

# Analiza aerodinamičkih karakteristika aeroprofila i krila u programu flow5

---

**Bilić, Bruno**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2024**

*Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj:* **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

*Permanent link / Trajna poveznica:* <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:752726>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-12-26**



*Repository / Repozitorij:*

[Faculty of Transport and Traffic Sciences -  
Institutional Repository](#)



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**ANALIZA AERODINAMIČKIH  
KARAKTERISTIKA AEROPROFILA I KRILA U  
PROGRAMU FLOW5**

**ZAVRŠNI RAD**

Zagreb, 2024.

**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**ANALIZA AERODINAMIČKIH  
KARAKTERISTIKA AEROPROFILA I KRILA U  
PROGRAMU FLOW5**

**ANALYSIS OF AERODYNAMIC  
CHARACTERISTICS OF AIRFOILS AND WINGS  
IN THE FLOW5 PROGRAM**

**ZAVRŠNI RAD**

Mentorica: izv. prof. dr. sc. Karolina  
Krajček Nikolić

Student: Bruno Bilić  
JMBAG: 0195037989

Zagreb, rujan 2024.

Zagreb, 3. travnja 2024.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**  
Predmet: **Teorija leta I**

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 7615

Pristupnik: **Bruno Bilić (0195037989)**  
Studij: **Aeronautika**  
Smjer: **Kontrola leta**

Zadatak: **Analiza aerodinamičkih karakteristika aeroprofila i krila u programu flow5**

### Opis zadatka:

U radu je potrebno odabrati aeroprofile i krila različitih karakteristika za koje je potom potrebno napraviti analizu aerodinamičkih karakteristika pomoću programa flow5. Objasniti značenje proračunatih karakteristika i utjecaj na stabilnost, upravljivost i performanse zrakoplova. Komentirati rezultate i izvesti zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

izv. prof. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

# SAŽETAK

Završni rad analizira različite oblike krila i aeroprofila te promatra njihov utjecaj na aerodinamičke karakteristike korištenjem programa flow5. Objašnjene su osnovne geometrijske karakteristike aeroprofila i krila koje utječu na aerodinamičke performanse. Detaljno je opisan rad programa flow5. Provodi se usporedba rezultata analize aeroprofila s dostupnim eksperimentalnim mjerenjima u cilju provjere točnosti izračuna. Promatra se utjecaj geometrijskih značajki odabranih aeroprofila na aerodinamičke karakteristike. Pažljivo je ispitana aerodinamička učinkovitost različitih oblika krila. Analiziran je utjecaj odabira aeroprofila na aerodinamičke karakteristike krila u letu, uz naglasak na utjecaj položaja težišta na stabilnost i upravljivost u letu. Rezultati analize su grafički prikazani i pojašnjeni, te su na kraju rada iznesena završna razmatranja.

Ključne riječi: aerofil; krilo; aerodinamičke karakteristike; analiza

# SUMMARY

The thesis analyzes various wing and airfoil shapes and examines their impact on aerodynamic characteristics using the flow5 program. The basic geometric features of airfoils and wings that influence aerodynamic performance are explained. The operation of the flow5 program is described in detail. A comparison between airfoil analysis results and available experimental measurements is conducted to verify the accuracy of the calculations. The influence of selected airfoils geometric characteristics on aerodynamic performance is considered. Additionally, the aerodynamic efficiency of different wing shapes is carefully examined. The influence of airfoil selection on the aerodynamic characteristics of wing in flight was analyzed, with an emphasis on the influence of the center of gravity position on stability and controllability in flight. The results of the analysis are graphically presented and explained, and final considerations are presented at the end of the paper.

Key words: airfoil; wing; aerodynamic characteristics; analysis

# SADRŽAJ

1. Uvod .....	1
2. Aeroprofil .....	2
2.1 Povijesni razvoj aeroprofila .....	2
2.2 Osnovne značajke aeroprofila .....	3
2.3 NACA aeroprofil .....	4
2.3.1 Četveroznamenkasti NACA aeroprofil .....	4
2.3.2 Peteroznamenkasti NACA aeroprofil .....	6
2.3.3 Šesteroznamenkasti NACA aeroprofil .....	7
3. Krila .....	8
4. Flow5 program .....	13
4.1 Xflr5 program za aerodinamičku analizu aeroprofila .....	13
4.2 Aerodinamička analiza krila pomoću flow5 .....	14
5. Analiza aeroprofila .....	16
5.1 NACA 2412 .....	18
5.2 NACA 4412 .....	20
5.3 NACA 4421 .....	21
5.4 NACA 23012 .....	22
5.5 NACA 63 <sub>1</sub> -412 .....	24
5.6 NLF(1)-0215F .....	27
6. Analiza krila .....	37
7. Zaključak .....	52
Popis literature .....	53
Popis slika .....	54
Popis grafikona .....	56

## 1. Uvod

Istraživanje različitih oblika krila i aeroprofila počinje prije prvog uspješnog leta braće Wright. Početna istraživanja oslanjaju se na eksperimentalna mjerenja. Razvojem tehnologije, razvijene su i nove metode analize poput računalnih simulacija koje omogućuju istraživanje aerodinamičkih karakteristika raznih oblika aeroprofila i krila. Računalni program flow5 omogućuje dizajn novih eksperimentalnih oblika aeroprofila i krila te njihovog prvobitnog ispitivanja. Korištenjem programa flow5 za prvobitnu analizu aeroprofila i krila izbjegava se potreba skupih eksperimentalnih mjerenja.

U ovom završnom radu provodi se analiza različitih oblika aeroprofila i krila te se promatra njihov utjecaj na aerodinamičke karakteristike. Provodi se usporedba izračuna računalnog programa s dostupnim eksperimentalnim mjerenjima. Nakon usporedbe s eksperimentalnim mjerenjima, aeroprofili se međusobno uspoređuju. Analizirani su različiti oblici krila te se promatra njihov utjecaj na aerodinamičke karakteristike zrakoplova. Rad je strukturiran u sedam poglavlja:

U prvom poglavlju definira se cilj rada te je opisana njegova struktura.

U drugom poglavlju analiziran je povijesni razvoj aeroprofila, osnovne značajke aeroprofila i sistematski razvoj NACA aeroprofila.

Treće poglavlje opisuje osnovne značajke krila te objašnjava njihov utjecaj na aerodinamičke karakteristike.

Četvrto poglavlje pojašnjava princip rada programa xflr5 koji će se koristiti za analizu aeroprofila i programa flow5 koji će se koristiti za analizu krila.

Peto poglavlje obrađuje usporedbu rezultata analize aeroprofila s eksperimentalnim mjerenjima. Nakon potvrde točnosti analize, odabrani aeroprofili se međusobno uspoređuju s obzirom na njihove geometrijske karakteristike.

U šestom poglavlju analizira se utjecaj različitih oblika krila na aerodinamičke karakteristike. Rezultati su grafički prikazani, te se ukazuje na prednosti i nedostatke različitih oblika krila. Promatra se utjecaj analiziranih aeroprofila na performanse krila u letu, te utjecaj lokacije težišta zrakoplova na stabilnost i upravljivost.

U sedmom poglavlju donesena su zaključna razmatranja rada.

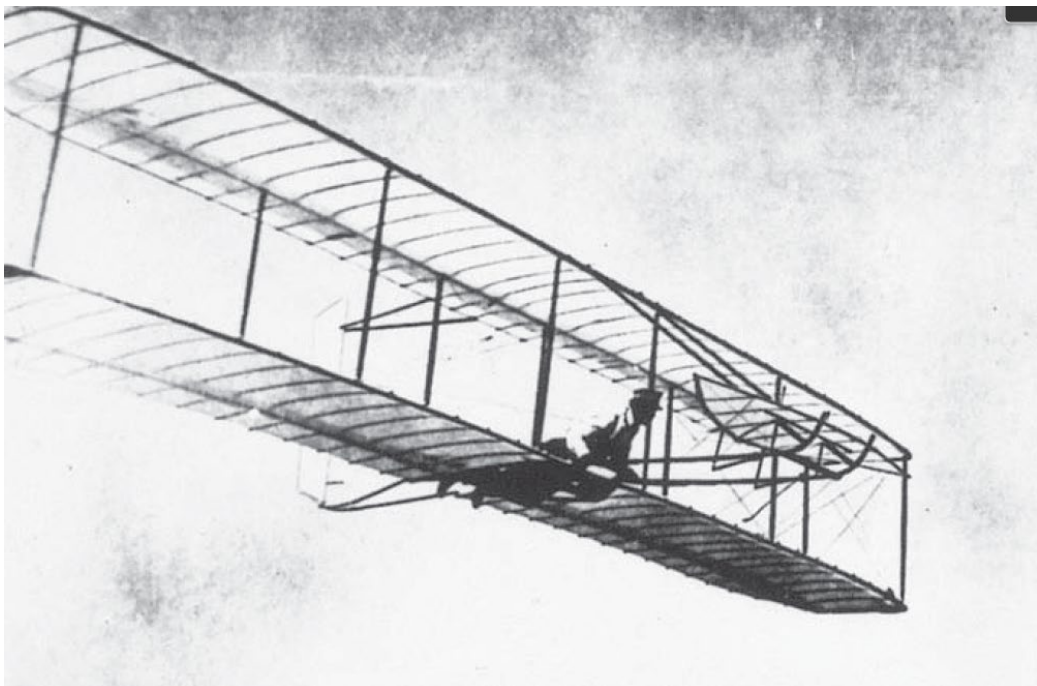
## 2. Aeroprofil

Prvim uspješnim letom zrakoplova braće Wright na početku dvadesetog stoljeća, važnost aerodinamike znatno raste [1]. Raste i interes za razumijevanje aerodinamičkog djelovanja površina koje generiraju uzgon, odnosno fiksnih krila kod zrakoplova.

### 2.1 Povijesni razvoj aeroprofila

Horatio F. Phillips je razvio prve patentirane aeroprofile 1884. godine. Phillips, porijeklom iz Velike Britanije, izveo je prve ozbiljne eksperimente u aerotunelu na aeroprofilima [1].

U ljetu 1901. godine, braća Wright rade na njihovom drugom dizajnu jedrilice. Njihov prvi dizajn nije poletio prethodne godine, usprkos korištenju najboljih aerodinamičkih podataka od pionira poput Otta Lilienthala i Samuela Langleya, njihova nova jedrilica je također nije poletjela. Odlučili su se osloniti na vlastite eksperimente umjesto na postojeće podatke [2]. Izgradili su zračni tunel i testirali preko 200 oblika krila i aerodinamičkih profila, otkrivajući značajne nedostatke u trenutnim teorijama aerodinamike. Dizajn treće jedrilice je bio uspješan, te su s ovom jedrilicom došli do tisuću polijetanja u 1902. godini [2]. Treća jedrilica braće Wright prikazana je na slici 1.



*Slika 1. Treća jedrilica braće Wright  
Izvor: [2]*

1903. godine, dizajnirali su i izgradili vlastiti motor i propeler, te su s motorom prvi put poletjeli 17. prosinca 1903. godine [2]. Ovaj uspjeh označio je prekretnicu te su se usredotočili na motorni let, čime su postigli povijesnu prekretnicu u zrakoplovstvu.



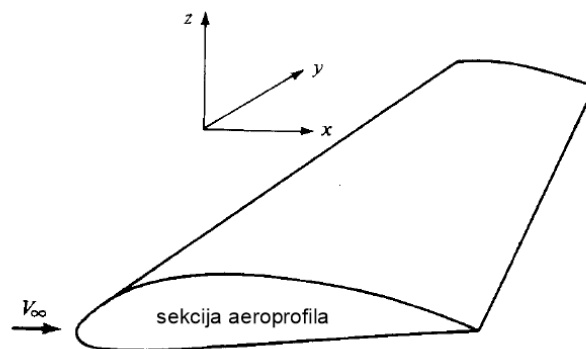
U razdoblju od 1912. do 1918. godine, Ludwig Prandtl i njegovi suradnici rade analizu zrakoplovnih krila, te dijele razmatranje krila na dva dijela. Prvi dio proučava presjek krila, odnosno aeroprofil. Drugi dio uzima u obzir potpuno krilo. Pristup podjele analize na aeroprofil i krilo se nastavlja koristiti u daljnjim istraživanjima.

Tridesetih godina prošlog stoljeća, NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) provodi niz ključnih eksperimenata s različitim oblicima aeroprofila, od kojih se mnogi koriste i u današnje vrijeme. Uspostavljena je nomenklatura NACA aeroprofila koja je poznata na svjetskoj razini.

Moderna istraživanja aeroprofila nastavljaju uključivati napredne računalne tehnike, omogućujući detaljnu analizu i optimizaciju oblika aeroprofila i njihovih karakteristika u različitim uvjetima. Kontinuirana je potraga za poboljšanim omjerom uzgona i otpora, što je cilj i u suvremenom istraživanju.

## 2.2 Osnovne značajke aeroprofila

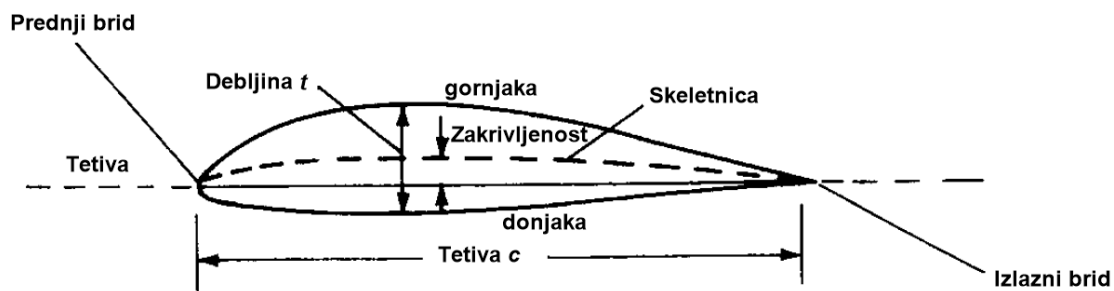
Krilo zrakoplova je posebno oblikovano aerotijelo. Ovisno o brzini i osobinama zraka, krila se razlikuju po obliku i presjeku. Na slici 1 prikazan je presjek krila. Raspon krila se proteže u smjeru osi  $y$ . Brzina slobodne struje je paralelna ravnini  $xz$ . Oblik koji nastaje u presjeku krila i ravnine koja je paralelna s vertikalnom ravninom simetrije zrakoplova naziva se aeroprofilom [3]. Aerodinamička sila kojom fluid djeluje na krilo ovisi o geometriji aeroprofila, njegovog položaja u prostoru i veličinama stanja fluida.



Slika 2. Sekcija aeroprofila na krilu  
Izvor: [1]

Aerodinamička testiranja pokušavaju definirati aeroprofil koji u velikom području brzine osigurava veliku silu uzgona, malu silu otpora, veliki odnos sile uzgona i sile otpora te mali moment oko aerodinamičkog centra.

Skica aeroprofila prikazana je na slici 3. Skeletnica je linija koja se proteže od prednjeg brida do stražnjeg brida, te je ekvidistantna gornjaci i donjaci. Prednji dio aeroprofila naziva se prednji brid, a stražnji dio aeroprofila naziva se izlazni brid. Linija koja povezuje prednji i izlazni brid naziva se tetiva aeroprofila. Zakrivljenost aeroprofila predstavlja najveću udaljenost između skeletnice i tetive aeroprofila, mjerena okomito na tetivu  $c$ . Debljina aeroprofila predstavlja najveću udaljenost gornjake i donjake, također mjereno okomito na tetivu  $c$ . Oblik prednjeg brida je blagog kružnog oblika, uglavnom s radijusom  $0,02c$ .



Slika 3. Nomenklatura aeroprofila  
Izvor: [1]

Relativna debljina aeroprofila nalazi se u širokom području od 3 do 25 %. Aeroprofil s debljinom manjom od 8 % su tanki, s debljinom od 8 do 12 % su srednji, a s debljinom većom od 12 % su debeli [3]. Položaj maksimalne debljine nalazi se na udaljenosti od 25 do 30 % tetive aeroprofila malih brzina, a na 40 do 50 % kod laminarnih aeroprofila i aeroprofila za visoki podzvučni i nadzvučni let [3].

## 2.3 NACA aeroprofil

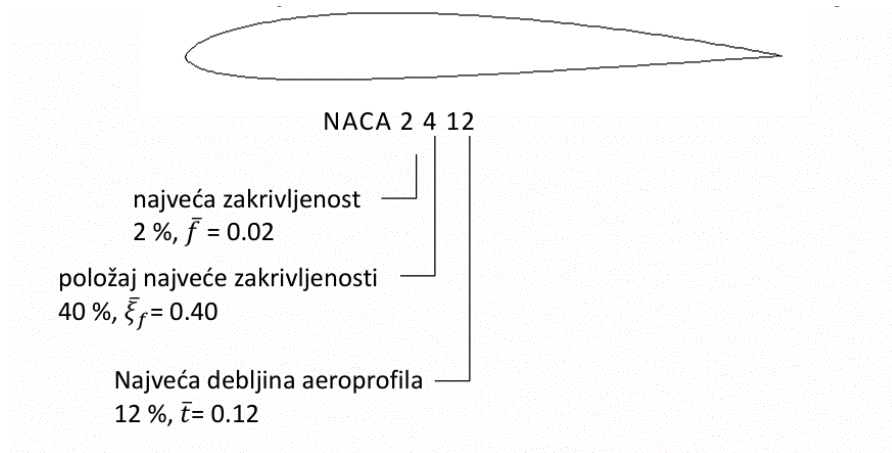
NACA istraživanja aeroprofila u zračnim tunelima temeljila su se korištenjem krila koje se protezalo s jedne strane zida na drugu. Korištenjem ove tehnike, tok fluida promatra krilo bez vrhova. Takvo krilo naziva se beskonačno krilo, te se tok fluida može promatrati u 2D. Analiza aeroprofila može se odraditi samo na krilu beskonačnog raspona. Razvoj NACA aeroprofila vrlo je bitan zbog standardizacije i boljeg razumijevanja aeroprofila i krila. NACA je osnovana 1915. godine [4]. Razvijaju se serije aeroprofila, uključujući četveroimenkaste, peteroznamenkaste, šesteroimenkaste, laminarne, superkritične i nadzvučne aeroprofile [5].

### 2.3.1 Četveroimenkasti NACA aeroprofil

Ova serija aeroprofila uvedena je 1933. godine i brzo je postala standard u industriji. Četveroimenkasti kod, primjerice NACA 2412, daje specifične informacije o aerodinamičkim karakteristikama aeroprofila [3]:

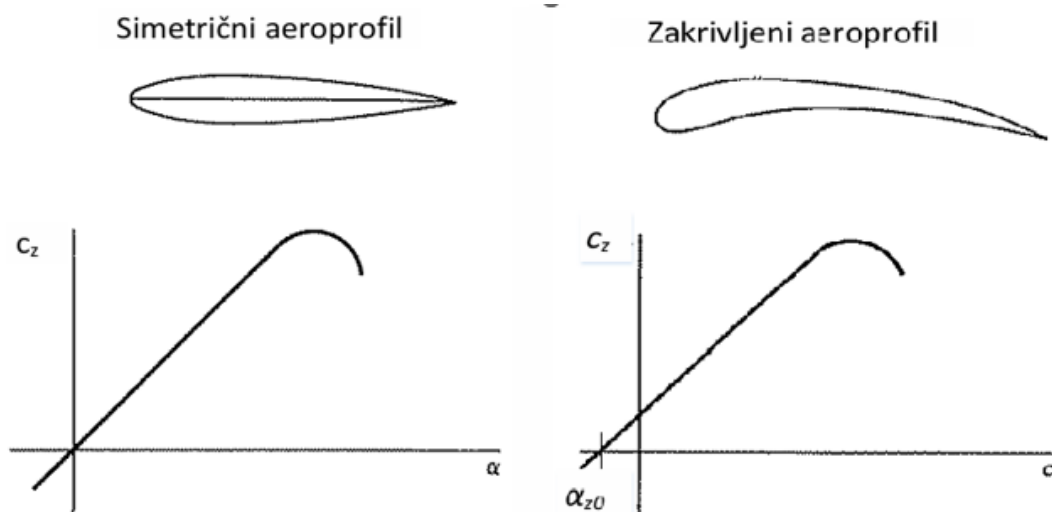
- Prva znamenka (2) označava maksimalnu zakrivljenost skeletnice u stotinama duljine tetive aeroprofila.
- Druga znamenka (4) označava položaj maksimalne zakrivljenosti u desecima duljine tetive.
- Posljednje dvije znamenke (12) označavaju maksimalnu debljinu aeroprofila u stotinama duljine tetive.

Ako se uzme u obzir NACA 2412, najveća zakrivljenost je  $0.02c$  na položaju  $0.4c$  od prednjeg brida, i maksimalna debljina aeroprofila je  $0.12c$ . Često se ovi podaci izražavaju u postotcima duljine tetive, odnosno, 2 % zakrivljenosti na 40 % tetive i 12 % debljine [1]. Na slici 4 prikazan je četveroznamenkasti aeroprofil NACA 2412.



Slika 4. Četveroznamenkasti NACA aeroprofil  
Izvor: [5]

Aeroprofil bez zakrivljenosti, odnosno aeroprofil na kojem su skeletnica i tetiva jednake duljine, naziva se simetrični aeroprofil. Simetrični aeroprofili imaju isti oblik gornjake i donjake, te pri nultom napadnom kutu ne proizvode uzgon. Razlika simetričnog i zakrivljenog aeroprofila prikazana je na slici 5.



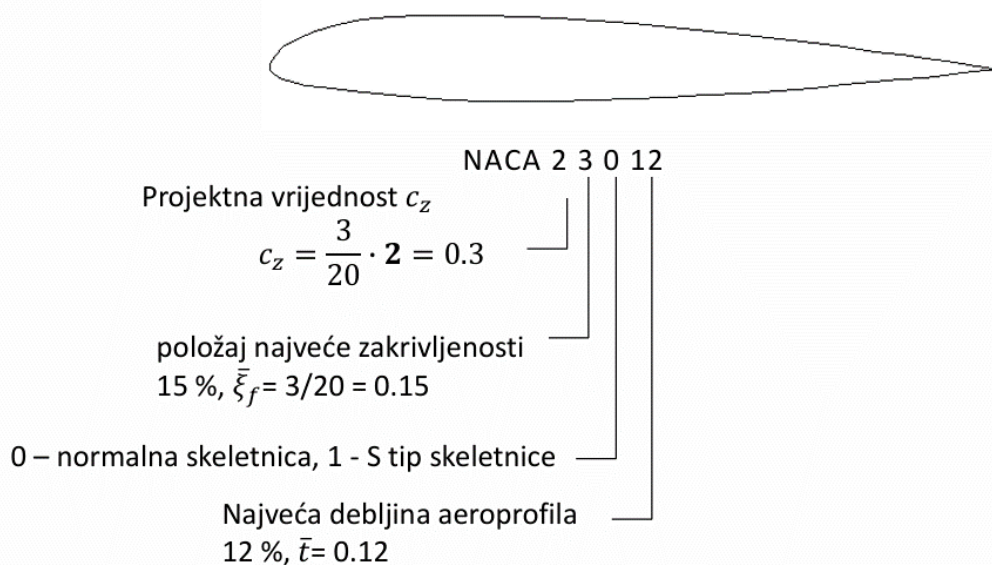
Slika 5. Razlika simetričnog i zakrivljenog aeroprofila  
Izvor: [5]

### 2.3.2 Peteroznamenasti NACA aeroprofil

Druga obitelj NACA aeroprofila je peteroznamenasta serija aeroprofila. Peteroznamenasti kod, primjerice NACA 23012 na slici 6, pruža informaciju o sljedećim karakteristikama aeroprofila [3]:

- Prva znamenka (2) pomnožena s  $\frac{3}{20}$ , daje informaciju o projektnoj vrijednosti koeficijenta uzgona
- Druga znamenka (3) podijeljena s 20, daje informaciju o poziciji maksimalne zakrivljenosti s obzirom na duljinu tetive
- Treća znamenka određuje oblik skeletnice, razlikuje se normalna skeletnica i S-tip skeletnice. Znamenki 0 odgovara jednostavna skeletnica, a znamenki 1 S-tip skeletnice. U ovom slučaju javlja se jednostavna skeletnica.
- Posljednje dvije znamenke (12) označavaju maksimalnu debljinu aeroprofila u stotinama duljine tetive.

S obzirom na definiciju peteroznamenastih NACA aeroprofila, NACA 23012 je aeroprofil s projektom vrijednosti koeficijenta uzgona  $C_L=0.3$ , s položajem najveće zakrivljenosti na 15 % tetive, normalnog tipa skeletnice i debljine aeroprofila u iznosu od 12 % duljine tetive.



Slika 6. Peteroznamenasti NACA aeroprofil  
Izvor: [5]

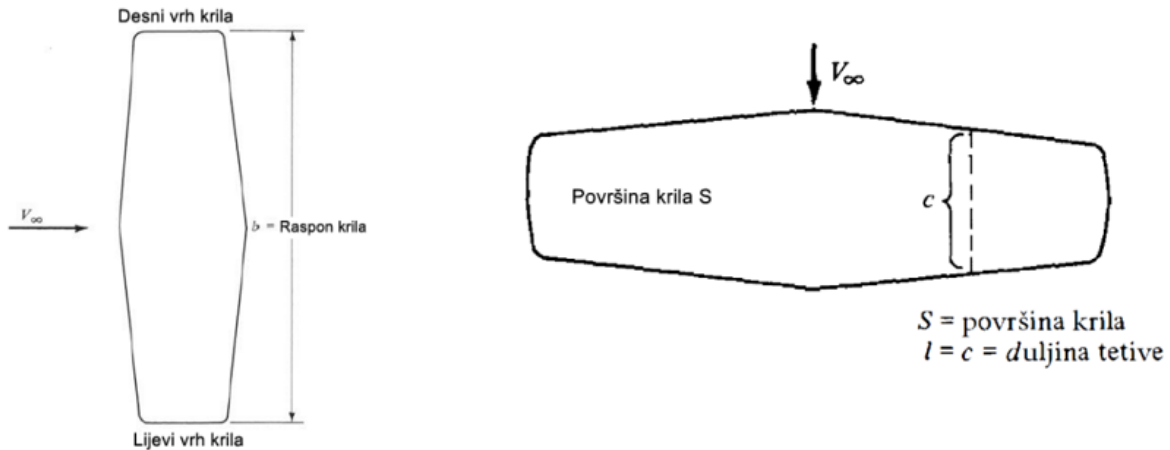
### 2.3.3 Šesteroznamenkasti NACA aeroprofil

Šesteroznamenkasta NACA serija aeroprofila razvija se kombinacijom poluteorijskih i eksperimentalnih metoda. Poznata je kao i serija laminarnih aeroprofila. Koeficijent trenja je manji za laminarno nego za turbulentno strujanje, te se težilo zadržati laminarno strujanje preko što većeg dijela površine aeroprofila. Utvrđeno je da negativni gradijent tlaka, pogodno zaobljen prednji brid i mala hrapavost površine pogoduju održavanju laminarnog sloja [3]. Postoji više podserija unutar serije 6 NACA aeroprofila. Šesteroznamenkasti kod, primjerice NACA 63<sub>1</sub>-412, daje specifične informacije o karakteristikama aeroprofila [3]:

- Prva znamenka (6) označava seriju aeroprofila
- Druga znamenka (3) označava položaj minimalnog tlaka u desetinama dužine tetive, odnosno minimalni tlak za ovaj aeroprofil nalazi se na 30 % dužine tetive.
- Indeks druge znamenke (1) pokazuje promjenu koeficijenta uzgona u desetinama ispod i iznad projektne vrijednosti kada koeficijent otpora ima minimalnu vrijednost
- Četvrta znamenka (4) označava projektnu vrijednost koeficijenta uzgona u desetinama
- Zadnje dvije znamenke (12) označavaju maksimalnu debljinu aeroprofila u stotinama duljine tetive.

### 3. Krila

Nizanjem aeroprofila jedan do drugog dobivaju se tijela koja se nazivaju: krila, horizontalni rep, vertikalni rep i druge aerodinamičke površine [3]. Krilo je osnovna uzgonska površina zrakoplova. Raspon krila je udaljenost između dva vrha krila. Sva krila imaju određen raspon i površinu krila, kao što je prikazano na slici 7.

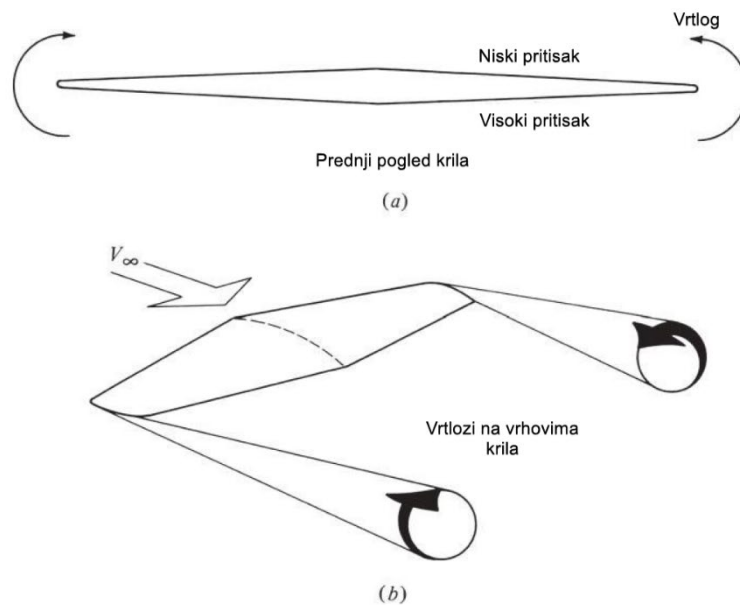


Slika 7. Prikaz raspona i površine krila  
Izvor: [2]

Omjer kvadrata raspona i površine krila naziva se aspektni odnos [2].

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

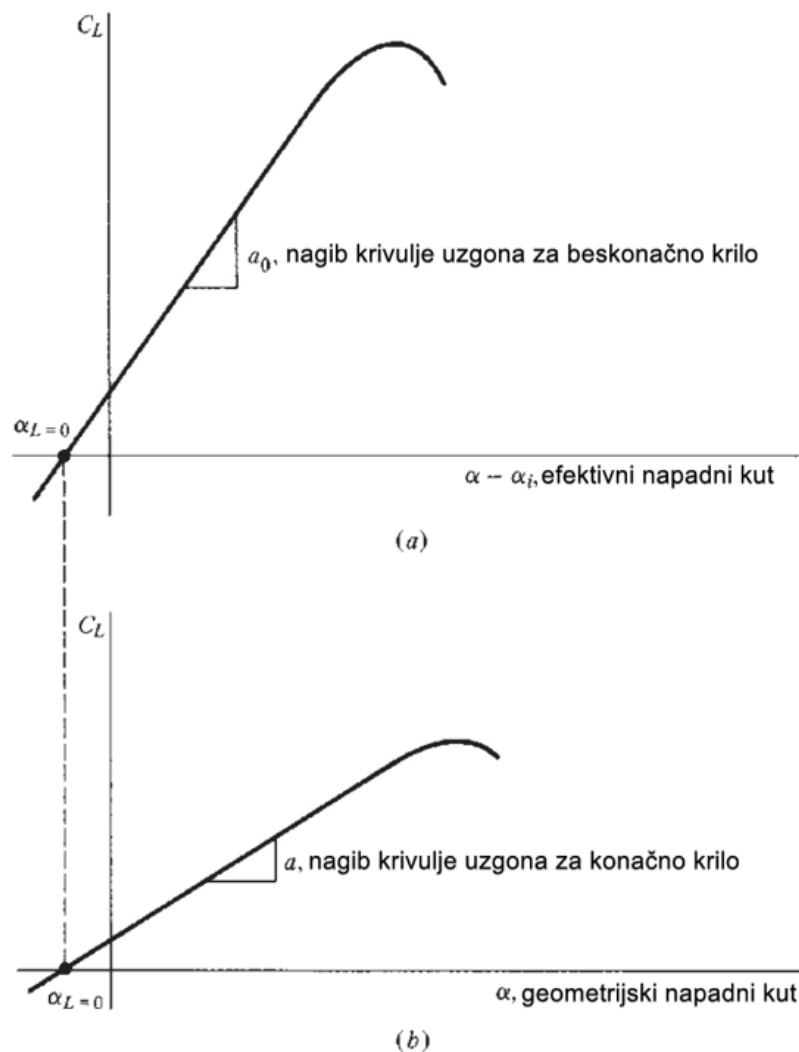
Opstrujavanje fluida oko krila konačnog raspona je trodimenzionalnog karaktera, što ga razlikuje od dvodimenzionalnog opstrujavanja fluida oko aeroprofila. Na slici 8. je prikazan prednji pogled na krilo.



Slika 8. Prikaz vrtloga na krilu  
Izvor: [2]

Kada krilo stvara uzgon, doći će do razlike tlakova na gornjoj i donjoj strani krila. Kao posljedica konačnosti raspona krila, razlika u tlakovima pokušava se izjednačiti na vrhovima krila, odnosno zrak visokog tlaka s donje površine prelazi na područje niskog tlaka na gornjoj površini. Takvo opstrujavanje stvara vrtloge koji se kreću u smjeru slobodne struje. Ti vrtlozi uzrokuju stvaranje dodatnog otpora koji se naziva inducirani otpor.

Uspoređujući krila beskonačnog raspona i krila konačnog raspona, krilo konačnog raspona stvara inducirani otpor, te je koeficijent uzgona krila konačnih dimenzija manji od koeficijenta uzgona beskonačnog krila, kao što je prikazano na slici 9.



Slika 9. Razlika u gradijentu koeficijenta uzgona  
Izvor: [2]

Rastom aspektnog odnosa krila smanjuje se inducirani otpor krila. Dobra je praksa kreirati konvencionalne zrakoplove s velikim aspektnim odnosom. Povećanjem aspektnog odnosa smanjuje se razlika između beskonačnog krila i krila određenih dimenzija. Aspektni odnos također ne može biti jako veliki broj. Moraju se uzeti u obzir strukturalna ograničenja krila u letu. Krila zrakoplova moraju nositi njegovu težinu. Sila

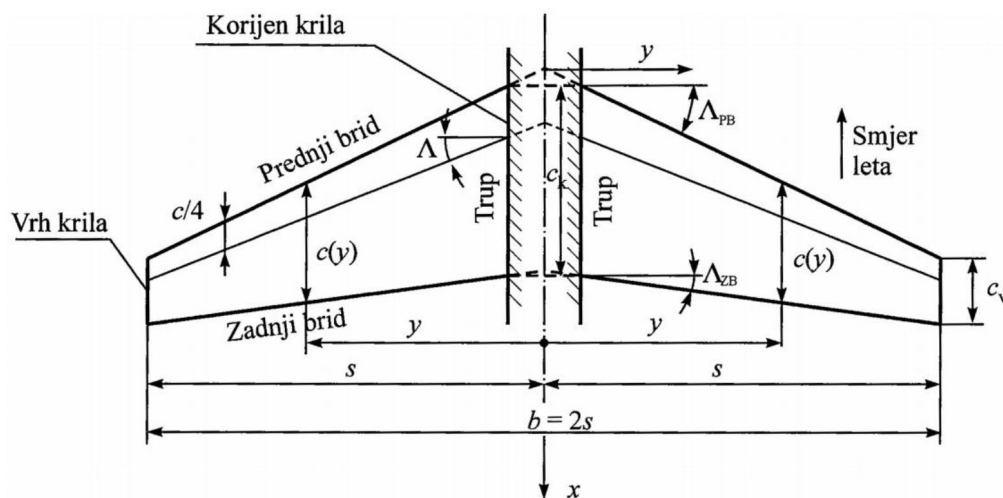
uzgona koja djeluje na svako krilo stvara moment savijanja u području spajanja krila i zrakoplova. Zrakoplov mora biti konstruiran tako da bude otporan ovom momentu savijanja. S rastom aspektnog odnosa, raste i moment savijanja na području spajanja krila i trupa zrakoplova. Područje spajanja krila i trupa zrakoplova mora se ojačati, što daje dodatnu težinu ukupnom zrakoplovu. Pri dizajnu zrakoplova, mora doći do kompromisa između maksimiziranja aerodinamične učinkovitosti i minimiziranja strukturalne težine i kompleksnosti. Iz tog razloga ovaj kompromis uglavnom rezultira izradi krila s umjerenim aspektnim odnosom, uglavnom u iznosima između 5 i 7 [2]. Tablica 1 prikazuje aspektne odnose za neke od podzvučnih zrakoplova.

Tablica 1. Prikaz aspektnih odnosa zrakoplova

Zrakoplov	Aspektni odnos
Wright Flyer	6.4
Vought F4U	5.35
Boeing B-17	7.58
Grumman X-29	3.91
Grumman F3F-2	7.85
Boeing 727	7.1

Izvor: [2]

Na slici 10 prikazane su najvažnije geometrijske karakteristike krila.



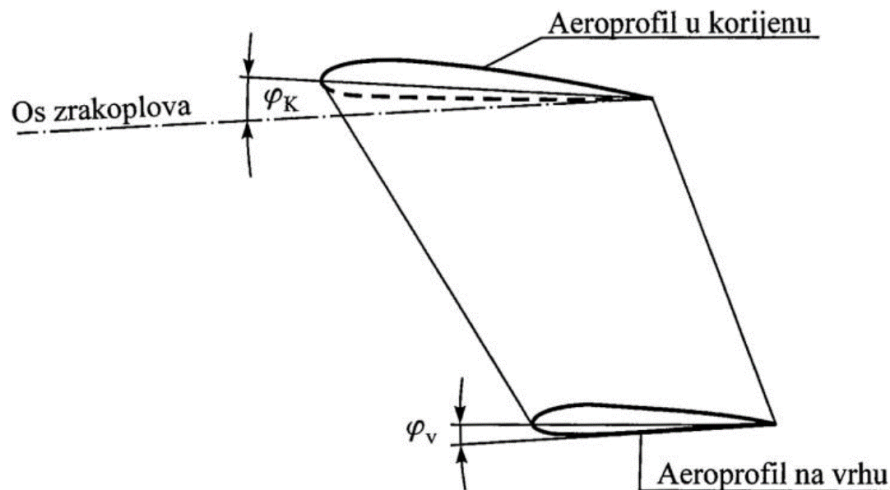
Slika 10. Geometrijske karakteristike krila

Izvor: [5]

Krila su u korijenu pričvršćena za trup zrakoplova. Raspon krila je udaljenost između vrhova krila. Suženje krila se definira kao odnos tetiva aeroprofila na vrhu krila i u korijenu krila. Srednja geometrijska tetiva krila definira se kao srednja vrijednost dužine tetive svih aeroprofila. Srednja aerodinamička tetiva je tetiva fiktivnog krila s uniformnom dužinom tetive koja ima iste aerodinamičke karakteristike kao i stvarno krilo [3].

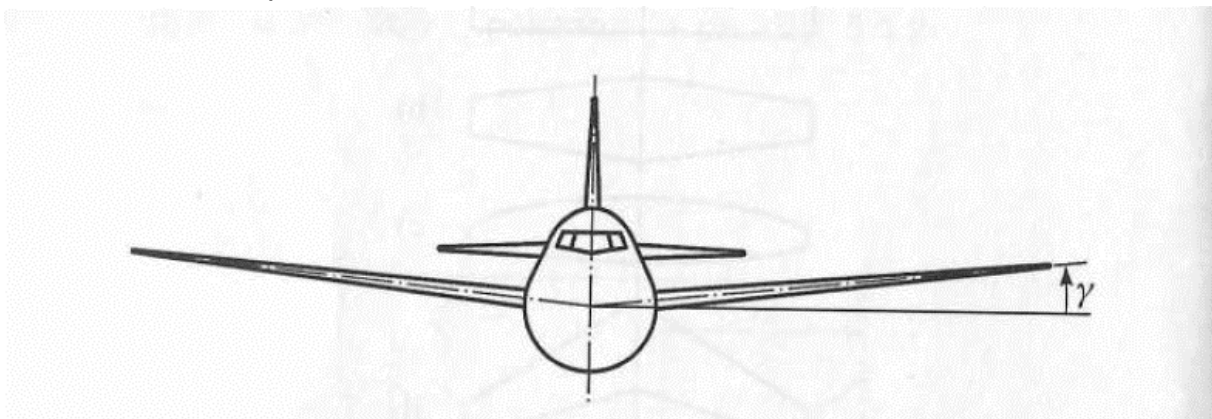


Geometrijski vitopereno krilo je krilo kod kojeg tetive svih aeroprofila ne leže u istoj ravnini. Geometrijski vitopereno krilo prikazano je na slici 11. Vanjsko vitoperenje krila ili *washout* definiramo kad je napadni kut u vrhu krila manji od napadnog kuta u korijenu krila. Ako je napadni kut aeroprofila u vrhu krila veći od napadnog kuta aeroprofila u korijenu krila, krilo ima *washin* [1].



Slika 11. Vitoperenje krila  
Izvor: [5]

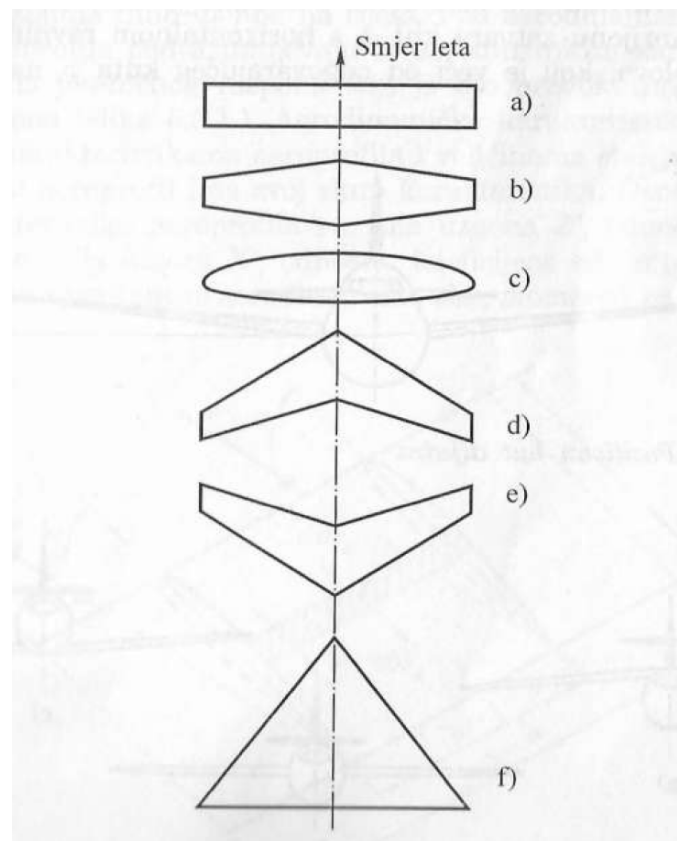
Korištenje *washout* dizajna u konstrukciji krila je uobičajen zbog njegovih pozitivnih učinaka na letenje. Ovaj dizajn je važan jer pomaže u sprječavanju zastoja i poboljšava upravljivost zrakoplova. Kada krilo počne gubiti uzgon pri kritičnom napadnom kutu, poželjno je da prvo gubi uzgon pri korijenu krila, dok upravljačke površine na vrhovima krila i dalje pružaju kontrolu nad zrakoplovom [2]. Omogućava pilotu bolju kontrolu zrakoplova. *Washin* dizajn povećava napadni kut od korijena prema vrhu krila. Ovakav dizajn je rjeđe korišten jer uzrokuje neželjene karakteristike leta, odnosno zastoj na vrhovima krila prije korijena, što može dovesti do gubitka kontrole nad zrakoplovom.



Slika 12. Pozitivan kut dijedra  
Izvor: [3]

Kut dijedra je kut koji krilo zatvara s horizontalnom ravninom [3]. Kut dijedra je pozitivan ako krilo formira „V“ oblik kao na slici 12.

Na slici 13 prikazani su različiti oblici krila. Pravokutna krila su karakterizirana jednostavnim i uniformnim dizajnom pri cijelom rasponu krila, gdje se duljina tetive aeroprofila ne mijenja s rasponom krila. Ovaj dizajn se uglavnom koristi na lakim zrakoplovima i zrakoplovima za školovanje pilota. Pravokutno krilo manje je učinkovito od eliptičnog krila, koje je vrlo teško i skupo izrađivati. Trapezno krilo je kompromisno rješenje kod kojeg se dužina tetive smanjuje od korijena prema vrhu krila. Sužena krila, trapezna i trokutasta, ali i strelasta krila sklona su odvajanju graničnog sloja blizu vrhova krila. Upravljačke površine krila postavljene su na vanjskim krajevima krila, te iz tog razloga odvajanje strujanja fluida u tom području nije poželjna, jer krilca u odvojenom toku postaju neefikasna [3]. U prošlosti, nekoliko zrakoplova dizajnirano je s krilom eliptičnog oblika, od kojih je British Spitfire najpoznatiji [1]. Iako eliptični oblik krila dovodi do minimalnog induciranog otpora, trapezno krilo može ostvariti koeficijent induciranog otpora samo nekoliko postotaka većeg od eliptičnog krila [1]. Velika cijena proizvodnje eliptičnog krila i učinkovitost trapeznog krila su razlozi iz kojeg se eliptična krila više ne koriste. Strelasta krila počinju se koristiti u drugom svjetskom ratu zbog pogodnih karakteristika pri većim brzinama zrakoplova. Delta krilo je poseban slučaj strelastog krila s površinom oblika trokuta, namijenjenih za nadzvučni let.



Slika 13. Razni oblici krila: a) pravokutno b) trapezno c) eliptično d) strelasto sa strijelom unatrag e) strelasto sa strijelom unaprijed f) delta  
Izvor: [3]

## 4. Flow5 program

Aerodinamičko istraživanje je prošlo kroz značajan napredak od ranih eksperimenata braće Wright. U početku se istraživanje aerodinamike uvelike oslanjalo na eksperimentiranja u zračnim tunelima, pri čemu su se rani dizajni temeljili na opažanjima rezultata eksperimenata i testiranja novih ideja u aerotunelu. Razvojem i napretkom istraživanja, postaje sve teže unaprijediti dizajn aeroprofila i krila uz eksperimentalne metode.

Jedan od najvažnijih napredaka u računalnoj aerodinamici bio je razvoj metode *panela*, koja koristi računalne tehnike za rješavanje potencijalnog toka oko aeroprofila ili krila. Ova metoda postavila je osnovu za rješavanje matematičkih jednadžbi putem računala. Računalni alati i metode za analizu karakteristika aerodinamičkih površina nazivaju se računalnom dinamikom fluida (*Computational Fluid Dynamics – CFD*) [3].

Flow5 je računalni program koji se koristi za prvobitne analize krila, aviona i jedra pri malim Reynoldsovim brojevima. Njegova svrha je grafički prikazati karakteristike aerodinamičkih površina te dati pouzdane rezultate koji su jednostavni za razumijevanje. Flow5 je nastavak na prethodnu verziju programa xflr5 s pomoću kojeg se obrađuje analiza aeroprofila i krila zrakoplova, te zajedno uz funkcionalnost xflr5 programa, uključuje i funkcionalnost programa sail7 za analizu jedra. André Deperrois je nakon dugogodišnjeg razvoja oba programa odlučio ponovno napisati izvorni kod programa kako bi poboljšao funkcionalnost analize zrakoplova s trupom te odlučio uključiti funkcionalnosti oba programa u jedan [6].

Xflr5 je program koji za analizu aeroprofila koristi program xfoil. Izvorni kod xfoil se smije koristiti isključivo pod uvjetima *GNU General Public Licencing* [7]. Xflr5 je dostupan na korištenje pod navedenim uvjetima, odnosno besplatan je za korištenje. Flow5 je za razliku od xflr5 plaćeni program, te iz tog razloga nije moguća analiza aeroprofila unutar programa flow5. Analiza aeroprofila u sklopu ovog završnog rada će biti odrađena u xflr5 programu, čiji će rezultati biti uvezeni u flow5 u cilju interpretacije rezultata i dodatnog rada pri usporedbi krila.

### 4.1 Xflr5 program za aerodinamičku analizu aeroprofila

Program xflr5 koristit će se za analizu aerodinamičkih karakteristika aeroprofila. U ovom poglavlju objasnit će se teorijska pozadina na kojoj je xflr5 temeljen. Xflr5, zajedno sa ostalim računalnim programima koji čine računalnu dinamiku fluida, temelji se na rješavanju pojednostavljenih Navier-Stokes jednadžbi [8].

CFD se temelji na rješavanju pojednostavljenih Navier-Stokes jednadžbi. Zanemarivanjem utjecaja viskoznosti fluida Navier-Stokes jednadžbe se pojednostavljaju na Eulerove jednadžbe koje opisuju gibanje u neviskoznom fluidu. Eulerove jednadžbe se dodatno pojednostavljaju zanemarivanjem rotacije čestica fluida. Neviskozni tok fluida bez rotacije čestica naziva se potencijalno ili nevtložno strujanje fluida. Potencijalni tok fluida je neviskozni i nevtložan. Pretpostavljanjem da je potencijalni tok nestlačiv, dolazimo do Laplaceove jednadžbe koja vrijedi za neviskozni, nevtložan i nestlačiv tok fluida čestica. Laplaceove jednadžbe su rješive s visokom razinom točnosti. Dolaženjem do Laplaceovih jednadžbi, moraju se zanemariti vrlo bitni faktori poput viskoznosti. Zanemarivanjem viskoznosti opisujemo idealan fluid koji se ne podudara s rezultatima u stvarnom svijetu. Viskoznost je vrlo bitan faktor koji se ne može zanemariti, te iz tog razloga mora biti uključena u izračunu. Xfoil računa efekt viskoznosti uz pomoć Reynoldsovog broja. Računalna dinamika fluida, odnosno računalni programi koji rješavaju Navier-Stokes jednadžbe uz pretpostavku vremenskog prosjeka nazivaju se *Reynolds-averaged Navier-Stokes solvers* (RANS) [8]. U aerodinamici, viskoznost uzrokuje tanak granični sloj na svim aerodinamičkim površinama zrakoplova.

Aerodinamičke karakteristike aeroprofila računaju se modulom *Xfoil Direct Analysis*. Ovaj modul koristi ranije spomenutu *panel* metodu za izračune te integrira utjecaj graničnog sloja uz pomoć Reynoldsovog broja. U 2D *panel* metodi površina aeroprofila se dijeli na više jediničnih ploča. Xfoil računa aerodinamičke karakteristike aeroprofila svih jediničnih ploča te se karakteristike integriraju u cilju dostizanja ukupnog rezultata. Izračunom Laplaceovih jednadžbi te integriranjem viskoznih izračuna uz pomoć Reynoldsovog broja dolazi se do ukupnog izračuna. Xflr5 je program namijenjen za analizu aeroprofila pri malim Reynoldsovim brojevima, te viskozni izračuni odstupaju pri visokim vrijednostima Reynoldsovog broja.

## 4.2 Aerodinamička analiza krila pomoću flow5

Flow5 koristi viskozne podatke programa xfoil, te ih primjenjuje na neviskozni izračun Laplaceovih jednadžbi u 3D prostoru. Dodavanje viskoznih izračuna iz 2D prostora u 3D prostor je vrlo drastična metoda koja samo približno ukazuje na efekt viskoznosti. Viskoznost se ne zanemaruje, ali je njena točnost pri izračunu upitna.

Flow5 pri analizi krila ili potpunog zrakoplova koristi različite metode za rješavanje protoka fluida nad aerodinamičkim površinama [6]:

*Lifting Line Theory* (LLT) je teorija koja modelira krilo kao linearni vrtlog sa zavisnom cirkulacijom duž raspona krila. Koristi se za izračunavanje raspodjele uzgona duž raspona krila, uz pretpostavku da su utjecaji stlačivosti i zakrivljenosti zanemarivi. Ova metoda daje približan rezultat za uzgon i otpor krila, ali nije vrlo precizna za krila s visokim kutom dijedra ili kuta strijele. Ova metoda ograničena je na niske napadne kutove.

*Vortex Lattice Method (VLM)* je naprednija metoda koja dijeli površinu krila na elementarne površine. Pretpostavlja da je svaka elementarna ploča vrtlog koji generira uzgon. Međutim, zanemaruje debljinu krila pri čemu se koriste Neumann granični uvjeti kako bi se osigurala nepropusnost strujanja fluida kroz površinu krila. Ovo je vrlo učinkovita metoda za računanje raspodjele uzgona i induciranog otpora, ali je također ograničena na niske napadne kutove. Razlikujemo dvije različite VLM metode. VLM1 je metoda koja na svakoj elementarnoj ploči postavlja vrtlog u obliku potkove. VLM2 je metoda koja na svakoj elementarnoj ploči stvara prstenasti vrtlog i vrtlog oblika potkove na izlaznom bridu.

*3D Panel method* na svakoj elementarnoj ploči koristi jednu ploču izvora/ponora i jednu ploču dvopola. Dirichlet granični uvjet se koristi za svaku elementarnu ploču. Ova metoda uključuje debljinu krila, za razliku od prethodne dvije metode. Međutim, javlja se problem točne definicije površine krila, jer se ne može točno definirati 3D krilo s 2D pravokutnim površinama.

*Triangle-based Galerkin method* je nova metoda dodana u flow5 program. Razlikuje se od prethodne metode jer zamjenjuje pravokutnu ploču s dvije trokutaste ploče, s pomoću kojih se puno bolje mogu definirati 3D površine, te se rješava problem povezivanja krila i tijela zrakoplova, što omogućuje točniju analizu zrakoplova s trupom [6].

## 5. Analiza aeroprofila

U ovom radu analiza aeroprofila provodit će se na šest različitih aeroprofila: NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 23012, NACA 63<sub>1</sub>-412 i NLF(1)-0215F. Aeroprofili NACA 2412, NACA 4412 i NACA 4421 izabrani su kako bi se istražio utjecaj zakrivljenosti i debljine aeroprofila. Aeroprofil NACA 23012 je odabran jer je slične debljine i zakrivljenosti aeroprofilu NACA 2412, ali je lokacija maksimalne zakrivljenosti aeroprofila pomaknuta prema prednjem bridu. Serija 6 NACA aeroprofila, predstavljena aeroprofilom NACA 63<sub>1</sub>-412, posebno je dizajnirana za održavanje laminarnog strujanja duž većeg dijela tetive, što smanjuje otpor i povećava aerodinamičku učinkovitost. Posljednji aeroprofil, NLF(1)-0215F, je moderniji primjer koji također pripada seriji laminarnih aeroprofila. Ovaj aeroprofil je razvijen kako bi se osiguralo laminarno strujanje na što većem dijelu tetive, što rezultira nižim ukupnim otporom i boljim performansama pri visokim brzinama [9].

Aeroprofili NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421 i NACA 23012 dizajnirani su s pomoću ugrađene funkcije za NACA aeroprofile unutar programa flow5. Aeroprofili NACA 63<sub>1</sub>-412 i NLF(1)-0215F dizajnirani su koristeći točke gornje i donje površine aeroprofila preuzete s web stranice Airfoil tools ([10] i [11]).

Nakon dizajniranja svih aeroprofila, povećava im se broj *panela* na 200 uz pomoć funkcije *Refine Globally* unutar programa flow5 u cilju bolje raspodjele tlaka i točnijih rezultata [12]. Geometrijske karakteristike odabranih aeroprofila prikazane su u tablici 2.

Tablica 2. Prikaz geometrijskih karakteristika odabranih aeroprofila

Aeroprofil	Debljina [%]	na [%]	Zakrivljenost [%]	na [%]
NACA 2412	12	29.73	2	40.24
NACA 4412	12	29.73	4	40.24
NACA 4421	21	29.73	4	40.24
NACA 23012	12	29.73	1.84	15.32
NACA 63 <sub>1</sub> -412	12	34.73	2.2	50.95
NLF(1)-0215F	14.99	38.74	3.96	41.44

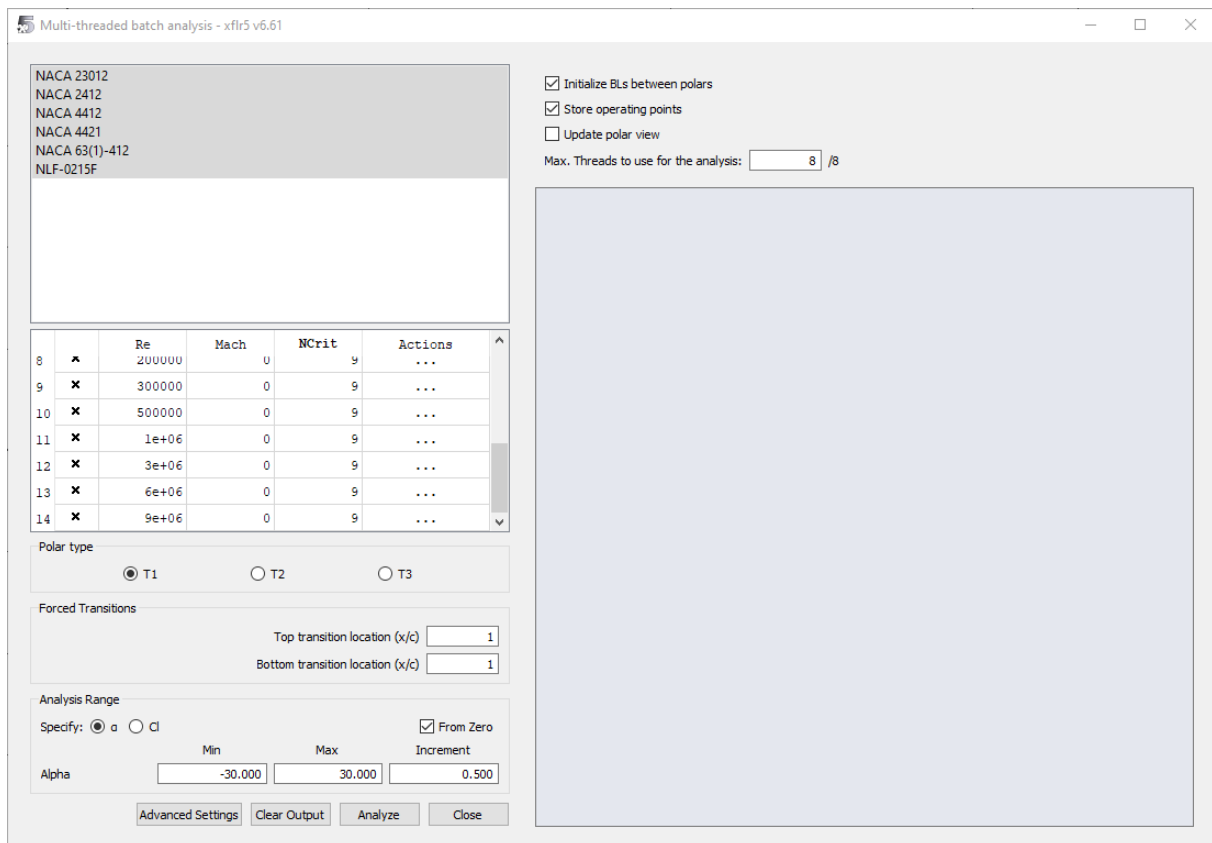
Prikazane geometrijske karakteristike daju dodatne informacije koje će biti ključne za razumijevanje aerodinamičkih razlika među odabranim aeroprofilima. Posebna pažnja bit će posvećena utjecaju debljine, zakrivljenosti i lokacije maksimalne zakrivljenosti na performanse, s ciljem identificiranja optimalnih konfiguracija za različite primjene u zrakoplovstvu. Kroz analizu rezultata ovih ispitivanja, dobit će se jasnija slika o utjecaju različitih geometrijskih obilježja aeroprofila na aerodinamičke karakteristike.

Prikaz odabranih aeroprofila u flow5 programu nakon povećanja broja *panela* prikazan je na slici 14.

	Name	Thickness (%)	at (%)	Camber (%)	at (%)	Points	TE Flap (°)	TE XHinge (%)	TE YHinge (%)
1	NACA 23012	12.00	30.52	1.84	15.20	200	0.00	0.00	0.00
2	NACA 2412	12.00	30.52	2.00	39.30	200	0.00	0.00	0.00
3	NACA 4412	12.00	30.52	4.00	40.83	200	0.00	0.00	0.00
4	NACA 4421	21.00	30.52	4.00	39.30	200	0.00	0.00	0.00
5	NACA 63(1)-412	12.00	34.84	2.20	49.98	200	0.00	0.00	0.00
6	NLF-0215F	14.99	39.29	3.96	40.80	200	0.00	0.00	0.00

Slika 14. Prikaz odabranih aeroprofila u programu flow5

Nakon dizajniranja aeroprofila u programu flow5, koristi se ugrađena funkcija za izvoz podataka o aeroprofilima u program xflr5, gdje se provodi analiza, a rezultati se zatim unose natrag u flow5 radi interpretacije. Analiza aeroprofila provedena je unutar funkcije *batch analysis* programa xflr5. Sučelje modula *batch analysis* prikazano je na slici 15.



Slika 15. Sučelje modula batch analysis

U cilju analize različitih oblika krila na aerodinamičke karakteristike, moraju se odrediti postavke analize. Analize aeroprofila provedene su pri Reynoldsovom broju od  $3 \cdot 10^4$  do  $1.8 \cdot 10^7$  pri napadnom kutu u rasponu od  $-30^\circ$  do  $30^\circ$  s korakom  $0.5^\circ$ . Machov broj se nije mijenjao kako bi se izbjegao utjecaj stlačivosti. Vrijednost *Ncrit* predstavlja bezdimenzionalni parametar  $e^n$  koji određuje promjenu strujanja fluida iz laminarnog u turbulentno strujanje [12].

Standardne vrijednosti su:

- Jedrilica: 12-14
- Motorna jedrilica: 11-13
- Čist aerodinamički tunel: 10-12
- Prosječan aerodinamički tunel: 9
- Prljav aerodinamički tunel: 4-8

Vrijednost  $e^9$  se obično koristi kao standardna vrijednost za prosječne uvjete u aerodinamičkom tunelu. Standardna  $e^9$  metoda je dobro istražena i često korištena, posebno kad nema uvjeta poput jako čistih tunela ili vrlo turbulentnih strujanja toka fluida. Korištenjem standardne  $e^9$  metode omogućava se realistična simulacija prelaska iz laminarnog u turbulentno strujanje toka fluida, te će se iz tog razloga koristiti u ovoj analizi aeroprofila.

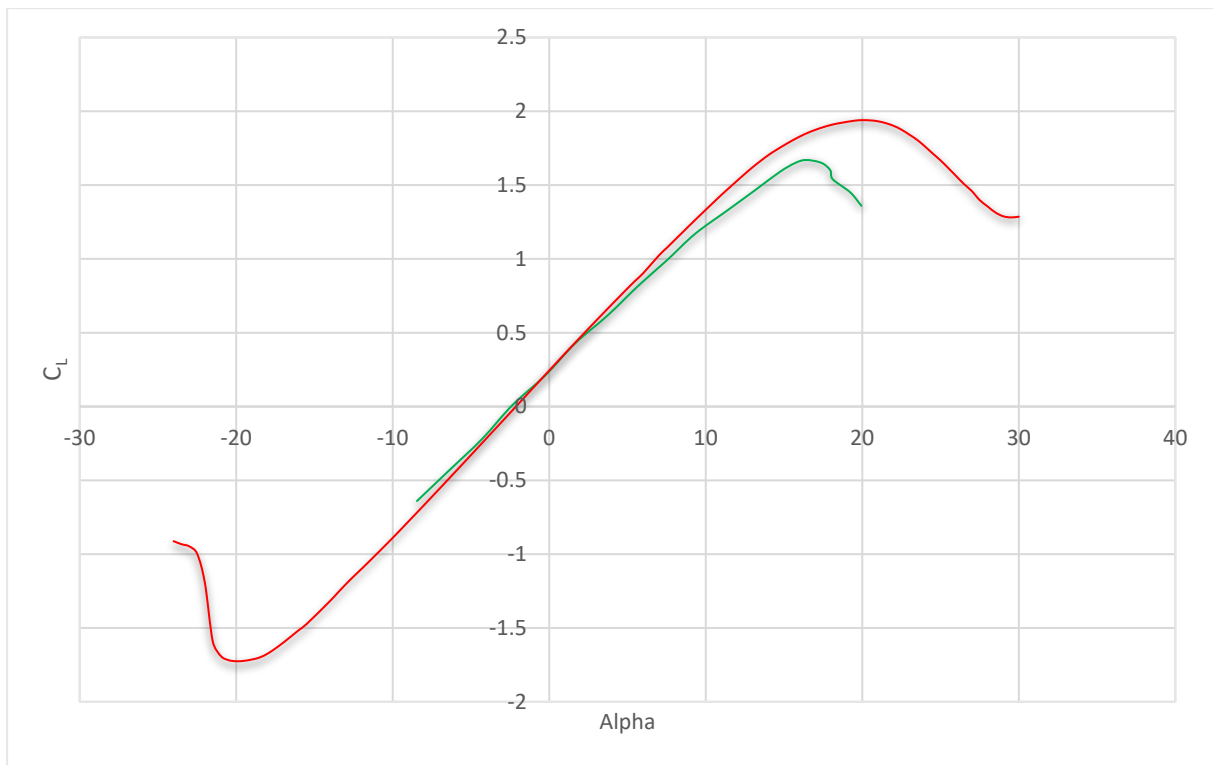
Analiza aeroprofila će se grafički prikazati pri Reynoldsovom broju od  $9 \cdot 10^6$ , zbog dostupnosti eksperimentalnih podataka za sve aeroprofile pri tom broju. Osim dostupnih eksperimentalnih podataka, ovaj Reynoldsov broj odabran je jer je karakterističan za mnoge primjene u zrakoplovstvu, osobito za uvjete leta srednjih i velikih zrakoplova. Reynoldsov broj je bezdimenzionalan parametar koji prikazuje omjer inercijalnih i viskozni sila u toku fluida i jedan je od najznačajnijih parametara u dinamici fluida [1].

Nakon završene analize aeroprofila, xflr5 je generirao sve potrebne grafove za analizu aeroprofila i daljnju analizu krila. Podaci se pohranjuju i dalje analiziraju u programu flow5. Prije usporedbe odabranih aeroprofila, rezultati se izvoze u Excel, gdje se izrađuju grafikoni za svaki aeroprofil. Ovaj postupak služi za provjeru točnosti rezultata dobivenih u programu xflr5 te omogućuje pouzdanu usporedbu aeroprofila i njihovih aerodinamičkih karakteristika, čime se izbjegavaju netočni zaključci.

## 5.1 NACA 2412

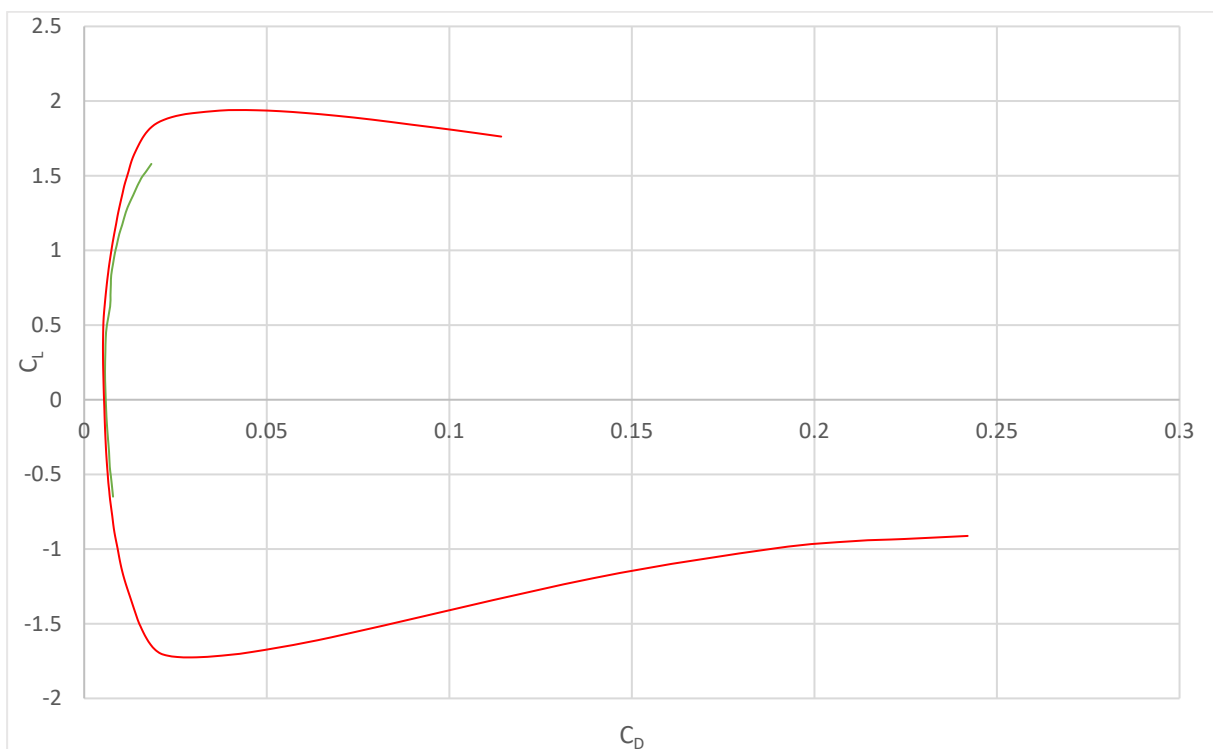
Na grafikonu 1 prikazana je usporedba rezultata izračuna programa xflr5 i podataka iz NACA izvješća pri Reynoldsovom broju od  $8.9 \cdot 10^6$ . Pri nižim napadnim kutovima, od  $-3^\circ$  do  $3^\circ$ , vrijednosti koeficijenta uzgona dobro se podudaraju između eksperimenta i izračuna programa xflr5. Povećanjem napadnog kuta aeroprofila, xflr5 daje veći koeficijent uzgona u odnosu na eksperimentalne podatke. Maksimalni koeficijent uzgona u eksperimentu iznosi 1.67 pri napadnom kutu od  $16.5^\circ$ , dok xflr5 računa maksimalnu vrijednost od 1.94 pri napadnom kutu od  $20^\circ$ . Pri provođenju usporedbe eksperimenta i izračuna programa xflr5, uočava se minimalna razlika rezultata pri Reynoldsovom broju od  $8.9 \cdot 10^6$  i rezultata programa pri izračunu  $9.0 \cdot 10^6$ . Pri Reynoldsovom broju od  $8.9 \cdot 10^6$  izračun programa daje maksimalni koeficijent uzgona u iznosu od 1.94 pri  $20^\circ$ , dok pri Reynoldsovom broju od  $9 \cdot 10^6$   $C_{Lmax} = 1.942$  pri  $20^\circ$ . Promjena Reynoldsovog broja uzrokuje vrlo blag rast koeficijenta uzgona.





Grafikon 1. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NACA 2412  
 $Re = 8.9 \cdot 10^6$  (eksperiment i izračun xflr5)  
 Izvor: [13]

Na grafikonu 2 prikazana je ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora pri Reynoldsovom broju od  $8.9 \cdot 10^6$ .

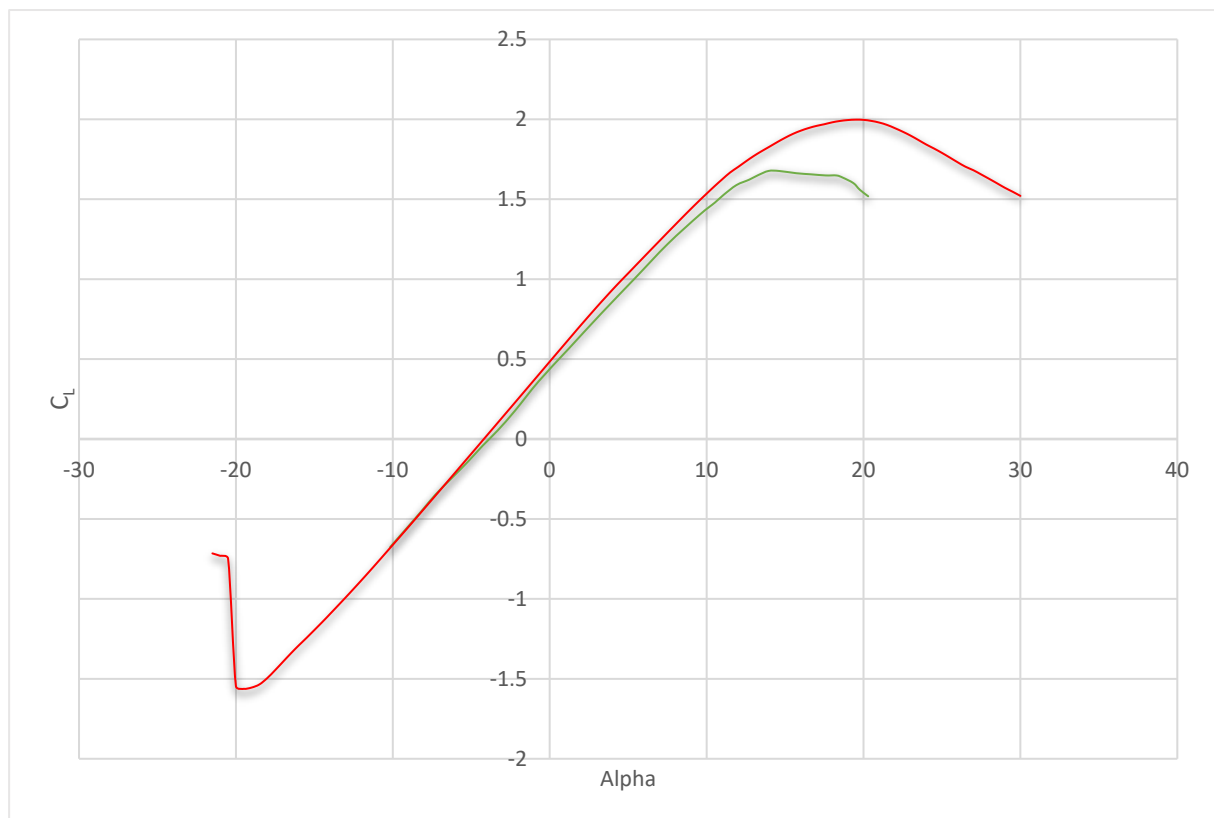


Grafikon 2. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 2412  
 $Re = 8.9 \cdot 10^6$  (eksperiment i izračun xflr5)  
 Izvor: [13]

Uočeno je da pri Reynoldsovom broju od  $8.9 \cdot 10^6$  izračun programa prikazuje maksimalni omjer koeficijenta uzgona i otpora u iznosu od 135.077 pri napadnom kutu od  $8^\circ$ , dok izračun pri Reynoldsovom broju od  $9.0 \cdot 10^6$  daje maksimalnu vrijednost omjera koeficijenta uzgona i otpora od 135.356 pri napadnom kutu  $8^\circ$ . Zaključuje se da Reynoldsov broj ima veći utjecaj na odnos uzgona i otpora u rezultatima programa xflr5 nego na odnos koeficijenta uzgona i napadnog kuta. Usporedbom eksperimentalnih mjerenja i rezultata programa grafički je prikazano da xflr5 nastoji podcijeniti koeficijent otpora aeroprofila, što je posebno izraženo pri većim napadnim kutovima.

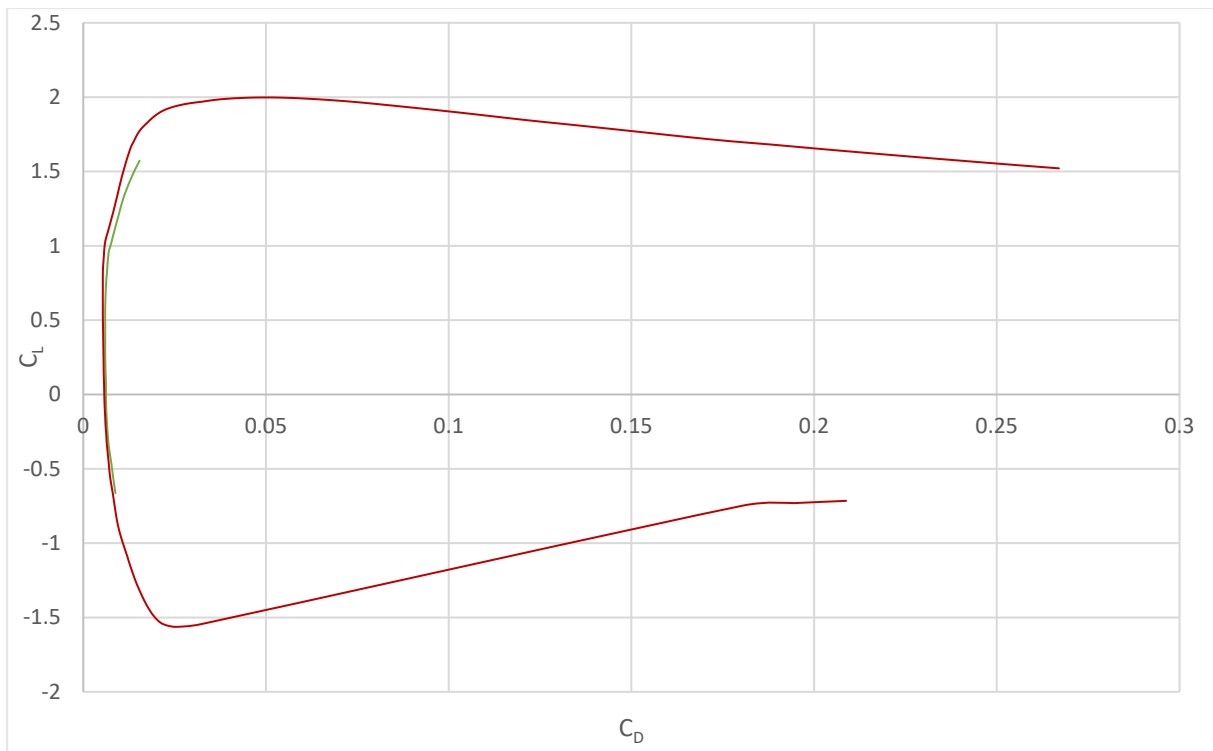
## 5.2 NACA 4412

Na grafikonu 3 prikazana je usporedba rezultata xflr5 i eksperimentalnih mjerenja za aeroprofil NACA 4412 pri Reynoldsovom broju od  $9 \cdot 10^6$ . Xflr5 daje veći koeficijent uzgona u usporedbi s eksperimentalnim mjerenjima za odabran napadni kut. Maksimalni koeficijent uzgona eksperimentalnog mjerenja iznosi 1.68 pri napadnom kutu od  $16.5^\circ$ , dok program xflr5 računa maksimalnu vrijednost koeficijenta uzgona u iznosu 2 pri napadnom kutu od  $19.5^\circ$ .



Grafikon 3. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NACA 4412  
 $Re = 9 \cdot 10^6$  (eksperiment i izračun xflr5)  
 Izvor: [13]

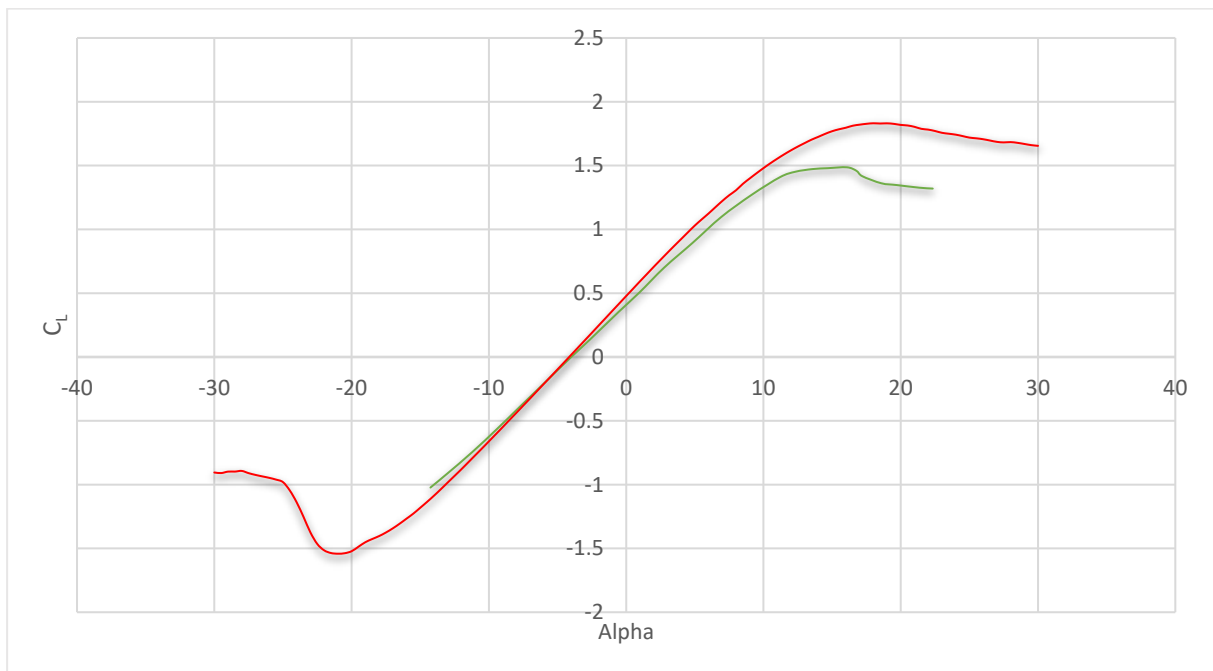
Na grafikonu 4 prikazan je odnos eksperimentalnih mjerenja i rezultata analize. Pri manjim koeficijentom uzgona, vrijednosti su približne. Povećanjem koeficijenta uzgona, rezultati analize nastoje podcijeniti koeficijent otpora.



Grafikon 4. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 4412  
 $Re = 9 \cdot 10^6$  (eksperiment i izračun xflr5)  
 Izvor: [13]

### 5.3 NACA 4421

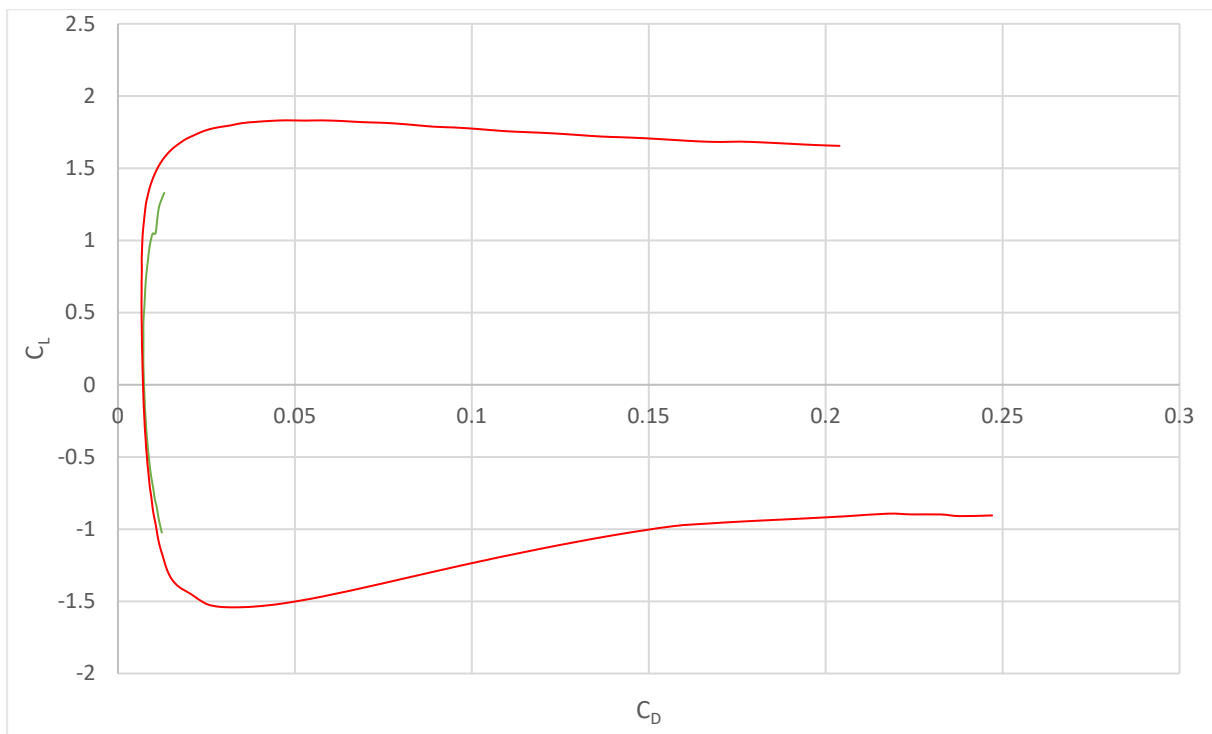
Grafikon 5 prikazuje usporedbu između eksperimentalnih mjerenja i rezultata programa xflr5 za aeroprofil NACA 4421 pri Reynoldsovom broju od  $9 \cdot 10^6$ .



Grafikon 5. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NACA 4421  
 $Re = 9 \cdot 10^6$  (eksperiment i izračun xflr5)  
 Izvor: [13]

Eksperimentalna analiza aeroprofila mjeri maksimalni koeficijent uzgona u iznosu od 1.48 pri napadnom kutu od  $16^\circ$ , dok xflr5 daje maksimalnu vrijednost koeficijenta uzgona u iznosu od 1.83 pri napadnom kutu od  $18^\circ$ . Uočavaju se veća odstupanja analize programa od eksperimentalnih mjerenja pri većim napadnim kutovima.

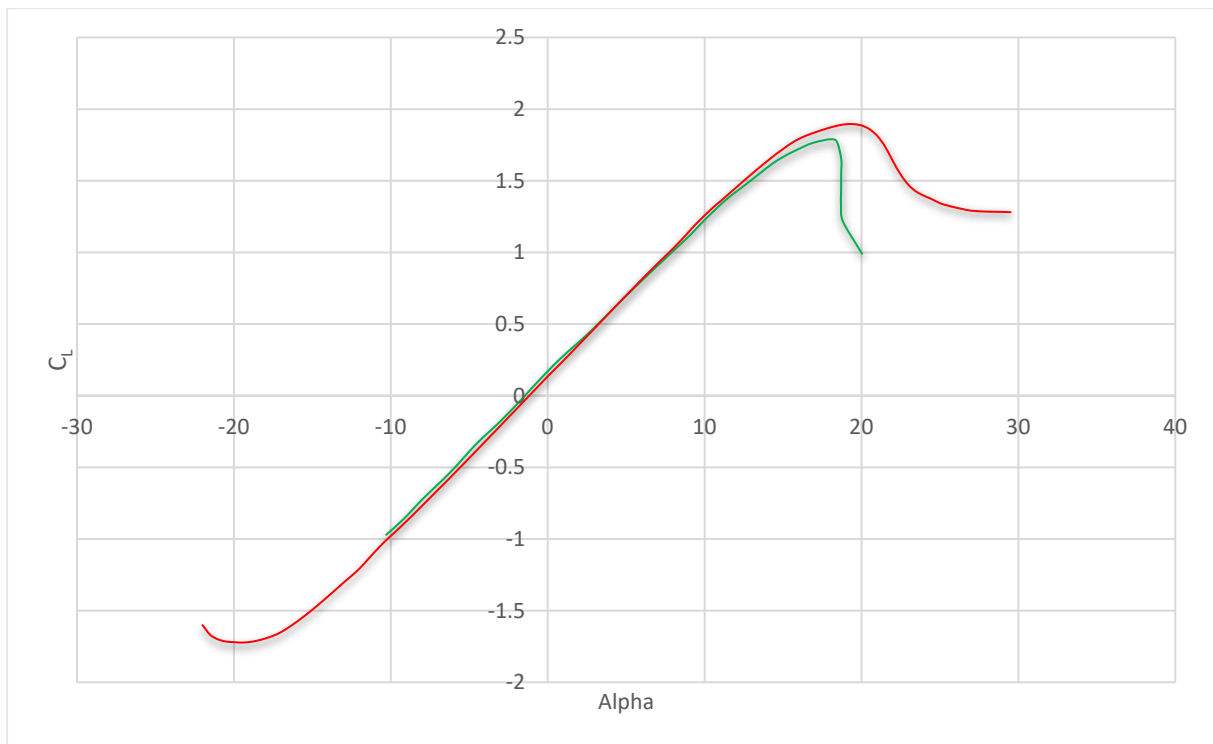
Na grafikonu 6 prikazan je omjer koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 4421 pri Reynoldsovom broju od  $9 \cdot 10^6$ . Uspoređuju se mjerenja eksperimentalnih rezultata i izračuna programa xflr5. Izračun programa prikazuje manji koeficijent otpora i veći koeficijent uzgona u odnosu na eksperimentalne podatke, što je uočljivo na grafičkom prikazu.



Grafikon 6. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 4421  
 $Re = 9 \cdot 10^6$  (eksperiment i izračun xflr5)  
 Izvor: [13]

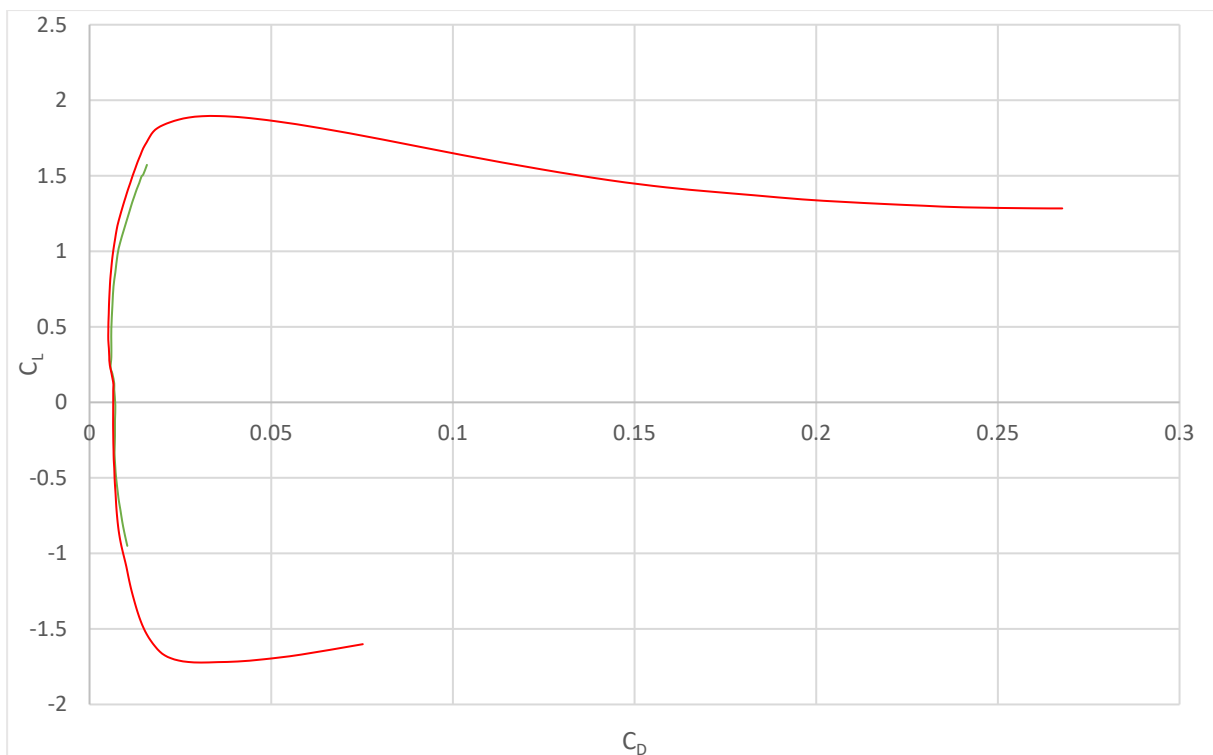
## 5.4 NACA 23012

Na grafikonu 7 prikazana je usporedba eksperimentalnih mjerenja i rezultata programa xflr5 za aeroprofil NACA 23012 pri Reynoldsovom broju od  $8.8 \cdot 10^6$ . Promotrena je razlika izračuna programa xflr5 pri Reynoldsovom broju od  $8.8 \cdot 10^6$  i Reynoldsovom broju od  $9.0 \cdot 10^6$ . Pri manjem Reynoldsovom broju, maksimalni koeficijent uzgona iznosi 1.895 pri napadnom kutu od  $19.5^\circ$ , a pri Reynoldsovom broju od  $9 \cdot 10^6$  program računa maksimalni koeficijent uzgona 1.899 pri napadnom kutu od  $19.5^\circ$ . Uočava se da rast Reynoldsovog broja uzrokuje blagi rast maksimalnog koeficijenta uzgona aeroprofila. Eksperiment daje maksimalni koeficijent uzgona u iznosu od 1.79 pri napadnom kutu od  $18^\circ$ , dok xflr5 daje maksimalni koeficijent uzgona u iznosu od 1.895 pri napadnom kutu od  $19.5^\circ$ . Rezultati analize aeroprofila NACA 23012 bliži su eksperimentalnim podacima u usporedbi s prethodnim aeroprofilima.



Grafikon 7. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NACA 23012  
 $Re = 8.8 \cdot 10^6$  (eksperiment i izračun xflr5)  
 Izvor: [13]

Na grafikonu 8 prikazana je razlika rezultata analize i eksperimentalnog mjerenja u omjeru koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora.

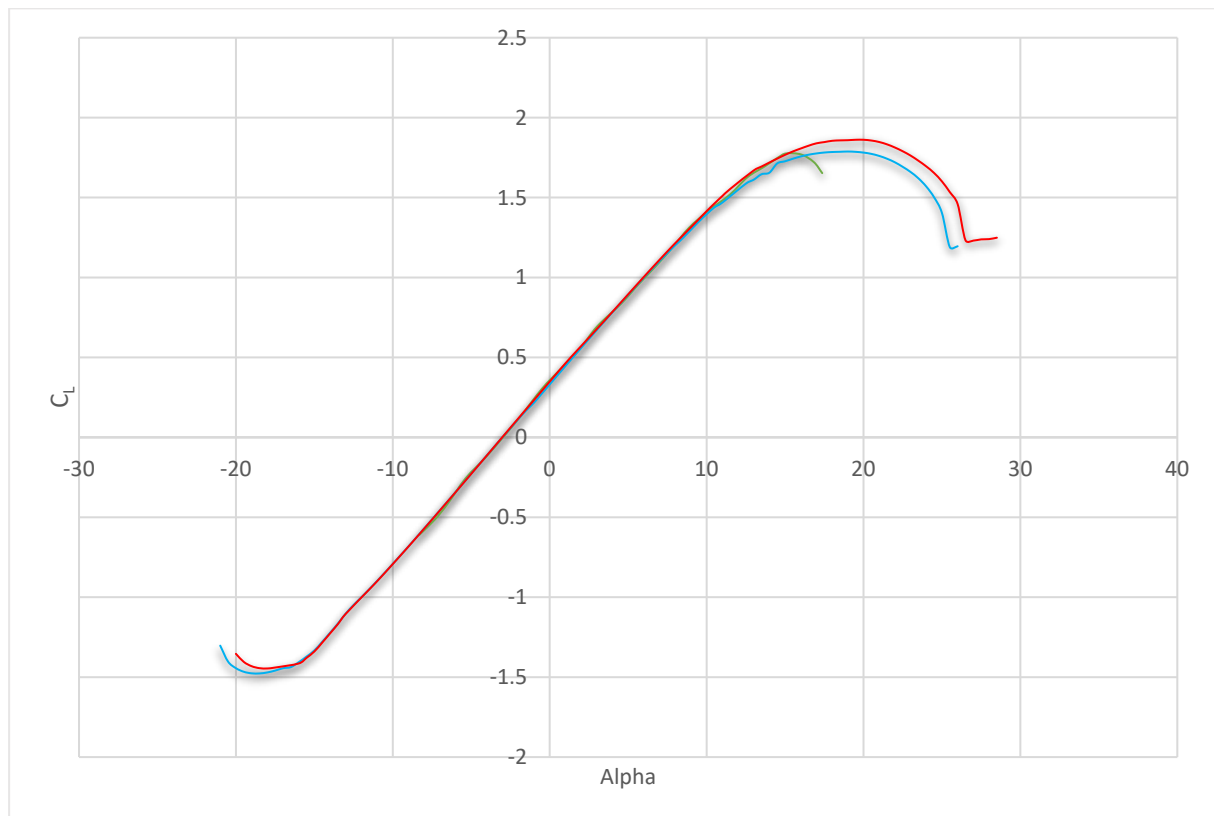


Grafikon 8. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 23012  
 $Re = 8.8 \cdot 10^6$  (eksperiment i izračun xflr5)  
 Izvor: [13]

Rezultati analize xflr5 pri Reynoldsovom broju od  $8.8 \cdot 10^6$  daju maksimalni odnos koeficijenta uzgona i otpora u iznosu od 153.868 pri  $8^\circ$ . Analiza pri Reynoldsovom broju od  $9.0 \cdot 10^6$  daje maksimalni odnos koeficijenta uzgona i otpora u iznosu od 154.179. Uočava se veći utjecaj Reynoldsovog broja na grafu omjera koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora nego na grafu omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta.

## 5.5 NACA 63<sub>1</sub>-412

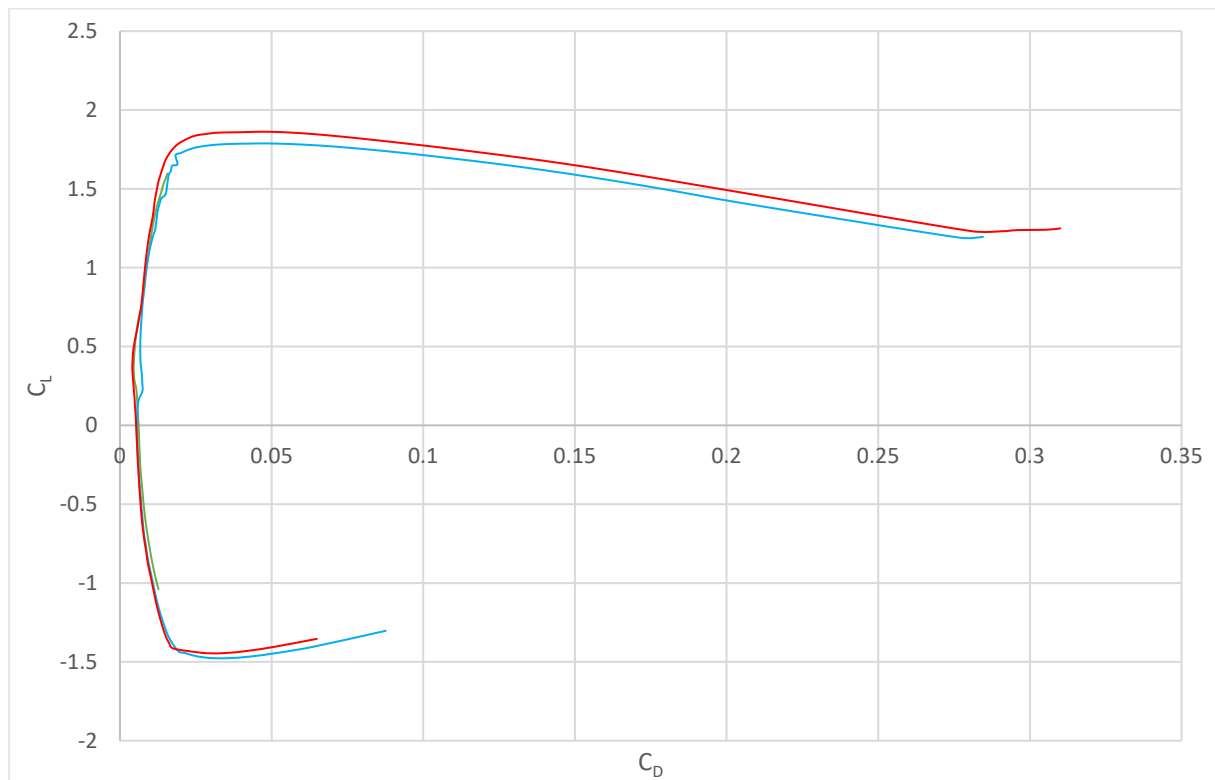
Za razliku od prethodnih aeroprofila, koji su dizajnirani s pomoću ugrađene funkcije za dizajn četveroznamenkastih i peteroznamenkastih aeroprofila, aeroprofil NACA 63<sub>1</sub>-412 uveden je putem koordinata gornje i donje površine s web stranice Airfoil Tools. U ovoj analizi, uz originalnu verziju aeroprofila, uključena je i modificirana verzija istog aeroprofila. Na grafikonima 9 i 10 prikazane su tri krivulje: zelena krivulja predstavlja eksperimentalna mjerenja, plava krivulja prikazuje analizu aeroprofila 63<sub>1</sub>-412, dok crvena krivulja predstavlja modificiranu verziju istog aeroprofila. Na grafikonu 9 prikazan je odnos koeficijenta uzgona o napadnom kutu aeroprofila.



Grafikon 9. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil 63<sub>1</sub>-412  
 $Re = 9 \cdot 10^6$  (eksperiment, izračun modificiranog aeroprofila i izračun originalnog aeroprofila)  
Izvor: [13]

Maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona eksperimentalnog mjerenja iznosi 1.78 pri napadnom kutu od  $15^\circ$ , dok modificirani aeroprofil određuje maksimalnu vrijednost koeficijenta uzgona od 1.86 pri napadnom kutu od  $19.5^\circ$ . Gradijent promjene koeficijenta uzgona s povećanjem napadnog kuta je isti kao i kod eksperimentalnih mjerenja. Pri uvođenju ovog aeroprofila i povećanju broja *panela* u cilju boljeg

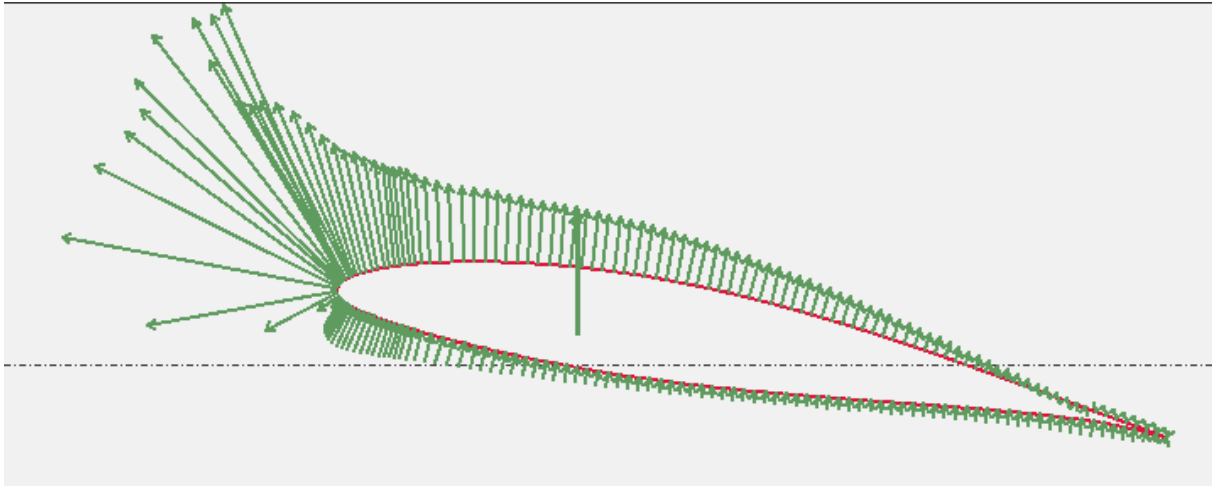
definiranja površine, uočena su određena odstupanja u usporedbi s prethodnim aeroprofilima. Na grafikonu 10 jasno se vidi da izračun u xflr5 za aeroprofil NACA 631-412 označen plavom bojom računa veći koeficijent otpora u usporedbi s eksperimentalnim mjerenjima. Nakon modifikacije, rezultati su bliži eksperimentalnim mjerenjima, što je prikazano na istom grafikonu. Povećanje točnosti može se uočiti pri većim koeficijentima uzgona modificiranog aeroprofila, pri kojim xflr5 daje manji koeficijent otpora od eksperimenta, što je u skladu s rezultatima ostalih aeroprofila.



Grafikon 10. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 631-412  $Re = 9 \cdot 10^6$  (eksperiment, izračun modificiranog aeroprofila i početno zadanog aeroprofila)  
Izvor: [13]

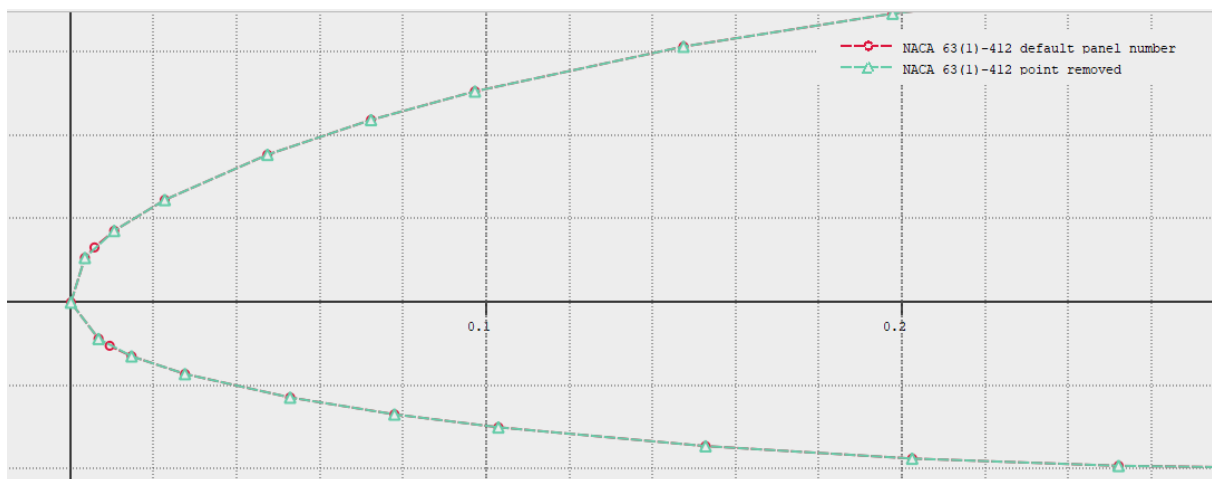
U cilju ispitivanja potencijalne greške u analizi, aeroprofil NACA 631-412 se ponovno uvodi te analizira s različitim brojem *panela*. Bez obzira na odabrani broj *panela* ovog aeroprofila, rezultati ukazuju na znatna odstupanja od eksperimentalnih mjerenja. Jedina zabrinjavajuća krivulja polare pri usporedbi rezultata eksperimenata i analize xflr5 programa je za aeroprofil NACA 631-412. Eksperiment daje manji koeficijent otpora u usporedbi s xflr5 programom, što ne prati odnos ostalih aeroprofila. Pri ponovnom pokretanju analize aeroprofila koja definira svaki aeroprofil s 200 *panela*, dobiven je isti rezultat. Koordinate gornje i donje površine aeroprofila s web stranice Airfoil tools definiraju aeroprofil NACA 631-412 s 51 točkom. Provedena je analiza s različitim brojem *panela* u rasponu od 100 do 250, ali bez obzira na odabrani broj *panela*, prikazuju se odstupanja od eksperimentalnih mjerenja. Pri dodatnoj analizi aeroprofila, primjećuje se greška u rasporedu tlaka gornje i donje površine aeroprofila prikazana na slici 16. Uočava se presijecanje elementarnih sila *panela* na prednjem bridu aeroprofila. Pri pregledu prikaza rasporeda tlaka ostalih aeroprofila i aeroprofila

NACA 63<sub>1</sub>-412, uočeno je da se elementarne sile na preostalim aeroprofilima ne sijeku na ovakav način, te je zaključeno da ova pojava uzrokuje grešku u izračunu koeficijenta otpora. Primjećuje se ista situacija i kod aeroprofila NACA 63<sub>1</sub>-412 definiranog s različitim brojem *panela*. Uočeno je da je presijecanje elementarnih sila ovog aeroprofila uvijek u istom području prednjeg brida, bez obzira na odabranu količinu *panela* pri definiranju aeroprofila.



Slika 16. Prikaz uzroka greške aeroprofila NACA 63<sub>1</sub>-412

Kako bi se ispravila greška koja se pojavljuje u području prednjeg brida, uklonjene su dvije koordinate s prednjeg brida aeroprofila. Na slici 17 prikazan je odnos između NACA 63<sub>1</sub>-412 aeroprofila preuzetog s web stranice Airfoil Tools, i modificiranog aeroprofila koji ima 49 točaka na gornjoj i donjoj površini. S obzirom na to da dolazi do presijecanje sila upravo u ovom području, uklonjene su dvije točke označene crvenom bojom tako da su obrisane s popisa koordinata aeroprofila NACA 63<sub>1</sub>-412.



Slika 17. Prikaz odnosa modificiranog aeroprofila i njegove originalne verzije

Pri povećanju broja *panela* modificiranog aeroprofila, uočeno je da više ne dolazi do presijecanja elementarnih sila u području prednjeg brida, te da su rezultati bliži eksperimentalnim mjerenjima. Prikaz rasporeda tlaka modificiranog aeroprofila pri povećanom broju *panela* i napadnom kutu od 10° prikazan je na slici 18.



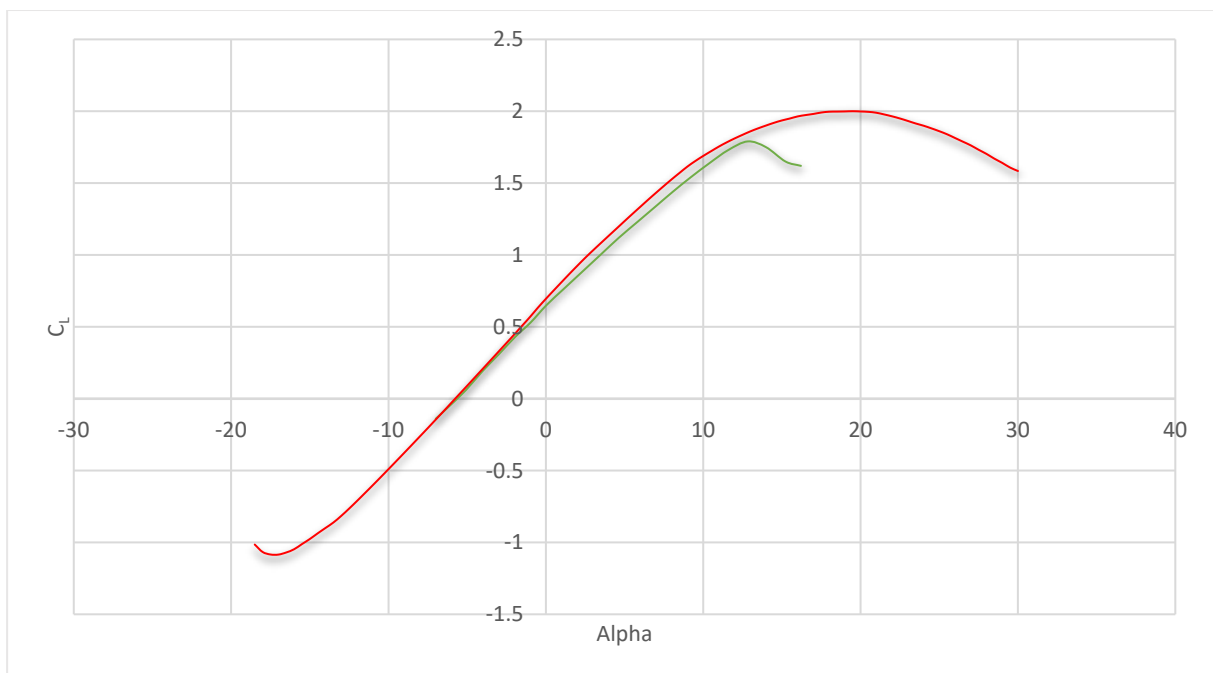


Slika 18. Prikaz rasporeda tlaka modificiranog aeroprofila NACA 63<sub>1</sub>-412

Ova je greška uočena usporedbom rezultata xflr5 i eksperimentalnih mjerenja, te ispravljena uz pomoć prikaza rasporeda tlaka na elementarnim površinama aeroprofila. Provedena usporedba ukazuje na uspješnost modifikacije, a točnost rezultata prikazana je na grafikonu 10. U nastavku rada koristit će se modificirana verzija aeroprofila NACA 63<sub>1</sub>-412 za daljnje analize i međusobne usporedbe odabranih aeroprofila.

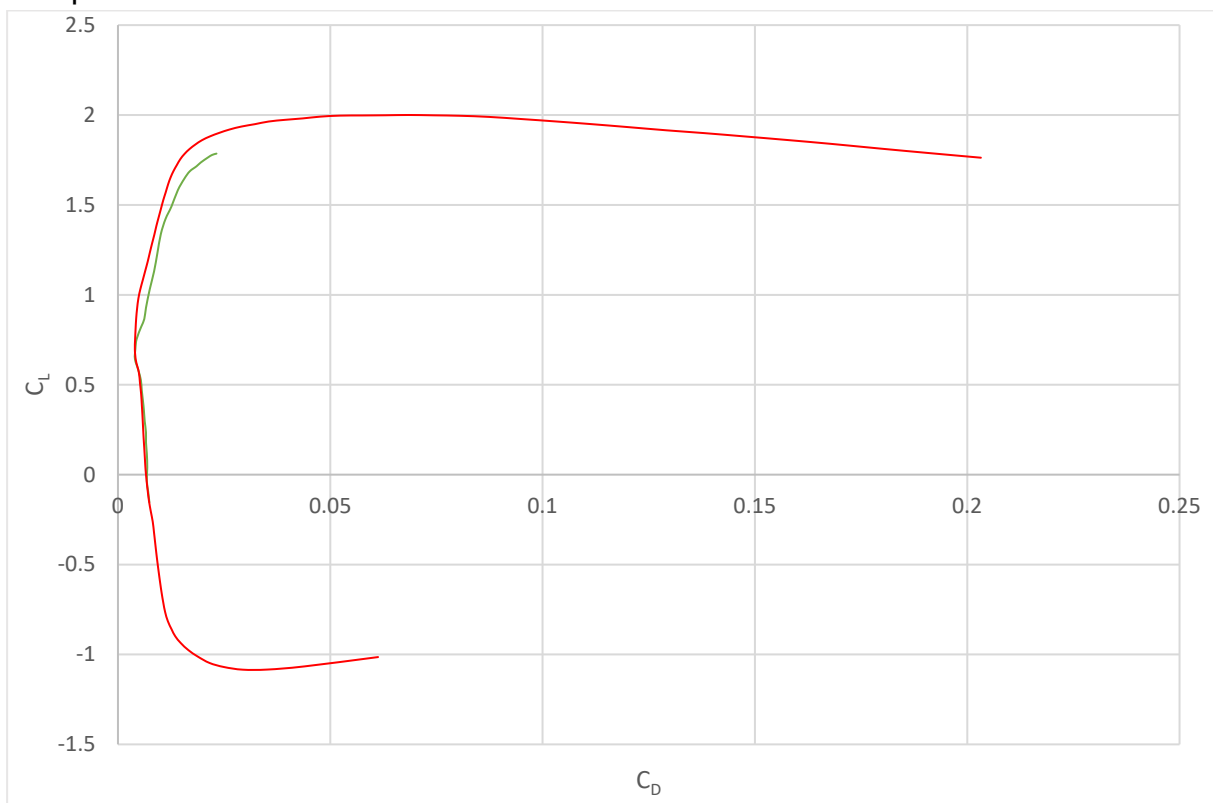
## 5.6 NLF(1)-0215F

Na grafikonu 11 je prikazan odnos koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NLF(1)-0215F.



Grafikon 11. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NLF(1)-0215F  
 $Re = 9 \cdot 10^6$  (eksperiment i izračun xflr5)  
 Izvor: [9]

Aeroprofil NLF(1)-0215F je kao i prethodni aeroprofil uvezen s pomoću koordinata gornje i donje površine aeroprofila s web stranice Airfoil tools. Za razliku od prethodnog aeroprofila, ovaj aeroprofil prikazuje veće odstupanje u nagibu krivulje koeficijenta uzgona između eksperimentalnih mjerenja i izračuna programa xflr5. Provjeren je i raspored tlaka, te nije utvrđen problem kao kod prethodnog aeroprofila. Eksperiment mjeri maksimalni koeficijent uzgona u iznosu od 1.79 pri napadnom kutu od  $13^\circ$ , dok xflr5 računa maksimalni koeficijent uzgona u iznosu od 2 pri  $19.5^\circ$ . Uočava se da izračun programa pokazuje najveća odstupanja od eksperimentalnih rezultata pri određivanju kuta sloma uzgona. Na grafikonu 12 prikazan je omjer koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora aeroprofila NLF(1)-0215F. Kao i kod ostalih aeroprofila, uočava se da program xflr5 računa manji koeficijent otpora u odnosu na eksperimentalna mjerenja, što je posebno izraženo pri većim koeficijentom uzgona aeroprofila.



Grafikon 12. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NLF(1)-0215F  
 $Re = 9 \cdot 10^6$  (eksperiment i izračun xflr5)  
 Izvor: [8]

U tablici 3 prikazana je maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona i kritičnog napadnog kuta dobivena analizom u programu xflr5 te uspoređena s eksperimentalnim mjerenjima. Za prikaz podataka u tablici, prikazuje se vrijednost maksimalnog koeficijenta uzgona aeroprofila NACA 2412 pri Reynoldsovom broju od  $8.9 \cdot 10^6$ . Vrijednosti izračuna za aeroprofil NACA 23012 prikazane su pri Reynoldsovom broju od  $8.8 \cdot 10^6$  u cilju određivanja točnog odnosa rezultata izračuna programa i eksperimentalnih mjerenja. Rezultati preostalih aeroprofila prikazani su pri Reynoldsovom broju od  $9 \cdot 10^6$ .

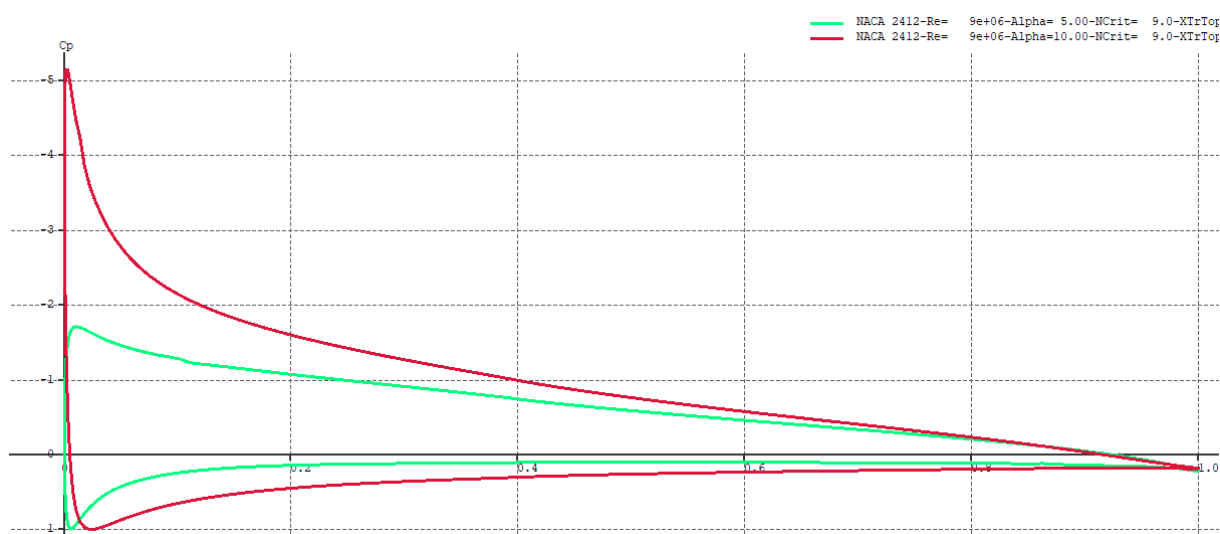
Tablica 3. Razlika eksperimentalnih mjerenja i izračuna programa

Aeroprofil	Analiza u programu xflr5		Eksperimentalna mjerenja		Razlike izračuna	
	$C_{Lmax}$	$\alpha_{kr}$	$C_{Lmax}$	$\alpha_{kr}$	$C_{Lmax}$ [%]	$\alpha_{kr}$ [%]
NACA 2412	1.94	20°	1.68	16°	15.47	25
NACA 4412	1.998	19.5°	1.68	16.5°	18.93	18.18
NACA 4421	1.83	18°	1.48	16°	23.65	12.5
NACA 23012	1.895	19.5°	1.79	18°	5.87	8.33
NACA 631-412	1.86	19.5°	1.78	15°	4.49	30
NLF(1)-0215F	2	19.5°	1.8	13.2°	11.11	47.73

Izvori: [9], [13]

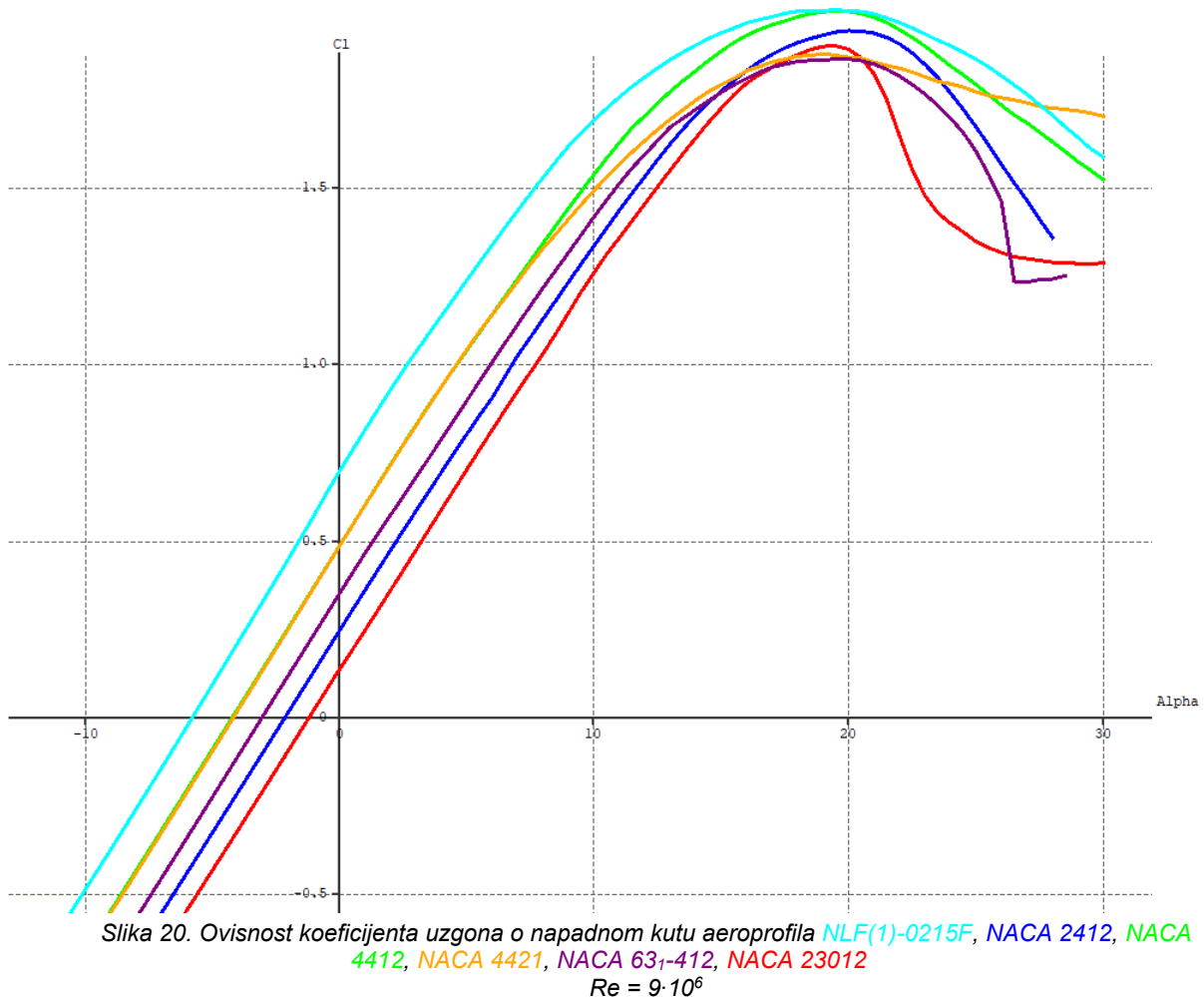
Promatrajući razliku rezultata u tablici, zaključuje se da xflr5 određuje veće maksimalne koeficijente uzgona i vrijednosti kritičnog napadnog kuta od eksperimentalnih mjerenja. Uzrok je aproksimacija viskoznog efekta uz pomoć Reynoldsovog broja, radi koje se odvajanje graničnog sloja ne može točno odrediti. Uočava se da izračun podataka za aeroprofil NACA 23012 prikazuje najmanje razlike u usporedbi rezultata s eksperimentalnim mjerenjem.

Koeficijent uzgona je bezdimenzionalni parametar koji prikazuje koliko će uzgona proizvesti aeroprofil pri određenom napadnom kutu. Koeficijent uzgona ovisi o obliku aeroprofila, njegovoj zakrivljenosti, poziciji maksimalne zakrivljenosti, debljini te lokaciji maksimalnog zadebljanja. Koeficijent uzgona aeroprofila računa se na temelju razlike tlaka gornje i donje površine aeroprofila. Na slici 19 prikazan je raspored tlaka za aeroprofil NACA 2412 pri 5° označen zelenom bojom, i raspored tlaka pri napadnom kutu od 10° označen crvenom bojom. Koeficijent uzgona se računa uz pomoć opisane površine u razlici tlaka. Zaključuje se da će aeroprofil NACA 2412 proizvoditi veći uzgon pri napadnom kutu od 10°, jer je opisana veća površina u usporedbi s napadnim kutom od 5°.



Slika 19. Razlika tlaka na gornjoj i donjoj površini aeroprofila NACA 2412

Na slici 20 prikazan je graf  $C_L/\alpha$ , odnosno graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za odabrane aeroprofile.

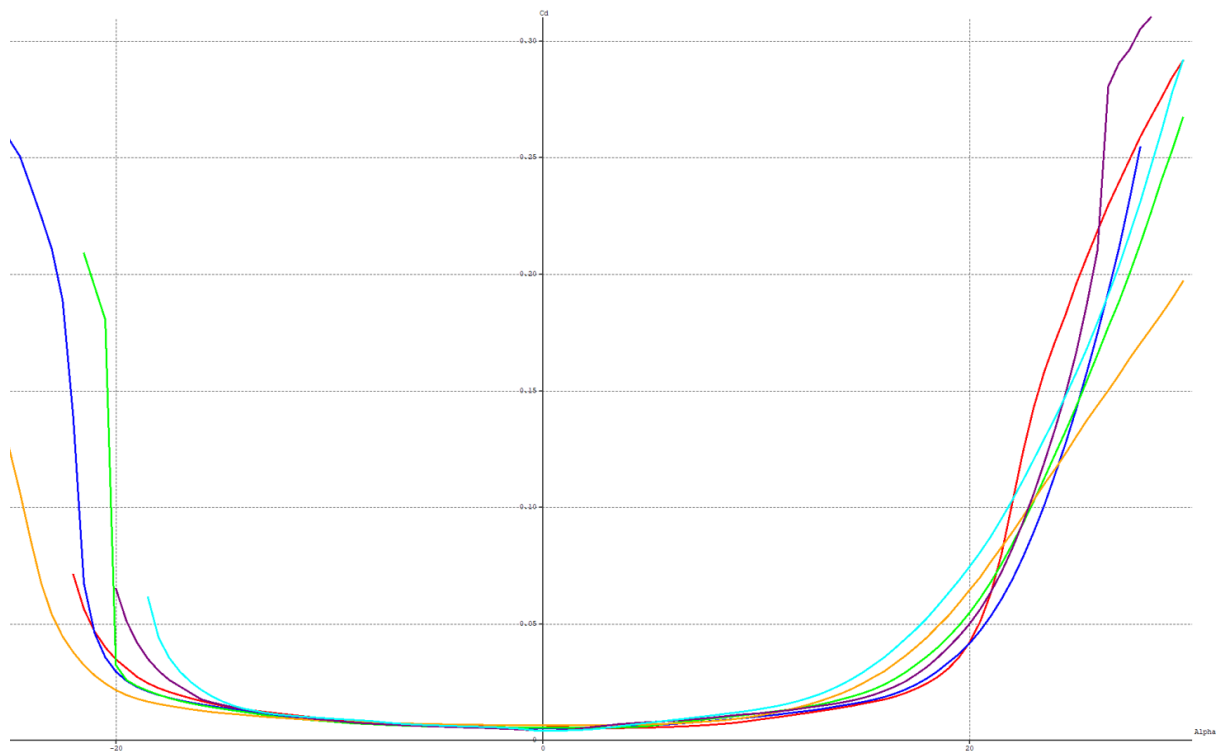


Simetrični aeroprofile ne proizvode uzgon pri nultom napadnom kutu. Pri nultom napadnom kutu, svi aeroprofile proizvode uzgon jer je svaki odabrani aeroprofil zakrivljen. Kod manjih napadnih kutova postoji približno linearna ovisnost koeficijenta uzgona i napadnog kuta. Oblik grafa koeficijenta uzgona u ovom području ostaje nepromijenjen promjenom Reynoldsovog broja. Maksimalnu vrijednost koeficijenta uzgona  $C_{Lmax}$  aeroprofil dostiže pri kritičnom napadnom kutu  $\alpha_{kr}$ . Povećanjem napadnog kuta nakon dostizanja maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona uzrokuje nagli pad koeficijenta uzgona zbog odvajanja graničnog sloja.

Oblik aeroprofila značajno utječe na aerodinamičke karakteristike. Debljina aeroprofila i njegova zakrivljenost povećavaju koeficijent uzgona aeroprofila. Usporedbom aeroprofila NACA 23012, NACA 2412, i NACA 631-412, primjećuje se da iako dijele istu debljinu, izrazita razlika je u lokaciji maksimalne zakrivljenosti. Pomicanjem lokacije maksimalne zakrivljenosti prema prednjem bridu smanjuje se koeficijent uzgona. Pri nultom napadnom kutu, NACA 23012, čija je maksimalna zakrivljenost na 15 % tetive, postiže najniži koeficijent uzgona od 0.135. NACA 2412, s lokacijom maksimalne zakrivljenosti na 40.24 % tetive, postiže koeficijent uzgona od

0.244, dok NACA 63<sub>1</sub>-412, čija je zakrivljenost na 50.95 % tetive, ima najveći koeficijent uzgona od 0.349. Ova razlika u poziciji maksimalne zakrivljenosti uzrokuje translaciju  $C_L/\alpha$  grafa ulijevo pomicanjem lokacije maksimalne zakrivljenosti prema izlaznom bridu. Uspoređujući aeroprofile NACA 2412, NACA 4412 i NACA 4421, na slici 20 grafički se prikazuje odnos zakrivljenosti i debljine aeroprofila na koeficijent uzgona. Povećanjem debljine aeroprofila povećava se koeficijent uzgona. Povećana zakrivljenost također povećava koeficijent uzgona, ali sve ima svoje granice. Kod aeroprofila NACA 4421, koji je definiran s 4 % zakrivljenosti i debljine tetive 21 %, prikazuje se utjecaj prevelike zakrivljenosti i debljine aeroprofila. Kada je aeroprofil predebeo i prezakrivljen, dolazi do gubitka koeficijenta uzgona. NLF(1)-0215F predstavlja evoluciju u dizajnu aeroprofila, gdje je kombinacija optimalne debljine, zakrivljenosti i pozicije maksimalne zakrivljenosti usmjerena poboljšanju performansi u stvarnim operativnim uvjetima.

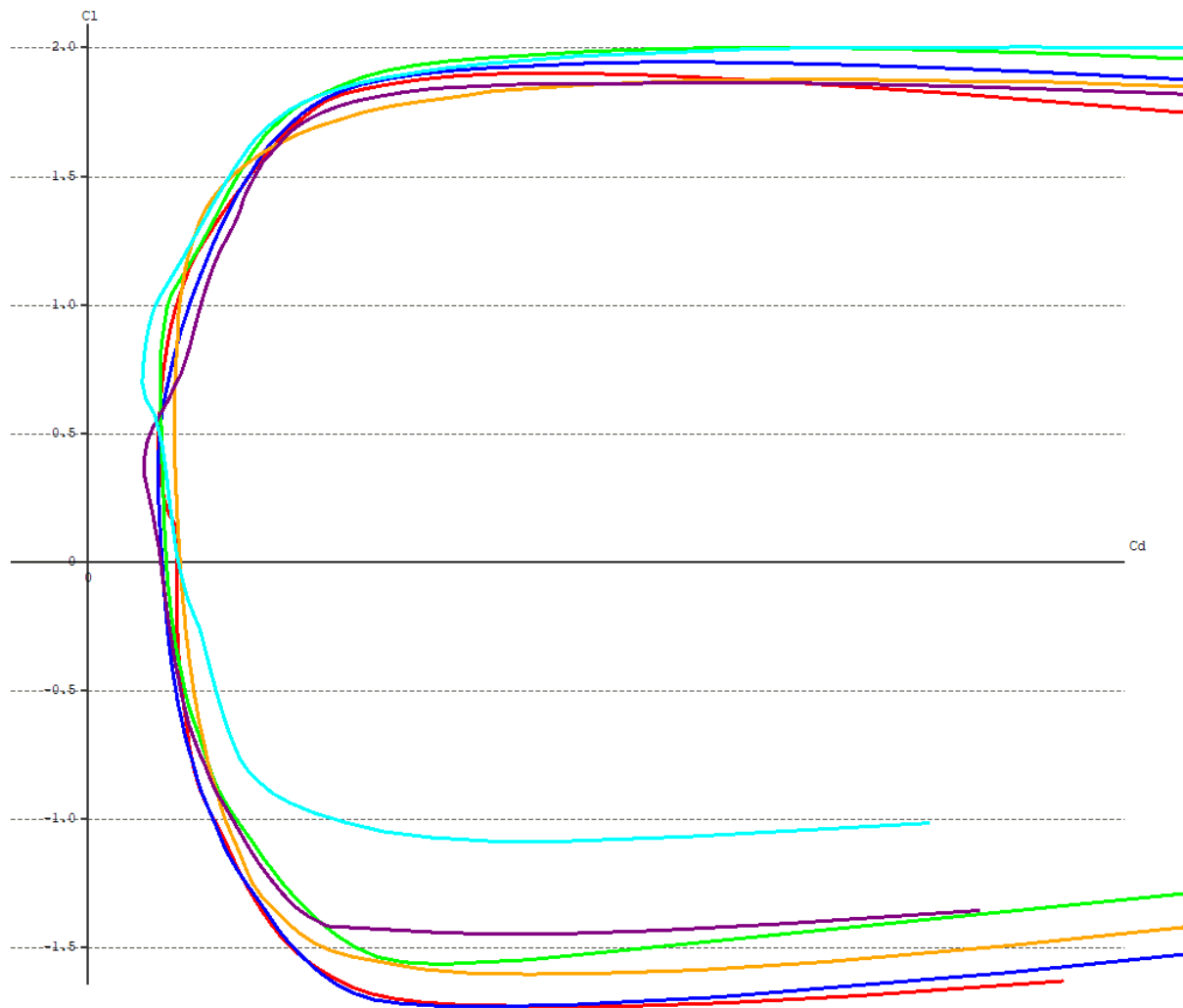
Na slici 21 prikazan je omjer koeficijenta otpora i napadnog kuta aeroprofila, odnosno  $C_D/\alpha$  graf.



Slika 21. Omjer koeficijenta otpora i napadnog kuta za aeroprofile NACA 23012, NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 63<sub>1</sub>-412 i NLF(1)-0215F  
 $Re = 9 \cdot 10^6$

Pri malim napadnim kutovima koeficijent otpora se ne mijenja značajno promjenom napadnog kuta, dok pri većim napadnim kutovima odnosno približavanju vrijednosti kritičnog napadnog kuta, koeficijent otpora naglo raste zbog odvajanja graničnog sloja aeroprofila.

Na slici 22 prikazana je ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora, odnosno graf polare ili  $C_L/C_D$  graf odabranih aeroprofila.



Slika 22. Ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora za aeroprofile **NACA 23012**, **NACA 2412**, **NACA 4412**, **NACA 4421**, **NACA 63-412** i **NLF(1)-0215F**  
 $Re = 9 \cdot 10^6$

Graf polare aeroprofila prikazuje odnos između koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora odabranih aeroprofila. Polara aeroprofila sadrži karakteristične točke:

- $(C_L/C_D)_{\max}$  – najveća vrijednost finese aeroprofila odnosno točke u kojoj tangenta na polaru povučena iz ishodišta zatvara maksimalan kut s pravcem osi  $C_D$
- $C_{L\max}$  - maksimalna vrijednosti koeficijenta uzgona
- $C_{D\min}$  - minimalna vrijednost koeficijenta otpora
- $C_{D0}$  - koeficijent otpora pri nultom napadnom kutu.

Na temelju ovog grafa moguće je izdvojiti karakteristične točke za pojedine aeroprofile, poput maksimalnog koeficijenta uzgona i pripadajućih vrijednosti koeficijenta otpora, te ih usporediti. Na grafu je jasno vidljivo kako koeficijent uzgona

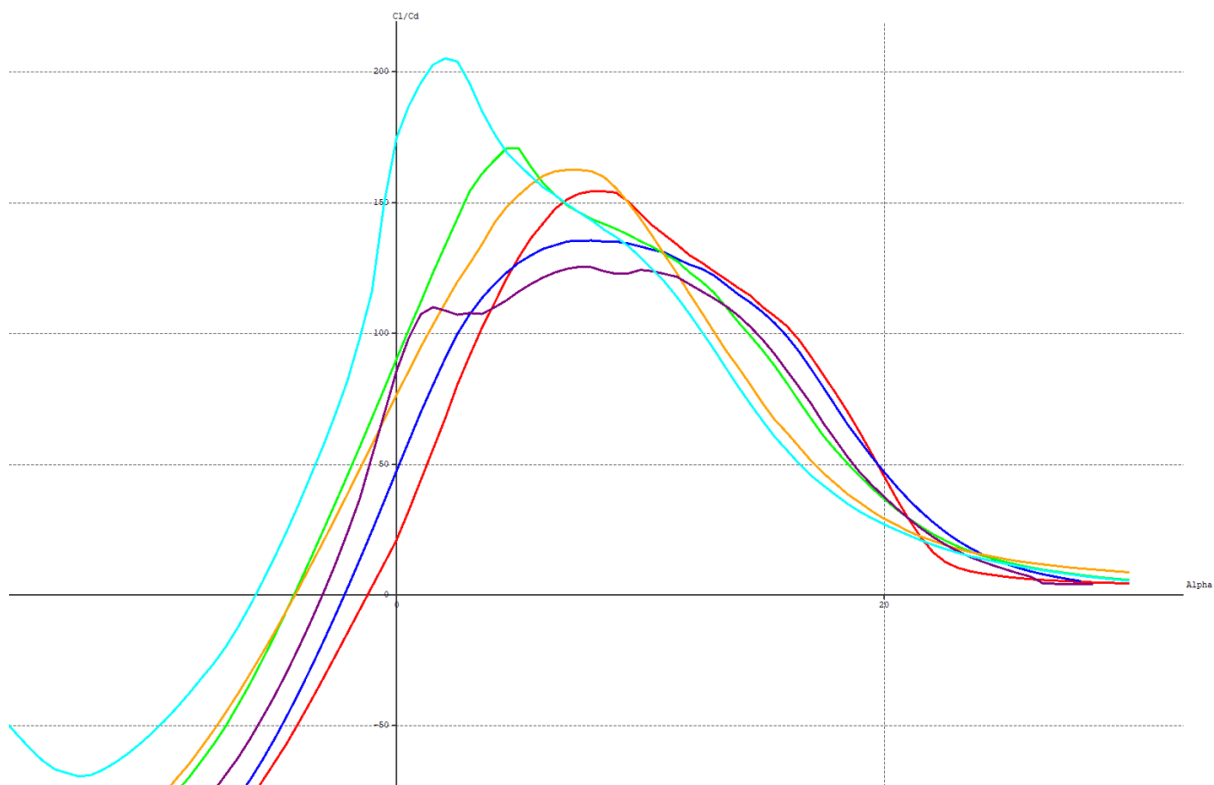
naglo opada za sve aeroprofile nakon dostizanja maksimalne vrijednosti, što ukazuje na odvajanje graničnog sloja. Karakteristične točke polare prikazane su u tablici 4.

Tablica 4. Vrijednosti karakterističnih točaka polare aeroprofila

	$(C_L/C_D)_{\max}$	$C_{L\max}$	$C_{D0}$	$C_{D\min}$
NACA 2412	135.356	1.942	0.005	0.005
NACA 4412	170.661	1.998	0.005	0.005
NACA 4421	162.353	1.872	0.006	0.006
NACA 23012	154.179	1.899	0.006	0.005
NACA 631-412	125.313	1.861	0.004	0.004
NLF(1)-0215F	204.903	2	0.004	0.004

$Re = 9 \cdot 10^6$

Na slici 23 prikazan je  $C_L/C_D = f(\alpha)$  graf, koji prikazuje omjer finese aeroprofila pri određenom napadnom kutu.

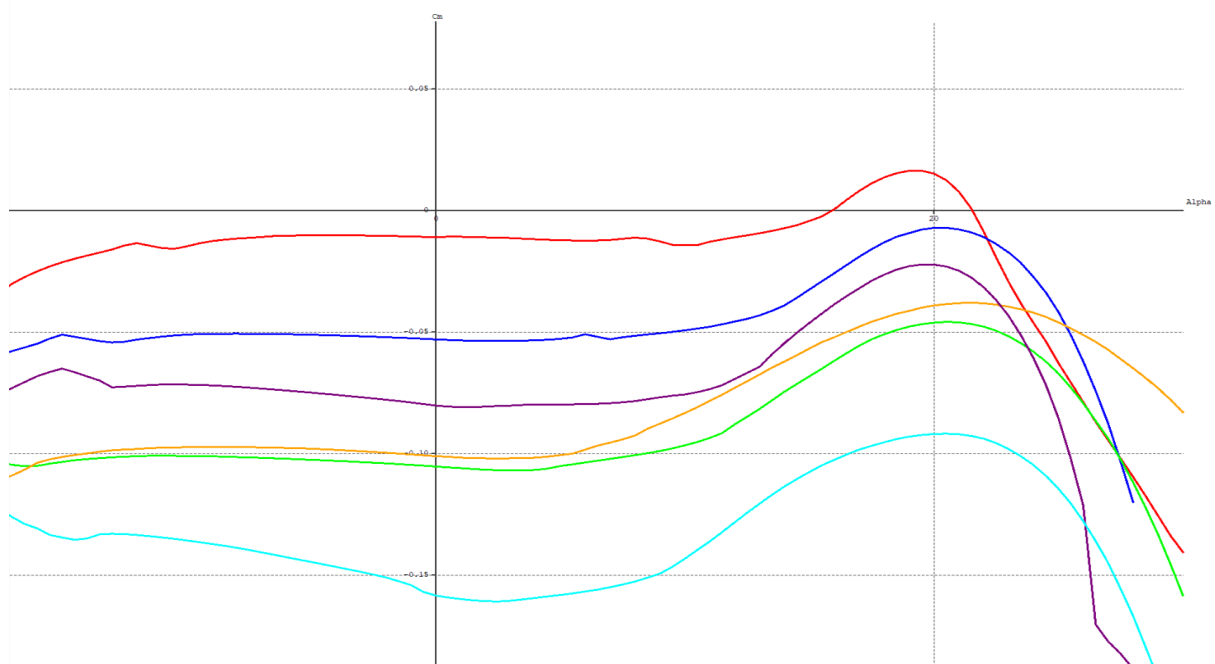


Slika 23. Omjer finese aeroprofila i napadnog kuta za aeroprofile NACA 23012, NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 631-412 i NLF(1)-0215F  
 $Re = 9 \cdot 10^6$

Iz grafa prikazanog na slici 23 uočava se da aeroprofil NLF(1)-0215F ima najveću vrijednost finese aeroprofila, ali je raspon povoljnih napadnih kutova znatno manji u usporedbi s aeroprofilima niže vrijednosti maksimalne finese aeroprofila. Aeroprofil NLF(1)-0215F postiže maksimalnu vrijednost finese pri napadnom kutu od  $2^\circ$  te nakon naglo opada. Aeroprofil s manjom zakrivljenosti i debljinom poput aeroprofila NACA 2412 imaju veći raspon napadnih kutova, odnosno omjer koeficijenta uzgona i otpora

ne opada naglo kao kod aeroprofila većih zakrivljenosti. Pri visokim napadnim kutovima ovaj aeroprofil ima najveće vrijednosti finese aeroprofila. Primjećuje se odnos aeroprofila NACA 23012, NACA 2412 i NACA 631-412. Kao što je prethodno spomenuto, ovo su aeroprofili slične debljine i zakrivljenosti, s najvećom razlikom u lokaciji maksimalne zakrivljenosti. NACA 23012, s pozicijom zakrivljenosti na 15 % tetive aeroprofila od prednjeg brida, ima najveću vrijednost finese aeroprofila. Pomicanjem lokacije maksimalne zakrivljenosti prema izlaznom bridu kao kod aeroprofila NACA 631-412, smanjuje se vrijednost maksimalne finese aeroprofila te je raspored vrijednosti finesa aeroprofila u zvonolikom obliku. Uočava se rast vrijednosti finese aeroprofila s povećanjem zakrivljenosti aeroprofila.

Osim intenziteta aerodinamičkih sila definiranih koeficijentom uzgona i otpora aeroprofila pri određenom napadnom kutu, važni su i momenti aerodinamičkih sila. Pozitivan koeficijent momenta aeroprofila uzrokuje rast napadnog kuta aeroprofila, dok negativan koeficijent momenta uzrokuje destabilizirajući efekt koji nastoji smanjiti napadni kut aeroprofila. Koeficijent momenta ima negativnu vrijednost za pozitivno zakrivljene aeroprofile. Koeficijent momenta ovisi o lokaciji centra potiska aeroprofila. Centar potiska se nalazi u točki gdje se sijeku pravac rezultantne aerodinamičke sile i tetive aeroprofila. Moment je u centru potiska jednak nuli. Centar potiska se pomiče s promjenom napadnog kuta. Aerodinamički centar je točka na tetivi aeroprofila koja ima stalan moment propinjanja te ne ovisi o napadnom kutu. Prema teoriji, aerodinamički centar aeroprofila nalazi se na 25 % dužine tetive aeroprofila [3]. Koeficijent momenta aeroprofila računa se integracijom svih elementarnih aerodinamičkih sila u odnosu na aerodinamički centar aeroprofila. Na slici 24 prikazana je ovisnost koeficijenta momenta i napadnog kuta.

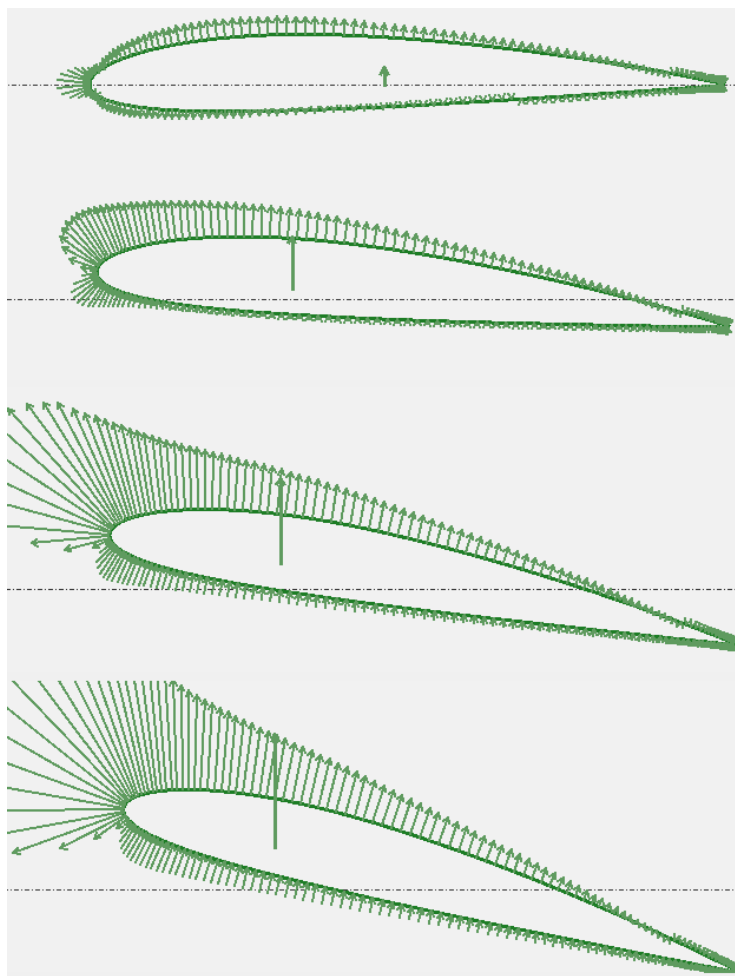


Slika 24. Omjer koeficijenta momenta i napadnog kuta aeroprofila NACA 23012, NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 631-412 i NLF(1)-0215F  
 $Re = 9 \cdot 10^6$



Svi odabrani aeroprofilu stvaraju negativan moment propinjanja pri nultom napadnom kutu, jer su svi odabrani aeroprofilu pozitivno zakrivljeni. Usporedbom odabranih aeroprofila na grafu prikazanom na slici 24, uočava se da je zakrivljenost aeroprofila najbitniji faktor pri uzrokovanju negativnog koeficijenta momenta aeroprofila. Negativni koeficijent momenta propinjanja se u idealnom slučaju ne bi trebao previše mijenjati s promjenom napadnog kuta. Aeroprofil NLF(1)-0215F pokazuje najveći gradijent promjene koeficijenta momenta s promjenom napadnog kuta, što nije poželjna karakteristika. Usporedbom aeroprofila s obzirom na lokaciju maksimalne zakrivljenosti, odnosno aeroprofila NACA 23012, NACA 2412 i NACA 63-412 zaključuje se da se negativni koeficijent momenta smanjuje pomicanjem lokacije maksimalne zakrivljenosti prema prednjem bridu. Usporedbom aeroprofila NACA 4412, NACA 4421 i NLF(1)-0215F, zaključuje se da dodatna debljina aeroprofila negativno doprinosi koeficijentu momenta. Aeroprofil NACA 4421 prikazuje značajniji gradijent promjene koeficijenta momenta, kao i aeroprofil NLF(1)-0215F koji osim povećane debljine ima i povećanu zakrivljenost koja također negativno doprinosi koeficijentu momenta aeroprofila pri određenom napadnom kutu.

Na slici 25 prikazan je pomak centra potiska aeroprofila NACA 2412 pri 0°, 5°, 10° i 15° stupnjeva.



Slika 25. Prikaz promjene lokacije centra potiska s promjenom napadnog kuta aeroprofila NACA 2412

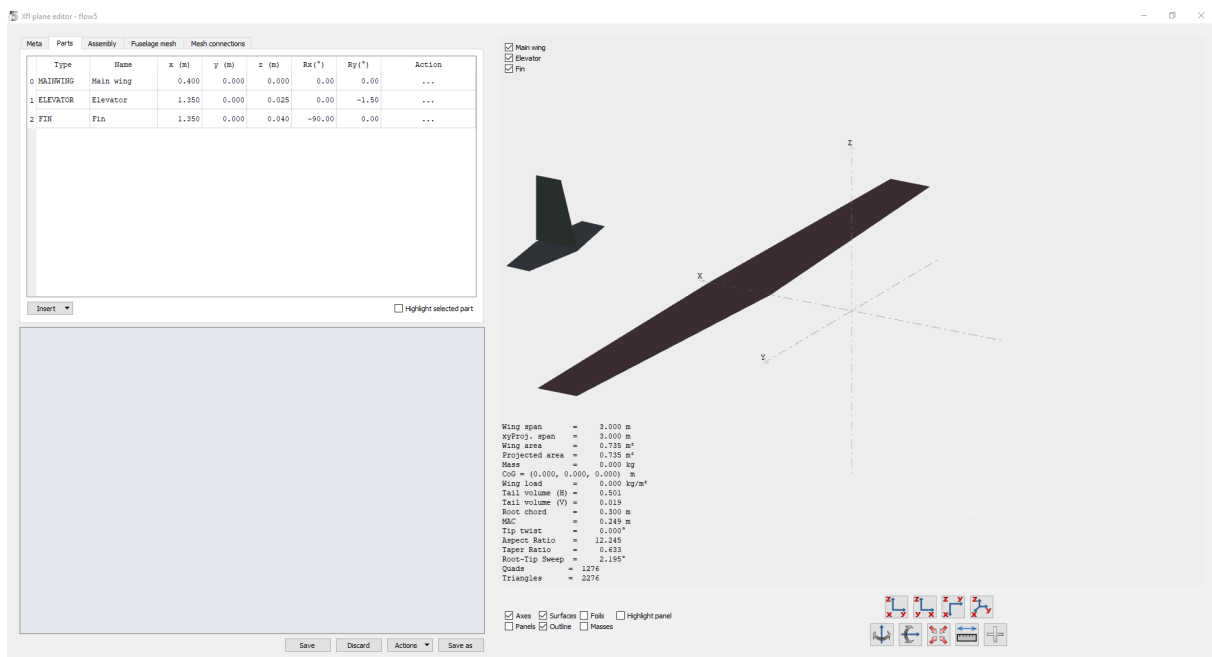
Rezultantna sila djeluje u centru potiska aeroprofila. Položaj centra potiska računa se na temelju razlike tlaka gornje i donje površine aeroprofila. Centar potiska zakrivljenih aeroprofila mijenja se s napadnim kutom. Slika prikazuje povećanje iznosa rezultantne sile s promjenom napadnog kuta zbog povećanja koeficijenta uzgona i razlike tlaka, te pomicanje lokacije centra potiska prema prednjem bridu aeroprofila pri povećavanju napadnog kuta. Prikazane su i sile na koje djeluju na svakoj elementarnoj površini aeroprofila.

## 6. Analiza krila

Analiza krila provodit će se nad krilima različitih oblika kako bi se promotrio utjecaj na aerodinamičke karakteristike.

Usporedba različitih oblika krila prikazat će se uz pomoć aeroprofila NACA 2412. Aeroprofil NACA 2412 odabran je jer se koristi pri letu manjih zrakoplova poput Cessna 172 [14]. Uvjeti analize krila će po površini i masi odgovarati odabiru aeroprofila. Jednostavnost prikaza utjecaja različitih oblika krila nad jednim aeroprofilom dodatan je razlog odabira.

Pri usporedbi različitih oblika krila, poput pravokutnog, trapeznog i krila s kutom strijele, mora se osigurati pravilna usporedba krila. Performanse krila određene su različitim čimbenicima, uključujući raspon krila, duljinu tetive, oblik i površinu krila. Usporedba različitih oblika krila je složena zbog navedenih međusobno ovisnih varijabli koje mogu prikriti stvarne aerodinamičke razlike različitih oblika krila. U cilju značajne usporedbe, određeni parametri moraju ostati konstantni. Program flow5 koristi referentnu površinu krila za određivanje aerodinamičkih karakteristika, te iz tog razloga ukupna površina krila mora biti održana konstantnom [6]. U programu flow5 dizajnira se referentno pravokutno krilo. Sučelje programa flow5 pri izradi krila prikazano je na slici 26.



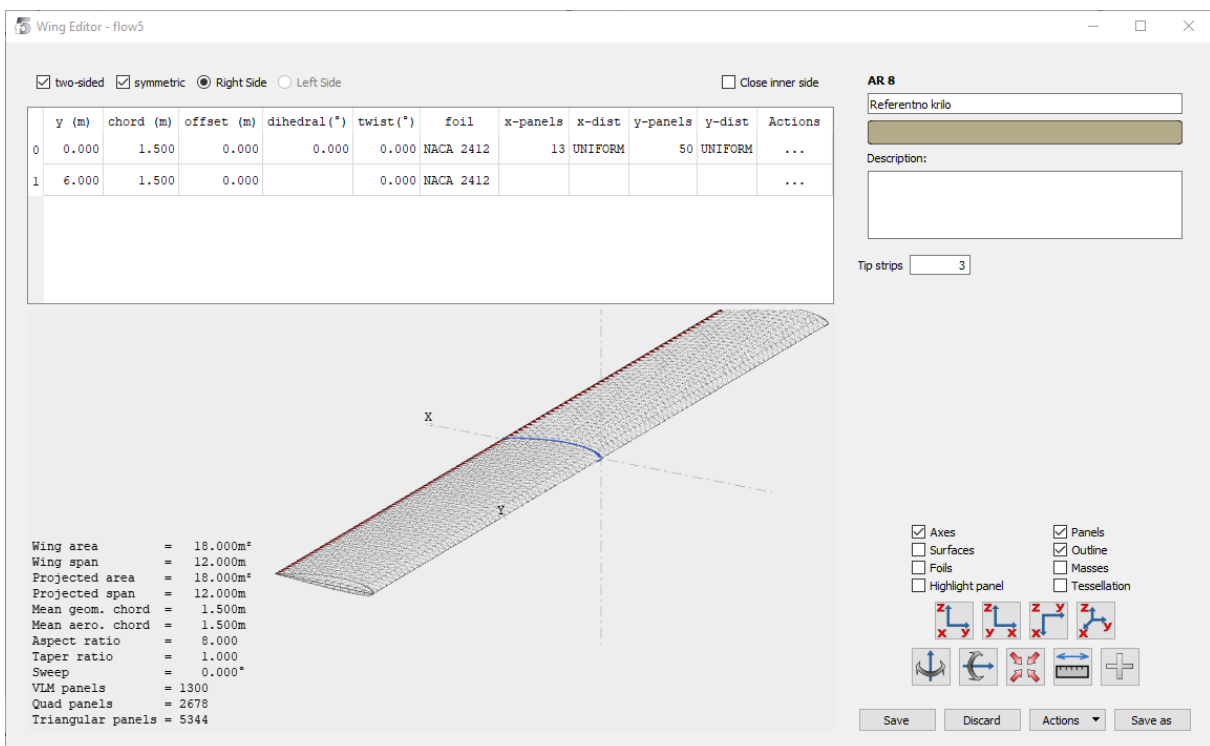
Slika 26. Prikaz početnog dizajna krila u sučelju programa flow5

Pri pokretanju modula dizajna zrakoplova, osim krila, definirana je i repna površina zrakoplova i vertikalno kormilo. U analizi utjecaja različitih oblika krila na aerodinamičke karakteristike, neće se promatrati utjecaj repne površine i vertikalnog kormila. Ove opcije se isključuju te se izrađuje referentno pravokutno krilo. Karakteristike referentnog pravokutnog krila prikazane su u tablici 5.

Tablica 5. Karakteristike pravokutnog krila

Duljina tetive u korijenu [m]	1.5
Srednja duljina tetive [m]	1.5
Površina krila [m <sup>2</sup> ]	18
Raspon krila [m]	12
Aspektni odnos	8

Krila su definirana trokutastim pločama jednolike gustoće u cilju boljeg definiranja površine, kao i dobivanja točnijih rezultata analize krila. Ova opcija nije dostupna u programu xflr5 te je kao napredna metoda korištena pri analizi krila. Izrada referentnog krila prikazana je na slici 27.



Slika 27. Izrada referentnog krila u programu flow5

Definira se masa krila u iznosu od 1000 kg. Masa krila i njena površina odgovaraju masi manjeg zrakoplova poput Cessna 172 [14]. Usporedit će se 3 krila jednake površine, ali različitih aspektnih odnosa. Aspektni odnos pravokutnog krila mijenjat će se tako da se proporcionalno smanjuje duljina tetive i povećava širina krila. Aspektni odnos referentnog krila iznosi 8. Izrađuju se 2 dodatna pravokutna krila, čije su karakteristike prikazane u tablici 6.

Tablica 6. Karakteristike krila različitih aspektnih odnosa

Površina krila [m <sup>2</sup> ]	18		
Aspektni odnos	4.5	8	12.5
Širina krila [m]	9	12	15
Duljina tetive [m]	2	1.5	1.2

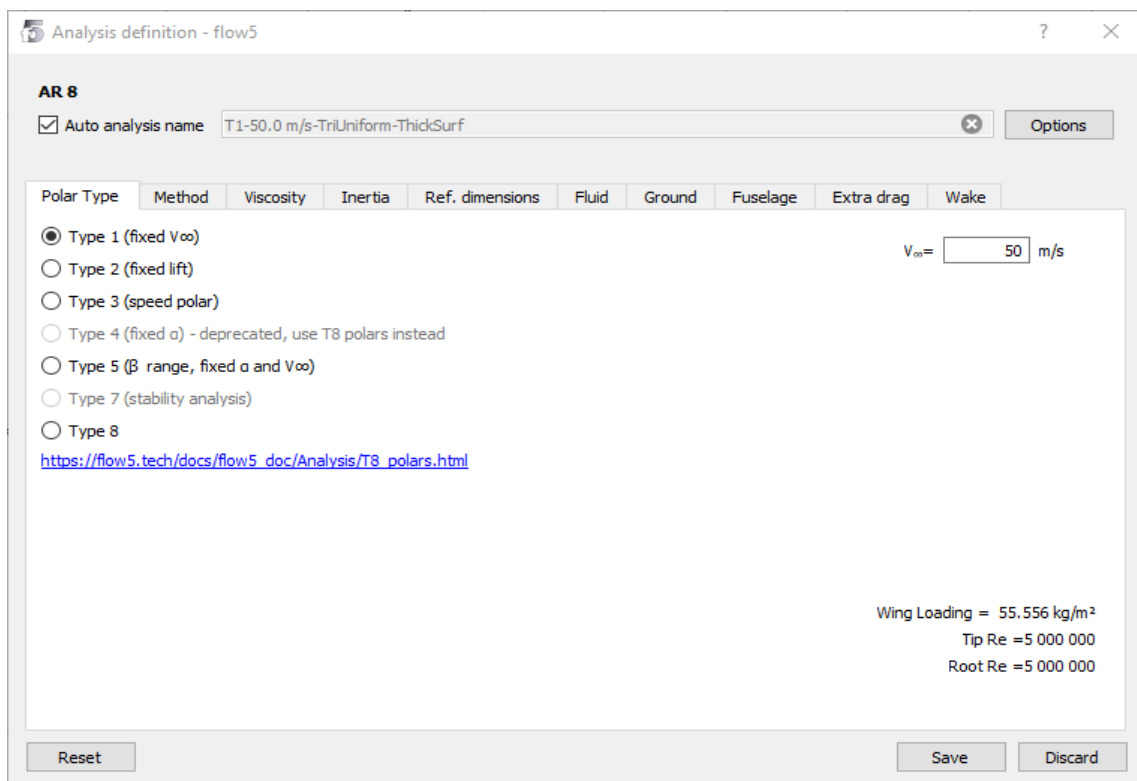
Nakon izrade tri različita pravokutna krila, provodi se analiza krila u programu flow5. Parametri analize prikazani su u tablici 7.

Tablica 7. Prikaz parametara analize

Parametar analize	Odabrana postavka
Metoda definiranja površine krila	Jednolična gustoća trokutastih ploča
Krila	Debele površine
Referentne dimenzije krila	Tlocrt modela krila
Upravljačke površine	Bez upravljačkih površina
Inercija	Inercija krila
Dodatan otpor	Bez dodatnog otpora
Tlo	Onemogućen utjecaj blizine tla
Trup	Bez trupa
Viskoznost	Omogućena analiza viskoznosti
Gustoća zraka, $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	1.225
Temperatura, T [K]	288.15
Koeficijent dinamičke viskoznosti, $\mu$ [Ns/m <sup>2</sup> ]	$1.7894 \cdot 10^{-6}$
Tlak, $p$ [N/m <sup>2</sup> ]	101325
Plinska konstanta za zrak, R [Nm/kgK]	287.053

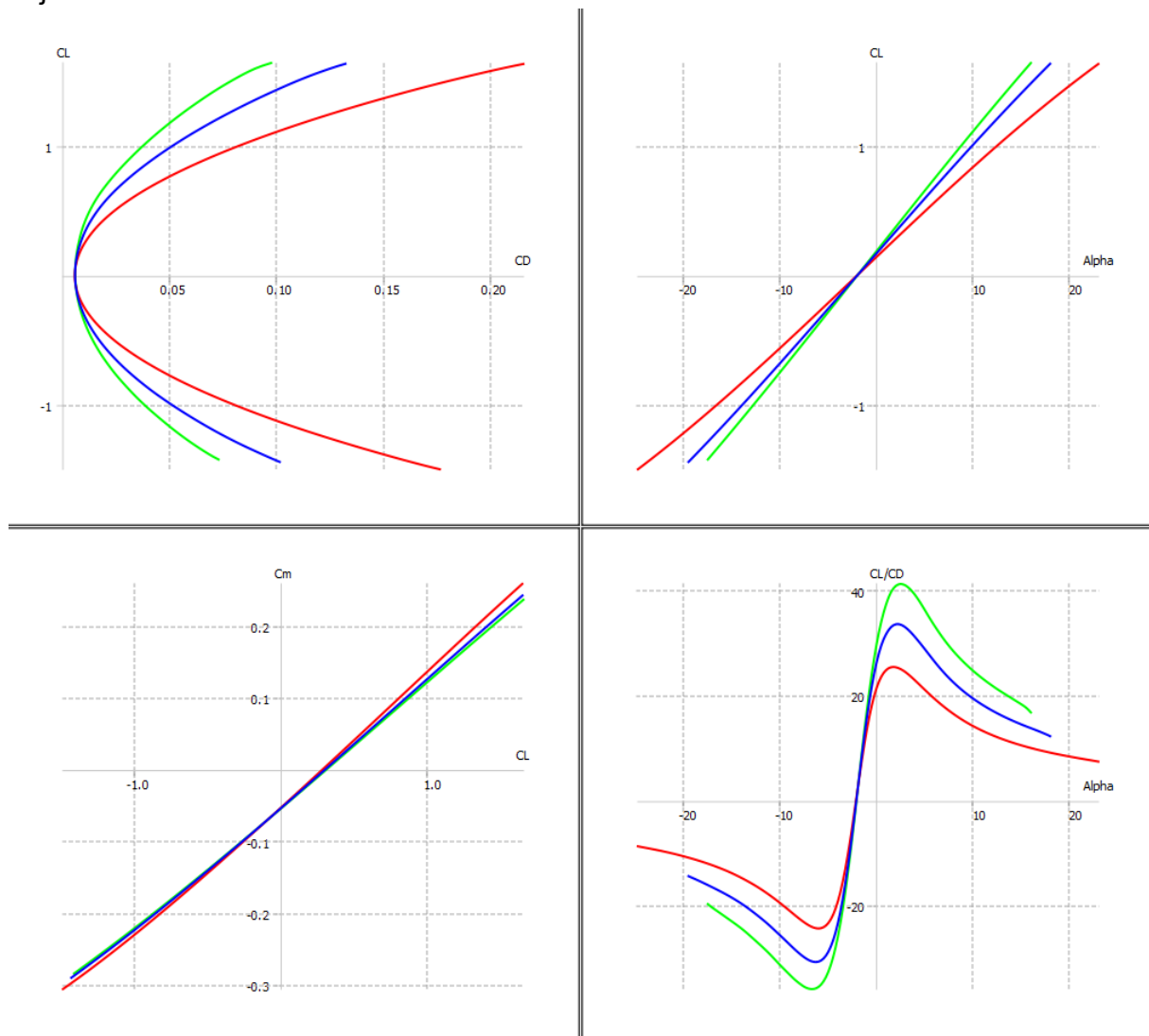
Izvor: [3]

Sučelje modula definiranja analize krila prikazano je na slici 28. Analiza aerodinamičkih karakteristika provodit će se pri brzini slobodne struje od 50 m/s, što odgovara brzini leta srednjih zrakoplova.



Slika 28. Sučelje programa flow5 pri definiranju analize

Nakon definiranja uvjeta analize, analiza svih oblika krila će se provoditi pod istim uvjetima.



Slika 29. Prikaz odnosa pravokutnih krila aspektnog odnosa 4.5, 8 i 12.5

Na slici 29 prikazana su četiri grafa koji prikazuju promjene aerodinamičkih karakteristika s obzirom na aspektni odnos. Na prvom grafu prikazan je odnos koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora. Povećanjem aspektnog odnosa krila smanjuje se otpor zrakoplova. Uočava se da zelena krivulja najvećeg aspektnog odnosa proizvodi najmanji otpor za potreban koeficijent uzgona. Na drugom grafu, koji prikazuje odnos koeficijenta uzgona i napadnog kuta krila, uočava se da krila s većim aspektnim odnosom stvaraju veći koeficijent uzgona pri određenom napadnom kutu. Na trećem grafu prikazan je odnos koeficijenta momenta krila i koeficijenta uzgona. Uočava se da leteće krilo s aeroprofilom NACA 2412 nije stabilno. U slučaju da položaj krila u strujanju fluida uzrokuje pozitivan koeficijent uzgona, stvarat će pozitivan koeficijent momenta oko težišta krila koji nastoji dodatno podizati napadni kut krila, što nije stabilno jer ne nastoji vratiti krilo u ravnotežni let. U slučaju stvaranja negativnog koeficijenta momenta pri negativnim napadnim kutovima, negativni koeficijent momenta će nastojati dodatno smanjiti napadni kut krila, što ne vraća zrakoplov u

ravnotežni let, odnosno ovo leteće krilo nije stabilno. U cilju stabilnog ravnotežnog leta, morat će se dodati repna površina koja negativno djeluje na uzgon zrakoplova i stvara dodatan otpor. Veći pozitivni nagib krivulje odnosa koeficijenta momenta i koeficijenta uzgona, znači da će biti potrebna ili veća repna površina ili veći otklon repne površine kako bi zrakoplov izvodio ravnotežni let. Zaključuje se da povećan aspektni odnos krila pozitivno doprinosi stabilnosti zrakoplova, jer se gradijent promjene povećanjem aspektnog odnosa smanjuje. Smanjeni nagib krivulje ukazuje da će repna površina zrakoplova morati proizvoditi manju silu kako bi zrakoplov ostao u ravnotežnom letu. Na četvrtom grafu prikazan je omjer finese zrakoplova i napadnog kuta. Uočava se da uz rast aspektnog odnosa raste i vrijednost finese krila zrakoplova.

Ukupni otpor krila računa se na sljedeći način:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

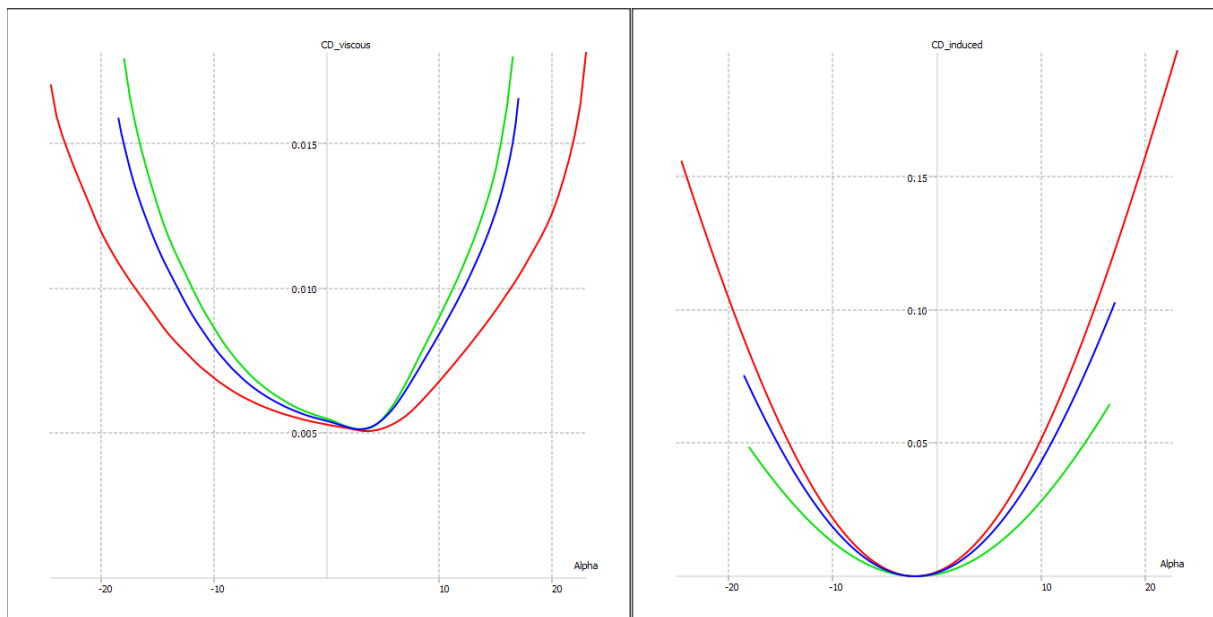
$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

Gdje je:

- $C_D$  – ukupni otpor
- $C_{D0}$  – parazitni otpor
- $C_{Di}$  – inducirani otpor
- $e$  – koeficijent učinkovitosti raspona krila
- $AR$  – aspektni odnos
- $C_L$  – koeficijent uzgona

Parazitni otpor je koeficijent otpora aeroprofila dobiven kod kuta nultog uzgona. Program flow5 izvodi koeficijent parazitnog otpora na temelju rezultata analize aeroprofila pri određenom Reynoldsovom broju. Koeficijent inducirano otpora vezan je uz napadni kut aeroprofila. Kod malih napadnih kutova se ovaj koeficijent ne mijenja značajno. Koeficijent otpora uslijed uzgona krila posljedica je raspodjele uzgona duž raspona krila, poznatog kao inducirani otpor ili vrtložni otpor. Jednadžba pokazuje da je koeficijent inducirano otpora krila proporcionalan kvadratu koeficijenta uzgona, te obrnuto proporcionalan aspektnom odnosu.

Utjecaj različitih aspektnih odnosa na inducirani i viskozni otpor prikazan je na slici 30.



Slika 30. Graf viskoznoeg otpora i induciranog otpora za krila aspektnog odnosa 4.5, 8 i 12.5

Viskozni otpor ili parazitni otpor temelji se na viskozim rezultatima analize aeroprofila uz pomoć Reynoldsovog broja. Program flow5 računa viskozni ili parazitni otpor iz analize aeroprofila, te ovisi o brzini slobodne struje.

Reynoldsov broj definiran je na sljedeći način:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu}$$

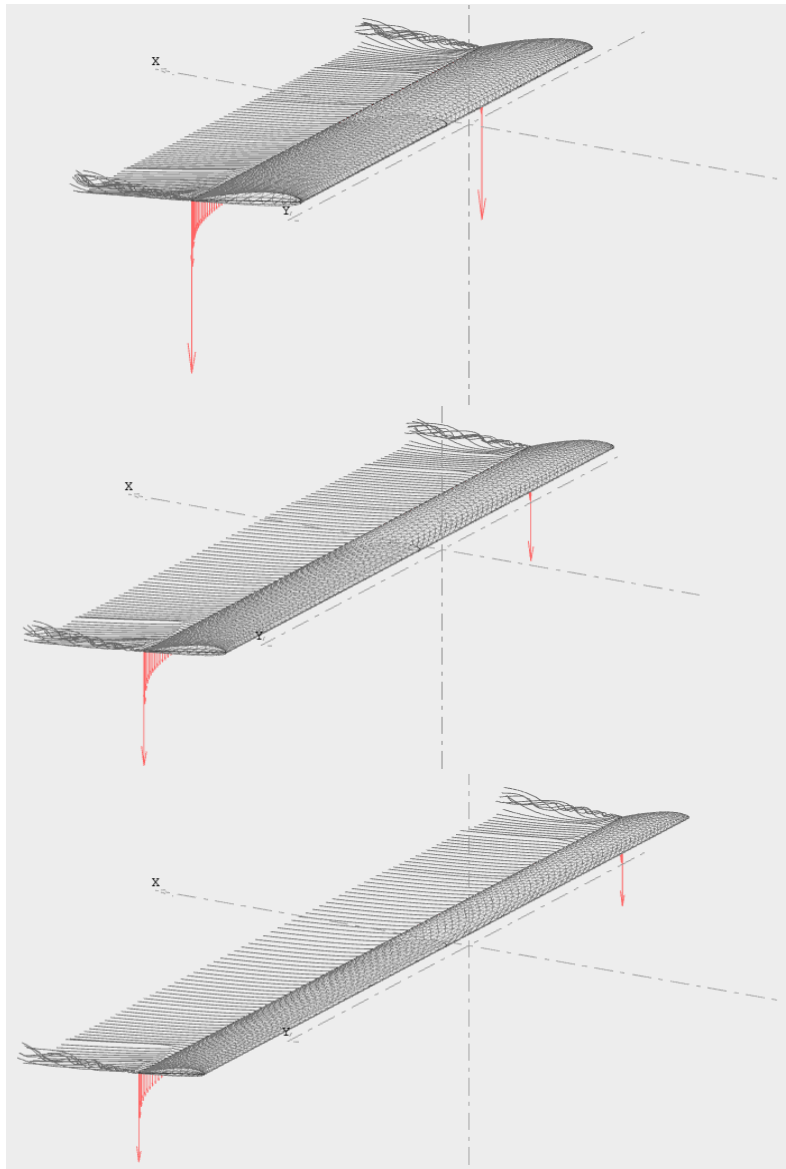
Gdje je:

- $\rho$  - gustoća zraka
- $V$  - brzina slobodne struje
- $c$  - duljina tetive krila
- $\mu$  - dinamički koeficijent viskoznosti.

Smanjenjem duljine tetive krila i održavanjem brzine slobodne struje, smanjuje se Reynoldsov broj. Smanjenjem duljine tetive aeroprofila pri povećanju aspektnog odnosa pravokutnog krila, flow5 računa manji parazitni otpor zbog manjeg Reynoldsovog broja.

Na slici 31 grafički je prikazan utjecaj induciranog otpora na pravokutna krila spomenutih aspektnih odnosa pri napadnom kutu od 10°.



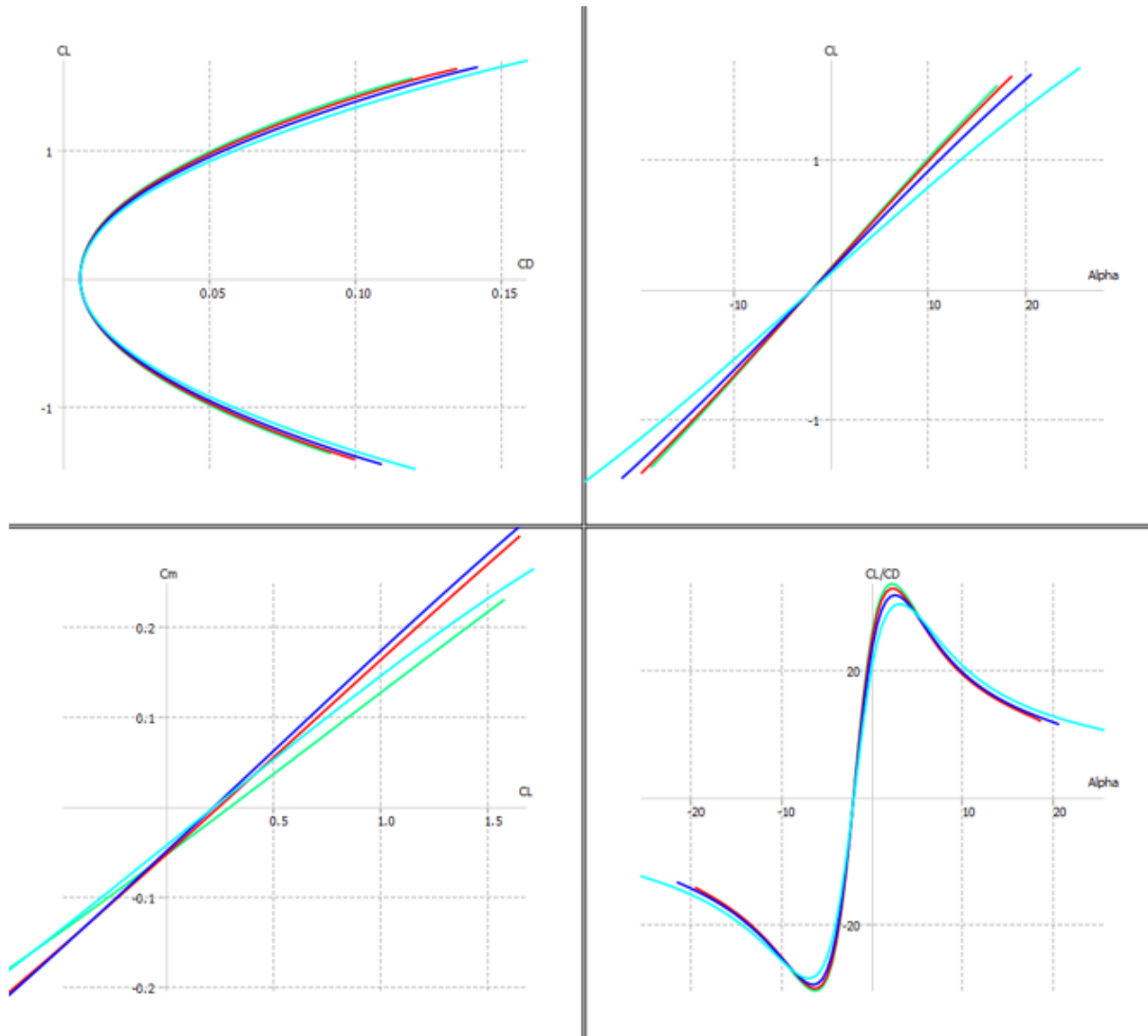


Slika 31. Utjecaj krila aspektnog odnosa 4.5, 8 i 12.5 na inducirani otpor pri napadnom kutu od  $10^\circ$

Inducirani otpor formira se u obliku vrtloga pri vrhu krila, te njegov iznos opada s povećanjem aspektnog odnosa.

Strelasta krila se konstruiraju kako bi zrakoplov mogao letjeti pri visokim brzinama. Krila proizvode uzgon na temelju razlike tlaka gornje i donje površine krila. Razlika u tlaku temelji se na razlici brzine strujanja fluida na gornjoj i donjoj površini krila. Povećavanjem brzine zrakoplova prema brzini zvuka, brzina fluida na gornjoj površini aeroprofila dostiže lokalnu brzinu zvuka. Područje nadzvučnog strujanja terminira se pojavom udarnog vala koji se s porastom slobodne brzine pomiče prema izlaznom bridu. Tanki aeroprofil čini manji poremećaj u fluidnom polju [3]. Rezultat je veći kritični Machov broj za tanji aeroprofil. Za let pri visokim podzvučnim brzinama upotrebljavaju se tanki aeroprofil. Kut strijele krila negativno doprinosi aerodinamičkim karakteristikama krila, ali se pri brzom letu zrakoplova mora koristiti.

Kako bi se analizirao utjecaj kuta strijele na aerodinamičke karakteristike, izvodi se modifikacija pravokutnog referentnog krila aspektnog odnosa 8. Modifikacija pravokutnog krila se provodi korištenjem funkcije *scale* unutar programa flow5. Kut strijele krila definira se u odnosu na zamišljeni pravac koji povezuje sve točke udaljene za četvrtinu udaljenosti tetive od prednjeg brida krila i ravnine koja je okomita na pravac leta [3]. Na slici 32 prikazan je utjecaj kuta strijele na aerodinamičke karakteristike krila.

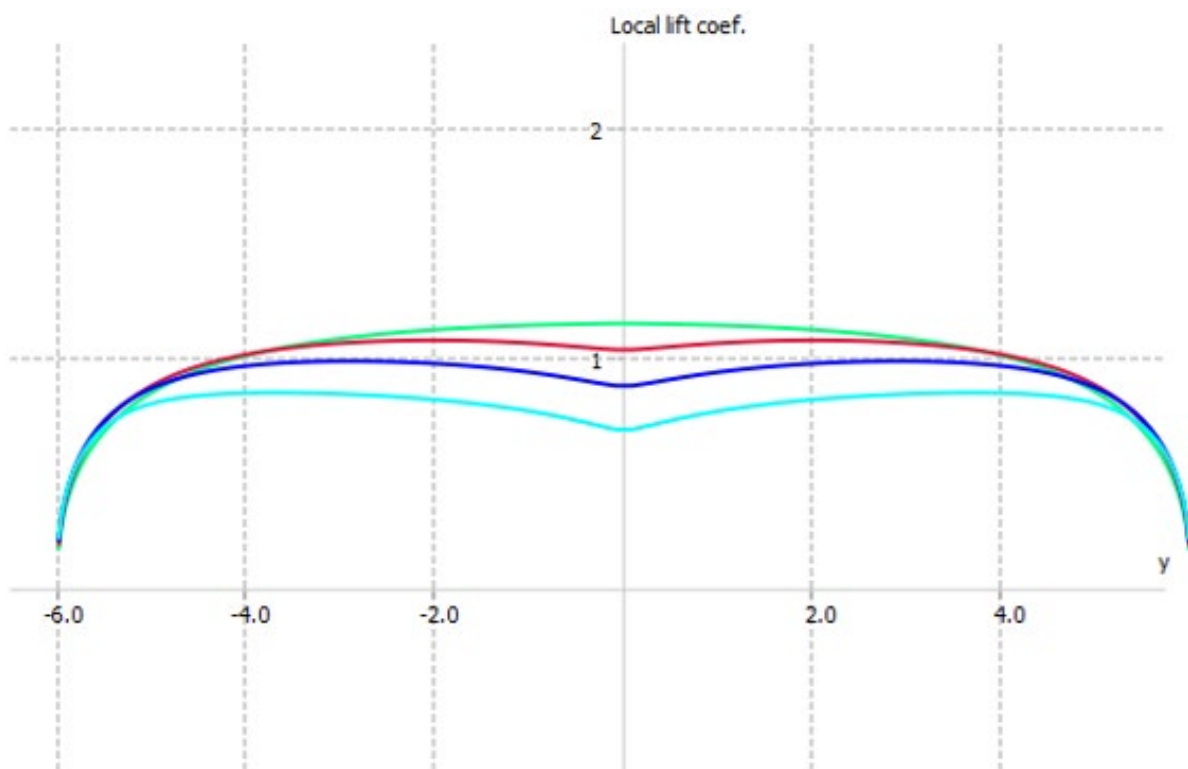


Slika 32. Utjecaj kuta strijele  $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $30^\circ$  i  $45^\circ$  na aerodinamičke karakteristike krila

Na prvom grafu prikazan je utjecaj kuta strijele na omjer koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora. Uočava se da će krila s većim kutom strijele imati veći koeficijent otpora za potreban koeficijent uzgona. Na drugom grafu prikazan je odnos koeficijenta uzgona i napadnog kuta krila. Pri istom napadnom kutu, krila s većim kutom strijele će proizvoditi manji koeficijent uzgona u usporedbi s krilima s manjim kutom strijele. Primjećuje se da se povećanjem kuta strijele povećava raspon napadnih kutova zrakoplova, te dolazi do odvajanja graničnog sloja pri većim napadnim kutovima. Na trećem grafu prikazan je odnos koeficijenta momenta o koeficijentu uzgona. Zaključuje se da su ova krila nestabilna te im je potrebna repna površina za ravnotežni let.

Povećanjem kuta strijele krilo negativno doprinosi stabilnosti zrakoplova. Primjećuje se nagib krivulje pri kutu strijele od  $45^\circ$ , gdje se nagib krivulje mijenja tako da doprinosi stabilnosti. U usporedbi s pravokutnim referentnim krilom, ukupni utjecaj je i dalje negativan, jer se za istu vrijednost koeficijenta uzgona stvara veća vrijednost koeficijenta momenta koja nastoji dodatno povećavati napadni kut krila. Na četvrtom grafu prikazan je omjer finese krila i napadnog kuta. Uočava se da vrijednost omjera koeficijenta uzgona i otpora o napadnom kutu krila pada povećanjem kuta strijele. Pravokutno krilo bez kuta strijele ima najveću vrijednost finese krila.

Na slici 33 prikazana je raspodjela lokalnog koeficijenta uzgona nad rasponom krila za različite kutove strijele pri napadnom kutu od  $10^\circ$ .



Slika 33. Raspodjela lokalnog koeficijenta uzgona nad rasponom krila kuta strijele  $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $30^\circ$  i  $45^\circ$  pri napadnom kutu od  $10^\circ$

Povećanjem kuta strijele, krilo stvara manji uzgon pri istom napadnom kutu. Područje najvećeg lokalnog koeficijenta uzgona pomiče se prema vrhu krila povećanjem kuta strijele. Ovo je nepoželjna karakteristika, jer se granični sloj odvaja u području maksimalnog lokalnog koeficijenta uzgona. Upravljačke površine krila se nalaze na vrhovima krila. Odvajanjem graničnog sloja pri vrhu krila zrakoplov gubi kontrolu nad upravljačkim površinama, te se otklonom upravljačkih površina neće moći vratiti u ravnotežan let. Kod pravokutnih krila odvajanje graničnog sloja počinje pri korijenu krila, gdje upravljačke površine mogu održati upravljivost nad zrakoplovom, što je poželjna karakteristika.

Povećanjem aspektnog odnosa smanjuje se inducirani otpor. Za eliptično krilo teorijska vrijednost koeficijenta učinkovitosti iznosi 1, odnosno eliptično krilo stvara najmanji inducirani otpor. Izrada eliptičnog tlocrta krila je skuplja za proizvodnju nego jednostavno pravokutno krilo. S druge strane, pravokutno krilo ima raspodjelu uzgona daleko od optimalne raspodjele uzgona eliptičnog krila. Kompromis predstavlja trapezno krilo. Trapezno krilo može se dizajnirati s omjerom suženja, odnosno omjerom tetive u vrhu krila i tetive u korijenu krila, tako da raspodjela uzgona približno odgovara eliptičnom slučaju. Trapezna krila ili krila sa suženjem su puno jeftinija za proizvodnju od eliptičnih krila, te se iz tog razloga eliptična krila više ne proizvode. Glavni cilj dizajna trapeznog krila ili krila sa suženjem nije dostići eliptičnu distribuciju uzgona, nego povećati aspektni odnos krila smanjenjem njegove površine [1].

Suženje krila računa se sljedećom formulom:

$$\lambda = \frac{c_v}{c_k}$$

Gdje je:

$c_v$  – duljina tetive u vrhu krila

$c_k$  – duljina tetive u korijenu krila

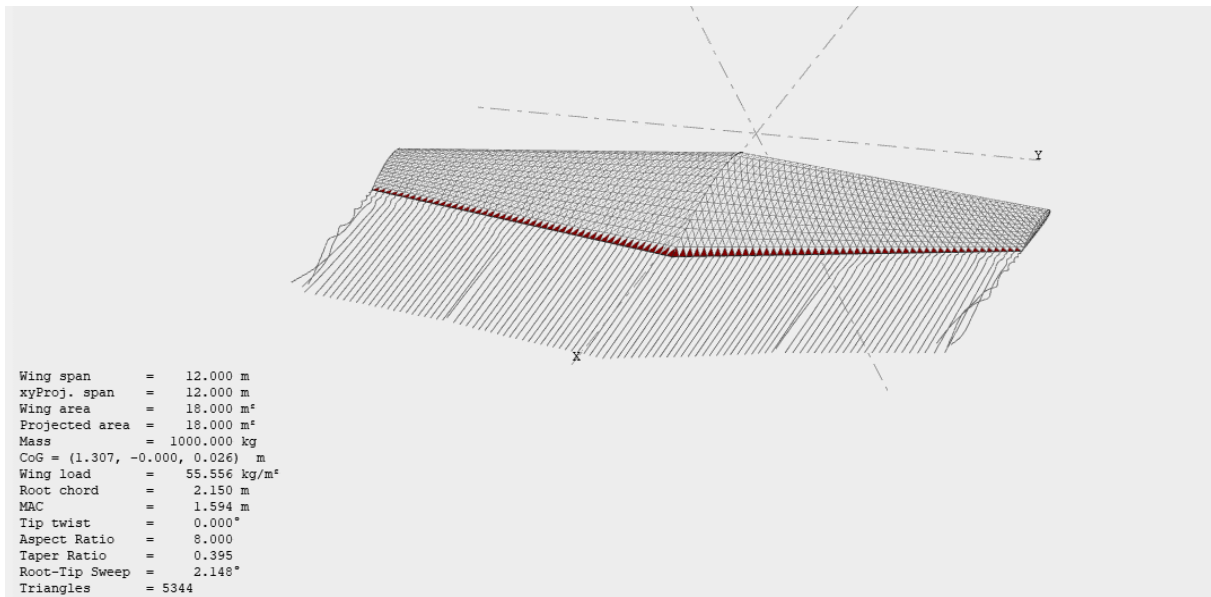
$\lambda$  – faktor suženja krila

Kako bi se promotrio utjecaj različitih faktora suženja krila na učinkovitost krila, potrebno je održati aspektni odnos krila konstantnim. Trapezna krila su konstruirana tako da im je održana srednja duljina tetive, aspektni odnos, površina krila i širina krila. Konstruirana su krila s faktorom suženja 0.2, 0.395, 0.6, 0.796 i 1.0. Krila su konstruirana tako da se suženje krila provodi linearno od prednjeg i stražnjeg brida. Ovakav dizajn krila uzrokuje povećanje kuta strijele smanjenjem faktora suženja. Karakteristike konstruiranih trapeznih krila prikazane su u tablici 8.

Tablica 8. Karakteristike trapeznih krila s različitim faktorima suženja

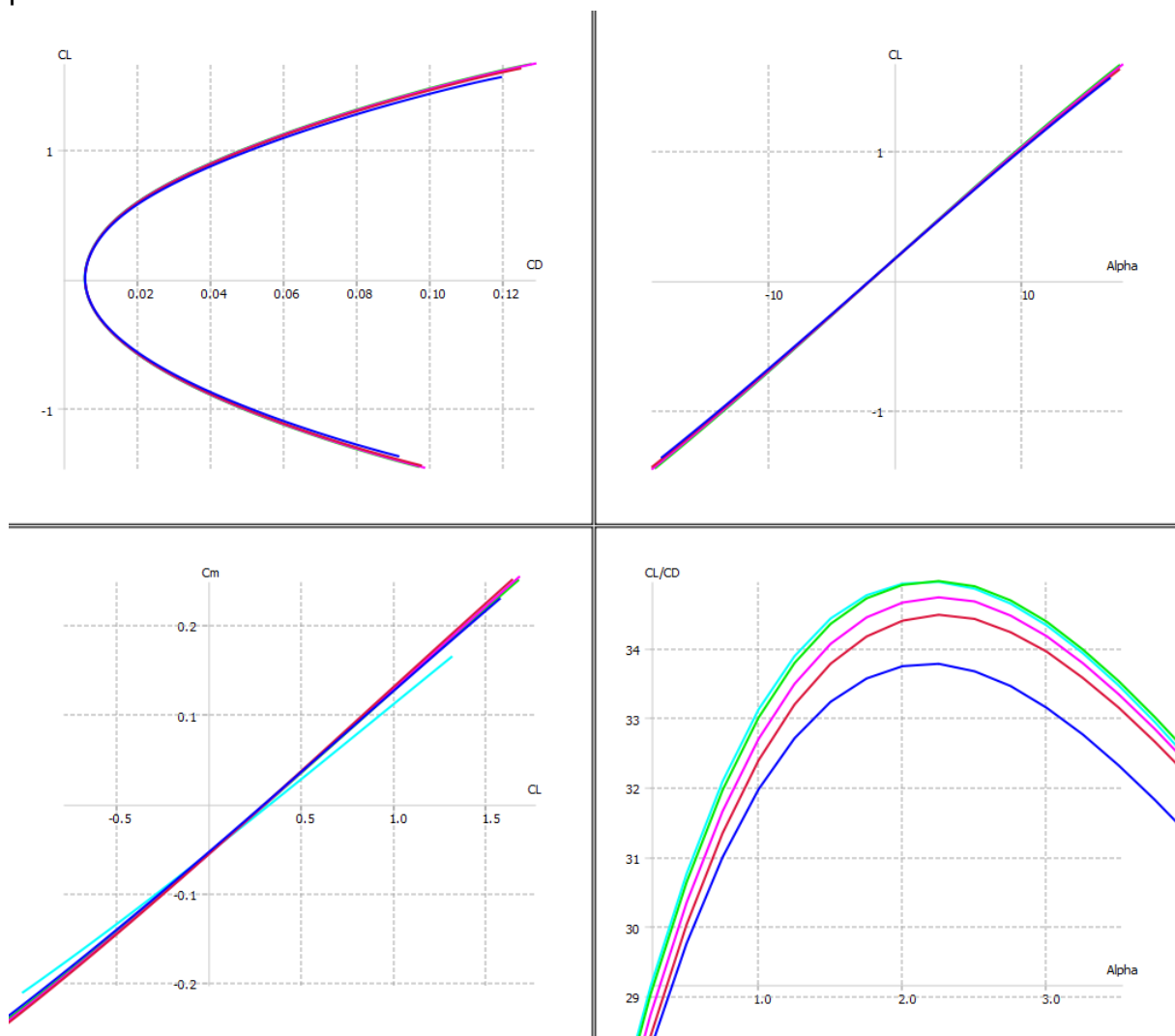
Faktor suženja	0.2	0.395	0.6	0.796	1.0
Duljina tetive u korijenu [m]	2.5	2.15	1.875	1.67	1.5
Duljina tetive u vrhu krila [m]	0.5	0.85	1.125	1.33	1.5
Kut strijele [°]	4.764	2.148	1.79	0.812	0
Srednja duljina tetive [m]	1.5				
Površina krila [m <sup>2</sup> ]	18				
Širina krila [m]	12				
Aspektni odnos	8				

Trapezno krilo konstruirano s faktorom suženja 0.395 prikazano je na slici 34 gdje se vizualno prikazuje način linearnog suženja krila.



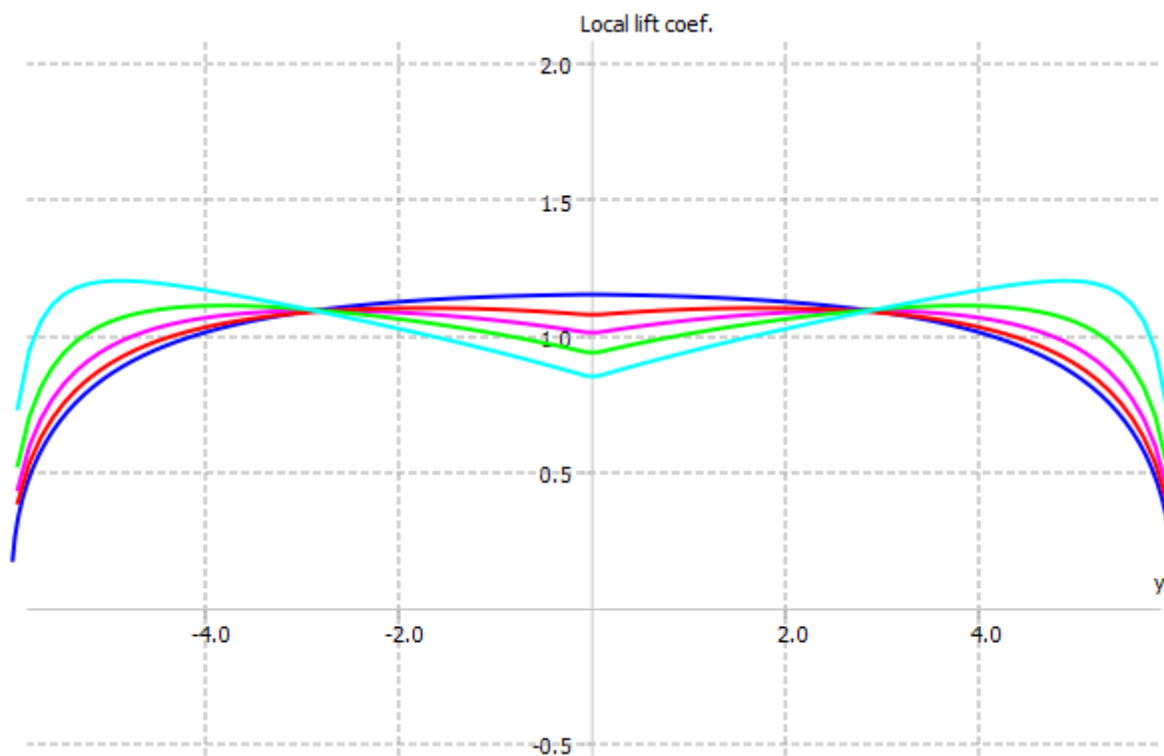
Slika 34. Konstruirano trapezno krilo faktora suženja 0.395

Grafički odnosi aerodinamičkih karakteristika krila različitih faktora suženja prikazani su na slici 35.



Slika 35. Analiza aerodinamičkih karakteristika krila s faktorom suženja 0.2, 0.395, 0.6, 0.796 i 1.0

Na prvom grafu koji prikazuje odnos koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora, uočavaju se promjene pri većim koeficijentima uzgona pri kojima krila s manjim faktorom suženja proizvode manji otpor. Na drugom grafu u kojem je prikazan omjer koeficijenta uzgona i napadnog kuta, uočava se da faktor suženja ima veći utjecaj na vrijednost koeficijenta uzgona pri većim napadnim kutovima. Na trećem grafu prikazana je ovisnost koeficijenta momenta o koeficijentu uzgona. Najveće razlike u odnosu koeficijenta momenta i koeficijenta uzgona su pri većim koeficijentima uzgona. Primjećuje se da najveći doprinos stabilnosti donosi krilo faktora suženja 0.2. Najveća razlika u faktoru suženja primjećuje se na četvrtom grafu koji prikazuje rast vrijednosti omjera koeficijenta uzgona i otpora s napadnim kutom do faktora suženja 0.395. Primjećuje se da s dodatnim suženjem krila vrijednost omjera koeficijenta uzgona i otpora s napadnim kutom prestaje rasti.



Slika 36. Raspodjela lokalnog koeficijenta uzgona nad rasponom krila kuta faktora suženja 0.2, 0.395, 0.6, 0.796 i 1.0 pri napadnom kutu od  $10^\circ$

Na slici 36 prikazan je utjecaj različitih faktora suženja na raspored lokalnog koeficijenta uzgona nad rasponom krila. Ukupni koeficijent uzgona se ne mijenja značajno kao što je prikazano u drugom grafu na slici 35, ali se maksimalni lokalni koeficijent uzgona pomiče prema vrhu krila smanjenjem faktora suženja. Smanjenje faktora suženja uzrokuje pomicanje područja maksimalnog koeficijenta uzgona prema vrhu krila, što je nepoželjna karakteristika. Trapezno krilo pruža bolji omjer koeficijenta uzgona i otpora s promjenom napadnog kuta krila, ali uzrokuje i nepoželjne karakteristike pri odvajanju graničnog sloja.

Zaključuje se da ne postoji savršeno krilo koje će odgovarati svim uvjetima leta zrakoplova. Trapezno krilo pokazuje svoje prednosti i nedostatke. Pri letu sporih zrakoplova često se koriste pravokutna krila zbog jeftinije proizvodnje i dobrih uvjeta odvajanja graničnog sloja. Trapezna krila ukazuju na veću učinkovitost zrakoplova u letu, ali je proizvodnja trapeznih krila skuplja. Smanjenje faktora suženja uzrokuje odvajanje graničnog sloja pri vrhu krila, gdje se smanjuje upravljivost zrakoplova pri odvajanju graničnog sloja. Strelasta krila negativno utječu na performanse leta, ali se pri konstrukciji zrakoplova namijenjenih za let pri podzvučnim brzinama koriste jer se povećanjem kuta strijele omogućuje brži let zrakoplova.

Uvjet ravnotežnog leta je jednakost sile uzgona i težine zrakoplova.

$$F_L = F_G$$

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} c_L = mg$$

$$c_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S_{ref}}$$

Gdje je:

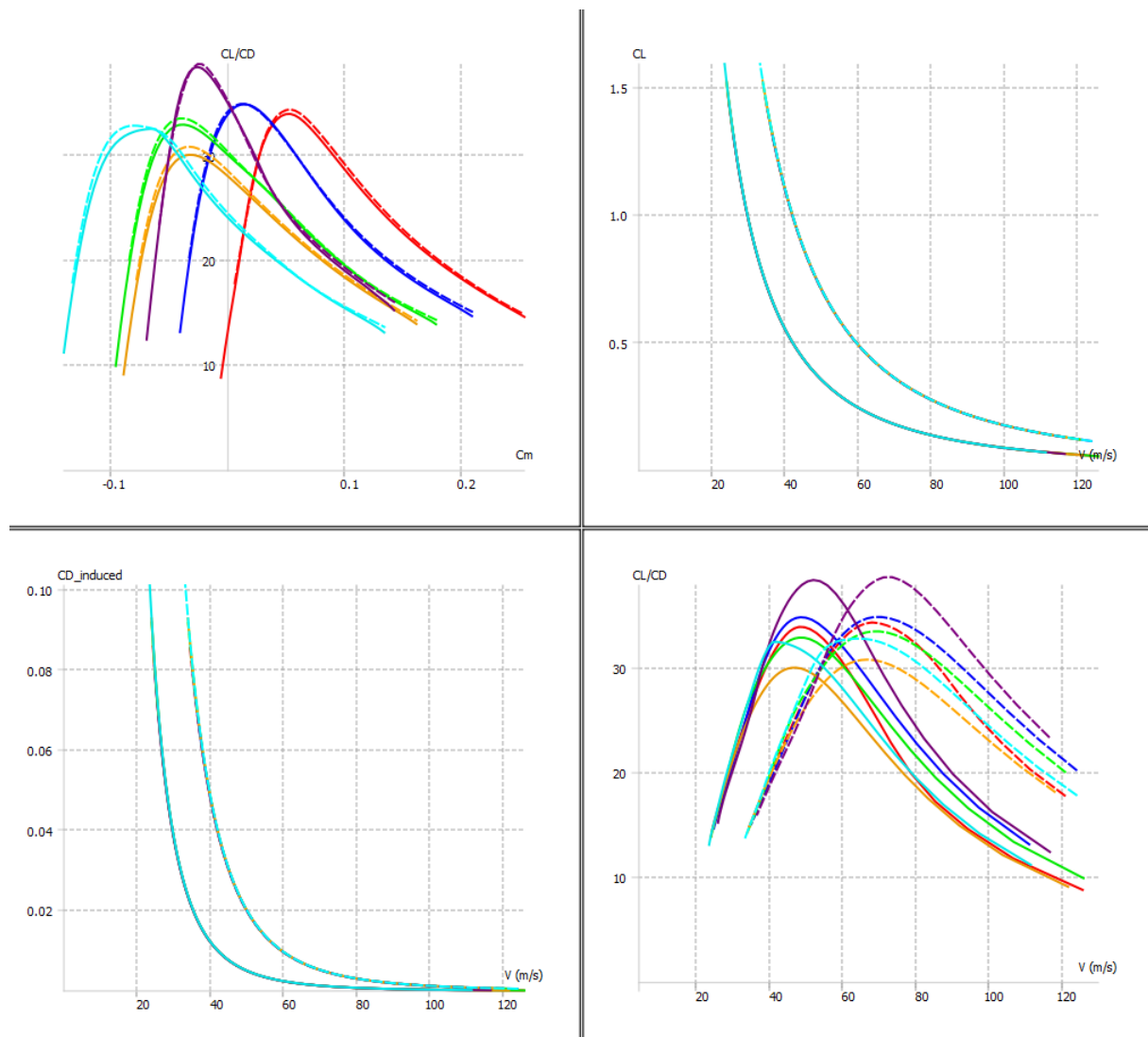
- $\rho$  – gustoća zraka
- $V$  – brzina leta zrakoplova
- $S_{ref}$  – površina krila
- $c_L$  – koeficijent uzgona krila
- $m$  – masa zrakoplova
- $g$  – akceleracija slobodnog pada pri površini zemlje

Iz formule zaključujemo da će s porastom brzine opadati potreban koeficijent uzgona krila za ravnotežan let. Pri malim vrijednostima koeficijenta uzgona zrakoplova, krilo može imati mali napadni kut, što znači da je utjecaj induciranog otpora malen na zrakoplove namijenjene za brzi let. Iz tog razloga brzim zrakoplovima nije vrlo bitan aspektni odnos, te se zrakoplov namijenjen za brzi let konstruira s krilom manjeg aspektnog odnosa. Visok aspektni odnos je najbitniji pri izradi jedrilica, gdje će male mase jedrilice uzrokovati nisku brzinu sloma uzgona. Za let brzih zrakoplova najbitniji utjecaj ima kut strijele.

Pri definiranju analize krila postavljeni su svi parametri za računanje potrebnog koeficijenta uzgona. Definirana je brzina strujanja fluida, gustoća zraka, referentna površina krila i masa krila. Flow5, osim analize krila pri određenoj brzini, nudi i mogućnost analize krila u ravnotežnom letu korištenjem modula *fixed lift analysis*.

Nakon analize utjecaja različitih oblika krila na aerodinamičke karakteristike, promatrat će se razlike u performansama leta analiziranih aeroprofila. Utjecaj odabranog aeroprofila na performanse leta prikazat će se nad trapeznim krilo faktora suženja 0.395 jer pokazuje najveći rast finese zrakoplova na slici 35.

Na slici 37 prikazana je analiza utjecaja prethodno analiziranih aeroprofila na performanse krila.



Slika 37. Prikaz odnosa aeroprofila NACA 23012, NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 631-412 i NLF(1)-0215F nad trapeznim krilom faktora suženja 0.395 masa krila 1000 kg (—), masa krila 2000 kg (- - -)

Analizirana su krila pri masi od 1000 kg označena punom linijom, i krila zadane mase 2000 kg označena iscrtanom linijom. Na prvom grafu prikazana je ovisnost finese krila o koeficijentu momenta krila. Na drugom grafu prikazana je ovisnost koeficijenta uzgona krila i brzine slobodne struje. S rastom brzine smanjuje se potrebiti koeficijent uzgona. Moguće je odrediti brzinu sloma uzgona uz pomoć ovog grafa, ali je njena točnost upitna jer se određuje pri vrijednosti maksimalnog koeficijenta uzgona. Usporedbom rezultata programa i eksperimentalnih mjerenja zaključuje se da izračun programa xflr5 nastoji precijeniti stvarnu vrijednost maksimalnog koeficijenta uzgona. Uočava se smanjenje brzine sloma uzgona s povećanjem mase krila iste površine. Treći graf prikazuje odnos vrijednosti induciranog otpora i brzine strujanja fluida. Povećanjem mase krila, uočava se porast induciranog otpora pri manjim brzinama. Četvrti graf prikazuje odnos finese zrakoplova s promjenom brzine.



Pri povećanju mase, raste potrebna brzina leta za konstantnu površinu krila. Trapezno krilo dizajnirano s aeroprofilom NACA 63<sub>1</sub>-412 ima najveće vrijednosti finese krila na velikom rasponu brzina, te se pokazuje kao idealan odabir. Maksimalne vrijednosti finesa ovog aeroprofila su bile najniže u analizi aeroprofila. Utjecaj na rezultat se pripisuje koeficijentu momenta krila pri najvećoj vrijednosti finese. Na prvom grafu uočava se da pri maksimalnoj vrijednosti finese krila modeliranog aeroprofilom NLF(1)-0215F, krilo stvara vrlo negativan koeficijent momenta koji utječe na ukupne aerodinamičke karakteristike.

Položaj težišta krila određen je korištenjem funkcije automatske inercije krila unutar programa flow5, koja računa položaj težišta na temelju volumena krila. Pozicija težišta zrakoplova ima velik utjecaj na moment propinjanja. Zrakoplovi s repnim površinama mogu imati različite pozicije težišta, ovisno o rasporedu mase zrakoplova. Pozicija oko koje se moment krila i moment repne površine izjednačavaju naziva se neutralna točka [15]. U neutralnoj točki ne stvara se moment oko zrakoplova. Ako je centar težišta zrakoplova postavljen u neutralnu točku, zrakoplov će imati maksimalnu upravljivost zrakoplova i neutralnu statičku stabilnost. Pomicanjem težišta prema nosu zrakoplova povećava se statička stabilnost zrakoplova, ali se smanjuje upravljivost. Poželjno je da zrakoplov ima blagu pozitivnu statičku stabilnost, tako da se nastoji vratiti u ravnotežan let te da je održana upravljivost zrakoplova. Iznos momenta sile repne površine raste povećanjem udaljenosti između težišta i repne površine zrakoplova. Pozicija težišta zrakoplova ima znatan utjecaj na performanse leta, stabilnost i upravljivost zrakoplova.

## 7. Zaključak

Detaljno su analizirane aerodinamičke karakteristike različitih aeroprofila i krila korištenjem programa flow5 i xflr5. Analizirani aeroprofil obuhvaćaju nekoliko serija NACA aeroprofila, kao i modernije dizajne poput aeroprofila NLF(1)-0215F.

Provedena je usporedba rezultata dobivenih analizom u programu xflr5 s eksperimentalnim mjerenjima kako bi se osigurala točnost usporedbe i izbjegli netočni zaključci. Pri analizi aeroprofila NACA 63<sub>1</sub>-412 uočena je greška u rasporedu tlaka, koja je ispravljena prilagodbom koordinata aeroprofila, te su se rezultati približili eksperimentalnim mjerenjima. Unatoč ovoj korekciji, program xflr5 nastoji precijenjivati koeficijent uzgona i podcjenjivati koeficijent otpora, posebno pri većim napadnim kutovima, što se može pripisati aproksimaciji viskoznih efekata uz pomoć Reynoldsovog broja.

Analizirani su različiti oblici krila i njihov utjecaj na aerodinamičke karakteristike u programu flow5. Objasnjeni su parametri analize, kao i rezultati analiza u obliku grafičkih prikaza koji prikazuju utjecaj na aerodinamičke karakteristike. Zaključeno je da aspektni odnos krila ima najveći utjecaj na performanse zrakoplova, pri čemu krila s većim aspektnim odnosom značajno smanjuju inducirani otpor, što doprinosi ukupnoj učinkovitosti zrakoplova. Ne postoji krilo koje odgovara svim uvjetima leta zrakoplova.

Istražen je utjecaj odabira aeroprofila na performanse leta krila. Odnosi maksimalnog omjera koeficijenta uzgona i otpora aeroprofila ne podudaraju se s vrijednostima omjera koeficijenta uzgona i otpora krila. Objasnjen je utjecaj pozicije težišta na upravljivost i stabilnost zrakoplova.

Nastavak na istraživanje predstavlja analizu utjecaja različitih pozicija težišta potpunog zrakoplova na performanse leta, stabilnost i upravljivost. Proširenje trenutne analize na stvarne primjene omogućilo bi dublje razumijevanje utjecaja pozicije težišta na performanse zrakoplova u letu.

Unatoč određenim ograničenjima računalnih programa korištenih u ovom radu, flow5 i xflr5 pokazali su se kao korisni alati za prvobitnu analizu aerodinamičkih karakteristika aeroprofila i krila.

## Popis literature

- [1] Anderson J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. 3<sup>rd</sup> ed. Ohio: McGraw-Hill Education; 2001.
- [2] Anderson J. D. *Introduction to Flight*. 8<sup>th</sup> ed. New York: McGraw-Hill Education; 2015.
- [3] Kesić, P. *Osnove Aerodinamike*. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu; 2003.
- [4] Bilsten R. E. *Orders of magnitude: A history of the NACA and NASA, 1915-1990*. Washington: National Advisory Committee for Aeronautics; 1989. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19890017434/downloads/19890017434.pdf> [Pristupljeno: 10. kolovoza 2024.]
- [5] Nikolić K. K. *Geometrijske i aerodinamičke karakteristike aeroprofila*. [Predavanje] Teorija leta I. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu. 16. ožujka 2020. - 23. ožujka 2020.
- [6] Cère-Aéro. *flow5*. Preuzeto s: <https://flow5.tech/> [Pristupljeno: 15. kolovoza 2024]
- [7] Cère-Aéro. *XFOil, xflr5, flow5*. Preuzeto s: <https://flow5.tech/index.php/flow5/sample-page/xfoil-xflr5-flow5/> [Pristupljeno: 17. kolovoza 2024.]
- [8] XFLR5. Preuzeto s: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm> [Pristupljeno: 16. kolovoza 2024.]
- [9] Somers D. M. *Design and experimental results for a flapped natural-laminar-flow airfoil for general aviation applications*. Hampton: NASA Langley Research Center Hampton, 1981. Preuzeto s: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19830022115> [Pristupljeno: 20. kolovoza 2024.]
- [10] Airfoil Tools, *NACA 63-412 AIRFOIL (n63412-il)*. Preuzeto s: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n63412-il> [Pristupljeno 19. kolovoza 2024.]
- [11] Airfoil Tools, *NASA/LANGLEY NLF(1)-0215F AIRFOIL (nlf0215f-il)*. Preuzeto s: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=nlf0215f-il> [Pristupljeno: 19. kolovoza 2024.]
- [12] Drela M. *XFOIL 6.9 User Primer*. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology; 2001. Preuzeto s: [https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/xfoil\\_doc.txt](https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/xfoil_doc.txt) [Pristupljeno 18. kolovoza 2024.]
- [13] Abbot I. H., Doenhoff A. E. V., Stivers L. J. *Summary of airfoil data*. Preuzeto s: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930090976> [Pristupljeno: 20. kolovoza 2024.]
- [14] Alpine Airlines. *Cessna 172*. Preuzeto s: <https://alpine-airlines.com/en/aircraft-cessna-training-rating-courchevel-lflj/> [Pristupljeno: 25. kolovoza 2024.]
- [15] Anderson J. D. *Principles of Flight*. 2<sup>nd</sup> ed. Frankfurt: Jeppsen GmbH; 2001.

## Popis slika

Slika 1. Treća jedrilica braće Wright .....	2
Slika 2. Sekcija aeroprofila na krilu .....	3
Slika 3. Nomenklatura aeroprofila .....	4
Slika 4. Četveroznamenasti NACA aeroprofil .....	5
Slika 5. Razlika simetričnog i zakrivljenog aeroprofila .....	5
Slika 6. Peteroznamenasti NACA aeroprofil .....	6
Slika 7. Prikaz raspona i površine krila .....	8
Slika 8. Prikaz vrtloga na krilu .....	8
Slika 9. Razlika u gradijentu koeficijenta uzgona .....	9
Slika 10. Geometrijske karakteristike krila .....	10
Slika 11. Vitoperenje krila .....	11
Slika 12. Pozitivan kut dijedra .....	11
Slika 13. Razni oblici krila: a) pravokutno b) trapezno c) eliptično d) strelasto sa strijelom unatrag e) strelasto sa strijelom unaprijed f) delta .....	12
Slika 14. Prikaz odabranih aeroprofila u programu flow5 .....	17
Slika 15. Sučelje modula batch analysis .....	17
Slika 16. Prikaz uzroka greške aeroprofila NACA 63 <sub>1</sub> -412 .....	26
Slika 17. Prikaz odnosa modificiranog aeroprofila i njegove originalne verzije .....	26
Slika 18. Prikaz rasporeda tlaka modificiranog aeroprofila NACA 63 <sub>1</sub> -412 .....	27
Slika 19. Razlika tlaka na gornjoj i donjoj površini aeroprofila NACA 2412 .....	29
Slika 20. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu aeroprofila NLF(1)-0215F, NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 63 <sub>1</sub> -412, NACA 23012 .....	30
Slika 21. Omjer koeficijenta otpora i napadnog kuta za aeroprofile NACA 23012, NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 63 <sub>1</sub> -412 i NLF(1)-0215F .....	31
Slika 22. Ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora za aeroprofile NACA 23012, NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 63 <sub>1</sub> -412 i NLF(1)-0215F .....	32
Slika 23. Omjer finese aeroprofila i napadnog kuta za aeroprofile NACA 23012, NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 63 <sub>1</sub> -412 i NLF(1)-0215F .....	33
Slika 24. Omjer koeficijenta momenta i napadnog kuta aeroprofila NACA 23012, NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 63 <sub>1</sub> -412 i NLF(1)-0215F .....	34
Slika 25. Prikaz promjene lokacije centra potiska s promjenom napadnog kuta aeroprofila NACA 2412 .....	35
Slika 26. Prikaz početnog dizajna krila u sučelju programa flow5 .....	37
Slika 27. Izrada referentnog krila u programu flow5 .....	38
Slika 28. Sučelje programa flow5 pri definiranju analize .....	39
Slika 29. Prikaz odnosa pravokutnih krila aspektnog odnosa 4.5, 8 i 12.5 .....	40
Slika 30. Graf viskoznog otpora i induciranog otpora za krila aspektnog odnosa 4.5, 8 i 12.5 .....	42
Slika 31. Utjecaj krila aspektnog odnosa 4.5, 8 i 12.5 na inducirani otpor pri napadnom kutu od 10° .....	43
Slika 32. Utjecaj kuta strijele 0°, 15°, 30° i 45° na aerodinamičke karakteristike krila .....	44

Slika 33. Raspodjela lokalnog koeficijenta uzgona nad rasponom krila kuta strijele $0^\circ$ , $15^\circ$ , $30^\circ$ i $45^\circ$ pri napadnom kutu od $10^\circ$ .....	45
Slika 34. Konstruirano trapezno krilo faktora suženja 0.395 .....	47
Slika 35. Analiza aerodinamičkih karakteristika krila s faktorom suženja 0.2, 0.395, 0.6, 0.796 i 1.0.....	47
Slika 36. Raspodjela lokalnog koeficijenta uzgona nad rasponom krila kuta faktora suženja 0.2, 0.395, 0.6, 0.796 i 1.0 pri napadnom kutu od $10^\circ$ .....	48
Slika 37. Prikaz odnosa aeroprofila NACA 23012, NACA 2412, NACA 4412, NACA 4421, NACA 63 <sub>1</sub> -412 i NLF(1)-0215F nad trapeznim krilom faktora suženja 0.395..	50

## Popis grafikona

Grafikon 1. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NACA 2412 .....	19
Grafikon 2. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 2412 .....	19
Grafikon 3. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NACA 4412 .....	20
Grafikon 4. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 4412 .....	21
Grafikon 5. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NACA 4421 .....	21
Grafikon 6. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 4421 .....	22
Grafikon 7. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NACA 23012 .....	23
Grafikon 8. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 23012 .....	23
Grafikon 9. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil 63 <sub>1</sub> -412	24
Grafikon 10. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NACA 63 <sub>1</sub> -412 .....	25
Grafikon 11. Graf omjera koeficijenta uzgona i napadnog kuta za aeroprofil NLF(1)-0215F .....	27
Grafikon 12. Ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora za aeroprofil NLF(1)-0215F .....	28

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti  
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je Završni rad  
(vrsta rada)

isključivo rezultat mogega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom Analiza aerodinamičkih karakteristika aeroprofila i krila u programu flow5 , u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, 10.09.2024

Bruno Bilić *Bruno Bilić*  
(ime i prezime, *potpis*)