

Analiza stabilnosti male letjelice konfiguracije letećeg krila

Zahirović, Damir

Undergraduate thesis / Završni rad

2012

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:215457>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-10**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Damir Zahirović

Zagreb, 2012.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentor:

Doc.dr. sc. Milan Vrdoljak, dipl. ing.

Student:

Damir Zahirović

Zagreb, 2012.

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

Zahvaljujem se mentoru doc.dr.sc. M. Vrdoljaku na prenesenom znanju, korisnim savjetima i pomoći prilikom izrade ovog rada.

Damir Zahirović



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



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

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Damir Zahirović** Mat. br.: 0035168115

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza stabilnosti male letjelice konfiguracije letećeg krila**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Stability analysis of small aircraft with flying wing configuration**

Opis zadatka:

Konfiguracija letećeg krila je nekonvencionalna konfiguracija sa strelastim krilom bez repnog stabilizatora, što je čini potencijalno interesantnom zbog smanjenja mase, ali isto tako predstavlja izazov u smislu ostvarivanja stabilnosti. Jedna od postojećih letjelica ovakve konfiguracije s ljudskom posadom jest jedrilica SWIFT (raspona krila 12,8 m, površine krila 12,5 m² te maksimalne poletne težine 158 kg) koja u ovom radu predstavlja polaznu konfiguraciju za analizu male, radio upravljane letjelice.

U radu je potrebno primijeniti programski paket XLFR5 temeljen na XFOIL programu za analizu aerodinamičkih značajki profila s naglaskom na utjecaj Reynoldsovog broja.

U završnom radu potrebno je:

- prikazati usvojenu geometriju profila i krila polazne, stvarne letjelice,
- analizirati aerodinamičke značajke profila i krila stvarne letjelice,
- analizirati uzdužnu statičku stabilnost stvarne letjelice,
- prikazati usvojenu geometriju profila i krila razmatrane, male letjelice,
- ponoviti provedene analize aerodinamike i stabilnosti za primjer male letjelice.

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

Zadatak zadan:
30. travnja 2012.

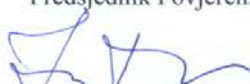
Rok predaje rada:
2. rok: 6. srpnja 2012.
3. rok: 14. rujna 2012.

Predviđeni datumi obrane:
2. rok: 9., 10. i 11. srpnja 2012.
3. rok: 19., 20. i 21. rujna 2012.

Zadatak zadao:


Doc. dr. sc. Milan Vrdoljak

Predsjednik Povjerenstva:


Prof. dr. sc. Ilica Smojver

SADRŽAJ

SADRŽAJ	II
POPIS SLIKA	III
POPIS TABLICA.....	IV
POPIS OZNAKA	V
SAŽETAK.....	VI
1. UVOD.....	1
2. OPIS PROGRAMSKOG PAKETA XFLR-5.....	5
2.1. Opis i ograničenja metoda analize krila	5
2.1.1. Metoda noseće linije	5
2.1.2. Metoda rešetke vrtloga.....	6
2.1.3. 3D Panelna metoda	8
2.2. Usporedba rezultata.....	8
2.2.1. Usporedba Prandtlove metode i XFLR-a za pravokutno krilo	8
2.2.2. Usporedba eksperimentalnih rezultata i XFLR-a za strelasto krilo	10
2.3. Odabir metode analize	12
3. ANALIZA JEDRILICE SWIFT	14
3.1. Geometrija profila i krila.....	15
3.2. Analiza aerodinamičkih značajki profila i krila	18
3.3. Analiza uzdužne statičke stabilnosti	27
4. ANALIZA ACC-SWIFT LETJELICE.....	34
4.1. Usvojena geometrija profila i krila ACC-SWIFT letjelice	34
4.2. Analiza aerodinamičkih značajki profila i krila ACC-SWIFT letjelice.....	36
4.3. Analiza uzdužne statičke stabilnosti ACC-SWIFT letjelice	40
5. ZAKLJUČAK.....	42
PRILOZI.....	45
LITERATURA	46

POPIS SLIKA

Slika 1.	X-48B	2
Slika 2.	ScanEagle	3
Slika 3.	SWIFT Light	3
Slika 4.	Algoritam analize pomoću LLT metode	6
Slika 5.	Metoda rešetke vrtloga	7
Slika 6.	Raspodjela uzgona-Pravokutno krilo	9
Slika 7.	Sila uzgona po napadnom kutu-Strelasto krilo	11
Slika 8.	Raspodjela uzgona strelasto krilo ($\alpha = 4.7^\circ$)	12
Slika 9.	SWIFT	14
Slika 10.	Originalni aeroprofil SWIFT-a.....	15
Slika 11.	ZAHI 160	16
Slika 12.	SWIFT Geometrija krila.....	17
Slika 13.	Geometrija krila u XFLR-u.....	18
Slika 14.	ZAHI 160 XFoil: Cl-alpha	19
Slika 15.	ZAHI 160 XFoil: Cm-alpha	20
Slika 16.	ZAHI 160 XFoil: Cl-Cd	20
Slika 17.	ZAHI 160 XFoil: Distribucija Cp-a.....	21
Slika 18.	Efikasna raspodjela uzgona	22
Slika 19.	Propinjanje pomoću zakrilca	23
Slika 20.	SWIFT: Raspodjela uzgona pri velikom napadnom kutu	24
Slika 21.	SWIFT: Ovisnost sile uzgona o napadnom kutu.....	25
Slika 22.	SWIFT: Finesa	26
Slika 23.	SWIFT: Polara.....	27
Slika 24.	Konvencionalni aeroprofil u ravnotežnom stanju	27
Slika 25.	Konvencionalni aeroprofil u poremećenom stanju	28
Slika 26.	Profil s obrnutom zakrivljenosti u ravnotežnom stanju	28
Slika 27.	Profil obrnute zakrivljenosti u poremećenom stanju.....	29
Slika 28.	Letjelica tipa „leteća daska“- Aero Vironment Pathfinder.....	29
Slika 29.	SWIFT: Ovisnost momenta propinjanja o napadnom kutu.....	30
Slika 30.	SWIFT: Ovisnost sile uzgona o momentu propinjanja	31
Slika 31.	SWIFT: Neutralna točka	32
Slika 32.	SWIFT: Ovisnost ukupnog momenta propinjanja o napadnom kutu.....	33
Slika 33.	AH 80-120.....	35
Slika 34.	AH 80-120 XFoil: Cl-alpha.....	37
Slika 35.	AH 80-120 XFoil: Cm-alpha.....	37
Slika 36.	AH 80-120 XFoil: Raspodjela Cp-a.....	38
Slika 37.	ACC-SWIFT: Raspodjela uzgona	39
Slika 38.	ACC-SWIFT: Cl-alpha	39
Slika 39.	ACC-SWIFT: Cm-alpha	40
Slika 40.	Usporedba letjelica: Maksimalni uzgon.....	42
Slika 41.	Usporedba letjelica: Polara.....	43
Slika 42.	Jedrilica SB13	44

POPIS TABLICA

Tablica 1. Podaci o pravokutnom krilu	9
Tablica 2. Usporedba rezultata za pravokutno krilo	10
Tablica 3. Podaci o strelastom krilu	10
Tablica 4. Geometrija ZAHI 160	16
Tablica 5. Podaci o krilu SWIFT-a	17
Tablica 6. Performanse SWIFT-a.....	22
Tablica 7. Geometrija AH 80-160.....	35
Tablica 8. Podaci o krilu ACC-SWIFT-a.....	36

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
α	[°]	Napadni kut krila
c	[m]	Duljina tetive
c_A	[m]	Srednja aerodinamička tetiva
C_l	-	Koeficijent uzgona
C_{L0}	-	Koeficijent uzgona pri nultom napadnom kutu
$C_{L\alpha}$	-	Koeficijent gradijenta uzgona po napadnom kutu
$C_{L\delta m}$	-	Koeficijent gradijenta uzgona po otklonu elevona
$C_{L\delta f}$	-	Koeficijent gradijenta uzgona po otklonu zakrilca
C_m	-	Koeficijent momenta
C_{m0}	-	Koeficijent momenta pri nultom napadnom kutu
$C_{m\alpha}$	-	Koeficijent gradijenta momenta po napadnom kutu
$C_{m\delta m}$	-	Koeficijent gradijenta momenta po otklonu elevona
$C_{m\delta f}$	-	Koeficijent gradijenta momenta po otklonu zakrilca
C_d	-	Koeficijent otpora
δ_m	[°]	Otklon elevona
δ_f	[°]	Otklon zakrilca
l_m	[m]	Udaljenost centra mase od nosa letjelice
l_n	[m]	Udaljenost neutralne točke od nosa letjelice
S.M.	[m]	Statička margina

SAŽETAK

Rad se bavi analizom uzdužne statičke stabilnosti i aerodinamičkih značajki letjelice tipa leteće krilo. U prvom dijelu rada opisane su metode analize pomoću kojih su se dobivali rezultati. Sljedeći korak u radu bio je opis značajki realne letjelice, odnosno dana je analiza karakteristika koje su potrebne da bi letjelica ovoga tipa imala zadovoljavajuće performanse te prihvatljivu uzdužnu stabilnost. Nakon definiranja karakteristika koje su nužne za letjelicu ovog tipa krenulo se u modeliranje i analizu nove letjelice. Nova letjelica zapravo predstavlja rješenje koje bi se moglo iskoristiti na međunarodnom studentskom natjecanju u projektiranju i gradnji malih radio-upravljanih letjelica Air Cargo Challenge.

1. UVOD

Ideja za detaljnu analizu letjelice konfiguracije „leteće krilo“ javila se kada su se studenti zrakoplovstva kroz Hrvatsku udrugu studenata zrakoplovstva prijavili na međunarodno natjecanje Air Cargo Challenge 2011, te se razmišljalo o letjelici ovakve konfiguracije kao rješenju.

Air Cargo Challenge je projekt namijenjen studentima tehničkih znanosti. Riječ je o natjecanju u izradi radio-upravljanje letjelice najveće moguće nosivosti unutar zadanog pravilnika. Letjelica bi trebala poletjeti unutar 60 metara, preletjeti poletno-slijetnu stazu barem jednom, te uspješno sletjeti na zadano mjesto. Postoje strogo zadana pravila o značajkama letjelice kao što su masa prazne letjelice, raspon krila, jakost motora i slično. Izazov ne predstavlja natjecanje u letenju. Najvažnija je tehnička izvedba i konstrukcija letjelice. Na ovom jedinstvenom natjecanju mogu sudjelovati natjecatelji iz cijele Europe, a pobjednik dobiva priliku organizirati iduće natjecanje u svojoj zemlji tj. na svom sveučilištu.

Konfiguracija letjelice „leteće krilo“ ima nekoliko prednosti u odnosu na druge konfiguracije među kojima se ističu manji otpor i manja masa same letjelice. S druge strane poznato je da ove letjelice imaju relativno mali maksimalni koeficijent uzgona.

U posljednje vrijeme letjelice ove konfiguracije u svijetu zrakoplovstva privlače sve više pažnje jer mnogo dobrih stvari proizlazi iz činjenice da ovakva konfiguracija ima manji otpor. Manji otpor znači manju težinu motora potrebnih za pogon, što znači manje potrebnog uzgona odnosno manju površinu krila ili s druge strane više korisnog tereta. Govori se kako bi u budućnosti ovakva letjelica mogla zamijeniti zrakoplove standardne konfiguracije u civilnom zrakoplovstvu. Istraživanja pokazuju kako bi s ovom konfiguracijom, točnije s konfiguracijom BWB (Blended Wing Body) dobili znatne uštede na potrošnji goriva, bilo bi mnogo više prostora za smještaj putnika, pri prisilnom slijetanju znatno su veće šanse preživljavanja putnika te bi one ujedno proizvodile manje buke. NASA upravo radi na razvoju jedne takve letjelice pod nazivom *X-48B* (Slika 1).

Zbog konzervativnosti civilnog zrakoplovstva te konkretnih neriješenih pitanja ove konfiguracije vezanih uz evakuaciju putnika kod prisilnog slijetanja, problema sa konstrukcijom vezanih uz prešurizaciju kabine zbog presjeka trupa koji nije okrugao,

te samom ugodom putnika uslijed smještaja udaljenog od prozora nije izgledno da će ona ući u upotrebu kao zrakoplov za prijevoz putnika u skorijoj budućnosti, međutim ona predstavlja idealno rješenje kao transportni zrakoplov te će vrlo vjerojatno prvo ući u upotrebu kao tanker goriva u vojnom zrakoplovstvu.



Slika 1. X-48B

Dodatni razlog odabira ove teme je činjenica da se o letjelicama ovog tipa ne zna mnogo. Iako danas postoje uspješne letjelice ovog tipa o njima se zna vrlo malo. Najpoznatiji je bombarder *B-2*, međutim kako je on zapravo kompromis aerodinamike i „stealth“ značajki on nije najbolji primjer ovog tipa letjelica. Danas postoje brojne bespilotne letjelice ovog tipa npr. *ScanEagle* (Slika 2) koji je svojevremeno postavio rekord u trajanju leta u svojoj kategoriji sa svojih 22 sata i 8 minuta.



Slika 2. ScanEagle

Primjer uspješne konstrukcije letjelice ovog tipa je i jedrilica *SWIFT Light* (Slika 3), koja je ujedno poslužila kao predmet analize u ovom završnom radu.



Slika 3. SWIFT Light

Analiza performansi te detalja koji su potrebni za statički stabilnu letjelicu ove konfiguracije tema su ovog završnog rada.

Kroz rad koristio sam rezultate dobivene u programskom paketu XFLR-5, no kako se ovaj program, za razliku od Xfoil-a, još uvijek nije imao priliku pokazati vjerodostojnim u svim danim problemima, detaljnom analizom morao sam provjeriti dobivene rezultate, te eventualna ograničenja samog programa.

2. OPIS PROGRAMSKOG PAKETA XFLR-5

XFLR-5 [1] je program namijenjen za analizu aeroprofila, krila te cijelih letjelica. Odlikuje ga jednostavnost uporabe, međutim autori u samom startu kao glavno ograničenje navode da je program namijenjen analizama s malim Reynoldsovim brojevima.

XFLR za analizu aeroprofila koristi XFoil, koji daje dobar uvid u ponašanje aeroprofila, međutim ti rezultati odnose se na krila beskonačne vitkosti definiranih jednim aeroprofilom. Utjecaj konačne vitkosti, kuta strijele i dihedrala zahtijeva sofisticiranije analize krila.

2.1. Opis i ograničenja metoda analize krila

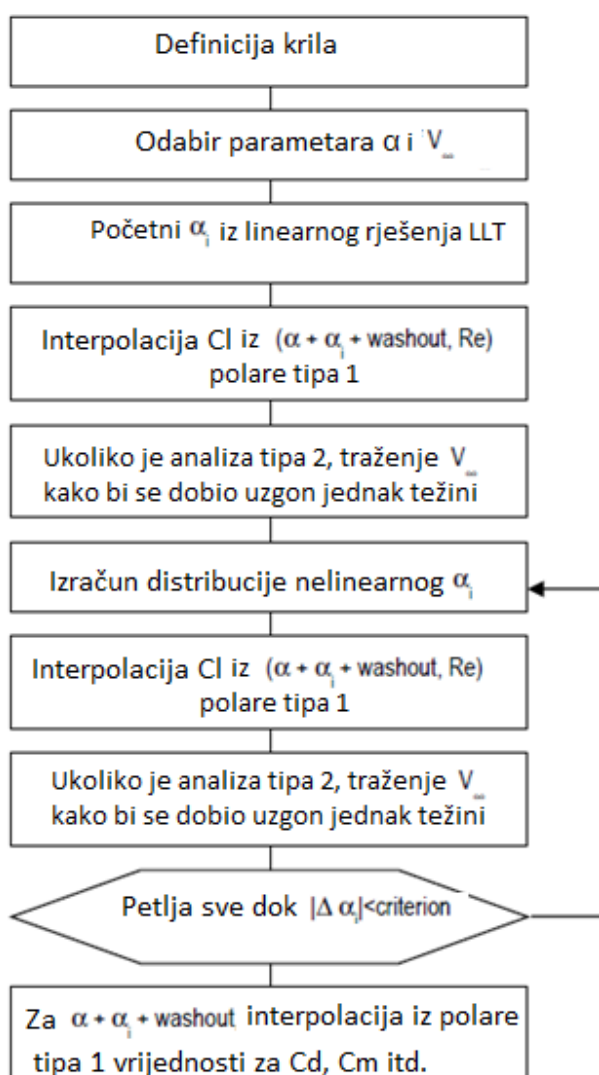
U ovom programu postoje tri metode analiza i svaka od njih ima svoje prednosti, ali i ograničenja upotrebe. U nastavku su dani samo grubi opisi metoda analize krila, kako bi se istaknule mogućnosti upotrebe.

2.1.1. Metoda noseće linije

Ova metoda analize krila proizašla je iz Prandtlove teorije krila. Engleski naziv za ovu metodu je *Lifting Line Theory* ili kraće LLT. Kod klasične analize metodom noseće linije utjecaj viskoznosti je zanemaren i ona je ujedno linearna, što znači da naprimjer funkcija $C_L = f(\alpha)$ ima linearnu ovisnost. Analiza korištena u XFLR-u je nelinearna LLT i to sa utjecajem viskoznosti.

Analiza krila pomoću LLT metode, koja interpolira podatke dobivene iz analize aeroprofila u XFoilu-u, rješava se algoritmom prikazanim na (Slika 4).

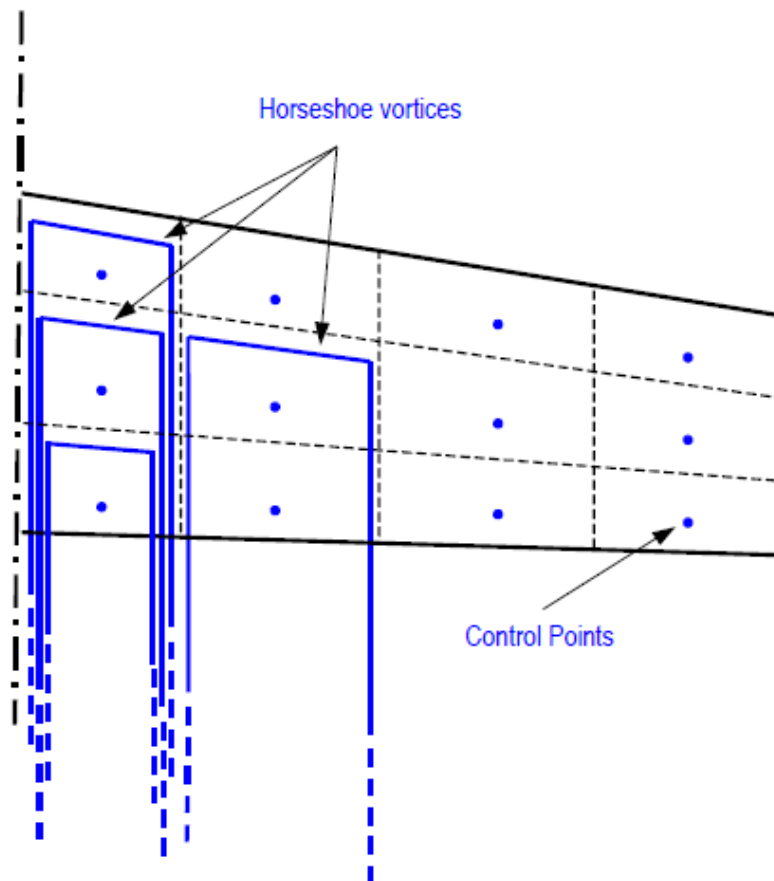
Ova analiza ima nekoliko ograničenja. Jedno od njih je da se kod ove teorije ne mogu očekivati dobri rezultati kod krila male vitkosti i velikog kuta strijele. Također ova analiza podrazumijeva krila malog kuta dihedrala. LLT metoda podrazumijeva da sve površine leže u X-Y ravnini. Stoga upotreba dihedrala i kuta strijele u analizi krila se može koristiti samo u slučaju računanja koeficijenta momenta propinjanja C_m . Kut strijele i dihedral se ne mogu koristiti pri analizi raspodjele uzgona. U LLT metodi nemamo opciju neviskozne analize. To je zato što linearna teorija zahtijeva definiranje kuta nultog uzgona za svaki aeroprofil, što je nepraktično jer taj kut ovisi o Reynoldsovim brojevima.



Slika 4. Algoritam analize pomoću LLT metode

2.1.2. Metoda rešetke vrtloga

Ova analiza u XFLR-u predstavlja alternativu za one geometrije krila koje se nalaze van ograničenja LLT metode. Engleski naziv za ovu metodu je *Vortice Lattice Method* ili kraće VLM. Kod ove metode, za razliku od LLT metode računanje raspodjele uzgona, induciranih kutova i induciranog otpor je linearan i neviskoznan, što znači da ne ovise o brzini i viskoznim karakteristikama zraka. Ova metoda se može primijeniti za sve uobičajene geometrije krila uključujući one s kutom strijele, malim vitkostima, velikog dihedrala i sa zakrivljenim profilom.



Slika 5. Metoda rešetke vrtloga

Princip rada VLM metode zasniva se na modeliranju pertrubacija generiranih krilom sa zbrojem vrtloga raspodijeljenih po površini krila (Slika 5). Intenzitet svakog vrtloga je dobiven tako da zadovolji granične uvjete kao što je npr. uvjet nepromočivosti na površini panela. Sila koja djeluje na svaki panel dana je vektorskim umnoškom danim u jednadžbi (1), gdje je Γ vektorski umnožak intenziteta vrtloga i njegove duljine, ρ gustoća zraka, a V brzina neporemećene struje zraka.

$$F = \rho V \times \Gamma \quad (1)$$

Koeficijent uzgona definiran je jednadžbom (2), gdje je S površina svih panela, odnosno površina krila a F_{wz} projekcija sile na ravninu okomitu na smjer strujanja.

$$C_L = \frac{1}{\rho S V^2} \sum_{panela} F_{wz} \quad (2)$$

Algoritam VLM metode prvo računa koeficijent uzgona C_L i druge vrijednosti koje mogu biti izračunate integracijom sila na površinama kao što su koeficijent momenta propinjanja i mjesto centra potiska. Viskozne varijable (viskozni Cd itd.) interpolirane su prema vrijednosti C_L iz već generiranih polara u XFOIL-u. Ovo zapravo predstavlja problem pri velikim i malim vrijednostima C_L , gdje krivulja polare iz XFOIL-a mora biti interpolirana prije i poslije kuta sloma uzgona. Iz tog razloga rezultati VLM analize se ne bi smjeli uzimati u obzir pri vrijednostima napadnih kutova oko kuta sloma uzgona. Također, u sadašnjoj proceduri, VLM uzima za pretpostavku male napadne kutove. Glavna posljedica toga jest da vrtložnice na izlaznom rubu nisu u ravnini sa neporemećenom strujom zraka.

2.1.3. 3D Panelna metoda

Ova analiza oplemenjuje rezultate dobivenih LLT i VLM metodom pomoću sofisticiranije 3D metode, koja uzima u obzir i debljinu krila, za razliku od VLM koja se odnosi na središnjicu krila. Ona također pruža uvid u distribuciju tlaka po gornjaci i donjaci krila. Također pruža mogućnost i modeliranja tijela trupa.

Princip 3D panelne metode je modeliranje pertrubacija koje su generirane krilom pomoću zbroja dipola i izvora razmještenih po gornjoj i donjoj površini krila. Jačina dipola i izvora je izračunata tako da zadovolji granične uvjete.

2.2. Usporedba rezultata

Kako bi se bolje prikazala sama ograničenja pojedinih metoda, odnosno utvrdilo pokazuje li XFRLR dobre rezultate za zadanu geometriju krila, napravljeno je nekoliko usporedbi analiza krila iz XFRLR-a sa eksperimentalnim podacima, te sa projektnom aerodinamikom.

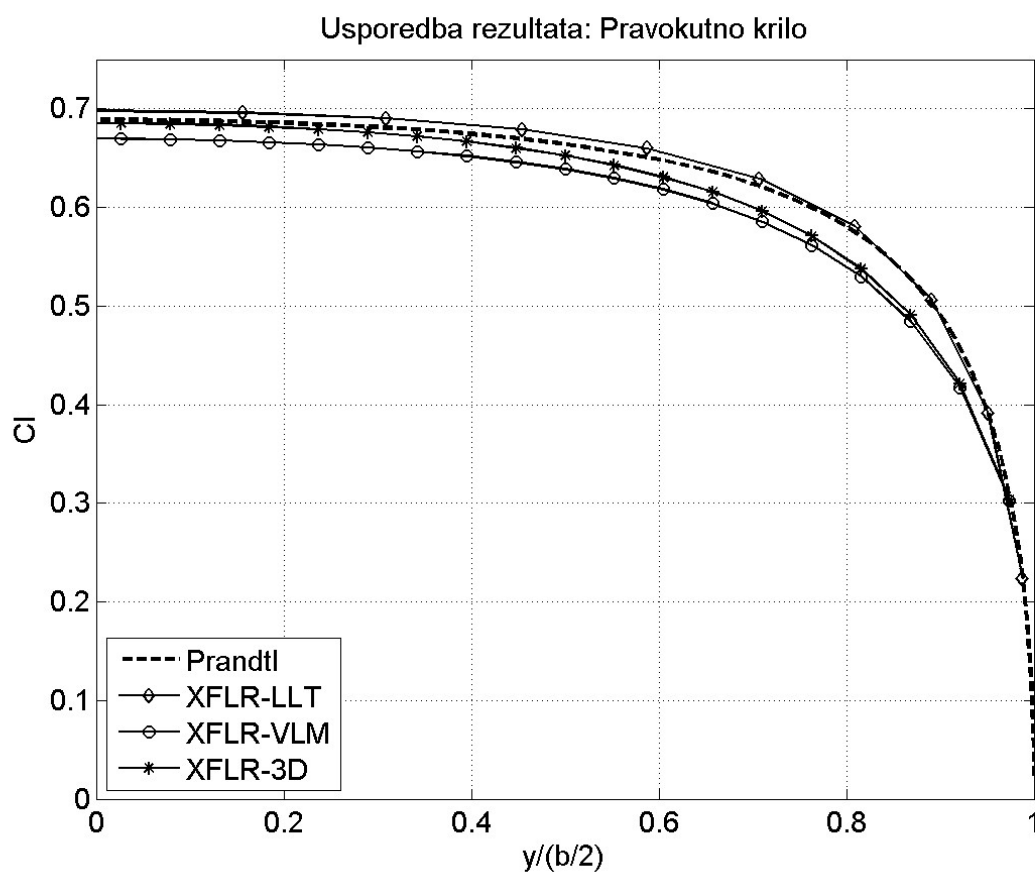
2.2.1. Usporedba Prandtllove metode i XFRLR-a za pravokutno krilo

Prva analiza je napravljena za jednostavnu geometriju krila. Analizirano krilo je pravokutno, neuvijeno i bez dihedrala. Analiza aeroprofila je napravljena u XFOIL-u kako bi se dobili podaci o gradijentu uzgona te o kutu nultog uzgona, koji su nam ulazni podaci u kodu Prandtllove metode u MATLAB-u [2]. Podatke o krilu prikazuje (Tablica 1).

Tablica 1. Podaci o pravokutnom krilu

Aeroprofil	NACA 2412
Raspon	10m
Duljina tetive	1m
Napadni kut	5°
Brzina	20 m/s

Za sve analize napravljen je prikaz raspodjele uzgona za dani napadni kut. Raspodjela uzgona za zadano pravokutno krilo dana je slikom (Slika 6).



Slika 6. Raspodjela uzgona-Pravokutno krilo

Za zadani kut također je zgodno tablično prikazati vrijednosti C_L -a i C_{Di} (Tablica 2).

Tablica 2. Usporedba rezultata za pravokutno krilo

	<i>Rezultati MATLAB</i>	<i>XFLR5 LLT</i>	<i>XFLR VLM</i>	<i>XFLR 3D Panel</i>
CL	0,6211	0,6290048	0,5966161	0,6196601
Razlika		1,2727%	3,9420%	0,2318%
CDi	0,0134	0,01359282	0,01161221	0,01245111
Razlika		1,4390%	13,3417%	7,0813%

Iz dane tablice vidi se kako za ovu jednostavnu geometriju krila najsličnije rezultate onima za Prandtlovu metodu iz MATLABA, daje najjednostavnija LLT metoda.

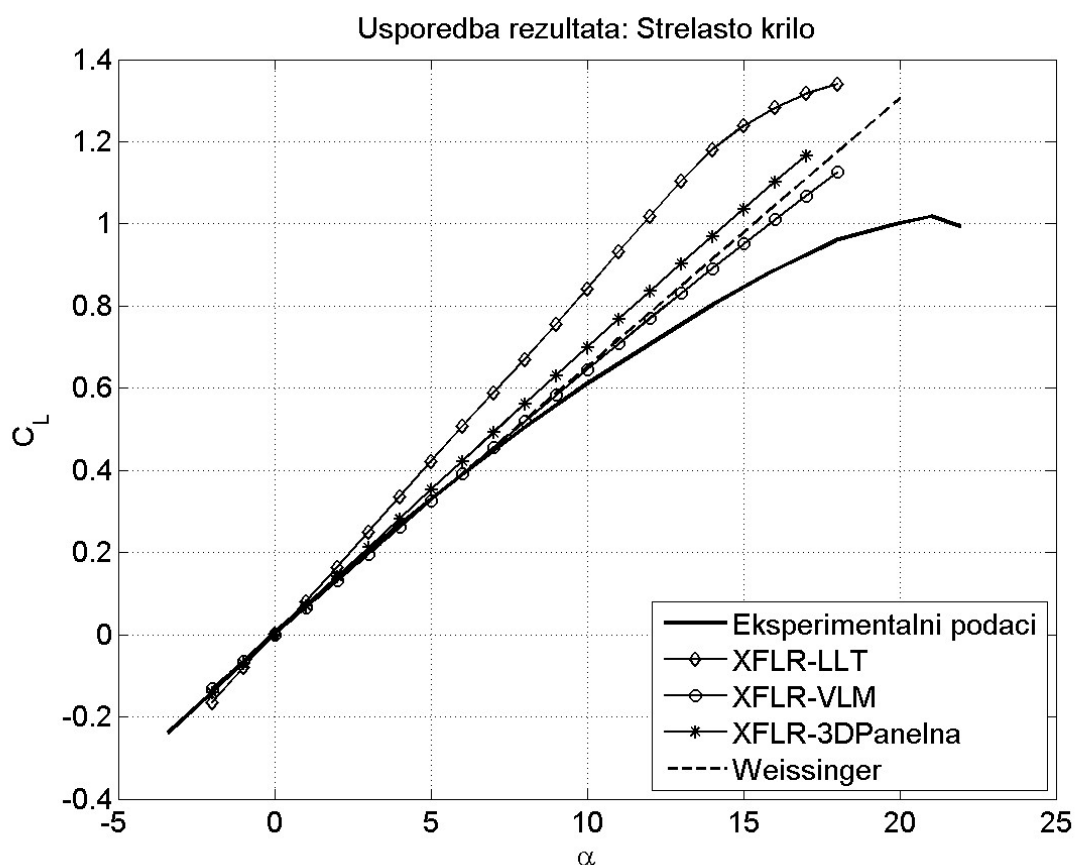
2.2.2. Usporedba eksperimentalnih rezultata i XFLR-a za strelasto krilo

Prethodna analiza pokazala je da se rezultati iz XFLR-a za krilo jednostavne geometrije dobro poklapaju sa projektom aerodinamikom. Međutim kako geometrija krila letjelice koja će se analizirati u nastavku, bitno odstupa od pravokutnog krila potrebno je provjeriti daje li XFLR, odnosno koja metoda, dobre rezultate za krilo složenije geometrije.

U svrhu usporedbe uzeto je krilo zadano eksperimentom [3]. Rezultati eksperimenta za raspodjelu uzgona i ovisnosti uzgona o napadnom kutu usporedili su se sa analizama u XFLR-u i Weissingerovom metodom iz MATLABA [2].

Tablica 3. Podaci o strelastom krilu

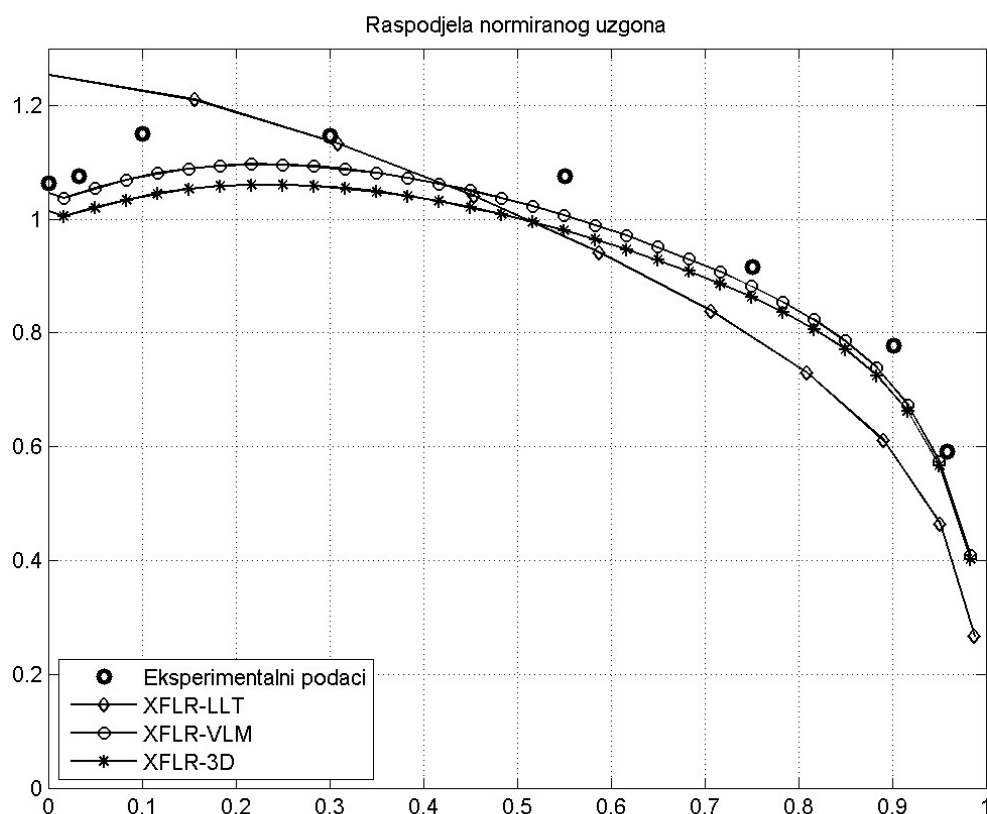
Aeroprofil	NACA 63 ₁ A012
Raspon	3232 mm
Duljina tetive u korijenu	557 mm
Duljina tetive na vrhu	250 mm
Viškost	8.01
Suženje krila	0.45
Kut strijele na 1/4c	45°
Reynolds	4 000 000
Mach	0.19



Slika 7. Sila uzgona po napadnom kutu-Strelasto krilo

(Slika 7) prikazuje usporedbu ovisnosti sile uzgona o napadnom kutu za različite metode analize sa eksperimentalnim rezultatima. Kako se vidi sa slike Weissingerova metoda i VLM se skoro poklapaju iako je VLM neznatno točnija. Također se vidi veliko ograničenje svih metoda odnosno da one prikazuju dobre rezultate samo u linearnom području odnosno pri malim napadnim kutovima. Također vidi se kako LLT daje potpuno krive rezultate što je povezano sa samim ograničenjima te metode, u smislu geometrija koje s njom možemo analizirati.

Slični zaključci dobiju se ako se analizira i raspodjela uzgona za različite metode te se oni međusobno usporede (Slika 8).



Slika 8. Raspodjela uzgona strelasto krilo ($\alpha = 4.7^\circ$)

2.3. Odabir metode analize

Kao generalno pravilo, LLT i VLM su primjenjive na konfiguracijama tankih uzgonskih površina, koje za radno područje imaju male napadne kutove.

Prema [1] najupitnija pretpostavka korištena u algoritmima najvjerojatnije je upotreba rezultata tranzicije graničnog sloja iz XFoil-a na krilo konačne vitkosti. Analize aeroprofila iz XFoil-a odnose se na krila beskonačnog raspona, gdje se područje prijelaznog graničnog sloja, koje se često naziva laminarni mjhurić proteže beskonačno po rasponu. Međutim na krilima konačnog raspona, taj laminarni mjhurić pojavit će se samo na određenom dijelu raspona površine krila.

Metode koje se sastoje od interpolacije rezultata is XFoil-a očito koriste pretpostavke koje nemaju ni teoretsku ni eksperimentalnu pozadinu, međutim one bi trebale davati približne vrijednosti za krila srednjih i velikih vitkosti. Viskozne karakteristike bit će sve manje

reprezentativne za krila koja se razlikuju od idealnog krila iz 2D analize beskonačnog raspona. Stoga rezultati za geometrije krila sa dihedralom, malim vitkostima ili velikim kutom strijele bi se trebali uzimati sa oprezom.

LLT metoda bi uvijek trebala biti prvi odabir ukoliko se geometrija krila nalazi unutar ograničenja ove metode. LLT metoda daje bolji uvid u viskozni otpor, daje bolju procjenu ponašanja u području sloma uzgona pri velikim napadnim kutovima, i bolje je podržana od strane publiciranih teoretskih radova. 3D panelna metoda se uzima ukoliko postoji zanimanje za raspodjelu tlaka po gornjoj i donjoj površini krila ili ukoliko nas zanima i utjecaj trupa. VLM analiza ima prednost u svim ostalim slučajevima.

Kako je krilo letjelice koje će se analizirati u nastavku velikog kuta strijele i velikog dihedrala (wingleti), iz prethodnih usporedbi rezultata kao prvi odabir nameće se analiza VLM metodom.

3. ANALIZA JEDRILICE SWIFT

Jedna od najuspješnijih konstrukcija tipa leteće krilo jest *SWIFT-Light* (Slika 9). On spada u kategoriju ultra-lakih jedrilica te ima mogućnost slijetanja i polijetanja s nogu. Konstrukcija potječe iz kasnih osamdesetih i razvijena je od strane nekoliko entuzijasta sa sveučilišta u Stanfordu. Kako je poslije pokazala zavidne performanse i daleko nadmašila ostale ultra-lake jedrilice postala je veoma popularna među brojnim letačima koji su sanjali san Otta Lilienthala. Danas se može naći diljem svijeta u raznim verzijama, pa tako i motornim.

Ova letjelica je poslužila kao predmet analize kako bi se bolje shvatile sve značajke koje letjelica ovakve konfiguracije mora imati. SWIFT je kratica za „*swept wing inboard flap trim*“. Već se iz naziva mogu vidjeti neke značajke ove letjelice.



Slika 9. SWIFT

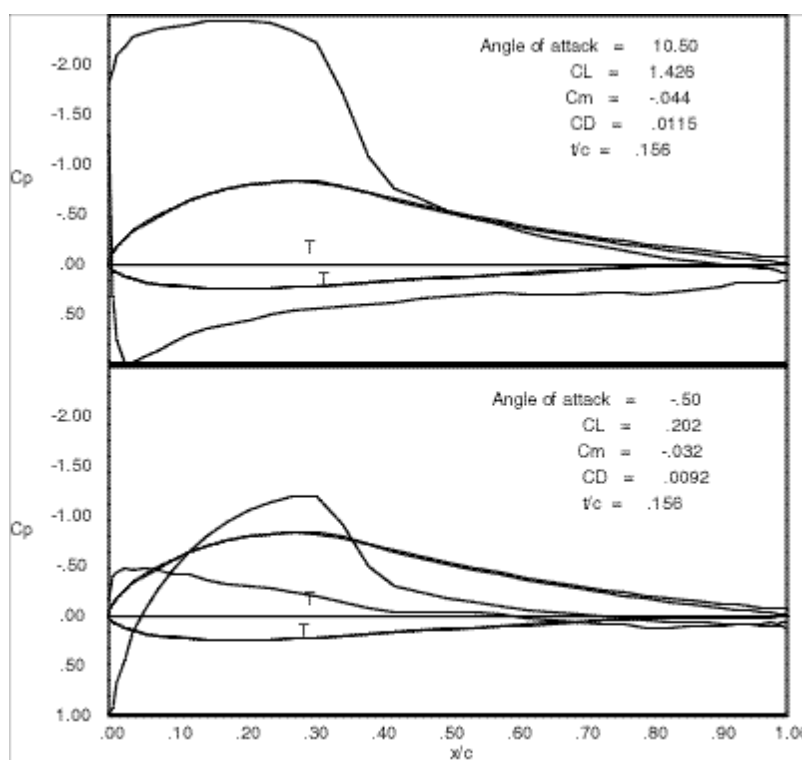
Analizu su u nekim segmentima ograničili materijali, odnosno dostupni podaci potrebni za potpunu analizu. Tako je naprimjer razvijen potpuno novi aeroprofil po uzoru na sliku originalnog aeroprofila koji daje skoro iste performanse kao kod originalne letjelice.

3.1. Geometrija profila i krila

Konstruktori ove letjelice su mnogo pažnje pri projektiranju posvetili pravilnom odabiru kuta strijele, suženja krila i uvijanju krila, kako bi se mogao koristiti konvencionalni aeroprofil s negativnim momentom propinjanja, a da se pritom minimiziraju ili uklone poznati problemi s maksimalnim koeficijentom uzgona, induciranim otporom te upravljivošću. Upotreba uvijanja i kuta strijele krila, a pridavanje manje pažnje samom aeroprofilu, dobro su poznati pristup pri gradnji zmajeva, kao i jedrilica konfiguracije leteće krilo koje je projektirao Horten.

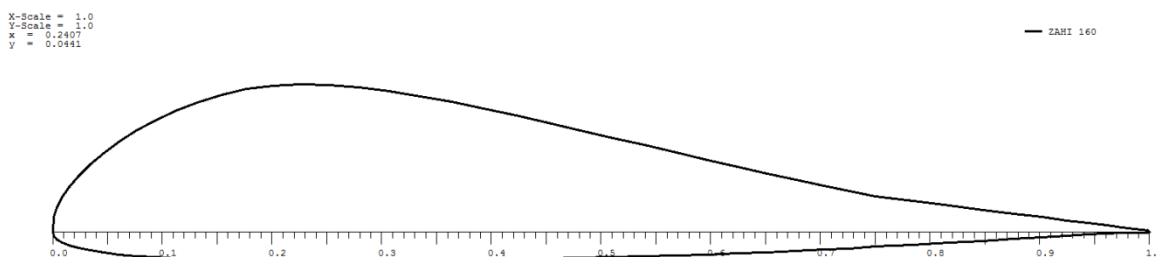
Iz gore navedenog se može zaključiti kako korištenje aeroprofila u analizi koji je svojim karakteristikama sličan nepoznatom originalu, ne bi trebalo predstavljati veliko odstupanje u performansama od stvarne letjelice.

Samo dobivanje aeroprofila sličnih geometrijskih i aerodinamičkih karakteristika, ispostavilo se kao prilično težak zadatak. Postupak se sastojao od traženja aeroprofila slične geometrije kroz niz internetskih baza aeroprofila na osnovi slike originalnog aeroprofila (Slika 10).



Slika 10. Originalni aeroprofil SWIFT-a

U bazama podataka pronađeno je nekoliko sličnih aeroprofila poput AUGUST 160, AH-80-140, TsAGI R3A-15, WORTMANN FX 77-W-153 i još nekoliko drugih koji su donekle zadovoljavali kriterijima međutim svojim aerodinamičkim performansama kroz daljnju analizu se nisu pokazali dobrima. Iz tog razloga krenulo se u izradu novog aeroprofila korištenjem programa „Profili 2“ [4]. Kroz nekoliko iteracija kombinirajući koordinate gornjake i donjake različitih aeroprofila među kojima su neki i gore navedeni dobiven je aeroprofil geometrijski veoma sličan originalu. Daljnje usavršavanje aeroprofila postignuto je manjim modifikacijama u koordinatama dobivenog aeroprofila (Slika 11).

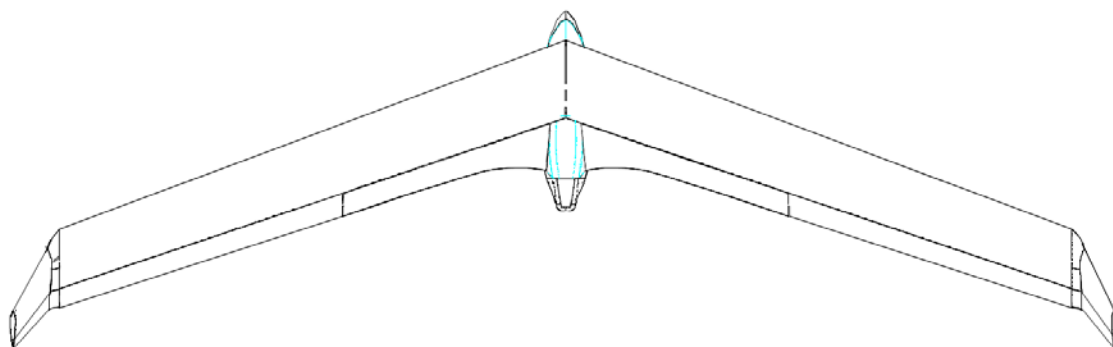


Slika 11. ZAH1 160

Osnovni podaci o geometriji aeroprofila prikazani su u nastavku (Tablica 4), iz koje se vidi kako se radi o aeroprofilu velike debljine i male zakrivljenosti.

Tablica 4. Geometrija ZAH1 160

Maks. debljina (%c)	16.04
Položaj maks. debljine (na %c)	22.6
Maks. Zakrivljenost (%c)	5.39
Položaj maks. Zakrivljenosti (na %c)	22.6
Broj koordinata	97

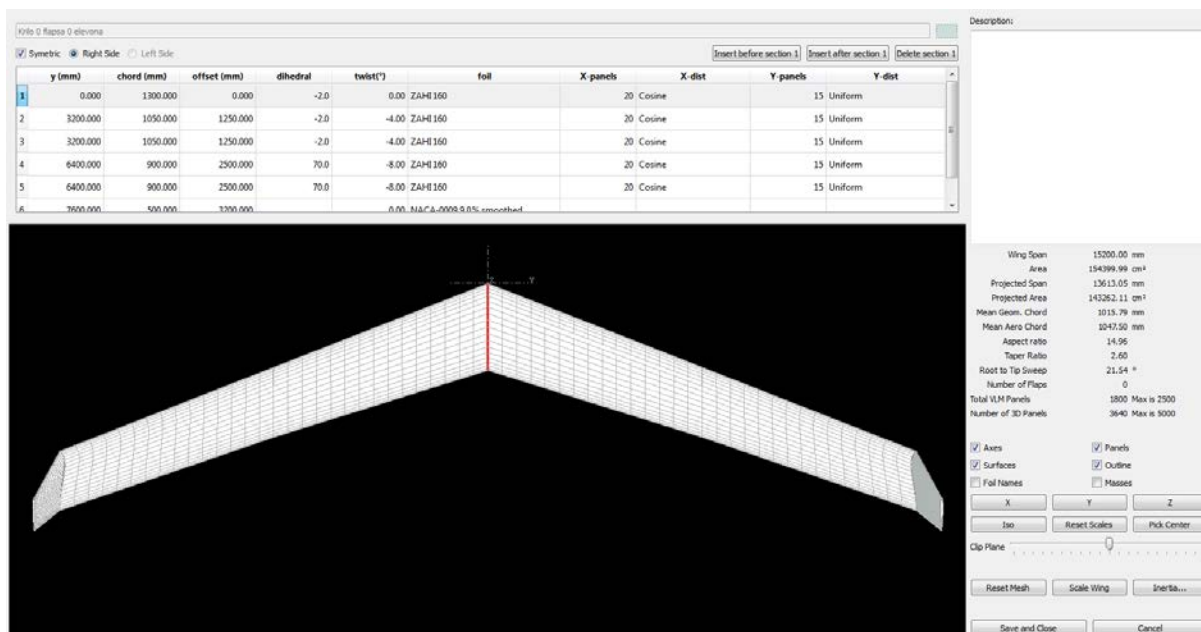


Slika 12. SWIFT Geometrija krila

Geometrija krila dobila se na osnovi podataka o krilu iz letačkog priručnika [5] i na osnovi slike. Podaci o krilu također su prikazani tablično (Tablica 5). Također dan je prikaz geometrije krila u XFLR-u s koje se može vidjeti i gustoća mreže (Slika 13).

Tablica 5. Podaci o krilu SWIFT-a

Raspon	12.8 m
Površina krila	12.5 m ²
Duljina tetive u korijenu	1.2 m
Duljina tetive na vrhu	0.9 m
Vitkost	12.9
Suženje krila	0.75
Kut strijele na 1/4c	20°
Kut uvijanja na vrhu krila	-8°
Kut dihedrala u korijenu	-2°
Visina wingleta	1.2 m
Suženje wingleta	0.55



Slika 13. Geometrija krila u XFLR-u

Bitno je napomenuti kako se pri generiranju mreže pazilo se da elementi ne budu previše izduženi u bilo kojem smjeru jer zbog toga u analizama dolazi do problema s konvergencijom. Sama gustoća mreže je nešto veća od one početne dane programom, međutim to nije rezultiralo znatnim promjenama u rezultatima pa se iz toga može zaključiti kako povećana gustoća mreže u odnosu na osnovnu danu programom nema velike uloge u prikazu rezultata.

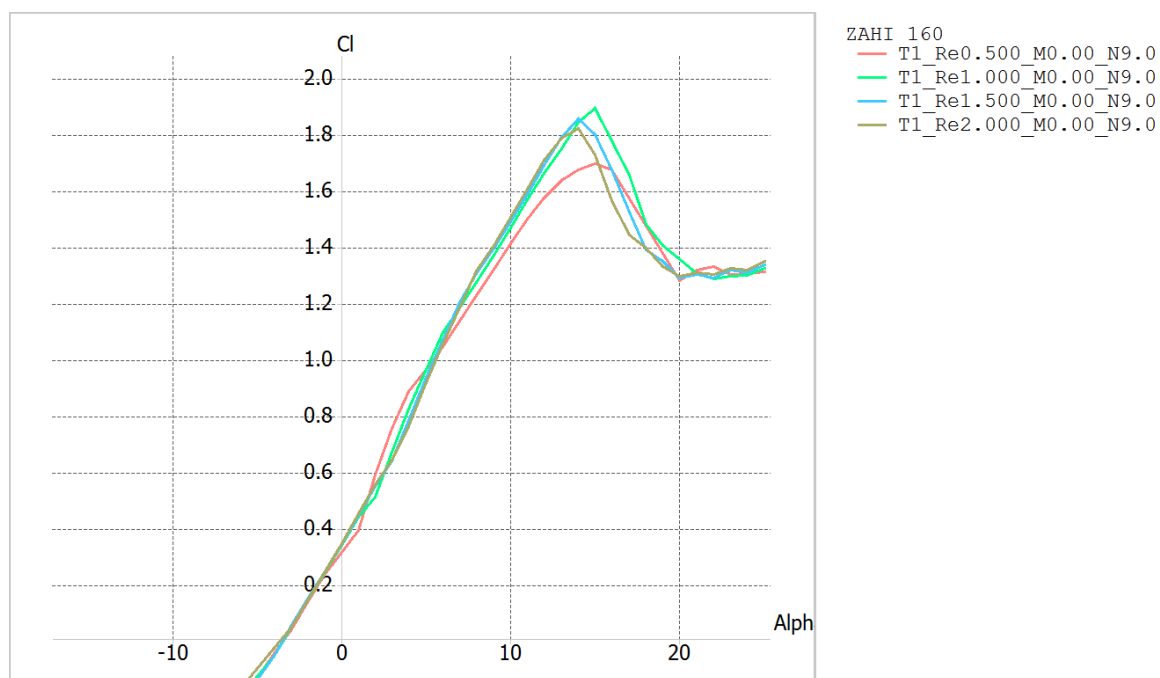
3.2. Analiza aerodinamičkih značajki profila i krila

Ono što je bitno napomenuti kod aeroprofila SWIFT-a jest da je on konvencionalnog tipa što znači da nema obrnute zakrivljenosti na izlaznom rubu kao što je to običaj kod profila letjelica ovog tipa. Razlika između konvencionalnog i profila obrnute zakrivljenosti pojašnjena je u sljedećem poglavlju (3.3 Analiza uzdužne statičke stabilnosti).

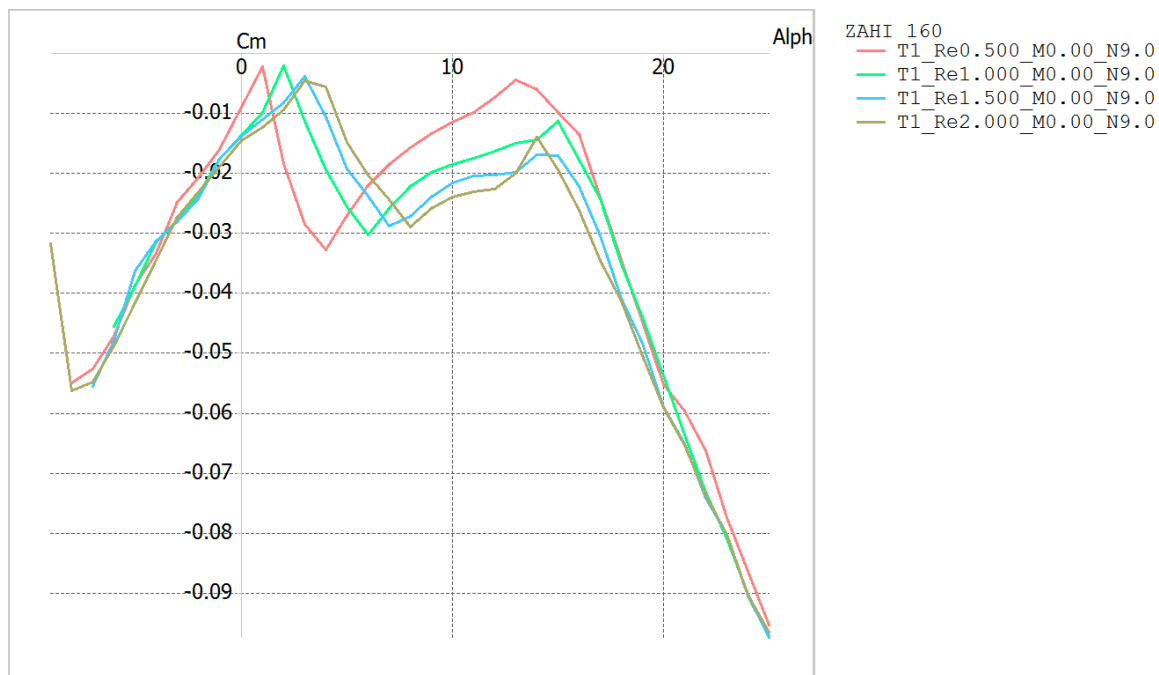
Profil konvencionalnog tipa podrazumijeva da je koeficijent momenta propinjanja profila negativan. Osim uobičajenih zahtjeva koji se nameću svim profilima kao što je što veći omjer Cl/Cd , zbog činjenice da se ovdje radi o letećem krilu proizlazi bitan dodatni zahtjev. Iznos negativnog momenta propinjanja mora biti što manji i on se ne smije puno mijenjati kroz što veći raspon napadnih kutova. Sam profil SWIFT-a napravljen je tako da dobro funkcionira u

području Reynoldsovih brojeva od 700'000 do 2'000'000. Također on koristi laminarni granični sloj na otprilike prvom četvrtini tetive. Konstruktori SWIFT-a navode kako je najteže bilo postići da ovakav profil ima veliki koeficijent uzgona te da dobro funkcionira sa zakrilcem, što je i ovdje bio veliki problem.

Nakon što se izradio sam aeroprofil čija je geometrija opisana u prethodnom poglavlju trebalo je provesti analizu aeroprofila u XFOIL-u. Analiza u XFOIL-u bila je Tipa 1 što znači da su glavni kriteriji bili željeni Reynoldsovi brojevi s kojima će se analizirati profil. Raspon Reynoldsovih brojeva je dobiven na osnovi duljine tetive u korijenu i na vrhu krila, te zanimljivih brzina leta koje će biti potrebne u daljnjoj analizi. Raspon Reynoldsovih brojeva naknadno je povećan iz razloga što XFLLR interpolira podatke koje treba između dviju polara različitih Reynoldsovih brojeva. Također bilo je potrebno zadati željeni raspon napadnih kutova. Ostale postavke koje su se mogle podesiti kao što su točni podaci o prijelazu graničnog sloja iz laminarnog u turbulentni, NCrit, ostavljeni su na svojem osnovnom položaju. Ono što se naknadno mijenjalo u dodatnim postavkama XFOIL-a je broj iteracija. Naime početni broj iteracija nakon kojeg se prekida analiza, odnosno izračun jedne operativne točke na polari je 100, što se pokazalo nedovoljnim jer u brojnim slučajevima nije dolazilo do konvergencije. Tako se limit broja iteracija pomaknuo na 400, što se pokazalo dovoljnim a opet nije rezultiralo značajnim povećanjem vremena potrebnog za izračun.

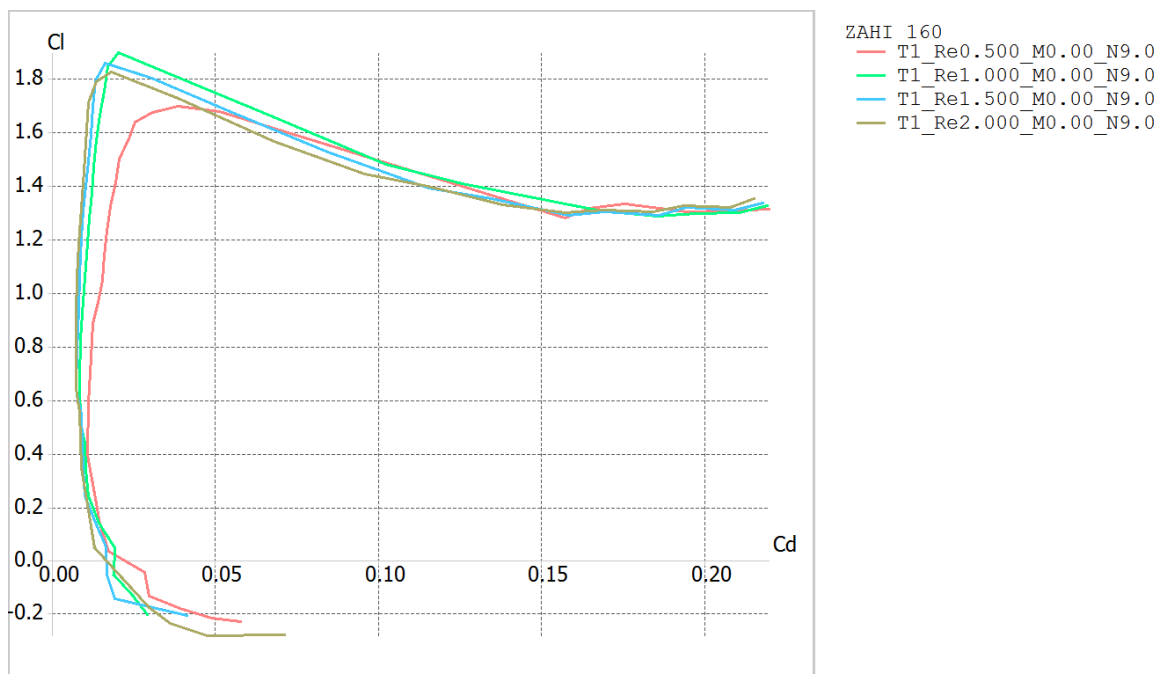


Slika 14. ZAH1 160 XFOil: Cl-alpha

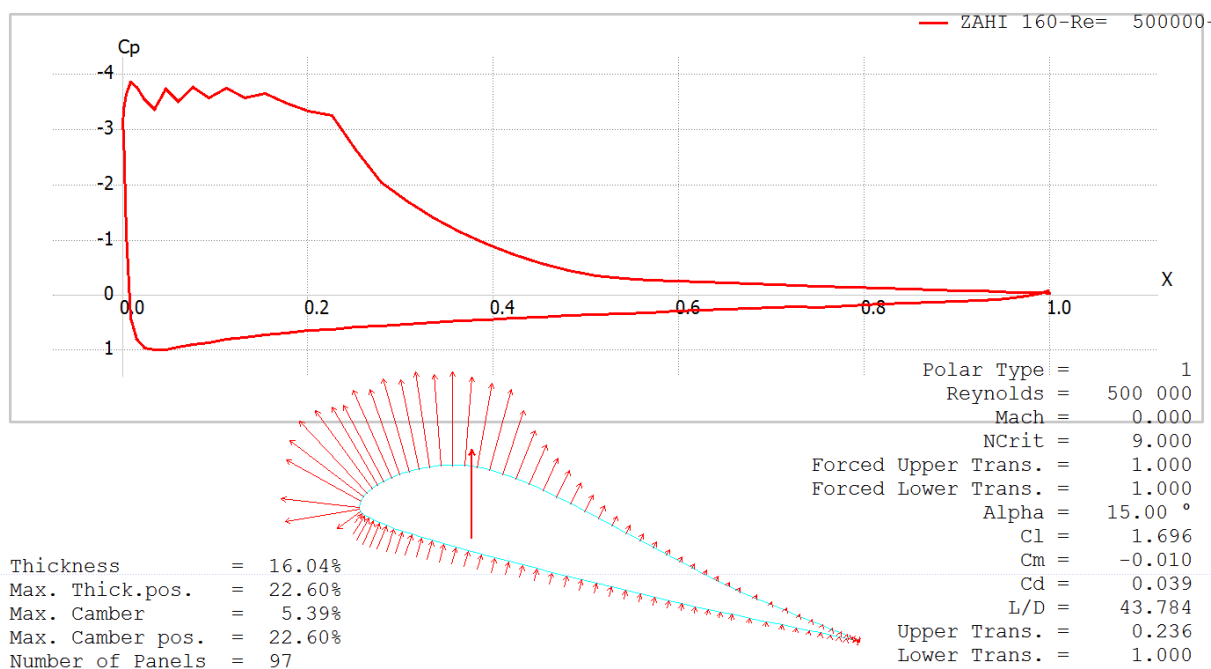


Slika 15. ZAH1 160 Xfoil: Cm-alpha

Na ovim slikama prikazani su rezultati dobiveni Xfoil analizom u XFLR-u za korišteni profil.



Slika 16. ZAH1 160 Xfoil: Cl-Cd



Slika 17. ZAH1 160 XFoil: Distribucija Cp-a

Iz dobivenih dijagrama se može vidjeti da je za korišteni profil ZAH1 160 $Cl_{maks} = 1.8$ i to otprilike na $\alpha = 15^\circ$ (Slika 14). Također može se vidjeti da se vrijednosti koeficijenta momenta kreću oko $Cm = -0.02$ (Slika 15). Iz dijagrama distribucije tlaka Cp može se vidjeti da se većina uzgona na ovom profilu generira na prvoj trećini profila (Slika 17).

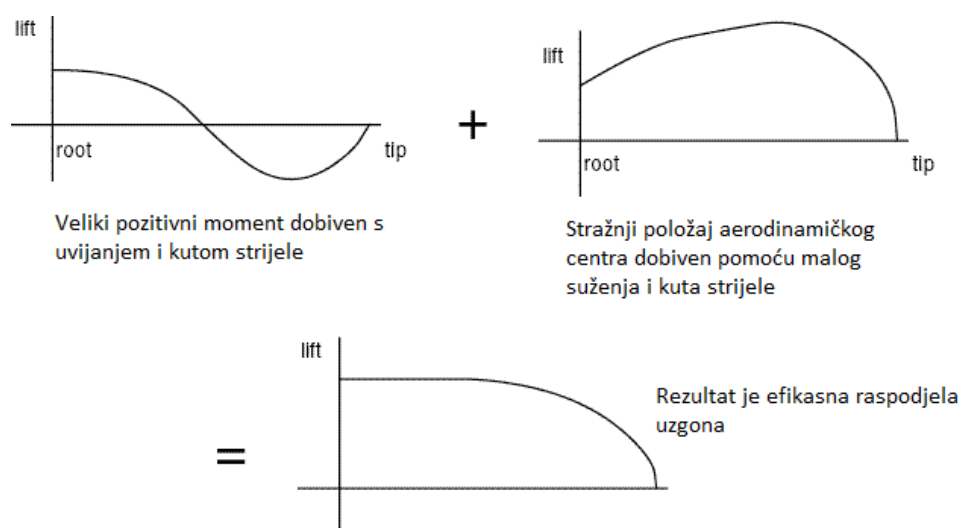
Mnoge knjige i autori govore o letećem krilu kao aerodinamičkom kompromisu. Oni kod ove konfiguracije ističu mali maksimalni koeficijent uzgona, te probleme oko uravnotežavanja vezanih uz malu efikasnost profila obrnute zakrivljenosti ili otpor kod konfiguracija koje koriste uvijanje. Također navode se problemi upravljivosti ovakvih letjelica. Međutim konstruktori SWIFT-a pokušali su pažljivim projektiranjem minimizirati ili potpuno ukloniti ove probleme. Kombinacija strijele krila, suženja krila i uvijanja uzeta je tako da se mogu koristiti konvencionalni aeroprofil s negativnim koeficijentom momenta propinjanja.

Performanse ove letjelice dane su u [5], a prikazane su i tablicom (Tablica 6).

Tablica 6. Performanse SWIFT-a

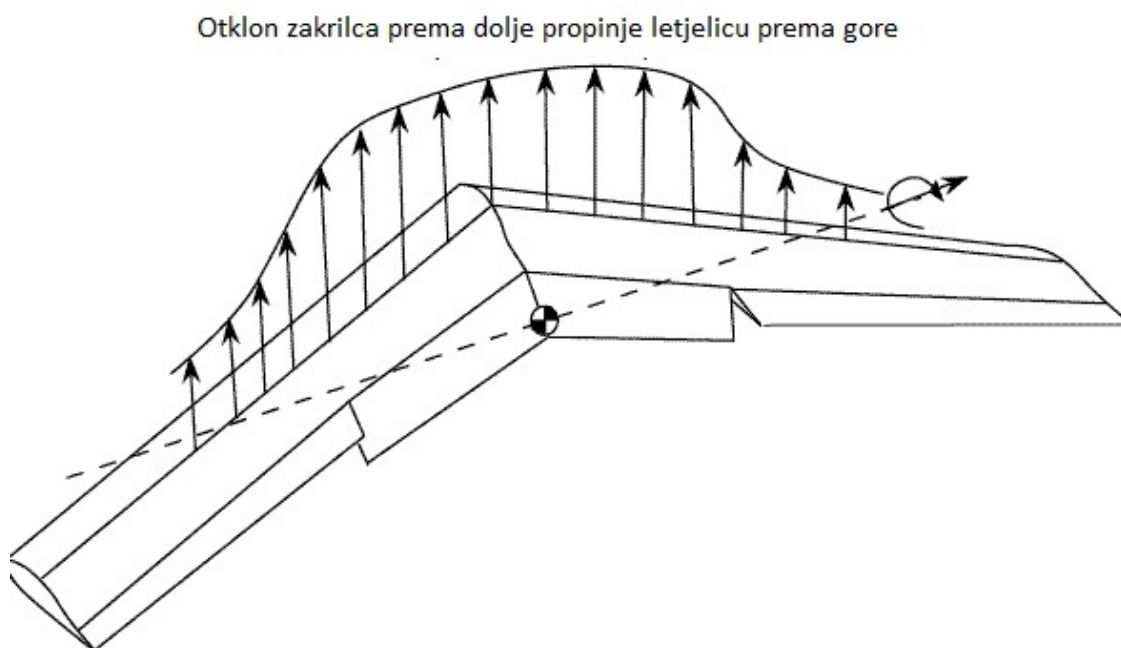
Težina prazne letjelice	48 kg
MTOW	158 kg
Maksimalna brzina	120 km/h
Brzina sloma uzgona-Flaps 0° i MTOW	37 km/h
Brzina sloma uzgona-Flaps 20° i MTOW	32 km/h
Finesa	1:27 pri 70 km/h
Minimalno propadanje	0.6 m/s pri 43 km/h

Ono što odlikuje SWIFT jest da je ona projektirana tako da je u ravnotežnom letu veoma blizu idealnoj raspodjeli uzgona i nisu potrebni veliki otkloni elevona (upravljačke površine na krajevima krila koje imaju ulogu elevatora i krilaca) koji rezultiraju smanjenjem maksimalnog uzgona na tom dijelu krila kao i povećanjem induciranog otpora. Osnovna ideja koja stoji iza ovog je da se pravilnom kombinacijom značajki krila dobije raspodjela uzgona koja je što bliža eliptičnoj. Iako je inducirani otpor kod krila s velikim kutovima uvijanja velik, a ista stvar je sa malim suženjem krila te strijelom krila, ako na istom krilu upotrijebimo njihovu kombinaciju dobit ćemo zanimljiv slučaj gdje nekoliko loših stvari zapravo čini dobru stvar. To si možemo predočiti tako da na raspodjelu neuvijenog krila na napadnom kutu dodamo raspodjelu uzgona uvijenog krila pri kutu nultog uzgona (Slika 18).

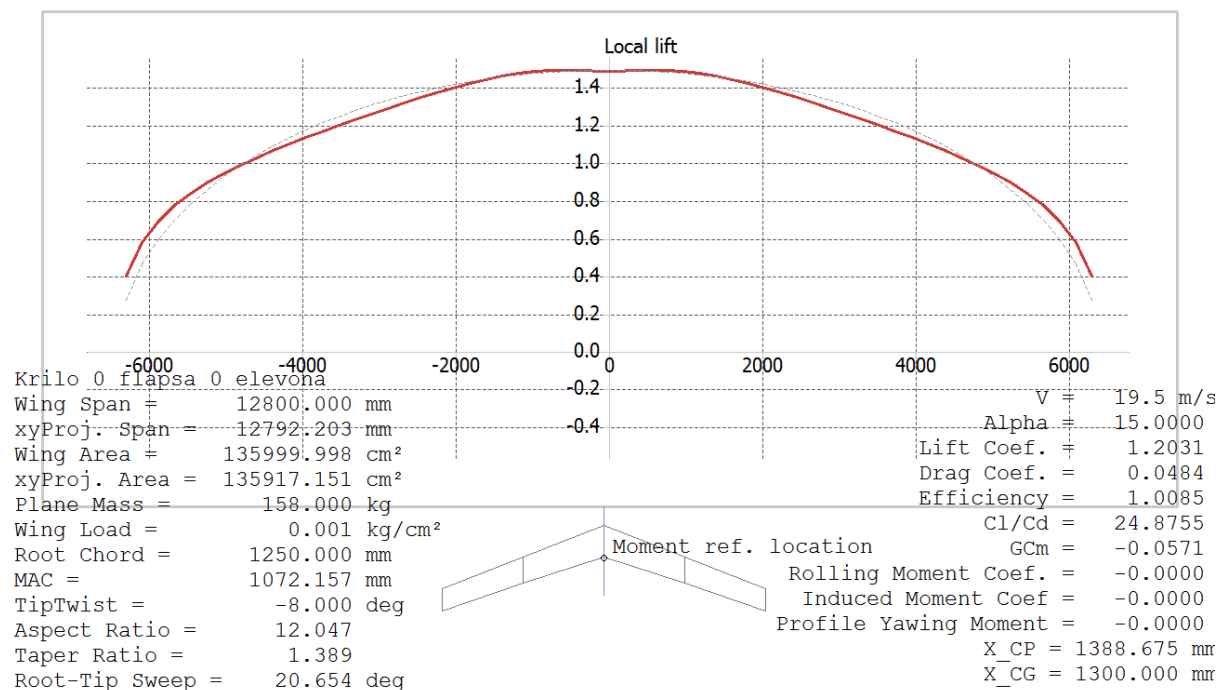


Slika 18. Efikasna raspodjela uzgona

SWIFT zahtijeva dodatno efektivno uvijanje kako bi imao ravnotežni let na većim napadnim kutovima. Ovo nije nužno i loša stvar zato što on onda na većim napadnim kutovima ima raspodjelu bližu onoj idealnoj raspodjeli uzgona (Slika 20). Međutim upotreba elevona kako bi se postiglo ovo dodatno uvijanje je problematično iz nekoliko spomenutih razloga. Glavna ideja kod SWIFT-a bila je da se umjesto elevona za trimanje na većim napadnim kutovima, odnosno za postizanje većeg uzgona rađe koriste zakrilca koja se nalaze na unutrašnjem dijelu raspona krila. Otklonom zakrilca prema dolje može se povećati dodatno efektivno uvijanje krila po želji ali ujedno se povećava i zakrivljenost profila odnosno maksimalni uzgon cijelog krila. Ono u principu funkcioniра tako da pri svojem otklonu, letjelica postiže ravnotežni let pri većem napadnom kutu i to na manjim brzinama leta. Ova karakteristika odnosno ovakva upotreba zakrilca ovoj su letjelici ujedno dali i ime (Swept Wing Inboard Flap Trim) (Slika 19).



Slika 19. Propinjanje pomoću zakrilca

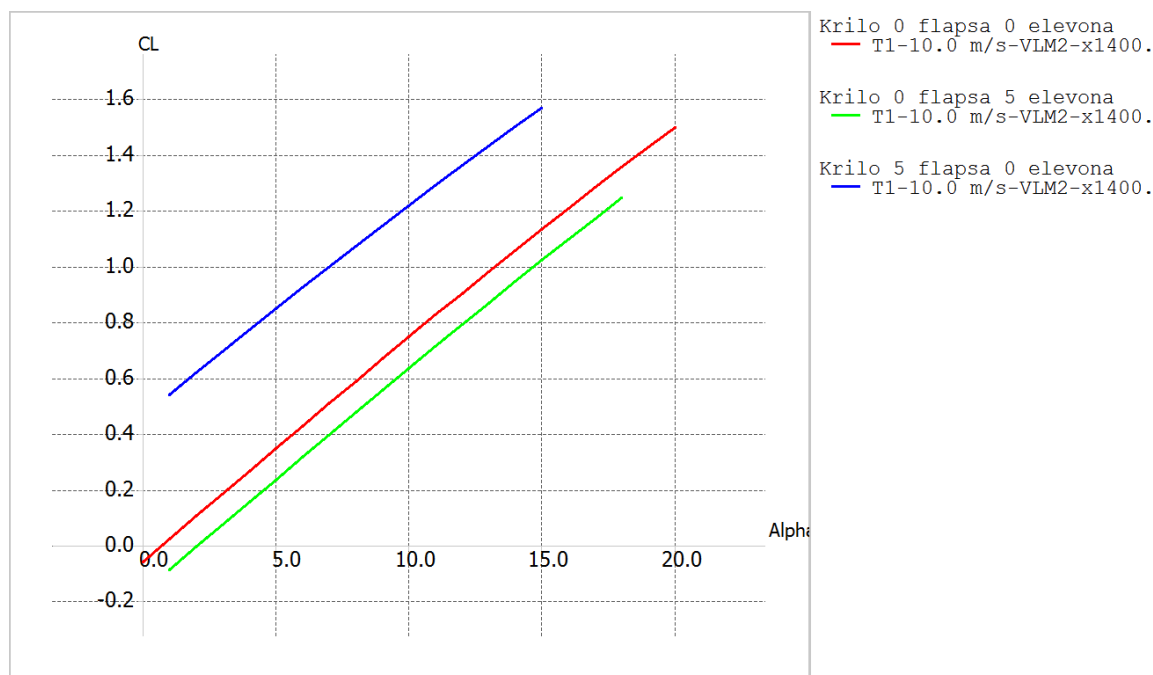


Slika 20. SWIFT: Raspodjela uzgona pri velikom napadnom kutu

Iz opisanog se može zaključiti kako je SWIFT rezultat zahtjevnog traženja idealne kombinacije suženja krila, uvijanja, veličine zakrilca, otklona elevona i površine krila. Sve ovo bilo je veoma bitno kako bi se dobila letjelica sa dobrom finesom, a s druge strane ona je morala imati malu minimalnu brzinu leta kako bi se omogućilo slijetanje na noge.

Nakon provedene 2D analize, bilo je potrebno u XFLR-u analizirati i značajke cijelog krila. Korištena metoda analize bila je prema zaključku iz drugog poglavlja metoda rešetke vrtloga-VLM. Pri pokretanju analize bilo je potrebno odabrati nekoliko postavki. Odabrana VLM metoda analize bila je Tipa 1 što znači da je glavni kriterij bila brzina neporemećene struje zraka i to je proizvoljno stavljeno 10 m/s. Od postavki je bilo potrebno podesiti položaj mase na 1400 mm od vrha nosa letjelice i masu letjelice od 158 kg, što je definirano kao MTOW SWIFT-a u [6]. Nakon provedene analize XFLR nudi mogućnost prikaza brojnih zanimljivih dijagrama, od kojih nam je u prvom redu najzanimljiviji odnos koeficijenta uzgona krila o napadnom kutu (Slika 21). Na istom dijagramu prikazane su krivulje ovisnosti danih parametara za nekoliko mogućih konfiguracija istog krila. Crvena krivulja daje ovisnost uzgona o napadnom kutu za čisto krilo, odnosno bez otklona zakrilaca ili elevona, dok zelena krivulja prikazuje istu ovisnost za krilo s otklonom elevona od pet stupnjeva prema gore,

a plava krivulja za krilo s otklonom zakrilaca od 5 stupnjeva prema dolje. Iz ovog dijagrama direktno se mogu očitati brojni podaci do kojih se u projektnoj aerodinamici dolazi težim putem. Iz dijagrama očitavamo nagib pravca i njihove razlike kako bi dobili gradijente uzgona koji su potrebni za jednadžbu (3). U toj jednadžbi uzgon je rastavljen na komponente koje utječu na njegovu veličinu.



Slika 21. SWIFT: Ovisnost sile uzgona o napadnom kutu

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{L\delta} \cdot \delta_m + C_{L\delta_f} \cdot \delta_f = C_{Lravn} \quad (3)$$

$$C_L = -0.06 + 4.589 \cdot \alpha + (-0.11) \cdot \delta_m + 0.532 \cdot \delta_f = C_{Lravn} \quad (4)$$

Iz gornje jednadžbe, a i iz dijagrama vidi se da zakrilca znatno pridonose povećanju uzgona. Također se vidi da pri nultom kutu ovo krilo ima negativan uzgon, što je povezano s velikim negativnim kutom uvijanja, no za ovo krilo je normalno da se uravnotežuje na većim napadnim kutovima što će biti pokazano poslije. Također vidi se da elevoni svojim otklonom prema gore, što je potrebno za propinjanje letjelice, znatno degradiraju ukupni uzgon letjelice.

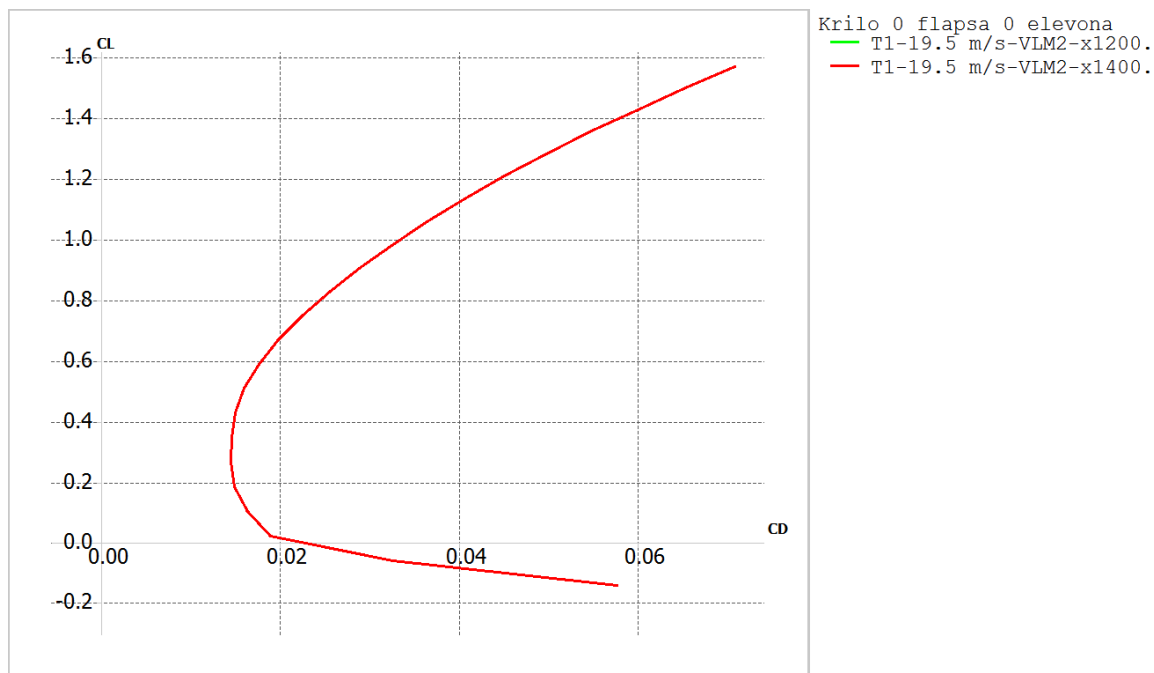
Zanimljivo je usporediti dobivenu finesu ove letjelice s onom definiranom u [5]. Prema (Tablica 6), finesa SWIFT-a je 1:27 pri brzini od 70km/h. Analiza je provedena s dva različita centra mase (Slika 22). Sa dijagrama se vidi bitna značajka ove letjelice, koja se zapravo odnosi na sve letjelice ovoga tipa. Performanse ove letjelice u vidu finese bitno su uvjetovane položajem centra mase. Prema analizi pomak centra mase od 200 mm daje upola lošiju finesu odnosno, s finese 1:32 ona pada na 1:15. Ovdje treba napomenuti kako u cijeloj analizi nije uzet utjecaj trupa, koji pridonosi ukupnom otporu letjelice. Po slobodnoj procjeni vidi se da dobivena finesa, ako se dodatno uračuna utjecaj trup ne bi znatno odstupala od finese pravog SWIFT-a. Naravno pri uzimanju maksimalne finese, gleda se ona pri kojoj je ukupni koeficijent momenta propinjanja jednak nuli što označava ravnotežni let.



Slika 22. SWIFT: Finesa

Polaru letjelice se može prikazati i u njenom standardnom obliku (Slika 23). S tog dijagrama se mogu očitati minimalni otpor C_{Dmin} i uzgon pri tom otporu koji ulaze u jednadžbu (5).

$$C_D = C_{Dmin} + K(C_L - C_{LminD})^2 \quad (5)$$

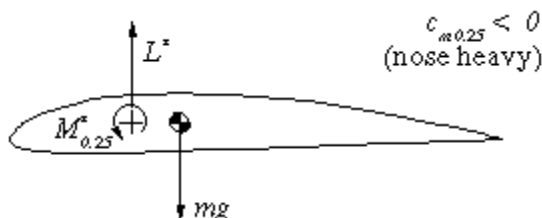


Slika 23. SWIFT: Polara

3.3. Analiza uzdužne statičke stabilnosti

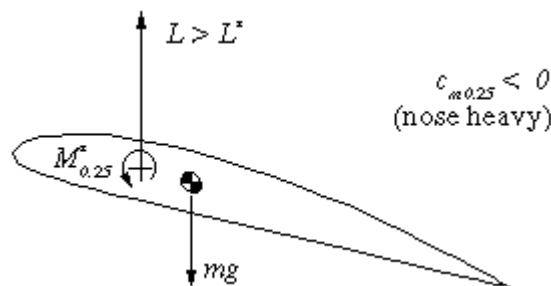
Možda najvažnija stvar u analizi letjelice konfiguracije leteće krilo je njena uzdužna stabilnost. Treba napomenuti kako je ovdje predmet analize bila samo statička uzdužna stabilnost iako bi veoma zanimljivo i važno bilo razmotriti i dinamičku uzdužnu stabilnost ovakve letjelice međutim to je dio gradiva koji se radi na diplomskom dijelu studija.

Već je spomenuto kako letjelica SWIFT koristi konvencionalni aeroprofil, što znači da je njegov koeficijent momenta propinjanja negativan. Djelovanje ovog momenta si možemo predočiti ako za centar rotacije uzmemo centar mase. U slučaju negativnog momenta propinjanja on ima učinak kao da čini nos profila težim (Slika 24). Prema slici ako je centar



Slika 24. Konvencionalni aeroprofil u ravnotežnom stanju

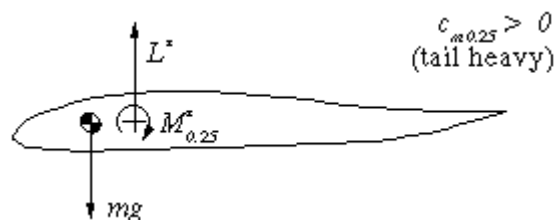
mase iza točke jedne četvrtine tetive, sila uzgona L^* koja se nalazi ispred centra mase uravnotežuje moment M^* . Koliko centar mase mora biti udaljen od točke jedne četvrtine tetive da bi se postigla ravnoteža ovisi o iznosu momenta profila M^* . U slučaju simetričnog aeroprofila koji ima moment $M^* = 0$, centar mase moramo smjestiti upravo na jednu četvrtinu tetive. No potrebno je razmotriti što se događa u poremećenom stanju (Slika 25). Sa slike se vidi da kada se poveća napadni kut (uslijed naleta vjetrova i sl.) naravno povećava se i sila uzgona.



Slika 25. Konvencionalni aeroprofil u poremećenom stanju

Kako je moment oko centra mase uslijed sile uzgona $L > L^*$ veći od momenta oko četvrtine tetive koji je i dalje jednak $M = M^*$ vidi se kako će se napadni kut povećati. Iz toga može se zaključiti kako će se krilo nekontrolirano propinjati.

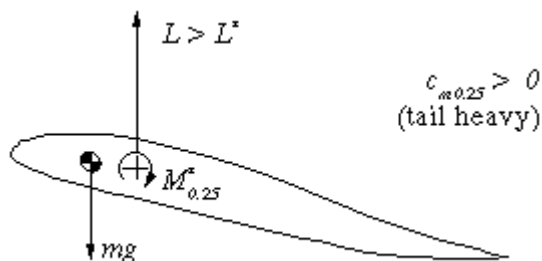
Za letjelice tipa leteće mnogo češće se koristi aeroprofil s pozitivnim momentom propinjanja. Pozitivni moment propinjanja rezultat je geometrije profila koja na svojem stražnjem dijelu ima obrnutu zakrivljenost (Slika 26). Učinak ovog momenta si možemo predočiti tako da si zamislimo da on čini rep profila težim. To znači da centar mase mora biti pozicioniran ispred točke četvrtine tetive kako bi postigli ravnotežno stanje.



Slika 26. Profil s obrnutom zakrivljenosti u ravnotežnom stanju

Opet je potrebno razmotriti što se događa u slučaju poremećenog stanja (Slika 27). Sa slike se vidi da sila uzgona djeluje iza centra mase, što znači da se uslijed njenog povećanja povećava

i moment koji ona stvara oko centra mase. Pri $L > L^*$ krilo će samo imati tendenciju smanjivanja napadnog kuta sve dok se ponovno ne uspostavi ravnotežno stanje. To znači da je krilo s ovakvim profilom stabilno uz nužan uvjet da se centar mase nalazi ispred točke četvrtine tetive. Ovakvi profili u literaturi se često nazivaju i samo-stabilizirajući.



Slika 27. Profil obrnute zakrivljenosti u poremećenom stanju

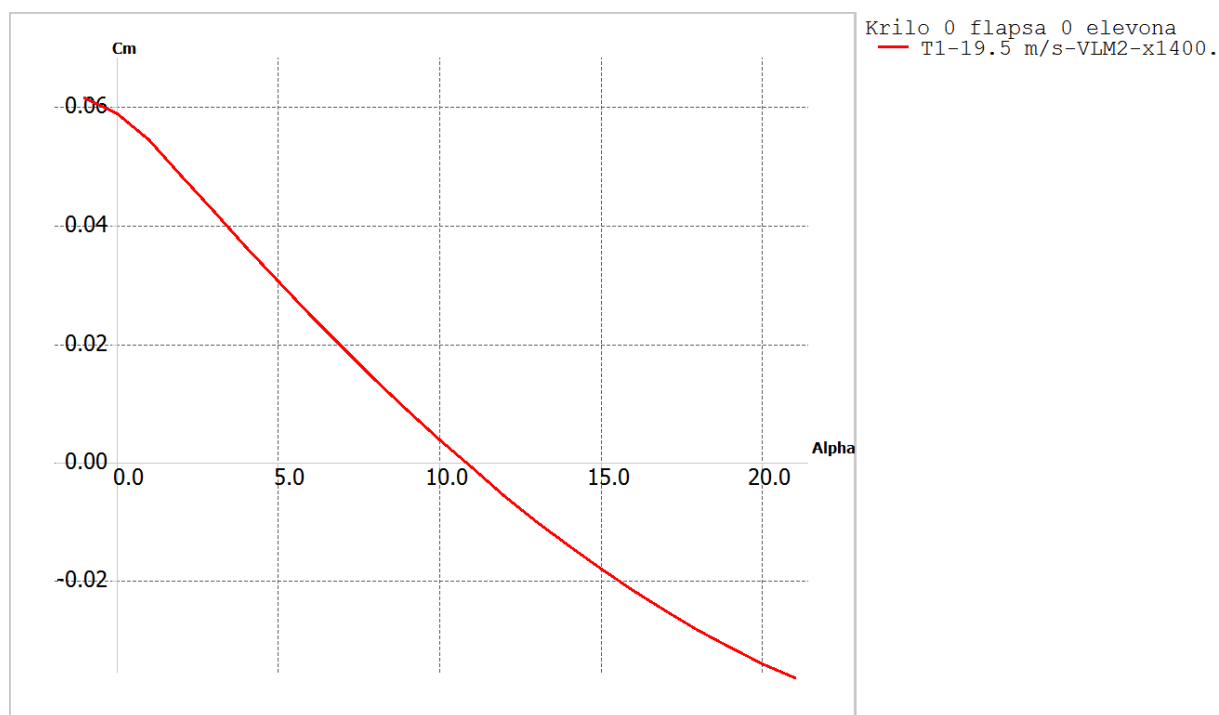
Iz izloženog se vidi da ako se koristi samo-stabilizirajući profil kod letećeg krila nisu potrebne dodatne značajke poput uvijanja krila i kuta strijele. Takva letjelica ima naziv „leteća daska“ (Slika 28).



Slika 28. Letjelica tipa „leteća daska“- AeroVironment Pathfinder

Iz gore izloženog se da zaključiti kako SWIFT koji koristi konvencionalni profil s negativnim momentom propinjanja osim pravilnog položaja centra mase mora imati dodatne značajke poput velikog negativnog kuta uvijanja prema vrhu krila, kuta strijele i velike vitkosti kako bi bio statički stabilan.

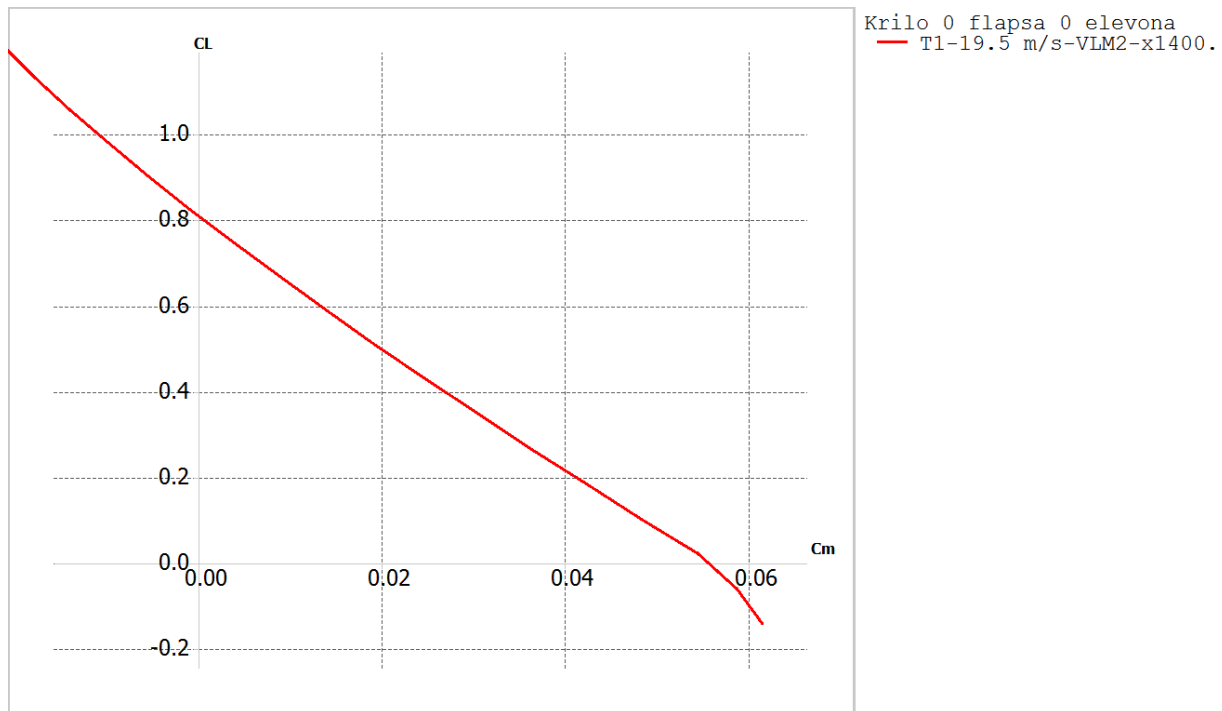
Dva su dijagrama iz kojih se može zaključiti imamo li za dani položaj centra mase statički stabilnu letjelicu i dali ona uopće leti. Prvi je dijagram koji daje ovisnost koeficijenta momenta i napadnog kuta (Slika 29).



Slika 29. SWIFT: Ovisnost momenta propinjanja o napadnom kutu

Na ovom dijagramu da bi se radilo o statički stabilnoj letjelici bitne su dvije stvari. Krivulja momenta mora imati negativan nagib te odsječak krivulje na y-osi ovog dijagrama mora biti pozitivan. Sa slike se vidi da su za SWIFT oba uvjeta zadovoljena iz čega se može zaključiti kako se radi o statički stabilnoj letjelici. Također se vidi da se ona pri ovoj brzini i danom položaju centra mase uravnotežuje na napadnom kutu $\alpha = 10.8^\circ$.

Drugi dijagram daje ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu momenta propinjanja (Slika 30). Sa slike se vidi da je za slučaj ravnotežnog leta gdje je ukupni moment propinjanja jednak nuli iznos koeficijenta uzgona pozitivan što znači da letjelica može ostvariti let.

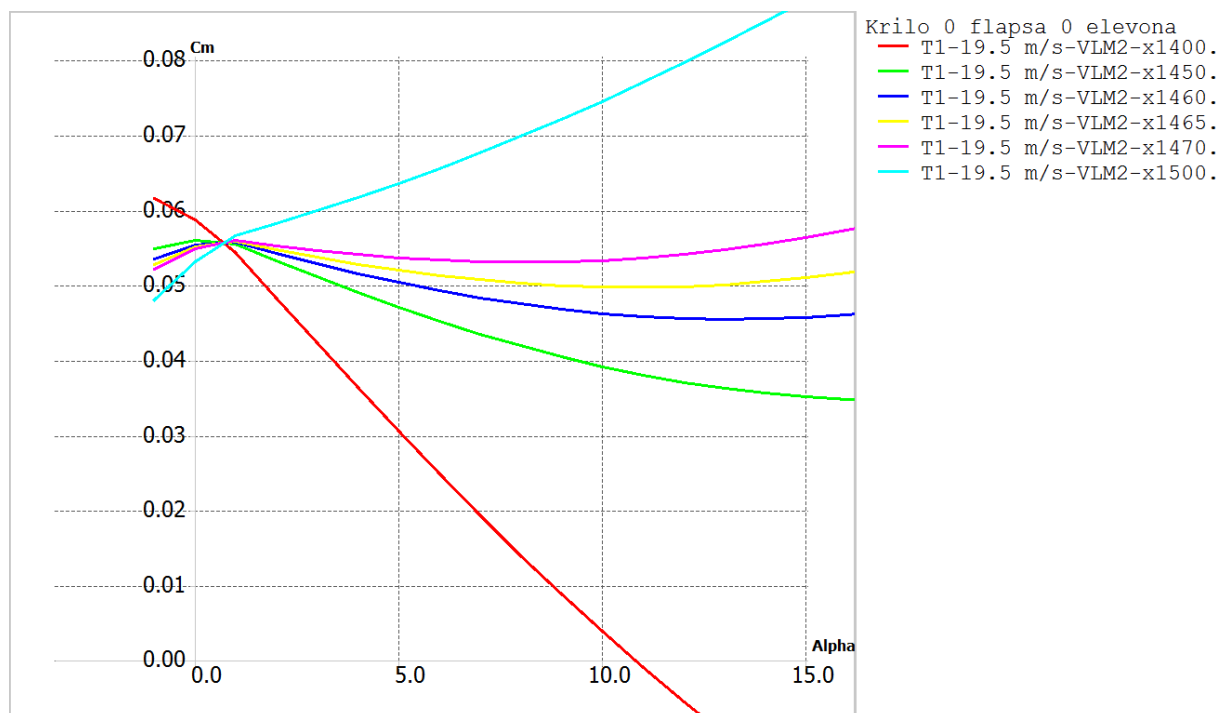


Slika 30. SWIFT: Ovisnost sile uzgona o momentu propinjanja

Ako se govori o uzdužnoj statičkoj stabilnosti uvijek je bitno definirati statičku marginu. Statička margina predstavlja udaljenost centra mase od neutralne točke i to u postocima srednje aerodinamičke tetive. Neutralna točka predstavlja točku u kojoj moment propinjanja letjelice ne ovisi o napadnom kutu.

U XFLR-u ne postoji način da se direktno nađe neutralna točka odnosno statička margina već se do toga dolazi grafički kroz nekoliko iteracija (Slika 31). Postupak se sastoji od toga da se provede nekoliko analiza s različitim položajima centra mase tako da se on postupno pomiče prema nazad. Kada dobijemo krivulju momenta propinjanja koja je u dijagramu horizontalna, što znači da taj moment ne ovisi o napadnom kutu, pronašli smo položaj neutralne točke. U ovom slučaju to je ljubičasta isprekidana linija. Ako bi se položaj centra mase pomicao dalje iza te točke dobili bi statički nestabilnu letjelicu. Na dijagramu položaj neutralne točke dobiven je za položaj centra mase od 1470mm mjereno od vrha nosa.

Za položaj centra mase od $l_m = 1400\text{mm}$ za koji je dobivena finesa 1:32 te za dobivenu neutralnu točku, prema jednadžbi (6) statička margina iznosi $S.M. = 6.68\%$.



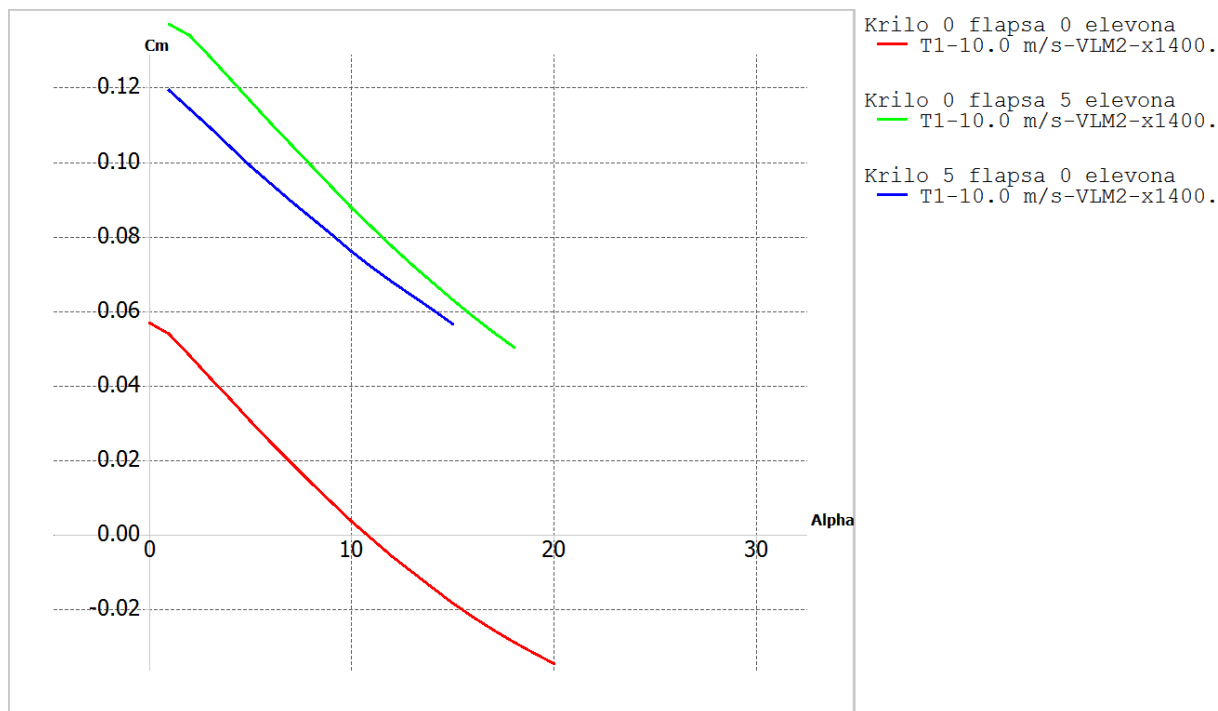
Slika 31. SWIFT: Neutralna točka

$$S.M. = \frac{l_n - l_m}{c_a} \cdot 100\% = \frac{1470 - 1400}{1047.496} = 6.68\% \quad (6)$$

Kao i u prethodnom poglavlju zgodno je vidjeti utjecaj zakrilaca i elevona na ukupni koeficijent momenta propinjanja (Slika 32). S dijagrama direktno očitavamo podatke koji ulaze u jednadžbu (7). Iz jednadžbe (8) vidi se činjenica koja je već spomenuta ranije da pomak zakrilca znatno utječe na ukupni moment propinjanja letjelice te da njima lako možemo upravljati letjelicom oko poprečne osi. Treba napomenuti kako jednadžba (8) vrijedi samo za promatrani centar mase $l_m = 1400\text{mm}$ te da bi koeficijenti u istoj jednadžbi bili drugačiji za neki drugi položaj centra mase.

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\delta} \cdot \delta_m + C_{m\delta_f} \cdot \delta_f \quad (7)$$

$$C_m = 0.0566 - 0.3014 \cdot \alpha + 0.084 \cdot \delta_m + 0.072 \cdot \delta_f \quad (8)$$



Slika 32. SWIFT: Ovisnost ukupnog momenta propinjanja o napadnom kutu

Uz definirane koeficijente u jednadžbama (4) i (8) prema [6] neutralnu točku a i statičku marginu za zadani položaj mase $l_m = 1400\text{mm}$ možemo izračunati i analitički. Iz izračunatih vrijednosti vidi se da se razlikuju vrlo malo od vrijednosti dobivenih grafičkim putem u XFRLR-u.

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha}(\bar{l}_m - \bar{l}_n) \quad (9)$$

$$l_n = l_m - \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} \cdot c_A \quad (10)$$

$$l_n = 1400 - \frac{-0.3014}{4.589} \cdot 1047.496 = 1468.79\text{mm}$$

$$S.M. = \left| \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} \right| \cdot 100\% \quad (11)$$

$$S.M. = \frac{0.3014}{4.589} \cdot 100\% = 6.56\%$$

4. ANALIZA ACC-SWIFT LETJELICE

Prethodna dva poglavlja pokazala su kojim se alatima poslužiti i koji je jedan od mogućih pristupa kako bi dobili letjelicu konfiguracije leteće krilo sa željenim performansama odnosno zadovoljavajućom statičkom stabilnosti.

ACC-SWIFT letjelica će zapravo biti model, odnosno radio-upravljana letjelica koja je svojim dimenzijama znatno manja od pravog SWIFT-a. Tu će prvenstveno doći do izražaja potpuno drugi raspon Reynoldsovih brojeva gdje će oni predstavljati određeni problem.

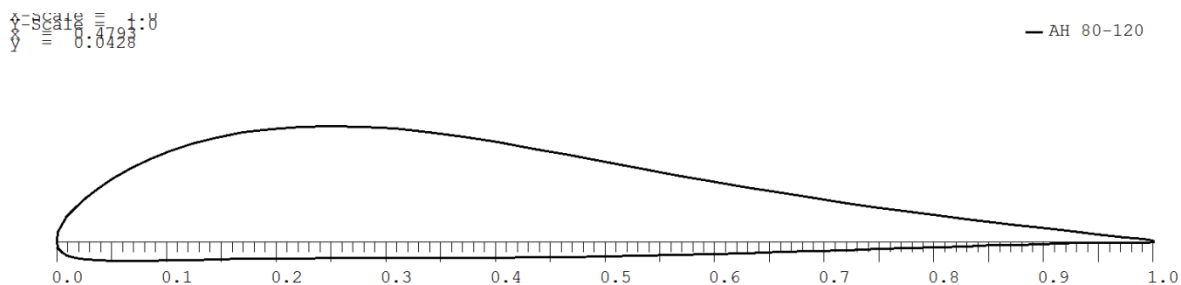
Ovom analizom dat će se smjernice kako bi model ove letjelice trebao izgledati s obzirom na neka ograničenja samog natjecanja, međutim daljnja analiza u smislu optimizacije krila odnosno letjelice ostaviti će se za kasnija razmatranja, jer to ionako spada u domenu osnivanja zrakoplova.

4.1. Usvojena geometrija profila i krila ACC-SWIFT letjelice

Kao što je već spomenuto u uvodu poglavlja ovdje se radi o letjelici manjih dimenzija u odnosu na SWIFT. Iz toga proizlazi da će i Reynoldsovi brojevi u kojima rade profili biti bitno manji. Analiza profila ZAH160, koji se upotrebljavao u analizi krila SWIFT-a, u Xfoil-u za zadani raspon Reynoldsa nije davao zadovoljavajuće rezultate. Pretpostavka je da glavni problem među ostalim predstavlja i velika relativna debljina ovog aeroprofila. Iz tog razloga krenulo se u potragu za drugim profilom, koji bi bio sličnih karakteristika kao onaj sa SWIFT-a, međutim manje relativne debljine.

Raspon Reynoldsovih brojeva u kojem ovaj aeroprofil mora davati zadovoljavajuće rezultate, prema rasponu brzina od 5 m/s do 15 m/s te duljinama tetive za zadanu geometriju (Tablica 8), je 50'000 do 400'000.

Nakon nekoliko analiza različitih profila odabran je profil AH 80-160 modificirane relativne debljine. Ovom aeroprofilu se samo smanjila relativna debljina i on je u daljnjoj analizi dao prihvatljive rezultate. Dobivenom aeroprofilu dano je ime AH 80-120 (Slika 33). Geometrija profila prikazana je tablično (Tablica 7).



Slika 33. AH 80-120

Tablica 7. Geometrija AH 80-160

Maks. debljina (%c)	12
Položaj maks. debljine (na %c)	25
Maks. Zakrivljenost (%c)	4.5
Položaj maks. Zakrivljenosti (na %c)	25
Broj koordinata	97

Geometrija krila gotovo da je preslikana sa SWIFT-a na malu letjelicu (Tablica 8). Zadržan je isti kut strijele, kao i kut uvijanja te suženje krila. Raspon od 3m odabran je iz razloga što je i letjelica sa zadnjeg natjecanja imala isti raspon što je dalje povezano sa pravilnikom natjecanja. Na taj način ujedno se pruža i prilika za usporedbu dviju letjelica u vidu razlike maksimalnog koeficijenta uzgona i polare letjelice.

Tablica 8. Podaci o krilu ACC-SWIFT-a

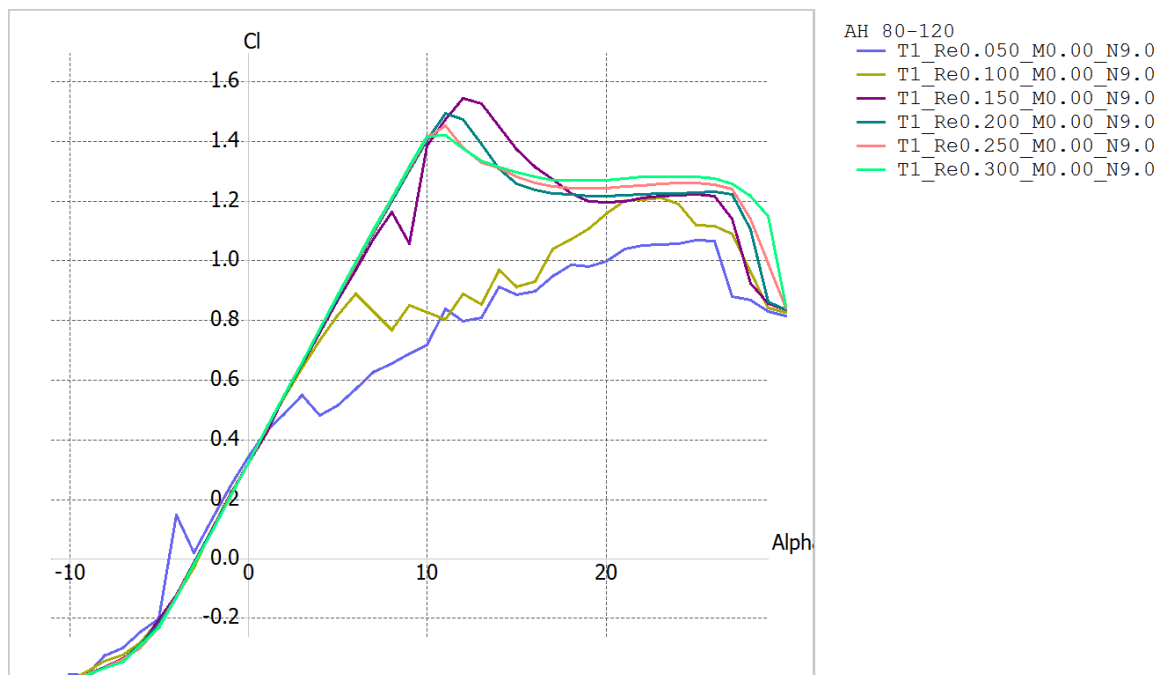
Raspon	3000 mm
Površina krila	787500 mm ²
Duljina tetive u korijenu	300 mm
Duljina tetive na vrhu	225 mm
Viškost	11.43
Suženje krila	0.75
Kut strijele na 1/4c	20°
Kut uvijanja na vrhu krila	-8°
Kut dihedrala u korijenu	-2°
Visina wingleta	300 mm
Suženje wingleta	0.53

4.2. Analiza aerodinamičkih značajki profila i krila ACC-SWIFT letjelice

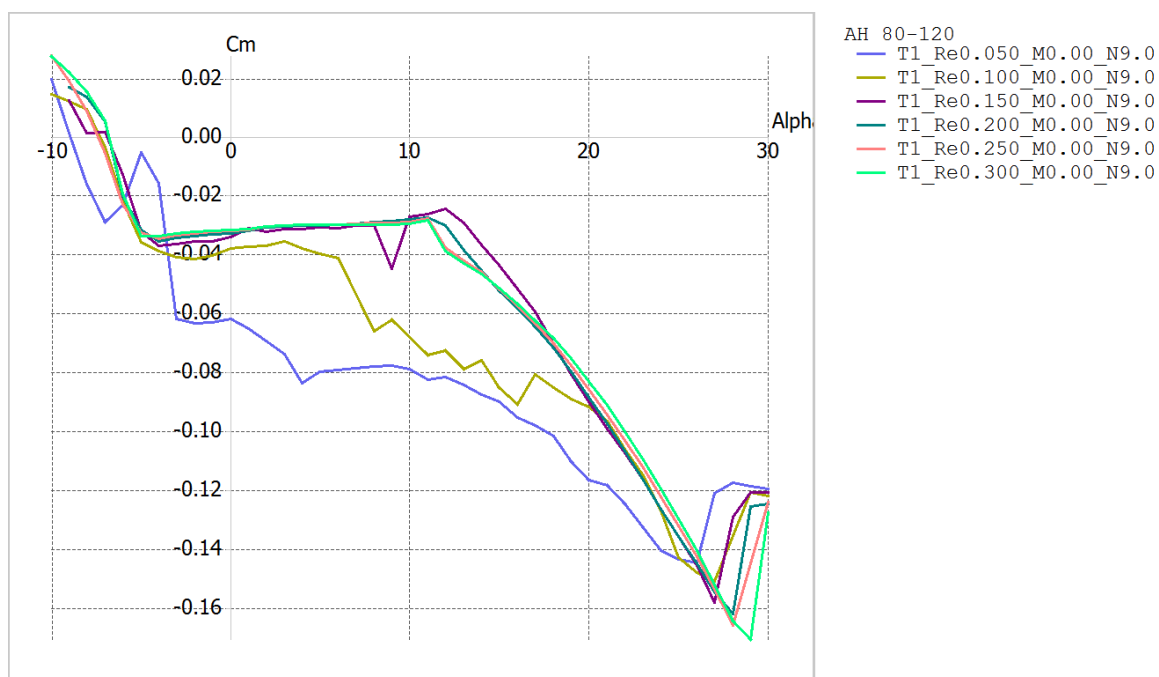
U prethodnom poglavlju opisan je korišteni aeroprofil. Vidi se da se on svojom geometrijom, osim debljine ne razlikuje mnogo od profila korištenog na SWIFT-u. Znači i ovdje se radi o konvencionalnom aeroprofilu s negativnim momentom propinjanja.

Iz dijagrama ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu (Slika 34) vidi se da je za ovaj raspon Reynoldsa, $C_{lmax} = 1.5$ pri $\alpha_{maks} = 11^\circ$. Sa dijagrama se vidi da ako se ide prema manjim Reynoldsima maksimalni koeficijent uzgona je znatno degradiran.

Naravno bitno je vidjeti i koeficijent momenta ovog profila u ovisnosti o napadnom kutu (Slika 35). Sa dijagrama se vidi kako je moment približno konstantan kroz područje radnih napadnih kutova i njegov iznos je približno $C_m = -0.03$.

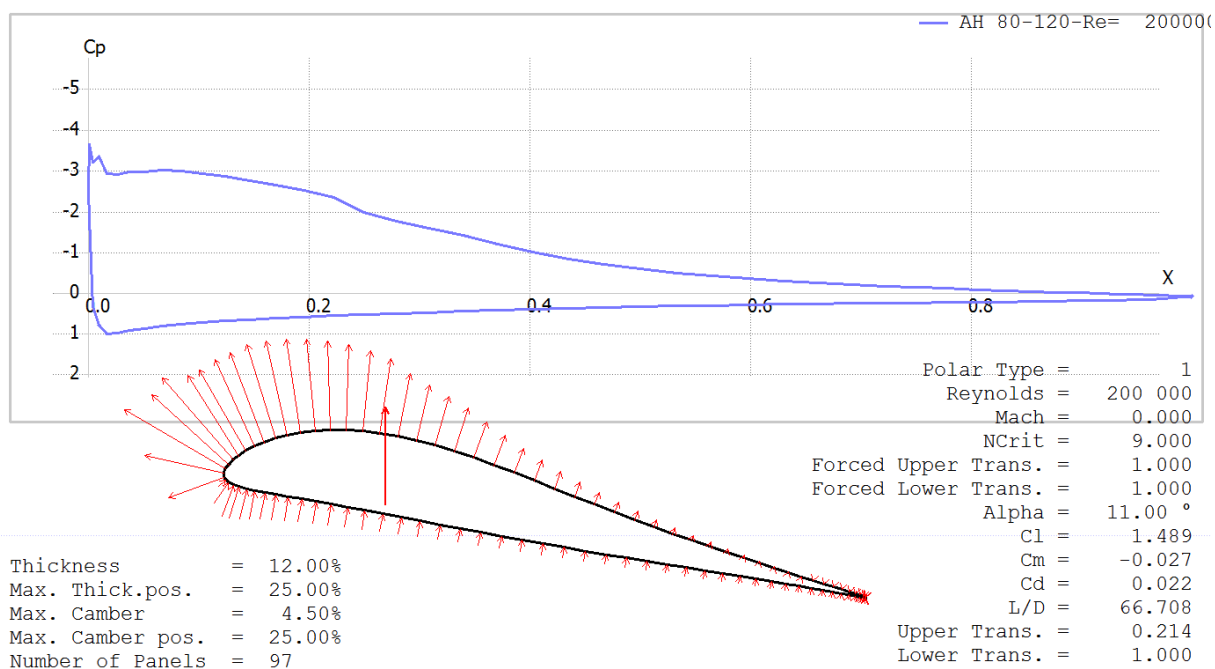


Slika 34. AH 80-120 XFoil: Cl-alpha



Slika 35. AH 80-120 XFoil: Cm-alpha

Također zgodno je prikazati i raspodjelu tlaka po aeroprofilu iz koje se može vidjeti jesu li na nekim mjestima nepovoljni gradijenti tlaka (Slika 36).



Slika 36. AH 80-120 Xfoil: Raspodjela Cp-a

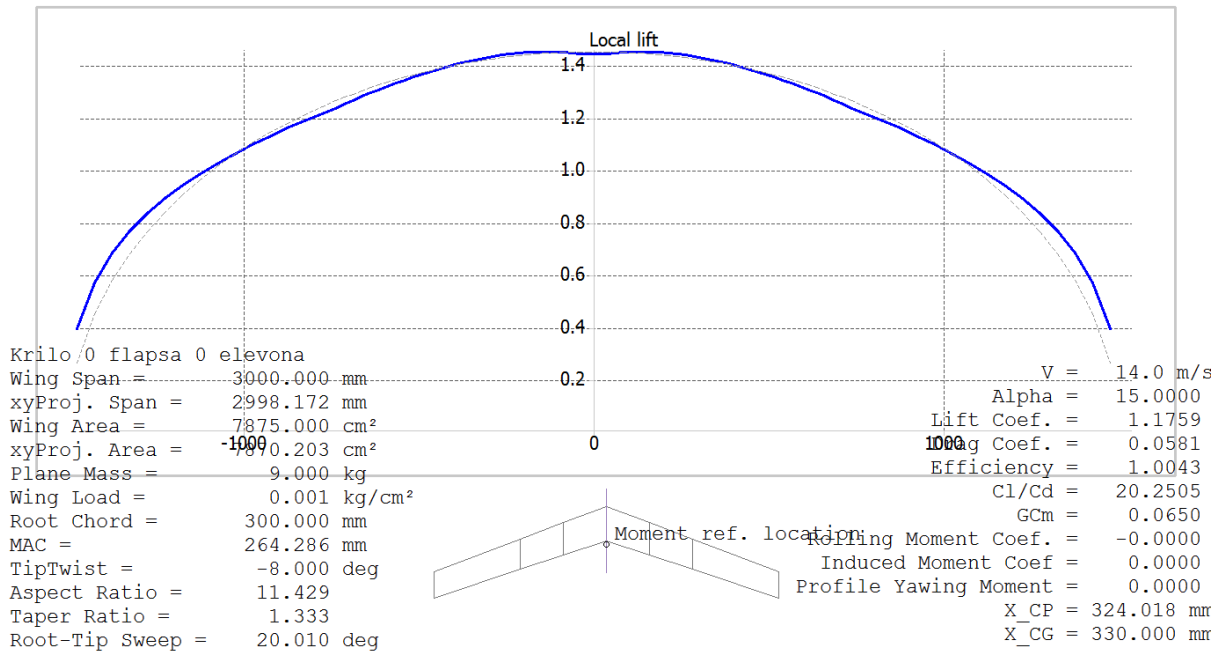
Poglavlje 3.2 dalo je smjernice kako bi trebalo izgledati krilo s efikasnom raspodjelom uzgona i relativno malim minimalnim brzinama leta.

Kod SWIFT-a efikasna raspodjela uzgona dobivala se pri većim napadnim kutovima, gdje se on uslijed svojih značajki krila i uravnotežavao. Vidi se da se isto postiglo i kod ACC-SWIFT letjelice (Slika 37).

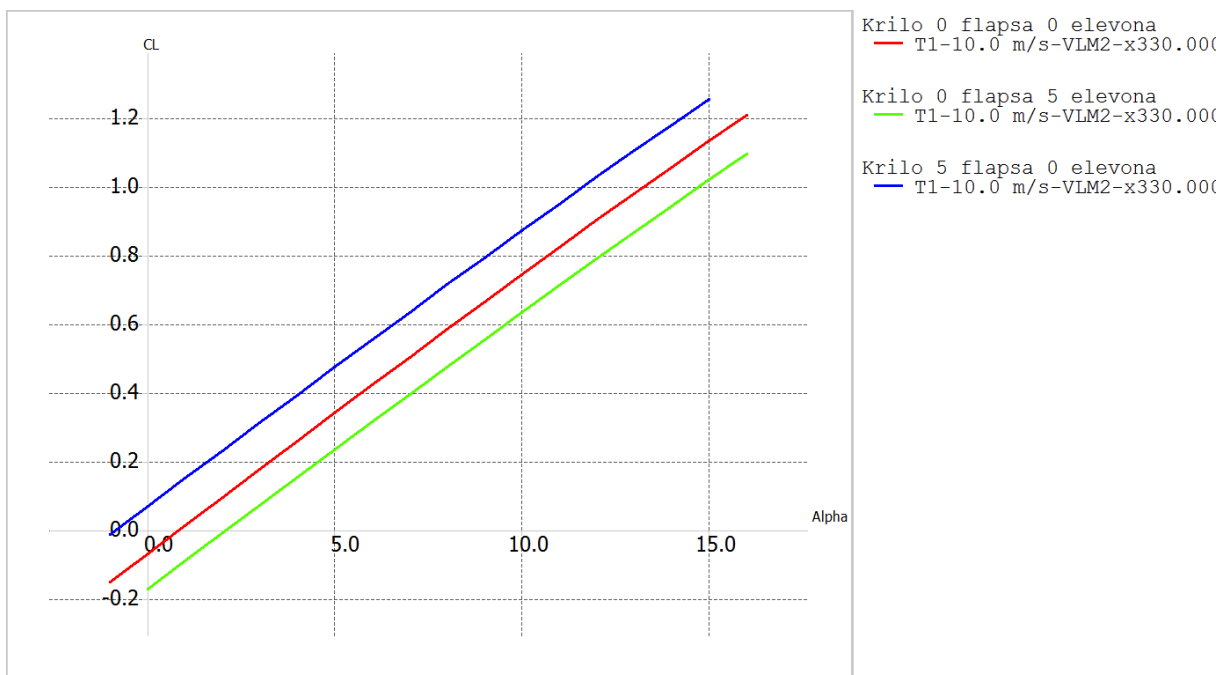
Korisno je opet sa dijagrama ovisnosti uzgona o napadnom kutu (Slika 38) očitati gradijente te ih raspisati prema jednadžbi (3).

$$C_L = -0.07 + 4.856 \cdot \alpha + (-0.105) \cdot \delta_m + 0.14 \cdot \delta_f = C_{Lravn} \quad (12)$$

Iz dijagrama a i iz jednadžbe (12) vidi se kako za razliku od prijašnjeg profila ovaj profil znatno slabije funkcioniра sa zakrilcem, odnosno utjecaj zakrilca na povećanje uzgona gotovo je pet puta manji. Odmah se vidi kako ovdje sigurno ima prostora za optimizaciju ovog profila.



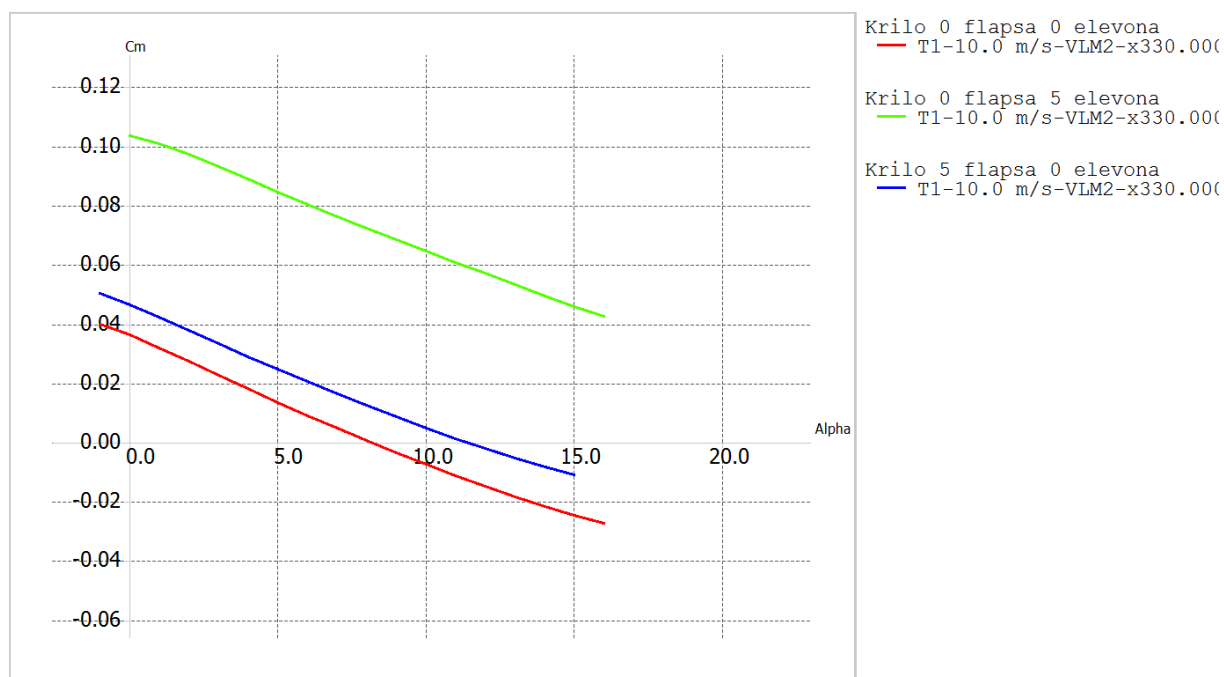
Slika 37. ACC-SWIFT: Raspodjela uzgona



Slika 38. ACC-SWIFT: Cl-alpha

4.3. Analiza uzdužne statičke stabilnosti ACC-SWIFT letjelice

Preostalo je još analizirati uzdužnu stabilnost ove letjelice. Postupak iznalaženja neutralne točke kao i margine pokazan je u poglavlju (3.3). Dijagram ovisnosti koeficijenta momenta o napadnom kutu direktno pokazuje da li je letjelica stabilna.



Slika 39. ACC-SWIFT: Cm-alpha

Iz dijagrama se vidi da je letjelica za dani položaj mase $l_m = 330\text{mm}$ mjereno od nosa letjelice te za zadanu brzinu leta stabilna. To vidimo iz činjenice da je odsječak y-osi pozitivan, što predstavlja prvi uvjet prema jednadžbi (13) te iz drugog nužnog uvjeta prema jednadžbi (14) da je koeficijent nagiba krivulje momenta negativan.

$$C_{m0} + C_{m\delta} \cdot \delta_m + C_{m\delta_f} \cdot \delta_f > 0 \quad (13)$$

$$C_{m\alpha} < 0 \quad (14)$$

Iz dijagrama također možemo očitati komponente koje utječu na veličinu ukupnog momenta propinjanja. Opet treba napomenuti kako dobiveni koeficijenti vrijede samo za dani položaj centra mase $l_m = 330mm$.

$$C_m = 0.0364 - 0.2559 \cdot \alpha + 0.072 \cdot \delta_m + 0.012 \cdot \delta_f \quad (15)$$

Kada smo dobili koeficijente u jednažbama (12) i (15) lako možemo naći neutralnu točku prema jednažbi (10).

$$l_n = l_m - \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} \cdot c_A = 330 - \frac{-0.2559}{4.856} \cdot 270.394 = 344.25mm \quad (16)$$

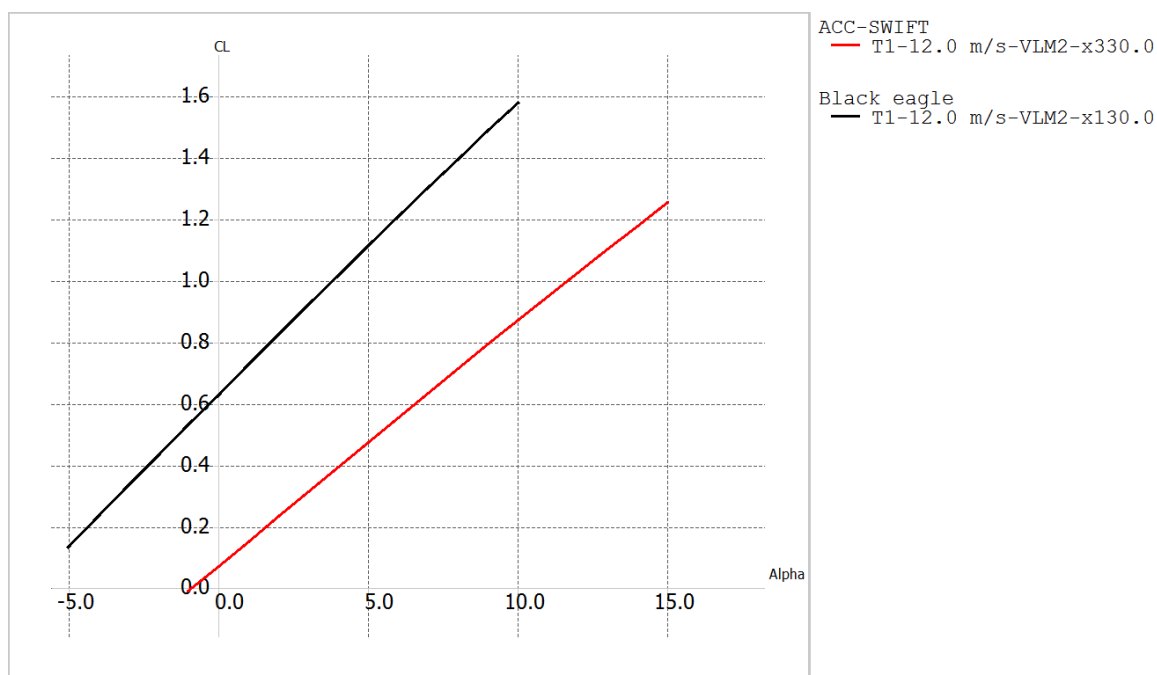
Također prema jednažbi (11) možemo izračunati i statičku marginu ove letjelice.

$$S.M. = \left| \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} \right| \cdot 100\% = \frac{0.2559}{4.856} \cdot 100\% = 5.27\% \quad (17)$$

5. ZAKLJUČAK

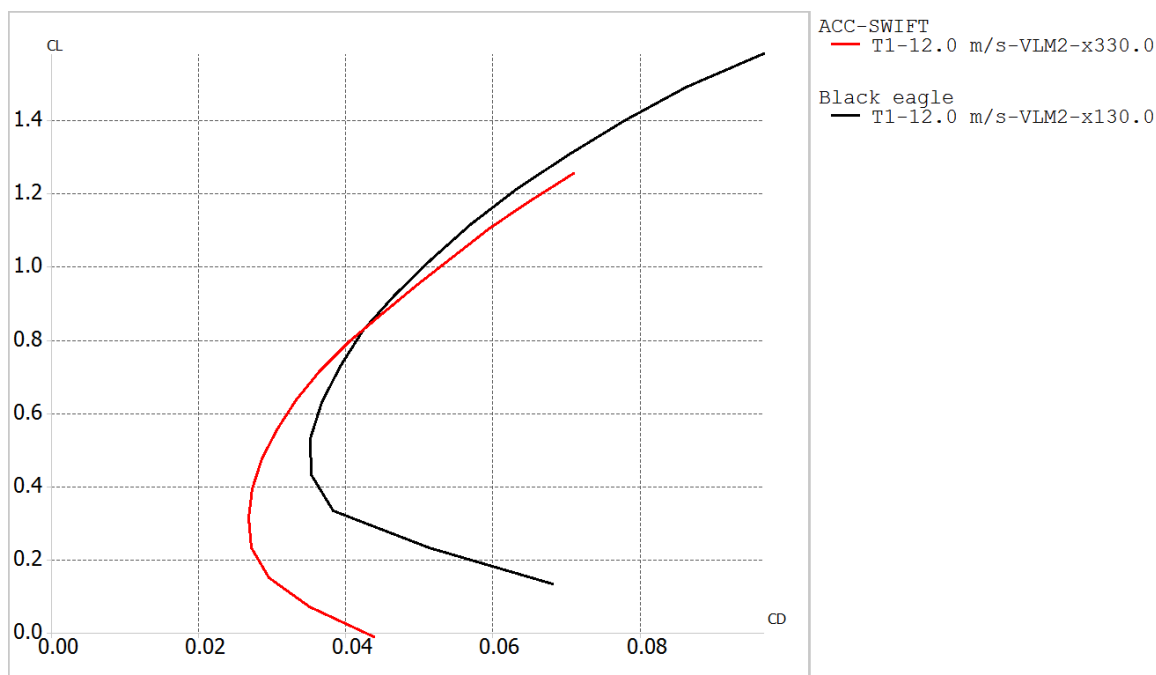
U prethodna dva poglavlja moglo se vidjeti da dobivanje statički stabilne letjelice konfiguracije leteće krilo ne predstavlja težak zadatak. Dva su moguća pristupa. Prvi je korištenje aeroprofila obrnute zakrivljenosti, koji sami po sebi daju stabilnost letjelice ako se centar mase postavi na pravo mjesto. Drugi pristup je korištenje konvencionalnog profila, gdje krilo mora imati dodatne karakteristike poput negativnog uvijanja krila, malog suženja krila, umjerene do velike vitkosti te većeg kuta strijele. Odabir prave kombinacije ovih značajki rezultirat će efikasnim krilom.

No postavlja se pitanje pod koju cijenu dolazi statička stabilnost letjelice ovoga tipa. Dobar odgovor na to može dati usporedba maksimalnog uzgona i polara dviju letjelica, jedne standardne konfiguracije a druga tipa leteće krilo. Ovdje je za usporedbu uzeta letjelica sa prošlog ACC natjecanja, Black Eagle, te letjelica modelirana u ovom radu, ACC-SWIFT.



Slika 40. Usporedba letjelica: Maksimalni uzgon

S dijagrama ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu (Slika 40) vidi se da je maksimalni koeficijent uzgona letjelice standardne konfiguracije $C_{lmaxs} = 1.58$, dok je kod letećeg krila $C_{lmaxs} = 1.26$ što čini značajnu razliku od 20%. Odmah se vidi da ako se želi postići ista nosivost mora se ići na veću površinu. No kod letećeg krila to je pozitivna stvar jer onda postoji mogućnost povećanja vitkosti krila, što vodi do manjeg potrebnog kuta strijele, i uvijanja krila što dalje vodi do većeg koeficijenta uzgona.



Slika 41. Usporedba letjelica: Polara

Ono u čemu letjelica ove konfiguracije nadmašuje ostale je mali otpor. To se najbolje vidi iz dijagrama polare letjelice (Slika 41). Prema dijagramu razlika u minimalnom otporu C_{dmin} je 23%. Ova razlika bi bila još veća međutim nije se uzeo u obzir trup i repni boom i njihov utjecaj kod letjelice standardne konfiguracije, kojeg kod letećeg krila ni nema. Ovo konkretno znači da bi letjelica ove konfiguracije imala manje zahtjeve na pogon, odnosno mogla bi letjeti duže, brže i dalje.

Kroz ovaj rad također se vidjelo da su performanse letjelice tipa leteće krilo veoma osjetljive na položaj centra mase. Iz tog razloga ove letjelice se rade s malom statičkom marginom. Zbog toga je veoma bitno da centar mase ostane u strogo zadanim granicama ili da se uopće ne mijenja.

Prema [9], kod ovih letjelica problematična je dinamička uzdužna stabilnost letjelice, što može predstavljati problem ako se želi napraviti jedrilica velike vitkosti s upravljanjem bez povratne veze (Slika 42). No današnjim autopilotima ovo ne predstavlja problem.



Slika 42. Jedrilica SB13

Leteće krilo u svijetu zrakoplovstva nije se mnogo isticalo, no uz sve veće zahtjeve na efikasnost potrošnje goriva, ona pokazuje svoje velike prednosti. Iz tog razloga vjerujem kako leteće krilo očekuje svjetlija budućnost.

PRILOZI

I. CD-R disc

LITERATURA

- [1] XFLR5 <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>, 2012
- [2] Jankovic, S., Vrdoljak, M., Virag, Z. Aerodinamika 1, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2009.
- [3] NACA TN 1208, NACA Technical note_RM L51H13, 1952
- [4] Profili 2 <http://www.profil2.com/eng/default.htm>, 2012
- [5] Swift'Light: Flight Manual, 2003
- [6] Janković S.: Mehanika leta zrakoplova, Zagreb, 2002
- [7] Kroo I.: Design and development of the SWIFT, Stanford, 2000
- [8] Kesić P.: Osnovne aerodinamike, Zagreb, 2003
- [9] Akaflieg Braunschweig: SB 13 Report <http://www.akaflieg-braunschweig.de>, 1988
- [10] Airfoil Database: <http://www.worldofkrauss.com>, 2012
- [11] Airfoil Database: http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html, 2012
- [12] Basic Design of Flying Wing Models, <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/flywing1.htm>
- [13] Tailless Aircraft, <http://www.desktop.aero/appliaero/configuration/tailless.html>
- [14] Airfoil Database for Flying Wings, <http://www.aerodesign.de/index.htm>, 2004
- [15] MATLAB