

Procjena aerodinamičkih karakteristika letećeg krila

Gojanović, Stipe

Undergraduate thesis / Završni rad

2022

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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:438637>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-02**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Stipe Gojanović

PROCJENA AERODINAMIČKIH KARAKTERISTIKA
LETEĆEG KRILA

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2022.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

PROCJENA AERODINAMIČKIH KARAKTERISTIKA LETEĆEG KRILA
THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS ESTIMATION OF A FLYING
WING

Mentor: dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Student: Stipe Gojanović

JMBAG: 0135255842

Zagreb, rujan, 2022.

Zagreb, 4. travnja 2022.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 6787

Pristupnik: **Stipe Gojanović (0135255842)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Procjena aerodinamičkih karakteristika letećeg krila**

Opis zadatka:

U radu je potrebno definirati koncept letećeg krila te odabrati primjer letećeg krila iz postojeće literature. Navesti glavne prednosti i nedostatke letećih krila. Za geometriju i projektne brzine letećeg krila tijekom krstarenja, izračunati osnovne aerodinamičke karakteristike kao što su koeficijenti uzgona i otpora, te koeficijenti momenata propinjanja, skretanja i valjanja u funkciji napadnog kuta i kuta klizanja. Obrazložiti značenje dobivenih vrijednosti na uzdužnu, lateralnu i direkcionalnu stabilnost. Za proračun koristiti XFLR5 računalni program. Komentirati rezultate i izvesti zaključke.

Mentor:



doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

Sažetak

Završni rad obrađuje temu aerodinamičkih karakteristika letećih krila. Objasnjena je njihova povijest u svrhu razumijevanja početaka i motivacije za njihov razvoj. Za obradu podataka korišten je računalni program XFLR5. U njemu su napravljene aerodinamičke analize na odabranim aeroprofilima i modelu letećeg krila temeljenog na stvarnom zrakoplovu. Objasnjeni su osnovni aerodinamički principi važni za razumijevanje analiza i prikazivanje posebnosti, prednosti i nedostataka letećih krila u odnosu na klasične zrakoplovne konfiguracije. Također su iznijeti razlozi njihove upotrebe u vojne svrhe te zašto još uvijek nisu zastupljeni u civilnom zrakoplovstvu. Na kraju su prikazana završna razmatranja s budućim izgledima razvoja letećih krila.

Ključne riječi: leteća krila, aeroprofil, aerodinamičke karakteristike, stabilnost.

Summary

This paper deals with the topic of the aerodynamic characteristics of flying wings. A brief history of flying wings is first presented in order to understand their beginnings and the motivation behind their development. The program XFLR5 is used to perform aerodynamic analyzes on select airfoils and a flying wing model based on a real aircraft. The basic aerodynamic principles important to understanding the analyzes and showing the peculiarities, advantages and disadvantages of flying wings in comparison to normal aircraft configurations are explained. The reasons behind their use for military purposes and why they are still not present in civil sectors are also presented. In the end, the final considerations with the future outlook of the development of flying wings are presented.

Key words: flying wings, airfoil, aerodynamic characteristics, stability.

Sadržaj

1. Uvod	1
2. Razvoj letećih krila kroz povijest	2
3. Računalni program XFLR5	6
4. Izračuni aerodinamičkih karakteristika XFLR5 računalnim programom	10
4.1. Opis geometrijskog modela letećeg krila	10
4.2. Analiza aeroprofila NACA 65 ₃ -018 i 65 ₃ -019	12
4.3. Aerodinamičke karakteristike letećeg krila	23
5. Zaključak	49
Literatura	51
Popis slika	54
Popis tablica	56

1. Uvod

Glavni cilj zrakoplovnog dizajna je učinkovitost. Ta učinkovitost se može interpretirati na mnogo načina. Najčešće se odnosi na potrošnju goriva, odnosno dolet, ali može značiti i jednostavnost eksploatacije i održavanja uz visoke performanse. Također se može odnositi na udobnost i sigurnost putnika ili kriterije važne u vojne svrhe kao ubojitost. U svrhu postizanja što veće učinkovitosti, zrakoplovni dizajneri su tijekom povijesti istraživali nebrojeno mnogo aerodinamičkih konfiguracija i rješenja. Leteće krilo jedna je od najupečatljivijih aerodinamičkih konfiguracija, ali i jedna od najrjeđe korištenih, primarno zbog velikih problema stabilnosti i uspostavljene aerodromske infrastrukture namijenjene klasičnim zrakoplovima.

Cilj ovog završnog rada je izvršiti analizu aerodinamičkih karakteristika letećih krila pomoću računalnog programa XFLR5 te time objasniti njihove prednosti i nedostatke. Rad je strukturiran u pet poglavlja:

1. Uvod
2. Razvoj letećih krila kroz povijest
3. Računalni program XFLR5
4. Izračun aerodinamičkih karakteristika i s XFLR5 računalnim programom
 - 4.1. Opis geometrijskog modela letećeg krila
 - 4.2. Analiza aeroprofila NACA 65₃-018 i 65₃-019
 - 4.3. Aerodinamičke karakteristike letećeg krila
5. Zaključak.

U uvodnom poglavlju definiran je cilj rada i svrha istraživanja. Također je predložena struktura rada.

Nakon uvoda, u drugom poglavlju, ukratko je opisana povijest letećih krila, te zbog čega je ta konfiguracija bila tako zanimljiva tadašnjim zrakoplovnim dizajnerima i gdje se koristi danas.

Treće poglavlje opisuje računalni program XFLR5 i metode aerodinamičkih analiza.

Aerodinamičke karakteristike izračunate su u četvrtom poglavlju koje sadrži tri potpoglavlja. Prvo potpoglavlje govori o osnovnom geometrijskom modelu na kojem se vrše analize. Sljedeća dva potpoglavlja daju rezultate analiza i interpretaciju aerodinamičkih karakteristika za aeroprofile, osnovni model letećeg krila i zavisnost tih karakteristika o promjenama u njegovoj geometriji.

Zaključna razmatranja iznesena su u petom poglavlju.

2. Razvoj letećih krila kroz povijest

Leteće krilo definira se kao vrsta zrakoplova bez repa, repnih površina i kod kojeg se trup ne može razlučiti od ostatka konstrukcije, odnosno sastoji se samo od krila u kojem se nalaze posada, gorivo, oprema i teret. Takav koncept je bio privlačan zato što je cijela konstrukcija zrakoplova namijenjena za stvaranje uzgona i time teoretski daje maksimalni omjer uzgona i otpora te puno veće mogućnosti nošenja tereta ili manevarskih sposobnosti od klasičnih zrakoplova slične veličine. Sličan pojam su takozvani *tailless* i *blended wing-body* zrakoplovi koji nemaju repne površine, ali imaju donekle definirani trup.

Istraživanja konfiguracije letećih krila provodila su se u državama gotovo svih velikih zrakoplovnih sila tijekom 20-ih i 30-ih godina dvadesetog stoljeća, a najviše u Sjedinjenim Američkim Državama i Njemačkoj. U Sjedinjenim Američkim Državama razvoju letećih krila najviše je pridonio Jack Northrop a u Njemačkoj braća Horten. Krajem 30-ih godina razvoj i uporaba zrakoplova prelazila je u vojne svrhe pa tako i uporaba letećih krila. Tvrtka Northrop je u tom kontekstu brzo rasla te omogućila svom osnivaču financijsku podršku za daljnja istraživanja koncepta. Ubrzo je američka vojska primijetila prednosti nove vrste zrakoplova i postala iznimno zainteresirana za tehnologiju te pristala financirati razvoj bombardera dugog doleta. U Njemačkoj braća Horten su se proslavili razvojem jedrilica u konfiguraciji letećih krila i početkom rata su to iskustvo primijenili u razvoju vojnih zrakoplova. Jedino njemačko leteće krilo koje je ugledalo svjetlo dana bio je Horten Ho 229 1945. godine, manji borbeni zrakoplov i prvo leteće krilo na mlazni pogon čiji je razvoj ubrzo prestao zbog kraja rata [1]. Ilustracija zrakoplova Horten Ho 229 prikazana je na slici 1.



Slika 1 Ilustracija Horten Ho 229.

Izvor: [2]

Razvoj tih zrakoplova bio je otežan zbog u potpunosti novog aerodinamičkog koncepta, ali se unatoč tome nastavio stalnim tempom. Prvi Northropov prototip zvao se Northrop N-9M i služio je za istraživanje u razvoju bombardera koji je kasnije dobio ime XB-35. N-9M je imao probleme u stabilnosti i nepoželjnu karakteristiku pri gubitku uzgona koja je bila uzrok gubitka zrakoplova 1943. godine [1]. U međuvremenu proizvodnja XB-35 je već počela, ali ubrzo je program djelomično otkazan zbog kašnjenja i nezadovoljavajućih performansi N-9M. Četiri primjerka XB-35 su nastavila razvoj te je prvi poletio 1946. godine što je prikazano na slici 2. Pojavom mlaznih motora vojska je naredila da se klipni motori zamijene mlaznim. Modificirani zrakoplovi dobili su ime YB-49, testiranja su započela 1949. godine i pokazala su se donekle uspješnima. YB-49 je demonstrirao izvrsne performanse doleta i vrhunca leta, ali je zbog nedostatka stabilnosti bio neprecizan u bojnim gađanjima i zahtijevao neprekidnu pažnju posade prilikom leta. Prvi YB-49 se srušio ubrzo nakon primopredaje vojsci na testiranje. Program je u tom trenutku kasnio, prekoračio proračun, imao mnogo neriješenih tehničkih poteškoća te je Northrop imao manje političkog utjecaja od konkurencije. To je rezultiralo otkazivanjem programa i otpisom svih primjeraka zrakoplova. Nakon toga, zbog poteškoća u stabilnosti, leteća krila nisu oživjela do kraja 80-ih godina prošlog stoljeća [1].



Slika 2 Northrop XB-35 tijekom prvog leta s Northrop P-61 Black Widow u pratnji.

Izvor: [3]

Neočekivana prednost uočena prilikom razvoja Northrop YB-49 i Horten Ho 229 bila je nemogućnost otkrivanja i praćenja na radaru prilikom većih udaljenosti. Ta prednost bit će primijenjena četrdeset godina kasnije tijekom razvoja strateškog bombardera Northrop Grumman B-2 Spirit. Naime, radarska skrovitost (engl. stealth) postala je važan faktor prilikom razvoja vojnih zrakoplova krajem dvadesetog stoljeća. Aerodinamička konfiguracija čistog letećeg krila bez vertikalnih površina nudi, u kombinaciji s drugim konstrukcijskim mjerama, visoku radarsku skrovitost. Na slici 3 vidi se B-2 u desnom zaokretu. Vidljive su druge konstrukcijske mjere podređene radarskoj skrovitosti kao što su paralelni prednji i stražnji bridovi krila. Također su pomoću sustava *softverskog* upravljanja upravljačkim površinama (engl. fly-by-wire) problemi stabilnosti kod letećih krila eliminirani. Uz manje bespilotne letjelice, B-2 je, do sada, jedino leteće krilo u povijesti koje je prošlo fazu testiranja i ušlo u službu.



Slika 3 Northrop Grumman B-2 Spirit.

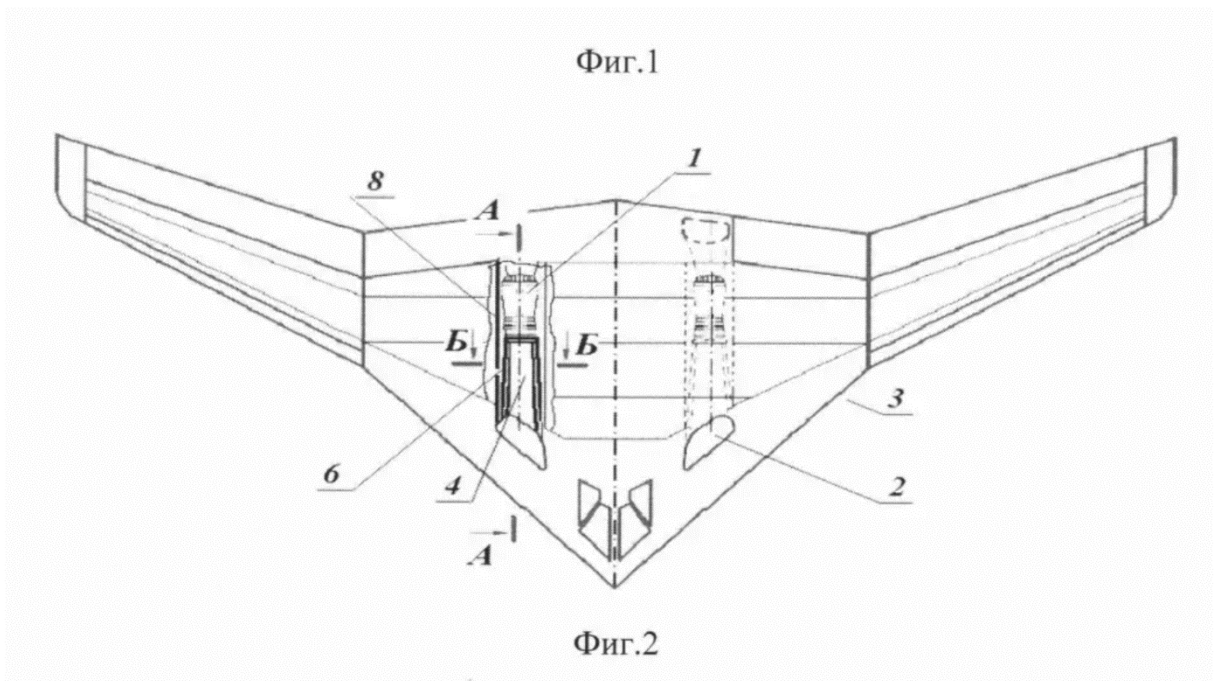
Izvor: [4]

Danas leteća krila doživljavaju povratak zahvaljujući ovim prednostima te je u razvoju nasljednik B-2 pod imenom Northrop Grumman B-21 Raider. U Kini i Rusiji također postoje koncepti radarski skrovitih strateških bombardera u razvoju koji kombiniraju konfiguracije letećeg krila i *blended wing-body*; Xi'an H-20 i Tupolev PAK DA. Prikazani su na slikama 4 i 5.



Slika 4 Model Xi'an H-20 u aerotunelu.

Izvor: [5]



Slika 5 Dijagram Tupolev PAK DA.

Izvor: [5]

3. Računalni program XFLR5

Razvojem mogućnosti računala počeli su se razvijati programi za aerodinamičke analize. Iako je u pitanju zasebna znanost, programi i postupci za računalnu aerodinamičku analizu i vizualizaciju kretanja fluida oko tijela dobili su skupni kolokvijalni naziv računalna dinamika fluida (*computational fluid dynamics* – CFD). S vremenom, povećanjem dostupnosti računala, nastalo je mnogo jednostavnih računalnih programa za aerodinamičke analize koji su dostupni svima i namijenjeni za hobi ili akademske svrhe, XFLR5 je jedan od njih.

Računalni program XFLR5 je alat za analizu aeroprofila, krila i zrakoplova pri malim Reynoldsovim brojevima. Uključuje alate za definiranje geometrije aeroprofila iz NACA baze podataka ili vlastitih aeroprofila pomoću koordinata te njihovu daljnju aerodinamičku analizu temeljenu na programu Xfoil. Također omogućuje projektiranje krila i ostalih nosećih ili stabilizacijskih površina te sam trup zrakoplova [6]. Program XFLR5 temeljito je testiran u odnosu na druge programe za aerodinamičke analize i objavljene eksperimentalne rezultate sa sličnim rezultatima, ali ne nudi apsolutnu razinu povjerenja u rezultate zbog uočenih grešaka u programu koje se kontinuirano ispravljaju.

Aerodinamičke analize u računalnim programima temelje se na jednadžbama *Navier-Stokes*. U svrhu njihove primjene radi se pretpostavka potencijalnog strujanja, to jest, strujanja koje je nevtložno, stacionarno, neviskozno i nestlačivo.

Aerodinamičke analize aeroprofila temelje se na modulima *Xfoil Direct Analysis* i *Xfoil Inverse Analysis*. Ovi moduli koriste *2D panel* metodu za izračune aerodinamičkih parametara s integracijom utjecaja graničnog sloja. Integracija je nužna zbog pretpostavke neviskoznog strujanja koja isključuje utjecaj graničnog sloja. U *2D panel* metodi aeroprofil se modelira tako da mu se kontura razloži na više jediničnih ploča s linearnom raspodjelom vrtloženja oko svake. Cilj metode je matematičkim modelima izračunati vrijednosti jačine vrtloženja na krajevima ploča. Pomoću njih može se izračunati tangencijalne brzine u središtu svake ploče i koeficijenti tlaka, C_p . Koeficijent uzgona C_L se onda može izračunati kao integral svih koeficijenta tlaka na aeroprofilu. [7].

$$C_L = \int_c^0 C_p \frac{dx}{dc}$$

Nakon toga, zasebnim matematičkim modelom uzima se u obzir utjecaj viskoznosti za izračun uzgona, otpora i karakteristika odvajanja graničnog sloja. U analizi se aeroprofil modelira kao ravna ploča dok se utjecaj zakrivljenosti uračunava kroz raspodjelu koeficijenta tlaka dobivenu prethodnim (neviskoznim) izračunom. Završni rezultati aerodinamičkih parametara dobivaju se interpolacijom ove dvije metode [7].

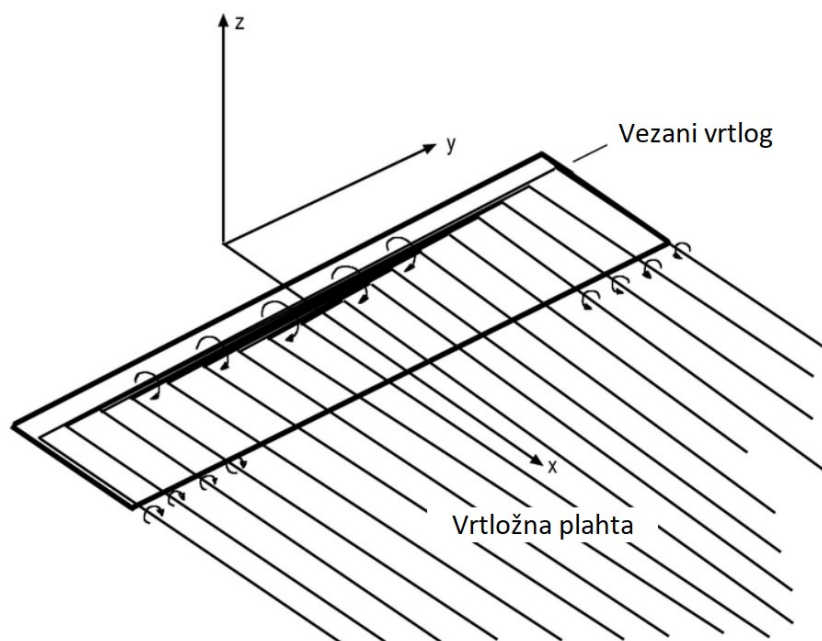
Xfoil Inverse Analysis temelji se na postavljenim aerodinamičkim parametrima i program modificira aeroprofil u svrhu zadovoljavanja tih parametara.

Analize krila ili zrakoplova u programu XFLR5 temelje se na metodama *lifting line theory* (LLT), *vortex lattice method* (VLM) i *3D panel method*, ovisno o zahtjevima analize.

Lifting line theory ili Prandtlova teorija uzgonske crte prva je praktična teorija za procjenu aerodinamičkih karakteristika krila konačnog raspona. Nastala je zamjenom krila konačnog raspona nizom potkovičastih vrtložnih niti koje na istoj crti imaju vezani vrtlog, koncept je prikazan na slici 6. Razvio ju je Ludwig Prandtl 1918. godine.

$$\frac{2 \cdot \Gamma(y_0)}{m_0(y_0) \cdot c(y_0) \cdot V_\infty} + \frac{1}{4\pi V_\infty} \cdot \int_{-b/2}^{b/2} \frac{\left(\frac{d\Gamma}{dy}\right) \cdot dy}{y_0 - y} = \alpha(y_0) - \alpha_{L_0}(y_0)$$

Prandtlova jednadžba služi za određivanje rasporeda cirkulacije $\Gamma(y_0)$ za proizvoljni y_0 unutar raspona krila kada su poznate osnovne karakteristike krila i strujanja: α_a , $c(y_0)$, $m_0(y_0)$ i V_∞ . Može se primijeniti za određivanje približnog rješenja strujanja oko krila raznih oblika s aspektnim odnosom iznad 4 i neznatnim uvijanjem. Na temelju rješavanja Prandtlove jednadžbe (osnovne jednadžbe tankog krila konačnog raspona) može se odrediti ukupna sila uzgona i induciranog otpora [8].



Slika 6 Vezani vrtlog i vrtložna plahta u Prandtlovoj teoriji uzgonske crte.

Izvor: [9]

Ukupna sila uzgona na krilu:

$$L = \int_{-b/2}^{b/2} L' dy = \rho V_\infty \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy$$

Ukupni koeficijent sile uzgona C_L dobiva se iz:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S} = \frac{2}{V_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy$$

Ukupna sila induciranog otpora na krilu:

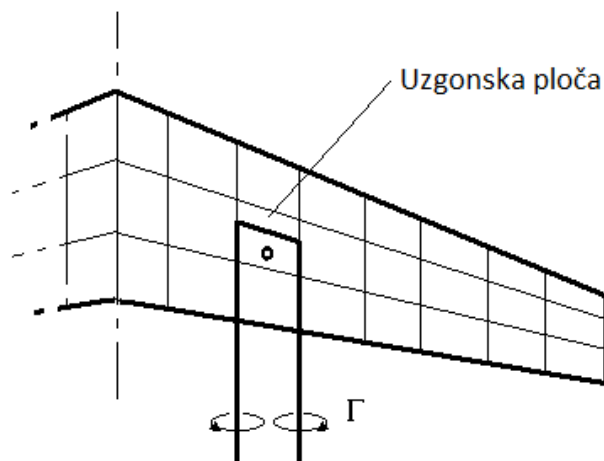
$$D_i = \int_{-b/2}^{b/2} D' dy = -\rho V_\infty \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \alpha_i(y) dy$$

Ukupni koeficijent sile induciranog otpora:

$$C_{d_i} = \frac{D_i}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S} = -\frac{2}{V_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \alpha_i(y) dy$$

Inicijalno, LLT metoda radila je pretpostavku linearne ovisnosti koeficijenta uzgona i napadnog kuta što nije ispravno, kasnije je dodan matematički model koji uračunava dio ovisnosti koji nije linearan [10].

VLM metoda namijenjena je za analizu krila čija geometrija nije prikladna LLT metodi analize. Razvijena je 1985. godine i predstavlja evoluciju Prandtlove teorije uzgonske crte koja je primjenjiva širem rasponu krila s kutom strijele i malim aspektnim odnosom. VLM metoda radi pretpostavku nestlačivog i neviskoznog strujanja te je utjecaj debljine krila zanemaren [10]. U VLM metodi krilo je modelirano kao skup uzgonskih ploča, prikazano na slici 7. Svaka ploča ima po jedan vezani vrtlog na 25 % i dva vrtloga koja nastaju na rubovima ploče. Promjena uzgona po rasponu i tetivi krila može se računati kao skup promjena s jedne ploče na drugu. Poanta je odrediti jačinu vrtloženja za svaku ploču [11].



Slika 7 Krilo kao skup uzgonskih ploča.

Izvor: [11]

Po Biot-Savartovom zakonu, vrtlog stvara određeno polje brzina. U bilo kojoj točki postoji određena udaljenost od vrtložne niti koja će prouzročiti induciranje brzine vrtlogom.

$$d\vec{V} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{d\vec{y} \cdot \vec{r}}{|\vec{r}|^3}$$

Po teoremu Kutta-Joukowski, vrtlog određene jačine u slobodnoj struji zraka proizvesti će uzgon za svaku ploču:

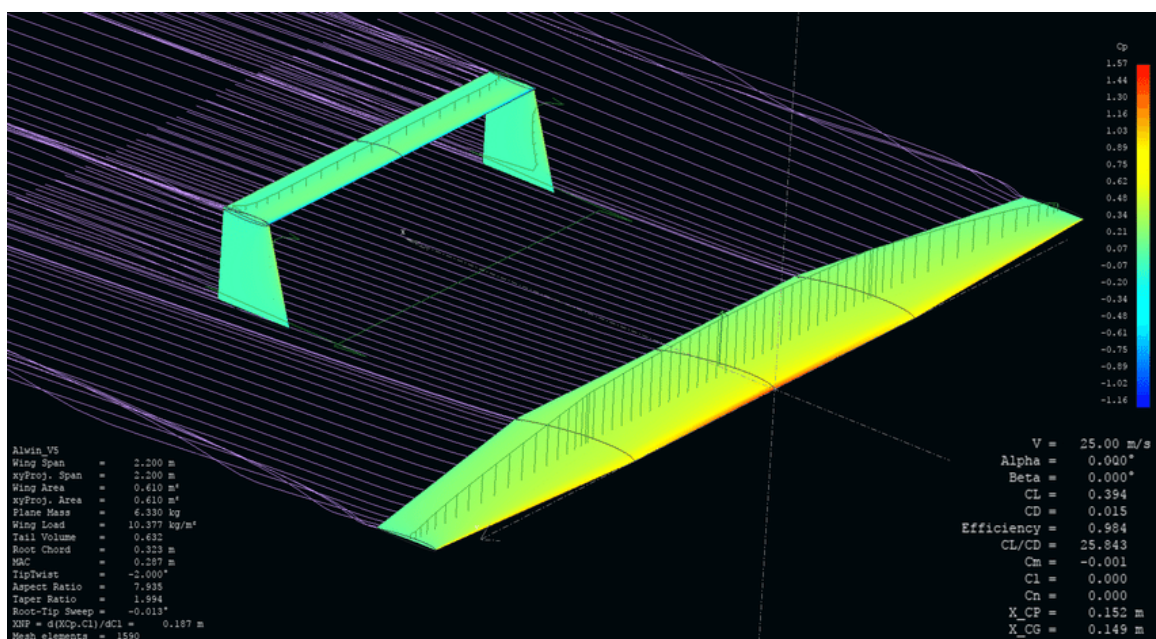
$$L = \rho V_{\infty} \Gamma$$

Ukupni uzgon je dakle suma komponenta uzgona svih uzgonskih ploča. Izračun uzgona i otpora u VLM metodi ne uzima u obzir odvajanje graničnog sloja. Posljedica toga je da je uzgon linearna funkcija napadnog kuta i nemogućnost točnog izračuna spomenutih parametara pri velikim napadnim kutovima koji se približavaju slomu uzgona.

3D panel metoda razlikuje se od VLM metode samo po tome što uzima u obzir debljinu krila i zbog toga je točnija. 3D panel metoda pokazala se najvjerodostojnijom u usporedbi s eksperimentalnim mjerenjima i izračunima profesionalnih CFD programima dok VLM metoda ne daje potpuno točne rezultate, ali je izračun brži u usporedbi s ostalim metodama (osim LLT) [10].

Kod analiza krila, XFLR5 rješenja viskoznog otpora temelji na viskoznim izračunima aeroprofila u programu *XFoil* te ih kombinira s izračunima induciranog otpora, to je aproksimacija i nije u potpunosti vjerodostojno eksperimentalnim mjerenjima [12].

Na slici 8 vidi se primjer analize krila i repnih površina u računalnom programu XFLR5 u 3D panel metodi analize.



Slika 8 Analiza u XFLR5.

Izvor: [13]

4. Izračuni aerodinamičkih karakteristika XFLR5 računalnim programom

Za aerodinamičke analize odabrana je pojednostavljena geometrijska konfiguracija po uzoru na zrakoplov Northrop YB-49. Analize se temelje na određivanju aerodinamičkih parametara za aeroprofile i model zrakoplova u svrhu objašnjenja aerodinamičkih karakteristika navedenog modela i letećih krila općenito.

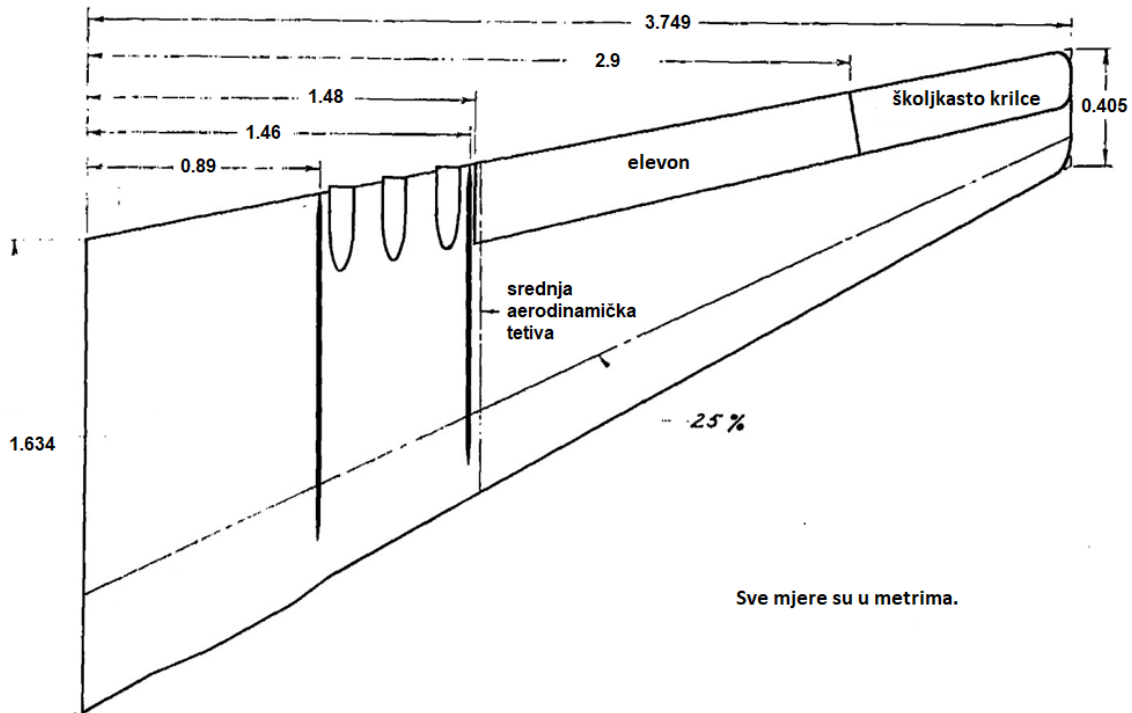
4.1. Opis geometrijskog modela letećeg krila

Dimenzije pravog zrakoplova su umanjene sedam puta radi usporedbe s dostupnim podacima o eksperimentalnim mjerenjima iz aerotunela na modelu u mjerilu 1/7 [14]. U tablici 1 navedene su važne geometrijske karakteristike modela na kojem se vrše analize u računalnom programu XFLR5 dok je na slici 9 dan nacrt modela iz eksperimentalnih mjerenja. Dimenzije oba modela se podudaraju.

Tablica 1 Važne geometrijske karakteristike.

Geometrijska karakteristika	YB-49 1/7
Raspon, b [m]	7.498
Tetiva u korijenu, c_o [m]	1.634
Tetiva na vrhu, c_v [m]	0.405
Aeroprofil u korijenu	NACA 65 ₃ -019
Aeroprofil u vrhu	NACA 65 ₃ -018
Suženje, λ	4.036
Površina, S [m ²]	7.644
Aspektni odnos, AR	7.355
Dihedralni kut, Γ [°]	0.5
Kut Strijele, Λ [°]	25
Vitoperenje u korijenu, ϕ_o [°]	0
Vitoperenje na vrhu, ϕ_v [°]	-4
Srednja aerodinamička tetiva, c_a [m]	1.143

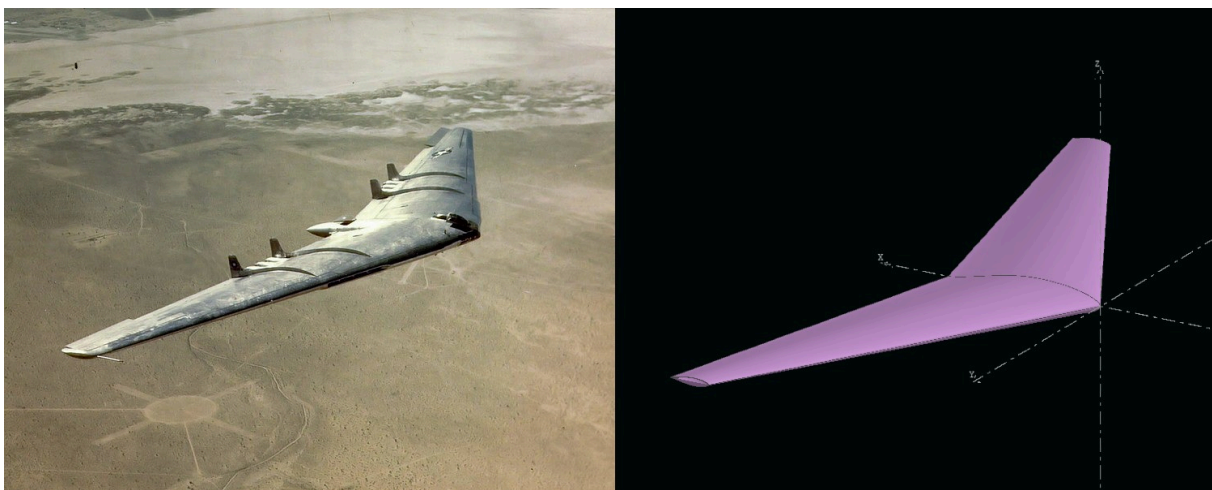
Izvor: [14]



Slika 9 Nacrt modela polovičnog raspona YB-49 u mjerilu 1/7.

Izvor: [14]

Model izrađen u programu XFLR5 za svrhe analize pojednostavljen je u odnosu na stvarnu geometrijsku formu YB-49 i modela u mjerilu 1/7. Na slici 10 prikazan je Northrop YB-49 u letu i model u programu XFLR5. Vidljive su glavne razlike na računalnom modelu; nedostatak pilotske kabine, vertikalnih stabilizatora, sekcije za motore, zaobljenog vrha krila te stražnje izbočine na središnjem dijelu krila.



Slika 10 Northrop YB-49 u letu i geometrijski model u programu XFLR5.

Izvor: [15]

4.2. Analiza aeroprofila NACA 65₃-018 i 65₃-019

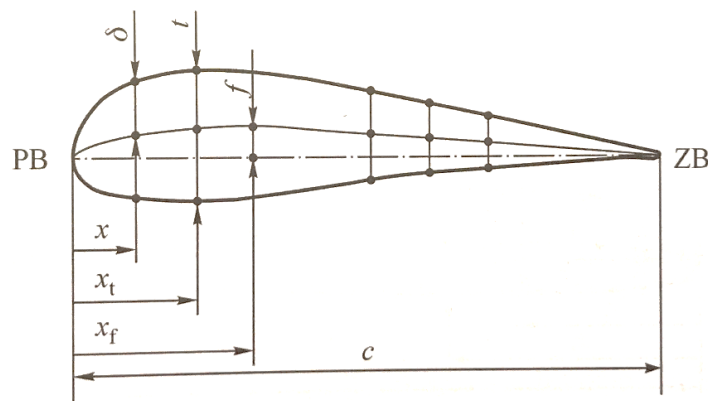
Aerofilni oblici su poprečni presjeci tijela koja su namijenjena gibanju kroz fluid, inače zrak. Kod zrakoplova aerofilni su definirani kao oblici koji nastaju u presjeku krila i ravnine koja je paralelna s vertikalnom ravninom simetrije zrakoplova. Sila kojom fluid djeluje na krilo ovisna je o geometriji aeroprofila.

Područja ili strojevi gdje se aerofilni primjenjuju su:

- krila
- upravljačke površine
- propeleri i rotor helikoptera
- vjetroagregati
- plinske turbine
- kompresori
- ventilatori.

U zrakoplovnim primjenama cilj je odrediti, sukladno sa zadaćom zrakoplova, aerofilni koji u dovoljnom rasponu uvjeta osigurava malu silu otpora, veliku silu uzgona, veliki odnos sile uzgona i otpora te mali moment oko aerodinamičkog centra.

Postoji mnogo oblika aeroprofila i zbog toga se mogu definirati na više načina. Dužina koja spaja prednji i zadnji brid aeroprofila naziva se tetiva i označava c . Srednja crta aeroprofila je crta koja spaja polovišta svih linija okomitih na tetivu aeroprofila, to je ujedno najduža crta aeroprofila. Postoji i najveća od tih okomitih linija, ona definira debljinu aeroprofila t koja se izražava relativno u odnosu na dužinu tetive aeroprofila ili u postotcima. Važan podatak je udaljenost od prednjeg brida do mjesta najveće debljine, označava se x_t i izražava isto kao debljina aeroprofila. Najveća udaljenost od tetive do srednje crte naziva se zakrivljenost aeroprofila i označava sa f te može biti pozitivna i negativna. Na slici 11 prikazani su svi navedeni podatci [8].



Slika 11 Aerofil.

Izvor: [8]

NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) je preteča NASA-e i agencija koja je sredinom dvadesetog stoljeća provodila brojna istraživanja u aeronautici. Neki od tih su bili i razvoj više serija aeroprofila sa specifičnim karakteristikama kao četveroznamenkasta, peteroznamenkasta, sedmeroznamenkasta serija, serija 6 te druge.

Četveroznamenkasta serija je najjednostavnija i prva NACA serija. Geometrijske karakteristike aeroprofila te serije opisane su kroz četiri broja [8]:

- prva znamenka označava veličinu zakrivljenosti aeroprofila f u postocima dužine tetive
- druga znamenka daje položaj maksimalne zakrivljenosti aeroprofila $x(f)$ u desetinama dužine tetive
- zadnje dvije znamenke označavaju debljinu aeroprofila t u postocima dužine tetive.

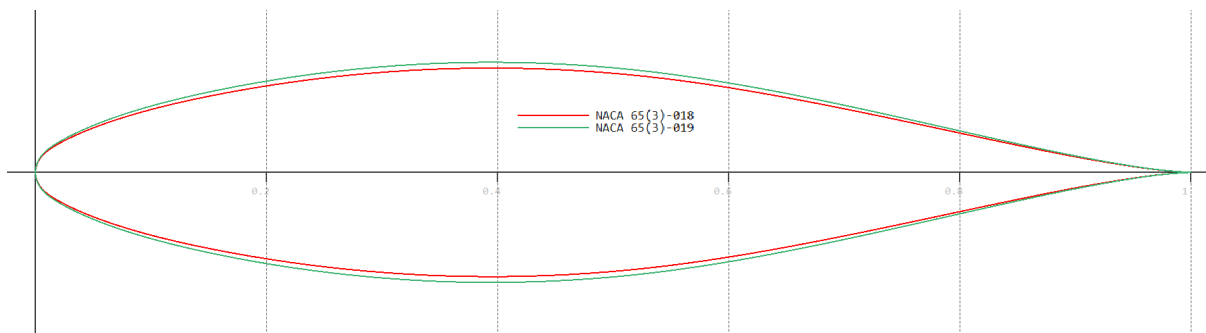
Serija 6 aeroprofila razvijena je u svrhu zadržavanja laminarnog strujanja preko što većeg dijela površine aeroprofila zbog manjeg koeficijenta otpora koje ima laminarno u odnosu na turbulentno strujanje. Sukladno tome, serija 6 također je poznata kao serija laminarnih aeroprofila. NACA 65₃-018 i 65₃-019 pripadaju seriji 6 aeroprofila koji su opisani sa šest znamenaka u sljedećem nizu [8] [16]:

- prva znamenka (6) označava seriju aeroprofila
- druga znamenka (5) označava položaj minimalnog tlaka u desetinama dužine tetive
- indeks druge znamenke (3) daje raspon koeficijenta uzgona u desetinama ispod i iznad projektirane vrijednosti u kojima koeficijent otpora ostaje minimalan
- četvrta znamenka (0) označava projektiranu vrijednost koeficijenta uzgona u desetinama
- zadnje dvije znamenke (18 i 19) prikazuju relativnu debljinu u postocima tetive.

Dakle, aeroprofil NACA 65₃-018 i 65₃-019 imaju minimalni tlak na 50 % dužine tetive, imaju dizajnirani koeficijent uzgona od $C_L = 0$ pri napadnom kutu od $\alpha = 0^\circ$, zadržavaju minimalni koeficijent otpora u uvjetima od $C_L = -0.3$ do $C_L = 0.3$ te imaju relativnu debljinu $t = 18\%$ duljine tetive za 65₃-018, odnosno, $t = 19\%$ za 65₃-019.

Zbog toga što je projektirani koeficijent uzgona pri nultom napadnom kutu jednak nuli, može se zaključiti da su aeroprofil NACA 65₃-018 i 65₃-019 simetrični. Trebaju imati pozitivni napadni kut da bi proizveli silu uzgona, a srednja crta i tetiva aeroprofila se preklapaju. Na slici 12 prikazan je aeroprofil NACA 65₃-018 crvenom bojom i 65₃-019 plavom bojom u računalnom programu XFLR5 u opciji *Direct Foil Design*. Na tablici 2 dane su koordinate na tetivi aeroprofila i y osi za NACA 65₃-018. Koordinate za 65₃-019 izvedeni su iz tih s korekcijom debljine da bi iznosila

19 % dužine tetive aeroprofila. Pomoću funkcije *Refine Globally* u programu XFLR5, broj koordinata povećan je na 150 u svrhu više točnosti oblika aeroprofila i daljnjih računalnih analiza.



Slika 12 NACA 65₃-018 i 65₃-019 u XFLR5.

Tablica 2 Koordinate aeroprofila NACA 65₃-018.

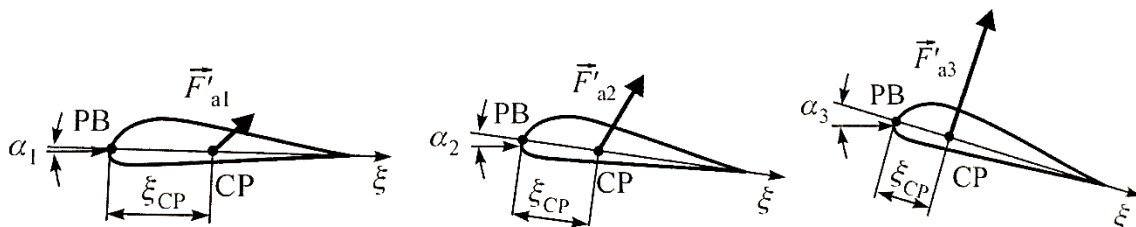
Položaj u postotcima tetive aeroprofila	Koordinate na Y osi u postotcima tetive aeroprofila	
	Gornjaka	Donjaka
0	0	0
0.5	1.337	-1.337
0.75	1.608	-1.608
1.25	2.014	-2.014
2.5	2.751	-2.751
5	3.866	-3.866
7.5	4.733	-4.733
10	5.457	-5.457
15	6.606	-6.606
20	7.476	-7.476
25	8.129	-8.129
30	8.595	-8.595
35	8.886	-8.886
40	8.999	-8.999
45	8.901	-8.901
50	8.568	-8.568
55	8.008	-8.008
60	7.267	-7.267
65	6.395	-6.395
70	5.426	-5.426
75	4.396	-4.396
80	3.338	-3.338
85	2.295	-2.295
90	1.319	-1.319
95	0.49	-0.49
100	0	0

Izvor: [17] [18]

Aerodinamičke karakteristike aeroprofila podrazumijevaju karakteristike dijela krila jediničnog raspona u sklopu pravokutnog krila beskonačnog raspona. Te karakteristike ovise o geometriji aeroprofila i veličinama struje fluida oko krila. Osnovne aerodinamičke karakteristike aeroprofila su [8]:

- sila uzgona L i koeficijent sile uzgona C_L
- sila otpora D i koeficijent sile otpora C_D
- položaj centra potiska CP
- moment aerodinamičkog centra M_{AC} , koeficijent momenta C_M i položaj aerodinamičkog centra AC .

Centar potiska CP (engl. centre of pressure) predstavlja točku na tetivi aeroprofila u kojoj djeluje rezultantna aerodinamička sila i u kojoj je moment propinjanja jednak nuli. Položaj centra potiska ovisi o napadnom kutu. Na slici 13 vidi se promjena rezultantne aerodinamičke sile i položaja centra potiska porastom napadnog kuta. Aerodinamički centar AC (engl. aerodynamic centre) je točka na tetivi aeroprofila u kojoj je moment propinjanja stalan i ne ovisi o napadnom kutu. Aerodinamički centar se prema teoriji nalazi na 25 % dužine tetive od prednjeg brida.



Slika 13 Promjena aerodinamičke sile i centra potiska ovisno o napadnom kutu.

Izvor: [8]

Za simetrične aeroprofile vrijedi da položaj centra potiska ne ovisi o napadnom kutu i nalazi se na jednoj četvrtini dužine tetive. Aerodinamički centar ima istu poziciju što govori da je kod simetričnih aeroprofila centar potiska ujedno i aerodinamički centar te da je u toj točki koeficijent momenta propinjanja jednak nuli [8].

Jednadžbe za navedene aerodinamičke karakteristike glase [19]:

- sila uzgona L po jedinici duljine raspona:

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \cdot S_{ref} \cdot c_L$$

- gdje prvi član ($\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2$) predstavlja dinamički tlak, S_{ref} referentnu površinu, a c_L koeficijent sile uzgona

- sila otpora D po jedinici duljine raspona:

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \cdot S_{ref} \cdot c_D$$

- gdje prvi član predstavlja dinamički tlak, drugi referentnu površinu i treći koeficijent sile otpora

- moment propinjanja po jedinici duljine:

$$M = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \cdot S_{ref} \cdot c \cdot c_M$$

- gdje prvi član predstavlja dinamički tlak, drugi referentnu površinu, treći referentnu duljinu i četvrti koeficijent momenta propinjanja.

Ovisno o namjeni i tipu operacija zrakoplova, na odabir aeroprofila mogu utjecati mnogi čimbenici u pogledu performansi, konstrukcije, eksploatacije i drugi. Odabrani aeroprofil treba:

- osigurati da zrakoplov ima zadovoljavajuće performanse:
 - veliku silu uzgona i malu silu otpora
 - optimalni omjer sila uzgona i otpora
 - povoljne karakteristike u namijenjenom području brzina i/ili visina
 - poželjne karakteristike prilikom sloma uzgona
- omogućiti što jednostavniju proizvodnju, održavanje i popravke
- imati oblik koji zadovoljava specifične uvjete misije (na primjer za radarska skrovitost poželjno je imati oštar prednji brid umjesto zaobljenog).

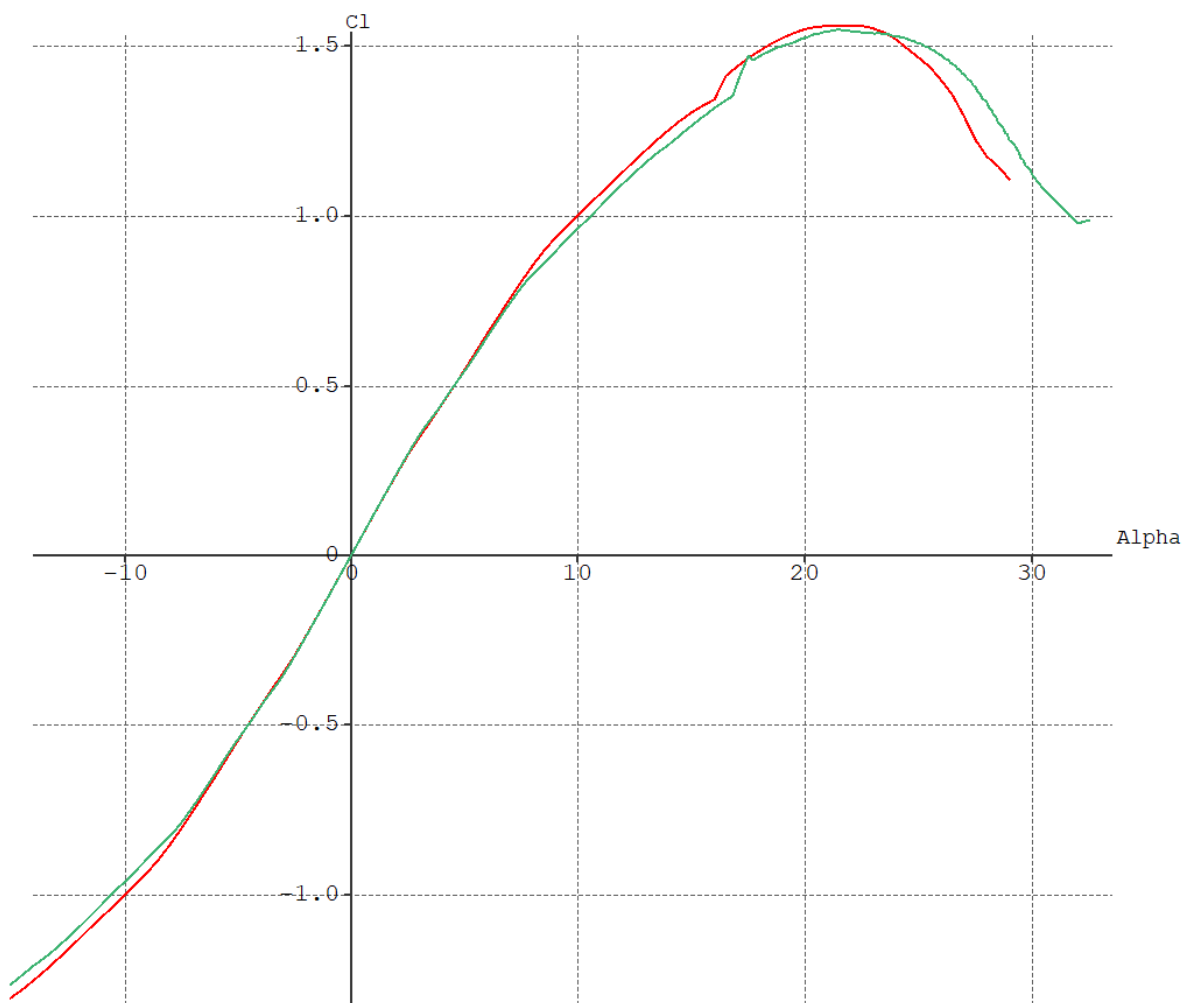
Za leteća krila, posebno je važno da aeroprofil nema negativni moment propinjanja kada je $\alpha=0^\circ$, da moment propinjanja ne varira mnogo prilikom promjena napadnog kuta i da aerodinamički centar bude iza težišta zrakoplova. Ovi uvjeti su važni zbog uzdužne stabilnosti zrakoplova. Također je važno da odabrani aeroprofil osigurava dovoljan unutarnji volumen u krilu zbog potrebe za smještajem svih sustava koji bi kod normalnog zrakoplova bili u trupu.

Analize aeroprofila NACA 65₃-018 i 65₃-019 napravljene su u računalnom programu XFLR5 u modulu *XFoil Direct Analysis*. Provedene su u uvjetima standardne atmosfere na razini mora (*ISA SL*) i u serijama pri Reynoldsovima brojevima od $3.9 \cdot 10^6$ do $15.8 \cdot 10^6$ u intervalima od sto tisuća radi daljnjih analiza zrakoplova. Prikazani grafovi su za Reynoldsov broj $6 \cdot 10^6$. U tablici 3 navedeni su uvjeti atmosfere u kojoj su provedene analize.

Tablica 3 Uvjeti analize.

Uvjet	Vrijednost
Temperatura, T [K]	288.15
Gustoća, ρ [kg/m ³]	1.225
Tlak, p [N/m ² , Pa]	101325
Koeficijent dinamičke viskoznosti, μ [Ns/m ²]	$1.7894 \cdot 10^{-6}$
Plinska konstanta za zrak, R [Nm/kgK]	287.053

Izvor: [8]



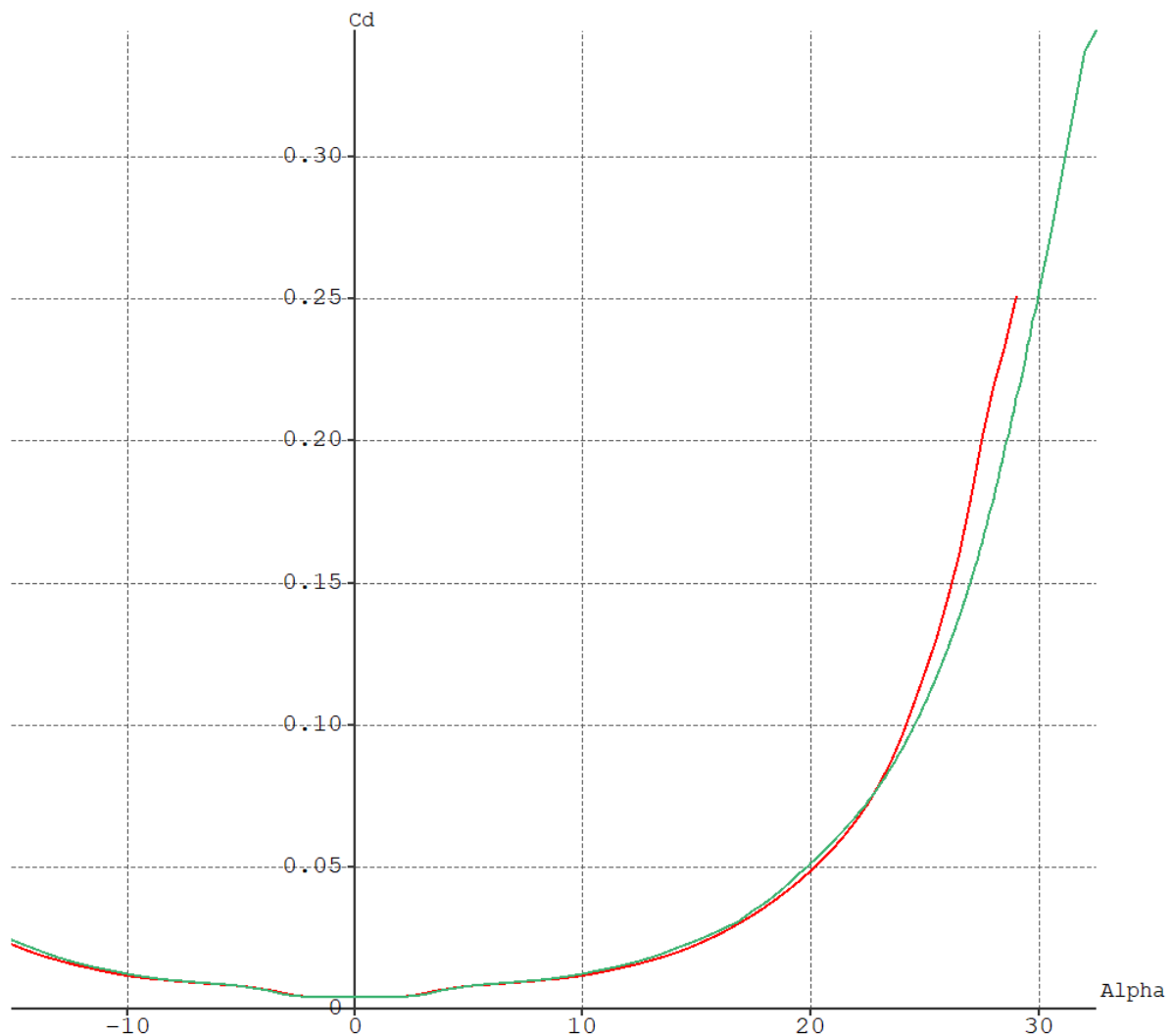
Slika 14 Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu za aeroprofile NACA 65₃-018 i 65₃-019.

Na slici 14 prikazan je C_L/α graf, to jest, ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu. Aeroprofil NACA 65₃-018 prikazan je crvenom bojom dok je 65₃-019 prikazan zelenom bojom. Kod malih napadnih kuteva $-7^\circ < \alpha < 7^\circ$ postoji približno linearna ovisnost koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta. U tom rasponu ta ovisnost je praktično neovisna o promjenama Reynoldsovog broja dok gradijent promjene koeficijenta uzgona iznosi oko 0.06 za svaki stupanj napadnog kuta. Kada je napadni kut jednak nuli koeficijent uzgona je također jednak nuli zbog simetrije aeroprofila te je kut nultog uzgona $\alpha_{L0} = 0^\circ$. Nakon napadnog kuta od 7° gradijent porasta koeficijenta uzgona sve više opada. Razlog tome je postupno odvajanje graničnog sloja s gornjake aeroprofila. Maksimalni koeficijent uzgona C_{Lmax} javlja se kod kritičnog napadnog kuta α_k . Na tablici 4 su prikazane te vrijednosti.

Tablica 4 Uvjeti analize.

Parametar	NACA 65 ₃ -018	NACA 65 ₃ -019
Maksimalni koeficijent uzgona, C_{Lmax}	1.558	1.546
Kritični napadni kut, α_k	21.98°	21.50°

Iz tablice 3 vidljivo je da tanji aeroprofil ima neznatno veći maksimalni koeficijent uzgona i kritični napadni kut. Povećanjem napadnog kuta iznad kritičnog dolazi do smanjenja koeficijenta uzgona, to jest, došlo je do sloma uzgona.



Slika 15 Ovisnost koeficijenta otpora o napadnom kutu za aeroprofile NACA 653-018 i 653-019.

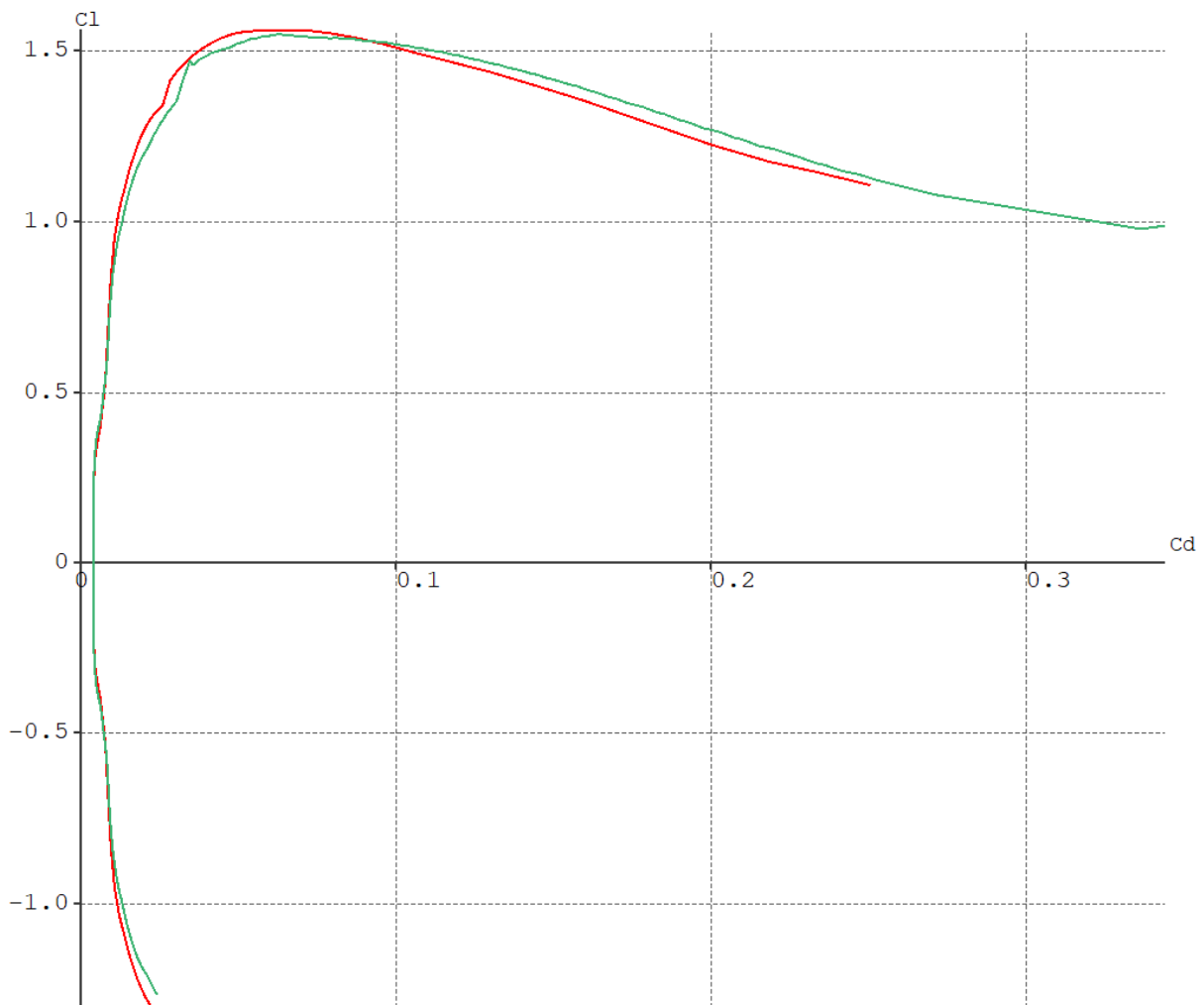
Slika 15 pokazuje C_D/α graf ili ovisnost koeficijenta otpora o napadnom kutu. Koeficijent otpora je približno konstantan pri malim vrijednostima napadnog kuta u rasponu $-3^\circ < \alpha < 3^\circ$ a minimalni koeficijent otpora C_{Dmin} gotovo je isti za oba aeroprofila. Iznad napadnog kuta $\alpha = 3^\circ$ koeficijent otpora naglo raste. Sama funkcija ima oblik parabole. Važan utjecaj na otpor ima hrapavost površine, takva površina potiče stvaranje turbulentnog graničnog sloja koji doprinosi otporu [8].

Na slici 16 vidi se ovisnost koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora ili polara aeroprofila. Polara ne sadrži napadni kut α , ali svakoj točki na polari odgovara određeni napadni kut.

Karakteristične točke polare su:

- C_{D0} – koeficijent otpora prilikom nultog kuta uzgona
- C_{Dmin} – minimalna vrijednost koeficijenta otpora
- C_{Lmax} – maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona prilikom kritičnog napadnog kuta
- $(C_L/C_D)_{max}$ – maksimalna finesa aeroprofila

Za simetrične aeroprofile kao NACA 65₃-018 i 65₃-019 vrijednosti C_{D0} i C_{Dmin} će biti jednake. Točka maksimalne finese $(C_L/C_D)_{max}$ nalazi se na mjestu gdje tangenta iz ishodišta na polaru zatvara maksimalni kut s osi C_D .

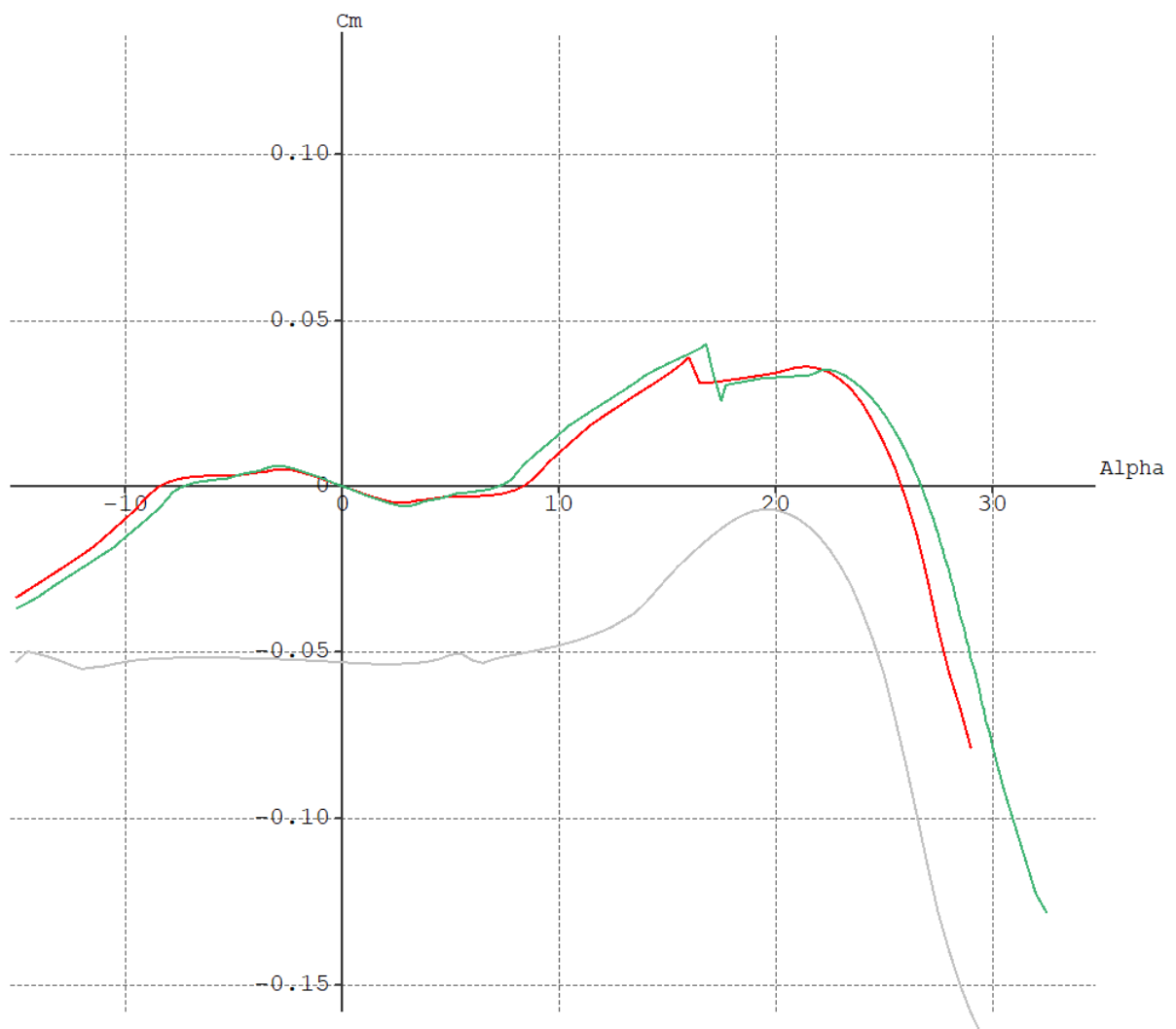


Slika 16 Ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora za aeroprofile aeroprofile NACA 65₃-018 i 65₃-019.

Aeroprofile 65₃-018 i 65₃-019 projektirani su tako da zadržavaju minimalni otpor u rasponu vrijednosti koeficijenta uzgona $-0.3 < C_L < 0.3$. U tablici 5 su dane vrijednosti koeficijenta otpora u tome rasponu. Vidljivo je da koeficijent uzgona zadržava nisku vrijednost.

Tablica 5 Vrijednosti koeficijenta otpora za $-0.3 < C_L < 0.3$.

C_L	α	C_D	
		NACA 65 ₃ -018	NACA 65 ₃ -019
-0.3	-2.5°	4.4×10^{-3}	4.5×10^{-3}
-0.2	-1.67°	4.1×10^{-3}	4.2×10^{-3}
-0.1	-0.83°	3.9×10^{-3}	4×10^{-3}
0	0	3.9×10^{-3}	4×10^{-3}
0.1	0.83°	3.9×10^{-3}	4×10^{-3}
0.2	1.67°	4.1×10^{-3}	4.2×10^{-3}
0.3	2.5°	4.4×10^{-3}	4.5×10^{-3}



Slika 17 Ovisnost koeficijenta momenta o napadnom kutu za aeroprofile NACA 65₃-018, 65₃-019 i NACA 2412 (označen sivo).

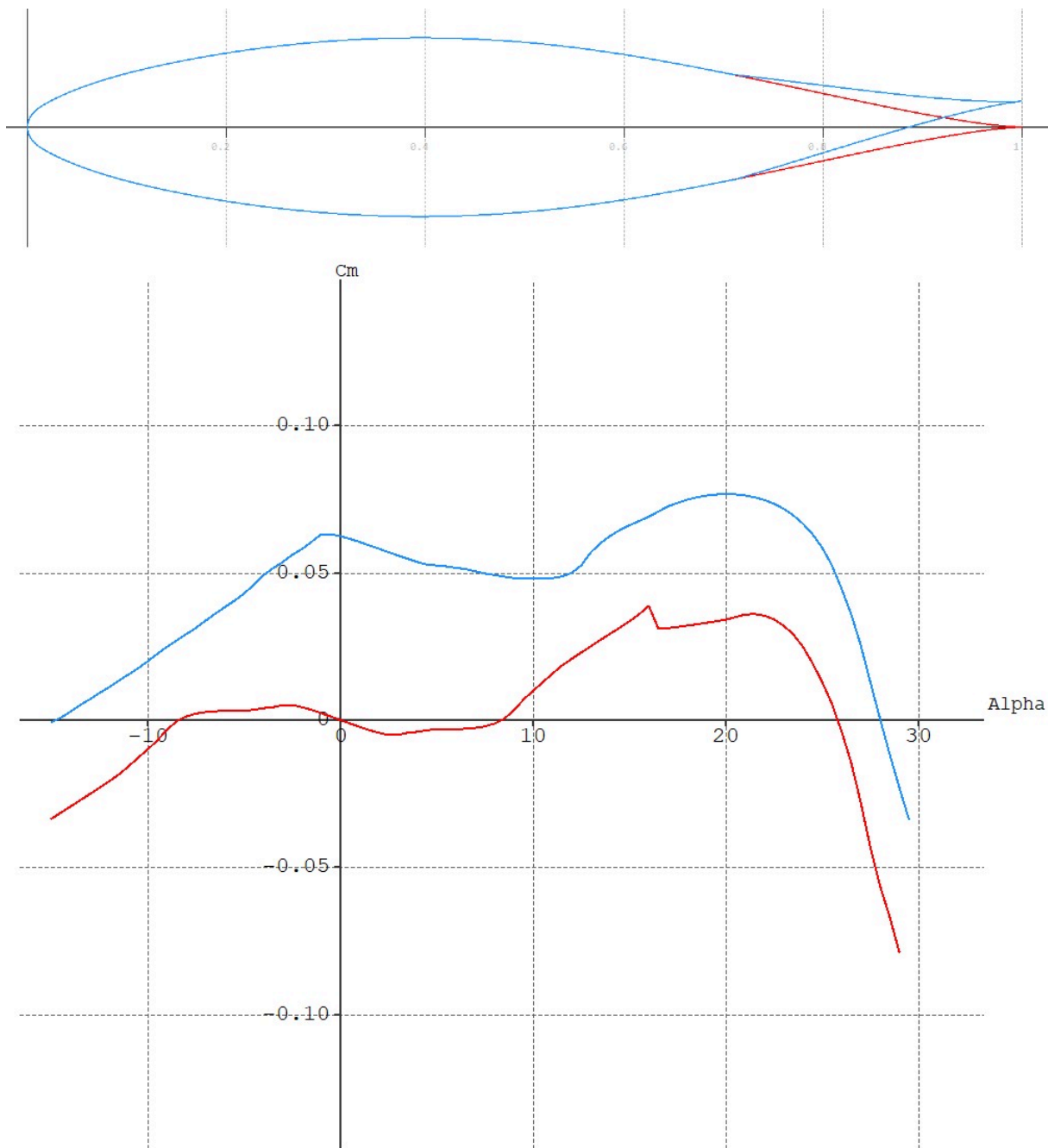
Na slici 17 prikazan je graf ovisnosti ukupnog koeficijenta momenta propinjanja za dosadašnja dva aeroprofila i NACA 2412 u sivoj boji radi usporedbe. Negativni moment propinjanja nastoji spustiti prednji brid aeroprofila dok ga pozitivni podiže. Vidljivo je da simetrični aeroprofil NACA 65₃-018 i 65₃-019 imaju nulti koeficijent momenta propinjanja pri napadnom kutu $\alpha = 0^\circ$ dok je isti za NACA 2412 uvjerljivo negativan. Kao što je prethodno spomenuto, za leteća krila je važno da aeroprofil nema velike varijacije u momentu propinjanja u projektiranom rasponu napadnih kutova. Karakteristične točke C_M/α grafa prikazane su u tablici 6.

Tablica 6 Karakteristične točke C_M/α grafa.

Parametar	NACA 65 ₃ -018		NACA 65 ₃ -019	
	α	C_M	α	C_M
C_{Mmin}	2.5°	-0.005	3°	-0.006
C_{Mmax}	16°	0.039	16.5°	0.041

Aeroprofil po analizi imaju mali nagli pad koeficijenta momenta propinjanja nakon maksimalne vrijednosti što nije povoljna karakteristika. Napadni kut u kojem dolazi do strmog pada koeficijenta uzgona za aeroprofile 65₃-018 i 65₃-019 ugrubo se podudara s kritičnim napadnim kutom α_k nakon kojeg dolazi do sloma uzgona. Relativno mali koeficijent momenta propinjanja aeroprofila NACA 65₃-018 i 65₃-019 u širem rasponu napadnih kutova glavni je aerodinamički razlog za njihov odabir prilikom razvoja Northrop YB-49 sredinom prošlog stoljeća. Njihova simetrija i debljina također nude određenu jednostavnost izrade i veliki unutarnji volumen što je pridonijelo odabiru.

Danas se za leteća krila uglavnom koriste aeroprofil sa „S“ srednjom crtom ili takozvani *reflexed* aeroprofil. Oni imaju dva ekstrema zakrivljenosti f , to jest, stražnji brid aeroprofila je podignut prema gore. Naime, podizanjem stražnjeg brida aeroprofila se povećava moment propinjanja i C_M/α graf se translacija prema gore [20]. Na slici 18 prikazani su aeroprofil NACA 65₃-018 i isti modificiran s *reflex*-om od 5°. Vidljivo je da modificirani aeroprofil daje veći koeficijent momenta propinjanja. Problem je u tome što ovakav aeroprofil nema prednju zakrivljenost i pri nultom napadnom kutu proizvodi negativni uzgon, zbog toga je nužno koristiti aeroprofil koji unatoč *reflex*-u stvara uzgon. To se postiže tako da prednja zakrivljenost aeroprofila bude dovoljno pozitivna.



Slika 18 Usporedba aeroprofila NACA 65₃-018 i modificiranog 65₃-018 sa relex-om.

4.3. Aerodinamičke karakteristike letećeg krila

Konfiguracija letećih krila ima mnoge prednosti i nedostatke. Glavna prednost letećih krila donekle je intuitivna i bila je razlog za interesom u njihov razvoj. Naime, leteća krila dobila su to ime zato što to i jesu, tip zrakoplova kojeg sačinjava samo krilo i nema trup, rep ni ostalih konstrukcijskih elemenata. Samim time, ideja je da cijela konstrukcija stvara uzgon dok se eliminiraju dijelovi koji ga ne stvaraju i dodaju neželjeni otpor. Taj tip otpora zove se otpor nultog uzgona ili parazitni otpor. Također nema površina koje stvaraju negativni uzgon kao repne površine. Kod konvencionalnih zrakoplova dolazi do aerodinamičkih interakcija trupa, repa i motora zrakoplova s krilom zbog vrtloga i udarnih valova, što dodatno smanjuje njegovu učinkovitost. Konstrukcija letećih krila je usto lakša i jednostavnija te njihova strukturalna cjelovitost eliminira mnoge kritične točke naprezanja. Kao što je prethodno spomenuto, leteća krila su pogodna u vojne svrhe zbog svoje slabe radarske uočljivosti.

Glavni nedostatak letećih krila je njihova stabilnost. Čista leteća krila nisu stabilna u propinjanju i skretanju te zbog toga se trebaju uzeti određene aerodinamičke i/ili *softverske* protumjere kako bi zrakoplov mogao letjeti. Te protumjere često imaju negativan utjecaj i umanjuju prednosti koje izvorno nudi ta konfiguracija. Jedna od tih protumjera je uvijanje krila radi postizanja statičke stabilnosti u propinjanju, ali to povećava otpor krila i umanjuje ukupni uzgon. Nedostatak stabilnosti otežava precizno letenje i zahtjeva neprekidnu pažnju posade. Često je jedini način da leteća krila postanu stabilna s dovoljnim performansama da zadovolje zahtjeve misije je pomoću umjetne stabilnosti, to jest, *softverski* upravljanih upravljačkih površina ili *fly-by-wire* sustava koji neprekidno korigiraju putanju zrakoplova kako isti ne bi završio u nepravilnom stanju leta (kovitu). Takva stanja su za leteća krila gotovo uvijek nepovratna. Stabilnost i nedostatak unutarnjeg volumena također često ograničavaju poziciju i količinu tereta. Debeli aeroprofilu korišteni u letećim krilima, uz udarne valove, stvaraju veliki otpor pri transsoničnim brzinama. U komercijalnom sektoru, leteća krila trenutno nisu održiva zbog teže prešurizacije, evakuacije kabine i manjeg unutarnjeg volumena od klasičnih zrakoplova te uspostavljene aerodromske infrastrukture [21].

Kao kod analiza provedenih na aeroprofilima, analize u računalnom programu XFLR5 na cijelom zrakoplovu napravljene su u uvjetima standardne atmosfere na razini mora

U svrhu određivanja referentnog napadnog kuta za model YB-49 u mjerilu 1/7, napravljeni su izračuni s podacima pravog zrakoplova za uvjete ravnotežnog leta pri brzini krstarenja. U ravnotežnom letu težina zrakoplova mora biti izjednačena sa silom uzgona. Masa zrakoplova u polijetanju iznosi 87,969 kg dok je brzina u krstarenju 163.17 m/s ili Mach 0.48 [22].

Jednadžbe sila težine i uzgona glase:

$$F_g = m \cdot g$$

Gdje je:

F_g – težina

m – masa

g – ubrzanje sile teže.

$$F_L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 A$$

Gdje je:

F_L – sila uzgona

C_L – koeficijent uzgona

ρ – gustoća zraka

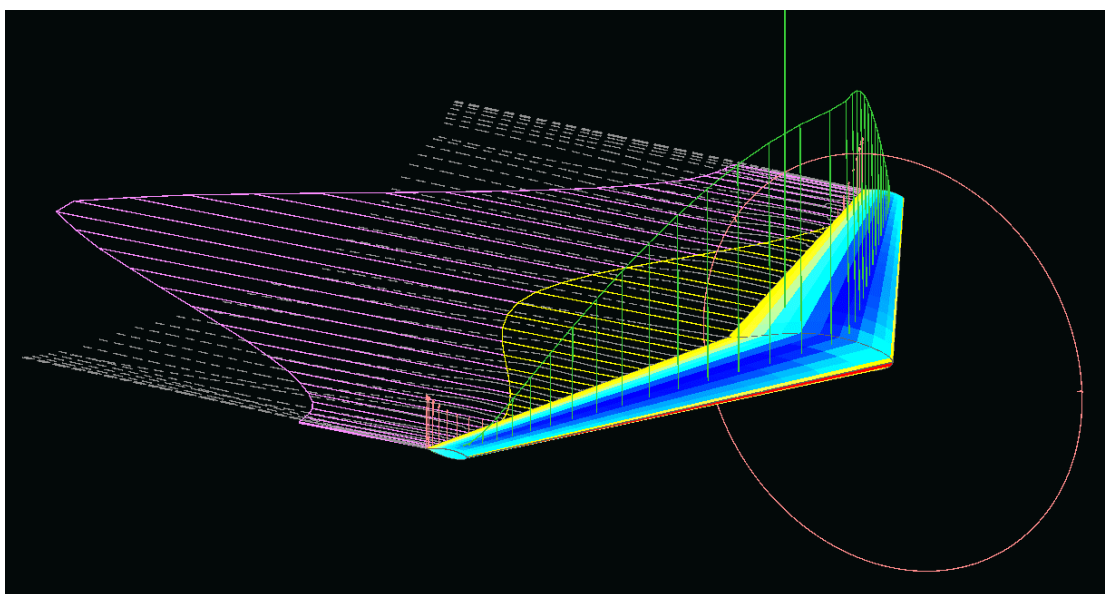
V – brzina

A – referentna površina.

Izjednačavanjem jednadžbi dobiva se formula za koeficijent uzgona C_L iz kojeg možemo odrediti napadni kut.

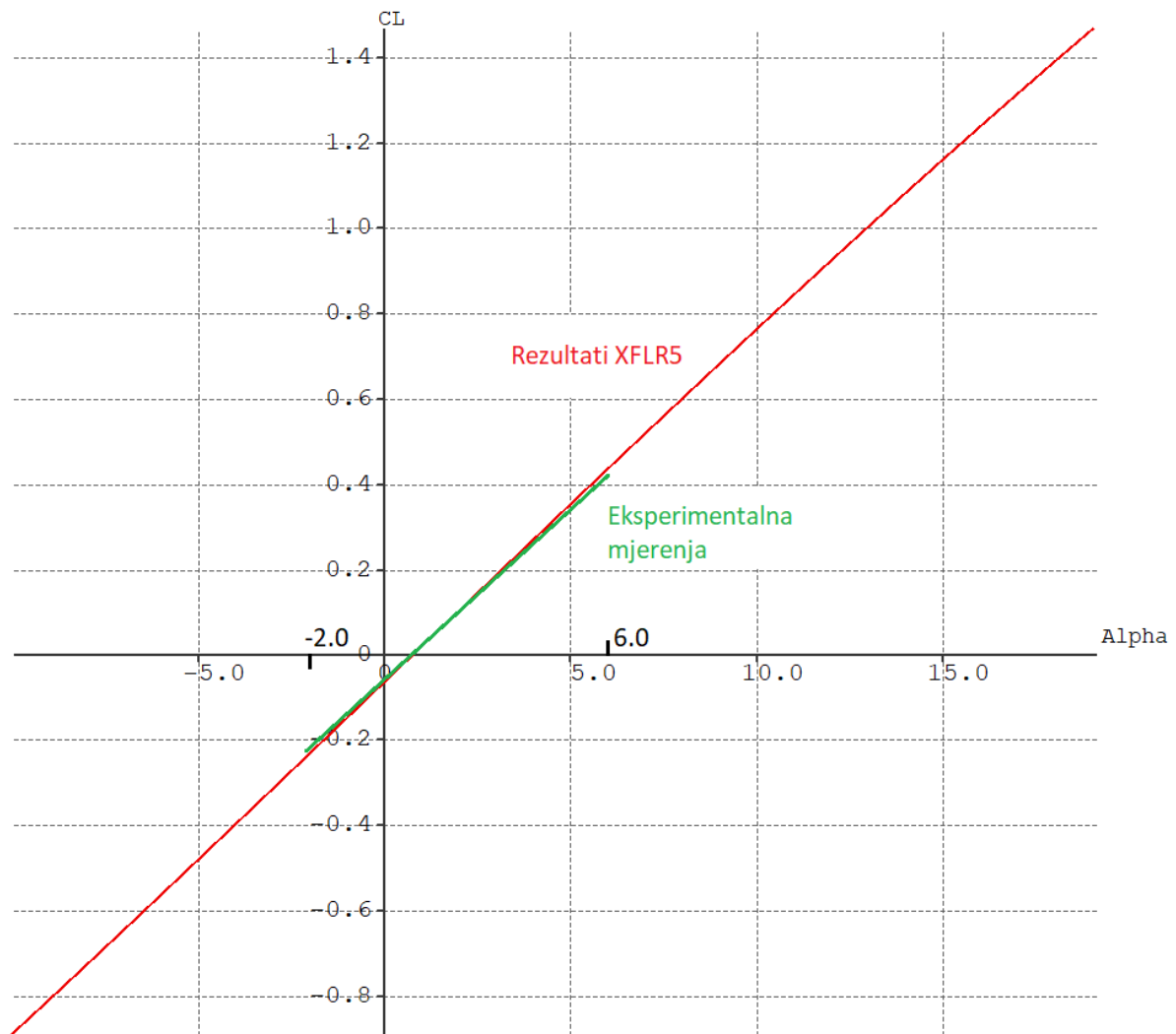
$$C_L \frac{1}{2} \rho V^2 A = mg$$
$$C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 A} = \frac{2 \cdot 87969 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 163.17^2 \cdot 374.556} = 0.1413$$

Pomoću analize u programu XFLR5 određeno je da koeficijent uzgona $C_L = 0.1413$ odgovara napadnom kutu $\alpha = 2.45^\circ$ krila. Na slici 19 je leteće krilo pri tom napadnom kutu sa svim vizualnim parametrima u programu XFLR5 koji će biti objašnjeni kasnije u radu.



Slika 19 Leteće krilo pri napadnom kutu $\alpha = 2.45^\circ$.

Slika 20 prikazuje usporedbu rezultata iz računalnog programa s dostupnim eksperimentalnim mjerenjima ovisnosti koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta α pri $M = 0.4$ i nultom odklonu upravljačkih površina za leteće krilo. Numerička usporedba prikazana je u tablici 7. Vidljivo je da su vrijednosti vrlo slične, ali da se ne podudaraju u potpunosti. To se može pripisati razlikama u geometrijskom obliku modela korištenog u programu XFLR5 i pravog u aerotunelu te nedostacima programa prilikom *3D panel* metode analize (manjak utjecaja stlačivosti i viskoznosti u izračunu).



Slika 20 Ovisnost koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta α za $Ma = 0.4$.

Izvor: [14]

Tablica 7 Ovisnost koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta α za $Ma = 0.4$.

α	C_L , XFLR5	C_L , eksperimentalna mjerenja
-2°	-0.23	-0.22
0°	-0.06	-0.05
2°	0.10	0.10
4°	0.27	0.27
6°	0.44	0.43

Izvor: [14]

Graf ovisnosti koeficijenta uzgona i napadnog kuta isti je za sve brzine u programu XFLR5. U tablici 8 prikazani su rezultati eksperimentalnih mjerenja za pet različitih brzina.

Tablica 8 Eksperimentalna mjerenja ovisnosti koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta α pri različitim brzinama.

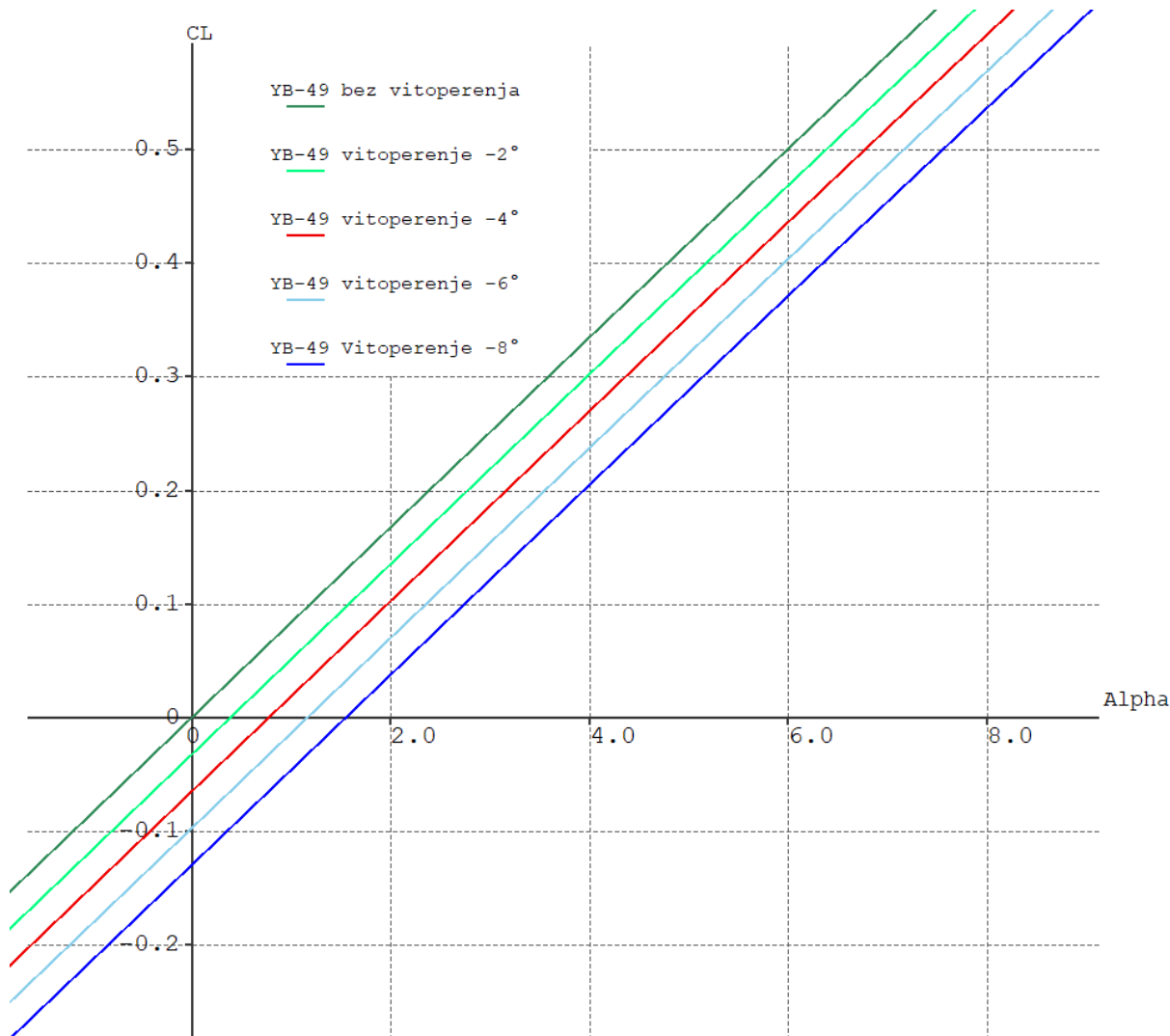
α	C_L				
	Ma = 0.4	Ma = 0.55	Ma = 0.65	Ma = 0.7	Ma = 0.725
-2°	-0.22	-0.23	-0.23	-0.24	-0,24
0°	-0.05	-0.06	-0.06	-0.06	-0.06
2°	0.10	0.11	0.12	0.14	0.14
4°	0.27	0.27	0.29	0.32	0.32
6°	0.43	0.44	0.46	/	/

Izvor: [14]

Glavni razlog za promjenom koeficijenta uzgona pri većim Machovim brojevima je utjecaj stlačivosti [23].

Iako se radi o simetričnim aeroprofilima, koeficijent uzgona pri nultom napadnom kutu je negativan. Razlog tome je vitoperenje krila na vrhovima od -4°. Tu se očituje nedostatak korištenja simetričnih aeroprofila zato što zrakoplov uvijek mora letjeti pri pozitivnom napadnom kutu, povećavajući otpor, ali to je nužan kompromis za osiguravanje dovoljnog unutarnjeg prostora i malog koeficijenta momenta propinjanja.

Sama geometrija utječe na dijagram, tako je na slici 21 prikazano pet modela s različitim kutovima vitoperenja krila; 0°, -2°, -4°, -6° i -8°. Crvenom bojom je označen standardni model s vitoperenjem od -4°. Očito je da se graf translata udesno s većim negativnim vitoperenjem. Model bez vitoperenja je jedini koji pri nultom napadnom kutu ne proizvodi negativni uzgon. Kut strijele ima vrlo mali utjecaj na dijagram, manji kut daje neznatno strmiji graf, a veći kut strijele suprotnu u programu XFLR5.

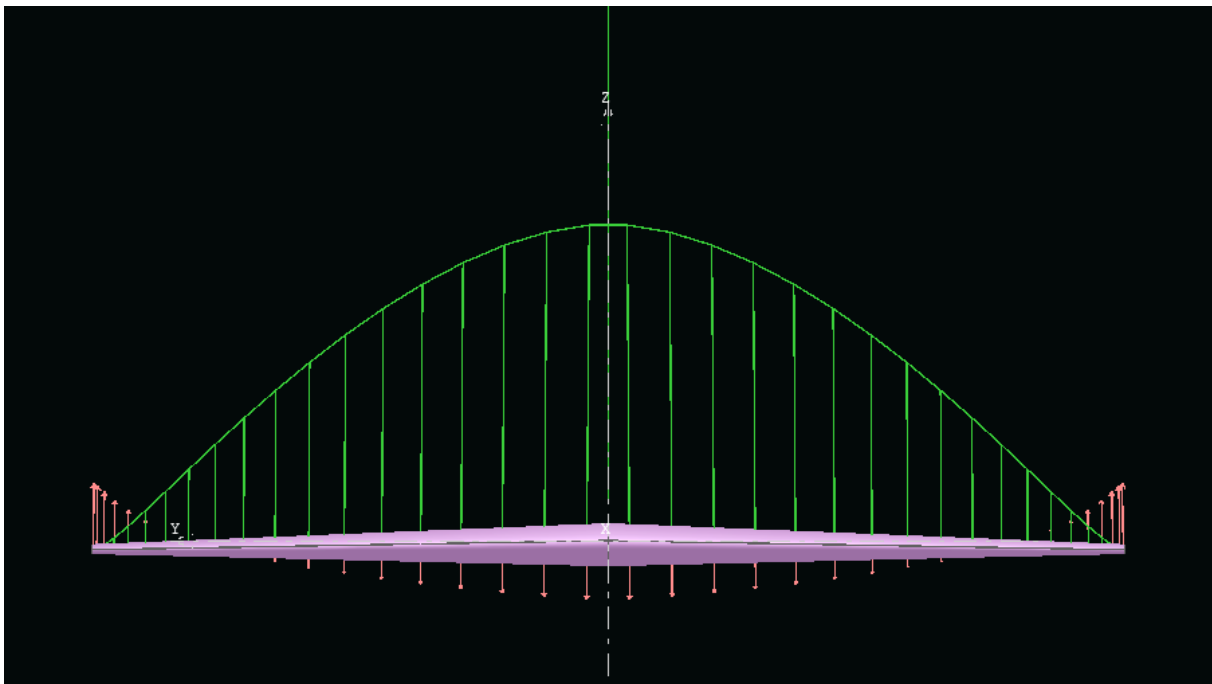


Slika 21 Ovisnost koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta α za pet kutova vitoperenja.

Sam uzgon nije ravnomjerno raspoređen po krilu zrakoplova a na to utječe njegova geometrija. Najveći utjecaj imaju kut strijele, vitoperenje i suženje krila. Može se reći da kut strijele prema nazad negativno utječe na raspodjelu uzgona zato što povećava uzgon na vrhovima krila što zahtjeva veću strukturalnu čvrstoću. Vanjsko vitoperenje krila (engl. washout) smanjuje lokalni napadni kut i uzgon na samom vrhu krila, to odgađa slom uzgona na tom dijelu i radi se zbog poboljšanja upravljivosti zrakoplova pri velikim napadnim kutovima. Suženje utječe tako da je pad uzgona veći što je tetiva prema vrhu manja, to jest, što je suženje veće. Raspodjela uzgona važna je zbog utvrđivanja naprezanja zbog savijanja krila i time je važno prilikom projektiranja zrakoplova. Raspodjele uzgona mogu se podijeliti u dva oblika, eliptičnu i zvonoliku.

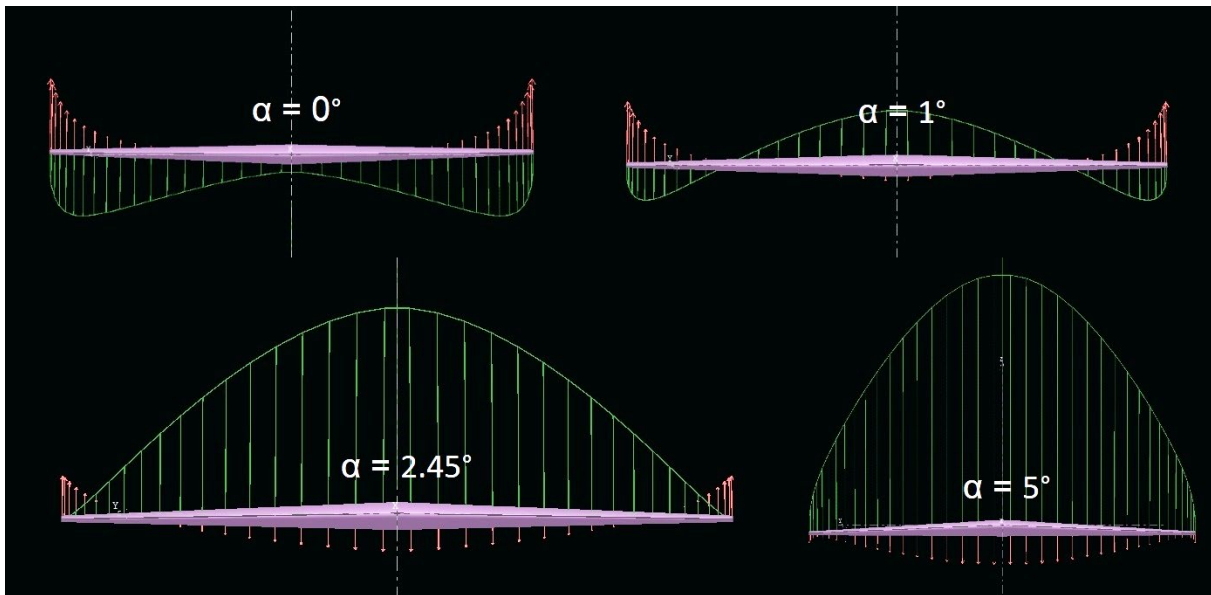
Eliptična raspodjela uzgona stvara minimalni inducirani otpor i dobila je ime po obliku uzgona po rasponu krila u obliku poluelipse. Krila eliptičnog oblika stvaraju eliptičnu raspodjelu uzgona i najpoznatiji primjer je zrakoplov *Supermarine Spitfire*.

Zvonolika raspodjela standardna je raspodjela uzgona kod letećih krila zbog njihove geometrije. Kao i kod eliptične, zvonolika raspodjela dobiva svoje ime po obliku uzgona po rasponu krila koji sličí zvonu. Uzgon raste eksponencijalno od vrha prema korijenu gdje se nalazi njegov maksimum. Dok je strujanje prema dolje (engl. downwash) na eliptičnoj raspodjeli konstantno po rasponu, kod zvonolike je eliptično i prema vrhovima krila se pretvara u strujanje prema gore (engl. upwash). Na slici 22 zelenom bojom prikazana je raspodjela uzgona i crvenom strujanje na modelu u programu XFLR5 pri brzini krstarenja i $\alpha = 2.45^\circ$. Prednost zvonolike raspodjele nad eliptičnom je što daje manji otpor i veći raspon s jednakim uzgonom i opterećenjem u korijenu [24].



Slika 22 Zvonolika raspodjela uzgona i strujanje na modelu YB-49 1/7.

Na slici 23 vidi se raspodjela uzgona i strujanje za četiri različiti napadna kuta; $\alpha = 0^\circ, 1^\circ, 2.45^\circ$ i 5° . Za nulti napadni kut vidi se da cijeli zrakoplov proizvodi negativni uzgon (engl. downforce) zbog vitoperenja rubova krila, za napadni kut $\alpha = 1^\circ$, unutarnji dio krila proizvodi uzgon dok vanjski još uvijek ne. Za napadne kuteve $\alpha = 2.45^\circ$ i 5° su u potpunosti pozitivni a pri 5° zrakoplov također više ne proizvodi upwash na rubovima krila nego samo downwash.



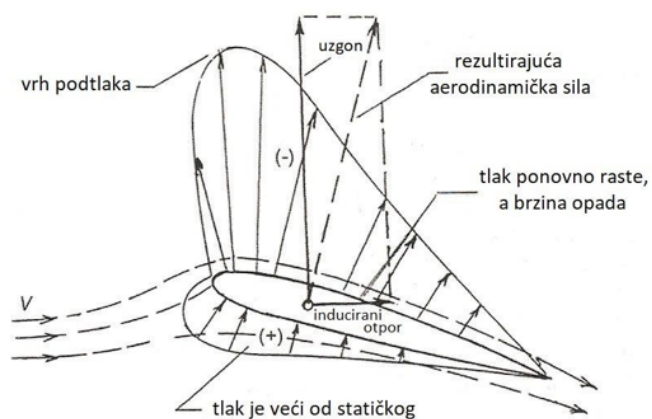
Slika 23 Zvonolika raspodjela uzgona i strujanje na modelu YB-49 1/7 za više napadnih kutova.

U aerodinamici se ukupni otpor obično razlaže na dvije komponente; otpor nultog uzgona ili parazitni otpor i inducirani otpor.

Parazitni otpor predstavlja silu otpora koja nastaje neovisno o tome proizvodi li tijelo uzgon ili ne. Čine ga otpor trenja i tlaka te otpor aerodinamičke interferencije. Nastaje zbog viskoznosti zraka koja se odupire prolasku zrakoplova kroz njega i ovisno je o tome je li strujanje u graničnom sloju laminarno ili turbulentno.

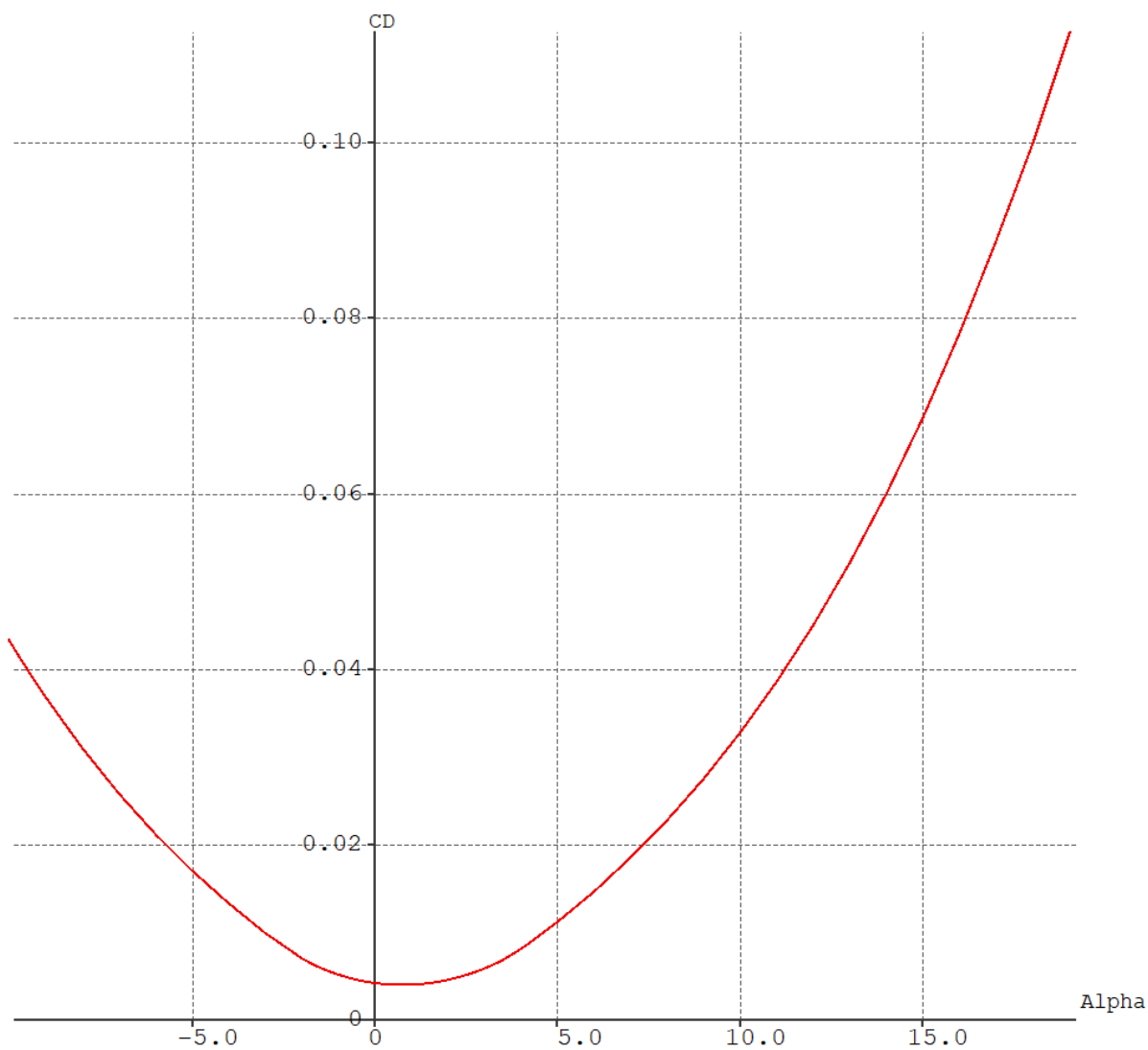
Druga komponenta otpora, inducirani otpor, nastaje zbog stvaranja uzgona, odnosno, preusmjeravanja slobodne struje zraka i neizbježan je. Inducirani otpor pojavljuje se zbog prestrujavanja zraka s područja visokog tlaka u područje niskog tlaka, to jest, s donjake na gornjaku krila zrakoplova i stvoreni vrtlozi induciraju manji efektivni napadni kut na krilu. Rezultantna aerodinamička sila okomita je na efektivni napadni kut, ali nije okomita na smjer gibanja zrakoplova. To znači da rezultantna ima dvije komponente; silu uzgona okomitu na smjer gibanja zrakoplova i komponentu suprotnu smjeru gibanja zrakoplova. Ta druga komponenta se naziva inducirani otpor i skiciran je na slici 24.

Na slici 25 prikazan je graf ovisnosti ukupnog koeficijenta otpora C_D o napadnom kutu α . Funkcija je parabola s minimalnim koeficijentom otpora 0.004 pri napadnom kutu od 0.75° . Manji kut vitoperenja će graf translirati u lijevo i neznatno smanjiti minimalni koeficijent otpora i suprotno. Razlika u kutu strijele nema utjecaj na minimalnom koeficijentu otpora, ali prilikom većih napadnih kutova, veći kut strijele daje malo veći koeficijent otpora.



Slika 24 Shema induciranog otpora krila.

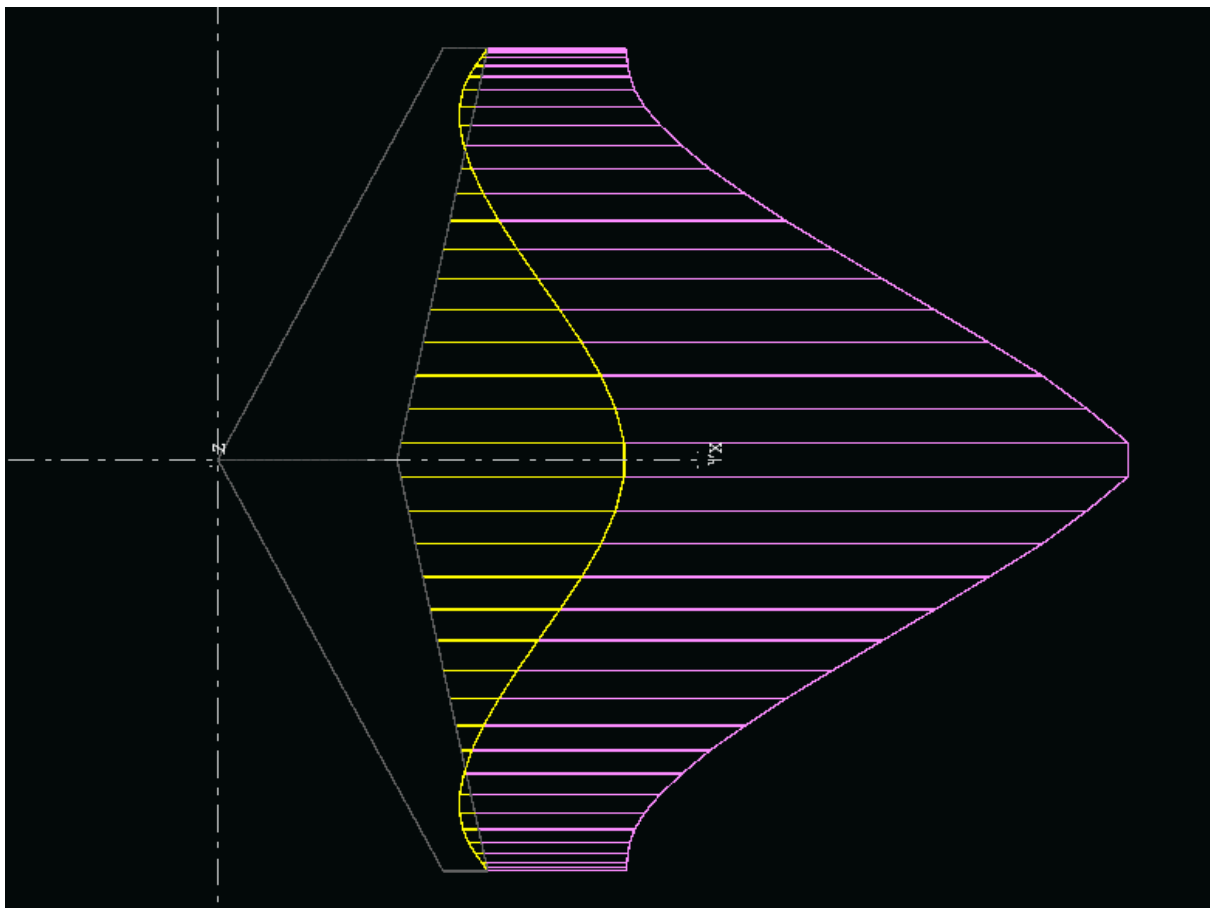
Izvor: [24]



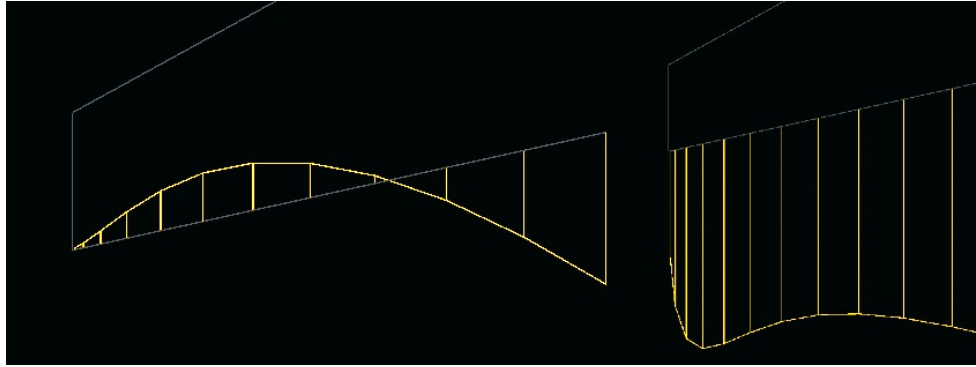
Slika 25 Ovisnost koeficijenta otpora C_D o napadnom kutu α .

Krila sa zvonolikom raspodjelom uzgona imaju zanimljivu karakteristiku zbog čestog korištenja vitoperenja na vrhu. Naime, rezultatna aerodinamička sila pri korijenu krila proizvodi standardni inducirani otpor, odnosno komponentu aerodinamičke sile koja je suprotna smjeru gibanja. Prema vrhovima krila, vektor rezultatne aerodinamičke sile se zakreće prema naprijed za kut vitoperenja. S dovoljnim negativnim kutom vitoperenja, ona više nema komponentu suprotnu smjeru gibanja nego u smjeru gibanja i tako doprinosi potisku. Shodno tome, ima naziv inducirani potisak.

Prilikom zaokreta upravljačke površine su otklonjene radi povećanja uzgona na jednom krilu i smanjenja na drugom da bi se postigao željeni kut valjanja. Kod zrakoplova koji imaju karakteristiku inducirano potiska, krilo s većim uzgonom proizvesti će i veći inducirani potisak. Rezultat toga je da će zrakoplov, uz valjanje u smjer zaokreta, također skretati (engl. yaw) u tom smjeru. To se zove *proverse yaw* i teoretski eliminira potrebu za vertikalnim stabilizatorom prilikom koordiniranog zaokreta [25]. Na slici 26 prikazan je inducirani otpor žutom bojom i parazitni ljubičastom pri brzini krstarenja i napadnom kutu $\alpha = 2.45^\circ$ dok se na slici 27 vidi usporedba vitoperenog krila s induciranim potiskom i krila bez vitoperenja.



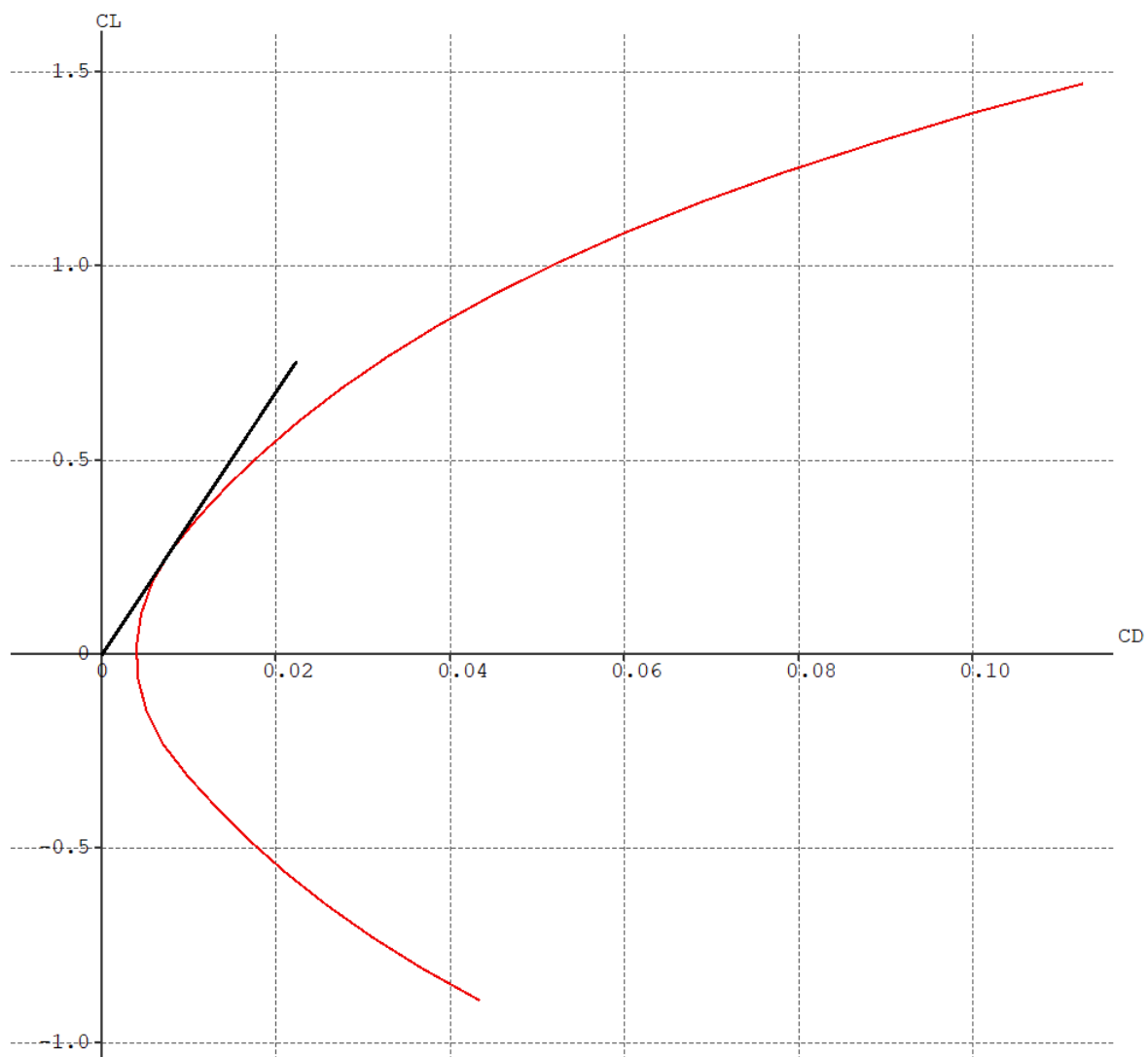
Slika 26 Inducirani i parazitni otpor modela YB-49 1/7.



Slika 27 Krilo sa i bez vitoperenja.

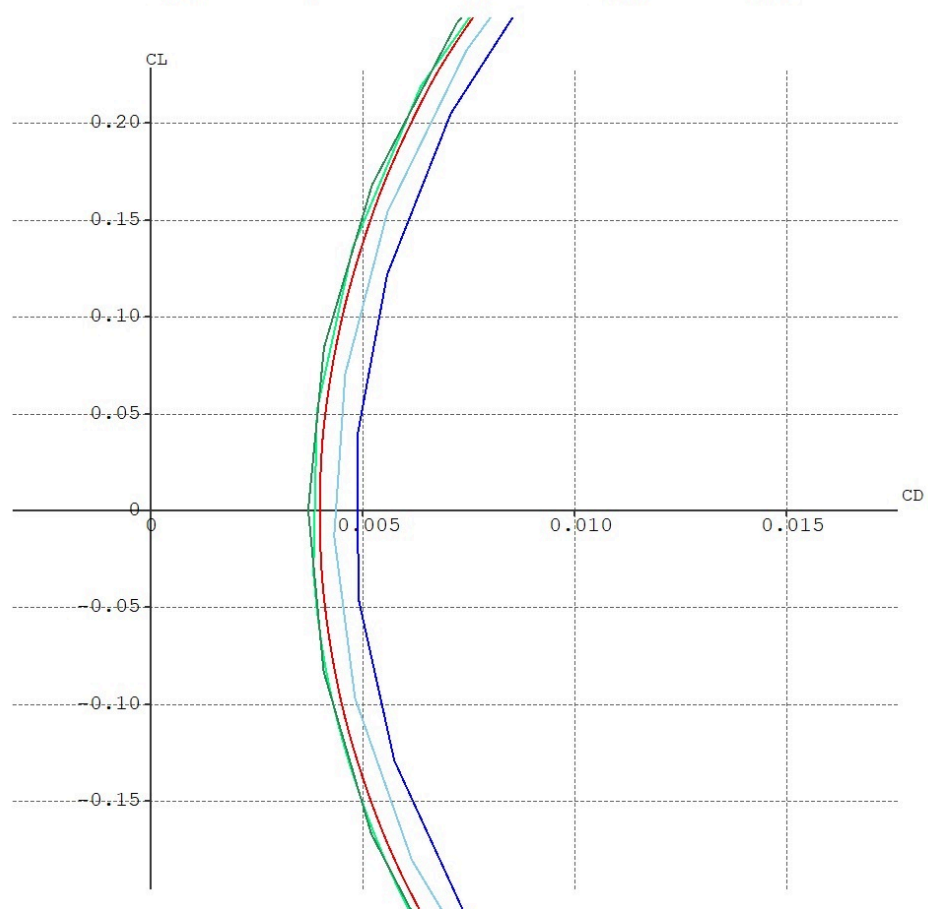
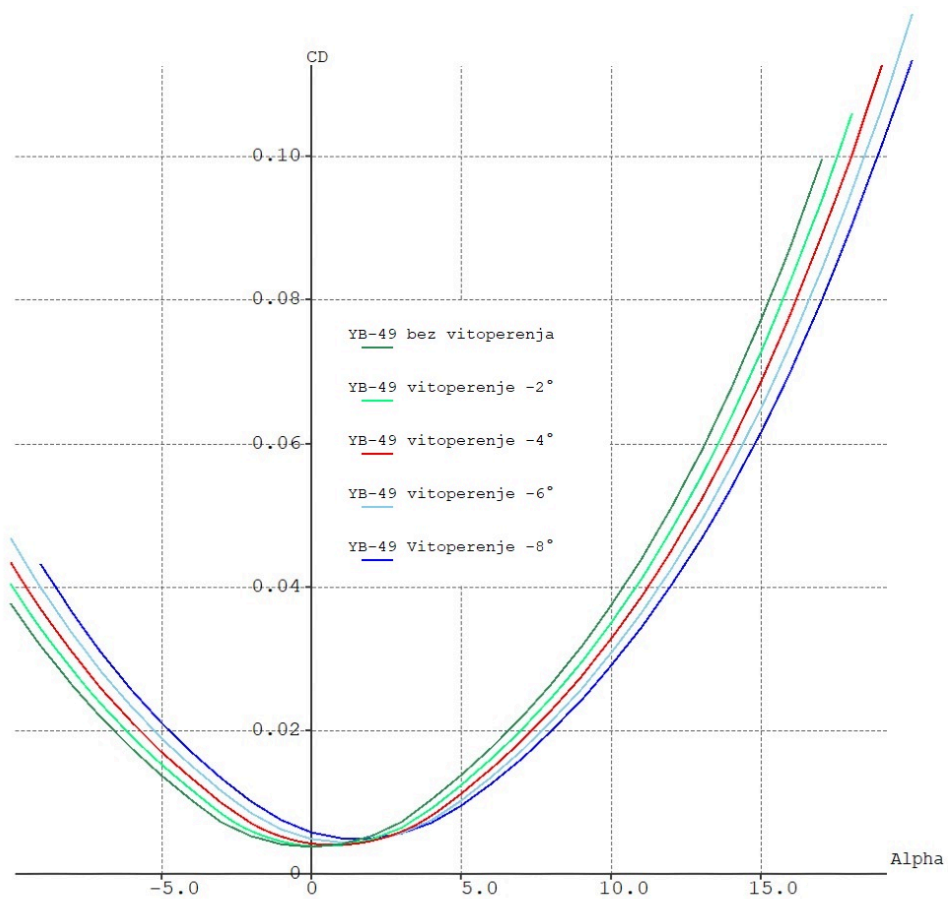
Slika 28 daje polaru modela YB-49 1/7, odnosno dijagram ovisnosti koeficijenta uzgona zrakoplova o koeficijentu otpora. Crnom tangentom iz ishodišta na polaru prikazana je točka maksimalne finese zrakoplova. Vrijednosti karakterističnih točaka:

- C_{D0} – koeficijent otpora prilikom kuta nultog uzgona (0.77°) = 0.004
- C_{Dmin} – minimalna vrijednost koeficijenta otpora = 0.004
- C_{Lmax} – ne može se odrediti
- $(C_L/C_D)_{max}$ – maksimalna finesa zrakoplova – 37.167
 - C_L u točki maksimalne finese je 0.223 a C_D je 0.006. Ti podatci odgovaraju napadnom kutu od 3.66° . S povećanjem kuta vitoperenja maksimalna finesa se smanjuje.



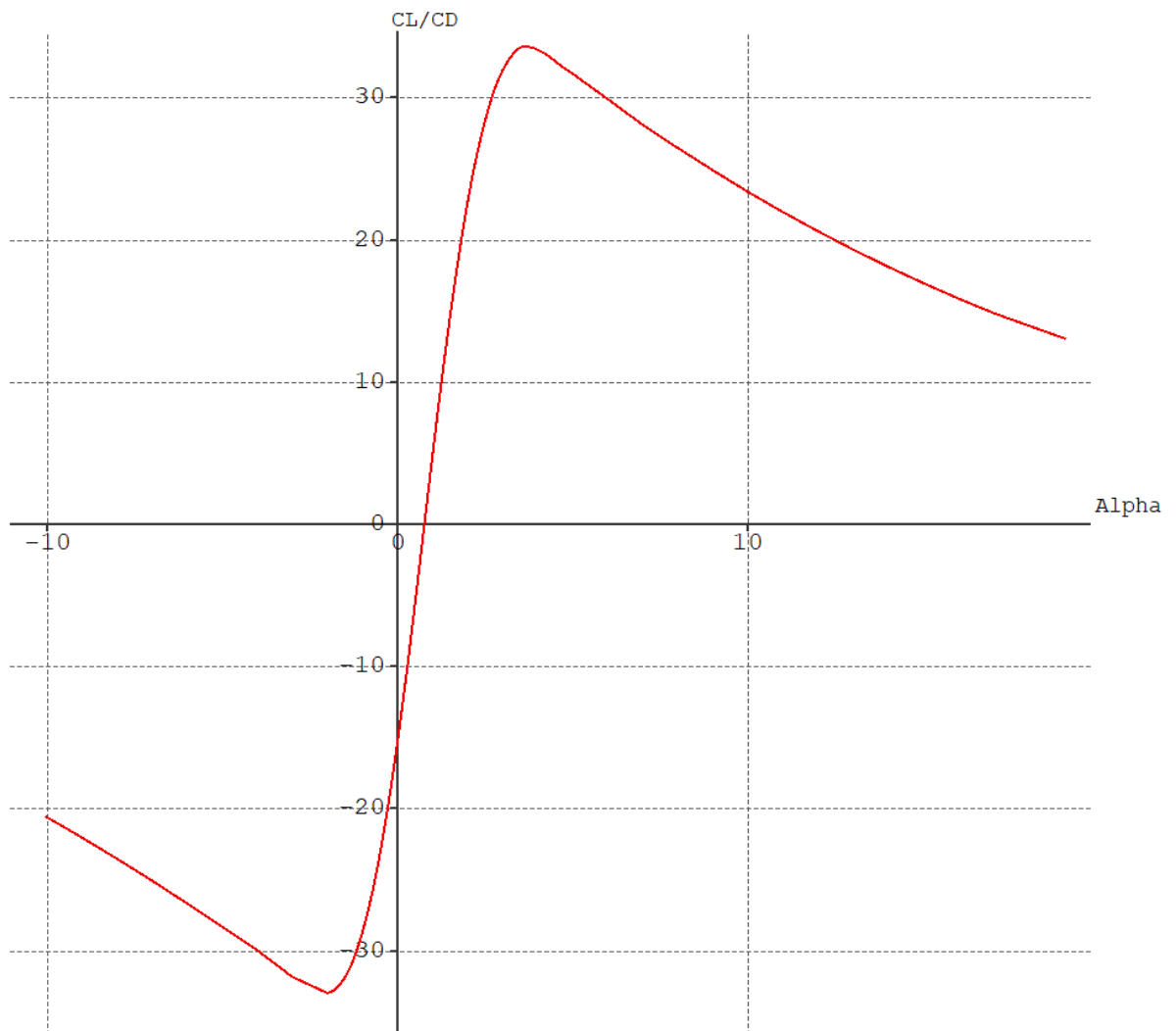
Slika 28 Polara YB-49 1/7.

Graf se pomiče obzirom na minimalni koeficijent otpora koji odgovara specifičnom kutu vitoperenja kao što je prikazano na slici 29. Za različite kutove klizanja, program XFLR5 daje gotovo iste rezultate po parametrima uzgona, otpora i momenta propinjanja.



Slika 29 Polara i C_D/α graf za različite kutove vitoperenja.

Slika 30 daje graf ovisnosti omjera C_L/C_D i napadnog kuta. Maksimum grafa je točka maksimalne finese koja odgovara napadnom kutu od 3.66° .



Slika 30 Ovisnost omjera C_L/C_D i napadnog kuta.

Koeficijent tlaka C_p je koeficijent koji opisuje relativni tlak u području strujanja fluida ili na površini tijela. Formula glasi:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}$$

Gdje je:

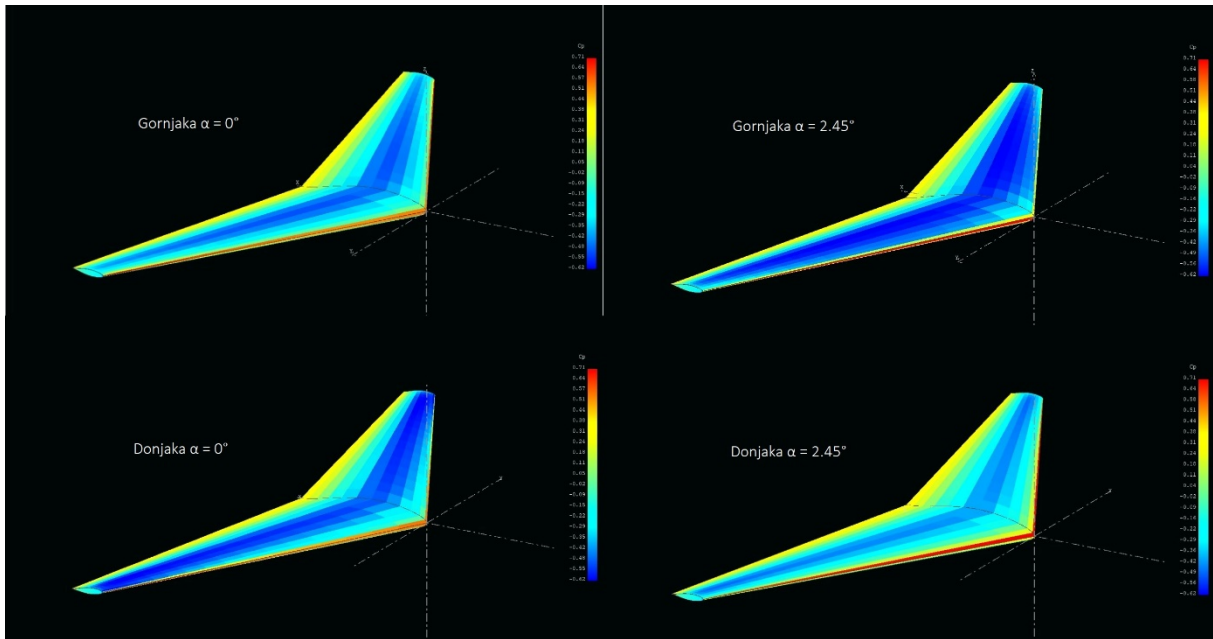
C_p – koeficijent tlaka

p – statički tlak u točki mjerenja

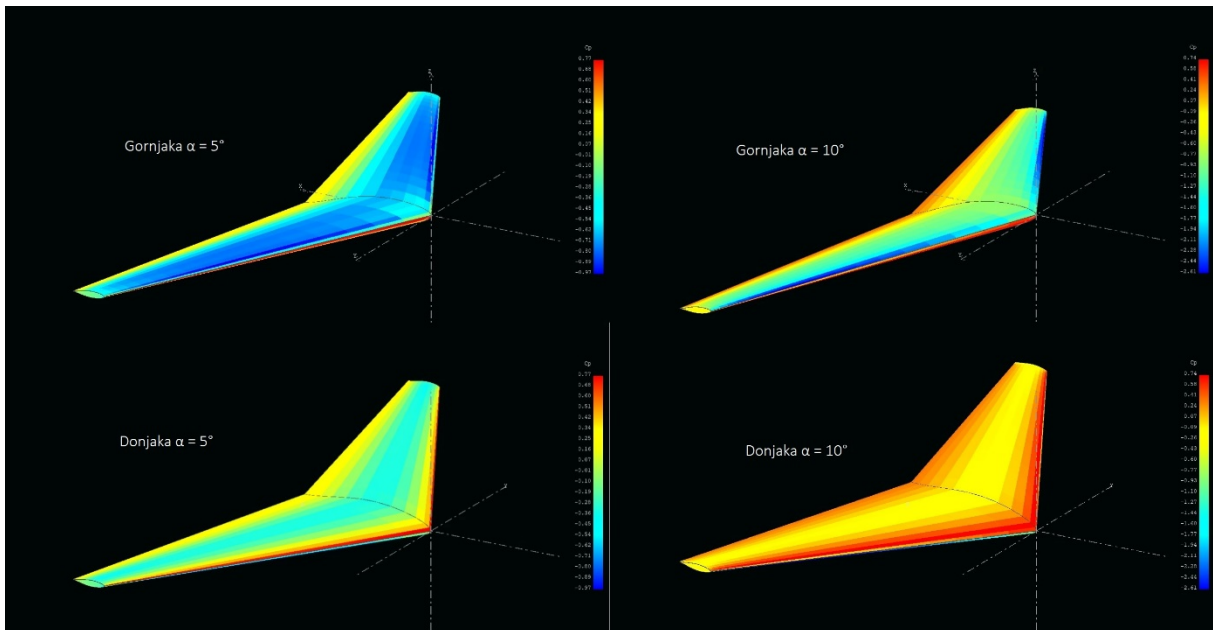
p_∞ – statički tlak slobodne struje zraka

$(1/2)\rho_\infty V_\infty^2$ – dinamički tlak slobodne struje zraka.

Pomoću ovih podataka moguće je odrediti tlak u bilo kojoj točki. Na slici 31 prikazan je raspored koeficijenta tlaka na modelu YB-49 1/7 za napadne kutove $\alpha = 0^\circ$ i 2.45° dok su na slici 32 napadni kutovi 5° i 10° . U gornjem redu su slike gornjake a ispod donjake.



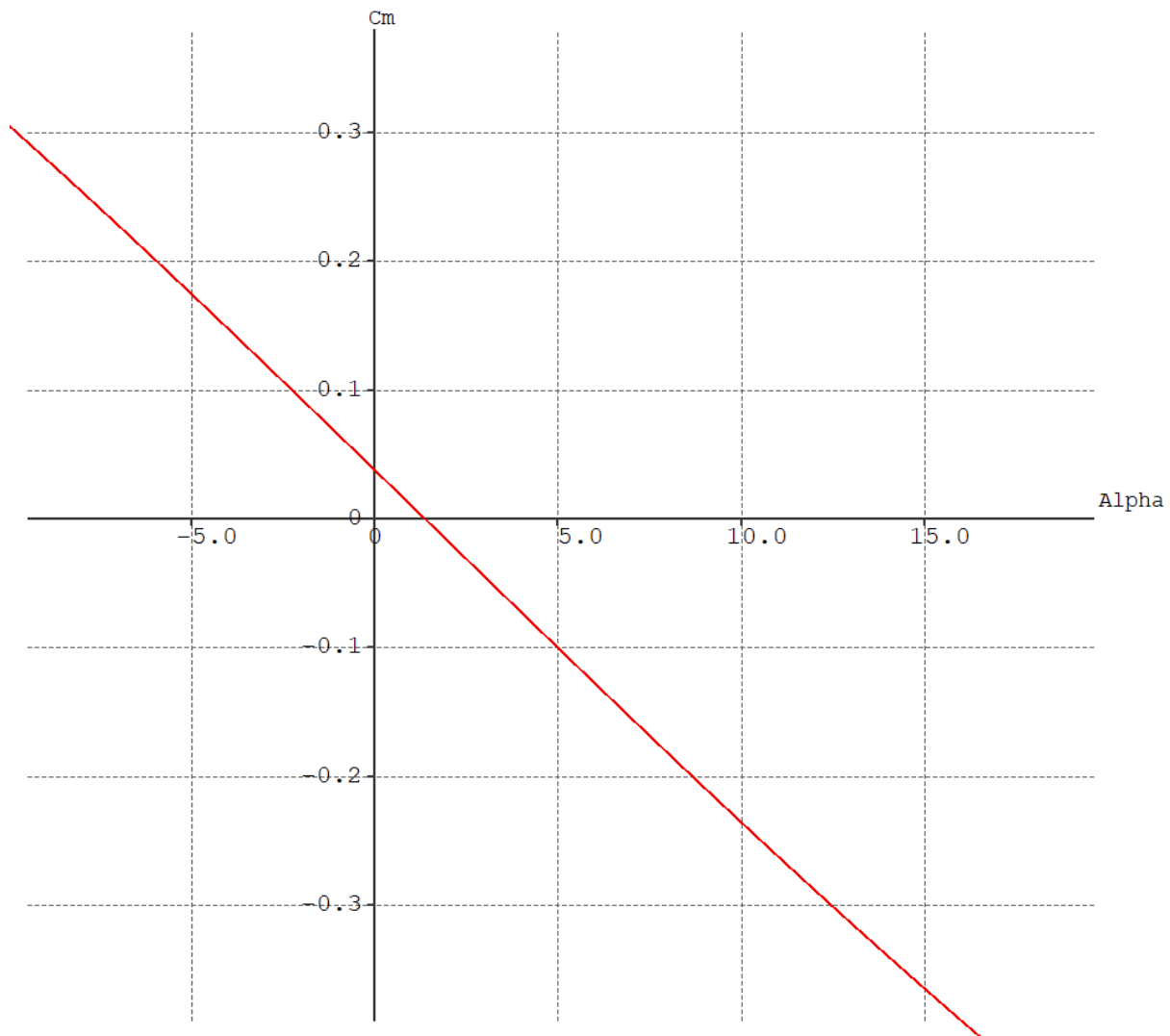
Slika 31 Raspored koeficijenta tlaka C_p za napadne kutove $\alpha = 0^\circ$ i 2.45° .



Slika 32 Raspored koeficijenta tlaka C_p za napadne kutove $\alpha = 5^\circ$ i 10° .

Zanimljivo je primijetiti da je donjaka na prvoj slici za $\alpha = 0^\circ$ ima niži koeficijent tlaka. Kao što je prethodno spomenuto, pri nultom napadnom kutu model ima negativni koeficijent uzgona i proizvodi *downforce*. To se ovdje očituje i u nižem tlaku na donjaci.

Na slici 33 prikazan je graf ovisnosti koeficijenta momenta propinjanja oko težišta zrakoplova C_M o napadnom kutu. Težište se nalazi na 35.4 % srednje aerodinamičke tetive krila [26].



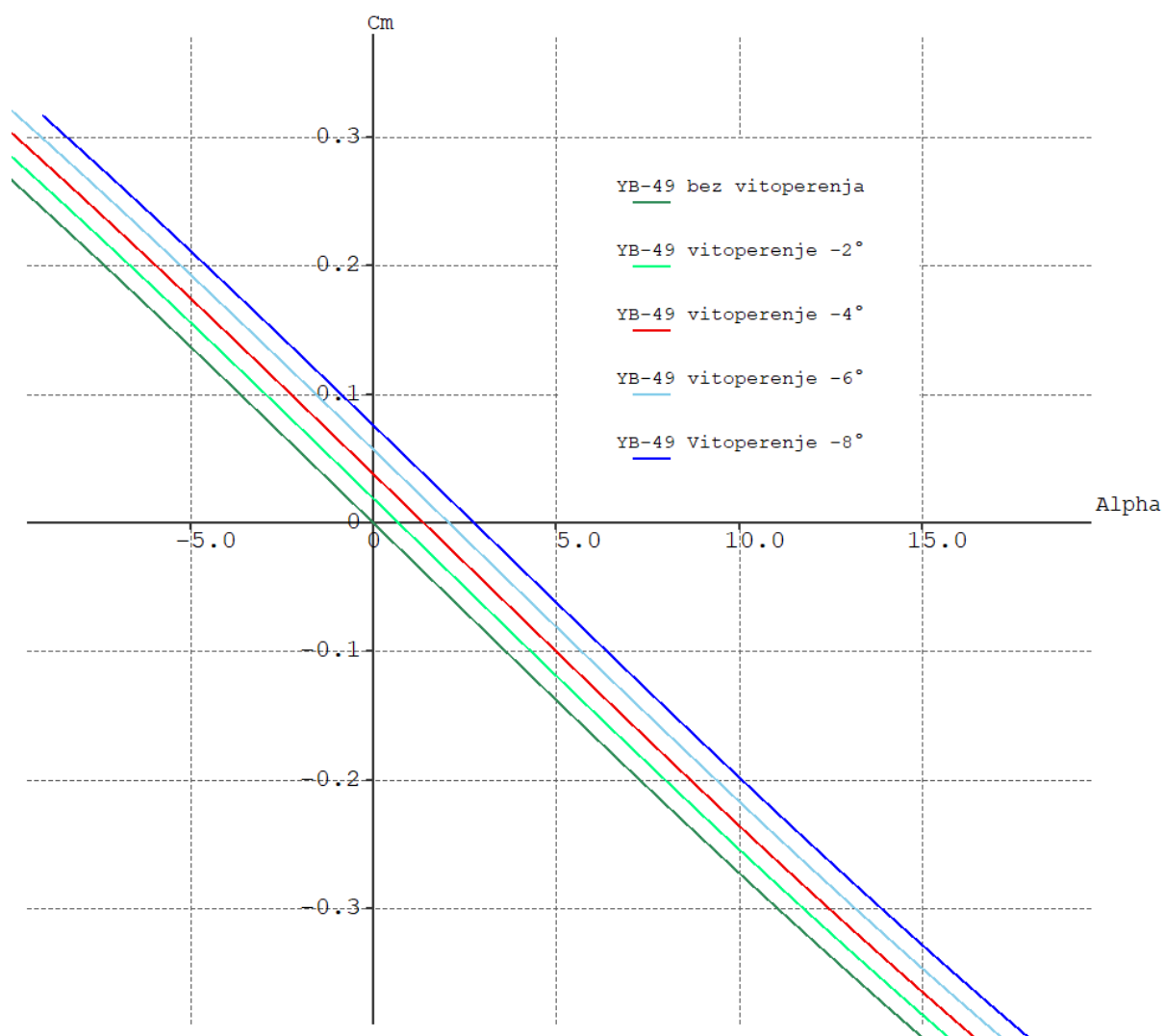
Slika 33 Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja C_M o napadnom kutu α .

Napadni kut pri nultom momentu propinjanja iznosi 1.38° , to znači da je pri brzini krstarenja od $Ma = 0.48$ i napadnom kutu $\alpha = 2.45^\circ$ potreban određeni otklon upravljačkih površina (*trimera*) prema gore kako bi se postigao nulti rezultantni moment propinjanja, to jest, ravnotežni let.

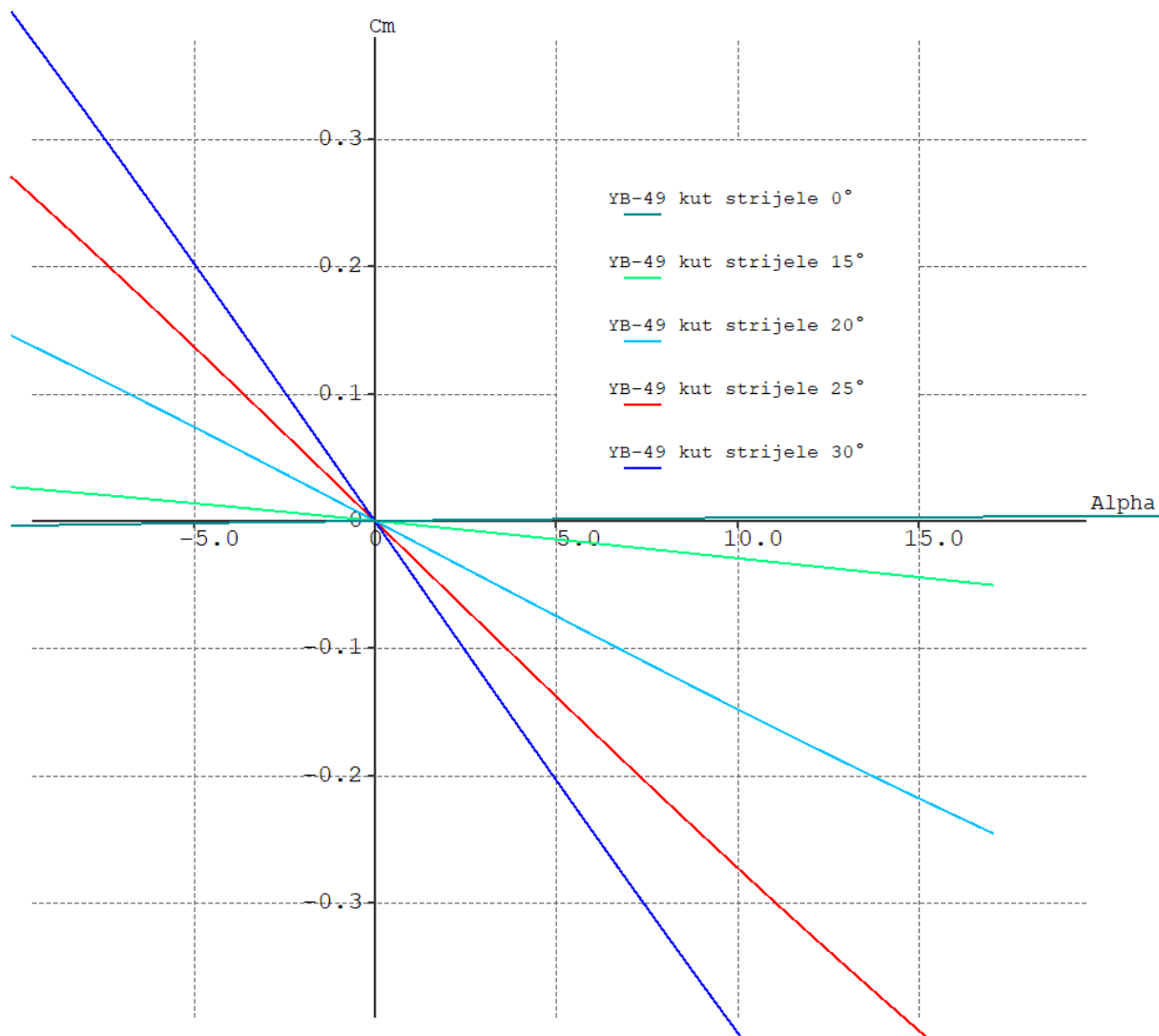
Slike 34 i 35 opisuju promjenu grafa obzirom na geometriju krila. Slika 34 daje promjenu koeficijenta momenta propinjanja s obzirom na kut vitoperenja. Grafovi su napravljeni u intervalima od 2° vitoperenja od 0° do -8° . Može se zaključiti da s više vitoperenja krilo će za isti napadni kut imati veći moment propinjanja.

Slika 35 govori o promjeni koeficijenta momenta propinjanja s obzirom na kut strijele. Što je kut strijele veći krilo će imati veći moment propinjanja (graf će biti strmiji) zbog toga što postoji više površine iza težišta koja će nastojati ispraviti zrakoplov. Prikazani grafovi su za

kutove strijele 0° , 15° , 20° , 25° i 30° . Zanimljivo je da ravno krilo ima vrlo blagi pozitivni gradijent, to je zbog dihedralnog kuta od 0.5° . Važno je napomenuti da su svi grafovi na slici 35 za kut vitoperenja 0° .



Slika 34 C_m/α graf za više kutova vitoperenja.



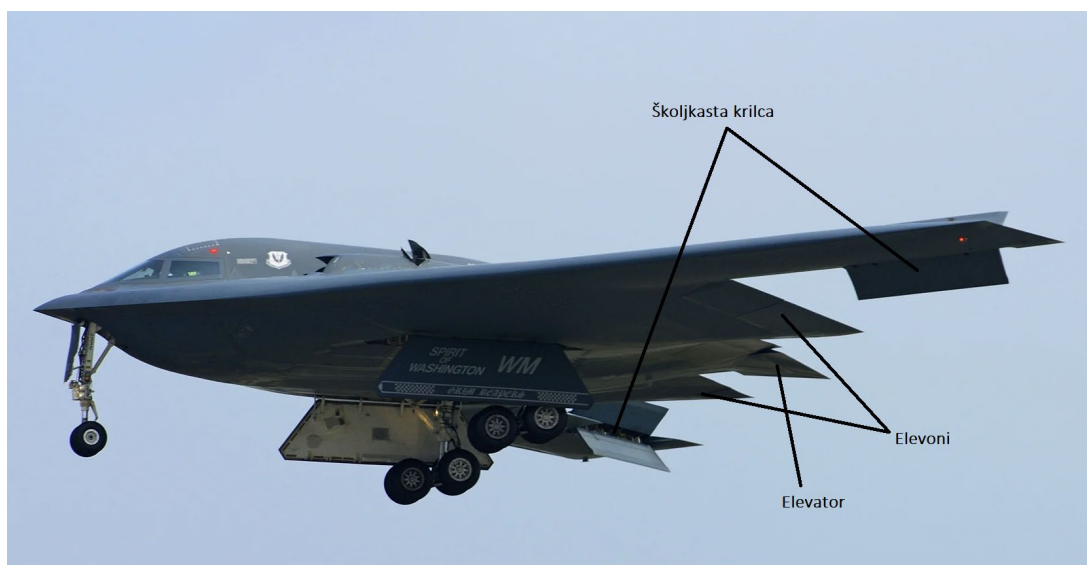
Slika 35 C_M/α graf obzirom na kut strijele za slučaj bez vitoperenja.

Zrakoplov ima tri osi oko kojih se može gibati, to su uzdužna ili longitudinalna os, poprečna ili transverzalna os i normalna ili vertikalna os. Upravljačke površine su uređaji koji predstavljaju pokretne aerodinamičke površine pomoću kojih se zrakoplov kreće oko te tri osi. Samo kretanje oko tih osi se zove valjanje za uzdužnu, propinjanje za poprečnu i skretanje za normalnu os. Kod klasičnih zrakoplovnih konfiguracija valjanje se postiže krilcima smještenim na stražnjem bridu krila, obično prema vrhu. Propinjanje se postiže kormilom dubine koje se nalazi na horizontalnim repnim površinama a skretanje kormilom smjera na vertikalnom stabilizatoru.

Kod konfiguracija bez repnih površina kao što su delta zrakoplovi, *tailless* i *blended wing-body* zrakoplovi te leteća krila, korištenje klasičnog kormila dubine nije moguće. U tom slučaju se koriste *elevoni* ili krilca kormila visine [27]. Elevoni su upravljačke površine koje se nalaze na stražnjem bridu krila i koriste se višenamjenski. Oni objedinjuju uloge krilca (*ailerona*) i kormila dubine (*elevatora*). Prilikom naredbe za propinjanjem oba elevona se otklanjaju prema gore dok se kod naredbe za valjanjem otklanjaju u suprotnim smjerovima. Naredbe propinjanja i valjanja se mogu primijeniti istovremeno, tada se ulazne naredbe pilota miješaju mehaničkim

ili elektroničkim metodama i elevoni se koordinirano otklanjaju kako bi se postiglo željeno gibanje zrakoplova [8].

Skretanje ili kontrola zrakoplova oko vertikalne osi vrši se takozvanim školjkastim krilcima (engl. clamshell aileron, deceleron) koje je razvio Northrop 40-ih godina prošlog stoljeća. Rade po principu dvodijelnog krilca koje se može otkloniti u obje strane. Prilikom koordiniranog korištenja kada su jednako otklonjena na oba krila, služe kao zračne kočnice. Kada se koriste diferencijalno na način da je jedna strana otklonjena više od druge, ta strana proizvodi više otpora i zrakoplov skreće u tu stranu. Primjeri zrakoplova koje koriste ovo rješenje su *Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II* (u svrhu zračnih kočnica) i leteća krila. Na slici 36 vidi se primjer upravljačkih površina na bombarderu *Northrop Grumman B-2 Spirit*. Tu se školjkasta krilca koriste kao zračne kočnice, na slici 3 vidi se primjer njihovog korištenja u letu za stabilizaciju.



Slika 36 Northrop Grumman B-2 Spirit prije slijetanja.

Izvor: [28]

Stabilnost zrakoplova podrazumijeva njegovo svojstvo da se sam vrati u ravnotežno stanje nakon nekog poremećaja koji je uzrokovao promjenu stanja. Prva podjela stabilnosti je na statičku i dinamičku stabilnost. Statička stabilnost govori o inicijalnom odzivu zrakoplova u ravnotežnom letu nakon poremećaja. Ako zrakoplov inicijalno pokazuje tendenciju vraćanja u ravnotežni položaj taj zrakoplov je statički stabilan.

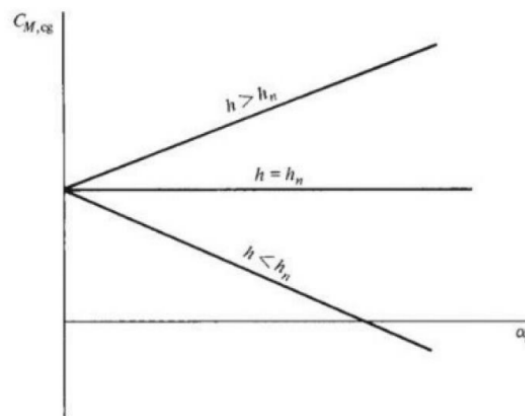
Dinamička stabilnost bavi se odzivom zrakoplova tijekom vremena nakon inicijalnog odziva. Zrakoplov je dinamički stabilan ako se samostalno vrati u ravnotežni položaj tijekom vremena nakon poremećaja. Zrakoplov koji je dinamički stabilan mora biti i statički stabilan. Pojam suprotan stabilnosti je upravljivost, odnosno odziv zrakoplova na namjerni otklon upravljačkih površina sa svrhom promjene ravnotežnog stanja, to jest, manevra [29]. Druga podjela stabilnosti je u odnosu na os. Prema tome postoji uzdužna, direkcionalna i lateralna stabilnost.

Uzdužna statička stabilnost zrakoplova ovisi o odnosu koeficijenta momenta propinjanja i napadnog kuta, nužni uvjeti su [29]:

- negativni moment propinjanja za pozitivnu promjenu napadnog kuta i obrnuto
- pozitivni moment propinjanja za kut nultog uzgona
- napadni kut za ravnotežu u rasponu napadnih kutova mogućih za let.

Kod konvencionalnih zrakoplova, uloga horizontalnih repnih površina (ili kanarda) je uravnotežiti negativni moment krila. Kod letećih krila, nužno je imati krilo koje je samo uravnoteženo. To se postiže *reflex* aeroprofilima i vitoperenjem krila (posebno ako se radi o simetričnim aeroprofilima kao u slučaju YB-49).

Na stabilnost bitno utječe pozicija težišta zrakoplova. Neutralna točka je definirana pozicija težišta koja daje neutralnu statičku stabilnost. Ako je težište ispred neutralne točke zrakoplov je statički stabilan a ako je iza zrakoplov će biti statički nestabilan. Slika 37 daje tri grafa ovisnosti C_M i α , h predstavlja stvarnu poziciju težišta a h_n poziciju neutralne točke. Shodno tome, gornji graf prikazuje nestabilni zrakoplov, koji će prilikom povećanog napadnog kuta imati još veći moment propinjanja, drugi graf prikazuje neutralno stabilan zrakoplov a treći stabilan.



Slika 37 Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja i napadnog kuta.

Izvor: [29]

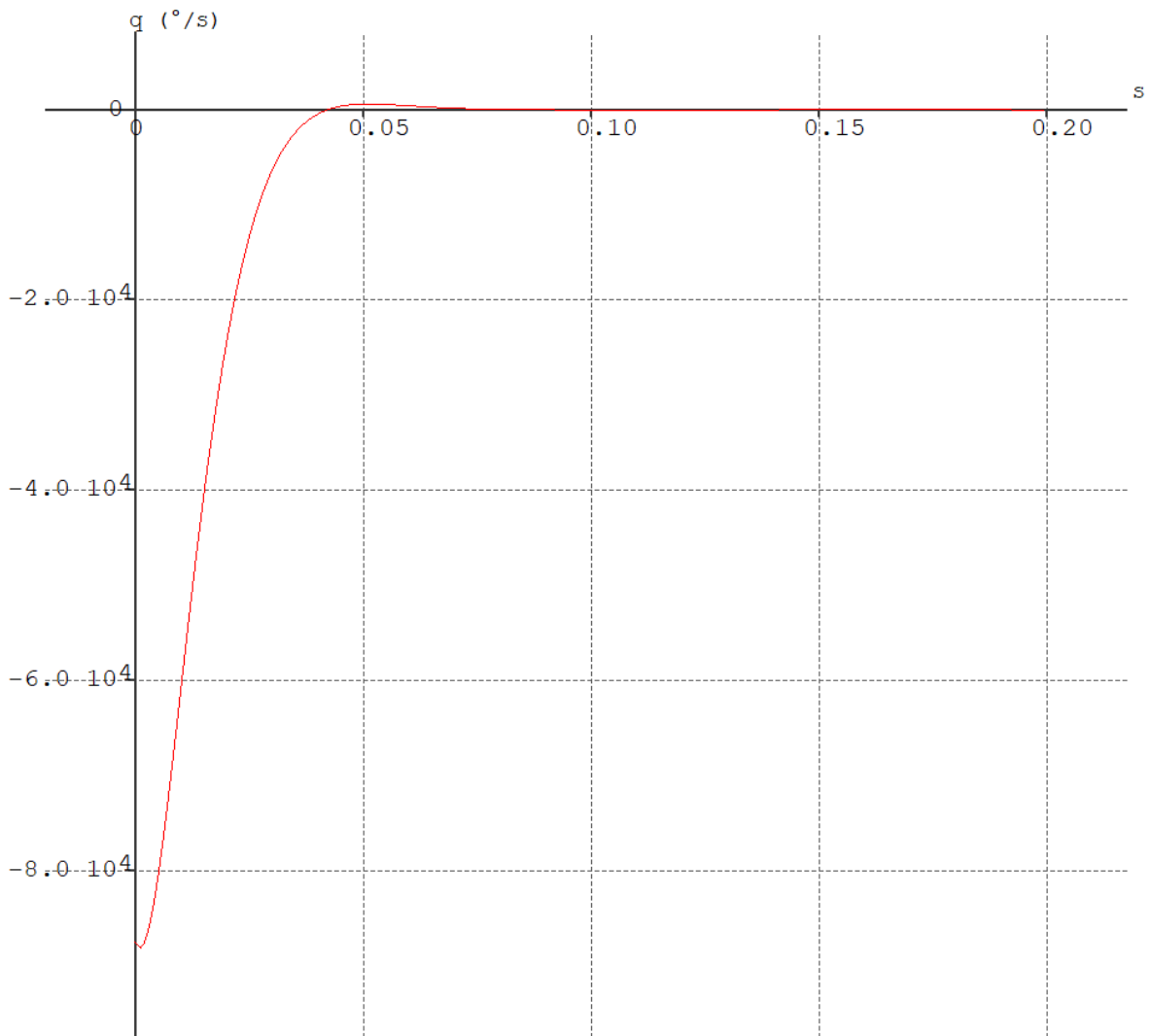
Statička rezerva ili margina predstavlja razliku između stvarne pozicije težišta i neutralne točke, to jest, ugrubo govori „koliko zrakoplov još ima stabilnosti“. Kada je težište u neutralnoj točki, koeficijent momenta propinjanja C_M nije ovisan o napadnom kutu, zbog toga se neutralna točka smatra aerodinamičkim centrom zrakoplova.

Kod dinamičke uzdužne stabilnosti postoje dvije vrste oscilacija ili moda gibanja [29]:

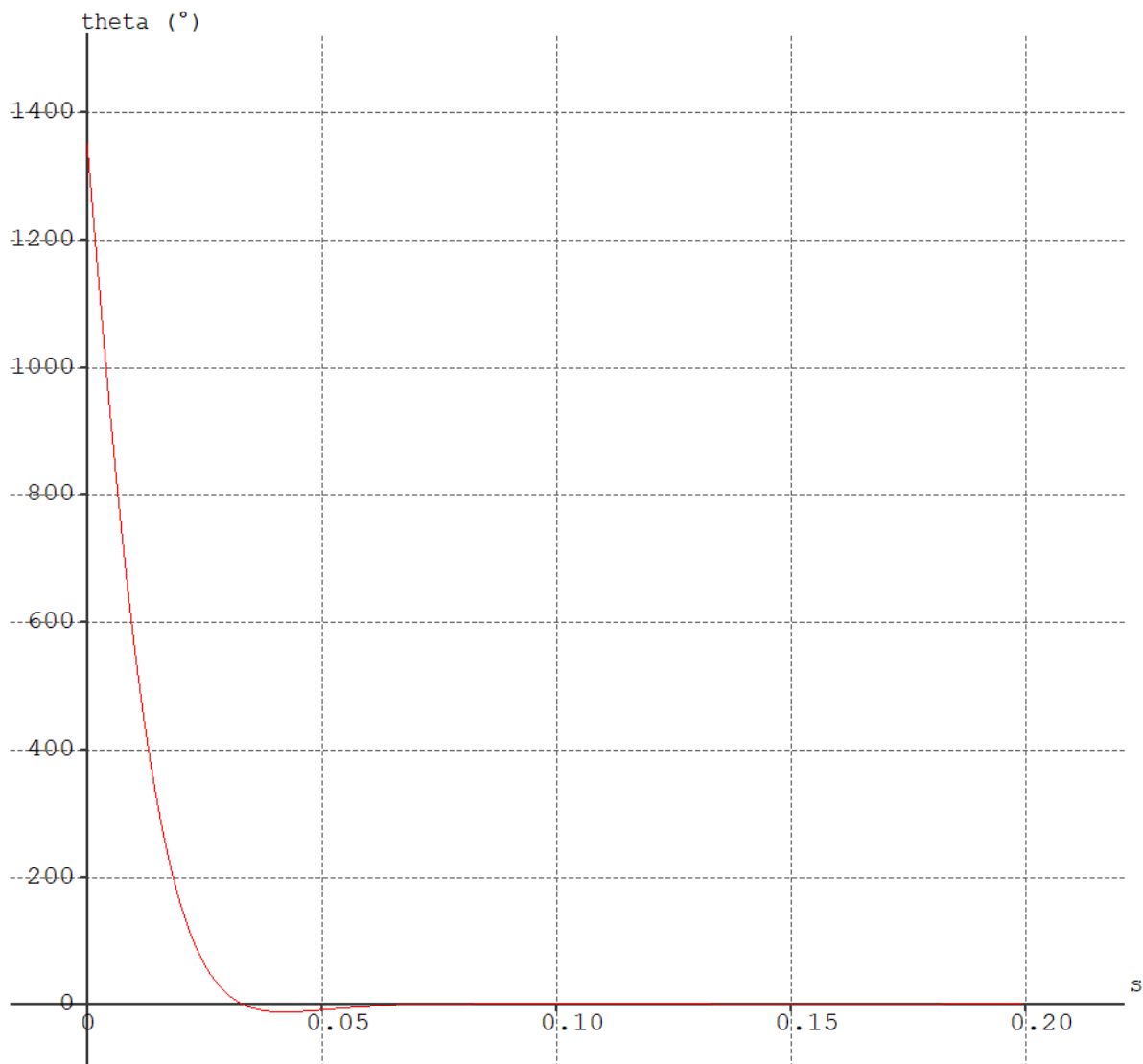
- Oscilacije kratkog perioda
- Oscilacije dugog perioda (phugoid).

Kratkoperiodične oscilacije sastoje se od varijacija u kutnoj brzini propinjanja i napadnom kutu dok su brzina i visina gotovo konstantni [29]. U programu XFLR5 napravljena je analiza oscilacije, na slici 38 prikazana je ovisnost promjene kutne brzine propinjanja o vremenu u periodu od 0.2 sekunde. Slika 39 prikazuje promjenu napadnog kuta za isti vremenski period.

Početne vrijednosti nisu čvrsto definirane, ali vidljivo je da se vrlo brzo vraćaju u nulu, nakon samo desetinke sekunde.

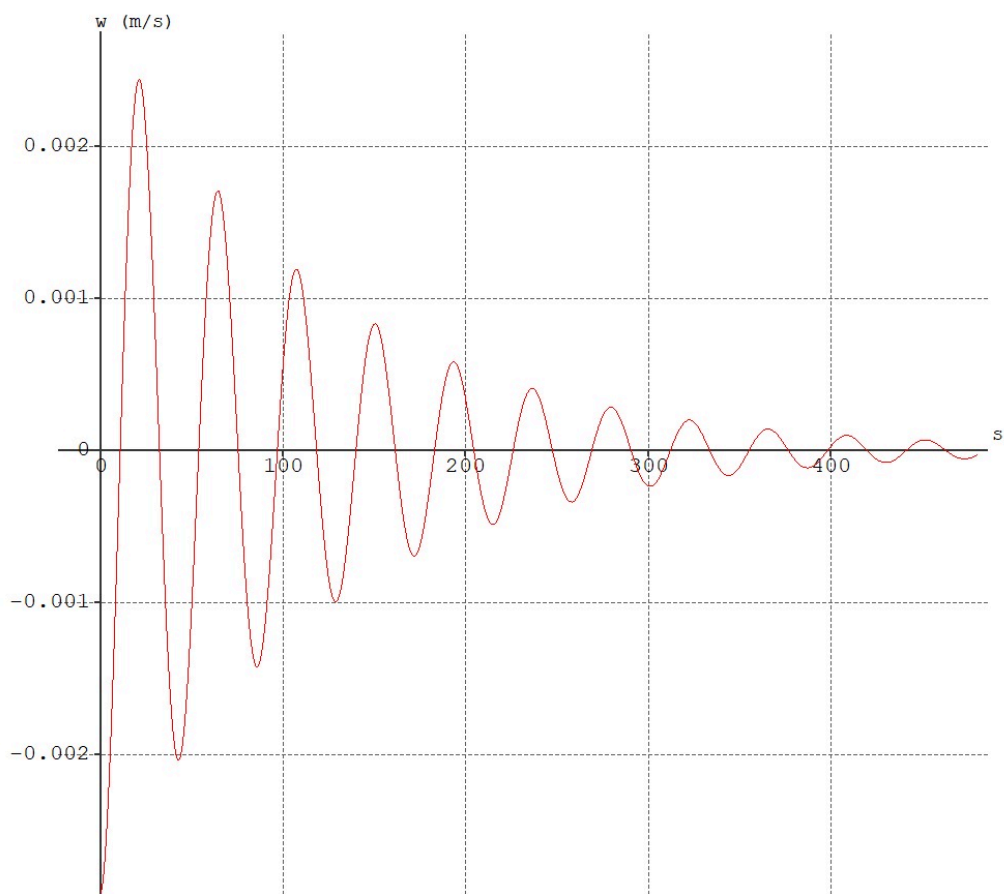
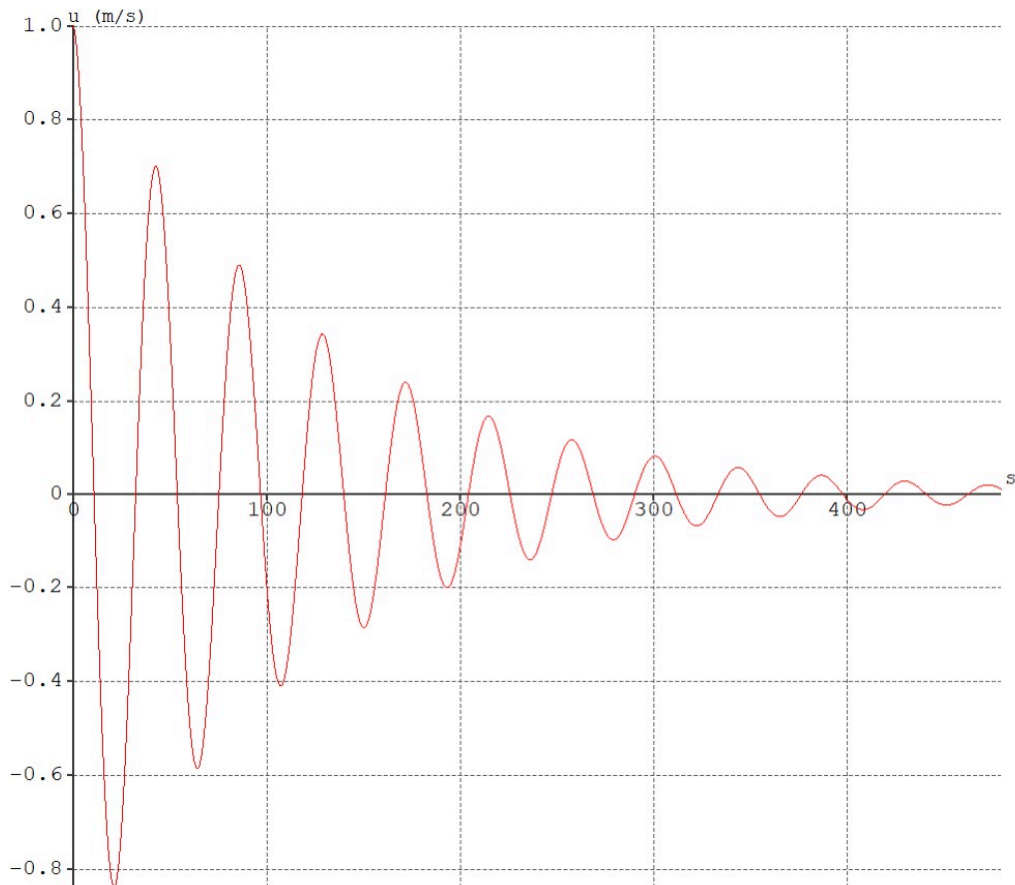


Slika 38 Ovisnost promjene kutne brzine propinjanja o vremenu.

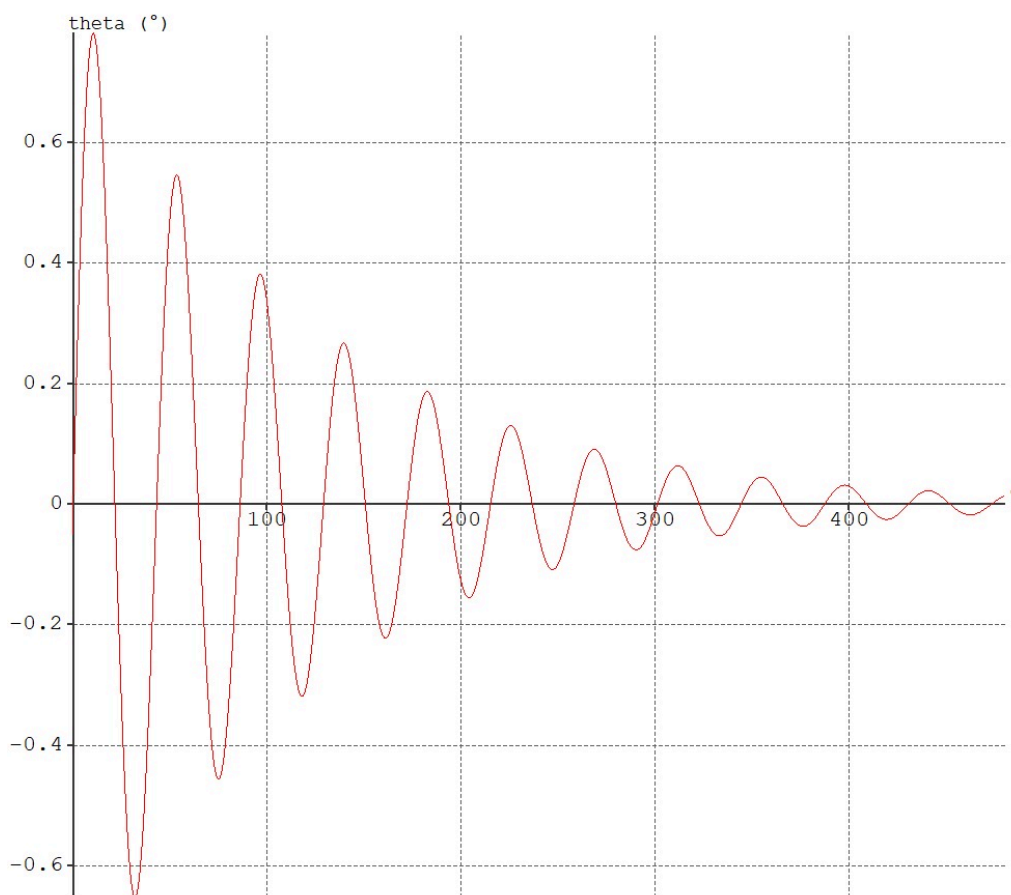
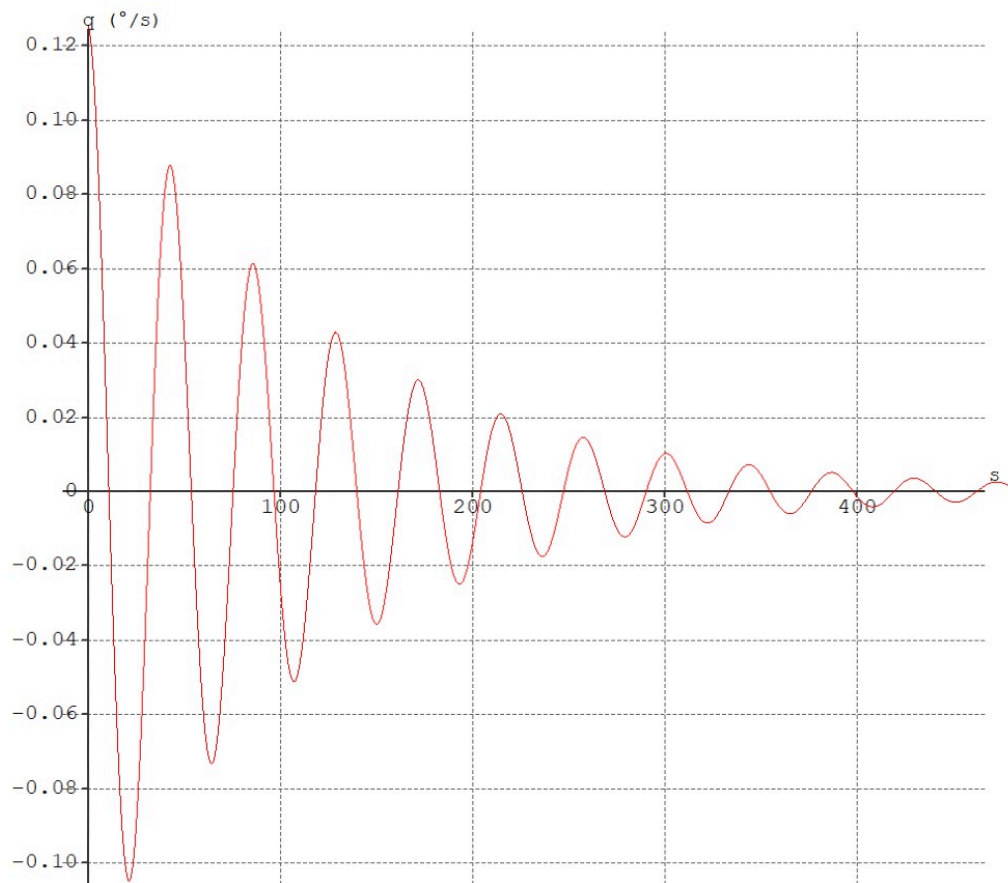


Slika 39 Ovisnost napadnog kuta o vremenu.

Dugoperiodične oscilacije sastoje se od varijacija u kutu propinjanja, visini i brzini dok je napadni kut gotovo konstantan. Kod normalnih zrakoplovnih konfiguracija period phugoida traje između jedne i dvije minute [29]. Slika 40 daje promjenu horizontalne i vertikalne brzine za vremenski period od osam minuta a slika 41 promjenu kutne brzine propinjanja (gornji graf) i napadnog kuta (donji graf) za isti vremenski period. Period jedne oscilacije traje približno 43 sekunde dok se amplituda smanji na pola vrijednosti početne nakon 85 sekundi. Vidljivo je da se ova konfiguracija letećeg krila samostalno ne vraća nazad u ravnotežni položaj ni nakon četiri minute. Do približnog prestanka oscilacija dolazi tek nakon 18 minuta iako se male oscilacije nastavljaju u beskonačnost. Zbog toga je za ovu konfiguraciju teško postići dinamičku uzdužnu stabilnost. Kako bi se zrakoplov vratio u ravnotežni položaj potrebne su korekcije pilota (gdje postoji mogućnost pogoršanja oscilacija) ili sustava *fly-by-wire* [30].



Slika 40 Promjena horizontalne (gornji graf) i vertikalne (donji graf) brzine u četiri minute.



Slika 41 Promjena kutne brzine propinjanja (gornji graf) i napadnog kuta (donji graf) u četiri minute.

Direkcionalna stabilnost podrazumijeva stabilnost oko vertikalne osi zrakoplova te se naziva i *weathercock* ili *yaw* stabilnost [29]. Zrakoplov je stabilan ako razvija moment za vratiti se u ravnotežu nakon poremećaja koje je doveo do kuta klizanja. Kod konvencionalnih zrakoplova glavni uređaj za osiguravanje direkcionalne stabilnosti je vertikalni stabilizator. Karakteristika letećih krila koja doprinosi direkcionalnoj stabilnosti je kut strijele. U stanju kada zrakoplov ima kut klizanja, krilo koje ima veći napadni kut na slobodnu struju zraka će proizvesti veći otpor i time nastojati ispraviti avion. Nedostatak je to što će to krilo također proizvesti više uzgona i time nastojati valjati zrakoplov na suprotnu stranu. Kut strijele je ograničen učinkovitošću pa ovaj utjecaj nije dovoljan da bi se postigla dovoljna direkcionalna stabilnost. Zbog toga se na kraj krila često ugrađuju okomiti terminezoni (engl. wingtip device, winglet, wingtip fence) čija je primarna uloga smanjiti inducirani otpor, ali na letećim krilima služe kao vertikalni stabilizatori. Drugi način je korištenje principa diferencijalnog otpora pomoću školjkastih krilca radi postizanja umjetne stabilnosti, taj princip se gotovo isključivo koristi u kombinaciji s *fly-by-wire* sustavima.

Lateralna stabilnost govori o stabilnosti oko longitudinalne osi. Kod letećih krila utjecaj na lateralnu stabilnost imaju dihedralni kut krila i kut strijele. Dihedralni kut utječe tako da krilo koje je prilikom valjanja niže nastoji ispraviti zrakoplov zbog toga što proizvodi više uzgona. Kut strijele utječe na sličan način kao kod direkcionalne stabilnosti. Prilikom valjanja dolazi do određene komponente klizanja koja proizvodi više uzgona na nižem krilu i nastoji ispraviti zrakoplov.

Lateralno i direkcionalno gibanje zrakoplova je kombinirano pa tako i stabilnost. Karakteristični modovi su [29]:

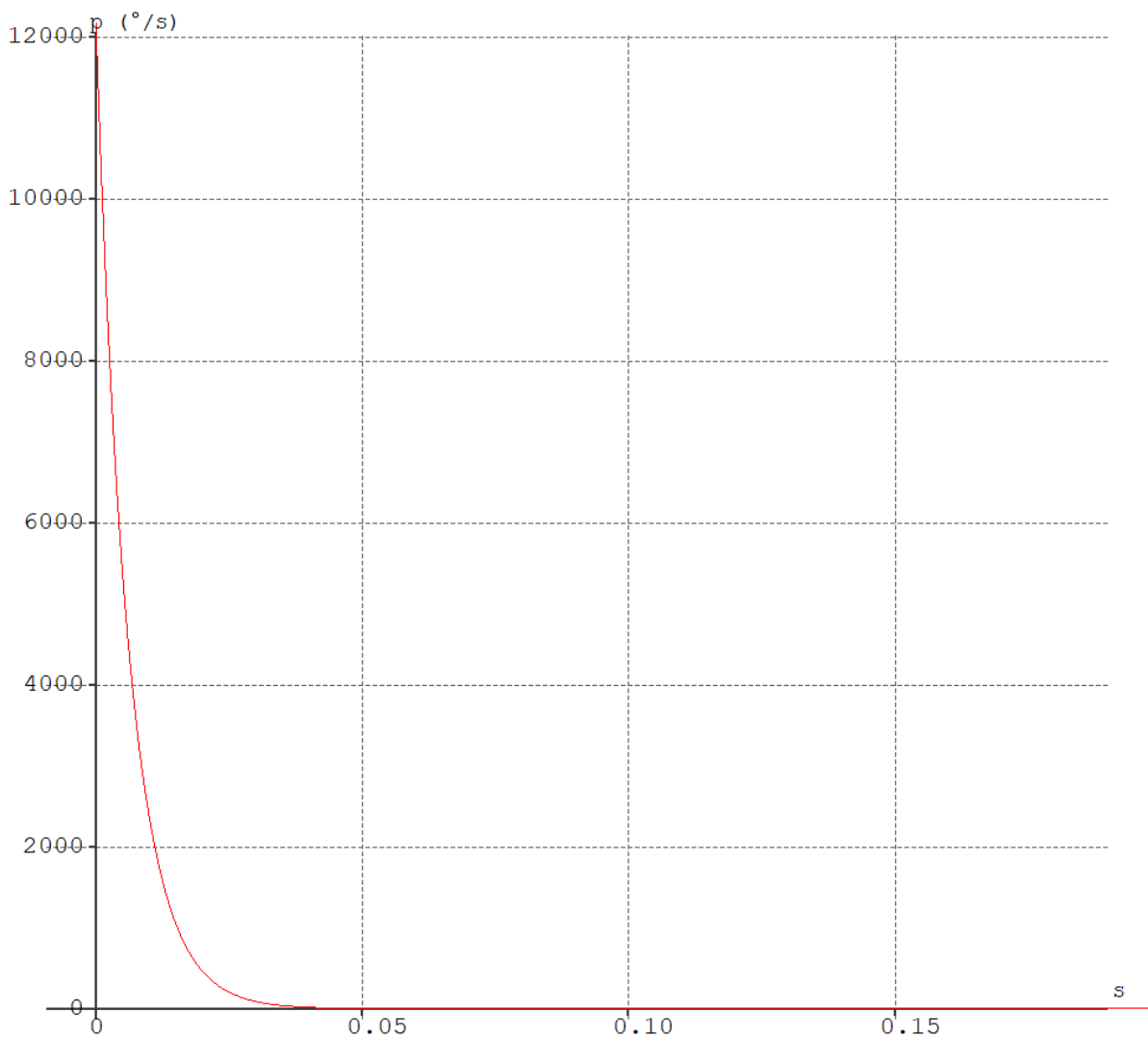
- Roll mod
- Spiralna divergencija
- Dutch roll.

Roll mod je prigušenje kutne brzine valjanja krila nakon što se krilca vrte u neutralni položaj, konfiguracija ima karakteristiku da se kutna brzina valjanja vrlo brzo vraća do nulte vrijednosti, prikazano na slici 42.

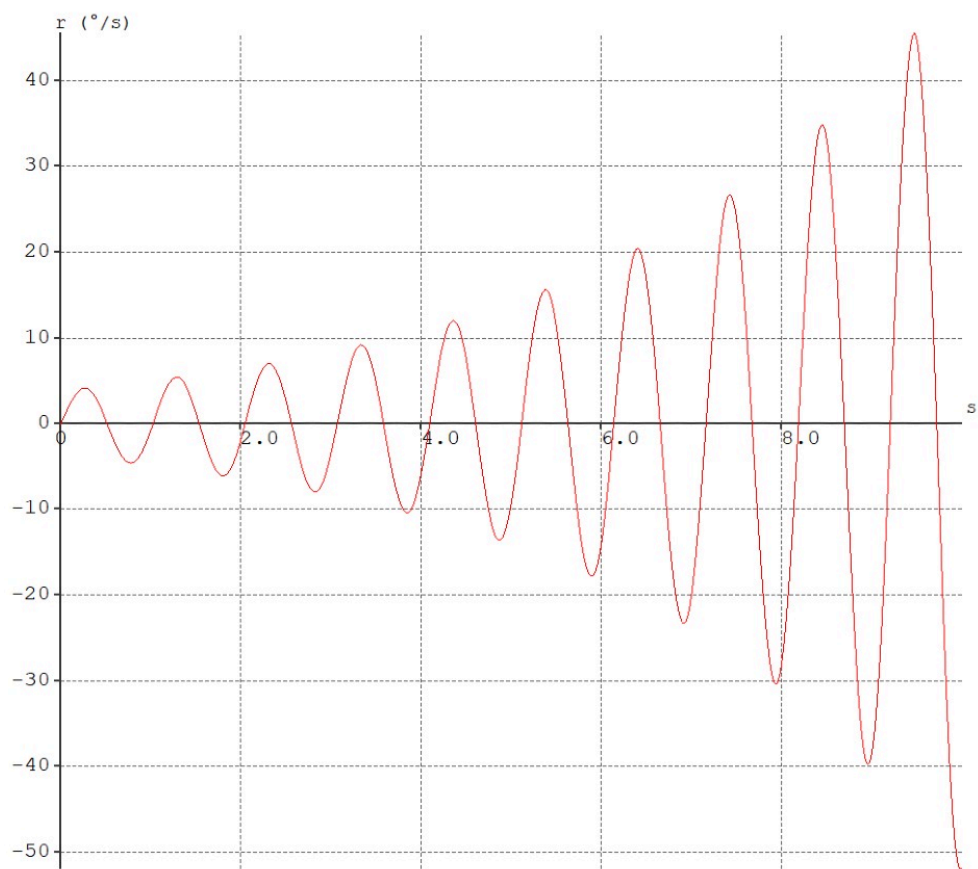
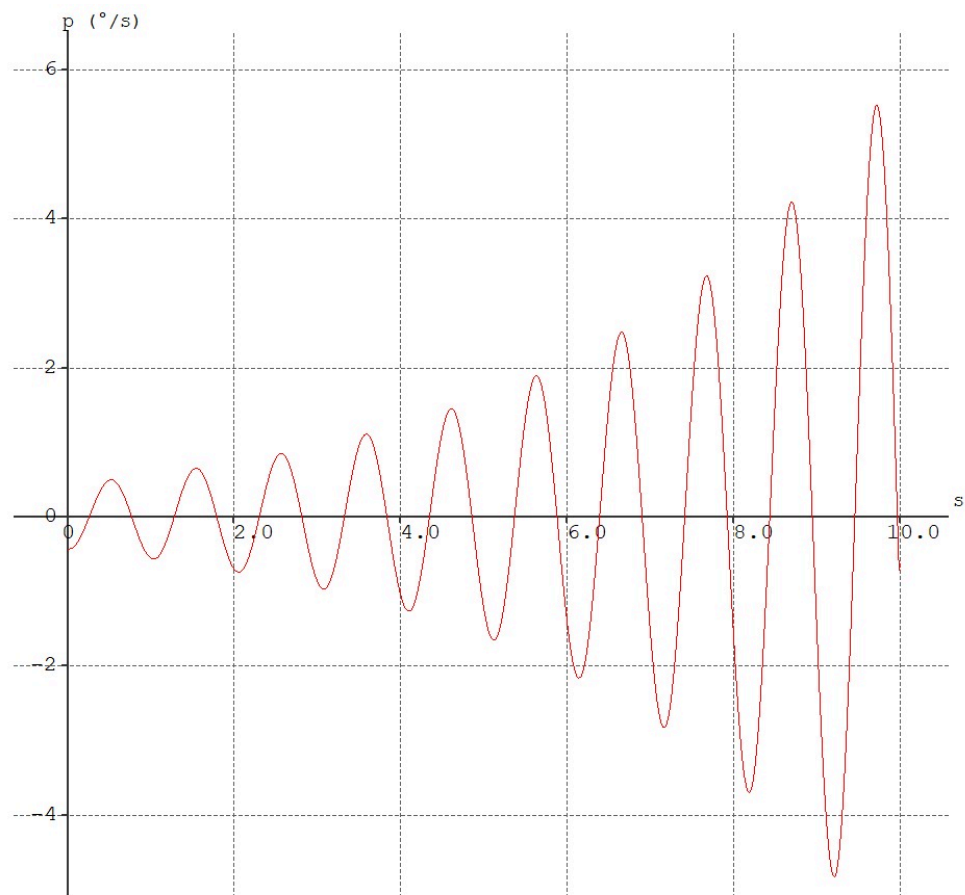
Spiralna divergencija tendencija je zrakoplova da ulazi u spiralno poniranje prema tlu i nastaje u slučaju jake direkcionalne stabilnosti i slabe lateralne stabilnosti. To je spor mod i u njemu se brzina, kut valjanja, kutna brzina valjanja i kutna brzina skretanja postupno povećavaju [29]. Spiralna divergencija zahtjeva intervenciju pilota ili sustava zrakoplova da se ne razvije u opasnu situaciju. Spiralna divergencija utječe na većinu zrakoplova, pa tako i na konfiguraciju YB-49.

Dutch roll tip je oscilacije koja kombinira valjanje i skretanje zrakoplova koje nije poravnato po fazama. Zapravo, to je serija zaokreta kada se zrakoplov valja u jednom smjeru, a skreće u drugi. Period obično traje između 3 i 15 sekundi [29]. Po ovom parametru konfiguracija YB-49 nije stabilna te se odstupanja od ravnotežnog položaja degradiraju s vremenom. Glavni razlog tome je nedostatak direkcionalne stabilnosti. Slika 43 prikazuje promjene kutne brzine valjanja (gornji graf) i kutne brzine skretanja (donji graf) u periodu od 10 sekundi. Vidljivo je da brzina

kuta skretanja odstupa s čak $52^\circ/\text{sek}$ na kraju 10 sekundi dok kutna brzina valjanja odstupa s oko $5.5^\circ/\text{sek}$.



Slika 42 Promjena kutne brzine valjanja s vremenom.



Slika 43 Promjena kutnih brzina valjanja (gornji graf) i skretanja (donji graf) s vremenom.

5. Zaključak

Iako postoje manje bespilotne letjelice u konfiguraciji letećeg krila, Northrop Grumman B-2 Spirit zasad je jedino leteće krilo za koje se može reći da je uspješno prošlo fazu razvoja i ušlo u službu. On, kao i sva leteća krila, privlači pažnju i potiče interes javnosti gdje god se pojavi. Misterioznost te nesvakidašnje zrakoplovne konfiguracija bila je motivacija za pisanjem ovog završnog rada.

Objašnjena je povijest letećih krila uz njihove prednosti u vidu manjeg otpora i veće učinkovitosti nad klasičnim zrakoplovnim konfiguracijama što je bio razlog za njihovim razvojem.

Sam rad se temeljni na korištenju XFLR5, jednostavnog računalnog programa za aerodinamičke analize pri malim brzinama namijenjen za akademske ili hobi svrhe kao što je projektiranje manjih zrakoplova na daljinsko upravljanje. Za savladavanje i korištenje programa XFLR5 nije potrebno puno vremena niti opsežno predznanje aerodinamike. U tom kontekstu nudi mogućnosti brzog određivanja mnogih aerodinamičkih parametara u nekoliko metoda analize s visokim stupnjem točnosti.

Analize su provedene na modelu zrakoplova po uzoru na Northrop YB-49 u svrhu određivanja njegovih aerodinamičkih karakteristika i karakteristika letećih krila općenito. Analizirani su aeroprofili NACA 65₃-018 u 65₃-019 kako bi se utvrdile karakteristike koeficijenta uzgona, otpora i momenta propinjanja, od kojih je zadnji posebno važan za stabilnost letećih krila i jedan od razloga njihovog odabira za vrijeme razvoja YB-49. Također je analizama potvrđeno značenje naziva oba aeroprofila. Karakteristike uzgona, otpora i momenta također su određene za cijeli zrakoplov uz usporedbu s eksperimentalnim mjerenjima. Varijacije aerodinamičkih karakteristika za promjene u geometriji zrakoplova također su predstavljene. Navedene su specifičnosti letećih krila kao na primjer *proverse yaw*, potreba da krilo samo osigura nulti moment propinjanja zbog nedostatka repnih površina i shodno korištenje *reflexed* aeroprofila te upotreba elevona i školjkastih krilca. Objasnjena je stabilnost zrakoplova i provedene su analize na modelu YB-49 gdje je ustanovljeno da je za prestanak dugoperiodičnih oscilacija potrebna intervencija pilota ili elektroničkih sustava i da je model prilikom *dutch roll*-a nestabilan.

Unatoč prednostima nad klasičnim zrakoplovima te elektroničkim rješenjima koja eliminiraju njihove nedostatke, u civilnom sektoru leteća krila su zasad odbačena zbog logističkih prepreka i malog unutarnjeg volumena. Primarni razlog za njihov razvoj u vojnom sektoru nije aerodinamička učinkovitost konfiguracije nego velike prednosti koje nudi u radarskoj skrovitosti. Priča letećih krila u vojne svrhe se trenutno još uvijek nastavlja razvojem nasljednika B-2 u Sjedinjenim Američkim Državama i sličnim projektima u Kini i Rusiji.

Kako se s vremenom sve veći naglasak stavlja na ekološku prihvatljivost zračnog prijevoza, moguće je da aerodinamičke prednosti letećih krila budu razlog ponovnog interesa. Njihov razvoj u komercijalne svrhe, kao i adaptacija aerodromskih infrastruktura, vjerojatno se može očekivati samo u slučaju veće ekonomske isplativosti od daljnjeg ulaganja u klasične zrakoplovne konfiguracije blizu svoje maksimalne učinkovitosti.

Literatura

- [1] Schwader, Ralph L.: *The Development of the Flying Wing*: Embry-Riddle Aeronautical University; 1997.
- [2] War Thunder Wiki – Horten Ho 229. Preuzeto s: https://warthunder.fandom.com/wiki/Horten_Ho_229 [Pristupljeno: 24. kolovoza 2022]
- [3] Tumblr – United States Army Air Corps – First flight of the Northrop XB-35 Flying Wing. Preuzeto s: <https://usaac-official.tumblr.com/post/621946967960043520/this-day-in-aviation-history-june-25th-1946-first> [Pristupljeno: 24. kolovoza 2022]
- [4] Aviation Trivia – Northrop Grumman B-2 Spirit. Preuzeto s: <https://aviationtrivia.info/wp-content/uploads/2020/03/Northrop-Grumman-B-2-Spirit.jpg> [Pristupljeno: 2. kolovoza 2022.]
- [5] The War Zone – Do These Models Provide A Glimpse Of China's Future H-20 Bomber? (Updated). Preuzeto s: <https://www.thedrive.com/the-war-zone/do-these-models-provide-a-glimpse-of-chinas-future-h-20-bomber> [Pristupljeno: 24. Kolovoza 2022]
- [6] XFLR5. Preuzeto s: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm> [Pristupljeno: 3. kolovoza 2022.]
- [7] Aerofoil Section Analysis using 2D panel methods, incorporating 1D corrections for boundary layer flow. Preuzeto s: http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/panel2d/panel2d.html [Pristupljeno: 26. kolovoza 2022]
- [8] Kesić, P.: *Osnove aerodinamike*, Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu; 2003.
- [9] Prandtl's lifting line theory. Preuzeto s: https://www.researchgate.net/figure/Prandtl's-lifting-line-theory-The-entire-wing-is-modelled-by-a-series-of-vortices_fig30_260198739 [Pristupljeno: 26. kolovoz 2022]
- [10] COMPARATIVE STUDY OF WING LIFT DISTRIBUTION ANALYSIS USING NUMERICAL METHOD Preuzeto s: http://repositori.lapan.go.id/1012/1/Jurnal%20TD_Angga%20Sep_Pusteknag_2020.pdf [Pristupljeno: 24. kolovoza 2022]
- [11] Aerodynamics for Students - 3D VORTEX LATTICE METHOD. Preuzeto s: <http://www.aerodynamics4students.com/subsonic-aerofoil-and-wing-theory/3d-vortex-lattice-method.php> [Pristupljeno: 25. kolovoza 2022]
- [12] Part I - xflr5 theoretical background. Preuzeto s: <https://www.youtube.com/watch?v=HfVLLnzjPkU> [Pristupljeno: 26. kolovoza 2022]

- [13] XFLR5 Aircraft Analysis - Conceptual Design of a QuadPlane Hybrid Unmanned Aerial Vehicle. Preuzeto s: https://www.researchgate.net/figure/FLR5-Aircraft-Analysis_fig3_332401073 [Pristupljeno: 3. kolovoza 2022.]
- [14] Robinson, R. C.: *HIGH SPEED AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A 1/7-SCALE MODEL OF THE NORTHROP YB-49 AIRPLANE*: National Advisory Committee for Aeronautics, Washington; 1947.
- [15] YB-49-2. Preuzeto s: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:YB49-2_300.jpg [Pristupljeno: 4. kolovoza 2022.]
- [16] The NACA airfoil series. Preuzeto s: https://web.stanford.edu/~cantwell/AA200_Course_Material/The%20NACA%20airfoil%20series.pdf [Pristupljeno: 8. kolovoza 2022.]
- [17] Homebuilt Aircraft & Kit Plane Forum - Aircraft Design / Aerodynamics / New Technology. Preuzeto s: https://www.homebuiltpairplanes.com/forums/threads/need-ch750-wing-airfoil-coordinate-naca-65018-mod-_help.12706/ [Pristupljeno: 25. srpnja 2022.]
- [18] Lindsey, W. F.: *EFFECTS OF COMPRESSIBILITY ON THE PRESSURE AND FORCES ACTING ON A MODIFIED NACA 65,3-019 AIRFOIL HAVING A 0.20-CHORD FLAP*: National Advisory Committee for Aeronautics, Washington; 1946.
- [19] Teorija leta 1 – Geometrijske i aerodinamičke karakteristike aeroprofila i krila. Preuzeto s: <https://moodle.srce.hr/2018-2019/mod/page/view.php?id=667825> [Pristupljeno: 10. kolovoza 2022.]
- [20] Airfoils for Tailless Airplanes: Design and Selection. Preuzeto s: https://www.mh-aerotoools.de/airfoils/nf_3.htm [Pristupljeno: 17. kolovoza 2022.]
- [21] Statzer, M., Williams, B., Zauberman, M.: *Flying Wing*: 2003. Preuzeto s: http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/FlyWing03.pdf [Pristupljeno: 19. Kolovoza 2022.]
- [22] YB-49 FLYING WING – Standard Aircraft Characteristics. Preuzeto s: http://www.alternatewars.com/SAC/YB-49_Flying_Wing_SAC_-_20_December_1949.pdf [Pristupljeno: 19. kolovoza 2022.]
- [23] Wootton, L. R.: *The Effect of Compressibility on the Maximum Lift Coefficient of Aerofoils at Subsonic Airspeeds*. Preuzeto s: <https://www.cambridge.org/core/journals/aeronautical-journal/article/abs/effect-of-compressibility-on-the-maximum-lift-coefficient-of-aerofoils-at-subsonic-airspeeds/3C98204D29AC24F8147C6C250947764F> [Pristupljeno: 21. kolovoza 2022.]
- [24] Rendulić, Z.: *Aerodinamika i mehanika leta*, Tuhelj: Jet Manga d.o.o.; 2006.

- [25] Bowers, A., Murillo, O.: *On Wings of the Minimum Induced Drag: Spanload Implication for Aircraft and Birds*, Edwards, California. Preuzeto s: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20160003578/downloads/20160003578.pdf> [Pristupljeno: 21. kolovoza 2022.]
- [26] Conrad, C., Eluk, M., Liz, C.: *Northrop YB-49 Flying Wing Bomber*. Preuzeto s: http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/NorthropYB-49.pdf [Pristupljeno: 22. kolovoza 2022.]
- [27] Bratarić, M.: *Hrvatsko zrakoplovno nazivlje*, Zagreb: Institut za hrvatski jezik i jezikoslovlje; 2015.
- [28] B-2. Preuzeto s: <https://cdn.wallpapersafari.com/40/24/p5Yswb.jpg> [Pristupljeno: 22. kolovoza 2022.]
- [29] Teorija leta 2 – Statička uzdužna stabilnost, Neutralna točka i statička rezerva i Statička i direkionalna i lateralna stabilnost. Preuzeto s: <https://moodle.srce.hr/2019-2020/course/view.php?id=47608#section-13> [Pristupljeno: 22. kolovoza 2022.]
- [30] D'Urso, S., Martinez-Val, R.: *FLIGHT DYNAMICS OF THE FLYING WING*, Napulj, Madrid: Universita Federico II, Universidad Politecnica de Madrid; 2008.

Popis slika

Slika 1 Ilustracija Horten Ho 229.	2
Slika 2 Northrop XB-35 tijekom prvog leta s Northrop P-61 Black Widow u pratnji.	3
Slika 3 Northrop Grumman B-2 Spirit.	4
Slika 4 Model Xi'an H-20 u aerotunelu.	5
Slika 5 Dijagram Tupolev PAK DA.	5
Slika 6 Vežani vrtlog i vrtložna ploha u Prandtlovoj teoriji uzgonske crte.	7
Slika 7 Krilo kao skup uzgonskih ploča.	8
Slika 8 Analiza u XFRL5.	9
Slika 9 Nacrt modela polovičnog raspona YB-49 u mjerilu 1/7.	11
Slika 10 Northrop YB-49 u letu i geometrijski model u programu XFLR5.	11
Slika 11 Aeroprofil.	12
Slika 12 NACA 65 ₃ -018 i 65 ₃ -019 u XFLR5.	14
Slika 13 Promjena aerodinamičke sile i centra potiska ovisno o napadnom kutu.	15
Slika 14 Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu za aeroprofile NACA 65 ₃ -018 i 65 ₃ -019.	17
Slika 15 Ovisnost koeficijenta otpora o napadnom kutu za aeroprofile NACA 65 ₃ -018 i 65 ₃ -019.	18
Slika 16 Ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora za aeroprofile aeroprofile NACA 65 ₃ -018 i 65 ₃ -019.	19
Slika 17 Ovisnost koeficijenta momenta o napadnom kutu za aeroprofile NACA 65 ₃ -018, 65 ₃ -019 i NACA 2412 (označen sivo).	20
Slika 18 Usporedba aeroprofila NACA 65 ₃ -018 i modificiranog 65 ₃ -018 sa relex-om.	22
Slika 19 Leteće krilo pri napadnom kutu $\alpha = 2.45^\circ$	24
Slika 20 Ovisnost koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta α za $Ma = 0.4$	25
Slika 21 Ovisnost koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta α za pet kutova vitoperenja.	27
Slika 22 Zvonolika raspodjela uzgona i strujanje na modelu YB-49 1/7.	28
Slika 23 Zvonolika raspodjela uzgona i strujanje na modelu YB-49 1/7 za više napadnih kutova.	29
Slika 24 Shema induciranog otpora krila.	30
Slika 25 Ovisnost koeficijenta otpora C_D o napadnom kutu α	30
Slika 26 Inducirani i parazitni otpor modela YB-49 1/7.	31
Slika 27 Krilo sa i bez vitoperenja.	32
Slika 28 Polara YB-49 1/7.	33
Slika 29 Polara C_D/α graf za različite kutove vitoperenja.	34
Slika 30 Ovisnost omjera C_L/C_D i napadnog kuta.	35
Slika 31 Raspored koeficijenta tlaka C_p za napadne kutove $\alpha = 0^\circ$ i 2.45°	36
Slika 32 Raspored koeficijenta tlaka C_p za napadne kutove $\alpha = 5^\circ$ i 10°	36
Slika 33 Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja C_M o napadnom kutu α	37
Slika 34 C_M/α graf za više kutova vitoperenja.	38
Slika 35 C_M/α graf obzirom na kut strijele za slučaj bez vitoperenja.	39
Slika 36 Northrop Grumman B-2 Spirit prije slijetanja.	40
Slika 37 Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja i napadnog kuta.	41
Slika 38 Ovisnost promjene kutne brzine propinjanja o vremenu.	42
Slika 39 Ovisnost napadnog kuta o vremenu.	43
Slika 40 Promjena horizontalne (gornji graf) i vertikalne (donji graf) brzine u četiri minute. ...	44

Slika 41 Promjena kutne brzine propinjanja (gornji graf) i napadnog kuta (donji graf) u četiri minute.....	45
Slika 42 Promjena kutne brzine valjanja s vremenom.	47
Slika 43 Promjena kutnih brzina valjanja (gornji graf) i skretanja (donji graf) s vremenom.	48

Popis tablica

Tablica 1 Važne geometrijske karakteristike.....	10
Tablica 2 Koordinate aeroprofila NACA 65 ₃ -018.....	14
Tablica 3 Uvjeti analize.....	16
Tablica 4 Uvjeti analize.....	17
Tablica 5 Vrijednosti koeficijenta otpora za $-0.3 < C_L < 0.3$	20
Tablica 6 Karakteristične točke C_M/α grafa.....	21
Tablica 7 Ovisnost koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta α za $Ma = 0.4$	26
Tablica 8 Eksperimentalna mjerenja ovisnost koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta α pri različitim brzinama.	26

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 mojega 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 _____ Procjena aerodinamičkih karakteristika letećeg krila _____, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, ____31.8.2022.____

____Stipe Gojanović, ____
(ime i prezime, potpis)