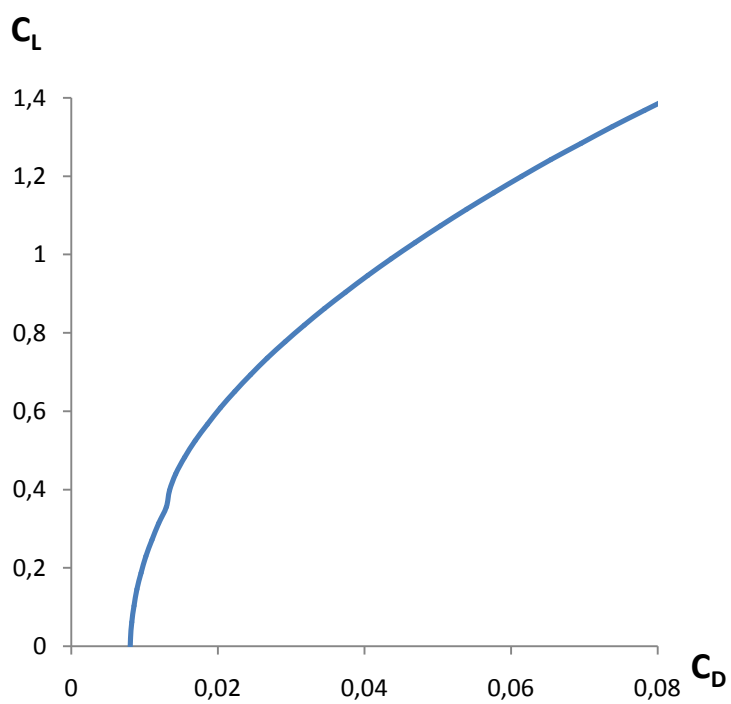
Napravit će se analiza postojećeg krila prikazanog na slici 3.3.1. Model je definiran po podacima iz tablice 3.1.1. Krilo će se analizirati za brzinu krstarenja 42 m/s u rasponu napadnih kutova od 3° do 15° .



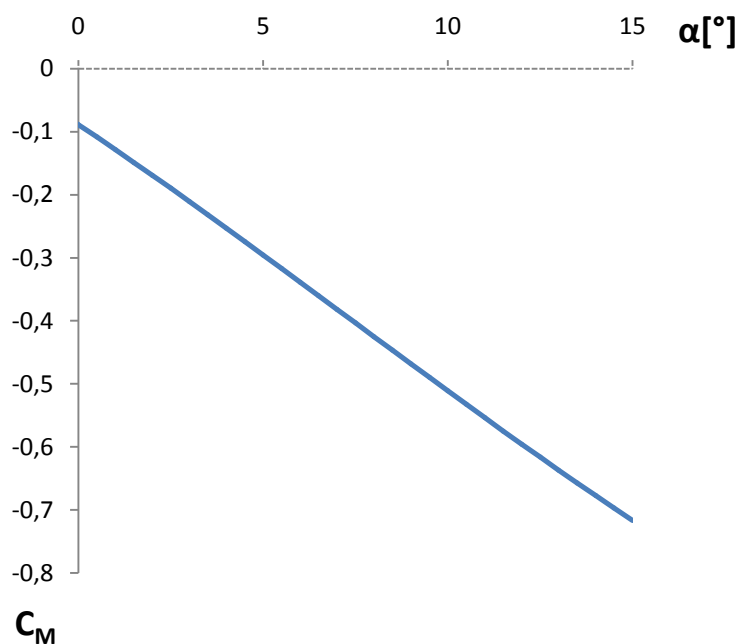
Slika 3.3.1: Model postojećeg krila u programu XFLR5



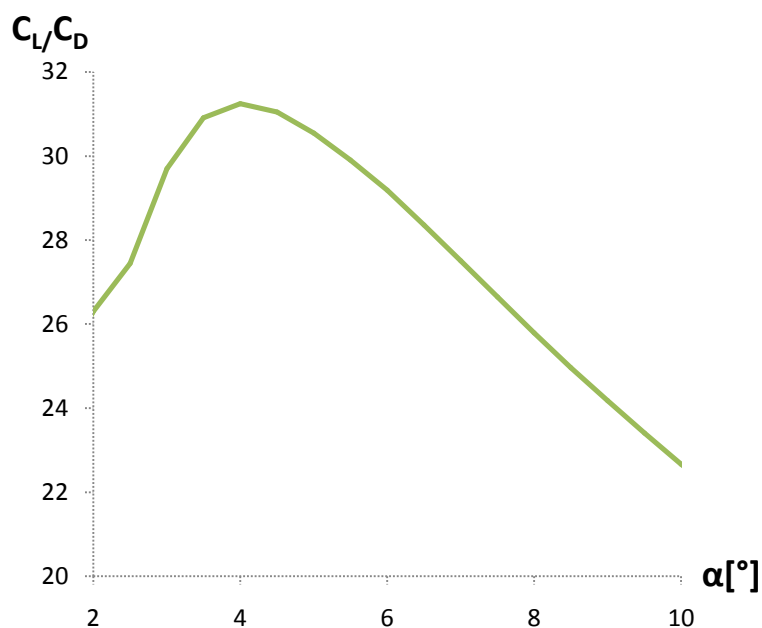
Slika 3.3.2: Ovisnost koeficijenta uzgona postojećeg krila o napadnom kutu



Slika 3.3.3: Polara postojećeg krila



Slika 3.3.4: Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu



Slika 3.3.5: Ovisnost omjera C_L/C_D o napadnom kutu za $v = 42$ m/s

Graf na slici 3.3.5 daje referentnu vrijednost C_L/C_D za postojeće krilo od 32. Cilj oblikovanja novog krila je da se dobije vrijednost koja je barem za 15 % veća od referente. Vidi se kako je za konačno krilo maksimalna vrijednost C_L/C_D manja i na manjem napadnom

kutu u odnosu na profil zbog induciranog otpora koji je izraženiji pri većim napadnim kutovima, a ne uzima se u obzir kod računanja ovog omjera za profil. Dobivena vrijednost od 4° se slaže s postavnim kutom krila. [9]

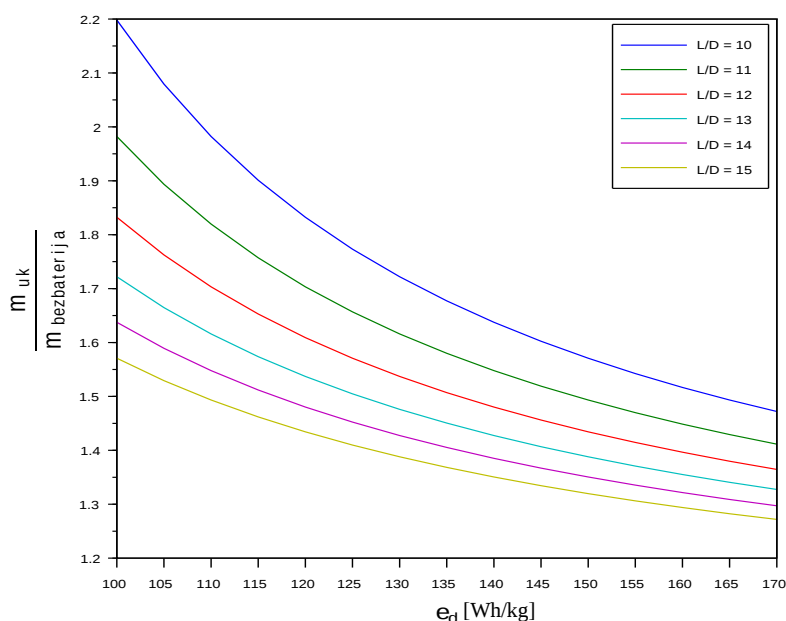
4. PROJEKTNI CILJEVI I OGRANIČENJA

4.1. Uvjeti krstarenja

U osnivanju je definirana brzina krstarenja od 46.3 m/s (90 kn) za horizontalni let. Za tu brzinu i njoj pripadni raspon Reynoldsovih brojeva treba odabrati aeroprofil s najboljim aerodinamičnim karakteristikama za zrakoplov.

4.2. Projektni ciljevi

Zrakoplov je namijenjen za inicijalno školovanje sportskih pilota. Jedan od najvažnijih zahtjeva za ovakav zrakoplov je ekonomičnost kod eksploatacije i čim veće vrijeme leta. Da se to postigne, zrakoplov u horizontalnom letu treba letjeti pod napadnim kutom za koji je najveći omjer C_L/C_D [10]. Na slici 4.2.1 je prikazan utjecaj omjera C_L/C_D na dodatnu masu u vidu baterija.



Slika 4.2.1: Utjecaj L/D i specifične energije baterije na masu zrakoplova

Cilj rada je da se za definirane projektne postavke zrakoplova:

- brzinu krstarenja 46.3 m/s za horizontalni let,
- koeficijent uzgona kod krstarenja $C_L = 0.4$,

napravi optimalno krilo.

4.2.1. Odabir kriterija za parametre krila

Kako bi mogli uspoređivati potrebne kriterije, rangirat će se po važnosti i svakome će se dati prioritet. Krila će se uspoređivati i rangirati po tim kriterijima prikazanim u tablici 4.2.1 i na temelju toga će se odrediti optimalno krilo.

Kriteriji	Prioritet
$\max(C_L/C_D(\alpha_{cr}))$	1
$\max(A(0.2c - 0.6c))$	2
$\min(C_m(\alpha_{cr}))$	3
$\min(M_y(1/4 * b/2))$	4

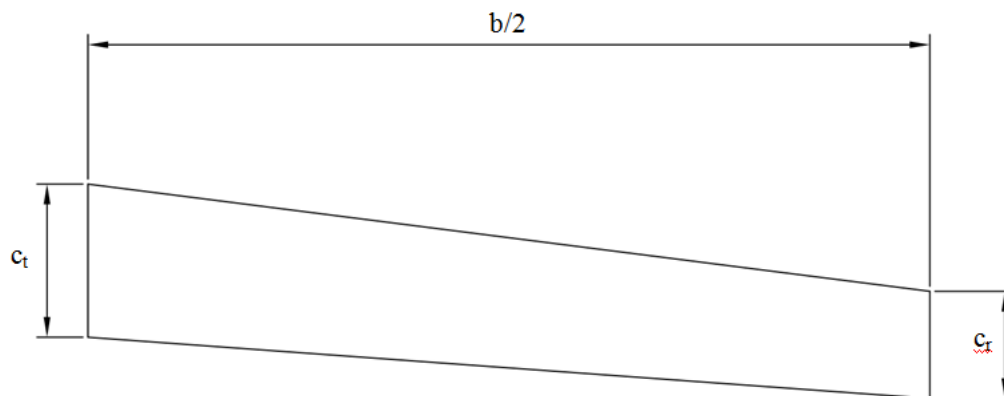
Tablica 4.2.1: Izbor prioriteta

Kao prvi parametar je odabran omjer C_L/C_D kod napadnog kuta za krstarenje. Drugi parametar je površina profila na rasponu tetive od 0.2c do 0.6c. U ovom djelu profila se namjeravaju smjestiti baterije pa nam je bitno na tom rasponu tetive imati čim veću površinu. Treći parametar je koeficijent momenta propinjanja. Poželjno je da on bude čim manji jer je potrebno taj moment kompenzirati repnim površinama koje pridonose otporu. Četvrti parametar je vrijednost momenta savijanja na $1/4$ raspona krila od longitudinalne osi zrakoplova. Povećanjem momenta povećava se potreba za čvršćim, a time i težim krilom.

4.3. Geometrija krila

Novo krilo je potrebno u korijenskom dijelu prilagoditi obliku trupa koji je napravljen za aeroprofil NACA 43015. Namjera je da se napravi blagi prijelaz na spoju krila i trupa pa se i za korijensku i vršnu tetivu mogu uzeti isti profili i zanemarit će se utjecaj oblika trupa kod spoja s krilom.

Geometrijske karakteristike krila koje će se varirat su vitkost krila i suženje krila. Da bi mogli uspoređivati rezultate s rezultatima postojećeg krila, ostavit će ista referentna površina krila od 12.25 m^2 . Time nam ostaje da mijenjamo vitkost ili suženje krila. Uvijanje krila se u ovoj analizi neće uzeti u obzir pa po rasponu krila ostaje isti napadni kut.

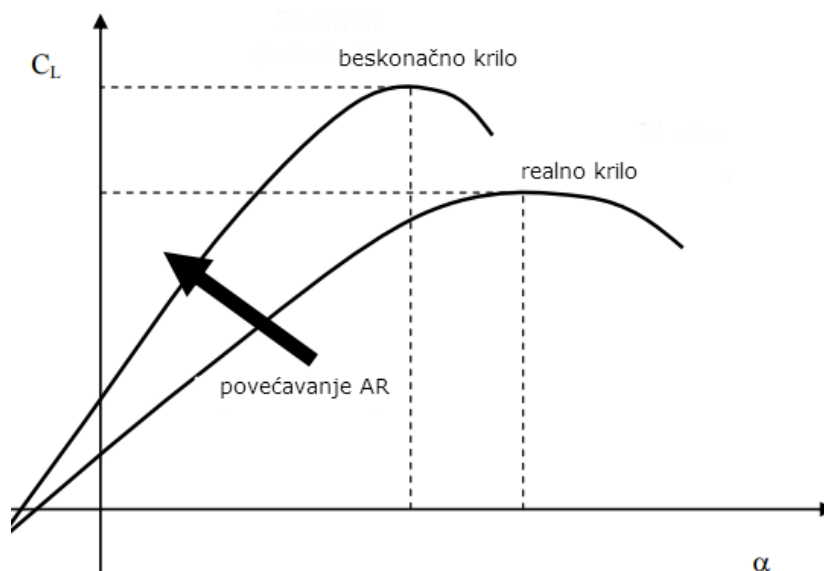


Slika 4.3.1: Parametri krila koji se variraju

4.3.1. Vitkost krila

Vitkost krila je definirana izrazom 4-1. Slika 4.3.2. prikazuje utjecaj vitkosti krila na aerodinamičke koeficijente krila. Povećavanjem vitkosti krila aerodinamičke karakteristike krila teže onima kod profila. Problem kod povećavanja vitkosti je potreba za čvršćom strukturom krila zbog većeg momenta savijanja krila i veće tendencije za *flutter*. [11]

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (4-1)$$



Slika 4.3.2: Utjecaj vitkosti krila na ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu

Odlučeno je da će se zbog strukturnih razloga analizirati vitkosti krila za maksimalnu dužinu krila od 11 m. Kod analize utjecaja vitkosti suženje krila će se fiksirati na 0.535. Parametri krila koji se variraju su prikazani u tablici 4.3.1.

	AR = 7.2	AR = 8.5	AR = 9.87
Raspon krila [m]	9.4	10	11
Korijenska tetiva [m]	1.7	1.6	1.45
Vršna tetiva [m]	1.6	0.854	0.78

Tablica 4.3.1: Parametri krila za analizu utjecaja vitkosti krila

4.3.2. Suženje krila

Drugi parametar koji će se varirati kod analize utjecaja geometrije krila je suženje krila koje je definirano izrazom 4-2.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (4-2)$$

Da bi pojednostavili analizu utjecaja suženja krila vitkost krila će se fiksirati na vrijednost AR = 9.87. Kako nam je površina krila također fiksirana, ostaje nam da variramo vrijednosti korijenske i vršne tetive, iz napomenu da se tako mijenjaju da vrijednost površine krila ostaje konstantna. Parametri krila koji se variraju kod ove analize su prikazani u tablici 4.4.1.

	$\lambda = 0.49$	$\lambda = 0.54$	$\lambda = 0.72$
Raspon krila [m]	11	11	11
Korijenska tetiva [m]	1.5	1.45	1.3
Vršna tetiva [m]	0.73	0.78	0.93

Tablica 4.3.2: Parametri krila za analizu utjecaja suženja krila

4.3.3. Zahtjevi za profil

Na temelju profila korištenima na zrakoplovima slične namjene odabrat će se najprikladniji za našu primjenu. Glavni zahtjevi na profil su:

- Čim veći omjer C_L / C_D u uvjetima krstarenja (brzina, postavni kut profila)
- Mogućnost smještaja baterija u krila
- Blaga karakteristika prevlačenja

4.4. Potreban C_L

Na temelju potrebnog koeficijenta uzgona definira se potreban napadni kut za režim horizontalnog leta. Kako bi dobili rezultate koji se daju usporediti, sva krila imaju iste referentne podatke prikazane u tablici 4.4.1. Novi zrakoplov je za otprilike 80 kg teži od novog zrakoplova, ali još uvijek pada u istu kategoriju.

Masa zrakoplova	659 kg
Površina krila (S_w)	12.25 m ²

Tablica 4.4.1: Referentni podaci za izračun potrebnog koeficijenta uzgona

Koeficijent uzgona se računa prema izrazu 4-3.

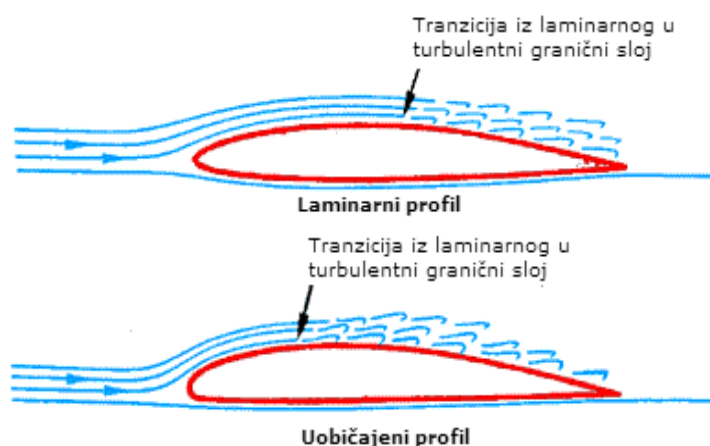
$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S_w} \quad (4-3)$$

Za podatke iz tablice 4.4.1 dobivena je potrebna vrijednost koeficijenta uzgona $C_L = 0.4$. Za taj koeficijent uzgona potrebno je odabrati krilo s najpovoljnijim karakteristikama.

5. IZBOR AEROPROFILA

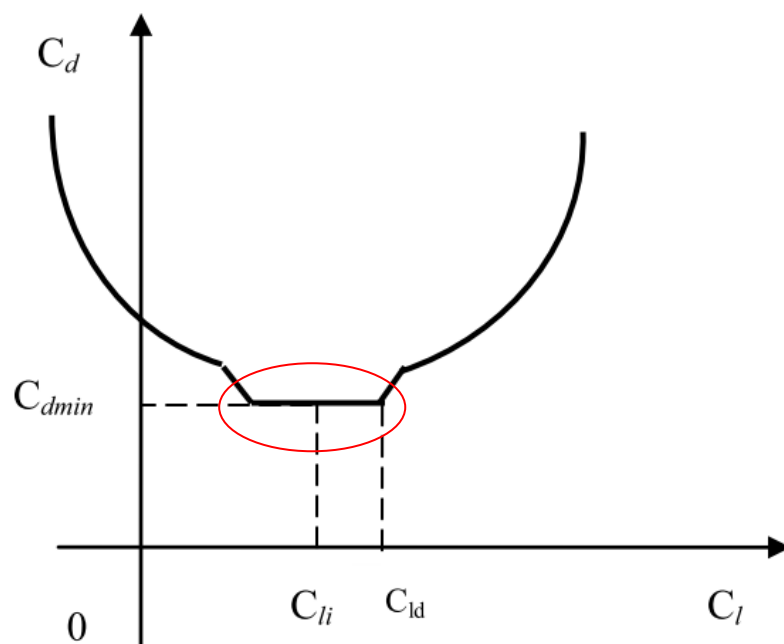
5.1. Laminarni profili

S početkom korištenja kompozitnih materijala za izradu krila zrakoplova, moguće je dobiti takvu razinu tolerancija i površinske hrapavosti da se korištenjem laminarnih profila mogu dobiti značajna poboljšanja performansi zrakoplova.



Slika 5.1.1: Laminarni i uobičajeni profil

Mala vrijednost koeficijenta otpora profila krila može se dobiti oblikovanjem dugih područja laminarnog strujanja na gornjaci i donjaci profila. Kod Reynoldsovih brojeva ispod 5×10^6 javljaju se laminarni mjehurići odvajanja koji značajno povećavaju otpor. S povećavanjem područja laminarnog strujanja povećava se tendencija za javljanje laminarnog mjehurića odvajanja. Postoji optimalna točka za prijelaz iz laminarnog u turbulentni granični sloj. Problem kod određivanja prijelaza je iznimna nestacionarnost koja se javlja zbog Tolmien-Schlichting valova koji se javljaju u prijelaznom sloju. Kako proces tranzicije iz laminarnog u turbulentni granični sloj ostaje jedan od najvažnijih neriješenih problema mehanike fluida, ove pojave se modeliraju koristeći empirijske podatke ili e^n metoda. Na slici 5.1.2 je prikazana tipična polara za laminarne profile. Područje zaokruženo crvenom bojom je područje smanjenog otpora zbog laminarnog graničnog sloja (*Laminar drag bucket*). Da se dobije minimalni otpor, strujanje na profilu treba ostati laminarno čim duže po konturi profila[12].



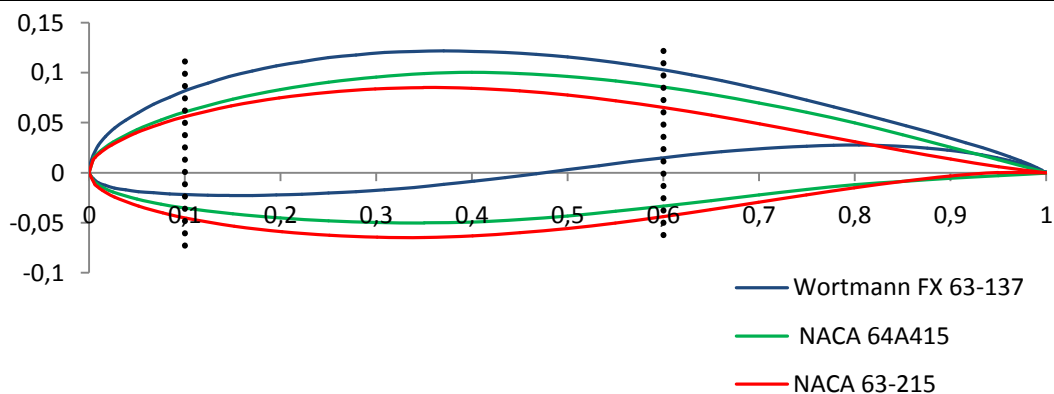
Slika 5.1.2: Polara laminarnog profila

5.2. Odabir mogućih aeroprofila za krilo

Za zrakoplov je određeno da je brzina krstarenja 90 kt ili 46.3 m/s. Kako je Reynoldsov broj definiran:

$$Re = \frac{Vc}{\nu} \quad (5-1)$$

a duljina tetive se mijenja od 1.6 m na korijenu do 0.8 m na vrhu krila, Reynoldsovi brojevi za krilo će se kretati u od 2.47×10^6 na vrhu krila do 4.94×10^6 na korijenu krila. Profil treba imati dobra svojstva definirana u poglavlju 4.3.3 u tom rasponu Reynoldsovih brojeva.



Slika 5.2.1: Usporedba profila i koristan prostor za smještaj baterija

Ovdje se profili mogu rangirati po prioritetu br. 2, a to je površina profila u rasponu od 0.1c do 0.6c, gdje se predviđa koristan prostor za smještaj baterija. Profili su po ovom parametru rangirani u tablici 5.2.1.

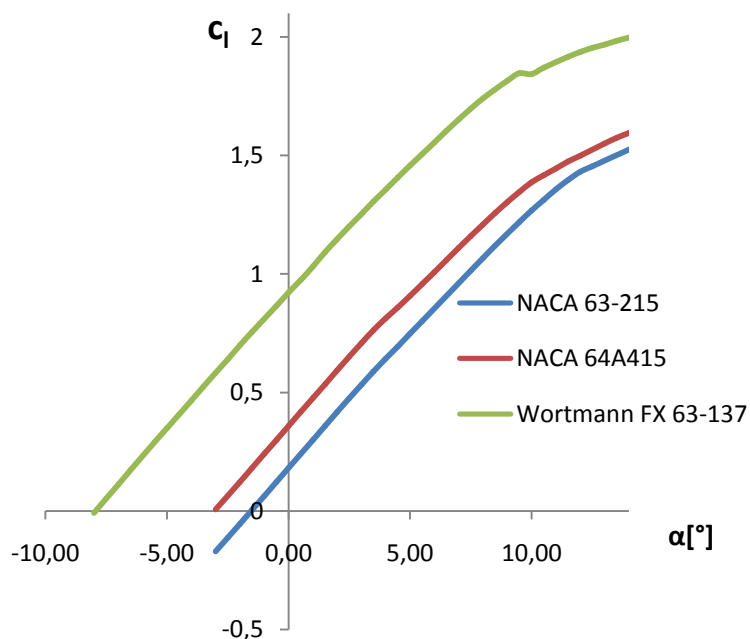
Rang	Profil	$A(0.1c - 0.6c) [m^2]$	A_i/A_1
1.	NACA 63-215	6.7512×10^{-2}	1
2.	NACA 64A415	6.7423×10^{-2}	0.999
3.	Wortmann FX 63-137	6.1457×10^{-2}	0.91

Tablica 5.2.1: Rangiranje profila po unutarnjoj površini (prioritet 2) za područje od 0.1c do 0.6c

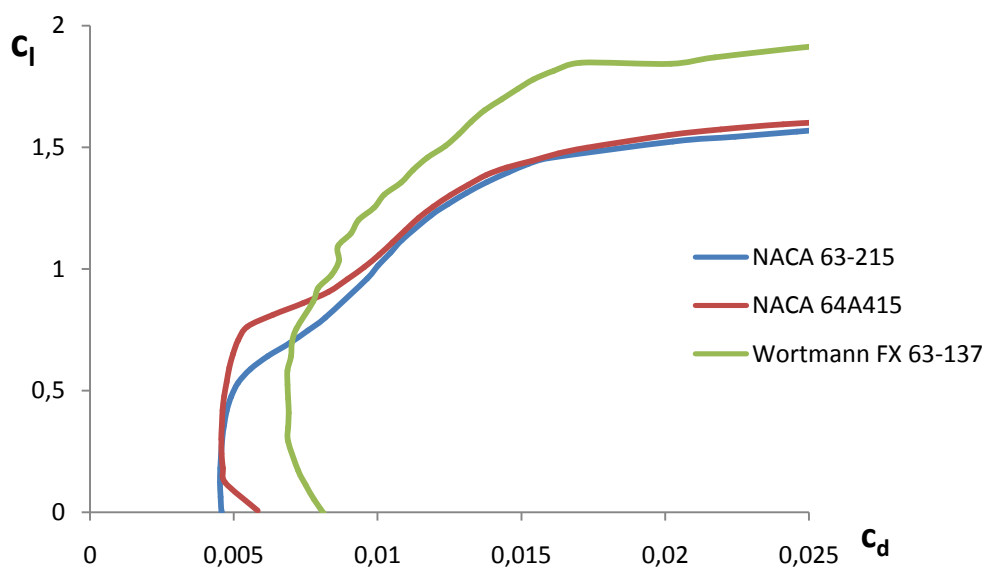
Iz tablice je vidljivo da između prvo i drugo rangiranog profila postoji zanemariva razlika dok treće rangirani profil ima 9 % manju površinu za smještaj baterija u odnosu na prvo rangirani profil.

5.2.1. Analiza aerodinamičkih koeficijenata

Analiza aerodinamičkih koeficijenata krila je napravljena u rasponu Reynoldsovih brojeva od 2.49×10^6 do 4.94×10^6 . Rezultati analize se ne razlikuju značajno za taj raspon Reynoldsovih brojeva. Grafovi od slike 5.2.2 do slike 5.2.5 prikazuju aerodinamičke koeficijente profila za $Re = 4 \times 10^6$.

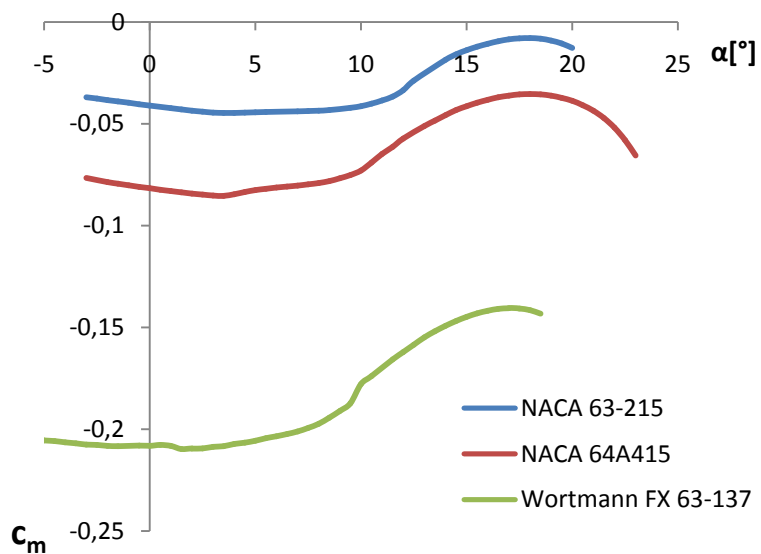


Slika 5.2.2: Ovisnost koeficijenata uzgona profila u ovisnosti od napadnog kuta za $Re = 4 \times 10^6$

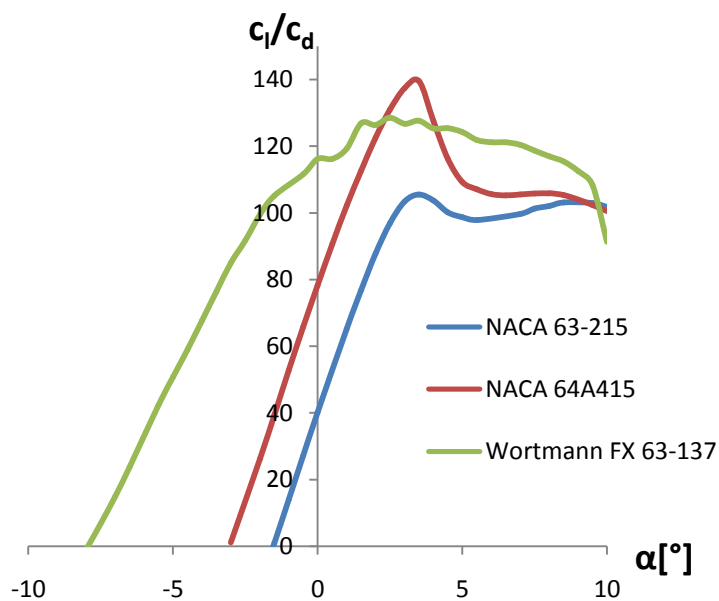


Slika 5.2.3: Polara profila za $Re = 4 \times 10^6$

Na slici 5.2.3 je za NACA profile vidljivo područje laminarnog otpora profila zbog kojeg je za manje napadne kutove otpor profila značajno smanjen.



Slika 5.2.4: Ovisnost koeficijenta momenta profila o napadnom kutu za $Re = 4 \times 10^6$



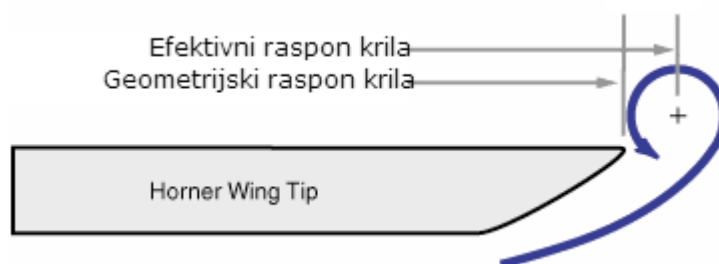
Slika 5.2.5: Ovisnost omjera c_l/c_d profila o napadnom kutu za $Re = 4 \times 10^6$

6. WINGLETI

6.1. Razvoj wingleta

Prvi koncept wingleta potječe iz kraja 19. stoljeća kad je engleski inženjer Lanchester patentirao ploče na krajevima krila kao metodu za kontroliranje vrtloga. Pokazalo se da su te ploče efikasne u smanjenju otpora, pogotovo kod velikih napadnih kutova, kad je i inducirani otpor veći. Nažalost, kod krstarenja je doprinos parazitskog otpora bio veći od smanjenja induciranog otpora

Verzija wingleta koja se koristila na Me 163 su *Hoerner wing tips* po Dr. Hoerneru. On je 1952. izdao tehnički članak u kojem se spominju krajevi krila koji su savijeni tako da gledaju prema zemlji. Vrh im je oblikovan tako da se smanjuje induciranje vrtloga. Zrak s donjeg dijela krila lako prelazi po kosom dijelu, ali kad dođe do oštrog prijelaza na vršku krila zrak ne može proći i biva gurnut dalje od krila čime se povećava efektivni raspon krila kako to prikazuje slika 6.1.1.

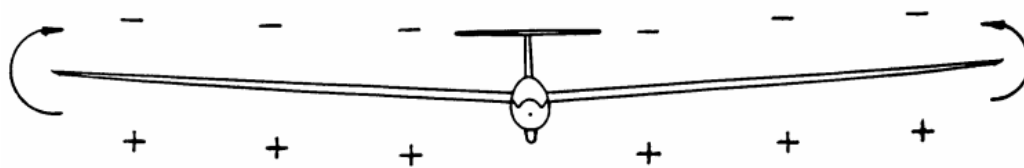


Slika 6.1.1: Hoerner wingtip

Whitcomb je 1976. godine u pokazao da je moguće smanjiti ukupni otpor krila dodavanjem wingleta uz dobro aerodinamičko oblikovanje wingleta. Rezultati njegovih istraživanja i kriza goriva 1970ih potakla je proizvođače zrakoplova da istražuju koristi korištenja wingleta. [13]

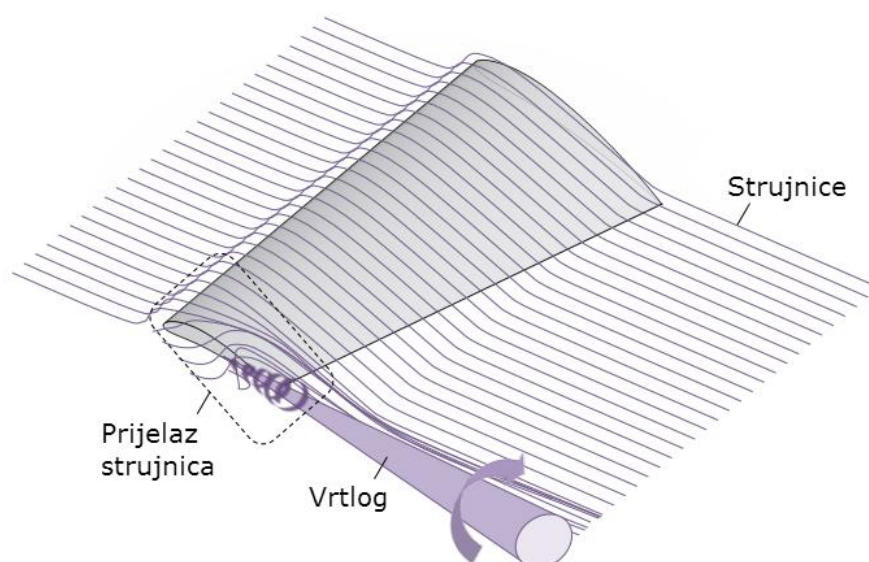
6.2. Karakteristike wingleta

Zbog strujanja zraka i uvjeta da je za stvaranje uzgona potrebna razlika tlaka između gornjake i donjake, na gornjaci je kod ravnotežnog leta tlak niži nego na donjaci. Zbog toga na krajevima krila nastaju vrtlozi uslijed prijelaza zraka na vrhu krila – slika 6.2.1.



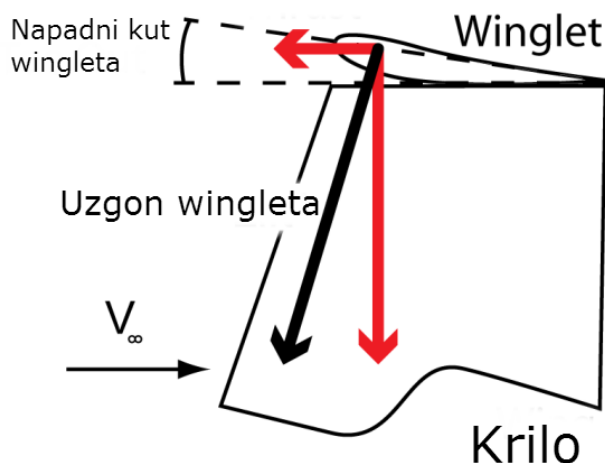
Slika 6.2.1.: Razlika tlaka na gornjem i donjem dijelu krila zbog uzgona

Glavni razlog korištenja wingleta je smanjivanje induciranog otpora koji je posljedica nastajanja tih vrtloga. Kako bi se smanjila tendencija stvaranja vrtloga, na vrh krila se dodaje vertikalno krilce koje sprečava prelazak zraka s donjeg na gornji dio. Slika 6.2.2 prikazuje intenzitet vrtloga ovisno od udaljenosti od vršne tetive.



Slika 6.2.2.: Nastanak vrtloga na rubu krila

Wingleti se najčešće koriste kod putničkih zrakoplova, gdje pridonose smanjenju otpora od 3 – 5%. Do prije 10 godina koristili su se većinom samo za putničke zrakoplove.



Slika 6.2.3: Sile koje nastaju zbog uzgona wingleta

Važno je dodati da iako smanjuju inducirani otpor, *wingleti* ne garantiraju ukupno smanjenje otpora. Stavljanjem wingleta se povećava parazitski otpor koji može biti veći od smanjenja induciranog otpora pa je glavni cilj kod oblikovanja wingleta dobiti čim veće smanjenje induciranog otpora uz najmanje povećavanje parazitskog otpora. Dodavanje wingleta povećava moment savijanja krila i time utječe na povećanje mase krila zbog potrebe za većom čvrstoćom. Wingleti u principu djeluju kao povećanje raspona krila zrakoplova. Kad su dobro dizajnirani, wingleti smanjuju otpor kod penjanja i krstarenja čime se dobiva manja potrošnja goriva, veći dolet i manja potrebna dužina piste za polijetanje.

6.3. Aerodinamičke karakteristike wingleta

Današnji moderni materijali (kompoziti) omogućuju izradu krila i wingleta bez velikih površinskih neravnina i izbočina (zakovice). Zbog boljih karakteristika od turbulentnih aeroprofila i namjere da bazni profil na krilu bude profil s prirodno laminarnim strujanjem, za profil wingleta će se također odabrati profil s laminarnim profilom koji bi trebao ispunjavati sljedeće zahtjeve:

1. mali C_D u uvjetima krstarenja,
2. visoki C_{Lmax} ,
3. postepen i kontinuiran prijelaz mjesta tranzicije u graničnom sloju s povećanjem napadnog kuta.

6.4. Pregled vrsta wingleta koji će se analizirati

Pregled literature nam daje dvije vrste wingleta koje se najčešće koriste kod sporijih zrakoplova. Rutan Long-EZ prikazan na slici 6.4.1 je prvi zrakoplov koji je koristio winglete. [13]



Slika 6.4.1: Rutan Long-EZ

Shovel tip wingleta (tip 1) prikazan je na slici 6.4.2. U principu je to produžetak krila zakrivljen prema gore. Kod ovog tipa wingleta važan je oblik prijelaza sa krila na winglet zbog javljanja interferencije između krila i wingleta



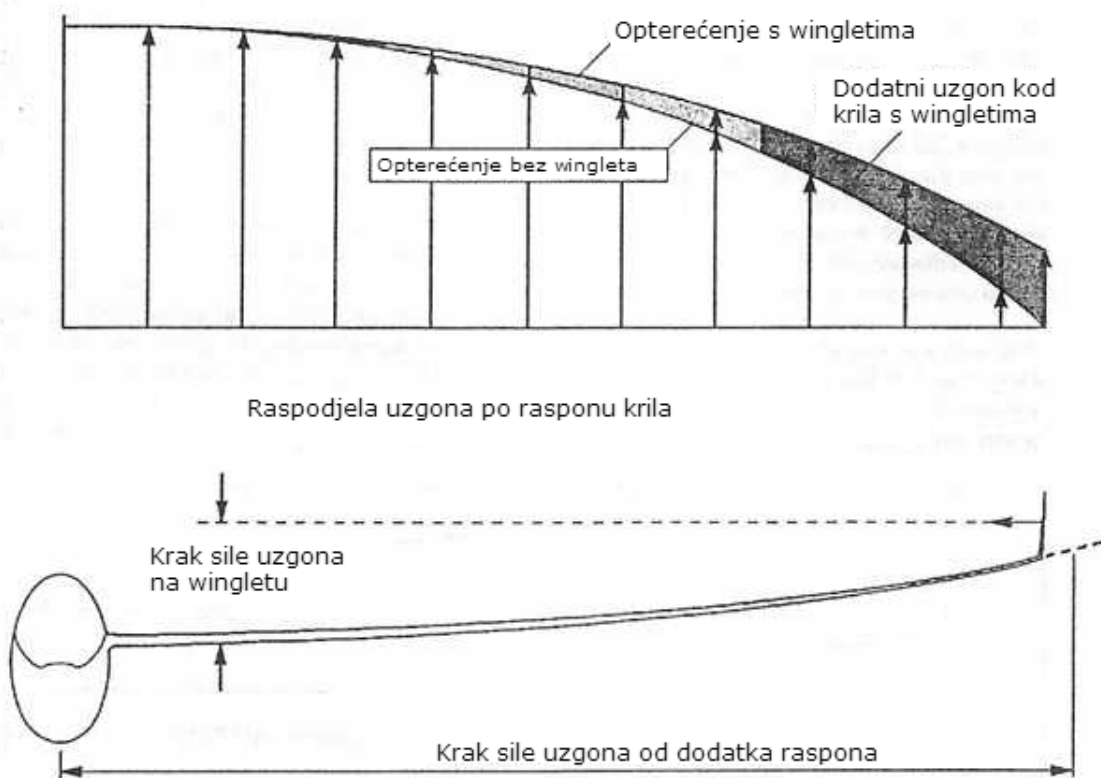
Slika 6.4.2: Shovel tip wingleta (Tip 1)



Slika 6.4.3: Winglet tip 2

Druga vrsta wingleta prikazana na slici 6.4.3 ima normalan završetak krila s wingletom na zadnjoj polovici tetive krila.

U analizi će se razmatrati ove dvije vrste wingleta i na temelju aerodinamičkih i strukturnih karakteristika će se odabrati najpovoljniji tip wingleta uzimajući u obzir omjer smanjenja otpora wingleta i pretpostavljene dodatke mase krila zbog potrebe za većom čvrstoćom krila uslijed drugačije raspodjele uzgona prikazan na slici 6.4.4 koji nastaje zbog wingleta. Procjena dodatne mase krila će se vršiti kroz analizu raspodjele momenata savijanja na krilu.



Slika 6.4.4: Raspodjela uzgona sa i bez wingleta

6.5. Aeroprofil za winglet

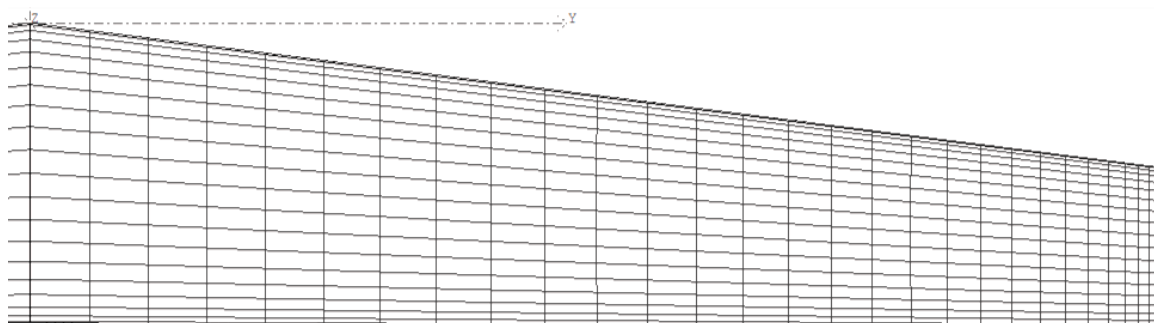
Kao i kod odabira profila za krilo, cilj profila za winglet je ostvarivanje velikog uzgona uz mali otpor. Zato za winglet treba odabrati profil i napadni kut profila za koji će winglet biti u laminarnom području strujanja (i otpora) kao i kod krila. Isto tako kod malih brzina winglet ne bi smio imati slom uzgona prije krila. Zbog male tetive wingleti su u rasponu Reynoldsovih brojeva od 7×10^4 do 10^6 . Kod tako malih vrijednosti postoji problem laminarnih mjehurića odvajanja koji značajno pridonose otporu profila. Zbog malog raspona napadnih kutova wingleta to srećom ne utječe značajno na performanse wingleta. Uobičajeno se bira profil koji je slični baznom. [15] Da se pojednostavi izračun, razmatrat će se krila koja

imaju isti profil duž raspona krila i na wingletu. Kako bi dobili željene karakteristike, kod odabira profila treba obratiti pozornost na uvjete strujanja zraka po wingletu (Re , α):

- Da bi se spriječile nelinearnosti lateralne stabilnosti i kontrolnih karakteristika zrakoplova kod slijetanja s bočnim vjetrom, winglet u vjetar ne smije izgubiti uzgon. – Zahtjeva se da je maksimalni C_L profila na wingletu barem jednak onome profila koji se koristi na krilu [16]
- Da bi se smanjila osjetljivost profilnog otpora wingleta na uvijanje wingleta potrebno je da područje smanjenog otpora zbog laminarnog graničnog sloja profila bude čim šire. Zbog prvog uvjeta je važno da prijelaz u područje laminarnog strujanja bude čim blaži zbog smanjivanja lateralnih nestabilnost, kako je navedeno u prethodnoj točki [16]

7. ANALIZA NOVOG KRILA

Analiza utjecaja geometrije krila će se napraviti za sva tri odabrana profila. Za sve analize krilo je diskretizirano sa 30 elemenata po rasponu polu-krila, i s 20 elemenata po dužini tetive, kako je prikazano na slici 6.5.1. Parametri krila čija promjena se neće uzimati u obzir su prikazani u tablici 6.5.1.



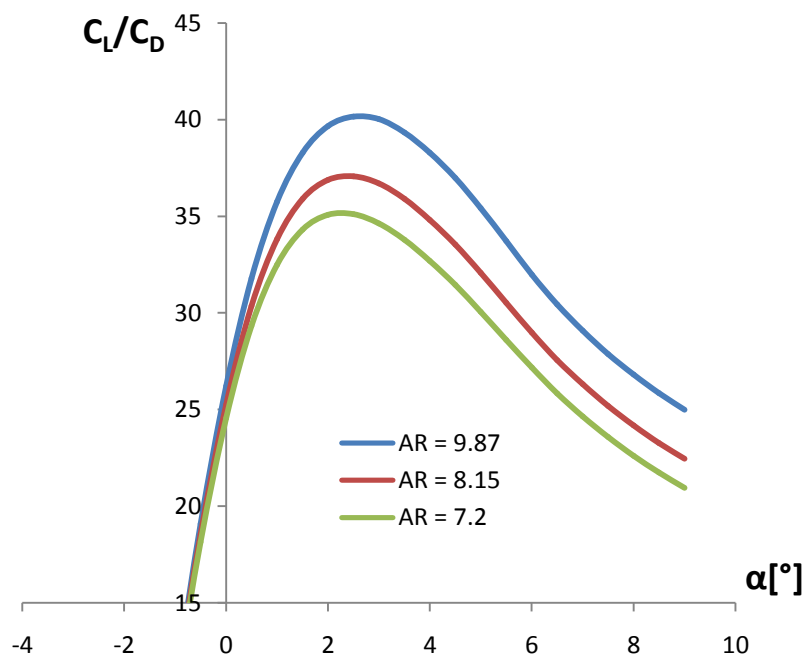
Slika 6.5.1: Prikaz diskretizacije krila

Parametar	Vrijednost
Površina krila (S_w)	12.25 m ²
Dihedral	3°
Strijela napadnog ruba	5°

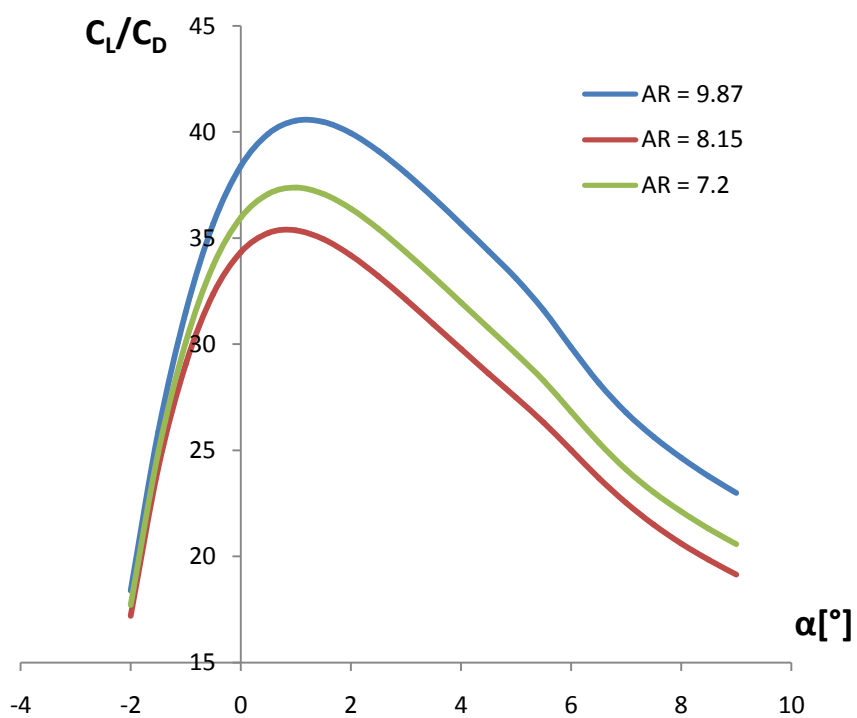
Tablica 6.5.1: Fiksi parametri geometrije krila

7.1. Analiza utjecaja vitkosti krila na aerodinamičke koeficijente

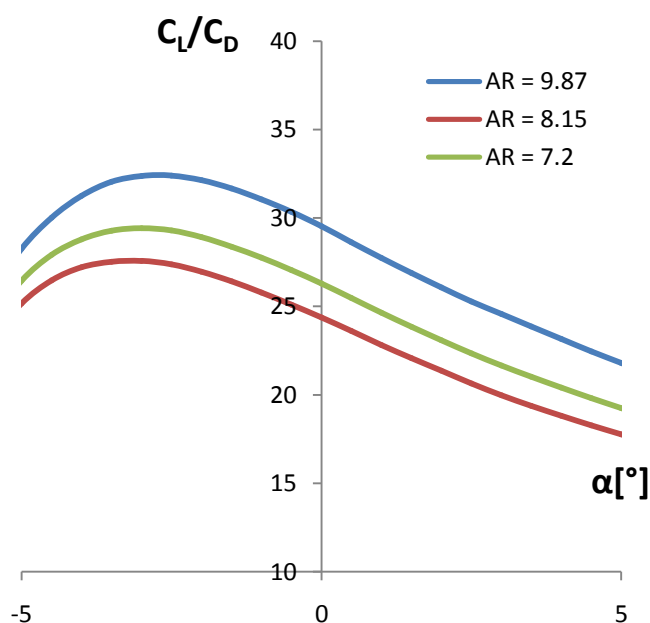
Krila su analizirana za parametre vitkosti krila prikazane u tablici 4.3.1. Prikazan je utjecaj samo na omjer C_L/C_D jer je to glavni parametar po kojem odabiremo geometrijske karakteristike krila. Utjecaj vitkosti na ostale parametre krila je objašnjen u poglavlju 4.3.1. Rezultati analize utjecaja vitkosti krila na omjer C_L/C_D je prikazan od slike 7.1.1 do slike 7.1.3.



Slika 7.1.1: Utjecaj vitkosti krila na omjer C_L/C_D krila u ovisnosti o napadnom kutu, profil NACA 63-215



Slika 7.1.2: Utjecaj vitkosti krila na omjer C_L/C_D krila u ovisnosti o napadnom kutu, profil NACA 64A415

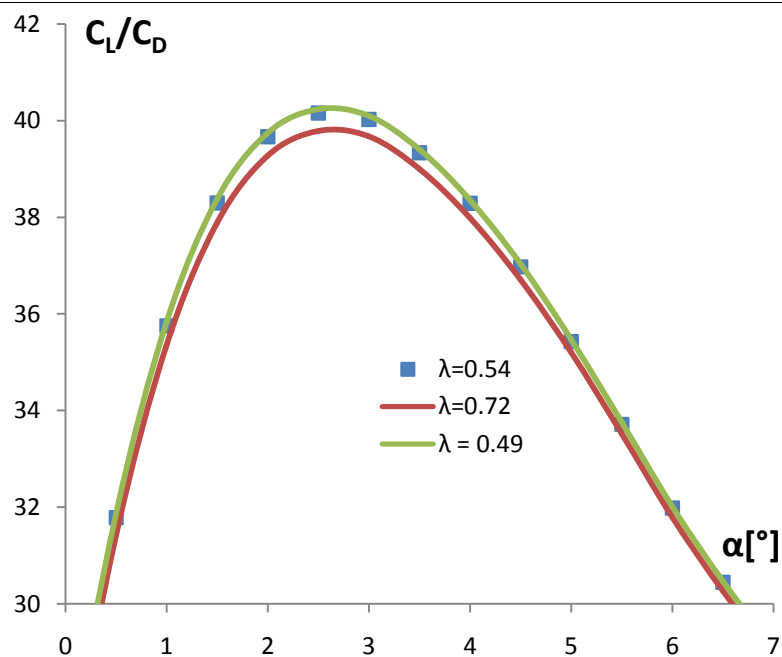


Slika 7.1.3: Utjecaj vitkosti krila na omjer C_L/C_D krila u ovisnosti o napadnom kutu, profil Wortmann FX 63-137

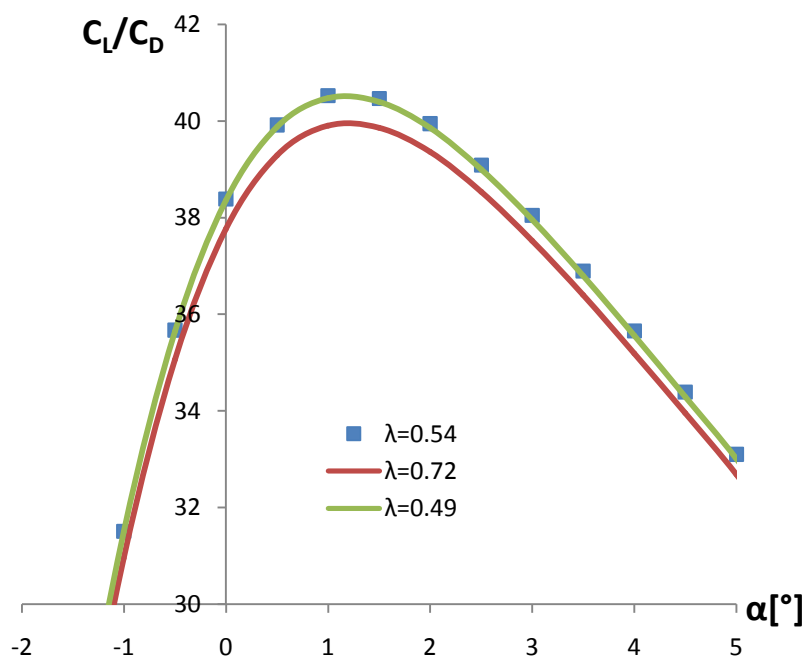
Iz rezultata je vidljivo da najbolji omjer C_L/C_D imaju krila s najvećom vitkošću, što je i očekivano. Na temelju toga je odabrano krilo s parametrom vitkosti $AR = 9.87$.

7.2. Analiza utjecaja suženja krila na aerodinamičke koeficijente

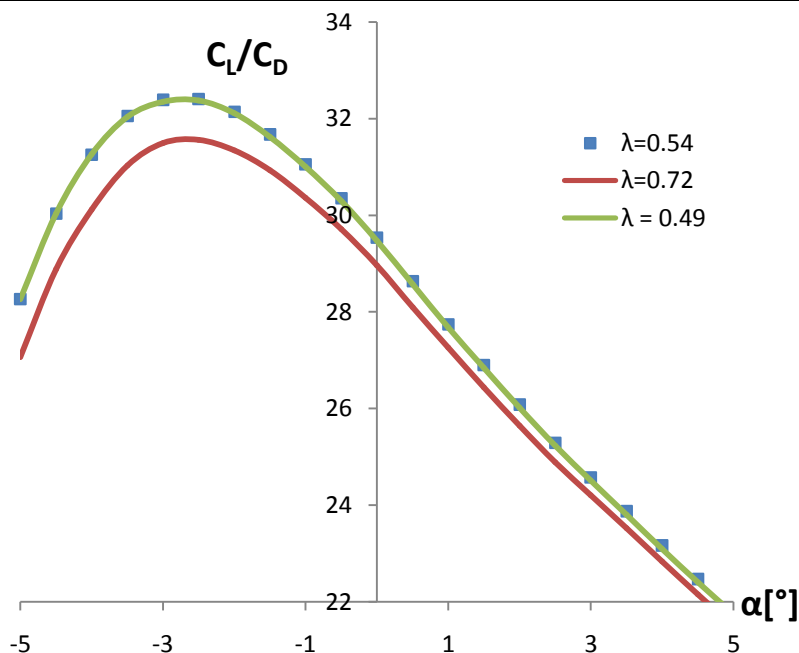
Sljedeća analiza je analiza utjecaja suženja krila. Vrijednosti parametra krila su uzete iz tablice 4.3.2. Kako se ostali aerodinamički koeficijenti krila značajno ne mijenjaju, prikazani su samo grafovi omjera C_L/C_D i na temelju tih rezultata će se odabrati vrijednost suženja krila.



Slika 7.2.1: Utjecaj suženja krila na omjer C_L/C_D u ovisnosti o napadnom kutu, profil NACA 63-215



Slika 7.2.2: Utjecaj suženja krila na omjer C_L/C_D u ovisnosti o napadnom kutu, profil NACA 64A415



Slika 7.2.3: Utjecaj suženja krila na omjer C_L/C_D u ovisnosti o napadnom kutu, profil Wortmann FX 63-137

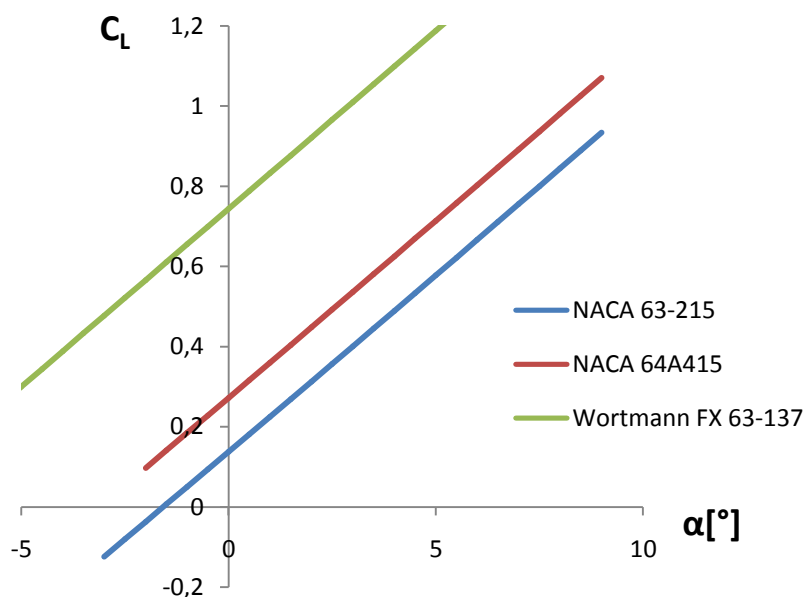
Analiza utjecaja suženja krila je prikazana od slike 7.2.1 do slike 7.2.3. Iz analiza je vidljivo da je razlika u vrijednosti C_L/C_D zanemariva za vrijednost suženja krila od 0.54 i 0.49. Vrijednost suženja od 0.72 ima najmanju vrijednost C_L/C_D od ova tri slučaj i zbog toga se ne uzima dalje u razmatranje. Kako je razlika rezultata za C_L/C_D između ostale dvije vrijednosti zanemariva, odlučeno je da se za suženje odabere vrijednost od 0.54 zbog veće dužine vršne tetive, a time i potencijalno više prostora po rasponu krila za smještaj baterija. Time su definirani svi geometrijski parametri krila i prikazani su u tablici 7.2.1.

Parametar	Vrijednost
Vitkost krila (AR)	9.87
Suženje krila (λ)	0.54
Raspon (b)	11 m
Površina krila (S_w)	12.25 m ²
Dihedral	3°
Strijela napadnog ruba	5°

Tablica 7.2.1: Odabrani parametri krila

7.3. Određivanje napadnog kuta kod krstarenja

Za krilo definirano parametrima iz tablice 7.2.1 napraviti će se detaljna analiza utjecaja profila i na temelju tih rezultata će se odabrati profil za krilo čija je geometrija definirana u prethodnom poglavlju. Kako je u poglavlju 4.4 izračunat potreban $C_L = 0.4$, prema podacima na slici 7.3.1 potrebno je za taj C_L odrediti napadne kutove kod krstarenja za krila s 3 različita profila.

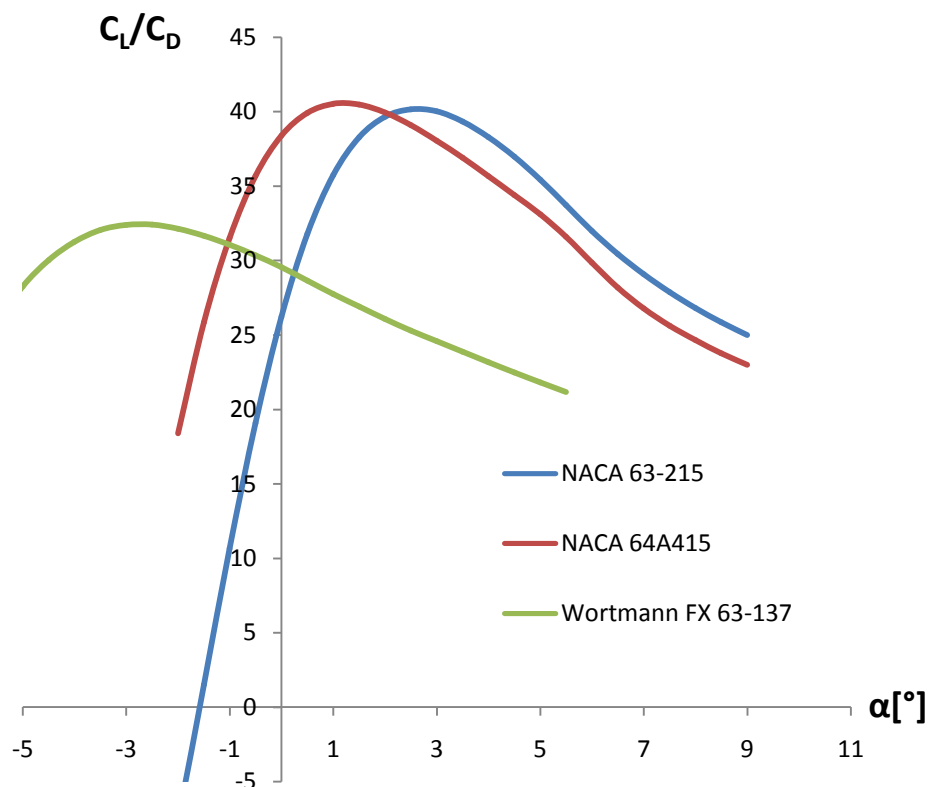


Slika 7.3.1: Usporedba koeficijenata uzgona krila

Iz rezultata je vidljivo da krilu s profilom Wortmann FX 63-137 napadni kut kod krstarenja iznosi -4° , što je očekivano, s obzirom na zakrivljenost srednje linije profila. U tablici 7.3.1 su prikazani pripadajući napadni kutovi kod krstarenja. Za te napadne kutove će se uspoređivati kriteriji definirani u tablici 4.4.1.

Profil na krilu	α_{cr}
NACA 63-215	3°
NACA 64A415	1.5°
Wortmann FX 63-137	-4°

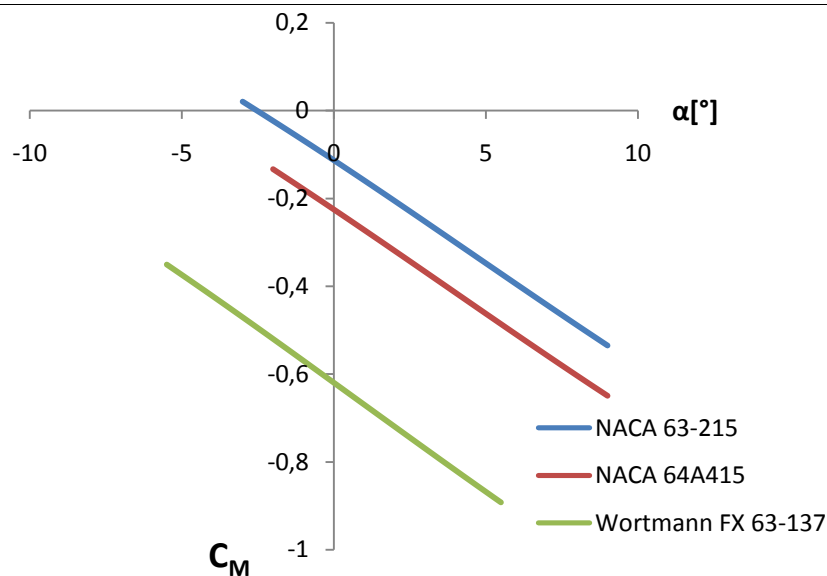
Tablica 7.3.1: Napadni kutovi kod krstarenja

Slika 7.3.2: Omjer C_L/C_D za krilo

Po grafu na slici 7.3.2 krilo s profilom Wortmann FX 63-137 ima značajno manji maksimalni omjer C_L/C_D od ostalih profila. Rezultati su rangirani i prikazani u tablici 7.3.2.

Rang	Profil na krilu	α_{cr}	$C_L/C_D(\alpha_{cr})$	$C_L/C_D(\alpha_{cr})_i / C_L/C_D(\alpha_{cr})_1$
1.	NACA 64A415	1.5°	41.2	1
2.	NACA 63-215	3°	40.9	0.992
3.	Wortmann FX 63-137	-4°	32.1	0.779

Tablica 7.3.2: Rangiranje krila po prvom prioritetu



Slika 7.3.3: Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja krila o napadnom kutu

Na slici 7.3.3 su prikazani dobiveni rezultati koeficijenta momenta propinjanja krila. Rezultati za napadni kut krstarenja su prikazani u tablici 7.3.3

Rang	Profil na krilu	α_{cr}	$C_M(\alpha_{cr})$	$C_M(\alpha_{cr})_i / C_M(\alpha_{cr})_1$
1.	NACA 63-215	3°	-0.253	1
2.	NACA 64A415	1.5°	-0.295	1.166
3.	Wortmann FX 63-137	-4°	-0.422	1.668

Tablica 7.3.3: Rangiranje krila po trećem prioritetu

Na temelju rezultata prikazanih u tablicama 7.3.2, 5.2.1 i 7.3.3 za krilo je odabran profil NACA 63-215. Po rezultatima za omjer C_L/C_D i unutarnju površinu profila, NACA profili se nisu značajnije razlikovali. Kako NACA 63-215 profil ima najmanju apsolutnu vrijednost koeficijenta momenta propinjanja krila, odabran je kao profil za krilo.

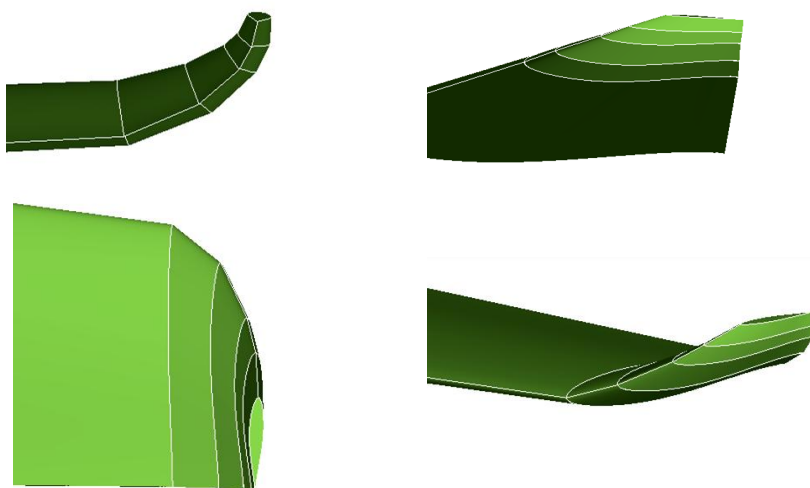
7.4. Analiza utjecaja *wingleta*

Kod analize utjecaja *wingleta* analizirana su dva tipa *wingleta*:

- *Shovel* tip (tip 1)
- *Chord* tip winglet (tip 2)

Da se pojednostavi analiza, za *winglete* je korišten isti profil kao i na krilu. Kako u programu XFLR5 nije moguće definiranje zakrivljenih *wingleta* zbog ograničenja metode, *wingleti* su aproksimirani rasporedom, nagibom i veličinom tetiva koje su zadane po rasponu krila. Geometrija krila s *wingletima* je definirana tako da površina krila bude jednaka odabranom krilu bez *wingleta*. Zbog tih prilagodbi su se neznatno promijenili kut strijele krila i raspon krila.

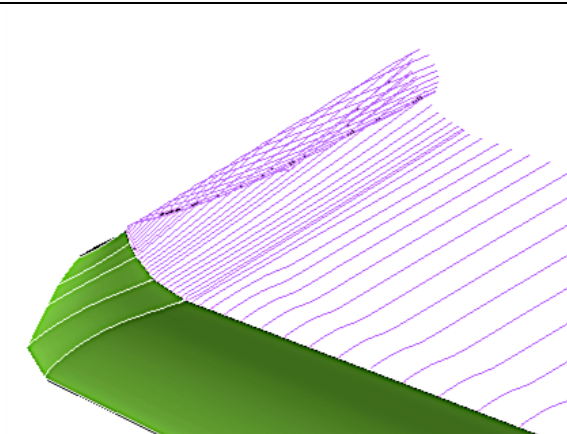
Winglet tipa 1 je *shovel* tip *wingleta*. Geometrija *wingleta* je prikazana na slici 7.4.1. Parametri *wingleta* prikazani su u tablici 7.4.1.



Slika 7.4.1: Geometrija *wingleta* tipa 1

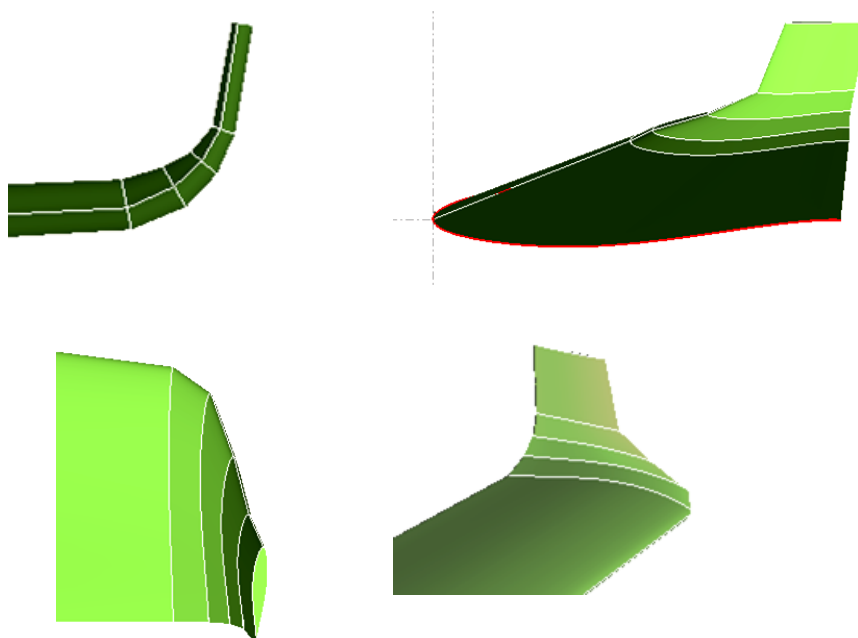
y [m]	c [m]	Offset [m]	Dihedral [°]	Twist [°]
0	1.45	0	3	0
5.35	0.78	0.7	20	0
5.5	0.67	0.81	40	-1
5.6	0.51	0.97	60	-1.5
5.65	0.414	1.07	80	-2
5.7	0.285	1.2		-2

Tablica 7.4.1: Parametri *wingleta* tipa 1



Slika 7.4.2: Izlazne strujnice krila s wingletom tipa 1

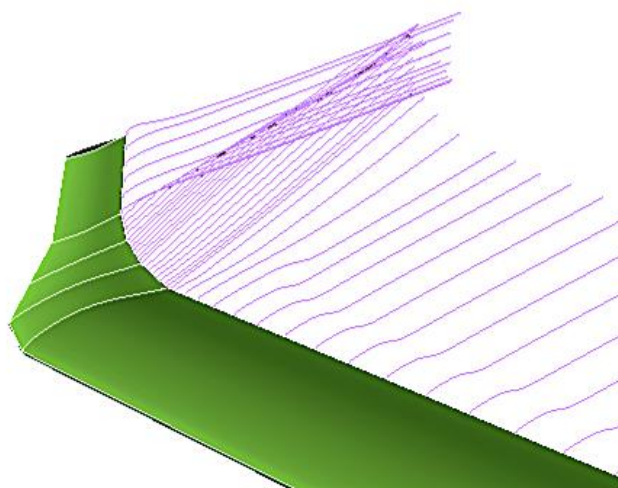
Winglet tipa 2 je prikazana na slici 7.4.3 Parametri *wingleta* prikazani su u tablici 7.4.2.



Slika 7.4.3: Geometrija wingleta tipa 2

y [m]	c [m]	Offset [m]	Dihedral [°]	Twist [°]
0	1.45	0	3	0
5.35	0.78	0.7	20	0
5.47	0.7	0.78	40	-1
5.56	0.51	0.975	60	-2
5.65	0.35	1.15	80	-3
5.9	0.3	1.25		-4

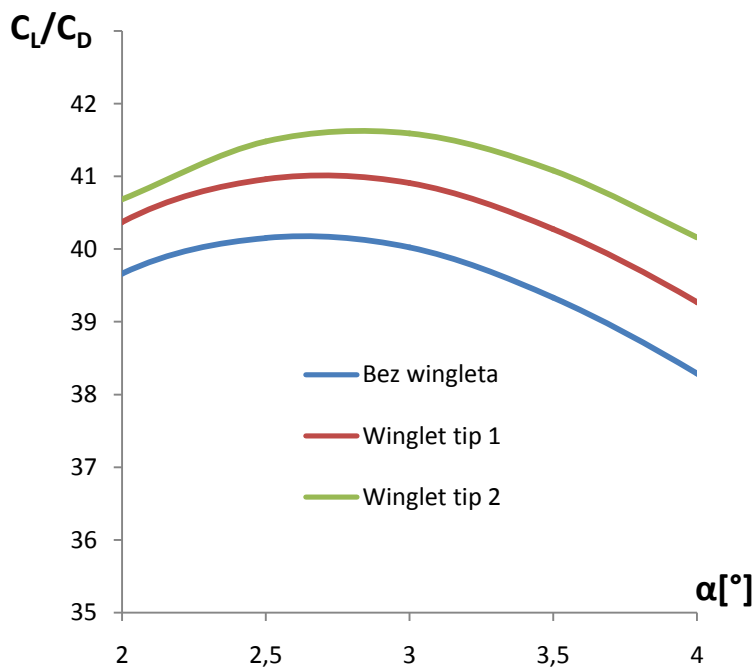
Tablica 7.4.2: Parametri wingleta tipa 2

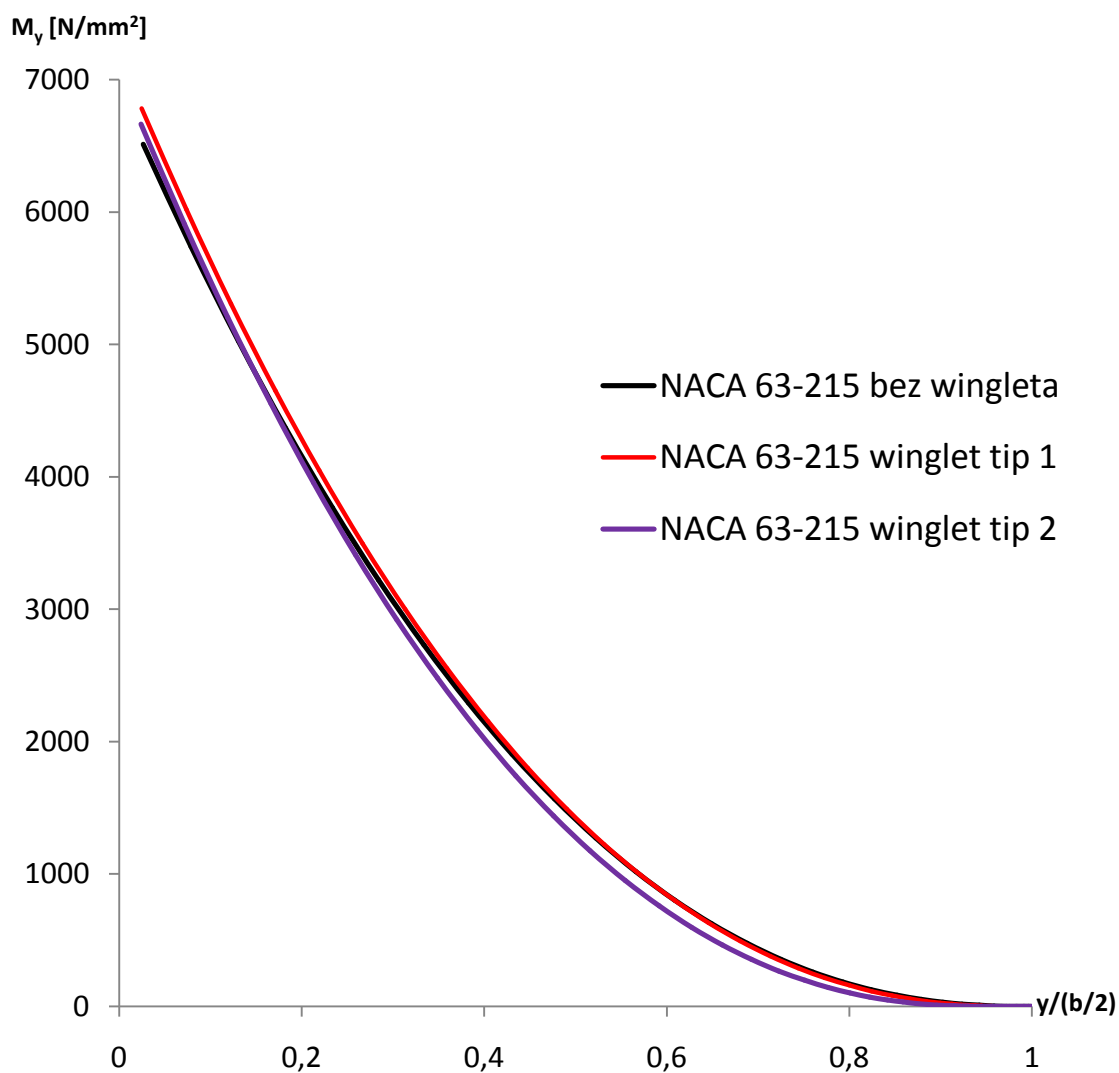


Slika 7.4.4: Izlazne strujnice krila s wingletom tipa 2

7.4.1. Utjecaj wingleta na aerodinamičke karakteristike krila

Graf na slici 7.4.5 prikazuje utjecaj wingleta na omjer C_L/C_D krila ovisno o napadnom kutu. Vidljivo je da se po ovim karakteristikama ističe krilo s wingletima tipa 2. To se može tumačiti boljem oblikom wingleta tipa 2 što se tiče smanjenja utjecaja induciranog otpora, tj. manjeg intenziteta vrtloga na kraju krila. Analiza je pokazala da se ostali važni aerodinamički koeficijenti nisu značajno promijenili s dodatkom wingleta, pa se ne uzimaju u obzir.

Slika 7.4.5: Ovisnost omjera C_L/C_D krila s profilom NACA 63-215 o tipu wingleta

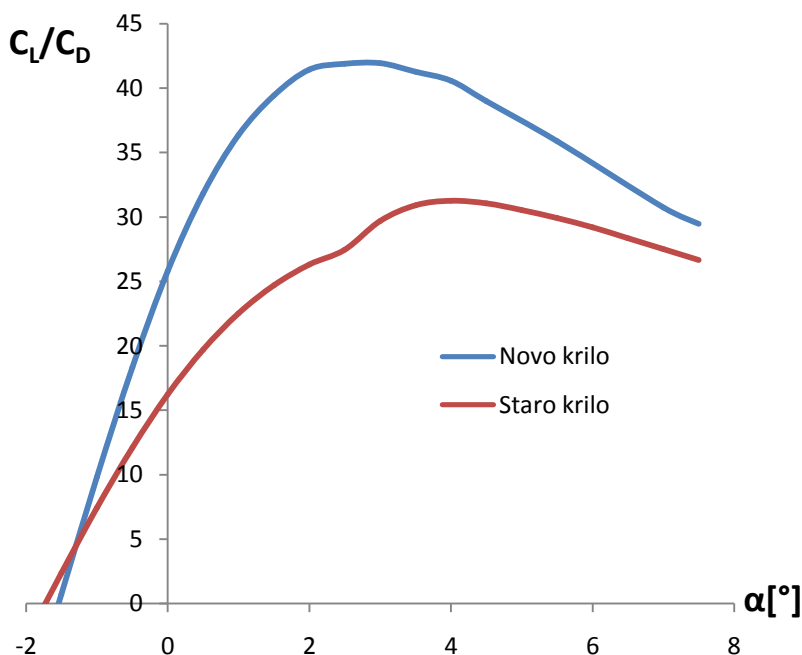


Slika 7.4.6: Raspodjela momenta savijanja po rasponu krila za dvije vrste krila

Iz grafa na slici 7.4.6 vidljivo je da wingleti ne pridonose značajnoj promjeni momenta savijanja po rasponu profila. Pri korijenu krila winglet tipa 2 daje veći moment u odnosu na krilo bez wingleta, ali se po rasponu krila taj moment smanjuje i za vrijednost $y/(b/2) = 0.15$ moment krila bez wingleta se smanjuje i ostaje manji u odnosu na krilo bez wingleta. Na temelju tih i rezultata za maksimalni omjer CL/CD odabran je winglet tipa 2.

7.5. Usporedba aerodinamičkih koeficijenata s postojećim krilom i prikaz novog krila

Nakon odabira svih parametara krila, slijedi prikaz aerodinamičkih koeficijenata novog krila i usporedba s starim krilom. Na slici 7.5.1 je prikazana usporedba omjera C_L/C_D za staro i novo krilo u ovisnosti u napadnom kutu. Krila su uspoređivana za brzinu krstarenja od 46.3 m/s. Vidljivo je značajno poboljšanje omjera C_L/C_D za novo krilo.

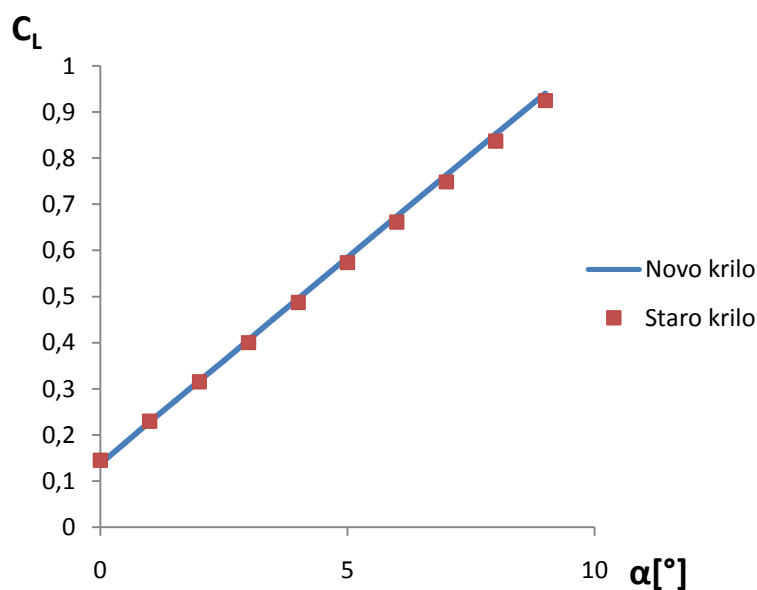


Slika 7.5.1: Usporedba omjera C_L/C_D u ovisnosti u napadnom kutu starog i novog krila

i	Krilo	α_{cr}	$C_L/C_D(\alpha_{cr})$	$C_L/C_D(\alpha_{cr})_i / C_L/C_D(\alpha_{cr})_1$
1	Staro krilo	4°	31.2	1
2	Novo krilo	3°	40.9	1.31

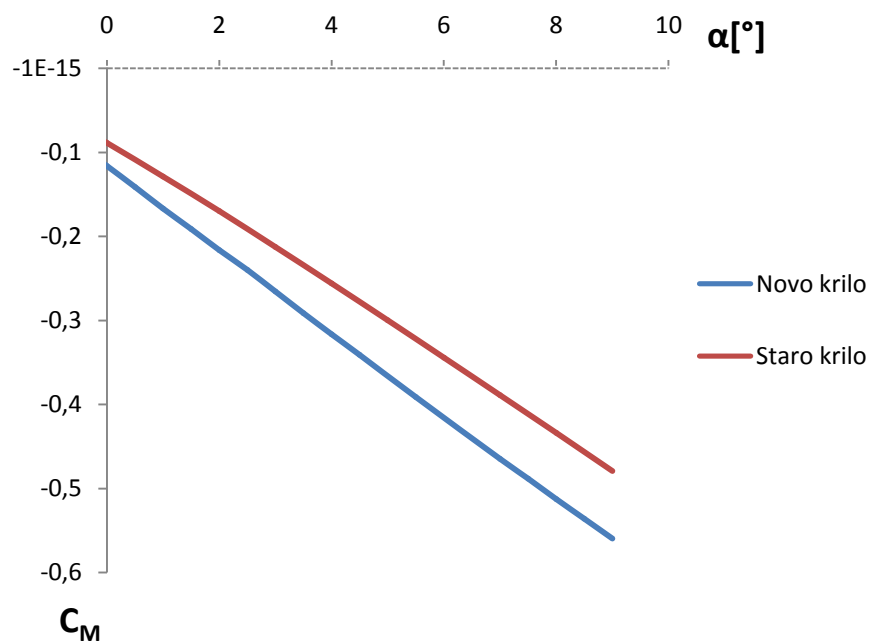
Tablica 7.5.1: Usporedba maksimalnog omjera C_L/C_D starog i novog krila

Iz rezultata prikazanih u tablici 7.5.1 vidljivo je da je za novo krilo po kriteriju omjera C_L/C_D bolje za 31 %, što je značajno poboljšanje efikasnosti krila. Graf na slici 7.5.2 prikazuje usporedbu ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu. Iz grafa je vidljivo da se rezultati da su rezultati približno jednaki.



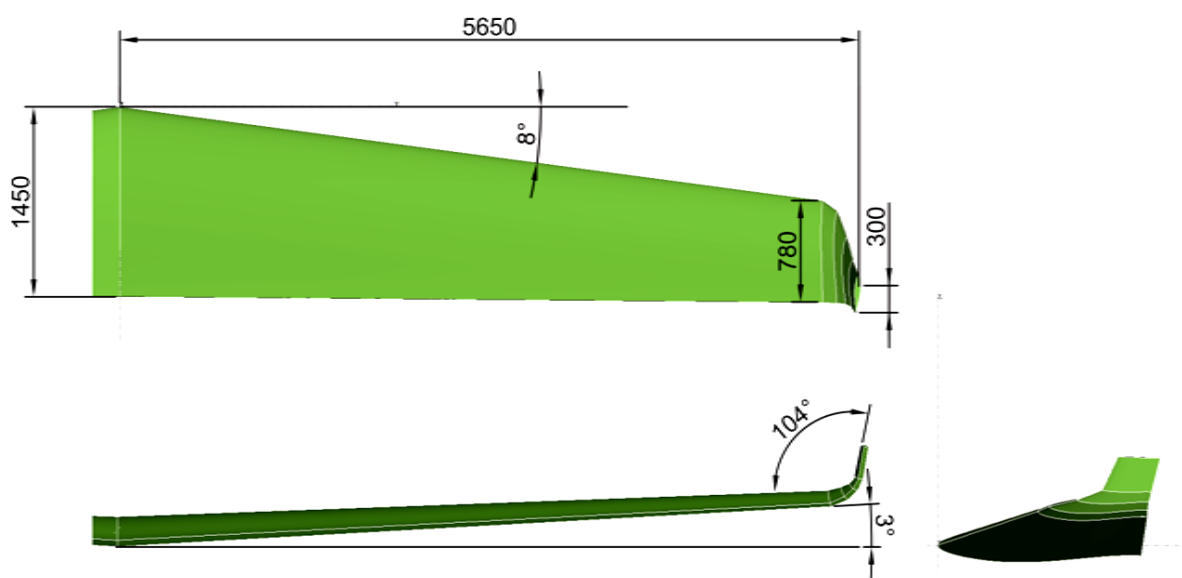
Slika 7.5.2: Usporedba ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu novog i starog krila

Graf na slici 7.5.3 prikazuje usporedbu koeficijenta momenta propinjanja krila za novo i staro krilo. Iako novo krilo ima veću vrijednosti momenta propinjanja od starog krila, važno je primijetiti kako novo krilo ima manji napadni kut kod krstarenja, pa su vrijednosti koeficijenta momenta u krstarenju približno isti za staro i novo krilo.



Slika 7.5.3: Usporedba ovisnosti koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu novog i starog krila

Nacrt odabranog krila je prikazan na slici 7.5.4. Prikazana je polovica krila.



Slika 7.5.4: Nacrt odabranog krila

Raspon krila (b)	11.3 m
Kut dihedrala	3°
Kut strijele (Λ)	8°
Površina krila (S)	12.25 m ²
Duljina korijenske tetive (t_r)	1.45 m
Duljina vršne tetive (t_t)	0.78 m
Aeroprofil	NACA 63-215
Opterećenje krila	72.9 kg/m ²

Tablica 7.5.2: Karakteristike novog krila

8. ZAKLJUČAK

Glavna motivacija za izradu ovog rada je bila izrada aerodinamički efikasnijeg krila koji će omogućiti duže vrijeme leta električnog zrakoplova i smještaj baterija u njih. Da se pojednostavi analiza analiziralo se samo krilo, bez uzimanja u obzir utjecaj trupa, stajnog trapa i repnih površina. Strukturni parametri (osim raspodjele momenta savijanja) se nisu uzimali u obzir. Cilj je bio dobiti krila koja imaju barem 15% bolji omjer CL/CD u odnosu na stara krila. Profili su analizirani modificiranom panelnom metodom koja uzima u utjecaj viskoznosti i poziciju prelaska graničnog sloja iz laminarnog u turbulentni, što je posebno važno jer smo analizirali laminarne profile. Krila su analizirana metodom vrtložne rešetke s potkovičastim vrtlozima koja je dovoljno točna za režim horizontalnog leta za koji se definiralo novo krilo. Metode analize krila i profila su verificirane usporedbom s eksperimentalnim rezultatima. Kako bi se rezultati analize novog i starog krila mogli uspoređivati, površina se kod novog krila nije promijenila. Zato su kod geometrije krila varirani dva parametra; vitkost i suženje krila. Definirani su kriteriji po kojima su se vrednovali rezultati. U ovisnosti o tim parametrima je izabrana geometrija krila s najboljim svojstvima. Nakon odabira geometrije krila analizirao se utjecaj odabir profila krila na aerodinamičke karakteristike krila i temeljem te analize je odabran aeroprofil za krilo. Na kraju se analizirao utjecaj wingleta i odabrana je varijanta krila s wingletom tipa 2. Usporedba je pokazala da što je novo krilo bolje za 30 % u odnosu na postojeće.

Daljnje aerodinamičke analize koje bi se radile prije odluke o obliku krila su analiza metodom konačnih volumena, koja iako ne može točno predvidjeti otpor, može pokazati trend smanjenja otpora ovisno o obliku. Nakon toga bi trebalo uzeti u obzir trup i napraviti efikasan prijelaz na dijelu gdje se trup spaja s krilom. Pošto su wingleti jednostavno napravljeni i njihov oblik bi se dao optimizirati. Uz to je svakako potrebno napraviti analizu stabilnosti zrakoplova i ako je potrebno podesiti položaj težišta ili neutralne točke.

LITERATURA

- [1] ENSTROJ Electric motor manufacturer. <http://www.enstroj.si/Electric-products/emrax-228-motorsgen.html>, lipanj 2015.
- [2] Pillot, C.: The worldwide battery market 2011-2025. (2012)
- [3] Hepperle, M.: Electric Flight – Potential and Limitations. (2013)
- [4] Drela, M.: Xfoil subsonic airfoil development system. <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>, lipanj 2015.
- [5] Deperrois, A.: About XFLR5 calculations and experimental measurements. (2009)
- [6] XFLR5, Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers. (2009)
- [7] Katz, Plotkin: Low-Speed Aerodynamics. (1991)
- [8] Vrdoljak, M., Janković, S.: Aerodinamika 1.
- [9] Ira H. Abbot, A.: Theory of Wing Section Including a Summary of Airfoil Data. (1958)
- [10] Robin ATL POH.
- [11] Vrdoljak, M., Janković, S.: Performanse zrakoplova.
- [12] W.G. Molyneux, E. W.: The Aerodynamic Effects of Aspect Ratio on Flutter of Unswept Wings. (1955)
- [13] Lasauskas, E.: Influence of transition location on airfoil drag. (2005)
- [14] Chambers, J.: Concept to Reality, Contributions of the NASA Langley Research Center to U.S. Civil Aircraft of the 1990s. (2003)
- [15] Maughmer, M.: The design of winglets for high-performance sailplanes. (2003)
- [16] Dam, C. P.: Natural Laminar Flow Airfoil Design Considerations for Winglets on Low-Speed Airplanes. (1984)

PRILOZI

I. CD-R disc