

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet strojarstva i brodogradnje

Damir Zahirović, Fran Zvonimir Vince, Maja Hećimović, Neven Šego, Marko Špoljarić, Marijan Balaško, Ivan Radošević, Josip Andrašec, Ivan Pađen, Nenad Rakić, Ivor Šantak, Marija Magić, Filip Rožman

Projekt letjelice HUSZ Vulture

Zagreb, 2014.

Ovaj rad izrađen je u prostorijama Fakulteta strojarstva i brodogradnje, u Zagrebu pod vodstvom izv. prof. dr. sc. Milana Vrdoljaka i predan je na natječaj za dodjelu Rektorove nagrade u akademskoj godini 2013./2014.

Lista simbola

OZNAKA	JEDINICA (SI)	ZNAČENJE
l	m	-udaljenost aerodinamičkog centra krila do aerodinamičkog centra horizontalnog stabilizatora
l_t	m	-udaljenost aerodinamičkog centra horizontalnog stabilizatora do centra mase letjelice
l_{opt}	m	-optimalna pozicija repnih površina
\bar{C}	m	-označava duljinu srednje aerodinamičke tetive
S	m ²	-površina krila
V_h	-	-volumni koeficijent horizontalca
D_f	m ²	-ekvivalentni promjer trupa
h_h	m	-vertikalni položaj horizontalnog stabilizatora
C_{lmaks}	-	-maksimalni koeficijent uzgona
l_v	m	-udaljenost aerodinamičkog centra krila do aerodinamičkog centra vertikalnog stabilizatora
C_m	-	-koeficijent momenta propinjanja
α	°	-napadni kut
C_L	-	-koeficijent uzgona
c_{rw}	m	-korijenska tetiva krila
c_{tw}	m	-vršna tetiva krila
b_w	m	-raspon krila
S_w	m ²	-površina krila
A_w	-	-aspektni odnos krila
λ_w	-	-suženje krila
$\tan(\Lambda_{LEW})$	-	-tangens kuta strijele napadnog ruba krila
$\tan\left(\Lambda_{\frac{1}{4w}}\right)$	-	-tangens kuta na četvrtini tetiva krila
$\tan\left(\Lambda_{\frac{1}{2w}}\right)$	-	-tangens kuta na polovini tetive krila
l_f	m	-duljina trupa
x_{Aw}	m	-udaljenost ishodišta korijenske tetive krila od aerodinamičkog ishodišta
c_{Aw}	m	-srednja aerodinamička tetiva krila

l_w	m	-udaljenost nosa zrakoplova od ishodišta korijenske tetive krila
l_A	m	-udaljenost nosa zrakoplova od početka aerodinamičke tetive (aerodinamičkog ishodišta)
c_{rh}	m	-korijenska tetiva horizontalnog repa
c_{th}	m	-vršna tetiva horizontalnog repa
b_h	m	-raspon horizontalnog repa
S_h	m ²	-površina horizontalnog repa
A_h	-	-aspektni horizontalnog repa
λ_h	-	-suženje horizontalnog repa
$\tan(\Lambda_{LEh})$	-	-tangens kuta strijele napadnog ruba horizontalnog repa
$\tan\left(\Lambda_{\frac{1}{4h}}\right)$	-	-tangens kuta na četvrtini tetiva horizontalnog repa
x_{Ah}	m	-udaljenost ishodišta korijenske tetive horizontalnog repa od aerodinamičkog ishodišta
c_{Ah}	m	-srednja aerodinamička tetiva horizontalnog repa
l_{oh}	m	-udaljenost od nosa do ishodišta korijenske tetive horizontalnog repa
h_{oh}	m	-udaljenost od aerodinamičkog ishodišta krila do ishodišta korijenske tetive horizontalnog repa
l_p	m	-udaljenost nosa od propelera je nula jer su na istom mjestu
h_p	m	-udaljenost aerodinamičkog ishodišta od propelera
$\overline{h_p}$	-	-relativna udaljenost aerodinamičkog ishodišta od propelera
h_s	m	-stražnji pločaj težišta, udaljenost težišta od ishodišta korijenske tetive
h_m	-	-udaljenost težišta od aerodinamičkog ishodišta:
l_m	m	-udaljenost od nosa do težišta letjelice
$c_{l\alpha w}$	1/rad	-gradijent koeficijenta uzgona profila krila
$C_{L\alpha w}$	1/rad	-gradijent koeficijenta uzgona krila
V	m/s	-brzina letjelice
a	°	-brzina zvuka
Ma	-	-Machov broj

β	-	-koeficijent stlačivosti
$A_w\beta$	-	-parametar za određivanje aerodinamičkog centra krila
\bar{h}_{cw}	-	-relativna udaljenost aerodinamičkog centra krila od aerodinamičkog ishodišta krila
S_{kutije}	m^2	-površina poprečnog presjeka kutije za teret
d_e	m	-ekvivalentni promjer
K_{bw}	-	-koeficijent interferencije krilo-tijelo
k_{bw}	-	-koeficijent interferencije krilo-tijelo
α_{0L}	°	-napadni kut kad je koeficijent uzgona profila jednak nula
α_{ef}	°	-efektivni napadni kut
C_{Nwb}	-	-koeficijent normalne sile kombinacija krilo tijelo
C_{mbw}	-	-koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo tijelo
l_{cw}	m	-udaljenost aerodinamičkog centra krila od nosa letjelice
K_f	-	-očitanja vrijednost
C_{mb}	-	-koeficijent momenta propinjanja tijela
K_A	-	-koeficijent interferencije za utjecaj vitkosti krila:
K_λ	-	-koeficijent interferencije za utjecaj suženja krila:
h_h	m	-visina horizontalnog repa mjereno od aerodinamičkog centra krila
l_{oh}	m	-udaljenost od aerodinamičkog centra krila do aerodinamičkog centra horizontalnog repa
K_H	-	-koeficijent interferencije zbog horizontalnog repa:
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	-	-povijanje struje
α_h	°	-napadni kut na horizontalnom repu
$c_{l\alpha h}$	1/rad	-gradijent koeficijenta uzgona profila horizontalnog repa
$C_{l\alpha h} = C_{N\alpha h}$	1/rad	-gradijent koeficijenta uzgona horizontalnog repa
β_h	-	-koeficijent stlačivosti na horizontalnom repu
$A_h\beta_h$	-	-parametar za određivanje aerodinamičkog centra horizontalnog repa
\bar{h}_{ch}	-	-relativna udaljenost aerodinamičkog centra horizontalnog repa od aerodinamičkog ishodišta horizontalnog repa

$h_{c\alpha}$	m	- udaljenost hvatišta normalne sile horizontalnog repa od aerodinamičkog centra
$\bar{h}_{c\alpha}$	-	-relativna udaljenost hvatišta normalne sile horizontalnog repa od aerodinamičkog centra
K_{bh}	-	-koeficijent interferencije horizontalni rep-tijelo
η_h	-	-koeficijent
η_{slot}	-	-koeficijent
C_{Nhb}	-	-koeficijent normalne sile kombinacije horizontalni rep-tijelo
C_{mhb}	-	-koeficijent momenta propinjanja kombinacije horizontalni rep-tijelo
C_m	-	-koeficijent momenta propinjanja letjelice
$C_{m\alpha}$	1/rad	-gradijent momenta propinjanja letjelice po napadnom kutu
α_T	°	- postavni kut motora
D	m	-promjer kruga elise
J	-	-bezdimenzijski korak
$\frac{dC_{Nblade}}{d\alpha}$	-	-vrijednost očitana sa dijagrama
m	kg	-masa letjelice
ρ	kg/m ³	-gustoća zraka
C_L	-	-koeficijent uzgona
T^*	-	- bezimenzijska pogonska sila
C_D	-	-koeficijent otpora
$f(T^*)$	-	-vrijednost očitana sa dijagrama
N_B	-	-broj ploštica
α_p	kg/m	-napadni kut na propeleru
c_{rv}	m	-korijenska tetiva vertikalnog repa
c_{tv}	m	-vršna tetiva vertikalnog repa
b_v	m	-raspon vertikalnog repa
S_v	m ²	-površina vertikalnog repa
A_v	-	-aspektni vertikalnog repa
λ_v	-	-suženje vertikalnog repa
$\tan(\Lambda_{LEv})$	-	-tangens kuta strijele napadnog ruba vertikalnog repa

$\tan\left(\Lambda_{\frac{1}{4v}}\right)$	-	-tangens kuta na četvrtini tetiva vertikalnog repa
$\tan\left(\Lambda_{\frac{1}{2v}}\right)$	-	-tangens kuta na polovini tetive vertikalnog repa
x_{Av}	m	-udaljenost ishodišta korijenske tetive vertikalnog repa od aerodinamičkog ishodišta
c_{Av}	m	-srednja aerodinamička tetiva vertikalnog repa
l_{0v}	m	- udaljenost od nosa do ishodišta korijenske tetive vertikalnog repa
\bar{h}_{cv}	-	-relativna udaljenost aerodinamičkog centra vertikalnog repa od aerodinamičkog ishodišta vertikalnog repa
l_{cv}	m	- udaljenost hvatišta normalne sile od nosa letjelice:
$c_{l\alpha v}$	1/rad	-gradijent koeficijenta uzgona profila vertikalnog repa
$C_{l\alpha v}$	1/rad	-gradijent koeficijenta uzgona vertikalnog repa
$\eta_v \frac{d\beta_v}{d\beta}$	-	-gubici zbog savijanja struje u ravnini kuta klizanja
K_{BV}	-	-koeficijent interferencije vertikalni rep-tijelo
$C_{y\beta}$	1/rad	-gradijent vertikalnog repa po kutu klizanja
$C_{n\beta v}$	1/rad	-gradijent vertikalnog repa po kutu klizanja
$C_{n\beta w}$	1/rad	-gradijent krila po kutu klizanja
$C_{n\beta t}$	1/rad	-gradijent tijela po kutu klizanja
$C_{n\beta}$	1/rad	-gradijent letjelice po kutu β

Sadržaj

1.	Uvod.....	11
1.1.	Ciljevi projekta letjelice HUSZ Vulture	13
2.	Konceptualno konstruiranje – Analiza prototipova i odabir konfiguracije	14
2.1.	Opis atributa.....	14
2.2.	Odabrani zrakoplovi sličnih misija i konstrukcijskih rješenja- prototipovi.....	17
2.2.1.	Ocjenjivanje prototipova.....	18
2.2.2.	Aditivna metoda (simple additive weighting).....	20
2.2.3.	Hijerarhijska aditivna metoda (hierarchical additive weighting).....	21
2.2.4.	Ne-kompenzacijska metoda (noncompensatory method).....	23
2.2.5.	ELECTRE metoda	25
2.2.6.	Usporedba metoda	35
2.3.	Odabir konfiguracije	38
2.3.1.	Sekcija krila	38
2.3.2.	Repna sekcija	46
2.3.3.	Teretni prostor.....	51
2.3.4.	Podvozje.....	54
2.4.	Zaključak konceptualnog konstruiranja	58
3.	Preliminarno konstruiranje.....	59
3.1.	Aeroprofil.....	59
3.1.1.	Odabir aeroprofila	59
3.1.2.	Usporedba aeroprofila.....	59
3.1.3.	Modifikacija aeroprofila	61
3.1.4.	Osnovni podaci o aeroprofilu.....	63
3.2.	Krilo	65
3.2.1.	Geometrija krila	65
3.2.2.	Dimenzioniranje prema polijetanju.....	65
3.2.3.	Otpor	65
3.2.4.	Uzgon.....	66
3.2.5.	Analiza polijetanja	66
3.2.6.	Odabir tetive i raspona	68

3.2.7.	Analiza krila pomoću XFLR-a i excel-a.....	69
3.2.8.	Modifikacije krila.....	70
3.2.9.	Osnovni podaci o krilu.....	71
3.3.	Dimenzioniranje repnih površina.....	72
3.3.1.	Odabrana konfiguracija.....	74
3.3.2.	Horizontalne repne površine	75
3.3.3.	Vertikalne repne površine	83
3.3.4.	Položaj i dimenzije repnih površina.....	86
3.4.	Podvozje, teretni prostor i centar mase	89
3.4.1.	Projektiranje teretnog prostora i podvozja.....	89
3.4.2.	Procjena centra mase letjelice	93
3.5.	Pogon zrakoplova.....	94
3.5.1.	Analiza pogona	94
3.5.2.	Pripreme za testiranje pogonske grupe	96
3.5.3.	Odabir baterije	98
3.5.4.	Testiranje motora	99
3.5.5.	Odabrani propeleri	99
3.6.	Polara letjelice.....	101
3.6.1.	Procjena nultog otpora	101
3.6.2.	Inducirani otpor.....	101
3.7.	Proračun stabilnosti i upravljivosti	107
3.7.1.	Uzdužna statička stabilnost.....	107
3.7.2.	Bočna statička stabilnost	110
3.7.3.	Bočna upravljivost	112
3.7.4.	Ocjena kvalitete upravljanja	113
3.8.	Zaključak preliminarnog konstruiranja.....	119
4.	Detaljno konstruiranje- Dimenzioniranje poprečnog presjeka ramenjače.....	123
4.1.	Zadane dimenzije i opterećenje	123
4.2.	Materijali.....	124
4.3.	Glavne komponente projektnog problema.....	126
4.4.	Analiza	127
4.5.	Odziv cijelokupne konstrukcije	132
4.6.	Zaključak detaljnog konstruiranja.....	133

5.	Izrada.....	134
5.1.	Rebra.....	135
5.2.	Ramenjača.....	136
5.3.	Torzijska kutija	141
5.4.	Krilo	151
5.5.	Repne površine.....	155
5.6.	Podvozje.....	158
5.6.1.	Nosiva ploča.....	158
5.6.2.	Kotači.....	160
5.6.3.	Osovina	160
5.6.4.	Nosači teretnih ploča.....	160
5.6.5.	Nosivi štapovi	161
5.7.	Spojnice krila	162
5.8.	Nosač repa (boom).....	163
5.9.	Završno sklapanje letjelice i testni letovi.....	166
6.	Natjecanje	169
7.	Medijska popraćenost	172
8.	Zaključak.....	175
8.1.	Osvrt na projekt.....	175
8.2.	Uspješnost projekta.....	175
8.3.	Pogled u budućnost.....	175
	Literatura.....	177
	Prilozi.....	179
	Prilog 1 – Tablice prototipova	179
	Prilog 2- Crtež letjelice sa označenim težištem	183
	Prilog 3- Rezultati ispitivanja propelera	185
	Prilog 4- Aerodinamički koeficijenti	186
4.1	Procjena nultog otpora	186
	Krilo	186
	Horizontalni rep	188
	Vertikalni rep	189
	Kutija za teret.....	190
	Podvozje.....	191

Nosač repa.....	191
Ukupan nulti otpor	192
4.2 Uzdužni aerodinamički koeficijenti.....	193
Podaci o geometriji	193
Parametri krila prema ESDU	193
4.3 Bočni aerodinamički koeficijenti.....	209
Vertikalni rep	209
Prilog 5- Linearni model gibanja letjelice	217
Linearni model uzdužnog gibanja letjelice u prostoru stanja	217
Linearni model bočnog gibanja letjelice u prostoru stanja	218
Prilog 6- Tehnički crteži i renderiran CAD model letjelice.....	219
Prilog 7 – Službeni rezultati natjecanja <i>Air Cargo Challenge 2013</i>	224

1. Uvod

Studenti studija zrakoplovstva Fakulteta strojarstva i brodogradnje, članovi Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva (u daljnjem tekstu HUSZ), su u kolovozu 2013. godine sudjelovali na međunarodnom studentskom natjecanju *Air Cargo Challenge 2013*, kao predstavnici Sveučilišta u Zagrebu.

Cilj projekta letjelice HUSZ Vulture bio je izraditi letjelicu za natjecanje *Air Cargo Challenge 2013*, koje se održalo u kolovozu 2013. godine u Portugalu. Specifikacije natjecanja pred studente su postavile ozbiljan inženjerski izazov. Glavni zadatak natjecanja bila je izraditi što lakšu radijski upravljanu letjelicu koja može ponijeti što veći teret. Kako bi se odgovorilo izazovu, bilo je potrebno iskoristiti znanje stečeno na Fakultetu iz područja mehanike, čvrstoće, materijala, mehanike leta i aerodinamike , ali i steći nova znanja u radu s kompozitima, izradi dijelova letjelice i drugim postupcima vezanim uz izradu letjelice. Osim toga nužna je bila dobra organizacija, disciplina te je bilo potrebno uložiti puno vremena i rada u projekt (više tisuća radnih sati cijelog tima). Rad na ovom multidisciplinarnom inženjerskom projektu, od projektiranja do izrade letjelice, studentima je neprocjenjivo iskustvo.

Osim samog projektiranja letjelice, izazov je predstavljao i nastup na natjecanju. Na natjecanju su se ocjenjivali projektna dokumentacija, prezentacija projekta, vrijeme utovara tereta te, najbitnije, masa tereta kojeg je letjelica ponijela. Na natjecanje se prijavila 21 ekipa iz svih dijelova svijeta s raznih tehničkih sveučilišta.

S ponosom se može istaknuti da je ekipa Sveučilišta u Zagrebu osvojila četvrto mjesto. Velikom značaju uspjeha projekta pridonosi i činjenica da se Sveučilište u Zagrebu plasiralo u rang renomiranih sveučilišta iz Njemačke i Kine. Budući da je riječ o ekipi koju većinom čine mlađi članovi, postoji perspektiva za kontinuitet ostvarivanja dobrih rezultata zagrebačkog sveučilišta na budućim projektima sličnog karaktera.

U ovom će se izvještaju iznijeti tijekom projektiranja letjelice HUSZ Vulture. Od njezinih idejnih početaka do konkretnih analiza pojedinih izrađenih komponenti te cijele letjelice. Projektiranje letjelice počelo je u ljeto 2012. godine, a trajalo je 9 mjeseci. U ožujku 2013. godine počela je izrada pojedinih dijelova letjelice. Izrada je trajala 3 mjeseca nakon čega je započeta faza testnih letova. Nakon testnih letova, u kolovozu 2013., održano je natjecanje *Air Cargo Challenge 2013* koje je bilo glavna motivacija projekta.

Projektiranje letjelice počelo je konceptualnim konstruiranjem. U konceptualnom konstruiranju su se razmatrale različite letjelice visoke učinkovitosti. Time se htjelo dobiti ideju o optimalnom izgledu letjelice koju je trebalo izraditi za natjecanje. Korišteno je nekoliko različitih metoda odabira za pojedine segmente letjelice (oblik, smještaj i tip krila, oblik repnih površina, vrsta podvozja, oblik teretnog prostora). Konceptualno konstruiranje opisano je u drugom poglavlju ovog izvještaja.

Idući stadij projektiranja bio je preliminarno konstruiranje. U ovoj su se fazi analizirale performanse letjelice. Te su analize, opisane u trećem poglavlju, dale konkretna rješenja u smislu odabira optimalnog aeroprofila i optimalnog propelera za zadane ciljeve.

U zadnjem stadiju projektiranja letjelice analizirala se čvrstoća ramenjače i trupa letjelice. Pritom su se koristili FEM programski paketi. Ovaj stadij je nazvan detaljno konstruiranje i prikazan je u četvrtom poglavlju.

Nakon detaljnog projektiranja svih potrebnih stavki letjelice, krenulo se u izradu. Početak izrade sastojao se od sastavljanja rebara. Zatim se nastavilo sa izradom ramenjače, torzijske kutije, podvozja, kotača, trupa te repnih kontrolnih površina. Sve dijelove letjelice samostalno su izradili su i sastavili studenti Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva u prostorima Fakulteta strojarstva i brodogradnje u Zagrebu, a detaljan opis izrade nalazi se u petom poglavlju.

Nakon izrade čitave letjelice, započeta je faza probnih letova. U razdoblju od lipnja do kolovoza 2013. godine, letjelica HUSZ Vulture obavila je 15 uspješnih letova. Time su završile pripreme za natjecanje *Air Cargo Challenge 2013*.

1.1. Ciljevi projekta letjelice HUSZ Vulture

Pravilnik natjecanja [1] definirao je zahtjeve za letjelicu, a time i ciljeve projekta letjelice HUSZ Vulture koji je opisan u ovom izvještaju. U skladu s pravilnikom natjecanja, u početku razvoja letjelice određeni su ciljevi koje letjelica treba postići:

- maksimizirati nosivost letjelice
- minimizirati masu prazne letjelice
- konfigurirati teretni prostor letjelice na takav način da se skрати vrijeme utovara tereta, a da teret bude sigurno učvršćen
- poletjeti i sletjeti unutar 60 m piste sa maksimalnim teretom.

U kojoj su mjeri ostvareni ovi ciljevi sa izrađenom letjelicom opisano je u petom poglavlju.

2. Konceptualno konstruiranje – Analiza prototipova i odabir konfiguracije

Cilj ovog poglavlja je da opiše proces odabira podobnih prototipova za projekt te da se na kraju odabere konfiguracija letjelice[2]. Prilikom kretanja u konceptualno konstruiranje letjelice, trebalo je zadati ciljeve koje letjelica mora dostići. Ti ciljevi su:

- **maksimizacija nosivosti** – kako je cilj Air Cargo Challenge natjecanja prenijeti što veći teret, ovaj cilj ima najviši prioritet;
- **minimizacija mase** – cilj je imati što manju masu letjelice kako bi se što veća raspoloživa snaga motora utrošila na transport mase (tereta);
- **minimizacija vremena utovara** – vrijeme potrebno za utovar tereta (čeličnih pločica) donosi određeni broj bodova (prema neformalnom računu, do jedne trećine bodova koje je moguće ostvariti letom) stoga je cilj napraviti konstrukciju teretnog prostora koja će biti pristupačna i u koju će se teret moći utovariti u što kraćem vremenu;
- **modularnost konstrukcije** – modularnost je cilj zato što prema pravilniku natjecanja letjelica mora stati u kutiju točno određenih dimenzija (to dolazi do izražaja kod krila čije su dimenzije mnogo veće od dimenzija transportne kutije), a isto tako ono olakšava zamjenu određenih dijelova ukoliko dođe do loma; ovaj cilj ima manji prioritet od prva tri
- **jednostavnost konstrukcije** – ovim ciljem se uglavnom želi osigurati što veća jednostavnost izrade letjelice, odnosno njezinih dijelova; ovaj cilj također ima manji prioritet od prva tri, drugim riječima, ako će neka konstrukcija davati bolje rezultate performanse, a ne bude jednostavna u smislu izrade, tada treba izradu prepustiti nekome stručnijem u svrhu dobivanja što boljih karakteristika letjelice.

Sljedeći korak u procesu konceptualnog konstruiranja je definiranje prototipova i atributa. Provedeno je nekoliko metoda ocjenjivanja prototipova, a konačan prototip je odabran na temelju prosjeka rezultata svih provedenih metoda.

2.1. Opis atributa

Atributi su karakteristične oznake svojstva ili pojma. U početku konceptualnog konstruiranja, odabrani su atributi u suglasju svih članova tima na način da što bolje opišu ciljeve projekta, tj. ciljeve koje zrakoplov treba postići, ali isto tako da se jednostavno mogu primjeniti na odabranim prototipovima. Razmatrani atributi su sljedeći:

1. $m_{empty}/m_{payload}$ [kg/kg]
 - omjer mase prazne letjelice i mase tereta, pokazatelj efikasnosti letjelice koji treba biti što manji
 - prvotno su masa letjelice i masa tereta bili dva odvojena atributa, ali je zbog korištenja prototipova čije se mase razlikuju za nekoliko redova veličina ipak odlučeno za ovaj relativni atribut
2. Vrijeme utovara [s]
 - ovaj kvalitativni atribut želi se minimizirati, jer se mjeri i boduje na natjecanju, te može donijeti značajan broj bodova
3. V_{stall} [m/s]
 - brzina sloma uzgona odabrana je kao atribut koji opisuje aerodinamičku karakteristiku letjelice
 - kako je potrebno osigurati da letjelica poleti u 60 m piste, brzina sloma uzgona se želi minimizirati, a time i brzina polijetanja koja proizlazi direktno iz nje ($V_{TO} \approx 1.1 \cdot V_{stall}$)
4. Jednostavnost izrade
 - kvalitativni atribut koji se želi maksimizirati za što manje vrijeme i troškove izrade letjelice, na prototipovima je određen na temelju nacrti i podataka o korištenim materijalima/tehnologijama
5. Modularnost konstrukcije
 - kvalitativni atribut koji daje mjeru sklopivosti konstrukcije i moguće zamjene oštećenih dijelova
 - cilj je maksimizirati

Nakon odabira atributa sastavljena je takozvana Saatyeva matrica za njihovo međusobno vrednovanje na način da je svakom atributu dodijeljena relativna vrijednost u odnosu na druge attribute razmatrane u našoj analizi. U Saatyevoj matrici korišteni su ponderi vrijednosti 1, 3, 5, 7 i 9. Ponderi imaju slijedeće značenje :

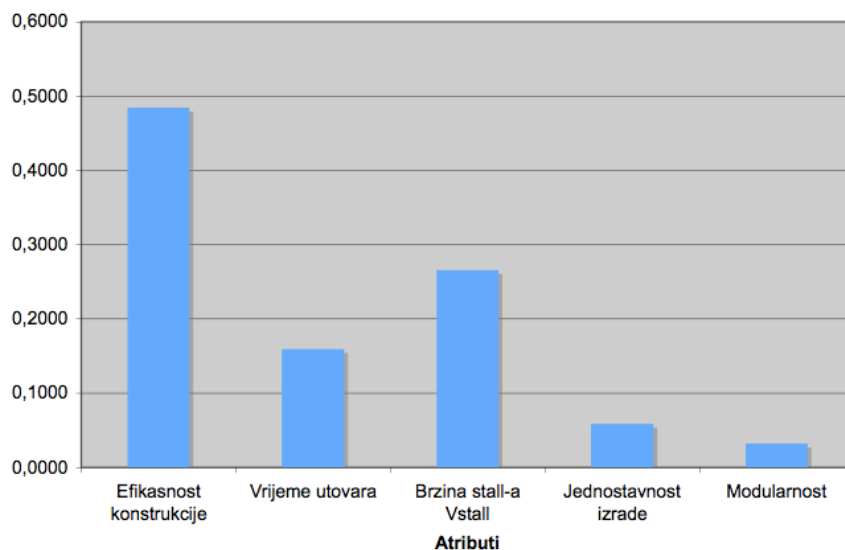
- ponder vrijednosti **1** označava podjednaki značaj atributa
- ponder vrijednost **3** označava diskretno preferiran prvi atribut
- ponder vrijednost **5** označava jako preferiranje prvog atributa
- ponder vrijednost **7** označava izrazito preferiran prvi atribut
- ponder vrijednost **9** označava potpuno preferiranje prvog atributa

Tablica2-1 Saatyeva matrica

	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost		
Efikasnost konstrukcije	1,0000	5,0000	3,0000	7,0000	9,0000		
Vrijeme utovara	0,2000	1,0000	0,3333	5,0000	7,0000		
Vstall	0,3333	3,0000	1,0000	7,0000	7,0000	λ max	5,6435
Jednostavnost izrade	0,1429	0,2000	0,1429	1,0000	3,0000	CI(Consistency)	0,1609
Modularnost	0,1111	0,1429	0,1429	0,3333	1,0000	RCI	1,6100
SUMA	1,7873	9,3429	4,6190	20,3333	27,0000	CR	0,0999
Normalizacija atributa							
	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost	Suma redaka	Vektor prioriteta wj
Efikasnost konstrukcije	0,5595	0,5352	0,6495	0,3443	0,3333	2,4218	0,4844
Vrijeme utovara	0,1119	0,1070	0,0722	0,2459	0,2593	0,7963	0,1593
Vstall	0,1865	0,3211	0,2165	0,3443	0,2593	1,3276	0,2655
Jednostavnost izrade	0,0799	0,0214	0,0309	0,0492	0,1111	0,2926	0,0585
Modularnost	0,0622	0,0153	0,0309	0,0164	0,0370	0,1618	0,0324
SUMA	1,0000	1,0000	1,0000	1,0000	1,0000	5,0000	1,0000

Normalizacija atributa provedena je na način da su ponderi podijeljeni sa sumom

Izračunavanjem matrice dobiven je sljedeći raspored težinskih faktora odabranih atributa:



Slika 2-1 Težinski faktori odabranih atributa

Tablica2-2 Vektor Vrijednosnih atributa

VEKTOR VRIJEDNOSNIH ATRIBUTA		
	ATRIBUT	VRIJEDNOST
1.	Efikasnost konstrukcije	0,4844
2.	Vrijeme utovara	0,1593
3.	Brzina <i>stall</i> -a Vstall	0,2655
4.	Jednostavnost izrade	0,0585
5.	Modularnost	0,0324

2.2. Odabrani zrakoplovi sličnih misija i konstrukcijskih rješenja- prototipovi

Odabrani prototipovi (Prilog 1) su letjelice s drugih studentskih natjecanja (ACC, DBF i SAE) čiji su timovi osnivači postigli dobre rezultate te napisali temeljite izvještaje o samom projektiranju. Dakako

da je i cilj prototipova sličan cilju natjecanja ACC 2013, a to je prenošenje maksimalnog tereta. Svi odabrani zrakoplovi su radijski kontrolirani osim *Solar Impulse*-a koji ima posadu. On je ujedno prototip koji najviše odstupa od našeg ideala, jer ima znatno drugačiju svrhu, ali ima ultra laganu nosivu konstrukciju i zanimljiva konstrukcijska rješenja koja su implementirana u ovaj projekt.

2.2.1. Ocjenjivanje prototipova

Za prototipove je odabrano ukupno šest zrakoplova koji su slični ovom projektu u smislu misije koju obavljaju i/ili same konstrukcije. Za kvantitativne atribute dane su numeričke vrijednosti, dok su neizraziti (fuzzy) atributi ocijenjeni prema Tablica2-3 ocjenama od 1 do 9. Fuzzy atributi su atributi koji se ne mogu kvantificirati, već se ocjenjuju prema specifičnosti svoje prirode.

Tablica2-3 Kvantifikacija fuzzy atributa

Kvantifikacija fuzzy (neirazitih) atributa					
tip atributa	1	3	5	7	9
vrijeme utovara	vrlo dugo	dugo	prosječno	kratko	vrlo kratko
jednostavnost izrade	vrlo niska	niska	prosječna	visoka	vrlo visoka
modularnost	vrlo niska	niska	prosječna	visoka	vrlo visoka

Tablica 2-4 Tablica prototipova

prototip 1	2007 SAE Aero Design East
prototip 2	2009 Air Cargo Challenge (3. mjesto)
prototip 3	DBF 2012 San Jose State univeristy
prototip 4	Solar Impulse
prototip 5	DBF 2001 Utah State university
prototip 6	DBF 2006 Team Orange Flying slug

Konačne ocjene prototipa za neizrazite atribute dobivene su na temelju diskusije unutar tima. Skup ocjena svih atributa za sve prototipove dan je u Tablica2-5.

Tablica2-5 Ocjene prototipova

	Atributi				
	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5
	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Brzina stall-a Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost
Prototip 1	0,8328	5	10,51	7	5
Prototip 2	0,1915	5	11,83	5	5
Prototip 3	0,4200	7	10,36	5	5
Prototip 4	4,0000	5	9,774	3	3
Prototip 5	1,1808	7	10,058	1	3
Prototip 6	0,5628	3	12,189	3	7

2.2.2. Aditivna metoda (simple additive weighting)

Ocjene koje su prikupljene za attribute svakog prototipa normalizirane su na način da su dijeljene s najboljom ocjenom za taj atribut (u Tablica2-6 označene crvenom bojom). Tako normalizirane ocjene su naknadno pomnožene s pripadajućim težinskim faktorima $w_{j \text{prior}}$ i dobiven je pobjednik, konkretno prototip 2.

Tablica2-6 SAW metoda

Aditivna metoda (SAW)					
	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5
	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Brzina stall-a Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost
P1	0,8328	5,0000	10,5100	7,0000	5,0000
P2	0,1915	5,0000	11,8300	5,0000	5,0000
P3	0,4200	7,0000	10,3600	5,0000	5,0000
P4	4,0000	5,0000	9,7740	3,0000	3,0000
P5	1,1808	7,0000	10,0580	1,0000	3,0000
P6	0,5628	3,0000	12,1890	3,0000	7,0000
Normalizacijski tipovi 1 ili 3	$y_{rij} = Y_{ij}/Y_{ij} \text{ (max)}$				
	$y_{rij} = Y_{ij}/Y_{ij} \text{ (min)}$				
	$YR(i,j) = [y_{rij}] =$				
P1	0,23	0,71	0,93	1,00	0,71
P2	1,00	0,71	0,83	0,71	0,71
P3	0,46	1,00	0,94	0,71	0,71
P4	0,05	0,71	1,00	0,43	0,43
P5	0,16	1,00	0,97	0,14	0,43

P6	0,34	0,43	0,80	0,43	1,00
wjprior	0,4844	0,1593	0,2655	0,0585	0,0324
P _{i,SAW}					
P1	P2	P3	P4	P5	P6
0,554	0,882	0,695	0,441	0,518	0,503



Slika2-2 Najbolji prototip prema SAW metodi

2.2.3. Hijerarhijska aditivna metoda (hierarchical additive weighting)

HAW metoda je po postupku slična SAW metodi s time da su ocjene normalizirane na način da su podijeljene sa normalizacijskim faktorom $\sum Y_{ij}$ ili je normalizacijski faktor podijeljen s ocjenom, ovisno želimo li atribut maksimizirati ili minimizirati.

Tablica2-7 HAW metoda

Hijerarhijska aditivna metoda (HAW)					
	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5
	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Brzina stall-a Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost
P1	0,8328	5	10,51	7	5
P2	0,1915	5	11,83	5	5
P3	0,4200	7	10,36	5	5
P4	4,0000	5	9,774	3	3
P5	1,1808	7	10,058	1	3
P6	0,5628	3	12,189	3	7
Normalizacijski faktori tipa 1b					
$\sum Y_{ij}$	7,1879	32,0000	64,7210	24,0000	28,0000
Normalizacija 1	$\sum(Y_{ij})/Y_{ij}$	$Y_{ij}/\sum(Y_{ij})$	$Y_{ij}/\sum(Y_{ij})$	$\sum(Y_{ij})/Y_{ij}$	$\sum(Y_{ij})/Y_{ij}$
wjprior	0,4844	0,1593	0,2655	0,0585	0,0324
	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5
	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Brzina stall-a Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost
P1	8,6305	0,1563	6,1580	0,2917	0,1786
P2	37,5367	0,1563	5,4709	0,2083	0,1786
P3	17,1140	0,2188	6,2472	0,2083	0,1786
P4	1,7970	0,1563	6,6218	0,1250	0,1071

P5	6,0875	0,2188	6,4348	0,0417	0,1071
P6	12,7719	0,0938	5,3098	0,1250	0,25
P _{i,HAW}					
P1	P2	P3	P4	P5	P6
5,8630	19,6764	10,0008	2,6643	4,6978	7,6263

Tako normalizirane ocjene za svaki prototip su pomnožene s pripadajućim težinskim faktorima $w_{j,prior}$ te su te umnošci zbrojeni. Najbolji prototip prema ovoj metodi je također prototip broj 2.

2.2.4. Ne-kompensacijska metoda (noncompensatory method)

Tablica2-8 Noncompensatory metoda

Noncompensatory metoda					
	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5
	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Brzina stall-a Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost
P1	0,83	5	10,51	7	5
P2	0,19	5	11,83	5	5
P3	0,42	7	10,36	5	5
P4	4,00	5	9,77	3	3
P5	1,18	7	10,06	1	3
P6	0,56	3	12,19	3	7
	min	max	min	max	max
Normalizacija 3					
	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5

	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Brzina stall-a Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost
P1	0,230	0,714	0,930	1,000	0,714
P2	1,000	0,714	0,826	0,714	0,714
P3	0,456	1,000	0,943	0,714	0,714
P4	0,048	0,714	1,000	0,429	0,429
P5	0,162	1,000	0,972	0,143	0,429
P6	0,340	0,429	0,802	0,429	1,000
Kombinirana metoda					
$\alpha=0,5$		$\alpha \cdot \min + (1-\alpha) \cdot \max$			
P1	P2	P3	P4	P5	P6
0,61	0,86	0,73	0,52	0,57	0,67

Za ovu metodu je provedena normalizacija 3, prema kojoj se svaka ocjena dijeli s najboljom ocjenom za taj atribut (crvena u Tablica2-8), a za attribute koje želimo minimizirati uzimamo recipročnu vrijednost. Za svaki prototip se gledaju dvije ekstremne ocjene, najveća i najmanja, pa se konačna ocjena dobiva prema formuli

$$\alpha \cdot \min + (1 - \alpha) \cdot \max .$$

Prema ovoj metodi najbolji prototip je isti kao za SAW metodu, a to je prototip broj 2.

2.2.5. ELECTRE metoda

ELECTRE metoda uzima u obzir odnos između atributa i odnos između prototipova. Koriste se matrice suglasnosti i nesuglasnosti koje nam govore o međusobnim odnosima između prototipova. Također, koriste se težinski faktori, tj. vektor prioriteta, ali je normalizacija drugačija nego kod SAW i HAW metode.

Tablica2-9 Korak 1

ELECTRE					
	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5
	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Brzina stall-a Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost
P1	0,8328	5	10,51	7	5
P2	0,1915	5	11,83	5	5
P3	0,4200	7	10,36	5	5
P4	4,0000	5	9,774	3	3
P5	1,1808	7	10,058	1	3
P6	0,5628	3	12,189	3	7
Normalizacijski faktor tipa 2 za međuatributna svojstva					
Normalizacija 2					
$YV = \frac{Y_{ij}}{(\sum_i Y_{ij}^2)^{1/2}}$					
Normalizirana matrica odlučivanja					
	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Brzina stall-a Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost
P1	0,1930	0,3706	0,3964	0,6444	0,4196
P2	0,0444	0,3706	0,4462	0,4603	0,4196

P3	0,0973	0,5189	0,3907	0,4603	0,4196
P4	0,9270	0,3706	0,3686	0,2762	0,2518
P5	0,2737	0,5189	0,3793	0,0921	0,2518
P6	0,1304	0,2224	0,4597	0,2762	0,5874
suma	4,3148	13,4907	26,5142	10,8628	11,9164

Tablica2-10 Korak 2

Težinski faktori za inter-atributna svojstva					
wj_prior	0,4844	0,1593	0,2655	0,0585	0,0324
$YE = YV * wj_prior$					
	Efikasnost konstrukcije	Vrijeme utovara	Brzina stall- a Vstall	Jednostavnost izrade	Modularnost
P1	0,09349	0,05902	0,10525	0,03770	0,01358
P2	0,02150	0,05902	0,11847	0,02693	0,01358
P3	0,04715	0,08263	0,10375	0,02693	0,01358
P4	0,44901	0,05902	0,09788	0,01616	0,00815
P5	0,13254	0,08263	0,10072	0,00539	0,00815
P6	0,06317	0,03541	0,12207	0,01616	0,01901
	MIN	MAX	MIN	MAX	MAX

Tablica2-11 Matrica suglasnosti C

j→ k,m↓	P1	P2	P3	P4	P5	P6
P1	-	34	4	145	145	234
P2	1	-	1	145	145	1234
P3	123	23	-	1245	145	1234
P4	3	3	3	-	34	23
P5	23	23	3	12	-	23
P6	15	5	5	15	145	-

Tablica2-12 Matrica nesuglasnosti D

j→ k,m↓	P1	P2	P3	P4	P5	P6
P1	-	1	123	3	23	15
P2	34	-	23	3	23	5
P3	4	1	-	3	3	5
P4	145	145	1245	-	12	15
P5	145	145	145	34	-	145
P6	234	1234	1234	23	23	-

Tablica2-13 Matrica C množena s wj_prior

Σwd_j						
j→ k,m↓	P1	P2	P3	P4	P5	P6
P1	-	0,3240	0,0585	0,5752	0,5752	0,4833
P2	0,4844	-	0,4844	0,5752	0,5752	0,9676
P3	0,9091	0,4248	-	0,7345	0,5752	0,9676
P4	0,2655	0,2655	0,2655	-	0,3240	0,4248
P5	0,4248	0,4248	0,2655	0,6436	-	0,4248
P6	0,5167	0,0324	0,0324	0,5167	0,5752	-
suma svih polja matrice C						14,117
c=suma/(6*5)						0,471

Tablica2-14 Matrica D

$[\max_i(y_{kj}-y_{mj})/\max_n(y_{kn}-y_{mn})]$						
j→ k,m↓	P1	P2	P3	P4	P5	P6
P1	-	0,1836	1	0,0207	0,6045	1
P2	0,1836	-	0,9204	0,0482	0,2126	0,1303
P3	0,2325	0,9204	-	0,0146	0,0354	0,1150
P4	1	1	1	-	1	1
P5	1	1	1	0,0340	-	1

P6	0,7788	1	1	0,0627	0,6807	-
suma svih polja matrice D						18,178
$d = \text{suma} / (6 * 5)$						0,606

Tablica2-15 Matrica F ocjena većih od praga c

j→ k,m↓	P1	P2	P3	P4	P5	P6
P1	-	0	0	1	1	1
P2	1	-	1	1	1	1
P3	1	1	-	1	1	1
P4	0	0	0	-	0	0
P5	0	0	0	1	-	0
P6	1	0	0	1	1	-

Tablica2-16 Matrica G ocjena manjih od praga d

j→ k,m↓	P1	P2	P3	P4	P5	P6
P1	-	1	0	1	1	0
P2	1	-	0	1	1	1
P3	1	0	-	1	1	1
P4	0	0	0	-	0	0

P5	0	0	0	1	-	0
P6	0	0	0	1	0	-

Tablica2-17 Matrica E

j→ k,m↓	P1	P2	P3	P4	P5	P6	
P1	-	0	0	1	1	0	2 puta dominira
P2	1	-	0	1	1	1	4 puta dominira
P3	1	0	-	1	1	1	4 puta dominira
P4	0	0	0	-	0	0	0 puta dominira
P5	0	0	0	1	-	0	1 put dominira
P6	0	0	0	1	0	-	1 put dominira
	2 puta dominiran	nema dominacije nad njim	nema dominacije nad njim	5 puta dominiran	3 puta dominiran	2 puta dominiran	

Eliminira se prototip broj 4 jer ne dominira ni nad jednim drugim prototipom.

Tablica2-18 Matrica C množena s wj_prior

	P1	P2	P3	P4	P5	P6	suma redaka
P1	0,00	0,32	0,06	0,58	0,58	0,48	2,02
P2	0,48	0,00	0,48	0,58	0,58	0,97	3,09
P3	0,91	0,42	0,00	0,73	0,58	0,97	3,61
P4	0,27	0,27	0,27	0,00	0,32	0,42	1,55
P5	0,42	0,42	0,27	0,64	0,00	0,42	2,18
P6	0,52	0,03	0,03	0,52	0,58	0,00	1,67
suma stupaca	2,60	1,47	1,11	3,05	2,62	3,27	

Tablica2-19 Suma redaka i suma stupaca

c(i)=suma_redaka(i)-suma_stupaca(i)	
c1	-0,5842
c2	1,6153
c3	2,5050
c4	-1,4999
c5	-0,4415
c6	-1,5947

Tablica2-20 Matrica D

	P1	P2	P3	P4	P5	P6	suma stupaca
P1	0,00	0,18	1,00	0,02	0,60	1,00	2,81
P2	0,18	0,00	0,92	0,05	0,21	0,13	1,50
P3	0,23	0,92	0,00	0,01	0,04	0,12	1,32
P4	1,00	1,00	1,00	0,00	1,00	1,00	5,00
P5	1,00	1,00	1,00	0,03	0,00	1,00	4,03
P6	0,78	1,00	1,00	0,06	0,68	0,00	3,52
suma redaka	3,19	4,10	4,92	0,18	2,53	3,25	

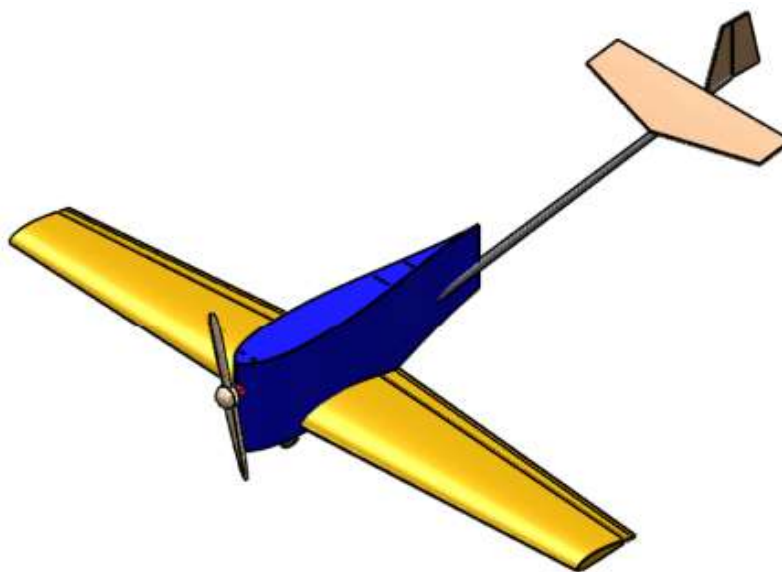
Tablica2-21 Suma redaka i suma stupaca

$d(i)=\text{suma_redaka}(i)-\text{suma_stupaca}(i)$	
d1	-0,3860
d2	-2,6089
d3	-3,6025
d4	4,8198
d5	1,5008
d6	0,2768

Tablica2-22 Nastavak

c(i)-d(i)	
P1	-0,1982
P2	4,2242
P3	6,1075
P4	-6,3196
P5	-1,9423
P6	-1,8716

Prema ovoj metodi, prototip broj 3 je najbolji.



Slika2-3 Najbolji prototip prema ELECTRE metodi

2.2.6. Usporedba metoda

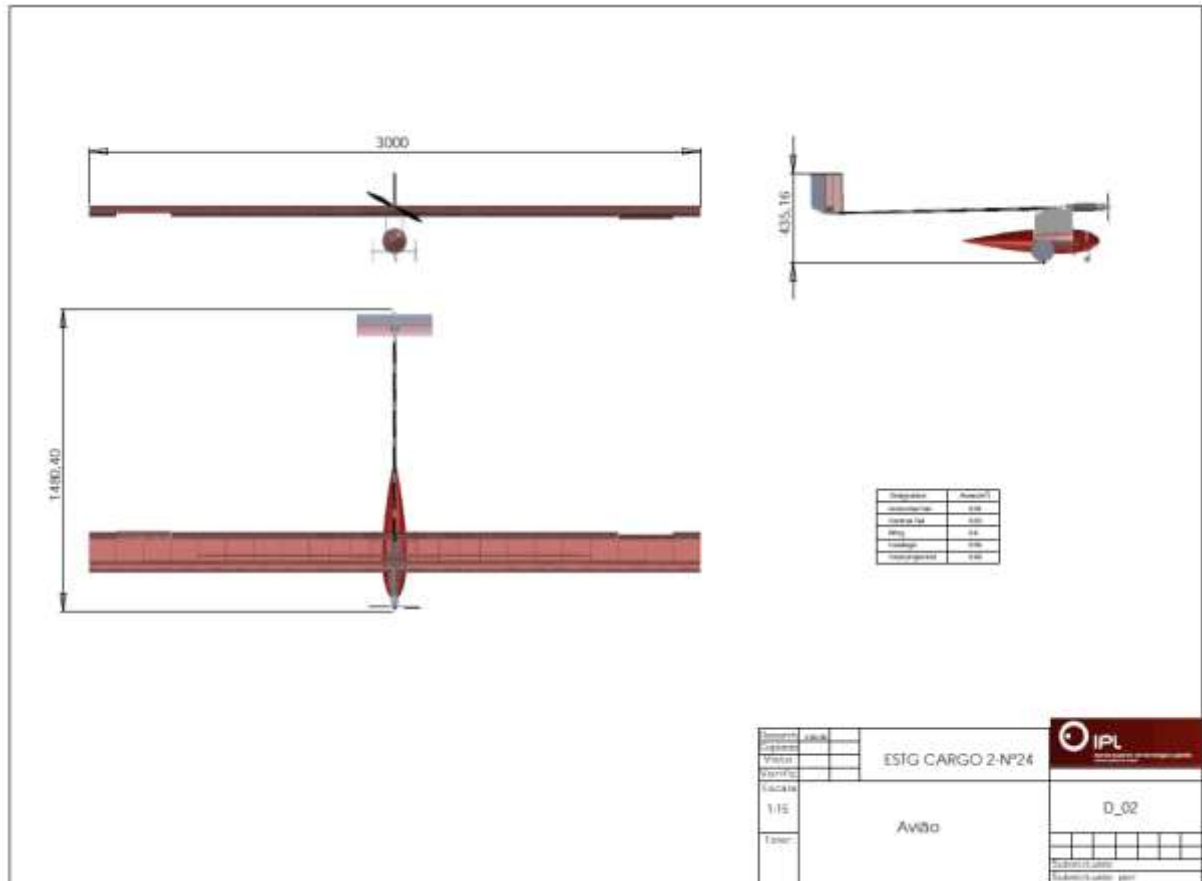
Usporedba metoda odvijala se kroz matricu dominiranosti. U matrici dominiranosti (tablica 30) se međusobno uspoređuju prototipovi po svakoj od korištenih metoda.

Tablica2-23 Rangiranje prototipova po metodama

Rangiranje prototipova po metodama						
	Nekompenzacijska metoda	Electre metoda	SAW metoda	HAW metoda	suma stupaca/broj metoda	poredak
P1	4	3	3	4	3,5	3
P2	1	2	1	1	1,25	1
P3	2	1	2	2	1,75	2
P4	6	6	6	6	6	6
P5	5	5	4	5	4,75	5
P6	3	4	5	6	4,5	4
Matrica dominiranosti						
M-Pk dominira nad Pj						
X-Pj dominira nad Pk						
T-Pj i Pk izjednačeni						
j→ k↓	P1	P2	P3	P4	P5	P6
P1		X	X	M	M	M
P2	M		M	M	M	M
P3	M	X		M	M	M
P4	X	X	X		X	X

P5	X	X	X	M		T
P6	X	X	X	M	T	
	-2	0	-1	-5	-3	-3
	broj M u retku	poredak	redak*stupac	konačan poredak		
P1	3	3	1	3		
P2	5	1	5	1		
P3	4	2	3	2		
P4	0	5	-5	5		
P5	1	4	-2	4		
P6	1	4	-2	4		

Odabrani prototipovi su rangirani koristeći sveukupno četiri metode. Metode su dale različite pobjednike, pa je zbog tog razloga primjenjena usporedba kako bi se odabrao konačni pobjednik. Usporedbom metoda pokazano je da su od svih prototipova, prototip broj 2 najbolji. Uz to je dan konačni poredak za sve prototipove, što je također koristan podatak za projekt.



Slika2-4 Ukupni pobjednik ACC 2009

2.3. Odabir konfiguracije

Za odabir konfiguracije letjelice bilo je potrebno letjelicu podijeliti u sekcije. Te sekcije su krilo, rep, teretni prostor i podvozje. Za svaku od tih sekcija odabrano je nekoliko konfiguracija od strane članova tima. Nakon subjektivnog ocjenjivanja svake konfiguracije od strane članova tima, upotrebljena je SAW metoda za odabir konačne konfiguracije. Vektor prioriteta dobiven je iz Saatyevih matrica za svaku sekciju.

2.3.1. Sekcija krila

Odabrani atributi za sekciju krila su uzgon, masa, brzina sloma uzgona, otpor i jednostavnost izrade, i oni su odabrani u skladu s ciljevima projekta.



Sustav ocjenjivanja je izvršen ocjenama od 1 do 9 prema Tablica2-24.

Tablica2-24 Sustav ocjenjivanja krilne sekcije

<i>Ocjena</i>	1	3	5	7	9
Vstall	vrlo visoka	visoka	prosječna	niska	vrlo niska
Otpor	vrlo visok	visok	prosječan	nizak	vrlo nizak
Masa	vrlo velika	velika	prosječna	mala	vrlo mala
Uzgon	vrlo mali	mali	prosječan	velik	vrlo velik
Jednostavnost izrade	vrlo niska	niska	prosječna	visoka	vrlo visoka

Prva razina odlučivanja odnosi se na osnovne konfiguracije krila. Konfiguracije koje su ocjenjivane su jednokrila, dvokrila, leteće krilo i tandem krilo.

Tablica2-25 Prva razina odlučivanja

Monokrilo					
					
	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	7	5	9	5	7
Neven	7	5	7	5	7
Fran	7	7	7	7	7
Maja	5	7	7	7	9
Marko	7	7	9	5	7
prosječna ocjena	7	7	7	5	7
Dvokrilac					
					
	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	5	5	5	3	5
Neven	7	5	5	7	5
Fran	7	3	5	3	5
Maja	3	5	3	5	7
Marko	5	3	5	3	5
prosječna ocjena	5	5	5	5	5

Leteće krilo



	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	3	7	3	9	7
Neven	7	3	3	9	3
Fran	7	7	3	9	1
Maja	9	5	3	9	3
Marko	7	7	3	9	3
prosječna ocjena	7	5	3	9	3

Tandem krilo

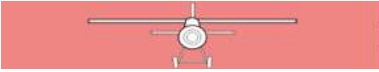


	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	7	3	5	5	1
Neven	5	3	5	5	5
Fran	5	3	5	3	3
Maja	7	5	5	5	5
Marko	7	3	5	3	3
prosječna ocjena	7	3	5	5	3

Druga razina odlučivanja odnosi se na poziciju krila u odnosu na trup, dakle tri moguće konfiguracije: niskorilac, srednjekrilac i visokokrilac.




Tablica2-26 Druga razina odlučivanja

Niskokrilac					
					
	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	5	7	5	5	5
Neven	7	7	7	7	5
Fran	7	9	9	7	3
Maja	5	7	9	7	3
Marko	5	7	7	5	3
prosječna ocjena	5	7	7	7	3
Srednjekrilac					
					
	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	3	3	3	7	3
Neven	5	3	5	5	3
Fran	5	7	5	5	5
Maja	7	5	7	5	5
Marko	5	5	3	5	5
prosječna ocjena	5	5	5	5	5

Visokokrilac					
					
	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	7	5	7	3	5
Neven	7	5	7	5	5
Fran	7	5	9	7	7
Maja	9	5	5	5	5
Marko	7	5	7	5	7
prosječna ocjena	7	5	7	5	5

Treća i zadnja razina odlučivanja se odnosi na tlocrt krila, dakle, tri su konfiguracije ocjenjene: pravokutno, eliptično i trapezno krilo.

Tablica2-27 Treća razina odlučivanja

pravokutno krilo					
					
	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	7	3	5	3	9
Neven	5	5	5	3	9
Fran	5	5	5	3	9
Maja	3	3	5	3	9
Marko	5	5	5	3	9
prosječna ocjena	5	5	5	3	9
eliptično krilo					
					
	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	7	5	7	9	1
Neven	7	7	7	7	1
Fran	9	7	7	7	1
Maja	7	5	7	7	3
Marko	9	7	7	7	1
prosječna ocjena	7	7	7	7	1
trapezno krilo					
					
	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostavnost izrade

Damir	7	5	7	7	5
Neven	7	7	7	7	5
Fran	7	7	7	7	5
Maja	5	5	5	5	5
Marko	7	5	7	7	7
prosječna ocjena	7	5	7	7	5

Tablica2-28 SAW metoda

	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostvnost izrade
Monokrilo	7	7	7	5	7
Dvokrilo	5	5	5	5	5
Leteće krilo	7	5	3	9	3
Tandem krilo	7	3	5	5	3
Nisko krilo	5	7	7	7	3
Srednje krilo	5	5	5	5	5
Visoko krilo	7	5	7	5	5
Pravokutno krilo	5	5	5	3	9
Eliptično krilo	7	7	7	7	1
Trapezno krilo	7	5	7	7	5
<i>Normalizacija</i>	$y_{rij} = Y_{ij}/Y_{ij} (\max)$				
	$y_{rij} = Y_{ij}/Y_{ij} (\min)$				

YR(i,j) = [yrij] =					
	Uzgon	Masa	Vstall	Otpor	Jednostvnost izrade
Monokrilo	1,000	1,000	1,000	0,556	0,778
Dvostruko krilo	0,714	0,714	0,714	0,556	0,556
Leteće krilo	1,000	0,714	0,429	1,000	0,333
Tandem krilo	1,000	0,429	0,714	0,556	0,333
Nisko krilo	0,714	1,000	1,000	0,778	0,333
Srednje krilo	0,714	0,714	0,714	0,556	0,556
Visoko krilo	1,000	0,714	1,000	0,556	0,556
Pravokutno krilo	0,714	0,714	0,714	0,333	1,000
Eliptično krilo	1,000	1,000	1,000	0,778	0,111
Trapezno krilo	1,000	0,714	1,000	0,778	0,556
wjrior	0,438	0,222	0,222	0,084	0,035

Tablica 2-29 Pobjednička konfiguracija

<i>Monokrilo</i>	<i>Dvostruko krilo</i>	<i>Leteće krilo</i>	<i>Tandem krilo</i>
0,955	0,695	0,787	0,749

<i>Nisko krilo</i>	<i>Srednje krilo</i>	<i>Visoko krilo</i>
0,833	0,695	0,884

<i>Pravokutno krilo</i>	<i>Eliptično krilo</i>	<i>Trapezno krilo</i>
0,692	0,950	0,902

Konačna konfiguracija krila bi bilo visoko smješteno monokrilo, eliptičnog tlocrta.


2.3.2. Repna sekcija

Za repnu sekciju je odabrano pet mogućih konfiguracija, a to su konvencionalni, V, T, Y i križni rep. Svaka konfiguracija je ocjenjena za tri atributa: masu, otpor i jednostavnost izrade. Sustav ocjenjivanja izvršen je prema Tablica2-30.

Tablica2-30 Sustav ocjenjivanja repne sekcije

	1	3	5	7	9
Masa	vrlo velika	velika	prosječna	mala	vrlo mala
Otpor	vrlo velik	velik	prosječan	nizak	vrlo nizak
Jednostavnost izrade	vrlo niska	niska	prosječna	visoka	vrlo visoka

Tablica2-31 Ocjenjivanje atributa konfiguracija

Konvencionalni			
			
	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	3	5	7
Neven	5	5	7
Fran	5	7	9

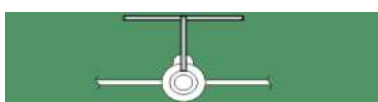
Maja	3	5	9
Marko	3	5	9
prosječna ocjena	3	5	9

V


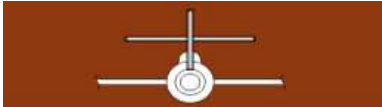


	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	5	7	5
Neven	7	7	3
Fran	7	9	7
Maja	7	7	5
Marko	7	7	3
prosječna ocjena	7	7	5

T



	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	3	9	3
Neven	3	7	3
Fran	3	7	7
Maja	5	5	7
Marko	3	9	7

prosječna ocjena	3	7	5
Y			
			
	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	5	5	3
Neven	5	5	5
Fran	5	7	7
Maja	3	5	1
Marko	3	5	1
prosječna ocjena	5	5	3
Križni			
			
	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	3	5	7
Neven	5	5	5
Fran	5	5	7
Maja	3	5	3
Marko	5	5	5
prosječna ocjena	5	5	5

Tablica2-32 SAW metoda

	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade
Konvencionalan	3	5	9
V	7	7	5
T	3	7	5
Y	5	5	3
Križni	5	5	5
<i>Normalizacija</i>	$y_{rij} = Y_{ij}/Y_{ij} \text{ (max)}$		
	$y_{rij} = Y_{ij}/Y_{ij} \text{ (min)}$		
$YR(i,j) = [y_{rij}] =$			
Konvencionalan	0,429	0,714	1,000
V	1,000	1,000	0,556
T	0,429	1,000	0,556
Y	0,714	0,714	0,333
Križni	0,714	0,714	0,556
wjprior	0,633	0,260	0,106

Tablica2-33 Pobjednička konfiguracija

<i>Konvencionalan</i>	0,564
V	0,953
<i>T</i>	0,591
<i>Y</i>	0,674

<i>Križni</i>	0,697
---------------	-------

2.3.3. Teretni prostor


Za teretni prostor su odabrane tri konfiguracije, tj. tri oblika teretnog prostora, a to su cilindrični, kvadratni i u obliku simetričnog aeroprofila.

Atributi koji su ocjenjivani su vrijeme utovara, masa, otpor i jednostavnost izrade. Sustav ocjenjivanja je prema tablici 41.

Tablica2-34 Sustav ocjenjivanja teretnog prostora

	1	3	5	7	9
Vrijeme utovara	vrlo dugo	dugo	prosječno	kratko	vrlo kratko
Masa	vrlo velika	velika	prosječna	mala	vrlo mala
Otpor	vrlo velik	velik	prosječan	nizak	vrlo nizak
Jednostavnost izrade	vrlo niska	niska	prosječna	visoka	vrlo visoka

Tablica2-35 Ocjenjivanje atributa konfiguracija

Cilindar				
				
	Vrijeme utovara	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	5	3	3	3
Neven	5	3	3	5
Fran	1	3	3	7
Maja	5	5	5	5
Marko	3	3	5	7
prosječna ocjena	3	3	3	5

Kvadar

	Vrijeme utovara	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	7	7	1	9
Neven	7	7	1	7
Fran	5	7	3	5
Maja	7	7	3	7
Marko	9	5	3	9
prosječna ocjena	7	7	3	7

Aeroprofil

	Vrijeme utovara	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade
Damir	7	5	9	1
Neven	5	5	9	3
Fran	5	5	9	3
Maja	5	5	9	3
Marko	7	5	9	3
prosječna ocjena	5	5	9	3

Tablica2-36 SAW metoda

	Vrijeme utovara	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade
Cilindar	3	3	3	5
Kvadar	7	7	3	7
Aeroprofil	5	5	9	3
<i>Normalizacija</i>	$y_{rij} = Y_{ij}/Y_{ij} (\max)$			
	$y_{rij} = Y_{ij}/Y_{ij} (\min)$			
$YR(i,j) = [y_{rij}] =$				
Cilindar	0,428571429	0,428571429	0,333333333	0,714285714
Kvadar	1	1	0,333333333	1
Aeroprofil	0,714285714	0,714285714	1	0,428571429
wjprior	0,520952239	0,306388841	0,126164132	0,046494788

Tablica2-37 Pobjednička konfiguracija

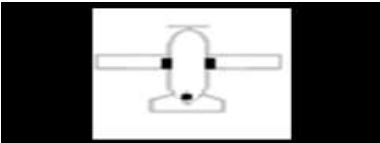
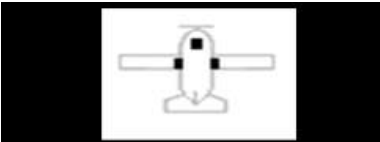
<i>Cilindar</i>	<i>Kvadar</i>	<i>Aeroprofil</i>
0,429840022	0,915890579	0,737048384

2.3.4. Podvozje

Tablica2-38 Sustav ocjenjivanja podvozja

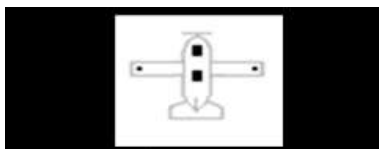
Ocjena	1	3	5	7	9
Masa	vrlo velika	velika	prosječna	mala	vrlo mala
Modularnost	vrlo niska	niska	prosječna	visoka	vrlo visoka
Jednostavnost izrade	vrlo niska	niska	prosječna	visoka	vrlo visoka
Otpor	vrlo velik	velik	prosječan	nizak	vrlo nizak

Tablica2-39 Ocjenjivanje atributa konfiguracija

Taildragger				
				
	Masa	Modularnost	Jednostavnost izrade	Otpor
Damir	7	7	7	7
Neven	7	7	7	7
Fran	7	7	5	5
Maja	5	7	7	5
Marko	7	7	9	7
prosječna ocjena	7	7	7	7
Tricikl				
				

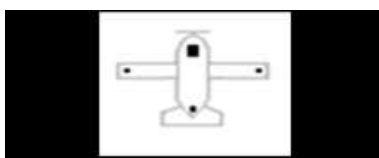
	Masa	Modularnost	Jednostavnost izrade	Otpor
Damir	5	7	5	5
Neven	5	7	7	5
Fran	7	5	7	7
Maja	3	5	5	3
Marko	5	5	7	5
prosječna ocjena	5	5	7	5

Bicikl



	Masa	Modularnost	Jednostavnost izrade	Otpor
Damir	3	3	3	3
Neven	3	3	5	5
Fran	5	7	3	3
Maja	7	5	5	7
Marko	5	3	3	5
prosječna ocjena	5	5	3	5

Monocikl



	Masa	Modularnost	Jednostavnost izrade	Otpor
Damir	3	1	1	3

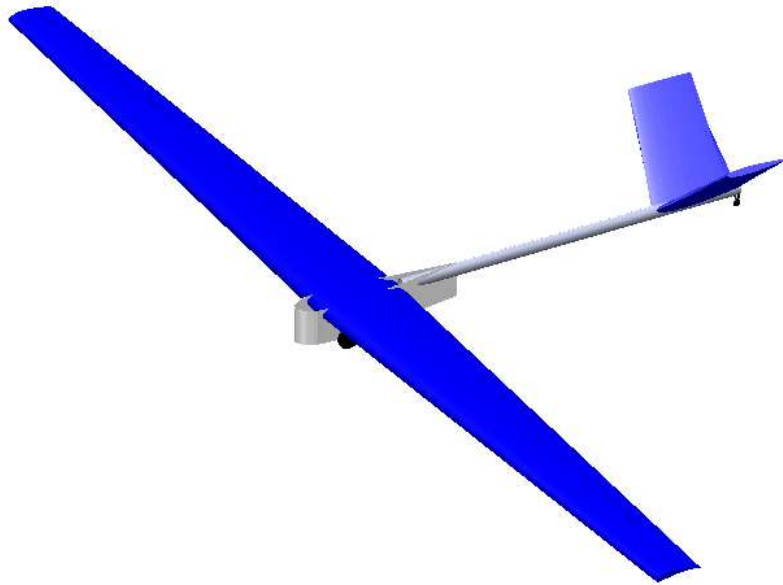
Neven	5	3	3	5
Fran	3	7	3	3
Maja	9	5	3	9
Marko	7	5	3	3
prosječna ocjena	5	5	3	5

Tablica2-40 SAW metoda

	Masa	Modularnost	Jednostavnost	Otpor
Taildragger	7	7	7	7
Tricikl	5	5	7	5
Bicikl	5	5	3	5
Monocikl	5	5	3	5
<i>Normalizacija</i>	$y_{rij} = Y_{ij}/Y_{ij} (\max)$			
	$y_{rij} = Y_{ij}/Y_{ij} (\min)$			
	$YR(i,j) = [y_{rij}] =$			
Taildragger	1,000	1,000	1,000	1,000
Tricikl	0,714	0,714	1,000	0,714
Bicikl	0,714	0,714	0,429	0,714
Monocikl	0,714	0,714	0,429	0,714
wjprior	0,604	0,245	0,097	0,054

Tablica2-41 Pobjednička konfiguracija

<i>Taildragger</i>	<i>Tricikl</i>	<i>Bicikl</i>	<i>Monocikl</i>
1,000	0,742	0,686	0,686



Slika2-5 Odabrana konfiguracija-visokokrilac, trapezno krilo, V rep, teretni prostor u obliku aeroprofila i konvencionalno (taildragger) podvozje

2.4. Zaključak konceptualnog konstituiranja

SAW metoda odlučivanja je pokazala da bi konfiguracija visokokrilca s eliptičnim oblikom, V repom, kvadratnim teretnim prostorom i konvencionalnim podvozjem bila najbolja. Međutim, diskusijom između članova tima odabrana je konfiguracija trapeznog krila umjesto eliptičnog, jer ono ima prednosti suženja, a bitno je jednostavnije za izradu. Kvadratni teretni prostor je zamijenjen onim aerodinamičnijim u obliku aeroprofila zbog smanjenja otpora, a čija je izrada bila neznatno kompliciranija.

3. Preliminarno konstruiranje

3.1. Aeroprofil

3.1.1. Odabir aeroprofila

Kako je glavni cilj letjelice podići što veći teret na sami aeroprofil se direktno nameće zahtjev za što većim koeficijentom uzgona. Dodatno taj visoki koeficijent uzgona mora biti moguć i pri vrlo malim Reynoldsovim brojevima.

Pomoću podataka iz ispitivanja u aerotunelu raznih aeroprofila pri malim Reynoldsima [3] odabrani su aeroprofil sa velikim iznosima koeficijenta uzgona: CH 10-4B_13, FX 74 CL5 140 mod, EPPLER 420, EPPLER 421, GOE 225, GOE 226, S1210, S1223, S1223 RTL te aeroprofil koji se koristio na prethodnoj letjelici našeg fakulteta za ACC natjecanje (MH113).

U samom startu odlučeno je da letjelica neće imati zakrilca, kako bi sama izrada krila bila jednostavnija (jedan od zadanih ciljeva) te rezultirala krilom manje mase. Ujedno svi gore spomenuti aeroprofilu imaju velike iznose relativne zakrivljenosti i optimirani su za male brzine, pa je jedan od zaključaka bio da u fazi polijetanja, koja je bitan dio misije letjelice zakrilca nebi imala veliku ulogu. Zakrilca bi mogla biti korisna u fazi slijetanja međutim, pravilnikom nije ograničena ukupna duljina slijetanja, već letjelica mora nakon prvotnog dodira prestati skakati unutar 120m. Stoga, odlučeno je kako će se dimenzioniranjem krila pokriti sve faze leta.

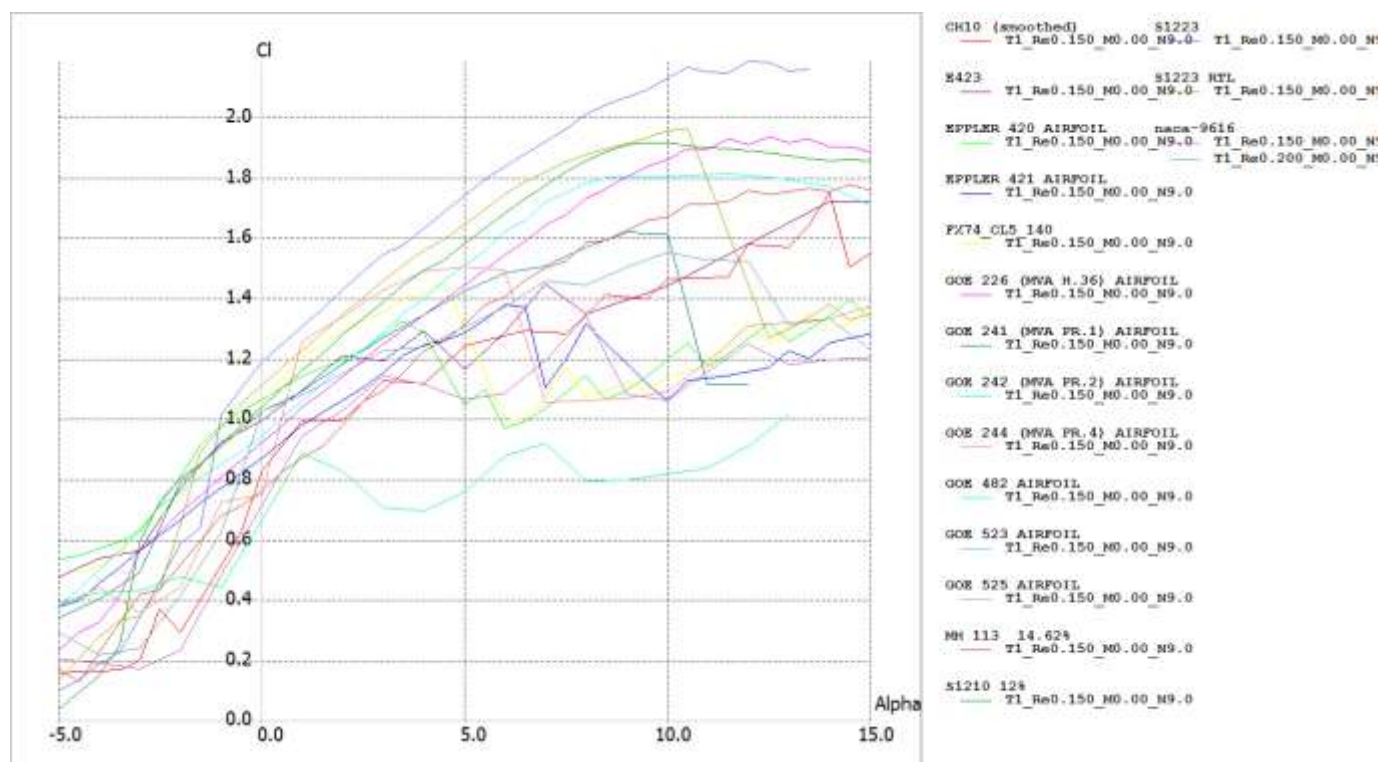
Za navedene aeroprofile napravljena je XFoil analiza [5] u XFLR-u [6] kako bi se oni međusobno usporedili, a podaci dobiveni u XFoil-u zatim su uspoređeni sa ispitivanjima u aerotunelu prema [3] te se na taj način potvrdila točnost analize.

3.1.2. Usporedba aeroprofila

Analiza aeroprofila u XFOIL-u rađena je za pretpostavljeni Reynoldsov broj na osnovi pretpostavljene brzine polijetanja $V_{to} = 10$ m/s, pretpostavljene duljine srednje aerodinamičke tetive $c = 0,3$ m, te viskoznosti za standardnu atmosferu gdje Reynoldsov broj iznosi $Re=163318$. Ova vrijednost je zaokružena na $Re=150000$ kako bi se mogla usporediti sa rezultatima prema [3].

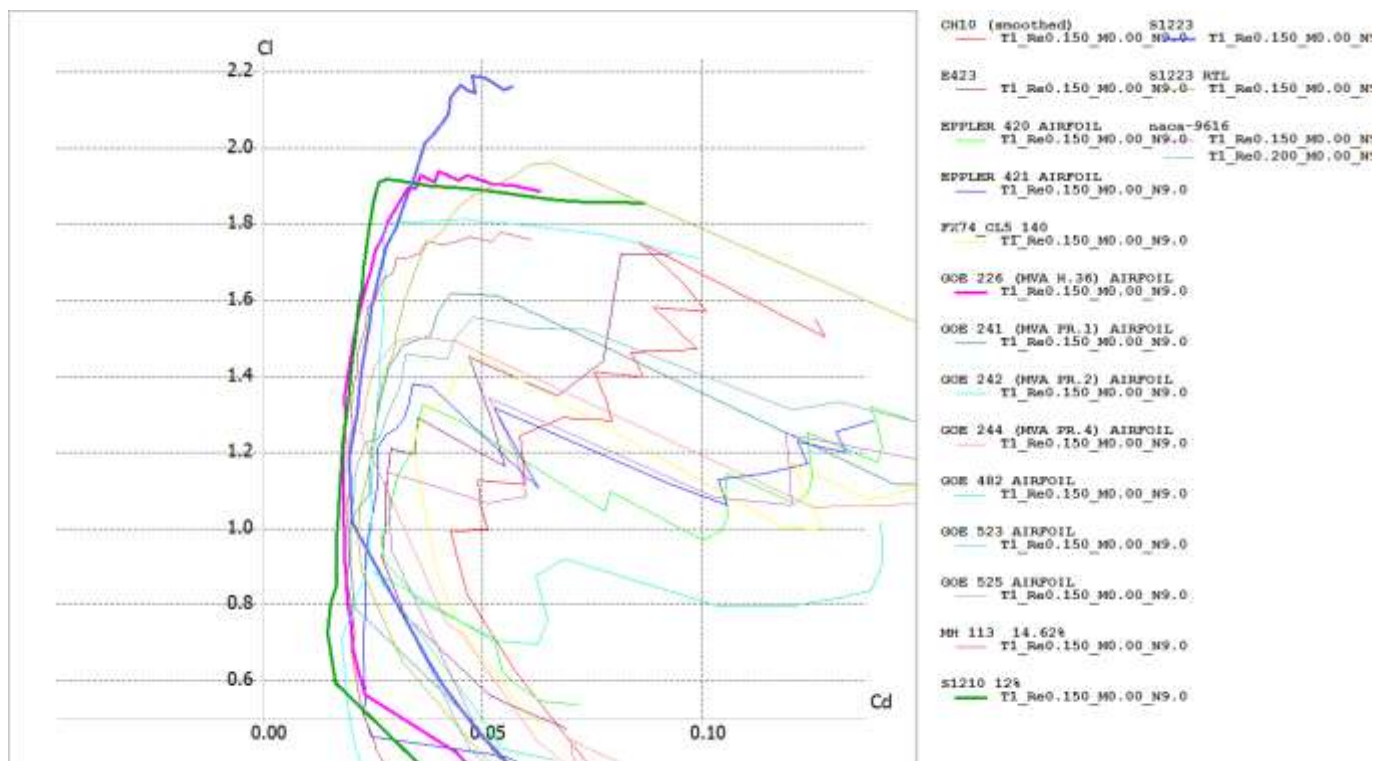
Usporedbom rezultata (Slika 3-1) uočljivo je da najveći iznos koeficijenta uzgona ima aeroprofil S1223. Ovaj aeroprofil poznat je po tome da odlično funkcionira pri malim Reynoldsima i veoma je čest izbor među timovima na Air Cargo Challenge natjecanju pa čak i u gradnji bespilotnih letjelica. Dodatno,

pobjednički prototip koji je određen u preliminarnoj fazi također ima ovaj aeroprofil. Dobiveni rezultati u XFOIL-u poklapaju se sa rezultatima u aerotunelu prema [3].



Slika 3-1 Usporedba aeroprofila: C_l -Alpha

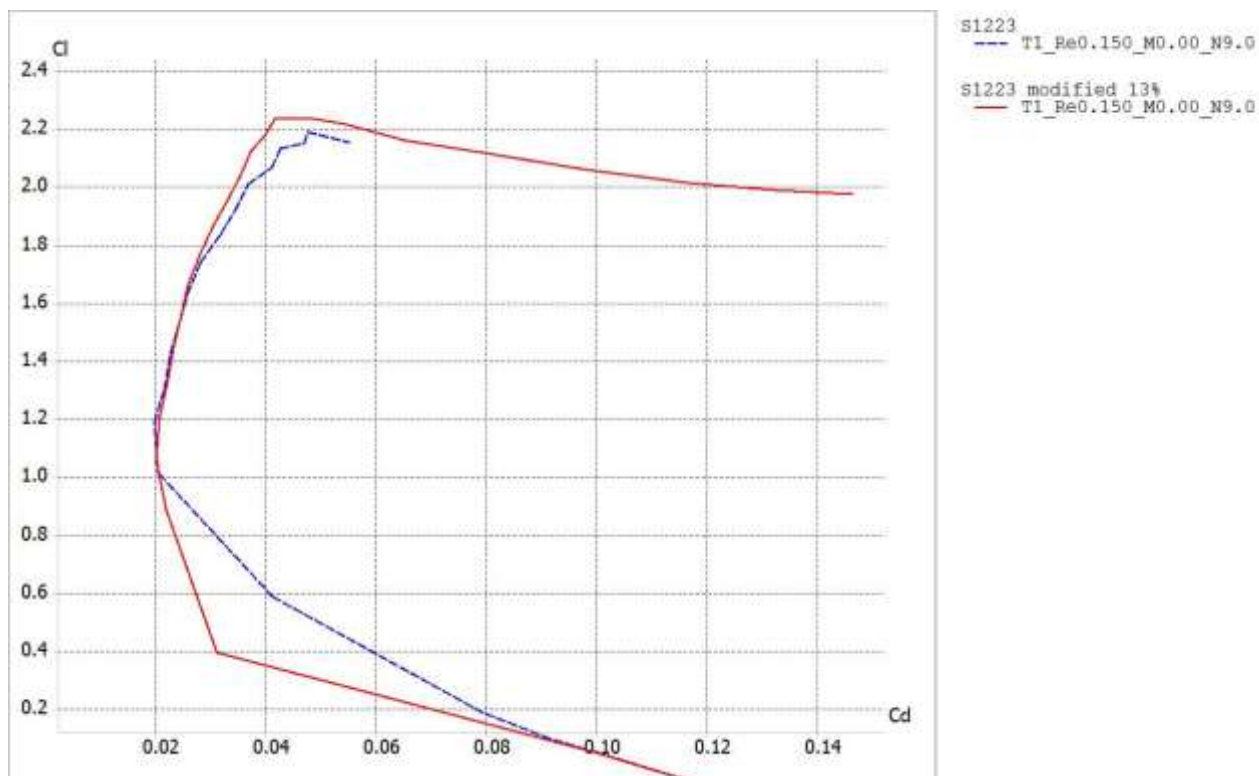
Međutim zanimljivo je međusobno usporediti i polare ovih aeroprofila (Slika 3-2). Sa dijagrama polare vidi se da u području manjih koeficijenata uzgona postoje dva aeroprofila koja su bolja od aeroprofila S1223, a to su GOE 226 te S1210. Ova dva aeroprofila imaju manji otpor od S1223 i to u cijelom svom radnom području. Međutim maksimalni koeficijent uzgona $C_{l_{maks}}$ kod oba aeroprofila manji je od S1223 za otprilike 13%. Upravo zbog ove razlike u maksimalnom koeficijentu uzgona koji direktno utječe na dva važna odabrana atributa određena u prethodnoj fazi projektiranja ($m_{empty}/m_{payload}$ te V_{stall}) odabran je aeroprofil S1223. Zaključeno je kako nešto veći otpor ovog aeroprofila neće imati utjecaj na misiju letjelice pošto ona nemora ostvariti veliki dolet već samo ponijeti što je više moguće korisnog tereta.



Slika 3-2 Usporedba aeroprofila: Cl-Cd

3.1.3. Modifikacija aeroprofila

XFLR među svojim alatima nudi i optimizaciju aeroprofila (XFOil Inverse Design). Detalji ove analize dani su u [4]. Cilj modifikacije je bio dodatno povećati omjer koeficijenta uzgona i otpora odabranog aeroprofila S1223, kako bi se pokušala ostvariti prednost pred konkurencijom. Rezultati modifikacije mogu se direktno vidjeti na dijagramu polare gdje su uspoređeni originalni S1223 te modificirani S1223 (Slika 3-3). Sa dijagrama se vidi da je postignuto povećanje maksimalnog koeficijenta uzgona za 4%, a pri većim vrijednostima koeficijanta uzgona ujedno je i smanjen koeficijent otpora.

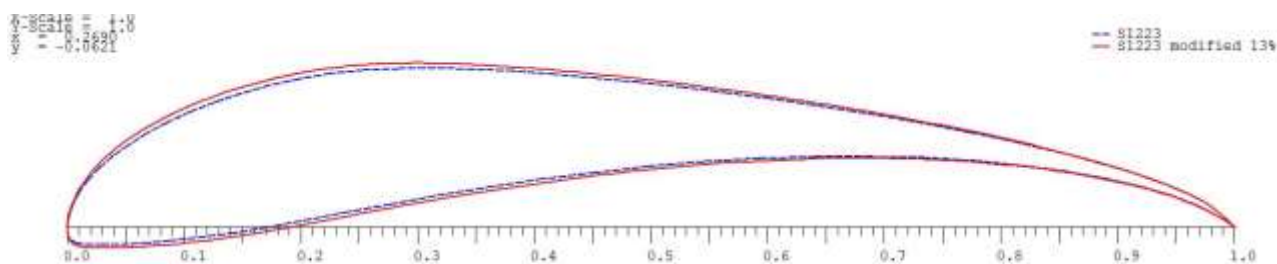


Slika 3-3 Modificirani S1223: Cl-Cd

Međusobne razlike u geometriji mogu se vidjeti iz Tablica3-1 te Slika 3-4. Iz danih podataka vidi se da su razlike u geometriji male. Najveća je razlika u relativnoj debljini, koja je veća kod modificiranog profila, što je pozitivno iz konstrukcijskih razloga, odnosno nešto većeg prostora za smještaj ramenjače.

Tablica3-1 Geometrija aeroprofila

Ime aeroprofila	Relativna debljina (%)	Mjesto (%)	Relativna zakrivljenost (%)	Mjesto (%)
S1223	12.14	19.9	8.67	49
S1223 modified 13%	12.98	19.7	8.68	48



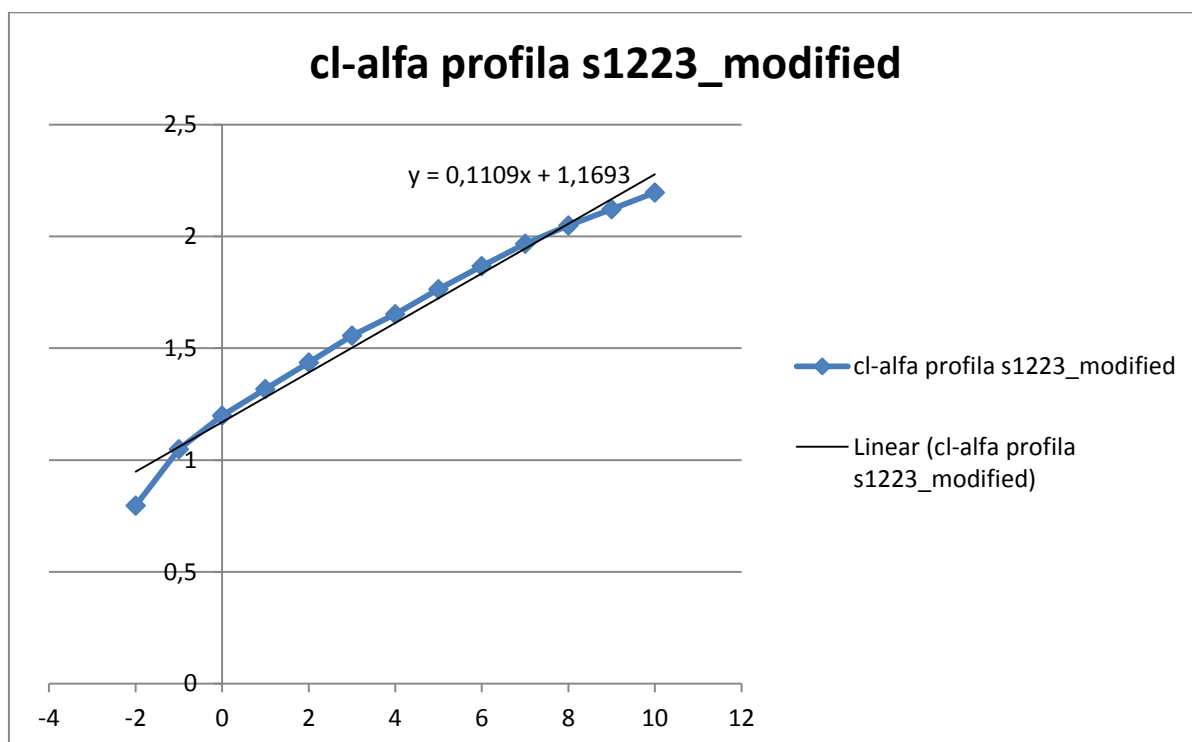
Slika 3-4 Usporedba geometrije aeroprofila

Kako je analiza pokazala da modifikacija daje pozitivne rezultate odlučeno je da će se na krilu koristiti modificirani S1223 (S1223 Modified 13%).

3.1.4. Osnovni podaci o aeroprofilu

Gradijent uzgona aeroprofila dobiven je ekstrapolacijom iz $C_l - \alpha$ dijagrama (Slika 3-5) dobivenog u XFOIL-u:

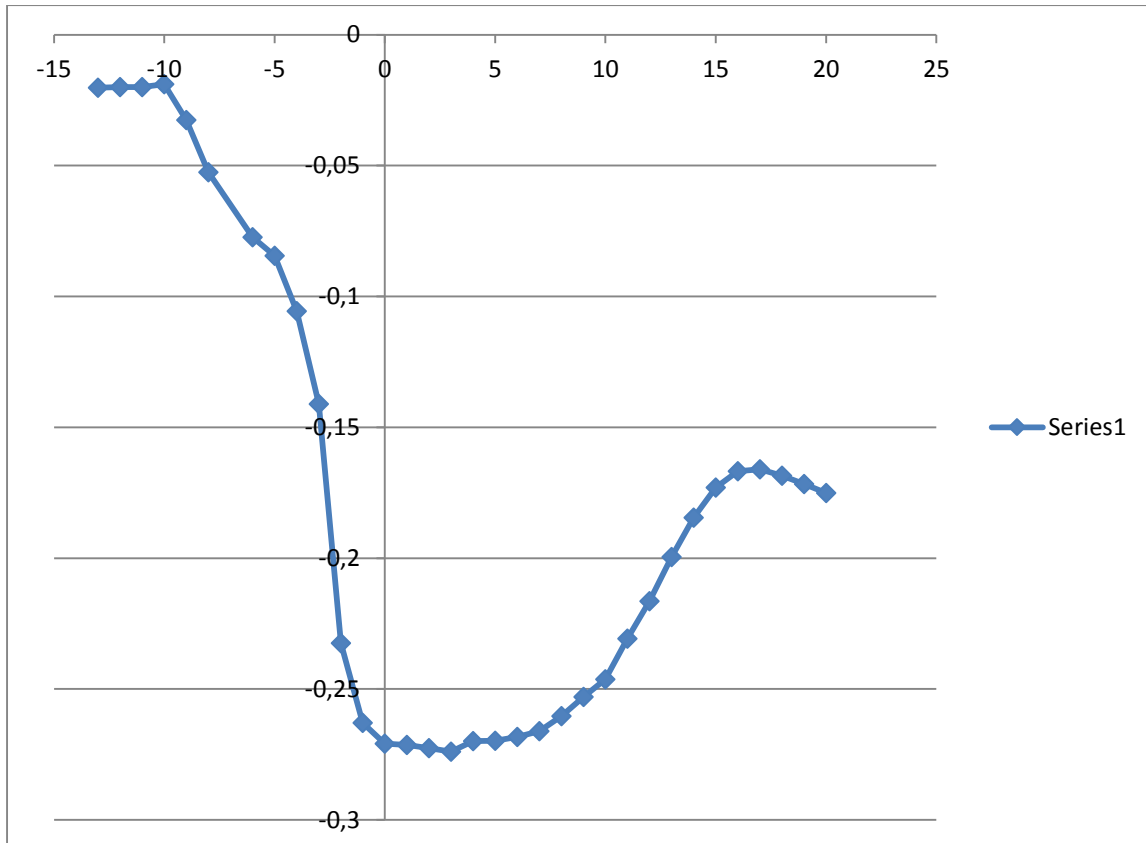
$$C_{l\alpha} = 6,32$$



Slika 3-5 Aeroprofil S1223 modified: Ekstrapolacija gradijenta uzgona

Kut nultog uzgona procijenjen je prema [6] linearnom aproksimacijom zbog izrazite nelinearnosti uzgona u području negativnih napadnih kutova. Ovako procijenjena vrijednost kuta nultog uzgona aeroprofila jest:

$$\alpha_0 = -10,6^\circ$$



Slika 3-6 Aeroprofil S1223 modified: $C_m - \alpha$ dijagram

Ovisnost momenta propinjanja aeroprofila dana je na Slika 3-6. Vidi se da je za nulti napadni kut moment propinjanja aeroprofila $C_m = -0,27$.

3.2. Krilo

3.2.1. Geometrija krila

Da bi se zaključila kakva geometrija krila je optimalna u odnosu na misiju letjelice u programskom paketu MATLAB je napravljena skripta koja varira duljinu tetive i raspon, ta za njihove kombinacije daje MTOW unutar ograničenja danih pravilnikom (propisani motor i duljina piste).

Pristup koji je implementiran u Matlab skripti dan je sa [6] te se također nalazi u 11. poglavlju Literature [7] gdje se krilo dimenzionira prema fazi polijetanja.

3.2.2. Dimenzioniranje prema polijetanju

Kako je spomenuto u uvodu ovog poglavlja dimenzioniranje krila rađeno je prema fazi polijetanja jer je ona kritična za misiju letjelice. Za ovaj zadatak generirana je skripta u MATLAB-u koja simulira fazu polijetanja prema [6]. Isti pristup dimenzioniranja krila dan je i u [7]. Prvo ograničenje koje se nalazi u skripti je duljina zaletavanja (ground roll distance) letjelice koje je zadano pravilnikom i iznosi $S_g = 60$ m. Kako bi se vidio utjecaj različitih kombinacija duljine tetive i raspona na MTOW oni su zadani kao varijable. To znači da će se kroz svaku iteraciju mijenjati vitkost krila te ukupna površina krila, što dalje direktno utječe na ukupni otpor i nosivost.

3.2.3. Otpor

Prema [6] polara bi pri malim brzinama i velikim zakrivljenostima trebala biti zapisana u sljedećem obliku:

$$C_D = C_{D0} + K' C_L^2 + K'' (C_L - C_{Lmin})^2$$

Parametar C_{D0} je u ovoj fazi ostavljen kao konstantan i procjenjen sa generičkom vrijednosti $C_{D0} = 0.02$. Parametar K' je varijabla jer se u njemu nalaze promjenjiva tetiva i raspon:

$$K' = \frac{1}{e\pi AR}$$

gdje je $AR = \frac{b^2}{S_{ref}}$

Parametar K'' je funkcija aeroprofila te je on uzet kao konstanta i procijenjen na $K'' = 0.0347$. Parametar C_{Lmin} je također uzet kao konstantan i procijenjen prema XFRLR-u sa $C_{Lmin} = 1.05$.

3.2.4. Uzgon

Gradijent uzgona aeroprofila zadan je kao:

$$C_{la} = 1.1693 + 0.1109 \cdot \alpha$$

Kako bi se našao uzgon konačnog krila za svaku kombinaciju raspona i tetive računat je inducirani napadni kut prema:

$$\alpha_i = \frac{2 \cdot C_{la}}{(\pi \cdot AR)}$$

Što znači da je efektivni napadni kut konačnog krila dan sa:

$$\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i$$

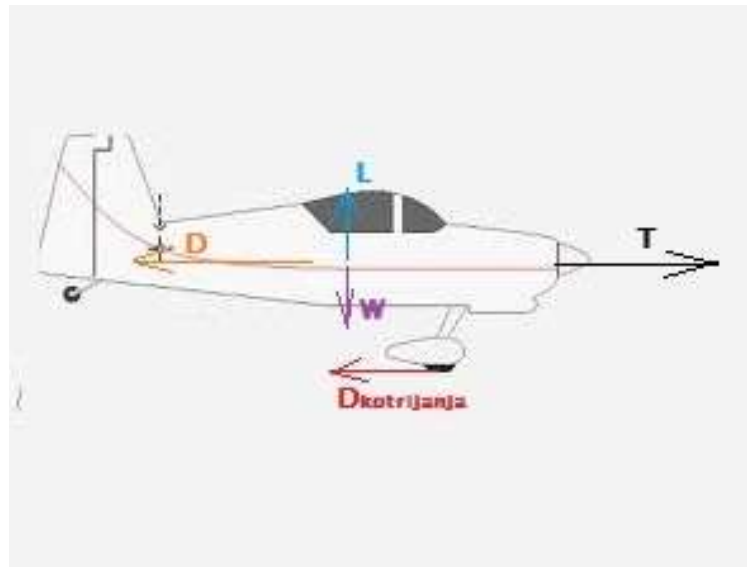
3.2.5. Analiza polijetanja

Da bi se simuliralo polijetanje prvo je bilo potrebno odrediti brzinu polijetanja prema:

$$V_{TO} = \sqrt{2 \cdot a_{srednje} \cdot S_g}$$

U ovoj formuli nalazi se nepoznati parametar akceleracije. U MATLAB-u je napravljena petlja koja nakon prvotno pretpostavljene akceleracije dolazi do točne vrijednosti akceleracije u polijetanju.

Ovdje se srednja akceleracija u polijetanju prema [6] procjenjuje kao vrijednost akceleracije u trenutku zalijetanja pri $0.7 V_{TO}$. Kako se akceleracija u polijetanju zapravo mijenja ovisno o ukupnim silama koje djeluju na letjelicu, koje ovise o brzini kretanja letjelice, potrebno je raspisati te sile prema Slika 3-7. To znači da je potrebno naći silu potiska, silu otpora, silu uzgona te silu otpora kotrljanja, a sve to pri $0.7 V_{TO}$.



Slika 3-7 Sile u polijetanju

Sila potiska je dobivena interpolacijom pravca ovisnosti sile potiska o brzini. Sila otpora je za zadanu brzinu izračunata prema standardnoj formuli za silu otpora sa koeficijentom otpora procjenjenog prema formuli (1). Isto se odnosi za silu uzgona za koju je koeficijent uzgona uzet za napadni kut od 0° za koji se pretpostavlja da će se uspostaviti u fazi zalijetanja kako bi otpor bio minimalan. Ovaj kut je mijenjan u analizi i dobiveno je da veoma malo utječe na konačan rezultat, pa je kao takav i ostavljen. Za silu otpora kotrljanja uzet je koeficijent kotrljanja $\mu = 0.03$. Tu je bilo potrebno i odrediti silu težine, odnosno MTOW, a on se ovdje također nalazio kao varijabla i procjenjivao se prema formuli:

$$W = 0.5 \cdot V_{TO}^2 \cdot 0.8 \cdot C_{Lmax} \cdot S$$

U formuli se ne uzima ukupni C_{Lmax} , već 80% njegovog iznosa kao u svakoj analizi polijetanja, a to znači da je ostavljena margina sigurnosti.

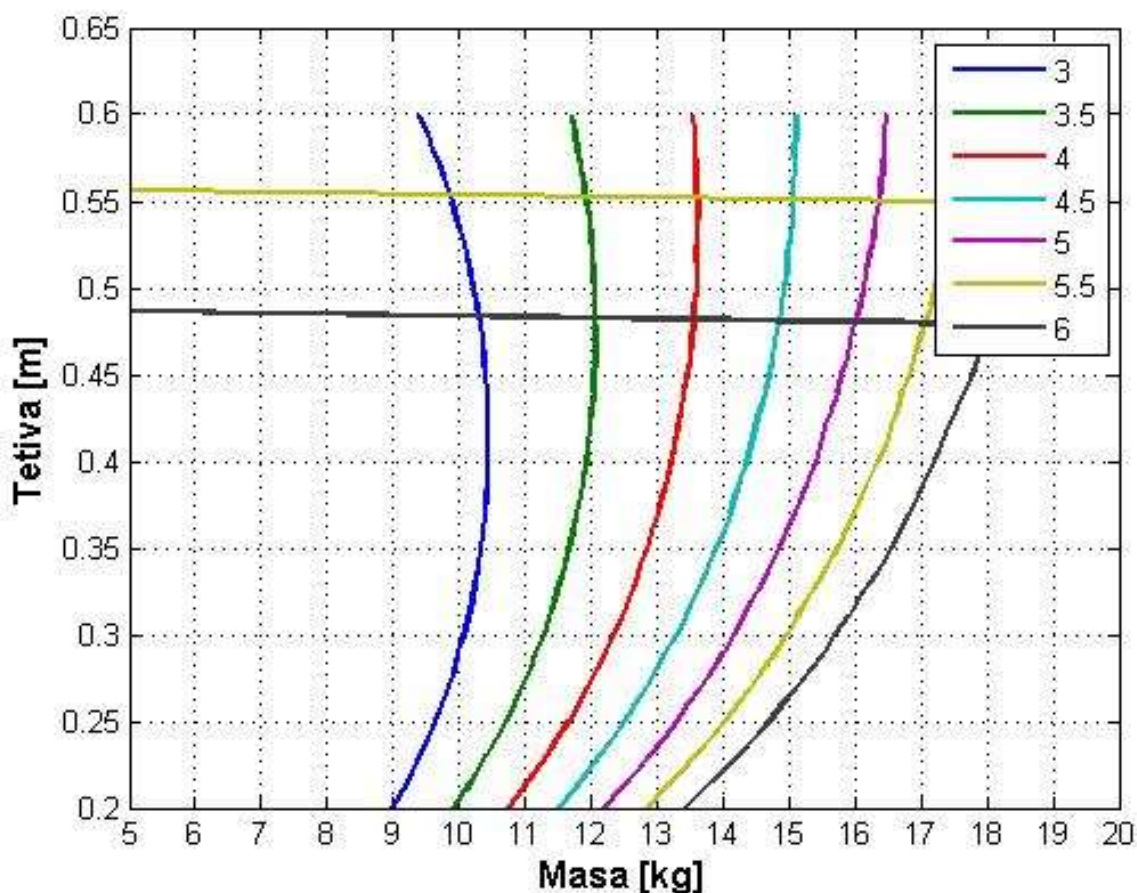
Nakon što su se odredile sve sile mogla se odrediti ukupna sila koja djeluje na letjelicu u trenutku $0.7 V_{TO}$ a izvor je akceleracije prema formuli:

$$F = T - D - \mu(W - L)$$

Što znači da je srednja akceleracija u polijetanju:

$$a_{srednje} = \frac{F}{m}$$

Nakon što su se sve varijable zatvorile u petlju iscrtan je dijagram ovisnosti ukupne mase o kombinaciji raspona krila i duljine tetive (Slika 3-8).



Slika 3-8 Parametri krila

3.2.6. Odabir tetive i raspona

Sa dijagrama (Slika 3-8) se jasno vidi da se veća nosivost dobiva sa većim rasponom, odnosno većom površinom, međutim veći raspon znači i veću vitkost krila što znači manji inducirani otpor koji je dominantan pri malim brzinama leta. Također sa dijagrama se vidi (pogotovo za manje raspone) da će nosivost nakon određene duljine tetive početi padati. To je opet vezano uz vitkost krila i inducirani otpor.

Stoga odlučilo se ići na veći raspon. Međutim veći raspon konstrukcijski je ograničen, kako zbog transportne kutije tako i zbog težine izvedbe. Zbog problema vezanih uz izvijanje vitkih konstrukcija, a i zbog ograničenja transportne kutije (dimenzije 1000*400*400mm), odlučeno je da će se ići na izvedbu krila od 5 segmenata krila duljine 980 mm. To znači da će ukupno trebati izvesti 4 spoja krila, a ukupni raspon krila će biti 4,9 m. Tetiva je također ograničena transportnom kutijom, te je odlučeno da će njezina duljina biti 380 mm kako bi segment krila normalno mogao stati u kutiju.

Sa dijagrama se može vidjeti da se za odabranu kombinaciju tetive i raspona može očekivati ukupna nosivost oko ~15 kg, što daje opterećenje krila od $W/S=8 \text{ kg/m}^2$. Međutim te brojke su preciznije određene u detaljnoj analizi performansi gdje je analizirana i nosivost u zavisnosti o gustoći zraka.

3.2.7. Analiza krila pomoću XFLR-a i excel-a

Paralelno uz prethodno opisano dimenzioniranje radila se i slična analiza u excel-u koja je uzimala gotove podatke dobivene u XFLR-u za danu geometriju krila. U tom proračunu opet je glavna varijabla, odnosno cilj bila maksimalna nosivost. Ovaj dio podrazumijevao je puno ručnog posla i prebacivanja parametara iz XFLR-a u excel i to sve se moralo provoditi kroz iteracije. Excel je za pretpostavljenu srednju akceleraciju i zadanu duljinu piste određivao potrebnu brzinu polijetanja prema formuli:

$$V_{TO} = \sqrt{2 \cdot a \cdot S_g} \quad [\text{m/s}]$$

Nakon toga, za tu brzinu polijetanja i pretpostavljeni $C_{Lmax} = 2.1$, određivala se potrebna površina krila prema:

$$S = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V_{TO}^2 \cdot C_{Lmax}} \quad [\text{m}^2]$$

Gdje se ukupna masa također pretpostavljala, a točna maksimalna ukupna masa se dobila poslije kroz iteracije.

U XFLR-u se nacrtalo krilo sa prije određenim parametrima raspona i tetive međutim na krajnjim segmentima se napravilo suženje krila toliko da se ipak zadovolji potrebna površina prema gore izračunatoj formuli. Ovdje se odlučilo na suženje na uškama kako bi se dodatno povećala vitkost krila odnosno smanjio inducirani otpor. Nakon analize u XFLR-u dobili su se točni podaci o otporu i uzgonu krila, koji su ulazili u daljnju analizu polijetanja u excel-u. Postupak je dalje bio veoma sličan već opisanom u poglavlju 3.2.5 uz razliku da su se svi podaci vezani uz krilo za svaku iteraciju dobivali direktno u XFLR-u, a brzina polijetanja se ponovno procjenjivala za točne parametre krila prema formuli:

$$V_{TO} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot 80\% C_{Lmaks} \cdot S}}$$

Kao što je napravljeno u poglavlju 3.2.5 i ovdje se iterativno računala srednja akceleracija u polijetanju i to zato da bi se provjerio kriterij polijetanja unutar 60 m prema formuli:

$$Sg = \frac{V_{TO}^2}{2 \cdot a}$$

Ovdje je dodatno postavljen i kriterij da pri brzini V_{stall} letjelica mora imati višak potiska. Procjenjuje se ukupan otpor letjelice u zraku pri maksimalnom napadnom kutu i uspoređuje sa raspoloživom potisnom silom koju pogon daje pri toj brzini. Ovaj kriterij nazvan je Sigurnosnom marginom i on mora biti pozitivan. Ovom analizom dobiveni su sljedeći parametri:

Ukupna masa: $m = 16.5$ kg

Potrebna površina: $S = 1,75$ m²

Brzina polijetanja: $V_{TO} = 9.2$ m/s

Akceleracija u polijetanju: $a = 0.663$ m/s²

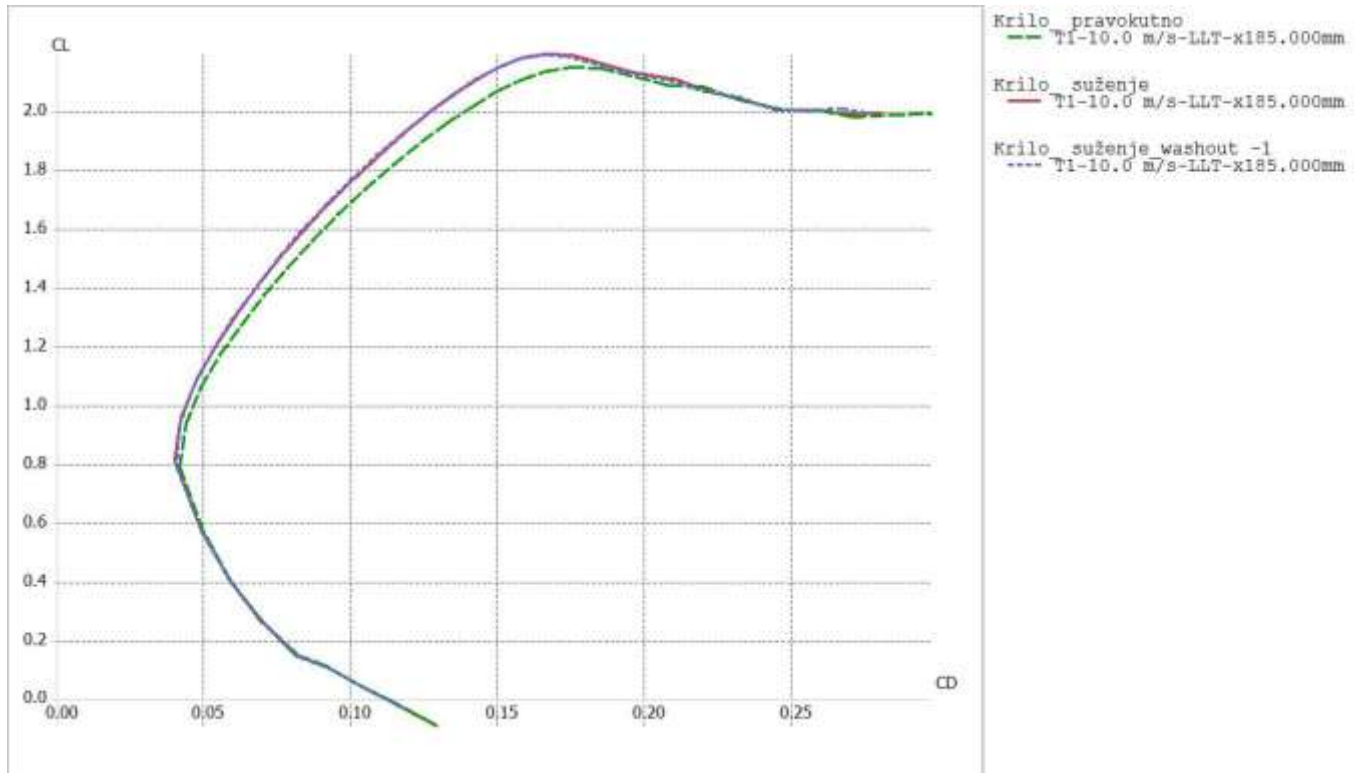
Duljina uzlijetanja: $S_g = 58,5$ m

Sigurnosna margina: 37%

3.2.8. Modifikacije krila

Kao što je već spomenuto na krajnjim segmentima krila napravljeno je suženje. Suženje krila odabrano je tako da površina krila i dalje zadovolji potrebnu površnu izračunatu u prethodnom poglavlju. To je rezultiralo vršnom tetivom od 280 mm. Pozitivni rezultati ove modifikacije najbolje se vide ako se međusobno usporede polare ovih krila (Slika 3-9). Sa dijagrama se vidi očekivani rezultat da povećanje vitkosti krila, rezultira sveukupno manjim otporom odnosno povoljnijom polarom u cijelom random području.

Međutim na krajnjim segmentima ujedno su predviđeni i eleroni, a poznato je da sužavanje krila rezultira sa problemima odvajanja strujanja pri vrhu krila. Da bi se to sprječilo odlučilo se na washout krila od 1° i to samo na uškama krila. Ovaj kut ispiranja krila odabran je međusobnom usporedbom α_{max} za aeroprofil S1223 Modified 13% pri različitim Reynoldsima koji su rezultat različitih duljina tetiva. Sa dijagrama (Slika 3-9) se vidi da modificirano krilo sa ispiranjem od -1° nema velikog utjecaja na polaru krila.



Slika 3-9 Polare krila s modifikacijama

3.2.9. Osnovni podaci o krilu

Raspon: $R = 4900$ mm

Srednja aerodinamička tetiva: $S.A.T = 362.5$ mm

Površina krila: $S = 1.764$ m²

Vitkost krila: $AR = 13.61$

Suženje krila: $\lambda = 0.735$

Koeficijent uzgona nultog kuta: $C_{L0} = 0.95$

Gradijent uzgona: $C_{L\alpha} = 5.74$

Koeficijent maksimalnog uzgona: $C_{Lmax} = 2.2$

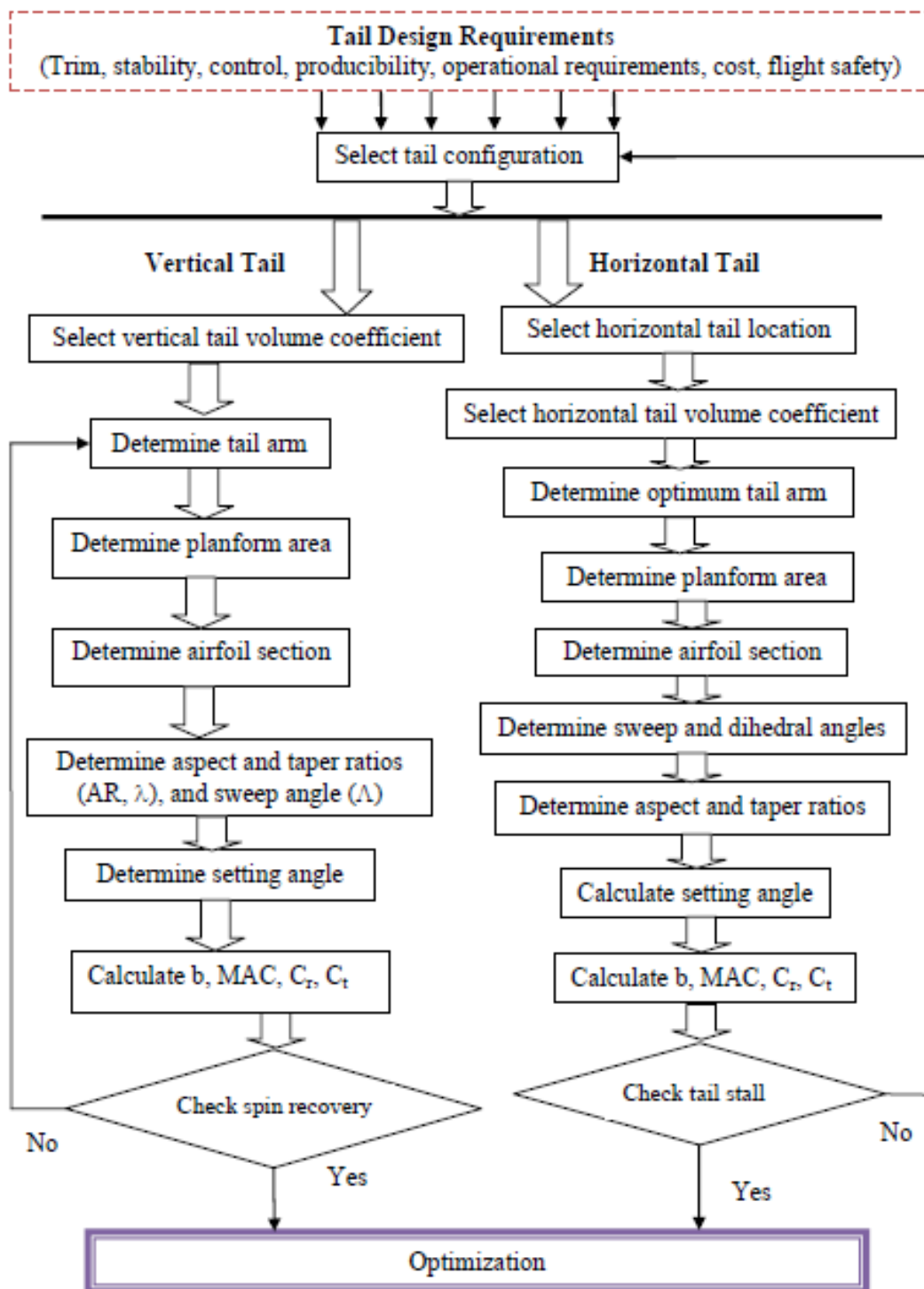
Maksimalni napadni kut: $\alpha_{max} = 16^\circ$

3.3. Dimenzioniranje repnih površina

Cilj ovog poglavlja je opisati postupak korišten u dimenzioniranju repnih površina. Dimenzioniranje repnih površina rađeno je prema postupku koje se može naći u šestom poglavlju reference [12]. Generalne smjernice u dimenzioniranju repnih površina dane su dijagramom na Slika 3-10.

U postupku dimenzioniranja odrađeno je nekoliko iteracija dok se nije došlo do zadovoljavajuće planforme repnih površina. Iteracije su bile vezane uz nepoznavanje svih parametara potrebnih za dimenzioniranje poput duljine trupa, konstrukcijska ograničenja vezana uz pravilnik itd. U ovim iteracijama mijenjao se i odabrani volumni koeficijent.

Prema dijagramu (Slika 3-10) predviđena je i optimizacija parametara repnih površina, međutim ovaj korak se zbog nedostatka vremena nije odradio te se uzela prva planforma koja je zadovoljila sve uvjete koji se postavljaju pred repne površine.

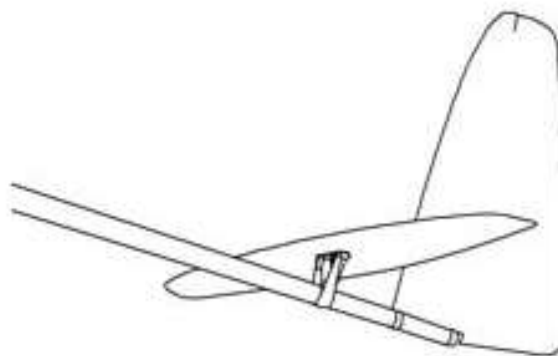


Slika 3-10 Smjernice za dimenzioniranje repnih površina

3.3.1. Odabrana konfiguracija

U konceptualnoj fazi analizom prototipova odnosno atributa i ciljeva koji se stavljaju pred letjelicu, pobjednička konfiguracija rezultirala je V-rep konfiguracijom. Međutim, zbog kompliciranije izvedbe takve konfiguracije, odnosno nedostatka iskustva tima koji gradi letjelicu odlučilo se krenuti u izvedbu "standardne" konfiguracije repnih površina. No, ova "standardna" konfiguracija imati će odvojene horizontalne i vertikalne repne površine te će cijeli horizontalni stabilizator ujedno biti i elevator, odnosno biti će cijeli pomičan (Slika 3-11). Sličnu konfiguraciju ima jedan od prototipova u konceptualnoj fazi (Solar Impulse) te pobjednik na prošlom natjecanju Air Cargo Challenge. Ovakvo rješenje je veoma popularno i na radio-upravljanim letjelicama sličnih dimenzija (Supra PRO Competition).

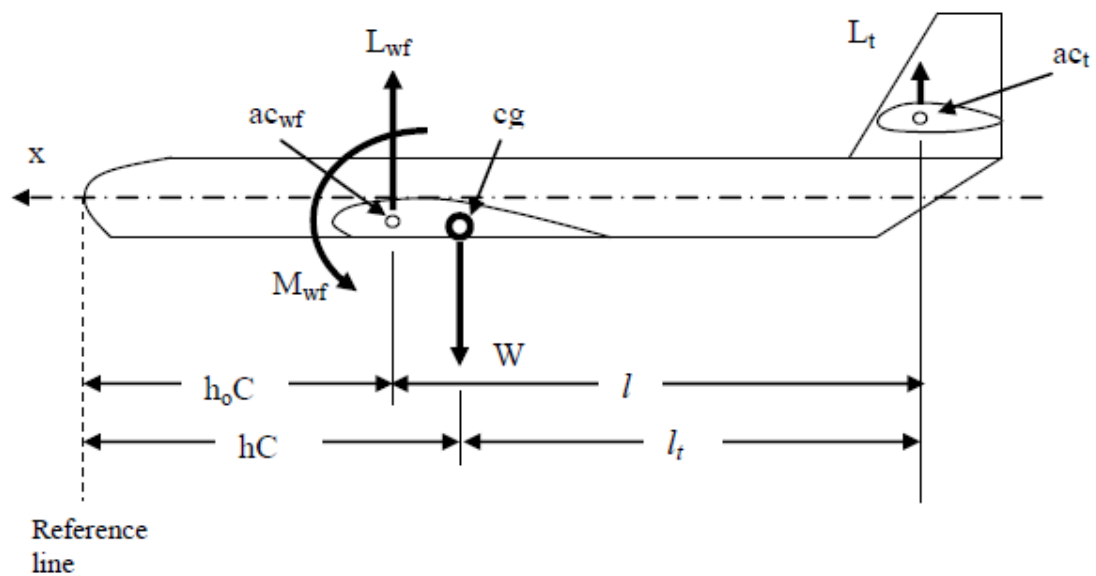
Glavna prednost ovakve konfiguracije je da volumni koeficijent može biti 10-15% manjeg iznosa u odnosu na fiksni horizontalac. Prema [12] prednost ovakve konfiguracije je i u manjem otporu koji je rezultat trimanja letjelice u krstarenju.



Slika 3-11 Odabrana konfiguracija repa

3.3.2. Horizontalne repne površine

Kako je već spomenuto radi se o pomičnom horizontalnom stabilizatoru koji ima ulogu i elevatora. U postupku dimenzioniranja potrebno je znati parametre krila poput položaja aerodinamičkog centra, zatim položaj centra mase, udaljenost aerodinamičkog centra krila do aerodinamičkog centra horizontalca l , te udaljenost aerodinamičkog centra horizontalca do centra mase letjelice l_t (Slika 3-12). Ove parametre bilo je teško odrediti u fazi dimenzioniranja te su upravo oni bili izvor nekoliko iteracija.



Slika 3-12 Parametri pri dimenzioniranju horizontalca

3.3.2.1. Položaj horizontalnog stabilizatora

Uobičajeni postupak određivanja položaja horizontalca vezan je ili uz već prethodno određenu duljinu trupa ili određivanje optimalnog položaja horizontalca s obzirom na trup odnosno na otpor koji ga on stvara.

U prvoj iteraciji krenulo se sa pronalaženjem optimalnog položaja horizontalca. Ovdje se razmatra otpor trupa koji ovisi o njegovoj duljini i otpor samog horizontalca koji ovisi o njegovim dimenzijama koje dalje opet ovise o duljini trupa odnosno gdje su repne površine pozicionirane. To znači da otpor kombinacije trupa i repnih površina ima svoj minimum za određenu duljinu trupa. Prema [3] ova optimalna pozicija repnih površina dana je sa:

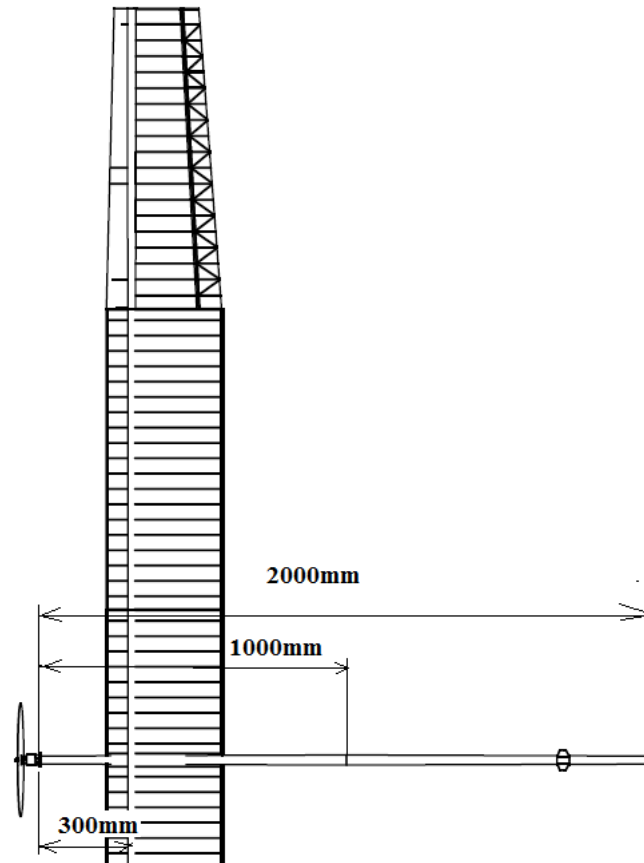
$$l_{opt} = \sqrt{\frac{4\bar{C}SV_h}{\pi \cdot D_f}}$$

Ovdje je $\bar{C} = 0.362$ m i označava duljinu srednje aerodinamičke tetive; $S = 1,76\text{m}^2$ površina krila; V_h volumni koeficijent horizontalca koji je u ovoj iteraciji odabran prema vrijednosti za jedrilice $V_h = 0,6$; $D_f = 0,04 \text{ m}^2$ ekvivalentni promjer trupa. Nakon uvrštavanja ovih vrijednosti dobivena je optimalna udaljenost repnih površina:

$$l = l_{opt} = 3,49 \text{ m}$$

Ovako velika optimalna udaljenost rezultat je malog promjera trupa od 40mm. Nakon dužeg razmatranja ovakav pristup je odbačen iz nekoliko razloga. Ovakva duljina trupa rezultirala bi konstrukcijskim problemima vezanim uz krutost repa, odnosno velikim progibima zbog malog promjera trupa. Bilo bi veoma teško izvesti trup ove duljine a da ima relativno mali progib. Dodatno ako bi se išlo na veću duljinu, transportna kutija također predstavlja ograničavajući faktor gdje bi sami trup bilo potrebno izvesti u nekoliko segmenata duljine 1m. Više segmenata trupa podrazumijeva i više spojnih točaka koji predstavljaju veliki izazov u izvedbi i uglavnom su veliki izvor dodatne mase letjelici. Ova pogreška u pristupu rezultirala je dodatnom iteracijom.

Nakon analize prototipova i sličnih letjelica zaključeno je da je dovoljno ići na dva segmenta trupa duljine 1m. Na ovaj način dobiva se samo jedan spoj što znatno olakšava izvedbu. Slika 3-13 prikazuje te dimenzije.



Slika 3-13 Duljinske dimenzije trupa

Nakon određivanja duljine trupa odnosno trupa išlo se u procjenu položaja horizontalca na trupu u odnosu na aerodinamički centar krila. Kako se horizontalne repne površine nalaze ispred vertikalnih repnih površina, horizontalac je potrebno pozicionirati tako da se ostavi dovoljno mjesta za prihvat vertikalca na trup, a ujedno i da horizontalac neometano obavlja ulogu elevatora.

Procjenjena je udaljenost horizontalca:

$$l = 1420 \text{ mm}$$

Napomena: Dimenzioniranje horizontalca odrađeno je prema ovoj vrijednosti no ova udaljenost se u kasnijoj fazi pokazala neadekvatnom zato što nije ostalo dovoljno prostora na trupu za prihvat vertikalca te se horizontalac morao pomicati unaprijed.

Vertikalni položaj horizontalnog stabilizatora je određen v-nosačem horizontalnih repnih površina. Ovaj povišeni položaj pozitivno utječe i na efikasnost horizontalca jer se smanjuje utjecaj glavnog krila:

$$h_h = 40 \text{ mm}$$

3.3.2.2. Odabir volumnog koeficijenta

U prvoj iteraciji odabran je volumni koeficijent prema tablici (Tablica 3-2).

. U toj tablici dani su standardni volumni koeficijenti za različite kategorije aviona. Za prvu iteraciju uzeta je vrijednost volumnog koeficijenta za jedrilice $V_h = 0,6$, no ova vrijednost koeficijenta se nakon detaljnije analize prototipova mijenjala te je uzeta manja vrijednost. Pobjednički prototip iz preliminarne faze projektiranja (Prototip 2) ima volumni koeficijent za horizontalac $V_h = 0,3$ te je u kasnijoj fazi uzeta vrijednost volumnog koeficijenta bliža toj vrijednosti prema kojoj je odrađeno dimenzioniranje:

$$V_h = 0,4$$

U ovom volumnom koeficijentu nalaze se parametri površine horizontalca S_t i udaljenosti njegovog aerodinamičkog centra do aerodinamičkog centra krila l , prema formuli:

$$V_h = \frac{lS_t}{\bar{C}S}$$

Tablica 3-2 Volumni koeficijenti

No	Aircraft	Horizontal tail volume coefficient (V_H)	Vertical tail volume coefficient (V_V)
1	Glider and motor glider	0.6	0.03
2	Homebuilt	0.5	0.04
3	GA-single prop-driven engine	0.7	0.04
4	GA-twin prop-driven engine	0.8	0.07
5	GA with canard	0.6	0.05
6	Agricultural	0.5	0.04
7	Twin turboprop	0.9	0.08
8	Jet trainer	0.7	0.06
9	Fighter aircraft	0.4	0.07
10	Fighter (with canard)	0.1	0.06
11	Bomber/military transport	1	0.08
12	Jet Transport	1.1	0.09

3.3.2.3. Površina horizontalnog stabilizatora

Kada su određeni pozicija repnih površina i volumni koeficijent površinu horizontalca bilo je lako izračunati. Potrebna površina je

$$S_t = \frac{\bar{C}_S V_h}{l} = \frac{0,362 \cdot 1,764 \cdot 0,4}{1,42} = 0,1799 \text{ m}^2$$

Prema ovoj vrijednosti je i dimenzioniran horizontalac, odnosno ova vrijednost nije mijenjana bez obzira što se kasnije horizontalac pomicao unaprijed. Zaključeno je da zbog nešto većeg volumnog koeficijenta u odnosu na Prototip 2, a i činjenici da se radi o stabilizatoru koji je cijeli pomičan, analize stabilnosti i stall-a horizontalca koje su rađene paralelno će pokazati zadovoljavajuće rezultate bez obzira na ovu modifikaciju.

Napomena: Da je izabran volumni koeficijent $V_h = 0,3$ kojeg ima Prototip 2 potrebna površina bila bi $S_t = 0,135 \text{ m}^2$.

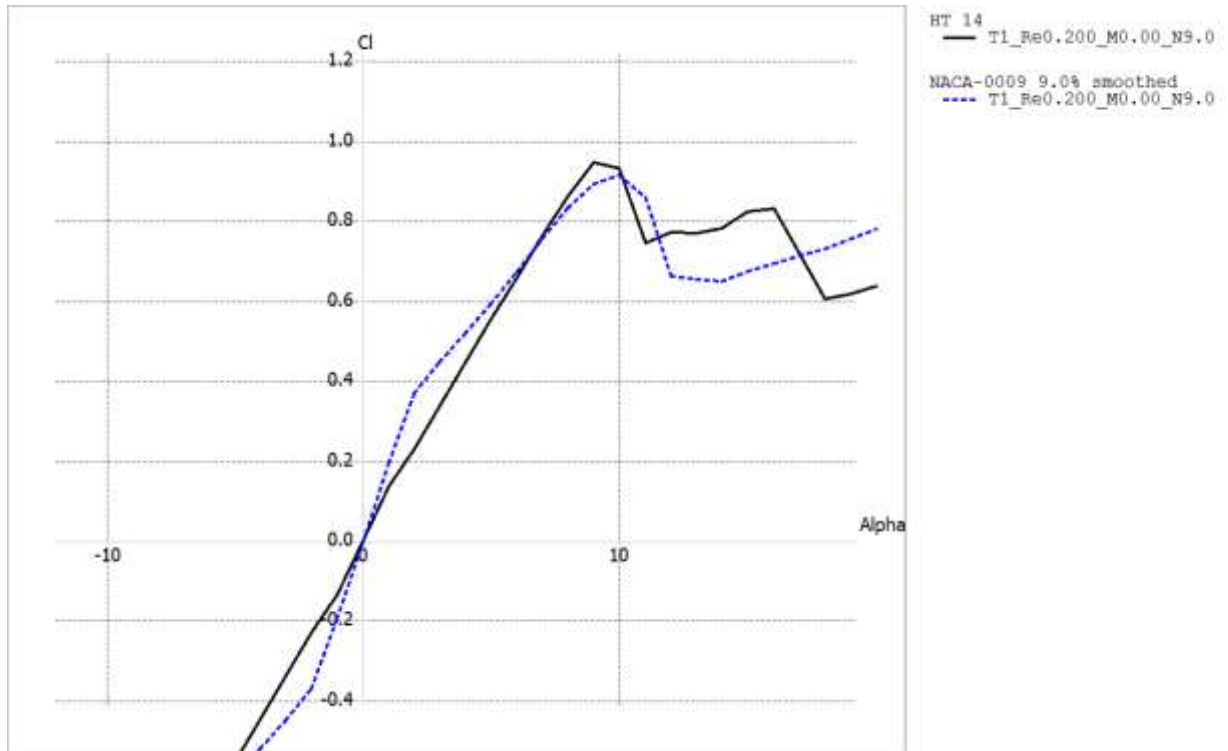
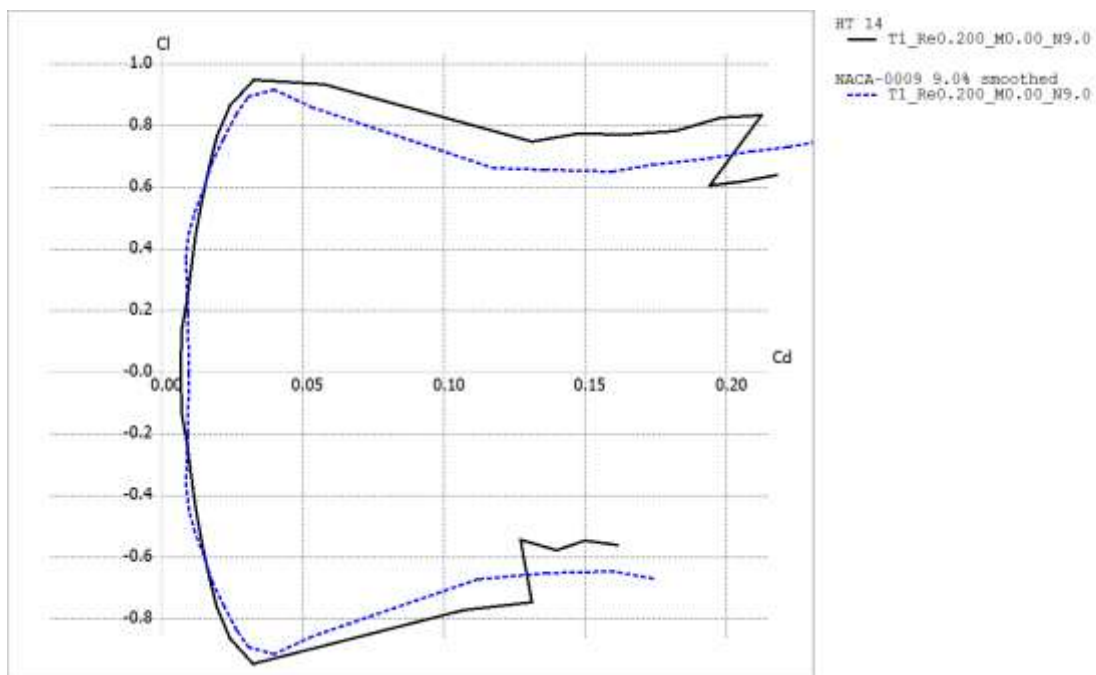
3.3.2.4. Aeroprofil

U samom startu se odlučilo da će aeroprofil na repnim površinama biti simetrični. Ovdje su razmatrana dva aeroprofila: NACA-0009 te HT14.

NACA-0009 je čest izbor u generalnoj avijaciji međutim analize u XFoil-u su pokazale da u području malih Reynoldsa HT 14 daje bolje rezultate. Kako se može vidjeti na Slika 3-14 NACA-0009 ima čudnu nelinearnost, te ujedno i nešto manji C_{lmaks} . Iz navedenih razloga odabran je aeroprofil HT 14. Ovaj aeroprofil gotovo je standardan odabir na radio-upravljanim modelima sličnih dimenzija jer odlično funkcionira u rasponu malih Reynoldsa te ima mali otpor (Slika 3-15). Karakteristike ovog aeroprofila prikazane su niže (Tablica 3-3).

Tablica 3-3 Osnovne karakteristike aeroprofila

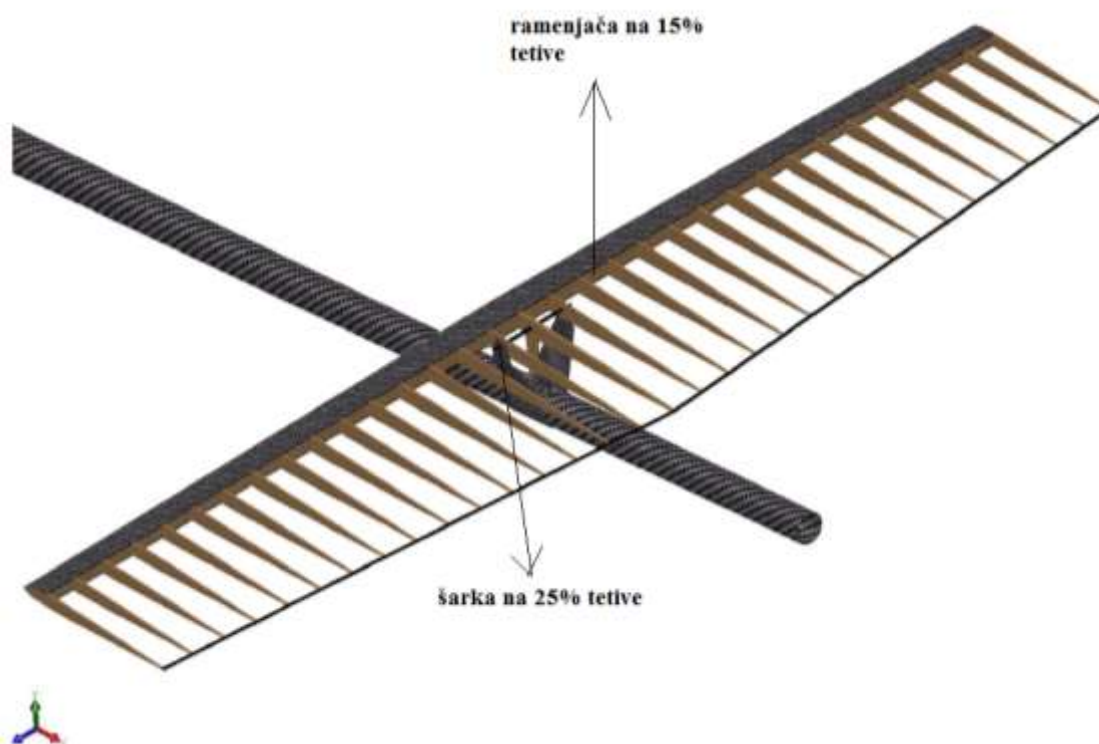
Aeroprofil HT 14 (simetričan)	
Relativna debljina	$t/c = 7,49 \%$
Položaj maks. debljine	18,9 %
Gradijent uzgona aeroprofila	$C_{l\alpha} = 6,15$
Maksimalni koef. uzgona aeroprofila	$C_{lmaks} = 0,945$
Maksimalni napadni kut	$\alpha_{maks} = 9^\circ$
Minimalni koeficijent otpora	$C_{d0} = 0,007$

Slika 3-14 Aeroprofil repa: C_l - α Slika 3-15 Aeroprofil repa: C_l - C_d

3.3.2.5. Geometrija horizontalnog stabilizatora

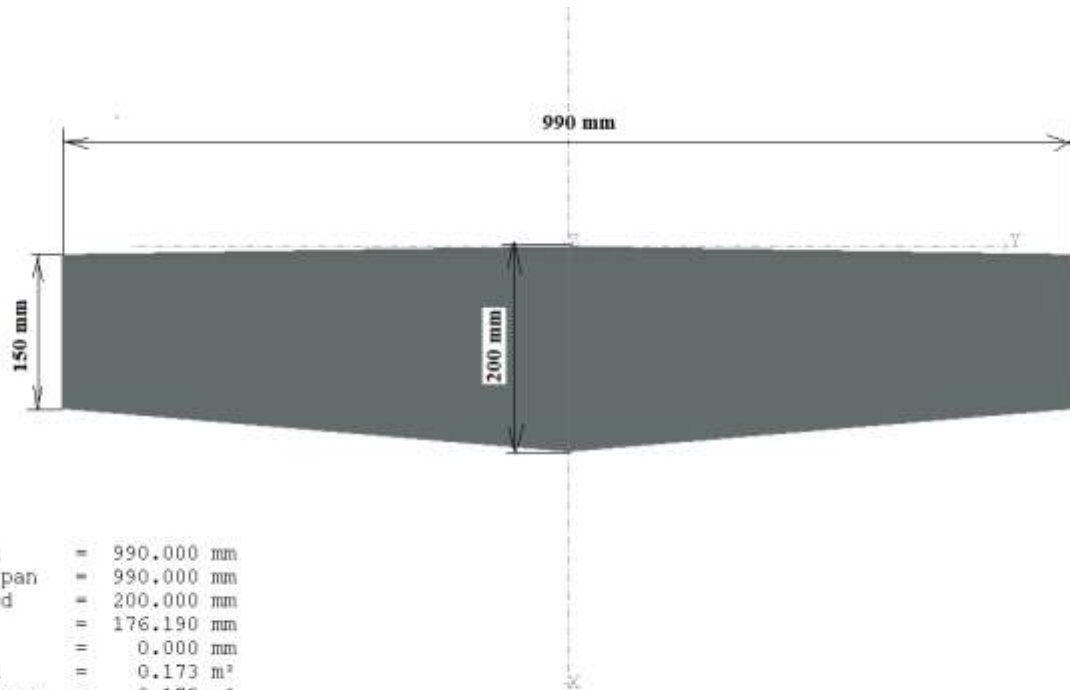
Geometrijske karakteristike planforme horizontalnog stabilizatora odnosno elevatora uvjetovane su konstrukcijskom izvedbom.

Želja je ostvariti što manji otpor te napraviti horizontalac što vitkije geometrije, međutim raspon je radi jednostavnosti izvedbe, kako bi se izbjegli spojevi, ograničen na 1m koliko iznosi i duljina transportne kutije. Nadalje kako se može vidjeti na Slika 3-16 ramenjača je smještena ispred zgloba oko kojeg se zakreće horizontalac. Zglob se nalazi na 25% tetive kako bi se smanjio potreban moment zakretanja elevator. Na taj način radi se ušteda u potrebnoj snazi servo-motora, odnosno njegovoj masi. Ramenjača se nalazi na 15% tetive, što znači da geometrijska mjesta 15% tetive nemaju kut strijele kako bi ramenjača po cijelom rasponu bila ravna odnosno bez prekida.



Slika 3-16 Konstrukcijska izvedba horizontalca

U XFLR-u se modelirao horizontalac i dobivena je geometrija prikazana niže (Slika 3-17).



Rep	
Wing Span	= 990.000 mm
XYProj. Span	= 990.000 mm
Root Chord	= 200.000 mm
M.A.C.	= 176.190 mm
X _{CG}	= 0.000 mm
Wing Area	= 0.173 m ²
XYProj. Area	= 0.173 m ²
Plane Mass	= 0.00 kg
Wing Load	= 0.000 kg/m ²
Tip Twist	= 0.00
Aspect Ratio	= 5.66
Taper Ratio	= 1.33
Root-Tip Sweep	= -0.52

Slika 3-17 Geometrija horizontalnog repa

3.3.2.6. Osnovne karakteristike horizontalnog stabilizatora

Geometrijske i aerodinamičke karakteristike prikazane su tablično (Tablica 3-4).

Tablica 3-4 Osnovne karakteristike horizontalnog stabilizatora

Horizontalni stabilizator	
Raspon	$b_t = 990 \text{ mm}$
Srednja aerodinamička tetiva	$SAT_t = 176 \text{ mm}$
Površina horizontalnog stabilizatora	$S_t = 0,173 \text{ m}^2$
Tetiva u korjenu	$c_r = 200 \text{ mm}$
Tetiva pri vrhu	$c_t = 150 \text{ mm}$
Vitkost	$AR = 5,66$
Suženje	$\lambda = 0,75$
Strijela c/4	$\Lambda_{1/4} = -0,52^\circ$
Gradijent uzgona	$C_{L\alpha_t} = 4,213$
Maksimalni napadni kut	$\alpha_{maks} = 10^\circ$
Maksimalni koeficijent uzgona	$C_{Lmaks} = 0,73$

3.3.3. Vertikalne repne površine

Postupak određivanja potrebne površine vertikalnog stabilizatora analogan je onom kod horizontalnih repnih površina te se stoga neće detaljnije opisivati već će se iznijeti rezultati proračuna.

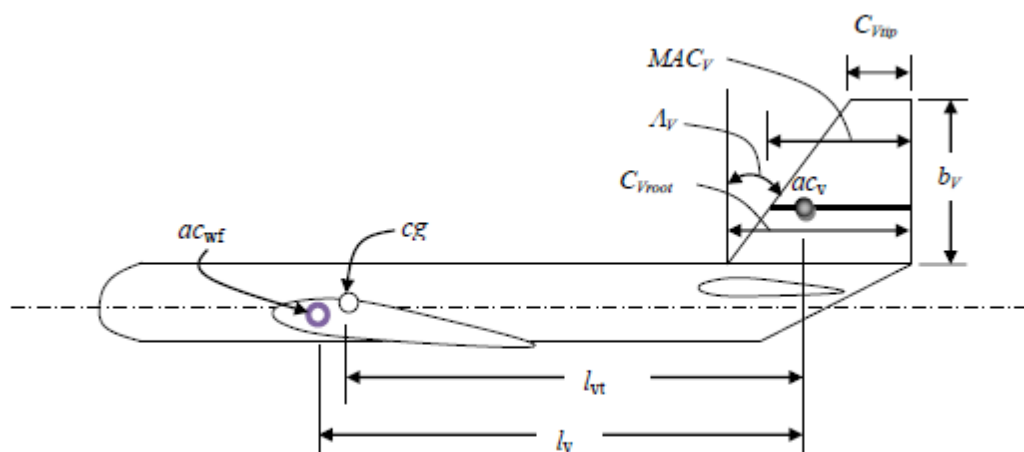


Figure 6.25. The vertical tail parameters

Slika 3-18 Parametri pri dimenzioniranju vertikalca

3.3.3.1. Položaj vertikalnog stabilizatora

Vertikalni stabilizator se nalazi odmah iza horizontalnog stabilizatora (Slika 3-11). U samom startu se pokušalo ostvariti da horizontalni stabilizator bude pomaknut maksimalno iza a da se ostavi dovoljno mjesta na trupu za prihvat vertikalnih repnih površina, međutim kako se nisu znale krajnje dimenzije repnih površina to je bilo teško ostvariti iz prvog pokušaja. Tako je udaljenost prema kojoj su se dimenzionirale vertikalne repne površine:

$$l_v = 1630 \text{ mm}$$

3.3.3.2. Volumni koeficijent i potrebna površina

Za volumni koeficijent pri određivanju potrebne površine vertikalnog stabilizatora uzela se vrijednost kao i kod Prototipa 2:

$$V_v = 0,015$$

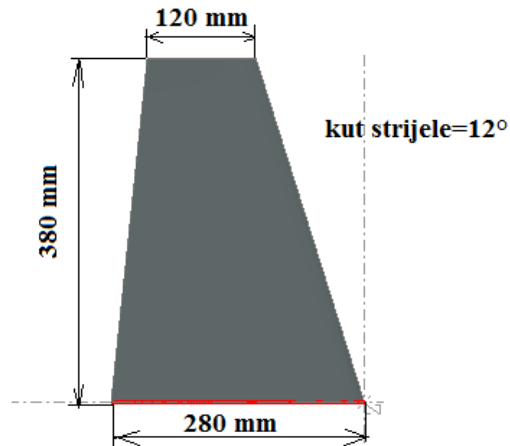
Slično kao i kod horizontalnog stabilizatora za potrebnu površinu proizlazi:

$$S_v = \frac{b \cdot S \cdot V_v}{l_v} = \frac{4,9 \cdot 1,764 \cdot 0,015}{1,63} = 0,0795 \text{ m}^2$$

3.3.3.3. Geometrija vertikalnog stabilizatora


Kako letjelica leti izrazito malim brzinama leta kut strijele vertikalnog stabilizatora nije potreban. Međutim, prema [13] pri dimenzioniranju vertikalnog stabilizatora bitan faktor je sami izgled, odnosno utisak koji on daje na prvi pogled. Stoga se odlučilo na mali kut strijele kako bi se postigao taj učinak. Dobivena geometrija može se vidjeti niže (Slika 3-19).

	y (mm)	ord (m)	fset (m)	dihedra	twist(°)	foil	c-panel:	X-dist	f-panel:	Y-dist
1	0.000	280.000	0.000	0.0	0.00	HT 14	11	Cosine	22	Uniform
2	380.000	120.000	120.000		0.00	HT 14				




Wing Span 760.00 mm
Area 0.08 m²
Projected Span 760.00 mm
Projected Area 0.08 m²
Mean Geom. Chord 200.00 mm
Mean Aero Chord 210.67 mm
Aspect ratio 3.80
Taper Ratio 2.33
Root to Tip Sweep 11.89 °
Number of Flaps 0
Total VLM Panels 242 Max is 2500
Number of 3D Panels 510 Max is 5000

Axes Panels
 Surfaces Outline
 Foil Names Masses



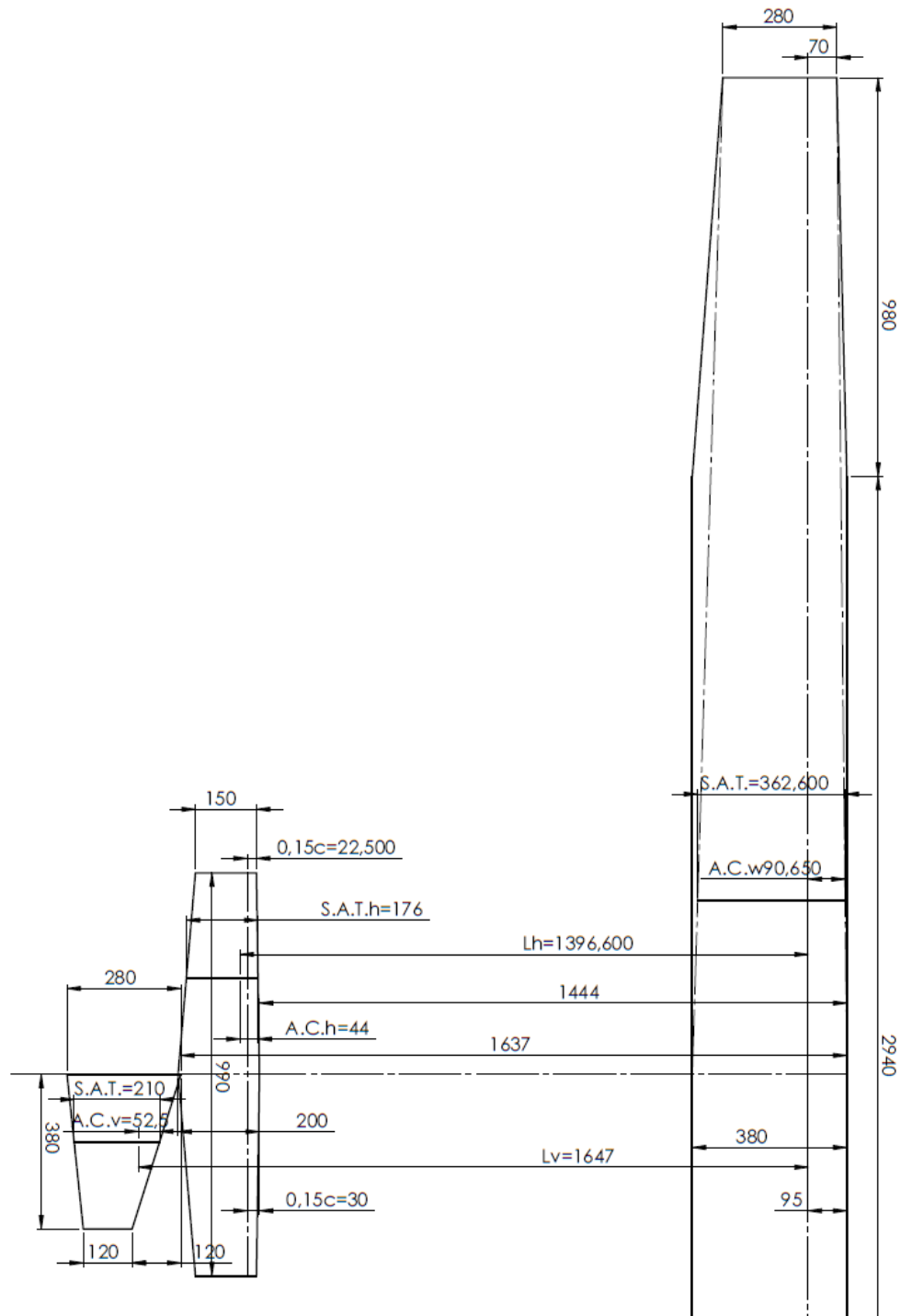
Reset Pick Center

Clip Plane 

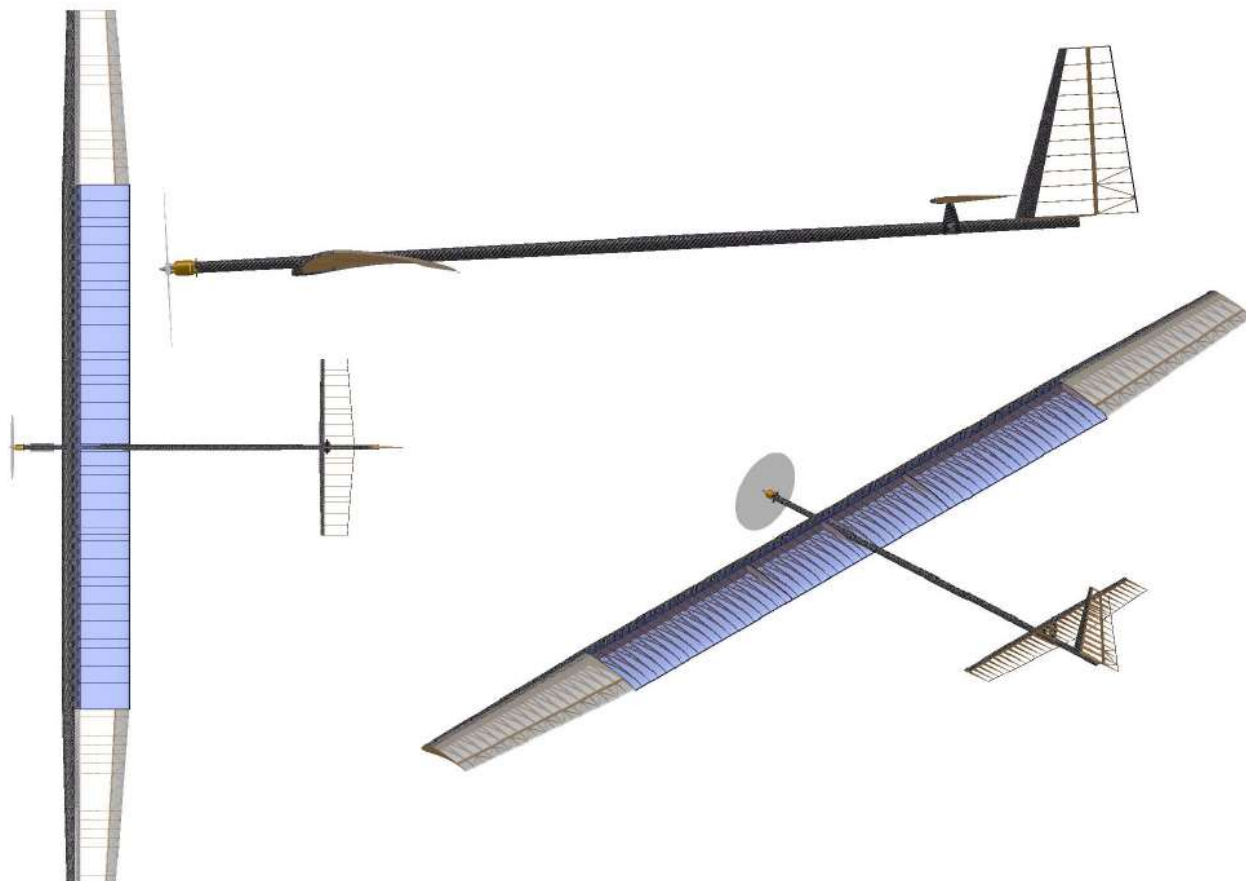
Reset Mesh Scale Wing Inertia...

Slika 3-19 Geometrija vertikalnog stabilizatora

3.3.4. Položaj i dimenzije repnih površina



Slika 3-20 Dimenzije letjelice



Slika 3-21 Usvojena konfiguracija letjelice



Slika 3-22 Repne površine

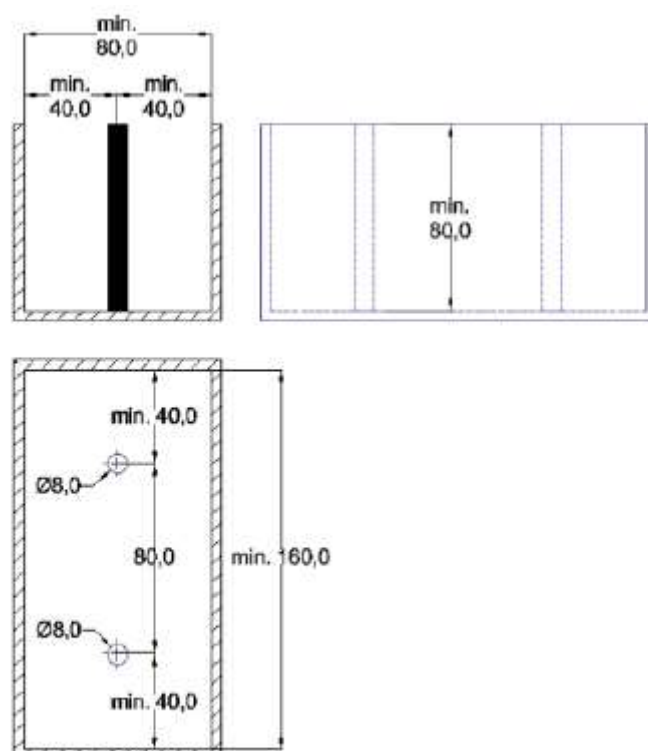
3.4. Podvozje, teretni prostor i centar mase

U ovom poglavlju napraviti će se osvrt na projektiranje podvozja, te na određivanje centra mase. Kroz analize provedene u preliminarnoj fazi dobiveni su optimalni prototipovi podvozja i teretnog prostora. Kod podvozja je to bila „taildragger“ varijanta, a za teretni prostor kutija oblika kvadra. Projektiranje podvozja i teretnog prostora se svodilo na definiranje izgleda komponenata, CAD konstruiranje istih, a zatim i izrada proračuna na čvrstoću konstrukcije.

3.4.1. Projektiranje teretnog prostora i podvozja

Pri projektiranju teretnog prostora cilj je bio minimizirati vrijeme utovara, masu i otpor a maksimizirati jednostavnost izrade. Za odabir podvozja fokus je također bio smanjiti masu i otpor, ali i povećati modularnost i jednostavnost izrade. Prvi korak je bio odrediti režim rada letjelice pri kojem se javljaju najveća naprezanja. U eksploataciji se javljaju 3 režima leta: polijetanje, krstarenje, slijetanje. Zaključeno je da će najopterećeniji režim leta za dijelove biti slijetanje zbog udarnih opterećenja koja se pojavljuju. Sa tim zaključkom odlučeno je da će se podvozje i teretni prostor projektirati tako da izdrže slijetanje, a samim time i ostali režimi leta su zadovoljeni.

Izgled teretnog prostora morao se prilagoditi zahtjevima natjecanja. Organizatori su pripisali minimalne dimenzije koje mora zadovoljiti teretni prostor (Slika 3-23).



Slika 3-23

Minimalne dimenzije teretnog prostora

Idejni prijedlog je bio konvencionalni, zatvoreni kutijasti teretni prostor oblika kvadra. Međutim, zaključeno je da je za zadovoljavanje pravila natjecanja dovoljno izraditi noseću ploču na koju se postavljaju utezi i priključuju svi ostali dijelovi podvozja. Nadalje, za spoj noseće ploče sa krilom letjelice odlučeno je koristiti šest štapnih elemenata koji, međusobno postavljeni u trokute, svode opterećenja u štapovima na aksijalna. Duljina štapova mora zadovoljiti dva uvijeta: da budu dovoljno dugački za skladištenje i nesmetan utovar teretnih pločica i da drže ostatak konstrukcije na kojoj je propeler dovoljno visoko od tla, a sa druge strane da zadovoljavaju uvijete podobnosti konstrukcije, odnosno kriterij izvijanja. Osovina sa kotačima se također učvršćuje za noseću ploču. Slika 3-24 prikazuje 3D model cijelog podvozja koji je dogovorno postignut.



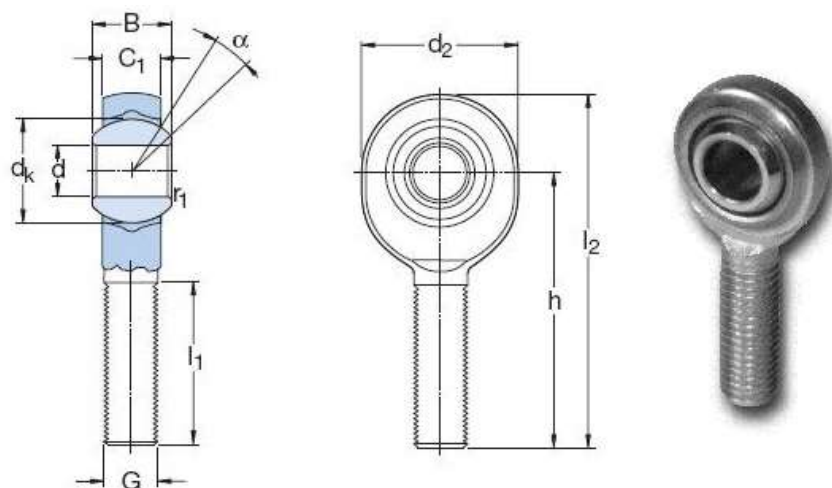
Slika 3-24 CAD model podvozja

Dimenzioniranje i proračun štapova na izvijanje izvedeni su koristeći dane formule u [14]. Proračun je izvršen pod pretpostavkom da su samo 4 štapa noseća (stražnja 2 su samo stabilizirajući i pomažu pri

pojavi torzije kod horizontalnog zaokreta u režimu krstarenja). Napravljen je i interaktivni proračun u Excel-u koji računa odzive i podobnost konstrukcije za proizvoljne duljine štapova. Uz pomoć interaktivnog proračuna dobivene su najveće dimenzije štapova pri kojima se javlja naprezanje niže od kritičnog. Maksimalna duljina štapova dobivena proračunom iznosi:

$$l = 0,233 \text{ m}$$

Spojevi noseće ploče sa štapovima, isto kao i spojevi štapova sa krilom izvedeni su pomoću zglobnih ležajeva (Slika 3-25). Zglobni ležajevi omogućuju jednostavno sklapanje i rasklapanje konstrukcije i relativno lagano podešavanje postavnog kuta štapova u odnosu na noseću ploču. Postavni kut je potreban kako bi se olakšao utovar tereta, a i kako bi se doseglo povoljno mjesto na ramenjači između rebara gdje se, pomoću prstenova, podvozje spaja sa ostatkom konstrukcije.

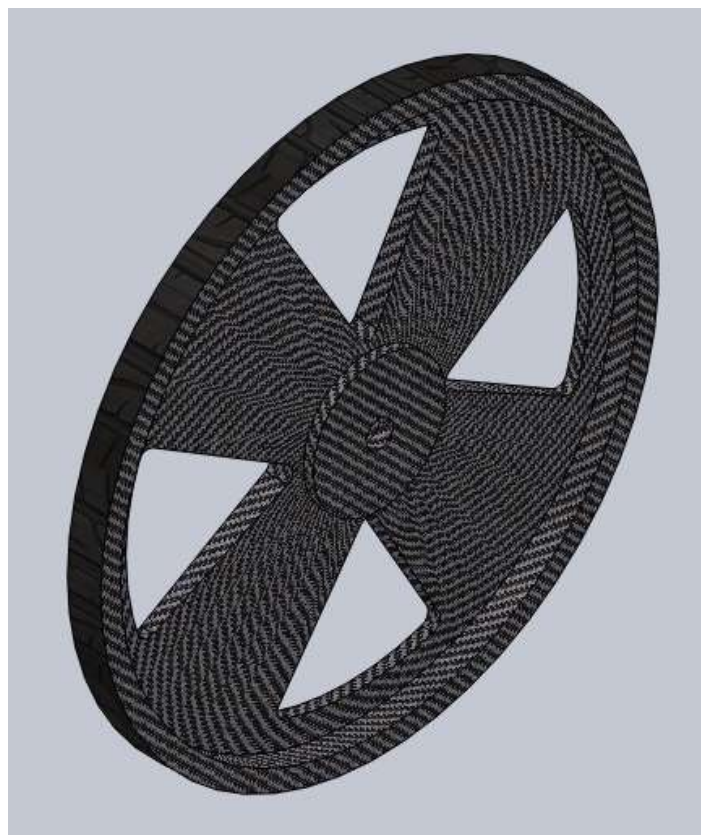


Slika 3-25 Zglobni ležaj

U svrhu smanjenja mase, materijali izabrani za izradu podvozja su kompoziti, primarno ugljična vlakana, balza i šperploča. Najopterećeniji dijelovi- spojevi, izrađeni su od metala.

Radi maksimalne uštede mase i pojednostavljenja izrade osovina podvozja je uzeta kao ravna šipka. Promjer te šipke određen je na $\varnothing 6$ zbog promjera ležaja u kotačima. Također je uzeto u obzir da opterećenje osovine na savijanje mora biti što manje. Konstrukcijski to znači da je razmak između prednjih kotača tek nešto veći od noseće ploče, te da su kotači vrlo blizu nje. Time se izgubilo na stabilnosti pri taksiranju, ali to i nije ključan parametar. Prvi planovi uključivali su izradu osovine od aluminija, no nakon izvođenja proračuna na smik i savijanje prema [15] ipak se morao odabrati materijal veće čvrstoće. Kotače se planiralo izraditi od kompozita i gume kako bi se dobilo na amortizaciji i

trenju. Ideja je bila da se izrade iz dvije polovice (Slika 3-26) u koje će se umetnuti ležajevi i koje će se potom lijepiti.

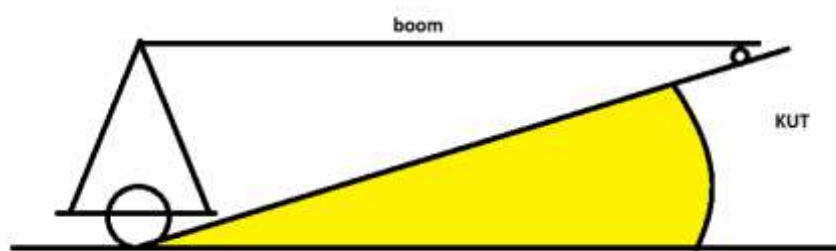


Slika 3-26 Polovica kotača

Nažalost, zbog nedostatka vremena i požurene izrade pred natjecanje, izabrani su kotači sa sportskih koturaljka naknadno tokareni na manju širinu.

3.4.1.1.Dovoljan uzgon

Pošto je izabrana *taildragger* konfiguracija, bilo je potrebno odrediti napadni kut (Slika 3-27) pod kojim će stajati letjelica kako bi se dobio dovoljan uzgon pri polijetanju. To je kut koji čini dvostruka tangenta povučena na kotač podvozja i kotačić na repu sa horizontalnom podlogom. Taj kut je izračunat i iznosi 10°.



Slika 3-27 Kut prema kojem je podvozje konstruirano

Spomenuti proračun izvijanja štapova je napravljen tako da je taj kut konstantan, a ostale se dimenzije mogu mijenjati prema tome kutu.

Položaj osovine kotača u odnosu na centar mase je između 15° i 25° pri raznim teretnim opterećenjima, što daje zadovoljavajuće performanse pri polijetanju.

3.4.1.2. Promjene na podvozju

Prilikom izvođenja drop testa, pri kojem je 15 kg utega sa podvozjem pušteno sa visine od 0.5 metara, došlo je do savijanja osovine, suprotno rezultatima proračuna na čvrstoću. Analizom nastalog problema zaključilo se da je napravljeno nekoliko pogrešaka tijekom procjene, proračuna, izrade koncepta podvozja i na samom kraju izbora materijala. Ponovnom provjerom ustanovljeno je da maksimalna naprezanja (sa koeficijentom sigurnosti i udarnog opterećenja) koja se javljaju u osovini iznose $\sigma_{max} \approx 900 \text{ N/mm}^2$. Materijal koji je korišten pri drop testu bio je čelik X6CrNiTi18-10 čija je granica razvlačenja $R_{p02} = 200 \text{ N/mm}^2$, dakle daleko ispod potrebne. Nakon eksperimentiranja sa šipkama od ugljičnih vlakana koje su pucale uslijed smičnog opterećenja, za osovinu je uzet čelik za opruge 50CrV4 koji je naposljetku ispunio zahtjeve.

3.4.2. Procjena centra mase letjelice

Prilikom projektiranja letjelice pazilo se i na promjenu težišta koje nastaje promjenom mase polijetanja. Položaj noseće ploče, sa ostatkom podvozja, podudara se sa uzdužnom osi centra mase ostatka letjelice, tako da za letove sa različitim brojem teretnih pločica nema pomicanja centra mase po uzdužnoj osi. Time je posao pilota bitno olakšan jer je ponašanje letjelice približno isto s raznim teretima.

Ovdje je prikazana tablica s masama i koordinatama bitnih dijelova, a i same letjelice (Tablica 3-5). Referentna točka od koje je mjereno je bila napadna ivica krila u korijenu.

Tablica 3-5 Položaj centra mase za pojedine djelove letjelice

Komponenta	Masa [g]	X os [mm]	Z os [mm]
<i>Krilo</i>	1591,77	112,1	25,38
<i>Boom</i>	150	447,89	0
<i>Vertikalac</i>	21,77	1717,49	275,73
<i>Horizontalac</i>	47,12	1498,24	165,58
<i>Motor</i>	250	-248,43	0
<i>Baterija</i>	400	-114,33	-12,5
<i>Podvozje</i>	418,31	121,56	-186,5
<i>Letjelica</i>	15894,39	159,65	-106,77

Crtež letjelice sa označenom referentnom točkom nalazi se u Prilogu 2.

3.5.Pogon zrakoplova

U ovom dijelu osvrnuti ćemo se na pogonski dio letjelice HUSZ Vulture i odabir propelera za natjecanje. Kako je pravilima natjecanja model motora bio zadan i nije se mogao mijenjati, nije bilo potrebno provoditi postupak odabira motora kao što se to inače radi prilikom projetiranja novog zrakoplova. Umjesto toga zadatak pogonskog dijela tima bio je izvući što više performansi iz motora odabirom propelera i baterija. Testiranjem motora sa različitim propelerima došlo se do propelera s kojim će se letjeti na natjecanju.

3.5.1. Analiza pogona

Da bi se osiguralo da svi natjecatelji imaju iste uvjete pri konstrukciji svojih letjelica, organizator natjecanja u pravilima je zadao točan model motora koji se mora koristiti.

Izabran je **AXI Gold 2826/10** (Slika 3-28), trofazni, sinkroni motor sa permanentnim magnetom. Taj motor je namjenski konstruiran za RC modele, te se pokazao kao pouzdan motor, velike snage i iskoristivosti a malih dimenzija. Isti motor korišten je i na prošlim natjecanjima kao zadani motor.



Slika 3-28 AXI Gold 2826/10

Neke od karakteristika motora nalaze se u tablici (Tablica 3-6), a preuzete su od proizvođača.

Tablica 3-6 Karakteristike motora

Specification	
No. of cells	3 - 5 Li-Poly
RPM/V	920 RMP/V
Max. efficiency	84%
Max. efficiency current	20 - 30 A (>78%)
No load current / 10 V	1.7 A
Current capacity	42 A/60 s
Internal Resistance	42 mOhm
Dimensions (diameter x length)	35x48 mm
Shaft diameter	5 mm
Weight with cables	181 g

Kao što vidimo iz karakteristika, najveća iskoristivost motora je 84% a postiže se pri strujama između 20 i 30 A (ovisno o propeleru i uvjetima) i u tom se području nalazi radna točka motora. Maksimalna struja dopuštena pravilima je 40A, a prekoračenje te granice kažnjavalo se oduzimanjem bodova (tj. oduzimanjem od mase podignutog tereta).

Pošto nismo mogli naći podatke o iskoristivosti motora za struju od 40A, snagu motora možemo izračunati samo za podatak koji imamo, tj. za iskoristivost od preko 78% i između 20 i 30 A po formuli [17]:

$$P = \sqrt{3} \cdot U \cdot I \cdot \cos\varphi$$

$$U = 12,6 \text{ V}; I = 25 \text{ A}; \cos\varphi = 0,78$$

$$P = \sqrt{3} \cdot 12,6 \cdot 25 \cdot 0,78 = 425,56 \text{ W}$$

Dakle, to je teoretska korisna snaga motora za iskoristivost preko 78% i struju od 25A. Kako struja bude rasla iznad 30A(npr. na polijetanju kada će biti maksimalnih 40A) ili padala ispod 20A, iskoristivost motora će padati zajedno sa snagom. Iz tog razloga ćemo kasnije odabrati bateriju većeg kapaciteta.

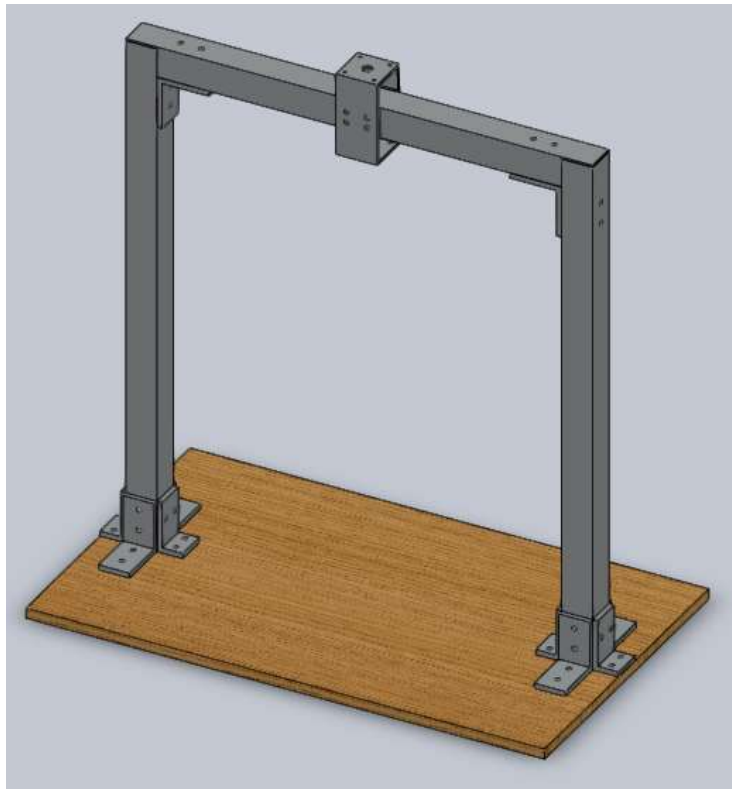
Kako bi se što bolje iskoristilo zadani motor bilo je potrebno pronaći propeler koji će davati najveći potisak za zadana ograničenja. Zbog malih brzina i velike mase s kojom će zrakoplov morati letjeti, procjenjeno je da ćemo bolju iskoristivost motora imati sa propelerom većeg promjera a manjeg koraka. Od proizvođača smo imali okvirne podatke iz testiranja za različite propelere i sa različitim baterijama, no da bi imali točne podatke za naš specifični slučaj odlučeno je da se mora provesti testiranje motora i tako odabrati propeler koji će se koristiti.

3.5.2. Pripreme za testiranje pogonske grupe

3.5.2.1. Izrada ispitne stanice

Kako na našem fakultetu nije postojala oprema za ispitivanje takvog tipa motora za ono što je nama potrebno, odlučeno je da ćemo sami izraditi ispitnu stanicu za provođenje ispitivanja motora.

Zahtjevi koji su bili postavljeni je da ne bude odveć komplicirana, da se može testirati „push“ i „pull“ način rada motora i propelera(radi korištenja u budućnosti), da mjeri sve potrebne podatke te da cijena bude mala. Ispitna je stanica prvo u više iteracija izmodelirana u CAD programu Solidworks, te je odabrana ona verzija za koju se mislilo da najbolje zadovoljava zahtjeve(Slika 3-29).



Slika 3-29 CAD model izabrane verzije testne stanice

Ispitna stanica sastoji se od okvira i prihvata motora, podnice na koju se spaja okvir i vaga, vatmetra(ampermetar i voltmetar), brojača okretaja i vage za mjerenje sile.

Okvir je izrađen od četvrtastih aluminijskih profila 30x30 mm, debljine 2mm koji su spajani pomoću pravokutnih profila debljine 5mm, također od aluminija. Podnica je drvena i služi za prenošenje sile sa okvira na senzor sile(digitalna vaga). Digitalna vaga je atestirana da mjeri maksimalno do 30 kg te ima razlučljivost od 5g.

Slika 3-30 prikazuje konačan izgled ispitne stanice. Cijela ispitna stanica postavljena je na povišeno kako bi se što više smanjio utjecaj efekta tla na ispitivanje.



Slika 3-30 Konačan izgled ispitne stanice

3.5.3. Odabir baterije

Za odabir izvora napajanja motora u letu provedena je analiza ponude baterija na tržištu, a koje bi nam odgovarale naponom (broj ćelija), maksimalnom izlaznom strujom, masom i kapacitetom. Pravilima su, isto tako, baterije bile ograničene na dvije ili tri ćelije u seriji (2s ili 3s), tako da smo i tu bili ograničeni, primarno u snazi koju možemo predati motoru. Na kraju je odabrana 3s litij-polimer (LiPo) baterija **Hyperion Generation 3 VX 11.1V** (Slika 3-31), kapaciteta 4200 mAh, max. dugotrajne struje 35C (147A) i mase od 349g.



Slika 3-31 Hyperion VX G3

Odabrana je baterija sa malo većim kapacitetom kako bi imali sigurnost da nam se u zraku neće isprazniti. Izračunom je dobiveno da pri najvećoj dopuštenoj struji motora baterija izdrži 6 minuta [16].

$$t_{I_{max}} = \frac{Q_C}{I_{max}}$$

$$Q_C = 4200 [mAh] = 4,2 [Ah]; I_{max} = 40 [A]$$

$$t_{I_{max}} = \frac{4,2}{40} = 0,105 [h]; \quad 0,105 \cdot 60 = 6,3 [min]$$

3.5.4. Testiranje motora

Testiranje je provedeno na 9 dvokrakih propelera promjera od 12 do 14 inča(30.5-35.5 cm) i različitih koraka. Kao izvor napajanja korišten je ispravljač kojemu je izlaz bio namješten na 12 VDC i 40A max.

Testiranje je izvršeno na 12V jer je to približni napon napunjene baterije koju smo odabrali za letenje(napon pune baterije iznosi 12,6V), a sa baterijom nismo testirali jer bi to zahtijevalo punjenje između svakog testiranja i postojala bi mogućnost da dobijemo nekonzistentne rezultate zbog pražnjenja baterije tijekom testiranja.

3.5.4.1. Rezultati testiranja

Prilikom testiranja mjerilo se 4 parametara: struja kroz bateriju tj. iznos struje u krugu između baterije i kontrolera motora, napon izvora(u ovom slučaju izlazni napon ispravljača), broj okretaja po minuti i silu na vagi(u gramima).

Statički potisak se tada izračunao po slijedećoj formuli:

$$T = m_v \cdot \frac{9,81}{1000} [N]$$

Tablica sa rezultatima testiranja svih 9 propelera dana je u Prilogu 3.

3.5.5. Odabrani propeleri

Obzirom da pravila natjecanja nalažu da se odaberu 3 propelera s kojima će se po potrebi letjeti na natjecanju, u tablici su dani podaci sa testiranja za tri najbolja propelera koji su nakraju i odabrani.

Tablica3-7 Odabrani propeleri

Tip propelera	Broj mjerjenja	Vaga[g]	Okretaji [okr/min]	Struja[A]	Izmjeren napon[V]	Izvor napajanja	Statički potisak [N]
Propeler 14,5/4 Graupner	Mjerenje 1	2200	9677	38,5	11,94	ispravljač	21,582
	Mjerenje 2	2185	9677	38,1	11,94	ispravljač	21,43485
	Mjerenje 3	2200	9677	38,3	11,94	ispravljač	21,582
Propeler 13/6 APC	Mjerenje 1	2015	8955	40	11,5	ispravljač	19,76715
	Mjerenje 2	2015	8955	40	11,35	ispravljač	19,76715
	Mjerenje 3	2015	8955	40	11,42	ispravljač	19,76715
Propeler 14/6 K-series	Mjerenje 1	1950	7692	40	9,97	ispravljač	19,1295
	Mjerenje 2	1960	7692	40	9,98	ispravljač	19,2276

Rezultati ispitivanja propelera mogu se naći u Prilogu 3.

3.6. Polara letjelice

U ovom poglavlju biti će prikazani ukupni nulti i inducirani otpor letjelice te nacrtane polare letjelice pri brzinama polijetanja, slijetanja i krstarenja.

3.6.1. Procjena nultog otpora

Nulti otpor letjelice jednak je zbroju otpora trenja krila, kutije za teret, horizontalnog stabilizatora, vertikalnog stabilizatora, podvozja i nosača repa. Proračun nultog otpora je napravljen u programskom paketu Microsoft Excel. U Prilogu 4 su napisane bitnije formule korištene za dobivanje otpora letjelice te krajnji rezultati.

Prema [8] nulti otpor se dijeli na otpor trenja, otpor dna i valni otpor. Budući da niti jedna površina nema izraženo dno a letjelica leti u subsonici, nulti otpor u ovom slučaju jednak je otporu trenja.

Sumiranjem navedenih otpora trenja elemenata konfiguracije (Prilog 4) slijedi ukupni nulti otpor:

$$C_{D0} = C_{Df} = C_{Dfwt} + C_{Dfhl} + C_{Dfvl} + C_{Dfbl} + C_{Dfp} + C_{Dfboomt} = 0.024$$

3.6.2. Inducirani otpor

Korištenjem oblika polare prema literaturi [8] krajnji rezultat uvelike je odstupao od rezultata dobivenih programom *XFLR5*. Zbog toga su napravljena dodatna istraživanja o pogodnom obliku polare za slučaj ove letjelice. Nakon što su ponovljeni proračuni sa novim oblikom polare rezultati su bili slični.

Prema [6] za aeroprofile sa velikom zakrivljenosti (što je slučaj i kod korištenoga S1223) ne koristi se uobičajeni oblik polare

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2$$

već oblik polare

$$C_D = C_{D0} + K'C_L^2 + K''(C_L - C_{Lmin})^2$$

3.6.2.1. Određivanje koeficijenta K'

Prema [6] i [8] izraz za K' je:

$$K' = \frac{1}{e\pi AR}$$

Oswaldov koeficijent e prema [6] za krilo koje ima malu strijelu napadnog ruba i pri malim brzinama iznosi 0.95.

Vitkost krila u ovom slučaju iznosi:

$$AR = 15.1515 \approx 15$$

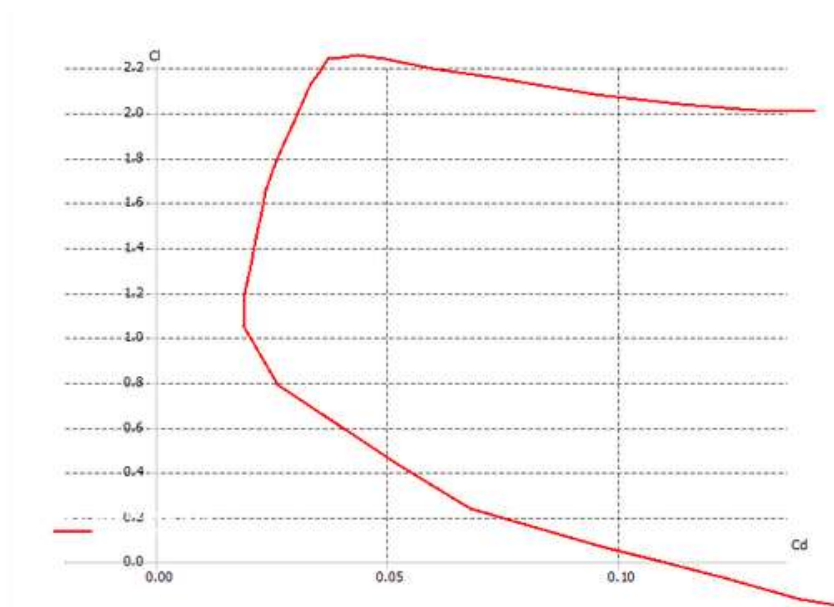
nakon čega slijedi da je

$$K' = 0.0224$$

3.6.2.2. Određivanje koeficijenta K''

K'' često se izostavlja i teško ga je odrediti ali je u ovom slučaju upotrijebljen zbog velike zakrivljenosti aeroprofila. Prema [6] određuje se iz karakteristika aeroprofila.

Polara aeroprofila i koordinate za njezino crtanje dobiveni su iz programskog paketa *Xfoil*.



Slika 3-32 Polara aeroprofila

Cd	Tl_Re0.180_M0.00_N9.
0.175025	-0.2438415
0.1669297	-0.2328518
0.156852	-0.2119671
0.1487764	-0.2014508
0.1390967	-0.1643154
0.1232098	-0.07354857
0.108992	0.002741806
0.09635489	0.07093035
0.06802593	0.2349296
0.05221525	0.4359603
0.02623449	0.7866229
0.01899436	1.050085
0.01932645	1.200182
0.02060089	1.317674
0.02166093	1.440047
0.02289064	1.559501
0.0237474	1.653397
0.02567986	1.762681
0.02769711	1.863999
0.0297327	1.957713
0.03168625	2.045919
0.0333826	2.132611
0.03542268	2.182916
0.0371708	2.23965
0.04020164	2.243571
0.0434559	2.258124
0.04933583	2.239267
0.05975708	2.195954
0.07422787	2.15124
0.09477521	2.083595
0.1132539	2.037927
0.1295243	2.009948
0.1424124	2.003102

Slika 3-33 Koordinate polare prema Xfoil programu

U koordinatama sa slike se vidi koji je *koeficijent otpora* (C_d) najmanji i koji je njemu pripadajući *koeficijent uzgona* (C_l) i oni iznose:

$$C_{dmin} \approx C_{Dmin} = 0.0189$$

$$C_{lmin} \approx C_{Lmin} = 1.05$$

Prema [6] pretpostavljeno je da je minimalni koeficijent otpora profila jednak minimalnom koeficijentu otpora krila a isto je pretpostavljeno i za pripadajući uzgon.

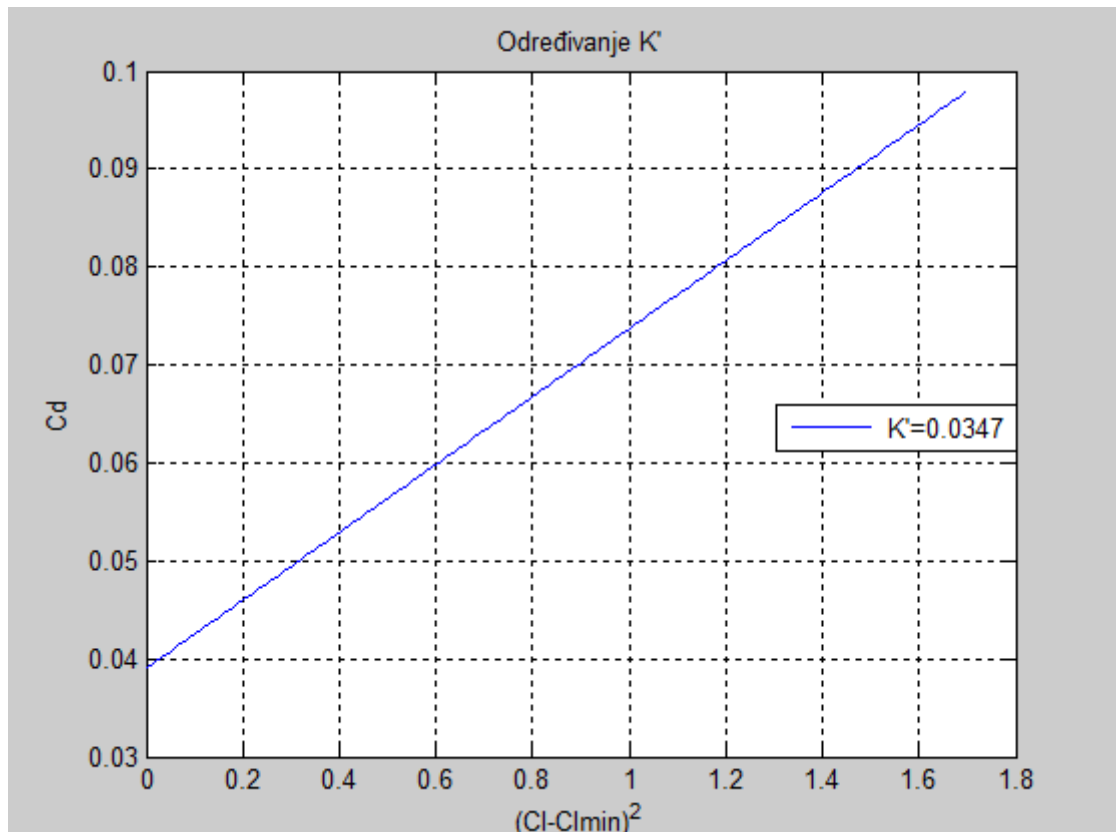
Za crtanje pravca čiji je nagib jednak K'' potrebno je najprije gore navedene koordinate (i C_d i C_l) poredati od najmanje do najveće. Potom od svake koordinate C_l oduzeti C_{lmin} i kvadrirati. Pomoću *programskog paketa MATLAB* određuju se koeficijenti polinoma prvog reda.

Za rezultat se dobiva

$$C_d = 0.0347(C_l - C_{lmin})^2 + 0.039$$

iz čega slijedi da je

$$K'' = 0.0347$$



Slika 3-34 Grafički prikaz određivanja koeficijenta K''

3.6.2.3. Određivanje jednadžbe polare i grafički prikaz polare

Potrebno je odrediti polare pri brzinama polijetanja, slijetanja i krstarenja. Brzine polijetanja i slijetanja su iste pa su i njihove jednadžbe polare jednake.

Letjelica ima neuvlačivo podvozje pa se polara ne mijenja ovisno o uvlačenju podvozja. Brzina leta je ispod brzine u kojoj bi se u obzir uzela stlačivost zraka. Letjelica nema pretkrilca niti zakrilca.

3.6.2.3.1. Određivanje jednadžbe polare pri brzini krstarenja

U dosadašnjem proračunu nultog otpora korištena je brzina krstarenja pa je jednadžba polare:

$$C_D = 0.024 + 0.0224C_L^2 + 0.0347(C_L - 1.05)^2$$

Nakon što je određen K'' moguće je napisati jednadžbu polare:

$$C_D = 0.0571C_L^2 - 0.07287C_L + 0.062$$

3.6.2.3.2. Određivanje jednadžbe polare pri brzinama polijetanja i slijetanja

U dosadašnjem proračunu korištena je brzina krstarenja pa je za proračun jednadžbe polare pri polijetanju i slijetanju bilo potrebno ponoviti proračun za nulti otpor koristeći drugu brzinu letjelice.

Brzina polijetanja i slijetanja:

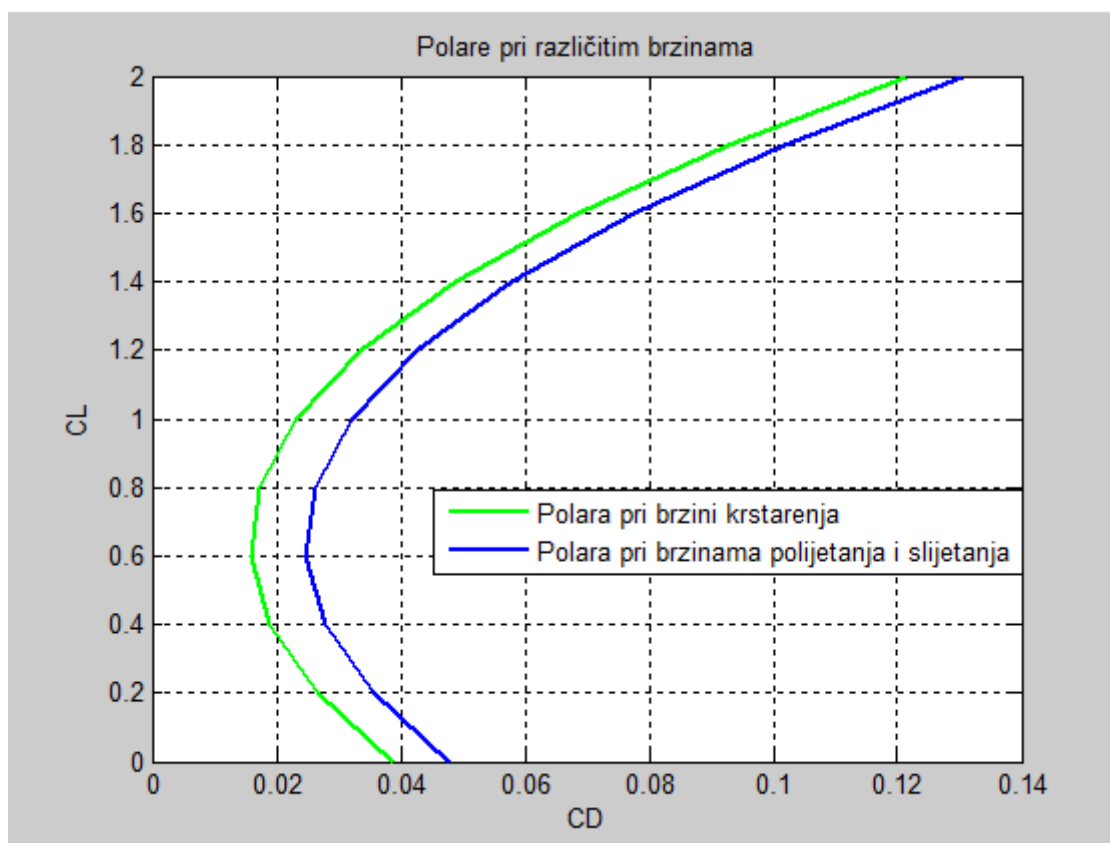
$$V_p = V_s = 9 \text{ m/s}$$

Nulti otpor letjelice u tom slučaju iznosi:

$$C_{D0} = 0,027$$

Jednadžba polare glasi:

$$C_D = 0.0571C_L^2 - 0.0729C_L + 0.065$$



Slika 3-35 Grafički prikaz polare za brzinu polijetanja i slijetanju

Na slici (Slika 3-35) je vidljivo da nema velike razlike između polara pri brzinama polijetanja (slijetanja) i krstarenja.

3.7. Proračun stabilnosti i upravljivosti

U ovom poglavlju provedena je provjera statičke stabilnosti letjelice, kako uzdužne tako i bočne te analiza dinamičke stabilnost s naglaskom na ocjenu kvalitete upravljanja.

3.7.1. Uzdužna statička stabilnost

Provjera uzdužne statičke stabilnosti provedena je prema [8] te će biti pokazano da li su odabrani geometrijski parametri za krilo, horizontalni zadovoljavajući i omogućavaju li statičku stabilnost i ravnotežni let letjelice. Kako je odabrano krilo složene geometrije primijenjena je metoda ekvivalentnog krila prema [9]. Detaljan opis aerodinamičkih koeficijenata normalne sile i momenta propinjanja dan je u prilogu 4.

3.7.1.1. Ukupni koeficijent momenta propinjanja letjelice

Za provjeru stabilnosti potrebno je odrediti ukupni moment propinjanja letjelice što je provedeno u skladu sa [8] i [10] i to za svaku komponentnu konfiguracije (krilo u priustvu trupa, trup i horizontalni rep). Ukupni moment propinjanja u ovisnosti o napadnom kutu i položaju središta mase iznosi

$$C_m = C_{mbw} + C_{mb} + C_{m\dot{\alpha}} = (-1,3143 + 5,4762\bar{h}_m)\alpha + 0,02489\alpha + (-1,1136 + 0,2767 \cdot \bar{h}_m)\alpha$$

Za proračun uzdužne stabilnosti potreban je gradijent momenta propinjanja letjelice:

$$C_{m\alpha} = -2,3959 + 5,7529\bar{h}_m$$

3.7.1.2. Neutralna točka

Zbroj gradijenata momenta propinjanja letjelice i momenta propinjanja pogona (prilog 4):

$$C_{m\alpha} + \frac{M_{f\alpha}}{q_b S_w \bar{c}} = 0$$

$$-2,3959 + 5,7529\bar{h}_m + 0,002057 + 0,00240\bar{h}_m = 0$$

Kad je letjelica uzdužno stabilna, neutralna točka nalazi se u težištu pa zato zamijenjujemo \bar{h}_m sa \bar{h}_n .

Relativni položaj neutralne točke na udaljenosti od aerodinamičkog ishodišta krila:

$$\bar{h}_n = 0,4159$$

Udaljenost neutralne točke od aerodinamičkog ishodišta krila:

$$h_n = \bar{h}_n \bar{c} = 0,152 \text{ m}$$

3.7.1.3. Dimenzije vezane za težište

Stražnji pložaj težišta, udaljenost težišta od ishodišta korijenjske tetive:

$$h_s = 0,16 \text{ m}$$

Udaljenost težišta od aerodinamičkog ishodišta:

$$h_m = h_s - x_{AwESDU} = 0,1363 \text{ m}$$

Udaljenost od nosa do težišta letjelice:

$$l_m = l_A + h_m = 0,436 \text{ m}$$

Relativna udaljenost težišta od aerodinamičkog ishodišta:

$$\bar{h}_m = 0,335$$

3.7.1.4. Uvjet statičke stabilnosti i statička margina

Kako se središte mase nalazi ispred neutralne točke letjelica zadovoljava uvjet statičke stabilnosti i pri tome je statička margina

$$SM = \bar{h}_n - \bar{h}_m = 0,1102 = 8,11 \%$$

3.7.1.5. Usporedba sa podacima iz XFLR-a

Proračun uzdužne stabilnosti napravljen je i u programu XFLR5. Budući da u programu XFLR5 nisu uzeti u obzir gradijenti koeficijenta momenta propinjanja pogona i tijela da bi se provjerila sličnost rezultata provjereno je kolika je statička margina ako se u obzir ne uzme utjecaj pogona i tijela (kutije za teret).

Ukupan gradijent moment propinjanja letjelice:

$$C_{m\alpha} = C_{mbw\alpha} + C_{mb\alpha} + C_{mh\alpha} + \frac{M_{f\alpha}}{q_b S_w \bar{c}}$$

Uz zanemarenje pogona i tijela:

$$C_{m\alpha} = C_{mbw} + C_{mh} = (-1,3072 + 5,4762\bar{h}_m) + (-1,1136 + 0,2767 \cdot \bar{h}_m)$$

Uvjet bočne stabilnosti u tom slučaju:

$$(-1,3072 + 5,4468\bar{h}_n) + (-1,1112 + 0,2761 \cdot \bar{h}_n) = 0$$

Relativni položaj neutralne točke:

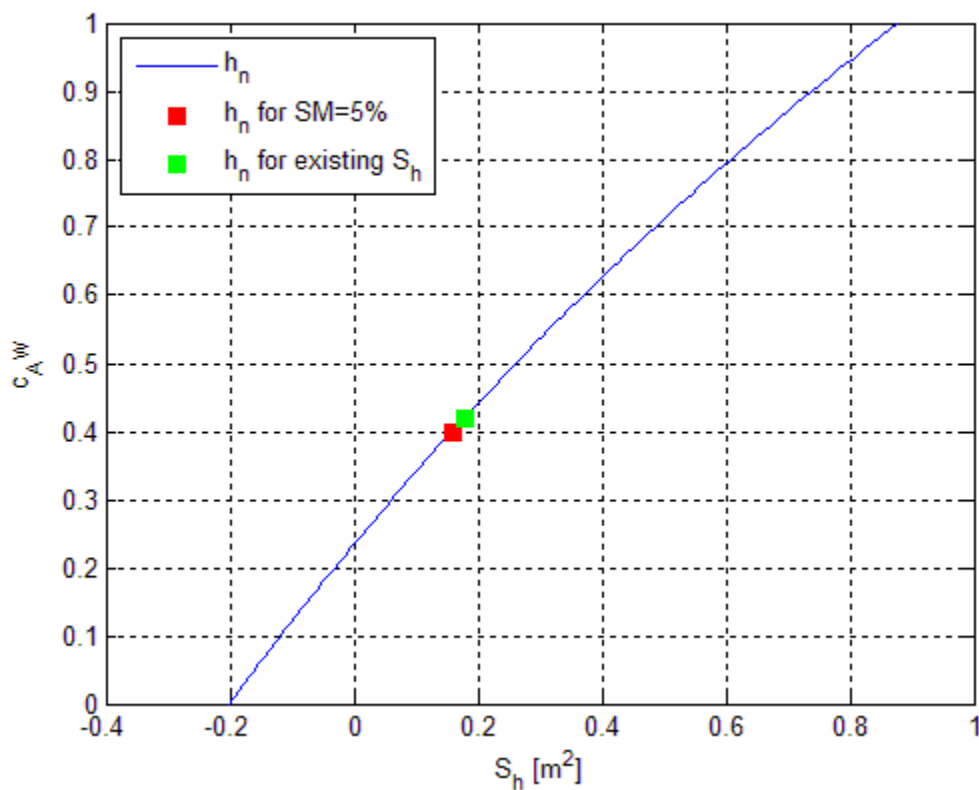
$$\bar{h}_n = 0,421$$

Statička margina:

$$SM = 0,115 = 8,60 \%$$

Rezultat je sličan rezultatu dobivnom u programu XFLR (8%). U ovom slučaju statička margina je veća nego u prethodnom primjeru a razlog je što kutija za teret i tijelo djeluju destabilizirajuće.

3.7.1.6.X-dijagram



Slika 36 Grafički prikaz ovisnosti površine horizontalnog repa o relativnom položaju neutralne točke

X-dijagram prema [13] napravljen je pomoću programa *MATLAB*.

Na dijagramu je vidljiva ovisnost površine horizontalnog repa S_h o relativnom položaju neutralne točke.

1. Crvenim kvadratom naznačena je površina u slučaju kad je SM=5 %

Položaj neutralne točke tada iznosi:

$$\bar{h}_n = \bar{h}_m + SM = 0,05 + 0,0811 = 0,476 \approx 0,861$$

Površina horizontalnog stabilizatora je:

$$S_h = \frac{(-1,1949 + 5,0954\bar{h}_n) \cdot S_w}{\eta_h \eta_{slot} C_{N\alpha h} K_{BH} \cdot 0,7726 \cdot (\bar{h}_{c\alpha} - \bar{h}_n)} = 0,1002 \text{ m}^2$$

- Zelenim kvadratom označena je površina horizontalnog repa koja je odabrana volumenskom metodom:

$$\bar{h}_n = 0,0811 \approx 65\%$$

$$S_h = 0,175 \text{ m}^2$$

Također, na dijagramu se nalaze relativni položaji stražnjeg aerodinamičkog težišta

$$\bar{h}_m = 0,335 = 33,5\%$$

i aerodinamičkog centra krila:

$$\bar{h}_{cw} = 0,24 = 24\%$$

3.7.2. Bočna statička stabilnost

U ovom poglavlju provjerit će se da li letjelica ima zadovoljavajuću bočnu statičku stabilnost po pravcu.

3.7.2.1. Ukupni gradijent momenta skretanja po kutu klizanja

Procjena aerodinamičkih gradijenta bočne sile i momenta skretanja po komponentama konfiguracije procijenjena je prema [8] i [10], a prezentirana je u prilogu 4. Ukupni gradijent momenta skretanja po kutu klizanja za

$$C_{n\beta} = C_{n\beta v} + C_{n\beta w} + C_{n\beta t} = 0,034$$

3.7.2.2. Uvjet bočne stabilnosti

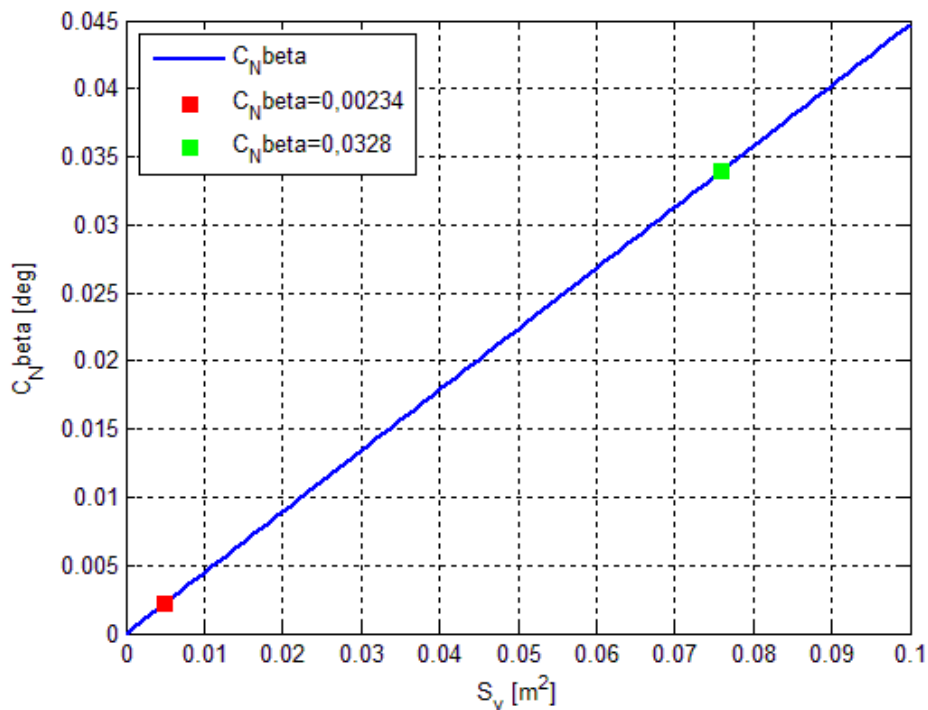
Uvjet statičke bočne stabilnosti po pravcu

$$C_{n\beta} > \frac{F_{p\sigma}}{q_b S_w}$$

$$0,034 > 0,0024$$

Uvjet bočne stabilnosti je zadovoljen.

3.7.2.3. X-dijagram po pravcu



Slika 3-37 Grafički prikaz ovisnosti površine horizontalnog repa o gradijentu normalne sile po kutu klizanja

X-dijagram po pravcu prema [10] napravljen je pomoću programa *MATLAB*.

Na dijagramu je vidljiva ovisnost gradijenta letjelice po kut uklizanja $C_{n\beta}$ o površini vertikalnog repa S_v .

Na dijagramu su naznačene tri vrijednosti:

Zelenim kvadratom naznačena je vrijednost $C_{n\beta}$ kada je površina vertikalnog repa odabrana volumenskom metodom. U tom slučaju je:

$$C_{n\beta} = 0,034$$

$$S_v = 0,76 \text{ m}^2$$

Crvenim kvadratom naznačena je vrijednost $C_{n\beta}$ za krajnji slučaj bočne stabilnosti tj. kad je:

$$C_{n\beta} = \frac{F_{p\sigma}}{q_b S_w} = 0,00234$$

$$S_v = 0,0052 \text{ m}^2$$

3.7.3. Bočna upravljivost

Za natjecanje je bilo posebno od interesa odrediti koliki je najveći iznos (brzine) bočnog vjetra kojeg letjelica može kompenzirati otklonom kormila pravca.

U slučaju postojanja bočnog vjetra koji stvara kut klizanja, potrebni otkloni određeni su jednačbama:

$$C_{l\delta_l}\delta_l + C_{l\delta_n}K_f\delta_n = -\left(\frac{F_p}{\frac{\rho V^2}{2} \cdot S_{ref} b} \bar{z}_p + C_{l\beta}\right)\beta$$

$$C_{n\delta_l}\delta_l + C_{n\delta_n}K_f\delta_n = -\left(\frac{F_p(l_m - l_p)}{\frac{\rho V^2}{2} \cdot S_{ref} b} \bar{z}_p + C_{n\beta}\right)\beta$$

Maksimalni otklon kormila pravca letjelice je:

$$\delta_{nmax} = 15^\circ = 0,262 \text{ rad}$$

Nakon uvrštavanja svih aerodinamičkih koeficijenata (prilog 4) i maksimalnog iznosa otklona kormila pravca moguće je izračunati kut klizanja a time i najveći bočni vjetar koji letjelica može izdržati pri polijetanju. Kut klizanja iznosi:

$$\beta = 4.61^\circ$$

Brzina polijetanja iznosi :

$$V = 8 \frac{m}{s}$$

a maksimalna komponenta bočnog vjetra koju letjelica može kompenzirati iznosi:

$$V_w = V \sin(\beta) = 0.634 \frac{m}{s}$$

3.7.4. Ocjena kvalitete upravljanja

Upravljivost zrakoplova je područje koje se bavi procjenom kvalitete upravljanja zrakoplovom tj. značajkama odziva zrakoplova na pobudu od strane pilota. Da bi se te značajke mogle ocjeniti, potrebno ih je na neki način kvantificirati. G.E. Cooper i R.P. Harper su 1969. godine izradili ljestvicu za ocjenu kvalitete upravljanja zrakoplovom koja se temelji na subjektivnoj ocjeni pilota. Takvu ocjenu upravljivosti je moguće pridružiti tek nakon što je zrakoplov ili letjelica izrađena, međutim, postoje kriteriji koji se temelje na numeričkoj analizi kvalitete upravljanja, i one se koriste u procesu projektiranja zrakoplova. U ovom radu korištena su oba pristupa.

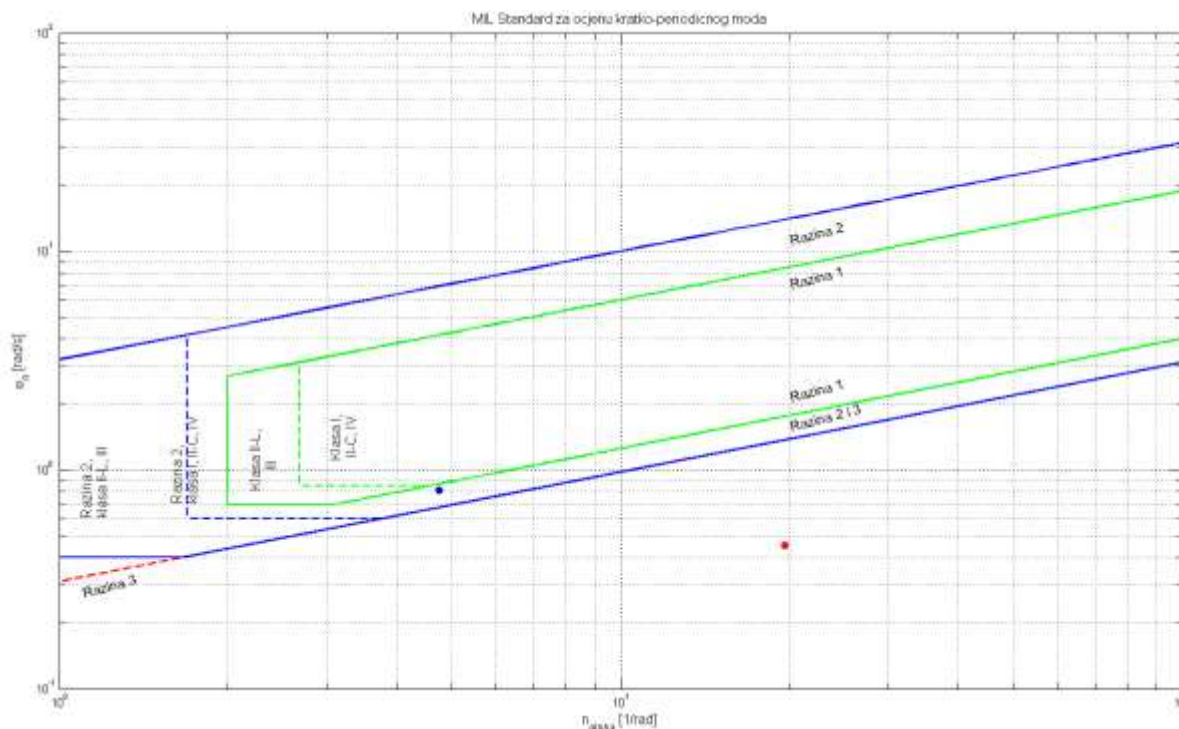
Za ocjenu kvalitete upravljanja uzdužnim gibanjem ove letjelice koristi se takozvani *MIL* kriterij [11]. Iako za bespilotne letjelice, kakva je i HUSZ Vulture, nema posebnih kriterija ocjene kvalitete, bilo je od interesa, posebno radi uspjeha na samom natjecanju, provjeriti kakva je dinamika letjelice i što se može očekivati po pitanju upravljanja. Za potrebe provedbu analize dinamike gibanja, odziva letjelice, dinamičke stabilnost te ocjene kvalitete upravljanja bilo je potrebno nadopuniti aerodinamički model nestacionarnim aerodinamičkim gradijentima te odrediti inercijalne značajke letjelice. Navedena analiza provedena je na linearnim modelima uzdužnog i bočnog gibanja u prostoru stanja prema [8], a dani su u prilogu 5. Nakon provedbe ocjene kvalitete prema MIL kriteriju, a primjenom rezultata linearnog modela gibanja, te nakon nekoliko uspješnih letova, pilot letjelice je napravio i subjektivnu ocjenu prema Cooper-Harper kriteriju.

3.7.4.1. MIL kriteriji za ocjenu kvalitete upravljanja

MIL kriteriji [11] propisuju granice za ocjenu kvalitete upravljanja kod uzdužnog i bočnog gibanja zrakoplova. Kod uzdužnog gibanja kriteriji su podijeljeni u dva dijela. Prvi se odnose na kratko-periodični mod, a drugi na dugo-periodični mod. Kod bočnog gibanja postoje tri moda koja se ocjenjuju po kriterijima. To su mod valjanja (engl. "Roll mode"), spregnuti mod valjanja i skretanja (engl. "Dutch-roll mode") i spiralni mod. Treba napomenuti da je uzdužno gibanje analizirano s praznom letjelicom (mase 3,2 kg) i letjelicom s teretom (ukupne mase 13,2), dok je bočno gibanje analizirano samo za letjelicu s teretom.

Uzdužno gibanje - kriterij za ocjenu kratko-periodičnog gibanja

Za kratko-periodični mod karakteristično je gibanje letjelice oko težišta, drugim riječima napadni kut i kutna brzina propinjanja su veličine koje su relevantne.



Slika 38 Dijagramski prikaz granica prigušenja za kratko-periodični mod uzdužnog gibanja

Kao što se vidi sa grafičkog prikaza ovog kriterija (Slika 38), ordinati je pridružena vrijednost vlastite frekvencije ω_n , a apscisi vrijednost gradijent normalnog opterećenja po napadnom kut n_{α} . U dijagram su unesene te vrijednosti za dvije različite mase letjelice, prva za praznu letjelicu (crvena točka), a druga za natovarenu letjelicu (plava točka). Na dijagramu se vidi da kvaliteta upravljanja letjelicom značajno varira s masom, i to u pozitivnom smislu. Letjelica s 10 kg tereta spada u razinu kvalitete upravljanja 2 i 3 (Slika 38). S obzirom da je cilj letjelice da je letjelice da nosi teret, povećanje kvalitete uzdužne upravljivosti s masom tereta je zadovoljavajuće.

Uzdužno gibanje – kriterij za ocjenu dugo-periodičnog gibanja

Dugo-periodični mod odlikuje se dugotrajnom oscilacijom brzine leta, kuta propinjanja i visine leta oko ravnotežnog položaja, dok su promijene napadnog kuta i kutne brzine propinjanja vrlo male. Zbog velikog perioda i sporog gibanja zrakoplova, pilot ima dosta vremena korigirati takvo gibanje. Dugo-periodični mod definiran je iznosom minimalnog prigušenja ζ_P prema

Tablica 8 Prigušenje dugo-periodičnog moda

Razina kvalitete upravljanja	Minimalni ζ_P
1	0.04
2	0
3	$T_P > 55$ s

Za letjelicu HUSZ Vulture ζ_P je izračunat za dvije mase, isto kao za kratko-periodično gibanje. Za praznu letjelicu

$$\zeta_{prazna} = 0,623$$

dok je za natovarenu letjelicu

$$\zeta_{teret} = 0,179.$$

Prema ovom kriteriju je za razina kvalitete upravljana 1, i to za obje konfiguracije (mase).

Bočno gibanje – kriterij za ocjenu moda valjanja

Mod valjanja predstavlja stabilan aperiodski mod gibanja oko uzdužne osi i za njega se definira vremenska konstanta τ_{max} koja za letjelicu HUSZ Vulture iznosi $\tau_{max} = 0,087$ s.

Tablica 9 Maksimalna vremenska konstanta moda valjanja

Maksimalna vremenska konstanta τ_{max}				
Kategorija leta	Klasa zrakoplova	Razina kvalitete		
		1	2	3
A	I, IV	1.0	1.4	10
	II, III	1.4	3.0	10
B	svi	1.4	3.0	10
C	I, II-C, IV	1.0	1.4	10
	II-L, III	1.4	3.0	10

Iz

Tablica 9 se vidi da letjelica po ovom kriteriju ima razinu kvalitete 1, za sve kategorije leta.

Bočno gibanje – kriterij za ocjenu spregnutog moda valjanja i skretanja (Dutch-roll)

Tablica 10 Minimalni uvjeti za spregnuti mod

Minimalni uvjeti za Dutch mod					
Razina kvalitete	Kategorija leta	Klasa zrakoplova	δ_{\min}	$\omega_{n \min}$	ζ_{\min}
1	A	I, IV	0.35	1.0	0.19
		II, III	0.35	0.4	0.19
	B	svi	0.15	1.0	0.08
	C	I, II-C, IV	0.15	1.0	0.08
		II-L, III	0.15	0.4	0.08
2	sve	svi	0.05	0.4	0.02
3	sve	svi	-	0.4	0.02

Spregnuti mod valjanja i skretanja (dutch-roll) mod sličan je kratko-periodičnom modu kod uzdužnog gibanja, a predstavlja oscilirajuće gibanje oko vertikalne i poprečne osi letjelice. U

Tablica 10 su dane minimalne vrijednosti triju parametara, δ , ω_n , i prigušenje ζ . Ukoliko su vrijednosti tih parametara za letjelicu veće od vrijednosti navedenih u tablici, uvjeti kvalitete upravljivosti su zadovoljeni. Za letjelicu HUSZ Vulture te vrijednosti su:

$$\delta = 1,1351,$$

$$\omega_n = 3,42$$

$$\zeta = 0,315.$$

Iz tih parametara se zaključuje da letjelica zadovoljava kriterij za razinu kvalitete 1 za sve kategorije leta.

Bočno gibanje – kriterij za ocjenu spiralnog moda

Spiralni mod je u većini slučajeva nestabilan aperiodski mod, ali ima veliku vremensku konstantu pa pilot može lako korigirati gibanje zrakoplova. Ovaj mod se ocjenjuje na temelju minimalnog vremena udvostručenja amplitude.

Tablica 11 Minimalno vrijeme udvostručavanja

Minimalno vrijeme udvostručavanja t_{2min}				
Klasa zrakoplova	Kategorija leta	Razina kvalitete		
		1	2	3
I i IV	A	12	12	4.0
	B i C	20	12	4.0
II i III	svi	20	12	4.0

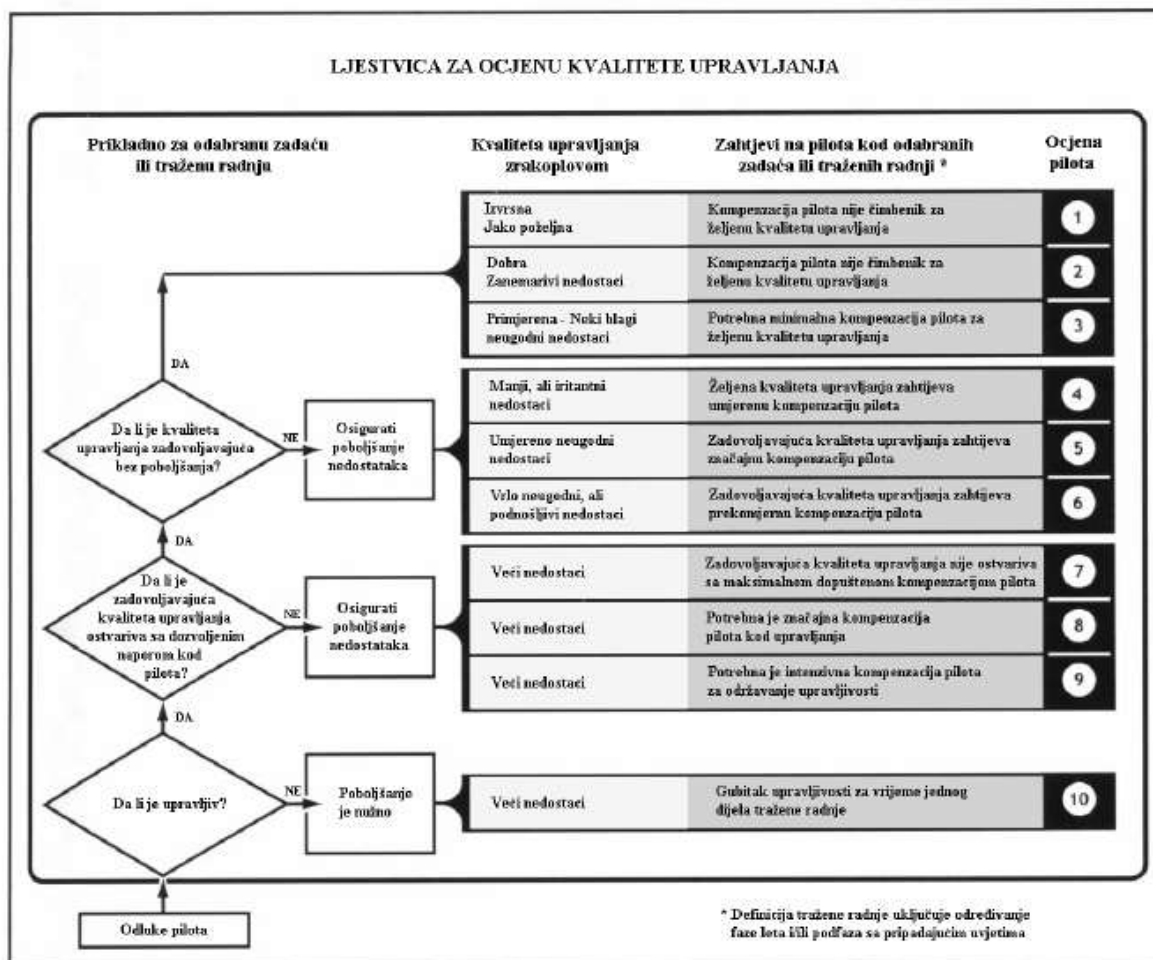
Za letjelicu HUSZ Vulture vrijednost minimalnog vremena udvostručavanja iznosi

$$t_{2min} = 2,365$$

što znači da letjelica ne zadovoljava niti jedan kriterij za spiralni mod.

3.7.4.2. Cooper-Harper kriterij za ocjenu kvalitete upravljanja

Cooper-Harperova ljestvica omogućuje pilotu da ocjeni upravljivost zrakoplova u pojedinim fazama leta ili let u cijelosti, i to ocjenama od 1 do 10. Ocjena 1 se odnosi na takvu letjelicu s izvrsnom kvalitetom upravljanja i kod koje je potreban mali ili nikakav napor pilota, dok se ocjena 10 odnosi na letjelicu s mnogim nedostacima u kvaliteti upravljanja. Postupak ocjenjivanja dan je na **Slika 39**. Prema ovom subjektivnom kriteriju, letjelica HUSZ Vulture je ocjenjena od strane pilota ukupnom ocjenom 3, dakle primjerene je upravljivosti.

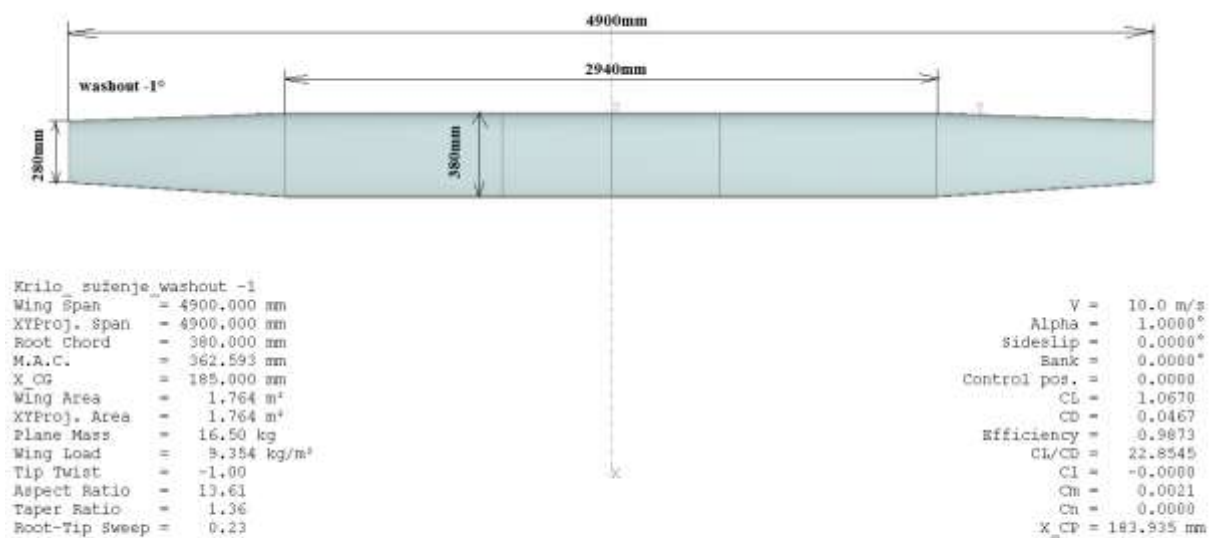


Slika 39 Cooper-Harper ljestvica za ocjenu kvalitete upravljanja

3.8. Zaključak preliminarnog konstruiranja

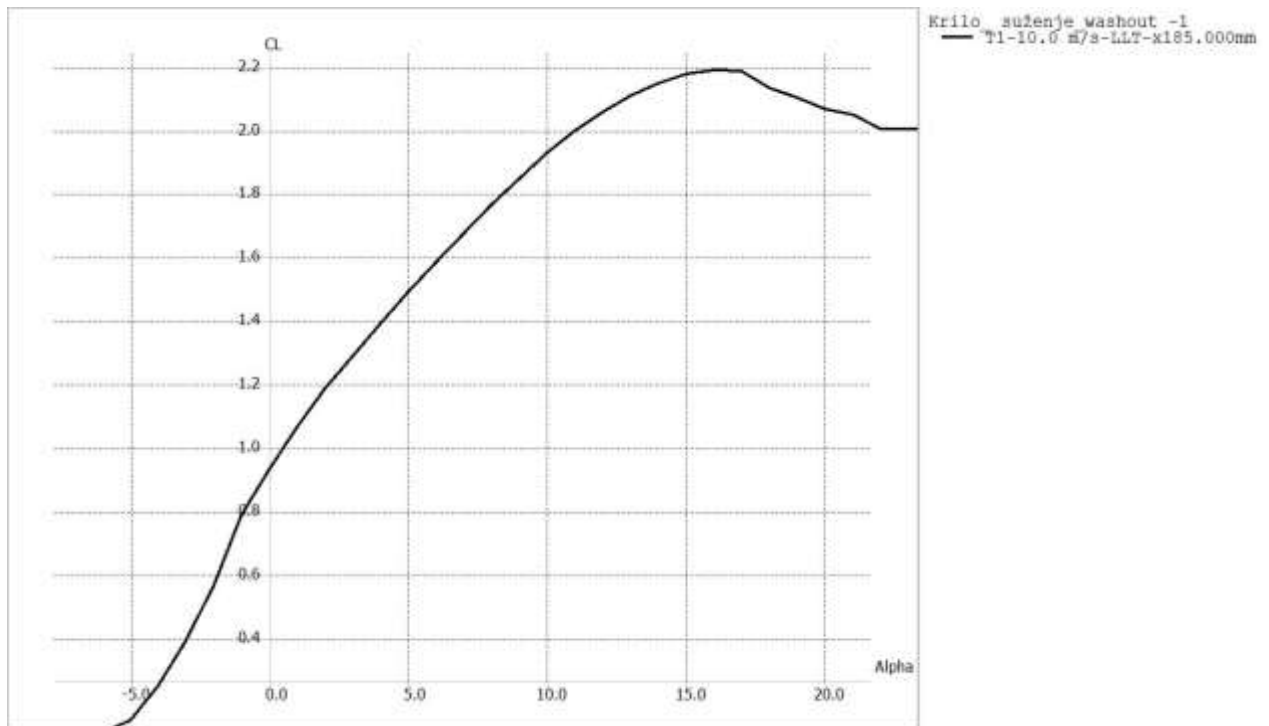
Ono što ranije nije spomenuto je da se zbog konstrukcijskih razloga odlučilo da geometrijska mjesta 25% tetive krila nemaju kut strijele. Također zbog malih brzina kut strijele nije ni potreban, štoviše smanjivao bi ukupnu nosivost. Na ovaj način osiguralo se da ramenača nema prijeloma odnosno da se nalazi u debelom dijelu krila kroz cijeli raspon.

Dimenzioniranje krila rezultiralo je geometrijom koja se može vidjeti na Slika 3-40.



Slika 3-40 Geometrija krila

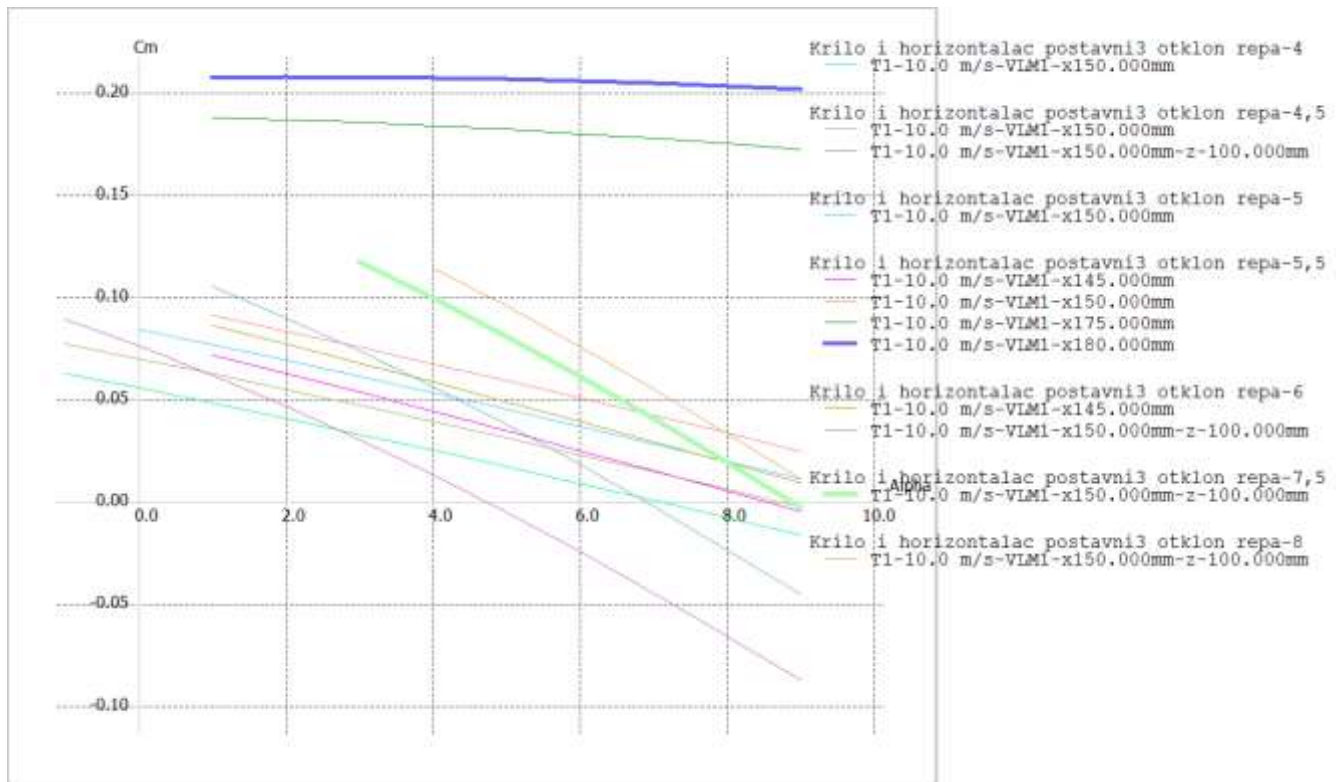
Polara krila je već prikazana na Slika 3-9 sa ljubičastom isprekidanom linijom. Gradijent uzgona dobiven je ekstrapolacijom iz $C_L - \alpha$ dijagrama dobivenog u XFLR-u (Slika 3-41).



Slika 3-41 Kriilo: CL-alfa dijagram

Pomoću XFLR-a je napravljena analiza stabilnosti i upravljivosti. Ovdje odrađena analiza bila je okvirna te će se detaljnija analiza stabilnosti odraditi kasnije. Cilj ove analize je bio je pronalazak neutralne točke te provjera stall-a horizontalca pri postizanju maksimalnog koeficijenta uzgona.

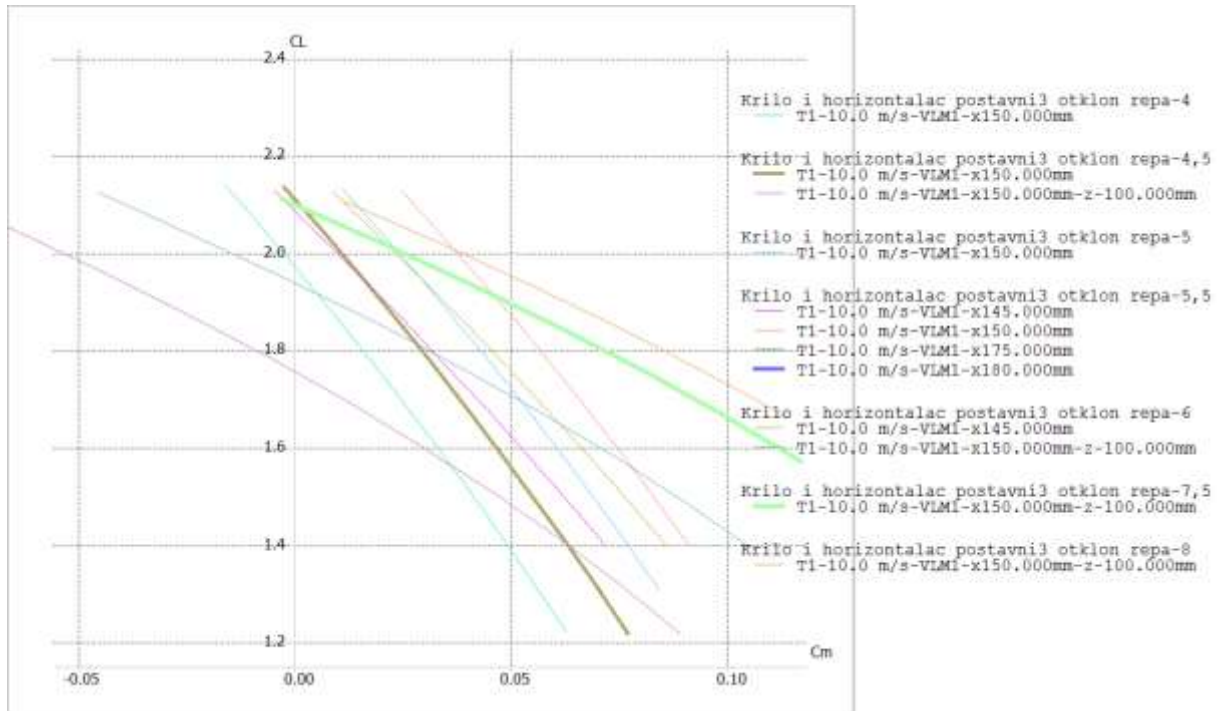
U XFLR-u pri analizi se centar mase pomicao unazad sve dok linija u $C_m - \alpha$ dijagramu nije postala horizontalna označavajući položaj u kojem moment propinjanja letjelice ne ovisi o napadnom kutu, dakle neutralnu točku. Ta točka nalazi se na 180mm mjereno od napadnog ruba krila (plava linija - Slika 3-42).



Slika 3-42 Neutralna točka i stabilnost

Nakon toga, centar mase se pomaknuo unaprijed za iznos statičke margine od 8%, što znači da se centar mase nalazi na 150mm mjereno od napadnog ruba, i napravljena je analiza. Kako se vidi na dijagramu (svjetlo zelena linija - Slika 3-42), pravac u $C_m - \alpha$ dijagramu ima negativan nagib te pozitivan odsječak na ordinati što znači da su zadovoljeni uvjeti statičke stabilnosti letjelice. Ovaj položaj centra mase će se u nastavku projektiranja pokušati ostvariti rasporedom mase.

Ova linija označava i konfiguraciju letjelice gdje je elevator pod postavnim kutom od -7, 5 stupnjeva te se centar mase nalazi 100mm vertikalno ispod krila. Kako se vidi sa dijagrama (Slika 3-42) letjelica se uravnotežuje na napadnom kutu od ~ 9 stupnjeva ($C_m = 0$). Za takvu konfiguraciju letjelica postiže koeficijent uzgona $C_L = 2,1$ (Slika 3-43) i to bez stall-a na elevatoru (maksimalni kut je 10 stupnjeva - Tablica 3-4).



Slika 3-43 Letjelica: $C_L - C_M$ dijagram

Nakon što su u poglavljima krilo i rep proračunate dimenzije letjelice sa podacima o otporu dobivenim u programu *XFLR5*, bilo je potrebno tako dobiveni otpor provjeriti i teorijskim proračunom. Nakon prvog proračuna podaci nisu bili slični ali nakon dodatnog istraživanja i pronalaska točnije i za našu letjelicu prikladnije jednadžbe polare rezultati su bili zadovoljavajući. Za daljnje proračune korištena je jednadžba polare dobivena teorijskim proračunom jer je pouzdanija budući da poznamo cijeli tijek proračuna. Ukupan otpor je proračunat za brzine polijetanja, slijetanja i krstarenja te su dobivene jednadžbe polara i grafički prikaz polara.

Nakon što je provedena analiza uzdužne i bočne stabilnosti može se zaključiti zadovoljava li letjelica uvjete stabilnosti promatrajući X-plot dijagrame. Iz X-plot dijagrama za uzdužnu stabilnost je vidljivo da je površina horizontalnog repa odabrana volumenskom metodom veća od najmanje površine koju horizontalni rep može imati (površine pri $SM=5\%$). Prema tome, odabrana površina horizontalnog repa je zadovoljavajuća za uvjet uzdužne stabilnosti. Iz X-plot dijagrama po pravcu se može zaključiti da je površina vertikalnog repa odabrana volumenskom metodom veća od potrebne površine vertikalnog repa i da zadovoljava uvjete bočne stabilnosti. Kvaliteta upravljivosti letjelice je također zadovoljavajuća.

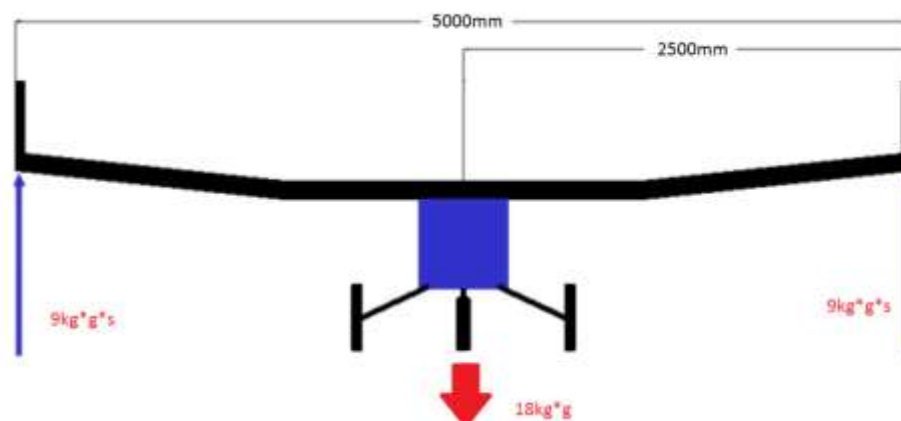
4. Detaljno konstruiranje- Dimenzioniranje poprečnog presjeka ramenjače

Cilj ovog izvještaja je objasniti postupak dimenzioniranja ramenjače letjelice koja će biti korištena na studentskom natjecanju *Air Cargo Challenge*. Ukupna predviđena masa letjelice iznosi 18kg. Ramenjača je sastavljena iz pet segmenata dugačkih po 1m, gdje se svaki segment sastoji od jezgrenog dijela koji je izrađen od balze, i dva pojasa izrađena od unidirekcionalnih ugljičnih vlakana. Pojasevi su zalijepljeni s gornje i donje strane jezgre. Kod takvih konstrukcija, poželjno je da je jezgreni dio iste širine kao i pojasevi zbog postizanja veće kontaktne površine lijepljenja.

4.1.Zadane dimenzije i opterećenje

Pravilnikom natjecanja je definiran validacijski test koji se vrši na zrakoplovu prije svakog leta. Zrakoplov je potrebno podići s tla, držeći ga rukama za vrhove krila. U tom slučaju je krilo zrakoplova opterećeno na način kako je prikazano na Slici 1. Na ovaj način simulira se savojni moment koji sila uzgona stvara na krilu tijekom leta. Ovako narinuto opterećenje je kritičnije od onog u letu, jer sila nije distribuirana duž raspona krila, već djeluje koncentrirano u vrhovima i uzrokuje veći moment savijanja u korijenu krila. S obzirom da se radi o simetričnom savojnom opterećenju, moguće je za potrebe analize modelirati samo jednu polovicu krila, koja je u jednom kraju uklještena dok na drugom kraju djeluje opterećenje. Opterećenje je tada jednako polovini težine (sila reakcije u osloncu) i to je uzeto kao granično opterećenje (*limit load*) koje konstrukcija zrakoplova mora podnijeti bez trajne deformacije. Kada se granično opterećenje pomnoži s faktorom sigurnosti, koji je odabran kao $s=1,5$ što je uobičajen faktor u zrakoplovstvu, dobiva se ultimativno opterećenje ili tzv. *ultimate load* i ono iznosi:

$$F_{UL} = \frac{W}{2} \cdot g \cdot s = 9 \cdot 9,81 \cdot 1,5 = 132,4 \text{ N}$$

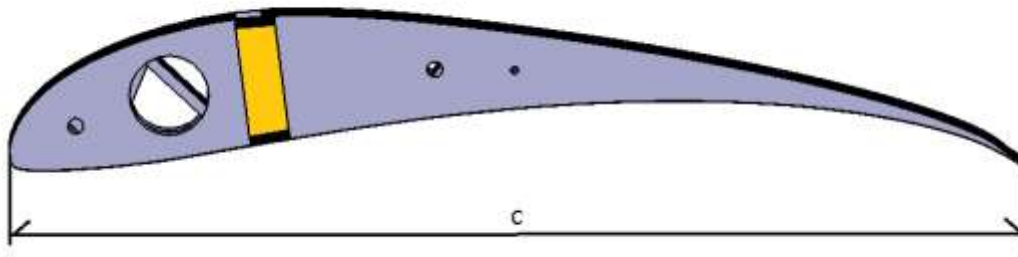


Slika 4-1 Zadano opterećenje zrakoplova

Ista sila na kraku od 2,5 m stvara savojni moment koji iznosi:

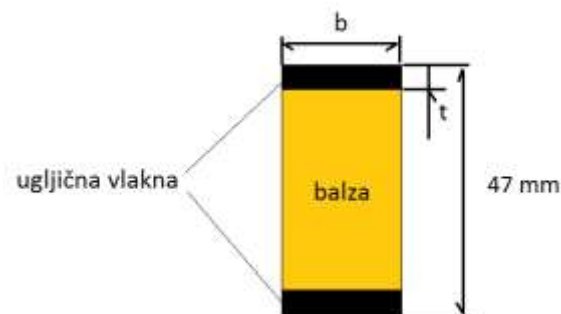
$$M = F \cdot 2,5 = 331 \text{ Nm}$$

Od konstrukcije zrakoplova se zahtjeva da ultimativno opterećenje podnese bez loma konstrukcije.



Slika 4-2 Smještaj ramenjače unutar aeroprofila

Ramenjača je postavljena na 25% duljine tetive, gdje je duljina tetive $c=0,38$ m tako da bude što bliže hvatištu rezultantne aerodinamičke sile, i pritom na dijelu aeroprofila koji ima manju zakrivljenost. Tako smještena ramenjača ima ograničenu ukupnu visinu od 47 mm (Slika 3).



Slika 4-3 Poprečni presjek ramenjače

4.2. Materijali

Materijali su unutar softwareskog paketa *Abaqus* definirani na slijedeći način:

1. Balza kao izotropni materijal slijedećih svojstava (podaci proizvođača *Balsaflex* [18])

$$E=3 \text{ GPa}$$

$$\nu=0,29$$

$$\rho=220 \text{ kg/m}^3$$

2. Ugljični kompozit kao laminarni materijal slijedećih svojstava

$$E_1=135 \text{ GPa}$$

$$E_2=10,3 \text{ GPa}$$

$$\nu=0,3$$

$$G_{12}=7,17 \text{ GPa}$$

$$G_{13}=7,17 \text{ GPa}$$

$$G_{23}=5,21 \text{ GPa.}$$

Dio podataka o materijalima je uzet iz kataloga proizvođača. Za one vrijednosti koje nije bilo moguće pronaći u katalogima proizvođača uzete su prosječne vrijednosti za taj tip materijala.

Za kriterij popuštanja materijala uzeta je tlačna čvrstoća koja je dobivena testiranjima proizvođača na epruvetama. Tlačna čvrstoća je odabrana kao kriterij popuštanja jer ima najnižu vrijednost.

Tablica 4-1 Karakteristike odabranog kompozitnog materijala [19]

	Parameter	Unit	Material 1 (VEC™)		Material 2 (DPP™)	
			\bar{x}	s	\bar{x}	s
4.1	Weight per meter	g/m	92.9	0.4	98.9	0.3
4.2	Flexural modulus of elasticity	GPa	108	1	126	1
	Flexural strength	MPa	835	37	954	21
	Elongation at flexural strength	%	0.78	0.03	0.75	0.01
4.3	Compression modulus of elasticity	GPa	71.0	8.3	66.8	6.6
	Compression stress at yield	MPa	483	48	452	69
	compressive strain at yield	%	2.0	0.2	2.2	0.5
4.4	Tensile modulus of elastic	GPa	133	12	144	6

4.3. Glavne komponente projektnog problema

- Cilj - minimizacija mase ramenjače
- Varijable – visina (t) i širina (b) ugljičnih pojaseva ramenjače (Slika 3)
- Ograničenja: kriterij izvijanja
 kriterij popuštanja materijala
 ukupna visina ramenjače (47 mm)
 ograničenja dimenzija vezana za dostupnost dimenzija poluproizvoda
 duljina jednog segmenta ramenjače (1000 mm)
- Funkcija cilja – $m = \rho \cdot b \cdot t$

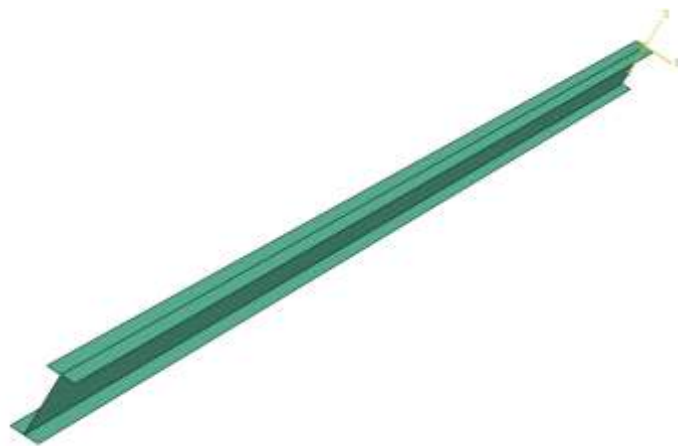
Ograničenja vezana za dostupne dimenzije poluproizvoda su odabrane na temelju kataloga napovoljnijeg prodavača. S obzirom na relativno mali ukupan broj varijanti, nije potrebno primjenjivati optimizacijske algoritme, već se optimizacija vrši na temelju rezultata više iteracija. Kao preliminarne dimenzije su uzete one od letjelice *Black eagle*, na čijoj su ramenjači korišteni pojasevi visine 1 mm i širine 6 mm. S obzirom na veća očekivanja naprezanja, kao prva varijanta odabrana je prva veća dimenzija iz kataloga. Sve testirane varijante navedene su u tablici:

Tablica 4-2 Diskretne varijable prema katlogu proizvođača

	visina t [mm]	širina b [mm]
	0,5	3
	0,8	3
	1,0	3
	1,0	6
ispitane dimenzije	0,8	8
	2,0	12
	3,0	15
	3,0	30
	4,0	15
	0,5	10
	0,6	5

4.4. Analiza

Cilj iterativnog provođenja analiza je bio da se od grupe rezultata koji su dobiveni analizom, odaberu oni koji najbolje ispunjavaju cilj, drugm riječima daju najmanju masu, a da pritom zadovoljavaju kriterije. Sve analize napravljene su unutar softverskog paketa *Abaqus*. Sama geometrija modela je definirana pomoću površina, dakle 2D geometrija, s nakanom da se takvoj geometriji u daljnim koracima dodijele svojstva koja će opisivati debljinu komponenata. Na taj način olakšano je definiranje debljine kompozitnog materijala, u ovom slučaju pojasa, gdje se debljina zadaje preko debljine sloja ugljičnih vlakana [20].



Slika 4-4 Geometrija modela

Nakon definiranja geometrije, definirana su svojstva materijala koja su potom pridružena odgovarajućim sekcijama, dakle struku svojstva balze, a pojasevima svojstva ugljičnog kompozita. Za ugljične kompozite je bilo potrebno definirati orijentaciju materijala. Nakon toga definirani su rubni uvjeti i opterećenje, a potom je zadana mreža konačnih elemenata. Korištena je mreža pravokutnih (*quad*) elemenata veličine 5mm.

Kao kriterije čvrstoće uzeti su *Hashin-ov* kriterij popuštanja kompozitnih materijala i kriterij globalnog izvijanja (bifurkacijska analiza) [21]. *Hashin-ov* kriterij nakon provedene analize daje koeficijent koji je jednak omjeru stvarnog naprezanja i naprezanja pri kojem dolazi do popuštanja materijala [20],

$$.H = \frac{\sigma}{\sigma_{pop}}$$

Biforkacijska analiza nam daje vlastitu vrijednost koja je jednaka omjeru kritične sile izvijanja i narinute sile,

$$.\lambda = \frac{F_{kr}}{F}$$

Na prvom modelu se pokazalo da je kriterij izvijanja za ovu konstrukciju stroži od kriterija popuštanja materijala. Konkretno, dobiveno je za $H=0,33$, a za prvu vlastitu vrijednost $\lambda=0,053$, iz čega je vidljivo

da je kriterij izvijanja daleko kritičniji. Zaključak prve analize je bio da će optimalno rješenje biti ona dimenzija koja prva zadovolji kriterij izvijanja, s obzirom da su testovi rađeni slijedno od manjih ka većim dimenzijama.

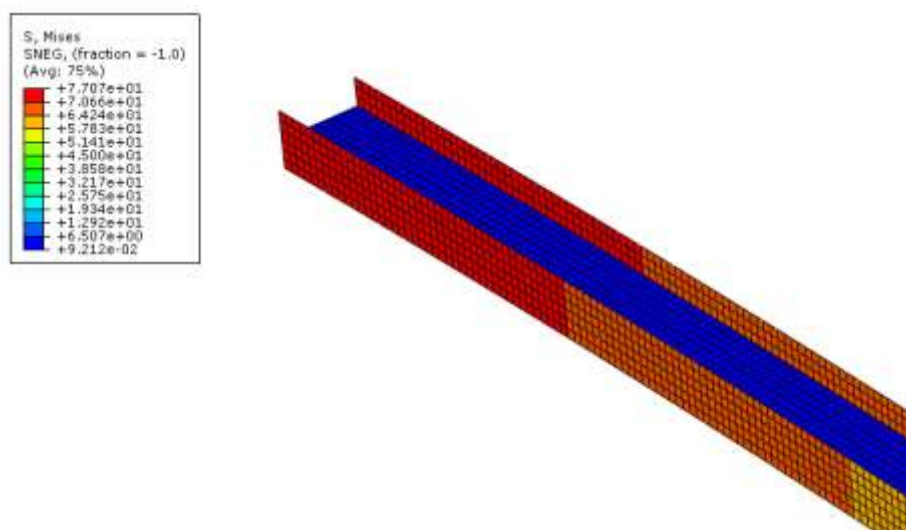
Tablica 4-3 Rezultati pokusa

	dimenzije poprečnog presjeka pojaseva	λ	masa [kg]
1	8mm x 0,8mm	0,053	0,238
2	12mm x 2mm	0,215	0,467
3	15mm x 3mm	0,535	0,699
4	30mm x 3mm	3,65	1,398
5	30mm x 3mm modificirani	1,51	1,043

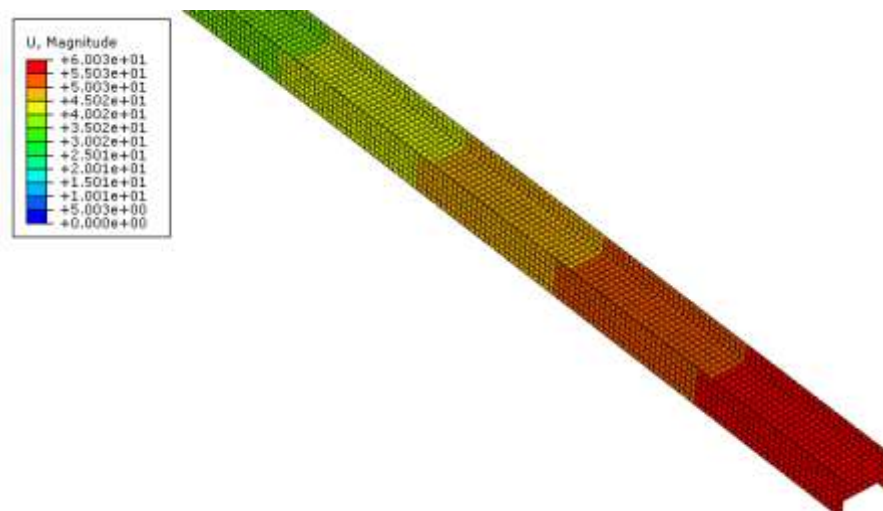
Kriterij izvijanja zadovoljen je tek s pojasevima u četvrtoj dimenziji, gdje vlastita vrijednost izvijanja ima vrijednost od $\lambda=3,65$. Tako velika “rezerva” u smislu izvijanja i čvrstoće konstrukcija se kosi s ciljem projekta, a to je minimizacija mase. Da bi se tome doskočilo, odlučeno je da se modificira ramenjača na način da se smanji širina struka, koji ionako ima sporednu ulogu u smislu savojne čvrstoće. Tako je dobiven modificirani poprečni presjek, kod kojeg je širina struka 15 mm, što je dovoljno da se ostvari dobro lijepljenje s pojasevima. Time je masa smanjena za 355 grama, bez opasnosti od pojave izvijanja. Za tako dimenzioniranu ramenjaču dobivene su slijedeće vrijednosti naprezanja i pomaka:

$$\sigma_{ekv}=7,7 \text{ MPa,}$$

$$u_{max}=6 \text{ mm.}$$



Slika 4-5 Ekvivalentna naprezanja u blizini ukleštenja



Slika 4-6 Maksimalni progib na rubu ramenače

Zaključeno je da bifurkacijska analiza nije dala zadovoljavajuća rješenja, tj. ne opisuje ponašanje konstrukcije na očekivani način. S obzirom da analiza ne opisuje ponašanje konstrukcije na vjerodostojan način, proveden je još jedan set linearno-statičkih analiza.

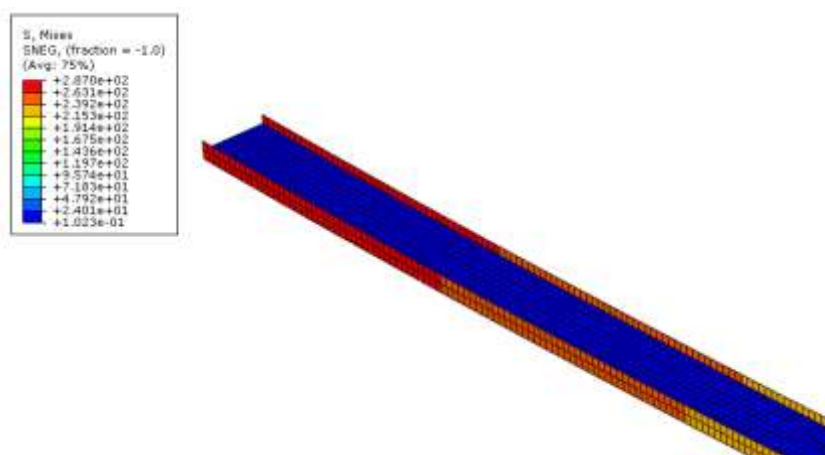
Prethodno linearno-statičkim analizama se pokušalo pokrenuti nelinearnu geometrijsku analizu, međutim, program je dao obavijest da je utjecaj nelinearnosti nedovoljan da bi se uzeo u obzir pri analizi. Kao glavni kriterij za linearno statičku analizu odabran je kriterij popuštanja materijala, koji se temelji na testiranjima koja je proizvođač proveo na epruветama za dva tipa kompozita komercijalnih naziva *VEC* i *DPP*. Pojasevi od ugljičnih vlakana tipa *VEC* odabrani su za korištenje (Tablica 4-2).

Nakon unošenja svojstva tlačne čvrstoće za popuštanje materijala pokrenute su analize, ponovno rastućim redosljedom. Prva dimenzija koja je zadovoljila *Hashin-ov* kriterij popuštanja je ona koja je odabrana kao zadovoljavajuća i optimalna.

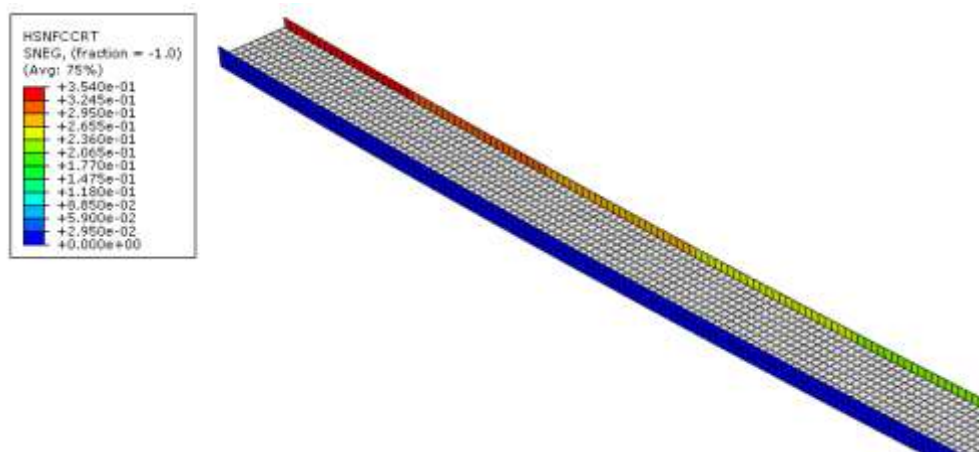
Tablica 4-4 Rezultati linearno-statičkih analiza

	dimenzije poprečnog presjeka pojaseva [mm]	H za tlačno opterećena vlakna	σ_{ekv} [MPa]	progib slobodnog kraja [mm]	masa [kg]
1	8 x 0,8	4,521	1026	561	0,106
2	12 x 2	0,354	287	162	0,187

Već drugi test je dao rezultate koji zadovoljavaju kriterij popuštanja. Hashinov koeficijent je najveći u tlačnoj zoni ramenače blizu uklještenja što znači materijal prvo popustiti u tom području. Treba naglasiti da su vlakna ta koja će prva popustiti, a ne matrica.

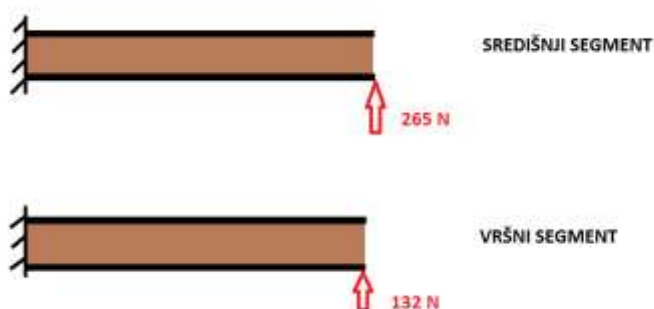


Slika 4-7 Raspored ekvivalentnih naprezanja u blizini uklještenja



Slika 4-8 Hashinovi koeficijenti u tlačnoj zoni ramenjače u blizini uklještenje

Središnji i vanjski segmenti ramenjače ispitani su po istom principu opterećenja, tako da na rubu segmenta duljine 1 m djeluje sila (Slika 4-9) i stvara odgovarajući moment savijanja.



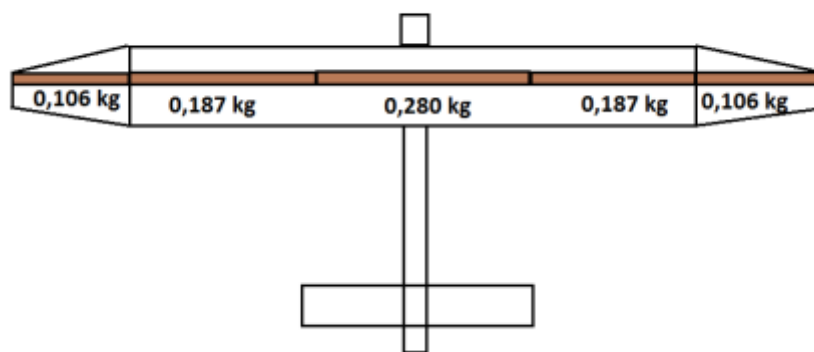
Slika 4-9 Opterećenje središnjeg i vršnog segmenta

Za tako zadana opterećenja i korištenjem Hashinovog uvijeta popuštanja, dobivene su slijedeće dimenzije pojaseva:

Tablica 4-5 Hashinov koeficijent

	širina x visina [mm]	Hashinov koeficijent
središnji segment	12 x 2	0,22
vršni segment	8 x 0,8	0,54

Ukupna procjenjena masa ramenače prema podacima softverskog paketa *Abaqus* daje vrijednosti mase kako je prikazano na Slici 10. *Napomena: za centralni segment je uzet profil 15 x 3 mm kako bi se povećala pouzdanost najopterećenijeg i najkritičnijeg dijela konstrukcije.*



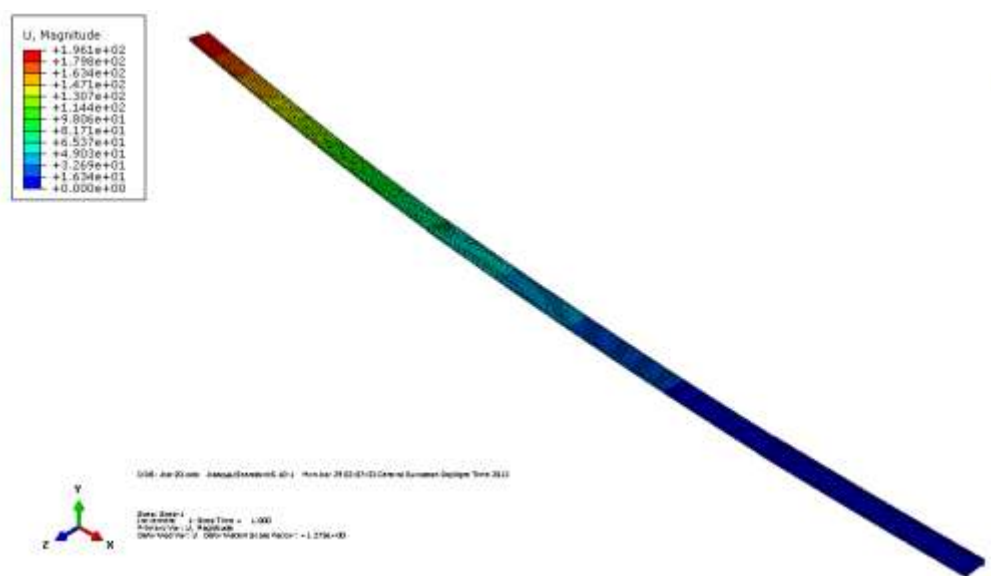
Slika 4-10 Masa pojedinih segmenata ramenače

Ukupna procijenjena masa ramenjače je tada:

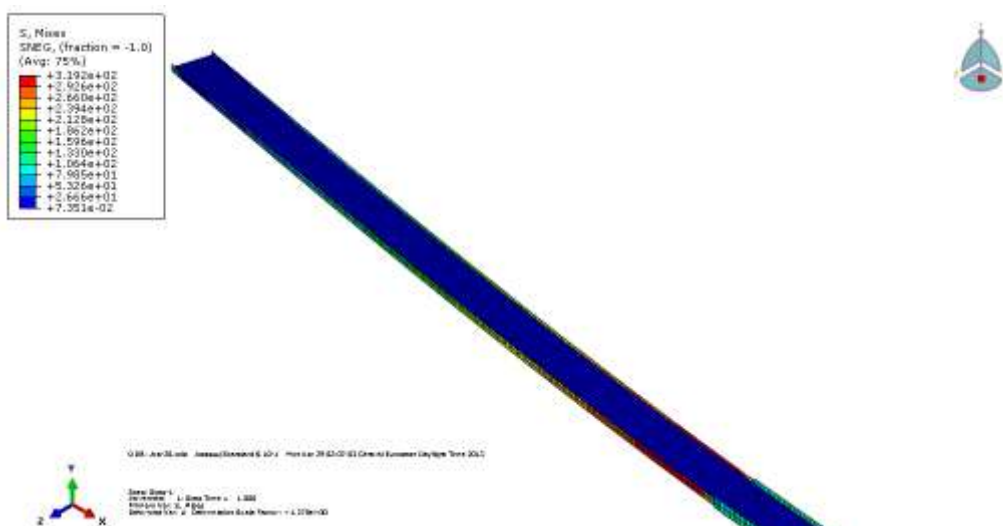
$$M_u = 2 \cdot 0,106 + 2 \cdot 0,187 + 0,280 = 0,866 \text{ kg}$$

4.5. Odziv cijelokupne konstrukcije

Nakon odabranih profila za sve segmente i njihovog modeliranja, pokrenuta je konačna analiza čvrstoće, kako bi se dobili podaci o odzivu cijele ramenjače, prvenstveno progib i ekvivalentna naprezanja. Progib u vrhu ramenjače prema rezultatima analize iznosi 196 mm, a najveće ekvivalentno naprezanje iznosi 319 MPa. Maksimalno naprezanje javlja se u vršnom segment ramenjače. Hashinov kriterij popuštanja i dalje je zadovoljen.



Slika 4-11 Maksimalni progib ramenjače

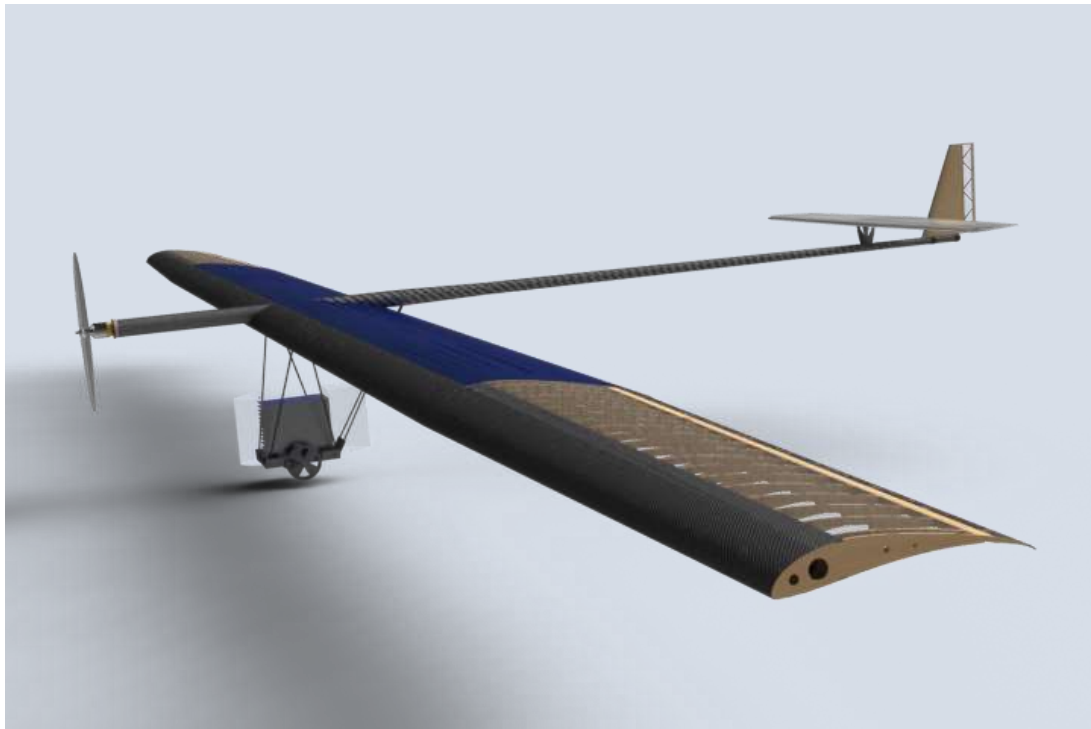


Slika 4-12 Maksimalno ekvivalentno naprezanje ramenjače

4.6. Zaključak detaljnog konstruiranja

Rezultati linearno-statičkih analiza su uzeti kao mjerodavni. S obzirom na mogućnost odstupanja rezultata numeričke analize u odnosu na ponašanje realne konstrukcije, odlučeno je da će se provesti testiranja na realnom segmentu ramenjače na kojem će biti narinuta ekvivalentna opterećenja, te će se tek nakon potvrđenih rezultata numeričke analize krenuti u proizvodnju cijele ramenjače.

Sa završenim detaljnim konstruiranjem ujedno je završen i cjelokupni proces konstruiranja te je letjelica dobila svoj konačan oblik. Slika 4-13 prikazuje model letjelice koji je dobiven kroz faze konstruiranja. Tehničke crteže, zajedno sa još nekoliko *renderiranih* CAD modela moguće je vidjeti u prilogu (Prilog 6).

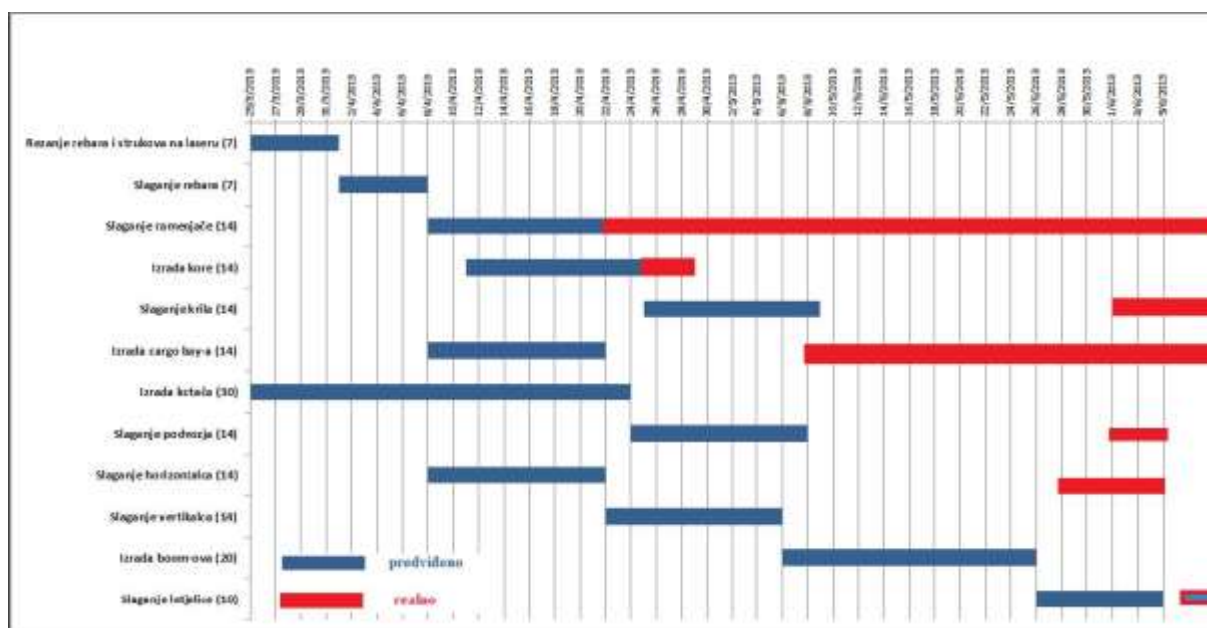


Slika 4-13 CAD model letjelice

5. Izrada

Prije same izrade letjelice napravljen je okvirni plan tijeka projekta a također je napravljen i detaljni plan izrade (Tablica 5-1). Ovaj korak je bio veoma bitan kako bi proces izrade tekao što uniformnije. Međutim pokazalo se da je veoma teško pratiti ovakav plan kako zbog nedovoljno točno zadanih rokova, a tako i zbog činjenice da je ovaj projekt bio izvannastavna aktivnost gdje se svaki od članova tima bavio projektom kada su mu to dozvolile ostale obaveze. Na dijagramima plana rada dan je prikaz predviđenog početka i trajanja radova, a također je naznačen i stvarni tijek odvijanja procesa. Kao što se vidi sa dijagrama najznačajnije odstupanje se odnosi na izradu ramenjače. Ovo je zato jer se u fazi planiranja nije znalo što sve obuhvaća ovaj korak, odnosno nije se razmišljalo npr. koliko će zapravo spojevi ramenjača segmenata krila kao i namatanje ramenjača kevlarskim koncem zapravo uzeti vremena. Spojevi segmenata odnosno ramenjača bili su najkompleksniji izvedbeni dio cjelokupne konstrukcije te su tako i uzeli značajniji dio vremena u izradi letjelice. Ostali zaostaci uglavnom su vezani na kašnjenje izrade same ramenjače.

Tablica 5-1 Detaljni plan izrade

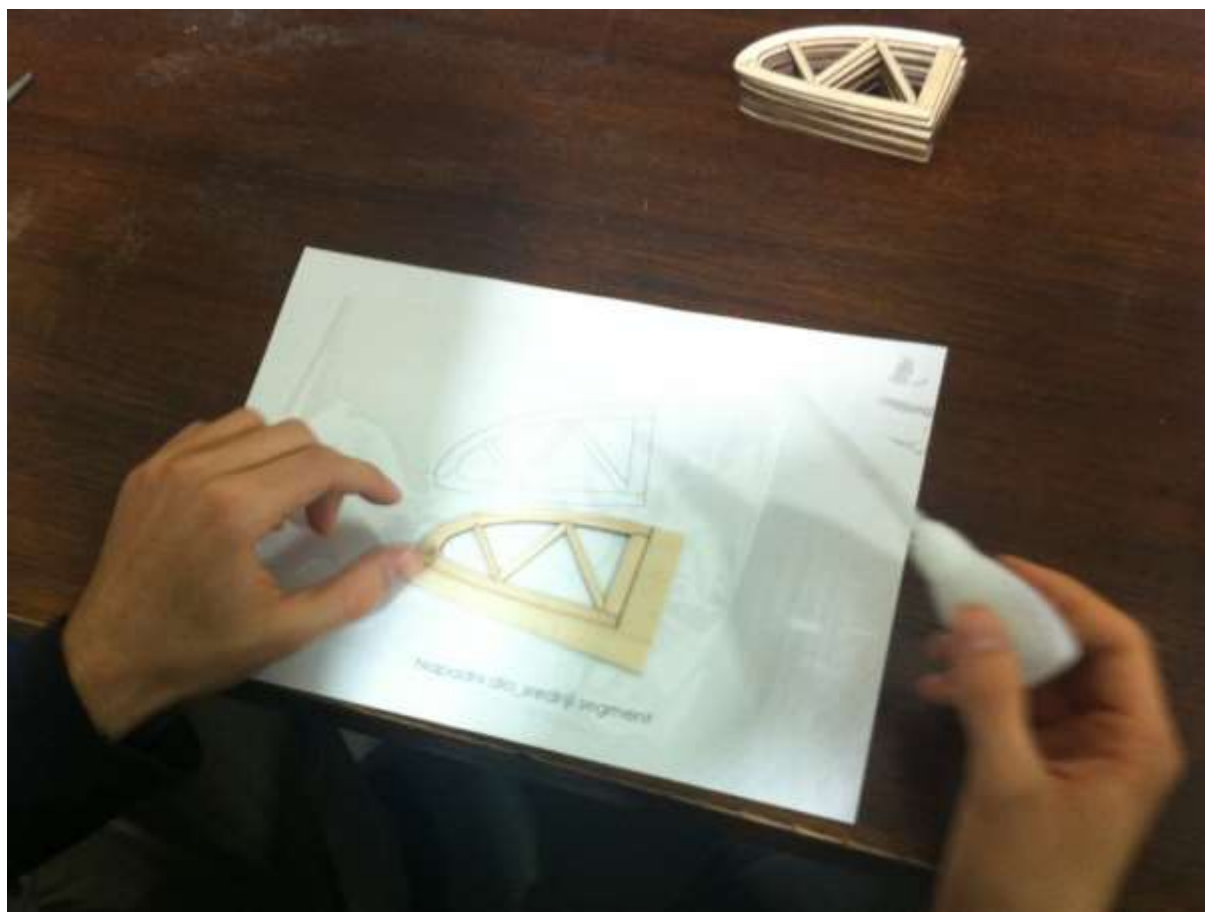


5.1.Rebra

U procesu detaljnog konstruiranja odlučeno je da će se ići na konstrukcijska rebra kako bi se pokušalo smanjiti ukupnu masu rebara, povećati torzijsku krutost cijelog krila, a i smanjiti mogućnost pucanja rebara, jer godovi su na ovaj način uvijek usmjereni u smjeru naprezanja. Kako bi se dobila dovoljna preciznost rezanja ovih sitnih dijelova odlučeno je da će se oni rezati na laseru. Želja je bila da preciznost izrade ovih dijelova ostane unutar desetinke milimetra kako bi se izbjegli daljni problemi u slaganju samih rebara a tako i dijelova na koja se ova rebra lijepe. No rezanje nije bilo precizno koliko se očekivalo. Prvi razlog je što su se morali pogoditi parametri rezanja (nejednaka debljina i gustoća letvica balze), a drugi razlog je što nije najbolje pogodan offset za debljinu reza. Zbog navedenih razloga unešena je greška, no daljni tijek izrade dijelova rađen je prema "stvarnom stanju". Na taj način visina ramenjača rađena je prema stvarnoj mjeri visine rebara, a ne prema mjeri iz CAD modela.

Rebra su rezana iz letvica balze debljine 2mm.

Iako se ljepljenje oko 150 komada malih konstruktivnih rebara činilo kao dug i iscrpljujuć posao, zajedničkom akcijom svih članova tima taj zadatak je obavljen u roku od nekoliko sati.



Slika 5-1. Ljepljenje rebra pomoću šablone



Slika 5-2. Gotovo rebro

5.2.Ramenjača

Strukovi ramenjača rezani su iz letvice balze čija je debljina bila jednaka debljini struka (centralni segment 15mm, srednji segment 12mm, vanjski 8mm). Kako struk ramenjače mora prenositi poprečne sile nužno je da u njemu bude vertikalni god, što je bio konstrukcijski problem jer su letvice balze širine najviše 100 mm (u poprečnom smjeru na uzdužna vlakna balze) dok je dužina ramenjače jednog segmenta 980 mm. Zbog navedenog se list balze narezao na visinu rebra a poslije su se ti komadi od 100mm slagali i lijepili jedan do drugog. Poslije slaganja malih segmenata vertikalnih godova u jedan segment ramenjače bilo je potrebno pobrusiti gornju i donju plohu i to tako da se dobije točan kut kako bi cjelokupni poprečni presjek ramenjače pratio konturu aeroprofila na mjestu gdje se ramenjača nalazi (poprečni presjek trapezoidan). To se odradilo tako da se napravila šablona za brušenje. Letvice od jednosmjernih ugljičnih vlakana koje su kupljene kao poluproizvod (R&G) lijepljene su na prethodno pripremljene strukove pomoću smjese mikrobalona i epoksidne smole. Ovdje je bilo važno prije samog lijepljenja namazati plohe na koje se lijepe letvice sa smolom te pustiti u peći da se smola stvrdne (Slika 5-3).



Slika 5-3. Premazivanje struka smolom

Na taj način nakon ljepljenja letvica, balza ne može upiti svu smolu, odnosno sprječava se da ljepljeni spoj ostane “suh”. Za ovaj zadatak također su se napravile posebne šablone za pritezanje (Slika 5-4) zbog činjenice da je poprečni presjek ramenjače bio trapez a cjelokupna visina ramenjače morala je ispasti veoma precizno (unutar desetinke milimetra).



Slika 5-4. Strukovi u šabloni za pritezanje



Slika 5-5. Letvice zalijepljene za struk

Struk se završava prije kraja segmenta jer se na kraju segmenta između pojaseva umeće prethodno izrađeni utor za spojnice. Dio ramenjače oko utora se dodatno ojačava omatanjem

jednosmjernih ugljičnih vlakana sa smolom. Na kraju, da bi se uklonila mogućnost odvajanja pojaseva od struka, cijela ramenjača se gusto omata tankim kevlarским koncem natopljenim smolomn (Slika 5-6).



Slika 5-6. Ramenjača se omata koncem

5.3. Torzijska kutija

Torzijska kutija tipa D-box sastoji se od ramenjače, rebara i kore od ugljičnih vlakana. Na ramenjaču se lijepe prednja rebra, a preko njih se lijepi kora.



Slika 5-7. Ramenjača u procesu ljepljenja rebara



Slika 5-8. Ramenjače prije spajanja s korama

Tkanina za koru se izrezuje tako da su vlakna usmjerena dijagonalno, čime se dobiva najveća čvrstoća na torziju (Slika 5-9).



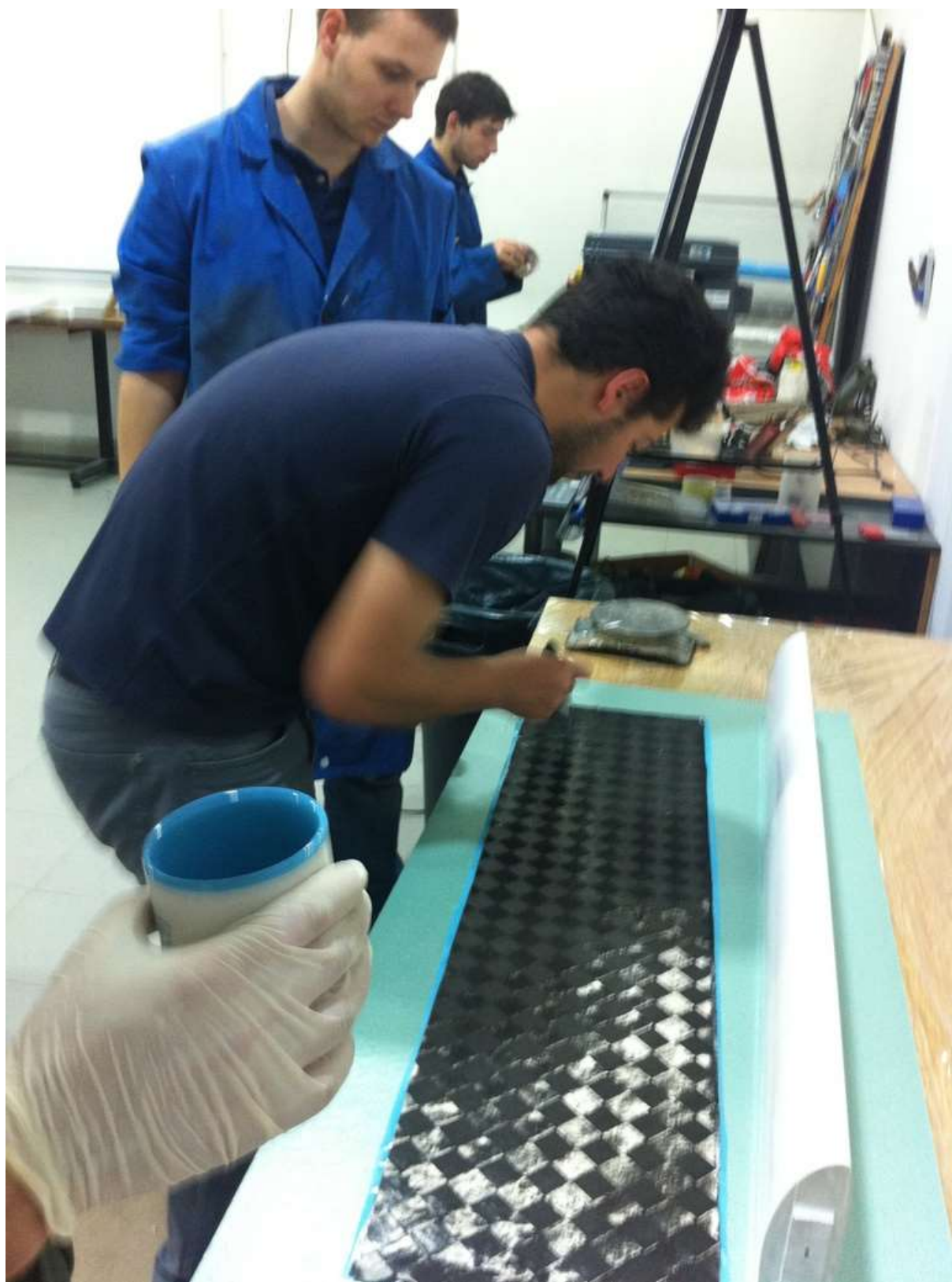
Slika 5-9. Izrezivanje ugljične tkanine za koru

Za proizvodnju kore dali smo izraditi drveni kalup preko kojeg se napinje ugljična tkanina. Kalup se prije rada premazuje voskom radi lakšeg odvajanja tanke kore (Slika 5-10).



Slika 5-10. Priprema kalupa

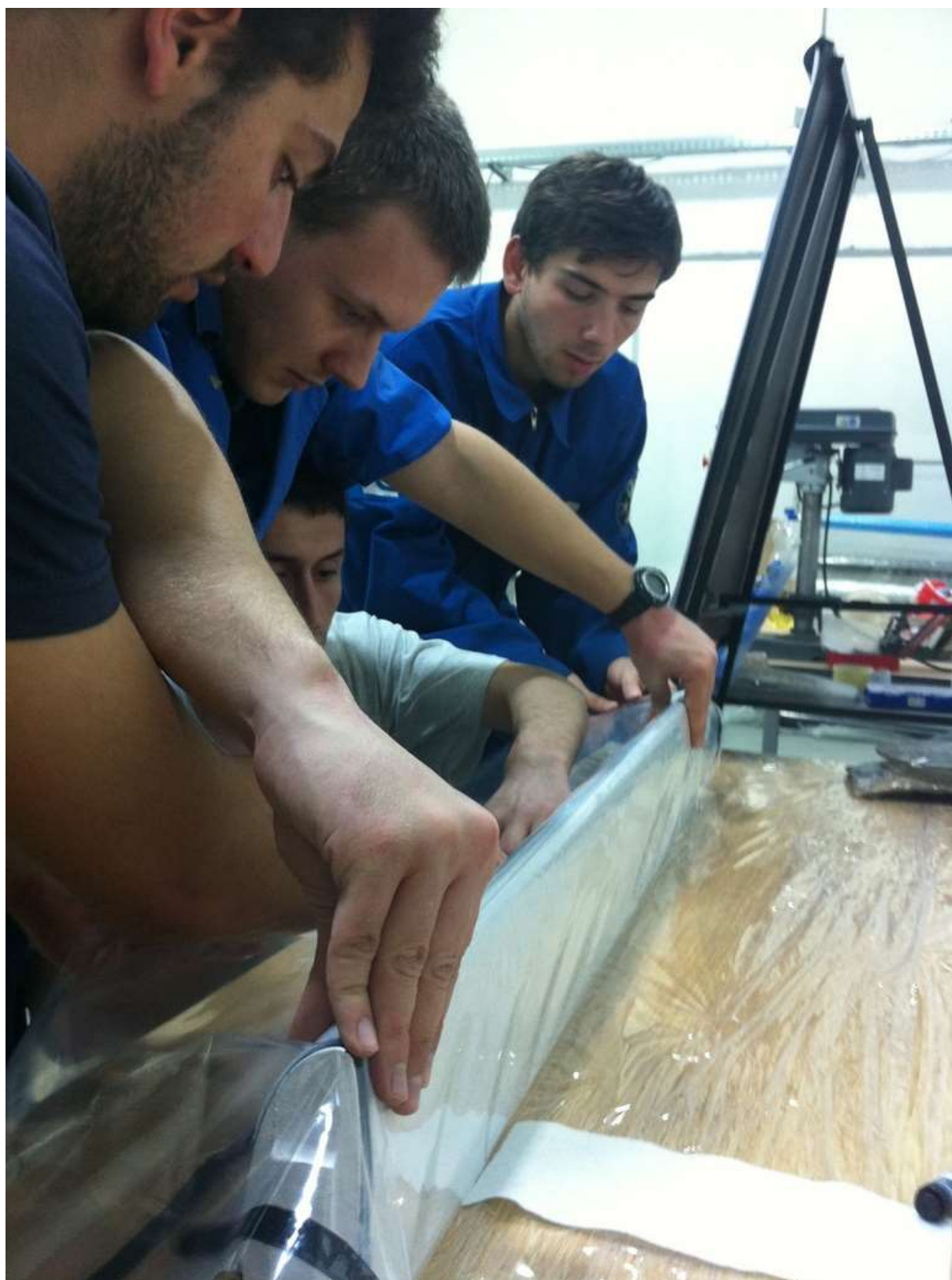
Tkanina je namazana smolom i preko nje je stavljena perforirana folija i filc koji upija suvišak smole. To sve zajedno je stavljeno u hermetiziranu foliju iz koje je kompresor isisavao zrak.



Slika 5-11. Mazanje tkanine smolom



Slika 5-12. Tkanina i folija na kalupu



Slika 5-13. Zatvaranje hermetizirane folije

Nastali potlak je držao tkaninu čvrsto pritisnutu uz kalup i pomagao izvući višak smole, što je nama bilo bitno zbog nužnog održanja male mase kod svih dijelova letjelice. Ovako pripremljen kalup ostavljen je u peći na osam sati na temperaturi 55°C, čime je osigurano kvalitetnije stvrdnjavanje smole. Nakon vađenja iz peći i pažljivog odvajanja tanke kore od kalupa, unutrašnja strana kore je morala biti pomno očišćena da bi se uklonili ostaci voska sa površine kalupa.



Slika 5-14. Stvrdnuta kora nakon vađenja iz peći



Slika 5-15. Kora nakon skidanja s kalupa

Na ovaj način proizvedeno je 5 kora, po jedna za svaki segment krila. Pri lijepljenju kore na ramenjaču, ponovo je pomoću kompresora napravljen potlak da bi spoj bio dobro pritisnut. Pridruživanjem ramenjače i kore te uklanjanjem viškova materijala završena je torzijska kutija (Slika 5-16).



Slika 5-16. Završena torzijska kutija

Ta metoda nas je dobro služila, osim u slučaju jedne nezgode koja se dogodila pri sušenju spoja torzijske kutije. Kompresoru je otkazala regulacija i potlak se povećavao sve dok kora i rebra u njenoj unutrašnjosti nisu bila zdrobljena. Radi toga smo morali ukloniti polomljenu koru i rebra sa ramenjače, očistiti tragove ljepila, izraditi novu koru i ponoviti postupak ljepljenja. Ta nezgoda je dovela do primjetnog zaostatka u izradi krila. Ipak, letjelica je bila dovršena na vrijeme za pokusne letove i odlazak na natjecanje.

5.4.Krilo

Izrada krila počinje od gotove torzijske kutije na koju se lijepi stražnja rebra. Ljepljenje se radi na podlozi od stiropora na kojoj je prostrt nacrt krila s označenim položajima rebara duž raspona. Nakon što spoj rebara očvrstne, na izlazni rub se lijepi tanka letvica trokutastog presjeka od jednosmjernih ugljičnih vlakana. Zbog relativno komplicirane izrade, tu smo letvicu nabavili kao poluproizvod. Preko rubova rebara se potom lijepi uske trake koje smo proizveli natapanjem jednosmjernih ugljičnih vlakana sa smolom (Slika 5-17, Slika 5-18).



Slika 5-17. Detalj kore i rebara



Slika 5-18. Ljepljenje traka na rebra

Svaka traka seže od kraja torzijske kutije preko rebra do izlazne ugljične letvice. Nakon što se brušenjem uklone viškovi materijala, preko rebara se lijepi folija, čime je završen segment krila. Vršni

segmenti krila se razlikuju od unutarnjih. Dok unutarnji segmenti imaju konstantnu tetivu, vršni segmenti se malo sužavaju prema kraju, zbog čega su njihova rebra izrezana tako da se postupno smanjuju. Također, vršni segmenti na izlaznom rubu imaju elerone. Završetak krila i početak elerona su napravljeni od balzinih letvica. Eleroni imaju normalno i dijagonalno usmjerena rebra čime se poboljšava torzijska čvrstoća (Slika 5-19).



Slika 5-19. Struktura elerona

Jednako kao kod ostatka krila, na izlazni rub elerona ide trokutasta ugljična letvica i preko rebara se lijepe trake od jednosmjernih ugljičnih vlakana. Na krajeve krila su postavljeni zaobljeni završeci izbrušeni od balze, i drljače koje štite kraj krila od kontakta s tlom.



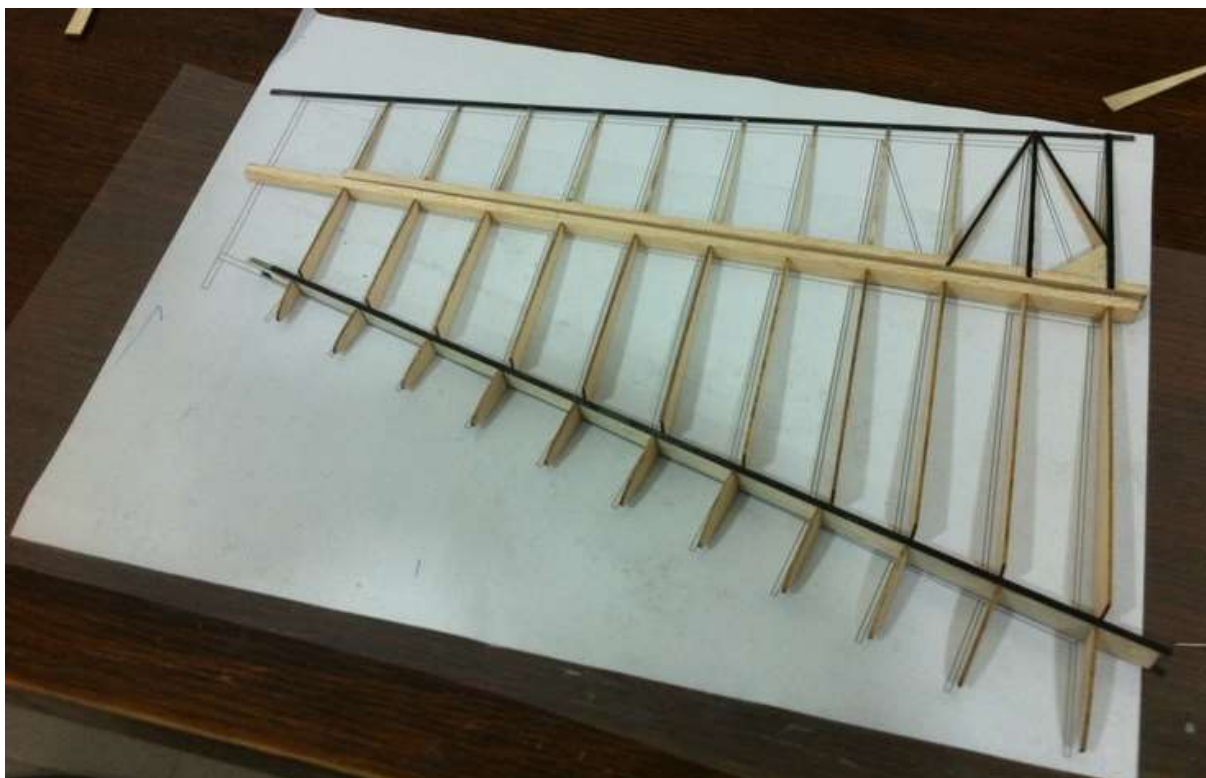
Slika 5-20. Zaobljeni završetak



Slika 5-21. Drljača

5.5. Repne površine

Repne površine se sastoje od horizontalnog i vertikalnog stabilizatora. Tehnologija izrade potpuno je jednaka kao i kod krila. Kao pomagalo pri ljepljenju se koristio nacrt na kojem su se lijepila prednja i stražnja rebra na ramenjaču (Slika 5-22).



Slika 5-22. Sastavljanje vertikalnog stabilizatora

Ramenjača je napravljena od letvice balze na koju su ljepljene trake od jednosmjernih ugljičnih vlakana. Nakon toga se lijepi kora od ugljičnih vlakana na prednja rebra i ramenjaču, na isti način kao pri izradi krila (Slika 5-23).



Slika 5-23. Vertikalni stabilizator u izradi

Na izlazni rub se lijepi letvica balze pravokutnog presjeka, te se preko rubova rebara lijepe uske trake od jednosmjernih ugljičnih vlakana. Na taj način se postiže dovoljna krutost i otpornost na torziju.



Slika 5-24. Struktura repnih površina

Kormilo smjera je napravljeno na isti način, a sastoji se od ramenjače, rebara od balze i izlaznog ruba kojeg čini trokutasta letvica od jednosmjernih ugljičnih vlakana. Na donjem rebru vertikalnog stabilizatora napravljen je utor u kojem je smješten servo motor koji pokreće kormilo smjera pomoću poluge. Horizontalni stabilizator je slične konstrukcije poput vertikalnog. Na srednjem dijelu korištena su rebra od šperploče koja nose osovину od ugljičnih vlakana. Osovina služi kao zglob, a povezana je s trupom pomoću V nosača napravljenog od ugljičnih vlakana i epoksidne smole (Slika 5-25).



Slika 5-25. Kormilo visine montirano na V-nosač

Pošto je horizontalni stabilizator cijeli pomičan, on ujedno ima i funkciju kormila visine. Rotacija se postiže servo motorom smještenim u vertikalnom stabilizatoru koji rotira kormilo visine preko poluge spojene na središnje rebro. Na krajeve horizontalnog i vertikalnog stabilizatora postavljaju se zaobljeni završeci od balze. Na kraju se preko rebara lijepi folija i time je završen rep letjelice.

5.6. Podvozje

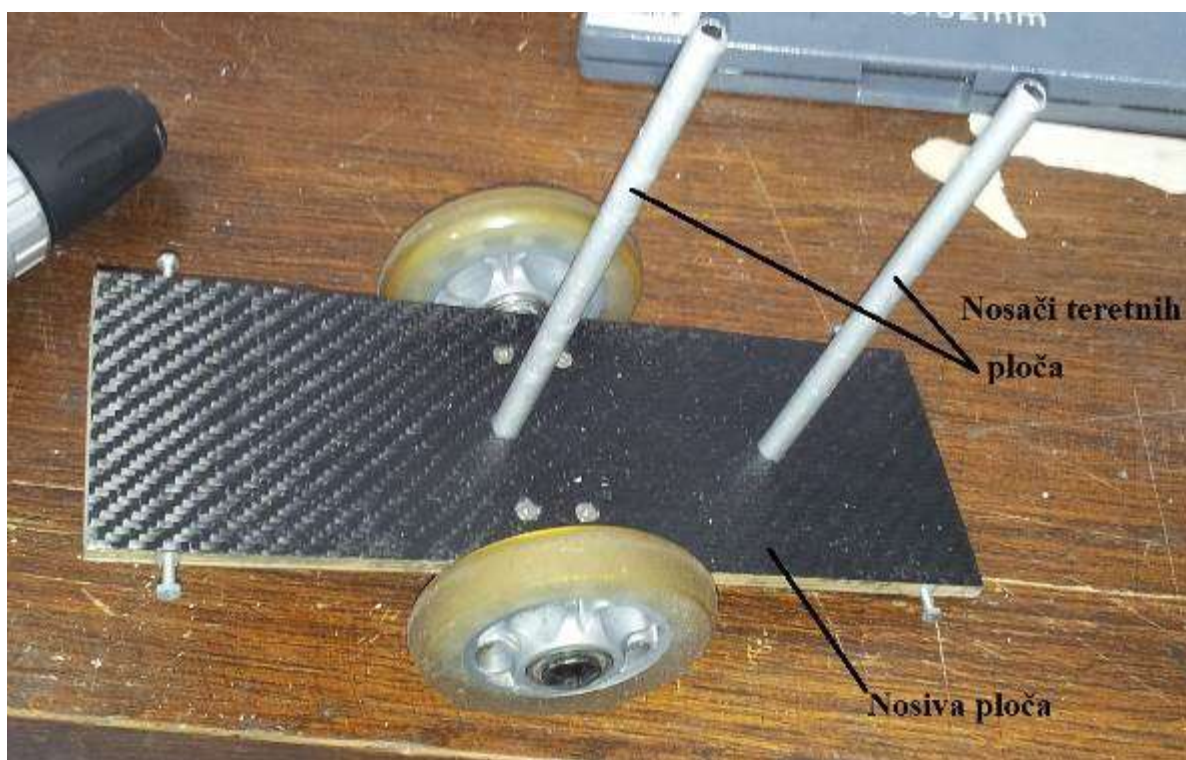
5.6.1. Nosiva ploča

Nosiva ploča je vrlo važan konstrukcijski dio na letjelici. Služi kao nosač osovine, tereta i nosećih štapova (Slika 5-27). Izrađena je od dva sloja lagane šperploče 3mm koja je obostrano presvučena sa dva sloja ugljičnih vlakana (twill platno težine 200g/m²). Slojevi šperploče su zaljepljeni epoksidnom smolom na slijedeći način: prvo su dodirne plohe premazane epoksidnom smolom kako bi šperploča upila dovoljno smole te se pričekalo nekoliko sati kako bi smola započela reakciju polimerizacije. Nakon toga su dodirne plohe još jednom premazane tankim slojem epoksi smole i slojevi su međusobno stisnuti. Drugi dan, otprilike 24 sata poslije, slijedilo je rezanje ploče na točnu dimenziju, urezivanje utora za aluminijska ojačanja (spojevi nosača teretnih pločica i nosači štapova) te dosjed za osovinu. Dosjed za osovinu izrađen je kao prorez polukružnog profila ispunjen smjesom epoksidne smole i pamučnih vlakana (Cotton Flocks). Nakon dodatne obrade na ploču su

nanesena po dva sloja ugljičnih vlakana sa svake strane. Kako bi se uštedilo na masi ojačavanje je napravljeno na sljedeći način: obilno usmoljeno platno je pozicionirano na ploču te je prekriveno perforiranom neljepljivom folijom preko koje je stavljen sloj asorbirajućeg platna (Breatex™ Non-woven absorber 150 g/m²) te je sve zajedno izvakumirano u vakumskoj foliji. Tim postupkom je višak smole izašao iz obratka kroz perforiranu foliju u sloj asorbirajućeg platna koji je nakon polimerizacije smole odvojen od obratka. Na taj način dobiven je kvalitetan izradak u pogledu mehaničkih i fizikalnih svojstava (Slika 5-26). Uslijedilo je bušenje provrta za nosače tereta i urezivanje navoja M8 u ploču na mjestu metalnog ojačanja i bušenje te urezivanje navoja za vijke M3 kojima se učvršuju nosivi štapovi.



Slika 5-26 Nosiva ploča



Slika 5-27 Sklop podvozja

5.6.2. Kotači

Prilikom projektiranja i izrade uvidjela se važnost kotača. Glavi zahtjevi kod kotača su malo trenje, visoka dinamička čvrstoća i mala masa. Vođeni tim zahtjevima i nedostatkom vremena odabrani su gotovi kotači sportskih koturaljka. Na taj način riješeni su gotovo svi zahtjevi osim male mase. Zbog tog nedostatka kotači koturaljka su podvrgnuti dodatnoj obradi (tokarenje) kojim je uklonjeno gotovo 40% početne mase.

5.6.3. Osovina

Osovina je „uklještena“ u nosivu ploču i zbog toga je napregnuta smičnim naprezanjima. Prva verzija osovine izrađena je od šipke od nehrđajućeg čelika. Nakon neuspješnog drop testa iduća verzija je izrađena od jednosmjernih ugljičnih vlakana. Poslije nekoliko jednostavnih testova kojima se simuliralo maksimalno opterećenje prilikom slijetanja došlo je do zaključka kako ugljični kompozit loše podnosi smično naprezanje. Zbog problema odlučilo se izraditi osovinu od legiranog čelika za opruge koji ima visoku čvrstoću i granicu tečenja. Konačna verzija osovine je izrađena od šipke promjera 6mm.

5.6.4. Nosači teretnih ploča

Nosači teretnih ploča su elementi na koji osiguravaju teretne pločice od ispadanja iz teretnog prostora letjelice (Slika 5-27). Dimenzije teretnih pločica definirane su pravilnikom natjecanja. Pločice su dimenzija 80mm x 160mm debljine od 1mm do 10mm te imaju dva provrta promjera 8.5mm na

razmaku od 80mm na uzdužnoj simetrali. Time je položaj i promjer nosača teretnih ploča jednoznačno definiran. Nosači su izrađeni iz aluminijske cijevi promjera 8 mm. Na jedan kraj je narezan navoj M8 duljine 15 mm kojim se nosač učvršćuje na teretnu ploču i osigurava od labavljenja dodatnom maticom. Na drugom kraju nosača ploča kraj je obrađen zaobljenjem zbog lakšeg umetanja teretnih pločica te je izbušen je provrt promjera 1.5mm kroz koji prolazi osigurač.

5.6.5. Nosivi štapovi

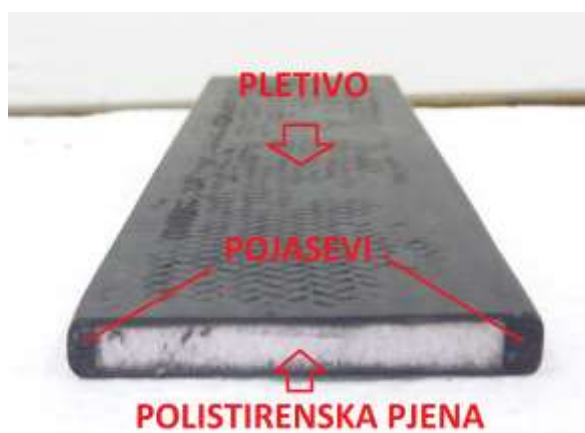
Nosivi štapovi služe kao poveznica teretne ploče i središnjeg segmenta krila. Oni prenose opterećenje izazvano korisnim teretom na krilo. Izrađeni su od cijevi, navojne šipke i zglobnog ležaja. Cijevi su kupljene gotove kao poluproizvod od jednosmjernih ugljičnih vlakana. U krajeve cijevi uljepljena je navojna šipka M3. Ljepljenje je izvedeno epoksidnom smolom. Navojna šipka je spojnica kompozitne cijevi i zglobnog ležaja te omogućuje dodatno podešavanje duljine nosećih štapova odnosno položaja teretne ploče u odnosu na krilo. Nosivi štapovi su testirani rasteznim pokusom na silu od 85N (Slika 5-28).



Slika 5-28 Ispitivanje nosivih štapova

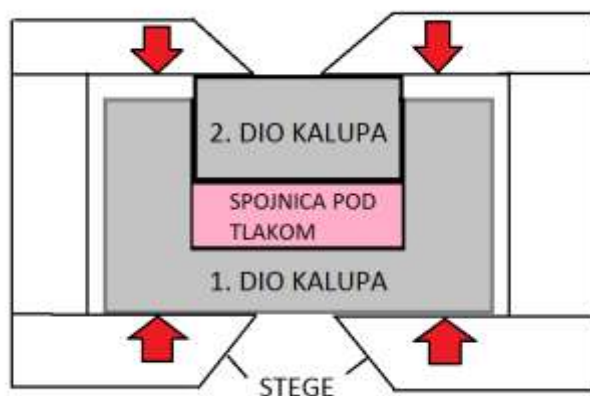
5.7. Spojnice krila

Spojnica krila je ključan konstrukcijski element letjelice HUSZ Vulture koji spajaju dva segmenta krila. Za spajanje segmenata krila se koriste dvije vrste spojnica. Prva spojnica je većih dimenzija, i ona spaja centropolan sa središnjim segmentom krila. Druga, manja spojnica se koristi za povezivanje središnjeg i vršnog segmenta krila. Osim što ima ulogu spajanja segmenata krila, spojnica mora bit u stanju bez loma prenijeti naprezanja s jednog segmenta krila na drugi. Da bi se to osiguralo, kao glavni nosivi materijal korištena su ugljična vlakna, koja daju potrebnu krutost i čvrstoću. Konstrukcija spojnica je zamišljena i potom izrađena u obliku pločica pravokutnog poprečnog presjeka (Slika 5-29), čija su dva nosiva pojasa izrađena od unidirekcionalnih ugljičnih vlakana, a između njih se nalazi ekstrudirana polistirenska pjena. Pojasevi s polistirenskom pjenom čine jezgru spojnice, a za dodatnu čvrstoću je cijela jezgra umotana u pletivo od ugljičnih vlakana.



Slika 5-29 Spojnica središnjeg i vanjskog segmenta krila

Pletivo je namotano tako da je orijentacija vlakana u pletivu $\pm 45^\circ$ u odnosu na uzdužnu os spojnice. Nakon pripreme epoksidne smole i njezinog nanošenja na spojnicu, slijedi faza skrućivanja smole.



Slika 5-30 Spojnica umetnuta u kalup pod tlakom

Da bi se postigla dobra adhezija pri skrućivanju epoksidne smole i dobro nasjedanje dijelova spojnice, sušenje se vrši u čeličnim kalupima (Slika 5-30).

Tijekom sušenja, spojnica je dodatno stlačena uz primjenu stegi preko gornjeg i donjeg pojasa. S obzirom da je za umetanje spojnice u za njih predviđene rukavce potrebna određena zračnost, nakon skrućivanja bilo je potrebno ručno brusiti spojnicu ovisno o dimenzijama izratka nakon skrućivanja. Isto tako je bilo potrebno osigurati da spojnica uđe u rukavac bez primjene prevelike sile koja bi pri čestim sastavljanjima/rastavljanjima letjelice mogla prouzrokovati trganje nekih manje robusnih dijelova.



Slika 5-31 Spojnica umetnuta u rukavac

5.8. Nosač repa (boom)

Trup je izrađen iz konusne cijevi kružnog presjeka. Rastavljiv je na 3 dijela zbog ograničenja u veličini transportne kutije. Cijev je izrađena tehnologijom izrade na pozitivnom kalupu. Kao kalup korišten je segment ribičkog štapa. Na kalup je nanoseno nekoliko slojeva voska (Formula Five) koji sprječava ljepljenje na kalup te omogućuje lakše odvajanje obratka od kalupa. Kalup je dodatno omotan poli(vinil-kloridnom) (PVC) trakom. Razlog dodatnog omatanja je taj što PVC traka olakšava odvajanje obratka od kalupa, tj. epoksidna smola se ne lijepi na PVC materijal. Tako je kalup pripremljen za izradu cijevi. Kao prvi sloj materijala na kalup je nanosen sloj jednosmjernih ugljičnih vlakana u smjeru uzdužne osi. Oko prvog sloja prevučena pletena ugljična cijev sa orijentacijom niti $\pm 45^\circ$ u odnosu na uzdužnu os cijevi (Slika 5-32). Ugljična vlakna usmjerena $\pm 45^\circ$ u odnosu na uzdužnu os cijevi preuzimaju veći udio uvojnih opterećenja dok uzdužna vlakna preuzimaju savojna opterećenja. Vlakna su zatim natopljena epoksidnom smolom. Oko kalupa i materijala je omotana

PVC traka (Slika 5-33) kojom su slojevi međusobno pritisnuti te je višak smole izašao iz izratka. Tako je dobiven kompozit sa velikim udjelom vlakana (ojačala) iz čega proizlaze dobra mehanička svojstva uz malu masu. Kada je smola polimerizirala (oko 24 sata) vanjski sloj PVC trake je skinut i kalup je izvučen iz cijevi. Preostale dvije cijevi su izrađene na isti način.



Slika 5-32 Nanošenje ugljičnih vlakana na kalup



Slika 5-33 Omotavanje PVC filmom

Na prvu cijev je naljepljen nosač pogonskog elektromotora. Prva i druga cijev su spojene rastavljivim spojem na način da jedna cijev ulazu u drugu te se spoj dodatno osigurava od okretanja i izvlačenja jednim svornjakom. Na zadnju repnu cijev je učvršćen nosač horizontalnog stabilizatora, vertikalni stabilizator i dva servomotora za pomicanje kormila (Slika 5-34). Spoj između srednje cijevi i repne cijevi izveden je spojnicom pravokutnog presjeka koja ulazi u odgovarajući dosjed koji je uljepljen u cijevi. Takav tip spoja je korišten zbog mogućnosti brzog sastavljanja/rastavljanja te bolje tolerancije dosjeda i boljeg prijenosa uvijanja. Rastavljivi spoj krila i trupa izveden je provlačenjem cijevi kroz dosjednu cijev koja je uljepljena u ramenjaču i torzijsku kutiju krila. Dosjedna cijev i trup se osiguavaju od rastavljanja vijkom M8.



Slika 5-34 Spoj trupa i repa

5.9. Završno sklapanje letjelice i testni letovi

Završna izrada uključivala je presvlačenje aerodinamičkih površina (krila i repa) folijom (Slika 5-35), montiranja pogonskih dijelova koji uključuju motor, propeler, bateriju, zatim postavljanje servo motora na upravljive površine i na samom kraju sklapanja letjelice (Slika 5-36). Cijeli proces izrade letjelice bio je gotov krajem srpnja 2013. godine, nakon čega je uslijedilo 10-ak dana aktivnog testiranja tijekom kojih je obavljeno preko 15 uspješnih letova (Slika 5-37). Prvi, ujedno i uspješan let, obavljen je 26. srpnja. To je bio prvi dokaz uspješnog konstruiranja i izrade letjelice.



Slika 5-35 Detalj krila presvučenog folijom

Nakon ispitnih letova bilo je moguće dati konačnu ocjenu letjelice u smislu njezinog zadovoljavanja ciljeva definiranih na samom početku procesa konstruiranja. Ciljevi su zadovoljeni kako slijedi:

- maksimizirati nosivost letjelice – ostvarenje ovog cilja je potvrđeno podizanjem tereta od 12,2 kg, što je gotovo četiri puta više od mase same letjelice. Dio nosivosti je izgubljen jer je masa sklopljene letjelice veća od predviđene;
- minimizirati masu prazne letjelice – ovaj cilj nije ostvaren u onoj mjeri u kojoj je to predviđeno tijekom konstruiranja. Bilo je teško predvidjeti masu pojedinih komponenata letjelice, a dio nepredviđene mase je posljedica ojačanja nekih nosivih dijelova konstrukcije kao što je ramenjača. Na natjecanju se pokazalo da je povećanje čvrstoće bila opravdana odluka;

- konfigurirati teretni prostor letjelice na takav način da se skрати vrijeme utovara tereta, a da teret bude sigurno učvršćen – ovaj cilj je zadovoljen što je dokazano na natjecanju gdje je ostvareno najkraće vrijeme utovara od 9 sekundi za umetanje 9 kg tereta;
- poletjeti i sletjeti unutar 60 m piste sa maksimalnim teretom – ovaj cilj je u potpunosti zadovoljen što se pokazalo već za vrijeme ispitnih letova. Tijekom ispitivanja su na stazi za uzlijetanje kredom bile ucrtane oznake dužine (do 60 m) te se na taj način provjerila potrebna duljina piste za polijetanje. Ovaj cilj je kasnije zadovoljen i na natjecanju.



Slika 5-36 HUSZ Vulture



Slika 5-37 Testni let

6. Natjecanje

Prije samog natjecanja te tijekom izrade dijelova usporedno su napravljeni i razni testovi pojedinih dijelova kako bismo potvrdili rezultate koje smo dobili proračunom i tako vidjeli stvarno stanje i ponašanje pojedinih komponenti naše letjelice. Testiranja su pogotovo bila važna pri ispitivanju čvrstoće kompozitnih dijelova kod kojih nemamo potpuno pouzdan način dobivanja dopuštenih naprezanja pomoću proračuna. Tijekom izrade podvozja rađen je *drop* test podvozja. On se sastoji od ispuštanja podvozja sa punim teretom sa propisane visine. Njime smo testirali različite materijale osovine kotača te se na temelju testa odlučili za osovinu od ugljičnih vlakana. Kad je letjelica bila izrađena i sastavljena testirana je čvrstoća cijele letjelice sa 13 kilograma utega takozvanim statičkim testom. Ovaj način testiranja izvodio se i na natjecanju prije letova, a sastoji se od oslanjanja opterećene letjelice na dva oslonca koji se smjeste ispod krajeva krila.

Kako bismo dobili najbolje performanse iz motora koji je bio propisan pravilnikom natjecanja, a uz ograničenu maksimalnu struju od 40 A, bilo je potrebno pronaći propeler koji će dati maksimalni potisak za zadana ograničenja. Iz tog razloga krenulo se u izradu ispitne stanice kojom bi se moglo provesti testiranje i usporedba različitih propelera. Testiranje je provedeno na 8 dvokrakih propelera promjera različitih promjera i koraka.

Nakon izrade i sklapanja letjelice, krenuli smo sa testnim letovima. Od prvog sklapanja čitave letjelice do samog natjecanja, obavili smo 15 testnih letova. Prilikom jednog slijetanja oštećena je osovina podvozja. Nakon rasprave, odlučeno je da će se osovina od ugljičnih vlakana zamijeniti osovinom od čelika povećane čvrstoće.

Ekipe koje se žele natjecati su dužne provesti sve faze projektiranja, od konceptualne faze do izrade letjelice, te sve faze na odgovarajući način dokumentirati i na kraju napisati izvještaj. Dan prije prvog testnog leta na natjecanju, sve ekipe su prezentirale svoje projekte. Uz to provodilo se testiranje opterećenja krila statičkim testom opterećenja. Letjelica HUSZ Vulture je bez poteškoća izdržala testiranje sa 13 kg tereta (Slika 6-1).



Slika 6-1 Statički test

Letački dio natjecanja trajao je dva dana. Let se priznao samo ako letjelica poleti unutar 60 metara piste, napravi u zraku zaokret od 360° i sigurno sleti natrag na pistu s koje je poletjela u jednom komadu. Svaka ekipa je imala tri pokušaja da digne maksimalni teret.

Pobjednička ekipa je ona s najvećim brojem sakupljenih bodova. Bodovali su se dokumentacija, prezentacija projekta, vrijeme utovara tereta te masa tereta koju je letjelica ponijela. Struja iz baterije bila je ograničena na 40 A, a kontrolirala se pomoću *Eagle Tree* snimača struje koji se spajao u seriju sa kontrolerom motora i baterijom. Nakon svakog leta pregledala bi se snimka te bi se za svako prekoračenje ograničenja oduzimali bodovi.



Slika 6-2 Testni let na natjecanju

Prije samog službenog dijela natjecanja svaka ekipa imala je pravo na jedan testni let u svrhu ispitivanja vremenskih uvijeta koji su vladali na stazi. Letjelica HUSZ Vulture uspješno je odradila testni let noseći ukupno 7 kg teretnih pločica i GoPro kameru (Slika 6-2). Od službenog dijela natjecanja letjelica je prvi let obavila sa 10 kg tereta. Prilikom zaustavljanja letjelice, oslabio je spoj kotača i osovine pa je došlo do odvajanja kotača od osovine zbog čega let nije bio priznat. Drugi let je odraden sa 11,5 kg tereta, ali je bio neuspješan. Razlog tome bio je bočni vjetar promjenjivog smjera koji je pojačavao svoj intenzitet dok se letjelica spremala odvojiti od tla. Vjetar je uzrokovao naglo zaustavljanje letjelice na nepovoljan način što je rezultiralo slamanjem rebara i nosivih šipki podvozja. Zahvaljujući brznoj reakciji ekipe, letjelica je u kratkom roku bila spremna za sljedeći let. Dogovorom među članovima ekipe, treći let je odraden sa 9 kg tereta (Slika 6-3). Taj let je bio uspješan te je zapisan kao službeni let ekipe sa zagrebačkog sveučilišta. Dobre ocjene za projekt i tehničku dokumentaciju i za let sa 9 kg korisnog tereta bilo je dovoljno za četvrto mjesto (Prilog 7).



Slika 6-3 Treći let sa 9 kg korisnog tereta

7. Medijska popraćenost

Projekt letjelice HUSZ Vulture predstavljen je u medijima i na javnim događanjima. Kao takav, služio je u svrhu promocije Sveučilišta, Fakulteta i, naposljetku, udruge. U ovom poglavlju nalazi se popis članaka, radio i TV emisija u kojima se projekt pojavio.

Članci u online časopisu „*Aerosvijet*“:

„Sa letjelicom od 3kg podići 14kg tereta!“- 26. svibanj 2013.

(http://aerosvijet.com/index.php?option=com_content&view=article&id=3873%3As-letjelicom-od-3-kg-podii-14-kg-tereta&catid=1%3Ahrvatska)

„Zagrebački studenti četvrti na Air Cargo Challengeu 2013. u Portugalu!“- 16. kolovoz 2013.

(http://www.aerosvijet.com/index.php?option=com_content&view=article&id=4077%3Azagreba%3Aki-studenti-etvrti-na-air-cargo-challengeu-2013-u-portugalu&catid=37&Itemid=108)

Internet stranice Fakulteta strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu:

„Uspjeh Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva na natjecanju Air Cargo Challenge 2013“- 18. listopada 2013.

(http://www.fsb.unizg.hr/atlantis/upload/newsboard/18_10_2013_19681_Clanak_ACC_2013.pdf)

Gostovanje u emisiji „*Hrvatska slikovnica*“ Hrvatskog radija- rujan 2013.

„*Dnevnik Nove TV*“, prilog u sklopu obilježavanja Dana Fakulteta- studeni 2013.

(<https://www.youtube.com/watch?v=AYI1147lpg>)



Slika 7-1 Intervju za Novu TV

Gostovanje u emisiji „Zoom Zagreb“, Z1 televizija- studeni 2013.

Sudjelovanje na Smotri Sveučilišta u Zagrebu 2013.



Slika 7-2 Smotra Sveučilišta u Zagrebu



Slika 7-3 Smotra Sveučilišta u Zagrebu

Sudjelovanje na Danima Fakulteta strojarstva i brodogradnje 2013. godine.



Slika 7-4 Dan Fakulteta strojarstva i brodogradnje

8. Zaključak

8.1. Osvrt na projekt

Izrada letjelice je multidisciplinarni zadatak koji zahtjeva specifično znanje, mnogo rada i fleksibilnost. Tijekom projektiranja i izrade pojavile su se brojne situacije koje su iziskivale prilagodbu ili promjenu predviđenih rješenja. Stečeno iskustvo možda je najvrijedniji rezultat ovog projekta. Dodatnu vrijednost projektu daje činjenica da je čitav proces dokumentiran u obliku izvještaja, proračuna, slika i videozapisa.

Osim iskustva koje su sudionici projekta stekli, značajan je i rezultat koji je postignut na natjecanju. Četvrto mjesto u konkurenciji od 21 momčadi sa raznih svjetskih tehničkih sveučilišta respektabilan je rezultat. Spomenuti rezultat postignut je letom sa 9 kg tereta. Ekipe zagrebačkih studenata imala je ambicije za viši plasman, no to je bilo teško za ostvariti zbog frontalnog i bočnog vjetrova promjenjivog smjera i intenziteta te zbog visoke temperature na uzletištu u Portugalu. Po povratku s natjecanja obavljani su dodatni letovi uz povoljnije vremenske uvjete. Teret koji je letjelica tada uspjela ponijeti iznosio je 12,2 kg.

8.2. Uspješnost projekta

U početku razvoja projekta postavljeni su neki ciljevi koji su bili vodilja tijekom projektiranja letjelice (vidi: Uvod). Proračunom dobivena maksimalna nosivost letjelice iznosila je 13,5 kg. Dosadašnji letovi su pokazali da je stvarna maksimalna nosivost 12,2 kg što je zadovoljavajuće blizu proračunskoj vrijednosti. Jedan od ciljeva bio je polijetanje i slijetanje unutar 60 m piste sa maksimalnim teretom. Letjelica je uspjela sa 12,2 kg ostvariti taj cilj. Masa prazne letjelice bila je određena proračunom gustoće i volumena pojedinih segmenata, a iznosila je 3,19 kg. Međutim, stvarna masa letjelice je 3,7 kg. Razlika proračunske vrijednosti mase i stvarne mase je u tome što se u pojedinim dijelovima izrade letjelice moralo koristiti više materijala nego što je u početku pretpostavljeno. Također, bile su nepoznate mase pojedinih dijelova elektronike.

8.3. Pogled u budućnost

Letjelica HUSZ Vulture ima mogućnost prenamjene i zbog toga je vrlo zanimljiva budućim generacijama. Kao što su studenti koji su sudjelovali u projektu letjelice HUSZ Vulture stekli vrijedno

iskustvo projektirajući letjelicu, na sličan će način budući studenti zrakoplovstva steći nova saznanja unaprijeđujući letjelicu. U tom smislu, ovaj projekt ima perspektivnu budućnost. Također, želi se stvoriti kontinuitet nastupa Sveučilišta u Zagrebu i Fakulteta strojarstva i brodogradnje na jakim međunarodnim natjecanjima. Ovaj projekt će, zahvaljujući svojoj detaljnoj dokumentaciji, olakšati put budućim studentima u toj namjeni.

Budući da je dokazano da letjelica može ponijeti do 12 kg tereta, postoji velik izbor njezine prenamjene. Neke od predloženih prenamjena jesu: nadgledanje šuma u svrhu sprječavanja požara, nadgledanje graničnih prijelaza i sl. Prijedlozi prenamjene uključuju montiranje nadzornog sustava na samu letjelicu što neće biti problem zbog njezine nosivosti. Također, jedna od ideja za unaprijeđenje letjelice je postavljanje solarnih panela na njezina krila čime bi njezine baterije trajale duže pa bi se tako povećao njezin dolet.

Ovim su projektom studenti Fakulteta strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu pokazali da imaju znanje kojim mogu konkurirati vršnjacima u svijetu i ideje koje im donose respektabilne uspjehe u akademskoj zajednici.

Literatura

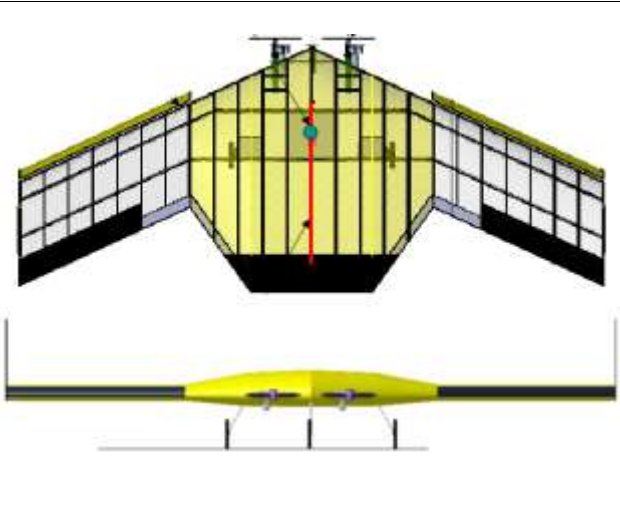
- [1] Regulations for the Air Cargo Challenge 2013, http://acc2013.ubi.pt/wp-content/uploads/2012/10/ACC2013_Regulations_V1.pdf, 2012.
- [2] Žanić, Vedran: Autorizirana predavanja iz kolegija *Osnivanje zrakoplova I*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2012.
- [3] Selig, Michael S.: *Summary of Low-Speed Airfoil Data*, Virginia, 1995.
- [4] XFLR5 Guidelines: <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>, 2012.
- [5] Drela, M. XFOIL: Subsonic Airfoil Development System, <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>, posjećeno u travnju 2014.
- [6] Nicolai, Leland M.: *Estimating R/C Model Aerodynamics and Performance*, 2002.
- [7] Kundu, Ajoy K.: *Aircraft Design*, Cambridge, 2010.
- [8] Janković, Slobodan: *Mehanika leta zrakoplova*, Zagreb, 2001.
- [9] Geometrical properties of cranked and straight tapered wing planforms, Engineering Science Data Units - ESDU 76003, 2004.
- [10] Roskam, Jan: *Airplane Design, Part VI*, Kansas, 1987.
- [11] Military Specification, Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-F-8785C, (USAF), 1980.
- [12] Sadraey, Mohammad M.: *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*, New Hampshire, 2013.
- [13] Roskam, Jan: *Airplane Design, Part III*, Kansas, 1986
- [14] Terze, Zdravko: Autorizirana predavanja iz kolegija *Konstrukcija zrakoplova II*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2013.
- [15] Alfirević, Ivo: *Nauka o čvrstoći I*, Zagreb, 1995.
- [16] Pinter, Viktor: *Osnove elektrotehnike II*, Tehnička knjiga Zagreb, 1994.
- [17] Wolf, Radenko: *Osnove električnih strojeva*, Školska knjiga, 1991.

- [18] Gurit Balsaflex: Balsa wood core material,
[http://www.gurit.cn/Files/Documents/Wind%20Energy%20Datasheets%20%28English%29/Balsaflex
_WE_v3.pdf](http://www.gurit.cn/Files/Documents/Wind%20Energy%20Datasheets%20%28English%29/Balsaflex_WE_v3.pdf)
- [19] SKZ, http://www.ezentrumbilder.de/rg/pdf/td_en_SKZ.pdf, 2012.
- [20] Abaqus 6.10 Documentation
- [21] Kollár, László P.; Springer, George S.: *Mechanics of Composite Structures*, 2009.


Prilozi

Prilog 1 – Tablice prototipova

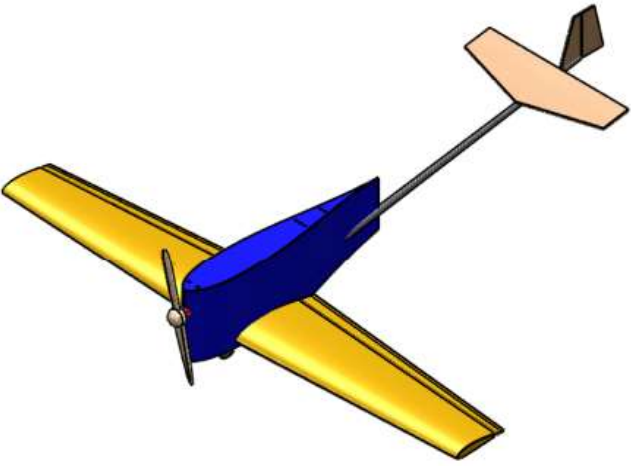
Tablica 1 2007 SAE Aero Design East

W_E	11,3398 kg	
W_{TO}	24,9476 kg	
V_{stall}	8,6424 m/s	
površina krila	3,3019 m ²	
raspon krila	3,7211 m	
snaga motora	2x 11,9706 kW	

Tablica 2 2009 Air Cargo Challenge IPL

W_E	nedostupno (pretpostavka oko 2 kg na temelju ograničenja natjecanja i konkurentske letjelice <i>AkaModell</i> <i>Stuttgart</i>)	
W_{TO}	nedostupno (max W_{PL} procijenjen na 9,41 kg)	
V_{stall}	11,83 m/s	
površina krila	0,6 m ²	
raspon krila	3 m	

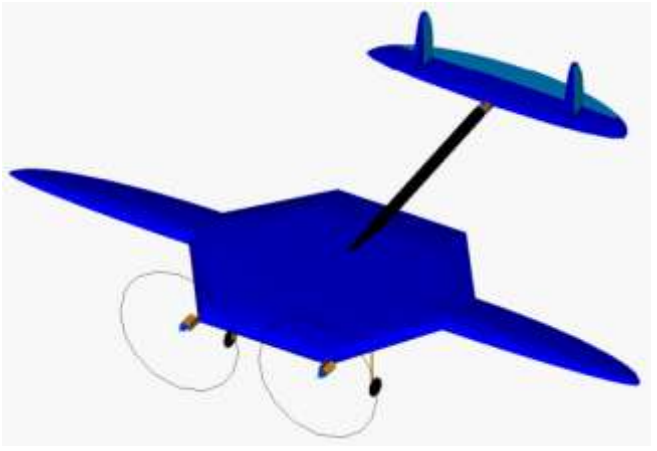
Tablica 3 DBF 2012 San Jose State univeristy

W_E	0,8391 kg	
W_{TO}	2,6218 kg	
V_{stall}	10,3632 m/s	
površina krila	0,2425 m ²	
raspon krila	1,3106 m	
snaga motora	0,255 kW	

Tablica 4 Solar Impulse

W_E	1600 kg	
W_{TO}	2000 kg	
V_{stall}	9,774 m/s	
površina krila	200 m ²	
raspon krila	63 m	
snaga motora	4x 7,2549 kW	

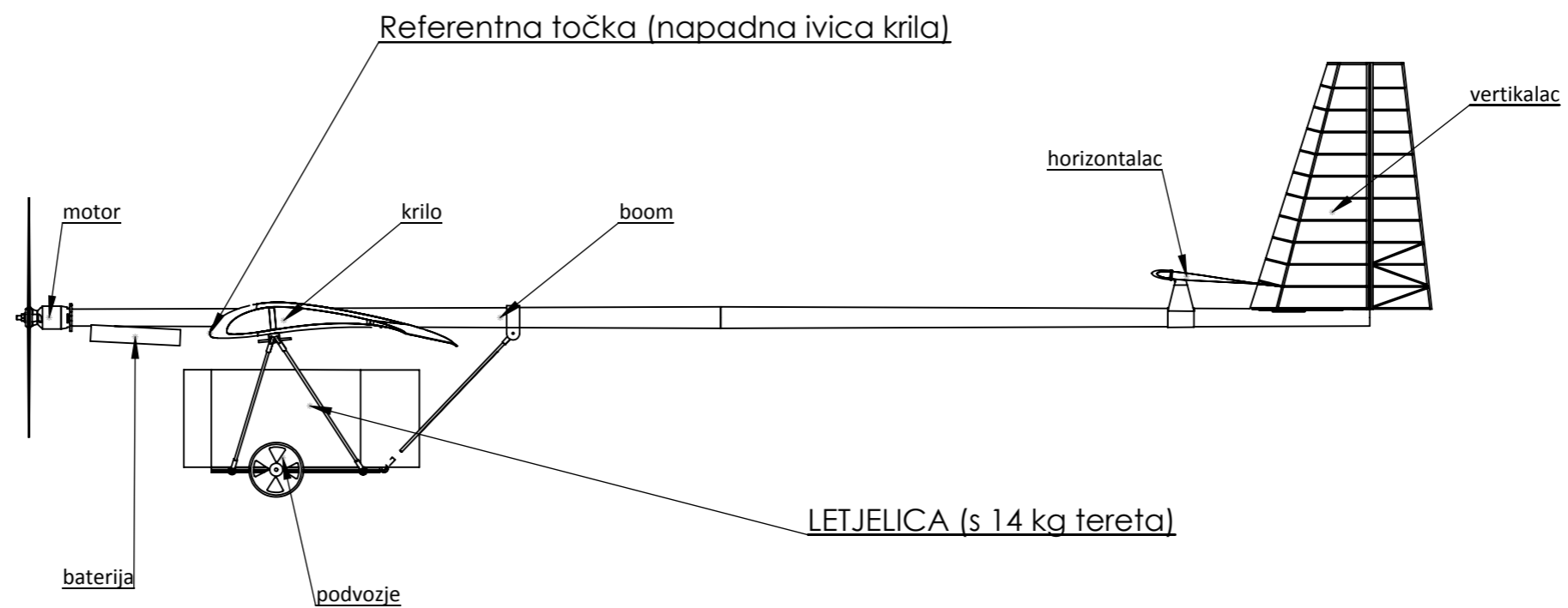
Tablica 5 DBF 2001 Utah State university

W_E	8.1057 kg	
W_{TO}	14,9685 kg	
V_{stall}	10,058 m/s	
površina krila	0,3716 m ²	
raspon krila	3,048 m	
snaga motora	nedostupno (Astro Flight 640)	

Tablica 6 DBF 2006 Team Orange Flying slug

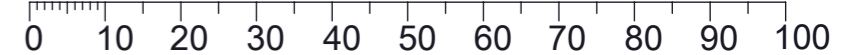
W_E	2,463 kg	
W_{TO}	6,94 kg	
V_{stall}	12,189 m/s	
površina krila	0.4385 m ²	
raspon krila	1,8715 m	
snaga motora	0,796 kW	

Prilog 2- Crtež letjelice sa označenim težištem



Komponenta	Masa [g]	X os [mm]	Y os [mm]
Krilo	1591,77	112,1	25,38
Boom	150	447,89	0
Vertikalac	21,77	1717,49	275,73
Horizontalac	47,12	1498,24	165,58
Motor	250	-248,43	0
Baterija	400	-114,33	-12,5
Podvozje	418,31	121,56	-186,5
Letjelica	15894,39	159,65	-106,77

Note: HUSZ Vulture	Drawn by	Marko Špoljarić	Date:	31.5.2013.	University of Zagreb FAMENA
	Checked by	Damir Zahirović		31.5.2013.	
	Designed by				
Comments:	Material:		Weight:		Format: A3
	Scale:	Title:	Size:	Sheet 1/1	
	1 : 10	Prikaz težišta pojedinih dijelova i letjelice s teretom		Rev:	
Dwg. no.					



Prilog 3- Rezultati ispitivanja propelera

Tablica 1 Rezultati ispitivanja propelera

Tip propelera	Broj mjerjenja	Vaga [g]	Okretaji [okr/min]	Struja [A]	Izmjeren napon [V]	Izvor napajanja	Statički potisak [N]
Propeler 14/10 APC	Mjerenje 1	1680	6818	40	9,39	ispravljač	16,4808
	Mjerenje 2	1680	6818	40	9,4	ispravljač	16,4808
Propeler 13/6 APC	Mjerenje 1	2015	8955	40	11,5	ispravljač	19,76715
	Mjerenje 2	2015	8955	40	11,35	ispravljač	19,76715
	Mjerenje 3	2015	8955	40	11,42	ispravljač	19,76715
Propeler 13/4 APC	Mjerenje 1	1660	9523	25	12,2	ispravljač	16,2846
	Mjerenje 2	1800	10169	30,5	11,95	ispravljač	17,658
	Mjerenje 3	1800	10169	30,3	11,95	ispravljač	17,658
Propeler 14/6 K-series	Mjerenje 1	1950	7692	40	9,97	ispravljač	19,1295
	Mjerenje 2	1960	7692	40	9,98	ispravljač	19,2276
Propeler 12,5/6 Graupner	Mjerenje 1	1895	10000	34	11,94	ispravljač	18,58995
	Mjerenje 2	1880	10000	33,9	11,94	ispravljač	18,4428
Propeler 12,5/4 Graupner	Mjerenje 1	1540	10526	26	12,07	ispravljač	15,1074
	Mjerenje 2	1540	10526	26	12	ispravljač	15,1074
	Mjerenje 3	1540	10526	26	12	ispravljač	15,1074
Propeler 14,5/4 Graupner	Mjerenje 1	2200	9677	38,5	11,94	ispravljač	21,582
	Mjerenje 2	2185	9677	38,1	11,94	ispravljač	21,43485
	Mjerenje 3	2200	9677	38,3	11,94	ispravljač	21,582
Propeler 12/6 E-flite slowfly	Mjerenje 1	1560	6666	40	9,44	ispravljač	15,3036
	Mjerenje 2	1570	6666	40	9,4	ispravljač	15,4017
Propeler 13/6 crni	Mjerenje 1	1805	8108	40	10,46	ispravljač	17,70705
	Mjerenje 2	1805	8108	39,9	10,51	ispravljač	17,70705

Prilog 4- Aerodinamički koeficijenti

4.1 Procjena nultog otpora

Krilo

Proračun geometrije

Proračun geometrije krila počinje sa unošenjem podataka geometrije krila.

$$\text{Raspon krila } (b_w) = 5 \text{ m}$$

$$\text{Korijenska tetiva krila } (c_{rw}) = 0.38 \text{ m}$$

$$\text{Vršna tetiva krila } (c_{tw}) = 0.28 \text{ m}$$

$$\text{Relativna debljina aeroprofila } (t_w) = 0.13 \text{ m}$$

$$\text{Apscisa najveće debljine aeroprofila } (x_{tw}) = 0.198 \text{ m}$$

$$\text{Koristeći gornje podatke dobivamo da je } c_{srw} = 0.33 \text{ m}$$

$$\text{te referentnu površinu krila } S_{ref} = 1.65 \text{ m}^2$$

Optjecana površina je ona površina koja bi bila mokra nakon što bi pojedini dio letjelice uronili u vodu. Približno je za krilo dva puta veća od referentne površine krila te iznosi

$$S_{wetw} = 3.3 \text{ m}^2. \text{ Dobiveno suženje krila je } \lambda = 0,7368$$

Duljina tetive ploče koja ima tetivu jednaku kao i ovaj aeroprofil [8]

$$c_{aw} = 0.3325 \text{ m}$$

Proračun otpora trenja krila

Za proračun otpora trenja je potrebno znati Reynoldsov broj za letjelicu tijekom brzine krstarenja. Dobiveni Reynoldsov broj iznosi: $Re_w = 371848$. Za računanje Reynoldsovog broja je uzeto da je brzina krstarenja letjelice $V = 15 \text{ m/s}$, a kinematička viskoznost pri 288 K, na razini mora i tlaku 1.01325 bar iznosi $\nu = 0.0000146 \text{ m}^2/\text{s}$.

Prema Reynoldsovom broju određujemo hoćemo li imati laminarno ili turbulentno strujanje.

Usporedbom za programom *Xfoil* odlučeno je da će se za proračun otpora trenja krila koristiti izrazi za turbulentno strujanje iako bi prema literaturi to trebalo biti laminarno strujanje. Za proračun koeficijenta trenja pri turbulentnom strujanju je korišten izraz:

$$c_{ftw1} = \frac{0.455}{\log(Re_w)^{2.58}} = 0.00541$$

Korekcija zbog relativne debljine [6]

$$F_f = \left(1 + L \cdot \frac{t}{x} + 100 \cdot t^4\right) R$$

Koeficijent L ovisi o lokaciji maksimalne debljine aeroprofila. Za $t > 0.3c_a \rightarrow L = 1.2$ a za

$$t < 0.3c_a \rightarrow L = 2.$$

Za krila bez strijele i pri malim brzinama $R = 1.05$.

U slučaju krila

$$t_w = 0.13 > 0.3c_{aw} = 0.0998$$

što znači da je $L=1.2$ pa je

$$F_{fw} = \left(1 + 1.2 \cdot \frac{t_w}{x_{tw}} + 100 \cdot t_w^4\right) 1.05 = 1.90726$$

Prema [6] koeficijent trenja profila za turbulentno strujanje je

$$C_{Dwt} = F_{fw} c_{ftw1} \frac{S_{wetw}}{S_{ref}} = 0.02066$$

Napomena

Za ovaj proračun otpora trenja korištena su dva izvora: [6] i [8]. Prema izvoru [8] postoji i koeficijent F_s koji označava odnos koeficijenta otpora trenja profila i koeficijenta otpora trenja krila. On iznosi

$$F_s = \cos \Lambda_t^{0.58}$$

Gdje je Λ_t strijela geometrijskog mjesta najveće debljine aeroprofila. U literaturi [8] taj koeficijent je ≈ 1 , a zato što smo kasnije kod proračuna inducirano otpora prema [6] uzeli da je minimalni koeficijent otpora profila jednak minimalnom koeficijentu otpora krila onda je sigurno u ovom slučaju taj koeficijent jednak 1.

Prema [8] koeficijent otpora trenja profila krila jednak je

$$c_{dw} = F_{fw} \cdot 2 \cdot c_{ftw1}$$

a koeficijent otpora trenja krila

$$C_{Dwt} = c_{dw} F_s \frac{S_{wet}}{S_{ref}} = F_{fw} \cdot 2 \cdot c_{ftw1} \cdot F_s \cdot \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

Uzme li se da je $F_s = 1$ i da je $S_{wet} = 2 \cdot S_{ref}$ dobije se isti izraz kao u [6].

Horizontalni rep

Proračun geometrije

Podaci o geometriji horizontalnog repa:

raspon horizontalnog repa (b_h) = 1 m

korijenska tetiva (c_{rh}) = 0.2 m

vršna tetiva (c_{th}) = 0.15 m

relativna debljina aeroprofila (t_h) = 0.075

apscisa najveće debljine aeroprofila (x_{th}) = 0.1809 m

Optjecana površina horizontalnog repa je

$$S_{weth} = 0.35 \text{ m}^2$$

Proračun otpora horizontalnog repa

$$Re_h = 181017$$

U slučaju horizontalnog repa $Re_h < 10^5$ što znači da je kod horizontalnog repa laminarno strujanje.

Kod laminarnog strujanja koeficijent trenja profila iznosi [6][8]

$$c_{flh} = \frac{1.3}{\sqrt{Re_h}} = 0.00305$$

Korekcija zbog relativne debljine

$$t_h = 0.075 > 0.3c_{ah} = 0.053 \rightarrow L = 1.2$$

$$F_{fh} = \left(1 + 1.2 \cdot \frac{0.075}{0.1809} + 100 \cdot 0.075^4\right) 1.05 = 1.5757$$

Koeficijent otpora trenja horizontalnog repa je

$$C_{Dfhl} = F_{fh} c_{flh} \frac{S_{weth}}{S_{ref}} = 0.00096$$

Vertikalni rep

Proračun geometrije

Podatci o geometriji su:

raspon vertikalnog repa (b_v) = 0.2 m

korijenska tetiva (c_{rv}) = 0.18 m

vršna tetiva (c_{tv}) = 0.08 m

relativna debljina aeroprofila (t_v) = 0.075

apscisa najveće debljine aeroprofila (x_{tv}) = 0.1809 m

Optjecana površina vertikalnog repa je

$$S_{wetv} = 0.052 \text{ m}^2$$

Proračun otpora vertikalnog repa

$$Re_v = 216438$$

I u slučaju vertikalnog repa je $Re_v < 10^5$ što znači da je i kod vertikalnog repa laminarno strujanje.

$$c_{flv} = \frac{1.3}{\sqrt{Re_v}} = 0.00279$$

Korekcija zbog relativne debljine

$$t_v = 0.075 > 0.3c_{av} = 0.039 \rightarrow L = 1.2$$

$$F_{fh} = \left(1 + 1.2 \cdot \frac{0.075}{0.1809} + 100 \cdot 0.075^4\right) 1.05 = 1.5757$$

Korekcija zbog relativne debljine ista je i za horizontalni i za vertikalni rep zato što je aeroprofil u oba slučaja isti.

Koeficijent otpora trenja vertikalnog repa je

$$C_{Dfvl} = F_{fv} c_{flv} \frac{S_{wetv}}{S_{ref}} = 0.00038$$

Kutija za teret

Proračun geometrije

Podatci o geometriji su:

duljina kutije ($l_b = 0.325$) = 0.325 m

površina poprečnog presjeka ($S_{pb} = 0.0112$) = 0.0112 m²

optjecana površina kutije $S_{wetb} = 0.1066$ m²

Površina poprečnog presjeka i kvašena površina su dobivene iz programskog paketa SolidWorks.

Promjer kruga čija je površina ekvivalentna poprečnom presjeku kutije: [6][8]

$d_{ekvb} = 0.1194$ m

Proračun otpora kutije za teret

$$Re_b = 333904$$

Pretpostavljeno je laminarno strujanje pa je

$$c_{flb} = \frac{1.3}{\sqrt{Re_b}} = 0.00225$$

Koeficijent korekcije zbog oblika tijela [6][8]

$$F_{fb} = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} = 3.985$$

gdje je f omjer između duljine kutije i ekvivalentnog promjera.

Koeficijent otpora trenja kutije za teret

$$C_{Dfbl} = F_{fb} c_{flb} \frac{S_{wetb}}{S_{ref}} = 0.00094$$

Podvozje

Proračun geometrije

Podatci o geometriji su:

promjer kotača (d_k) = 0.09 m

širina gume (w_k) = 0.01 m

Čeona površina kotača je

$$S_{frontp} = 0.0009 \text{ m}^2$$

Proračun otpora podvozja

$$C_{Dfp} = n k_{kotača} \frac{S_{frontk}}{S_{ref}} = 0.00034$$

gdje je n broj kotača (2) a $k_{kotača}$ koeficijent koji iznosi 0.25 prema [8].

Nosač repa

Proračun geometrije

Podaci o geometriji su:

duljina nosača repa (l_{boom}) = 2.5 m

polumjer nosača repa (r_{boom}) = 0.02 m

Optjecana površina nosača repa iznosi

$$S_{wboom} = 0.31659 \text{ m}^2$$

Proračun otpora nosača repa

$$Re_{boom} = 2568493$$

Zato što je $Re_{boom} > 10^6$ strujanje je turbuletno pa je [6]

$$c_{ftboom} = \frac{0.455}{\log(Re_w)^{2.58}} = 0.00377$$

Koeficijent otpora trenja nosača repa je

$$C_{Dfboom} = 1.05c_{ftboom} \frac{S_{wboom}}{S_{ref}} = 0.00071$$

gdje je dodatak 1.05 zbog međudjelovanja repa i nosača repa [8]

Ukupan nulti otpor

Prema [8] nulti otpor se dijeli na otpor trenja, otpor dna i valni otpor. Budući da niti jedna površina nema izraženo dno a letjelica leti u subsonici, nulti otpor u ovom slučaju jednak je otporu trenja.

Sumiranjem navedenih otpora trenja elemenata konfiguracije slijedi ukupni nulti otpor:

$$C_{D0} = C_{Df} = C_{Dfwt} + C_{Dfhl} + C_{Dfvl} + C_{Dfbl} + C_{Dfp} + C_{Dfboomt} = 0.024$$

4.2 Uzdužni aerodinamički koeficijenti

Podaci o geometriji

Prema proceduri u [8] napravljena je provjera uzdužne i bočne stabilnosti letjelice. U ovom poglavlju biti će prikazano jesu li odabrani geometrijski parametri za krilo, horizontalni i vertikalni rep zadovoljavajući i omogućavaju li stabilnost leta letjelice.

Parametri krila prema ESDU

Krilo

Dimenzije vezane za krilo prema ESDU

Budući da se krilo lomi na jednom dijelu nije moguće pomoću standardnih formula pokazanih u [8] točno izračunati parametre geometrije krila. Zato je odlučeno koristiti *ESDU* („Engineering Sciences Data Unit“) podatke (formule) prema kojima se postojeće krilo zamjenjuje ekvivalentnim krilom te se na taj način točnije izračunavaju potrebni podatci. Oznake i pripadajuća im geometrija prikazani su u prilogu [9].

Iako su oznake tijekom proračuna drukčije nego u [8] jer sadrže u indeksu oznaku *ESDU*, one oznake koje ulaze u daljnji proračun biti će iste kao u [8]. Slijedi proračun osnovnih geometrijskih karakteristika ekvivalentnog krila.

Korijenska tetiva pravog krila:

$$c_b = 0,38 \text{ m}$$

Tetiva na mjestu loma krila:

$$c_1 = 0,38 \text{ m}$$

Vršna tetiva pravog krila:

$$c_t = 0,28 \text{ m}$$

Vršna tetiva pravog krila jednaka je vršnoj tetivi ekvivalentnog krila:

$$c_t = c_{m+1}$$

Poluraspon krila:

$$s = 2,45 \text{ m}$$

Udaljenost od loma do vrha tetive:

$$s_1 = 1,47 \text{ m}$$

Raspon koji je u podtrupnom dijelu:

$$s_0 = 0$$

Površina ekvivalentnog krila:

$$S_e = (c_b + c_1)(s_1 - s_0) + (c_1 + c_t)(s - s_1) = 1,764 \text{ m}^2$$

Korijenska tetiva ekvivalentnog krila:

$$c_r = \frac{S_e}{s - s_0} = 0,44 \text{ m}$$

Tetiva koja se nalazi kad se ekvivalentno krilo spoji u trupu:

$$c_0 = \frac{sc_r - c_t s_0}{s - s_0} = 0,44$$

Jednaka je korijenskoj tetivi ekvivalentnog krila jer nema tijela!

Suženje ekvivalentnog krila:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0,63$$

Srednja geometrijska tetiva:

$$\bar{c} = c_0 \frac{1 + \lambda}{2} = 0,359 \text{ m}$$

Srednja aerodinamička tetiva ekvivalentnog krila:

$$\bar{\bar{c}} = \frac{2c_0}{3} \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) = 0,3659 \text{ m}$$

Aspektni odnos:

$$A_{ESDU} = \frac{2s}{\bar{c}} = 13,61$$

Udaljenost od nosa do vrha vršne tetive (očitano s CAD modela):

$$l_t = 0,311 \text{ m}$$

Udaljenost nosa letjelice od ishodišta korijenske tetive pravog krila (očitano s CAD modela):

$$x_b = 0,29 \text{ m}$$

Tangens kuta napadnog ruba u korijenu tetive pravog krila:

$$\tan(\Lambda_{0,1}) = 0^\circ$$

Tangens kuta napadnog ruba na mjestu loma:

$$\tan(\Lambda_{0,2}) = \frac{c_1 - c_t}{f} = 0,10204$$

Udaljenost (raspon krila) od mjesta na kojem se krilo lomi do vršne tetive:

$$f = s - s_1 = 0,98 \text{ m}$$

Udaljenost od nosa letjelice do ishodišta korijenske tetive ekvivalentnog krila:

$$l_n = x_b + (\tan(\Lambda_{0,1}) - \tan(\Lambda_{0,2})) \frac{(s_1 - s_0)(s - s_0)}{s - s_0} = 0,23 \text{ m}$$

l_n je manje od x_b (što je drukčije nego u primjeru [3]) zato što je u ovom slučaju ekvivalentno krilo veće od pravog krila a u primjeru [3] je ekvivalentno krilo manje od pravog krila.

Tangens kuta napadnog ruba ekvivalentnog krila:

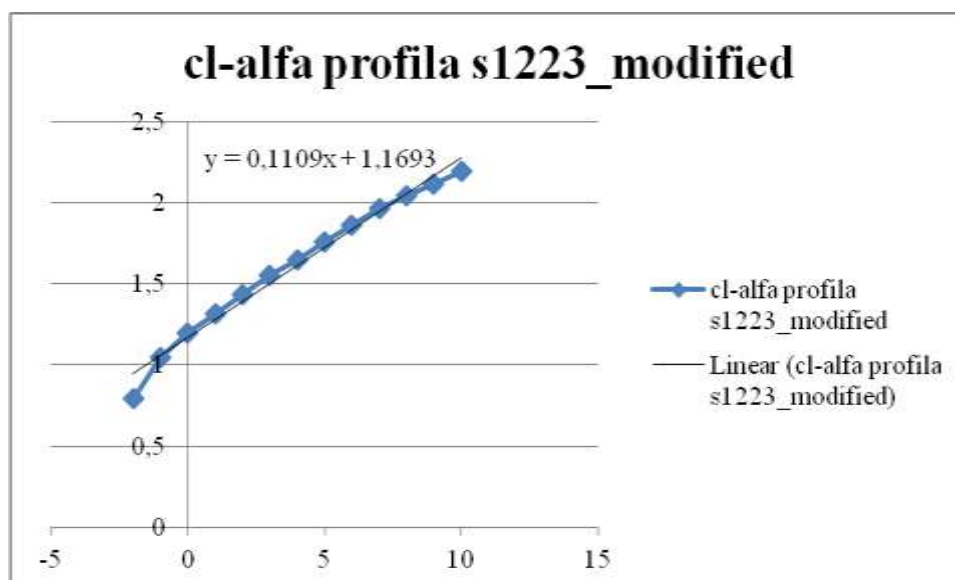
$$\tan \Lambda_0 = \frac{l_t - l_n}{s - s_0} = 0,0336$$

Udaljenost ishodišta korijenske tetive krila od aerodinamičkog ishodišta izračunata je prema formuli iz [8] zato što je to formula za proračun trapeznog krila kakvo je i ekvivalentno krilo dobiveno pomoću [3]. Zato što krilo ima drugačije dimenzije nego kad se računa prema [8], udaljenost ishodišta korijenske tetive krila od aerodinamičkog ishodišta ima drugačiji iznos i označen je kao:

Koeficijent normalne sile kombinacije krilo-tijelo

Krilo

Gradijent koeficijenta uzgona profila (očitano iz poglavlja „Krilo“)



Slika 5 Grafički prikaz ovisnosti koeficijenta uzgona profila o napadnom kutu

$$c_{l\alpha w} = 0,1109 \frac{1}{^\circ} = 6,354 \frac{1}{\text{rad}}$$

Gradijent koeficijenta uzgona krila:

$$C_{L\alpha w} = \frac{2\pi A_{ESDU}}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi A_{ESDU}}{c_{l\alpha w}^2}\right)^2}} = 5,476 \frac{1}{\text{rad}}$$

Parametri za određivanje napadne točke normalne sile na krilu

Brzina leta:

$$V = 10 \frac{\mathbf{m}}{\mathbf{s}}$$

Brzina zvuka:

$$a = 340 \frac{\mathbf{m}}{\mathbf{s}}$$

Machov broj:

$$Ma = \frac{v}{a} = 0,02941$$

Koeficijent stlačivosti:

$$\beta = \sqrt{1 - Ma^2} = 0,99956$$

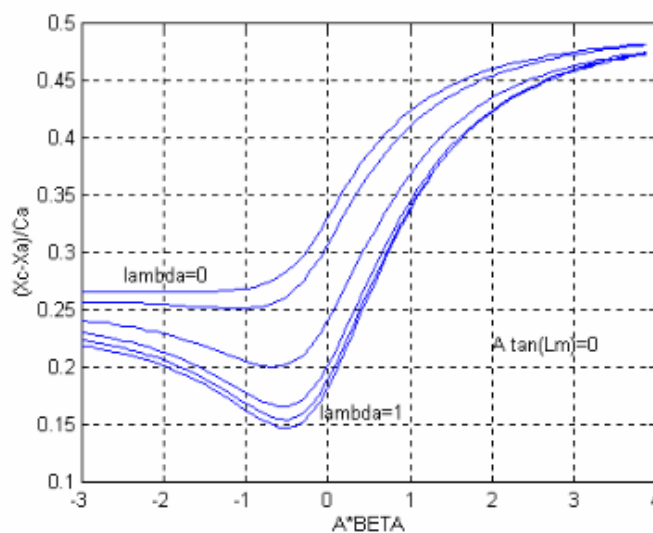
$$A_{ESDU}\beta = -13,605$$

2.2.4 Položaj hvatišta normalne sile

Položaj napadne točke normalne sile krila određen je također trima parametrima:

$$\bar{h}_c = f(A_m, \lambda, A\beta). \quad 2.31$$

Za vrijednosti parametra $A_m = 0, 1, 2$ i 3 napravljena su četiri dijagrama na slikama od 2-8 do 2-11 prema [15].



Slika 2-8. Krivulje $\bar{h}_c = f(\lambda, A\beta)$ za slučaj $A_m = 0$

Slika 6 Određivanje hvatišta normalne sile [8]

Relativna udaljenost aerodinamičkog centra krila od aerodinamičkog ishodišta krila očitava se iz dijagrama (**Error! Reference source not found.**) iznad za zadane parametre: $A_w\beta$, te za parametar

$$A_m = A_w \tan\left(\frac{\Lambda_1}{2w}\right) = 0$$

$$\bar{h}_{cw} = 0,24$$

Poprečni presjek kutije (očitano s CAD modela):

$$S_{kutije} = 0,0112 \text{ m}^2$$

Ekvivalentni promjer (promjer kruga koji ima istu površinu kao i presjek kutije):

$$d_e = \sqrt{\frac{S_{kutije} \cdot 4}{\pi}} = 0,1194 \text{ m}$$

Koeficijenti interferencije jednaki su 1 jer se ne uzima u obzir utjecaj tijela ($\bar{d} = 0$)

$$K_{bw} = 1 + 3\bar{d} - \lambda_w \bar{d}(1 - \bar{d}) = 1$$

$$k_{bw} = \left(\frac{1 + 0,41\bar{d}}{1 + \bar{d}} \right)^2 = 1$$

Efektivni kut:

$$\alpha_{ef} = K_{bw}\alpha + k_{bw}(i_w - \alpha_{oL})$$

Dio efektivnog kuta koji ide uz i_w i α_{oL} se zanemaruje zato što su za proračun stabilnosti bitni samo gradijenti koji idu uz kut α pa se zbog lakoće proračuna i smanjenja mogućnosti za greškom ostali dijelovi ne računaju. Za nastavak proračuna efektivni kut je:

$$\alpha_{ef} = K_{bw}\alpha = \alpha$$

Normalna sila kombinacija krilo tijelo:

$$C_{Nwb} = C_{N\alpha w} \frac{S_{ref}}{S_w} \alpha_{ef}$$

$$C_{N\alpha w} = C_{L\alpha w}$$

Ne postoji trup između dvaju polukrila pa je:

$$\frac{S_{ref}}{S_w} = 1$$

$$C_{Nwb} = C_{L\alpha w} \alpha_{ef} = 5,4762\alpha$$

Koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo-tijelo

Koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo-tijelo:

$$C_{mbw} = C_{m\alpha bw} - C_{Nwb}(\bar{h}_{cw} - \bar{h}_m)$$

Isto kao i za efektivni kut, dijelovi koji ne sadrže u sebi α se zanemaruju pa je:

$$C_{mbw} = C_{m0bw} - C_{L\alpha w} \alpha_{ef} (\bar{h}_{cw} - \bar{h}_m) = -C_{L\alpha w} \alpha_{ef} (\bar{h}_{cw} - \bar{h}_m) = (-1,3143 + 5,4762 \bar{h}_m) \alpha$$

Tijelo

Koeficijent momenta propinjanja tijela

Udaljenost aerodinamičkog centra krila od nosa letjelice:

$$l_{cw} = l_{ow} + x_{AwESDU} + \bar{c} \cdot \bar{h}_{cw} = 0,4153 \text{ m}$$

$$\frac{l_{cw}}{l_f} = 0,1880$$

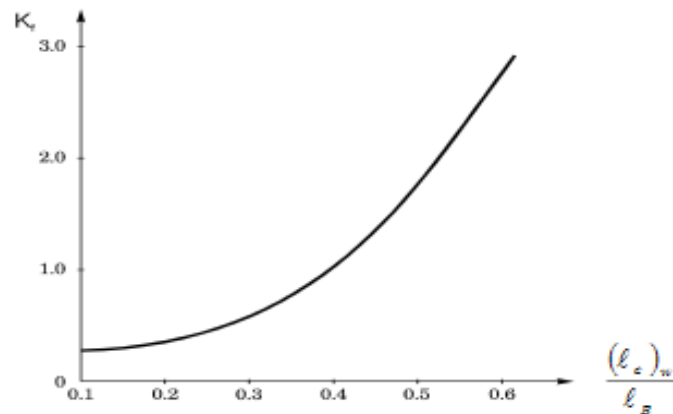
Širina tijela:

$$W_f = d_g = 0,1194 \text{ m}$$

Za parametre $\frac{l_{cw}}{l_f}$, iz dijagrama je očitano:

$$K_f = 0,51$$

$$(C_m)_B = K_f \frac{W_B^2 \ell_B}{c_A S_{ref}} \alpha \quad 3.80$$



Slika 3-18. Koeficijent sprega propinjanja trupa

Koeficijent momenta propinjanja tijela:

$$C_{mb} = \frac{l_f W_f^2 K_f}{\bar{c} S_w} \alpha = 0,02489\alpha$$

Povijanje struje

Koeficijent interferencije za utjecaj vitkosti krila:

$$K_A = \frac{1}{A_{ESDU}} - \frac{1}{1 + A_{ESDU}^{1.7}} = 0,06179$$

Koeficijent interferencije za utjecaj suženja krila:

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda_{wESDU}}{7} = 0,1558$$

Visina horizontalnog repa mjereno od aerodinamičkog centra krila (očitano iz CAD modela letjelice):

$$h_h = 0,04 \text{ m}$$

Udaljenost od aerodinamičkog centra krila do aerodinamičkog centra horizontalnog repa:

$$l_{oh} = l_{ch} - l_{cw} = l_{oh} + c_{Ah} * \bar{h}_{ch} + x_{Ah} - l_{cw} = 1,3711$$

Koeficijent interferencije zbog horizontalnog repa:

$$K_H = \frac{1 - \frac{h_h}{b_w}}{\sqrt[3]{2 \frac{l_{oh}}{b_w}}} = 1,203$$

Povijanje struje na horizontalnom repu:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4,44 \left[K_A K_\lambda K_H \sqrt{\cos\left(\frac{\lambda}{4w}\right)} \right]^{1,19} = 0,2395$$

Horizontalni rep

Dimenzije vezane za horizontalni rep

Korijenska tetiva horizontalnog repa:

$$c_{rh} = 0,38 \text{ m}$$

Vršna tetiva horizontalnog repa:

$$c_{th} = 0,28 \text{ m}$$

Raspon horizontalnog repa:

$$b_h = 4,9 \text{ m}$$

Površina horizontalnog repa je izračunata prema formuli:

$$S_h = \frac{[(c_{rh} + c_{th})]}{2} b_h = 0,175 \text{ m}^2$$

Aspektni odnos horizontalnog repa:

$$A_h = \frac{b_h^2}{S_h} = 5,714$$

Suženje horizontalnog repa:

$$\lambda_h = \frac{c_{th}}{c_{rh}} = 0,75$$

Tangens kuta strijele napadnog ruba horizontalnog repa:

$$\tan(\Lambda_{LEh}) = \frac{c_{rh} - c_{th}}{b_h} = 0,05$$

Napomena: nije $\frac{b_w}{2}$ zato što je horizontalni rep u obliku trapeza!

Tangens kuta strijele na $\frac{1}{4}$ profila horizontalnog repa je jednak nuli zbog konstrukcijskog ograničenja prema poglavlju „Kriilo“:

$$\tan\left(\Lambda_{\frac{1}{4h}}\right) = 0$$

Tangens kuta strijele na $\frac{1}{2}$ profila je jednak nuli zbog toga što je horizontalni rep trapezan:

$$\tan\left(\Lambda_{\frac{1}{2h}}\right) = 0$$

$$x_{Ah} = \frac{1 + 2\lambda_h}{6(1 + \lambda_h)} b_h \tan(\Lambda_{LEh}) = 0,0119 \text{ m}$$

Srednja aerodinamička tetiva horizontalnog repa:

$$c_{Ah} = \frac{4 \cdot S_h}{3 \cdot b_h} \left(1 - \frac{\lambda_h}{(1 + \lambda_h)^2}\right) = 0,1762 \text{ m}$$

Udaljenost od nosa do ishodišta korijenske tetive horizontalnog repa (očitano s CAD modela letjelice):

$$l_{oh} = 1,734 \text{ m}$$

Udaljenost od aerodinamičkog ishodišta krila do ishodišta korijenske tetive horizontalnog repa:

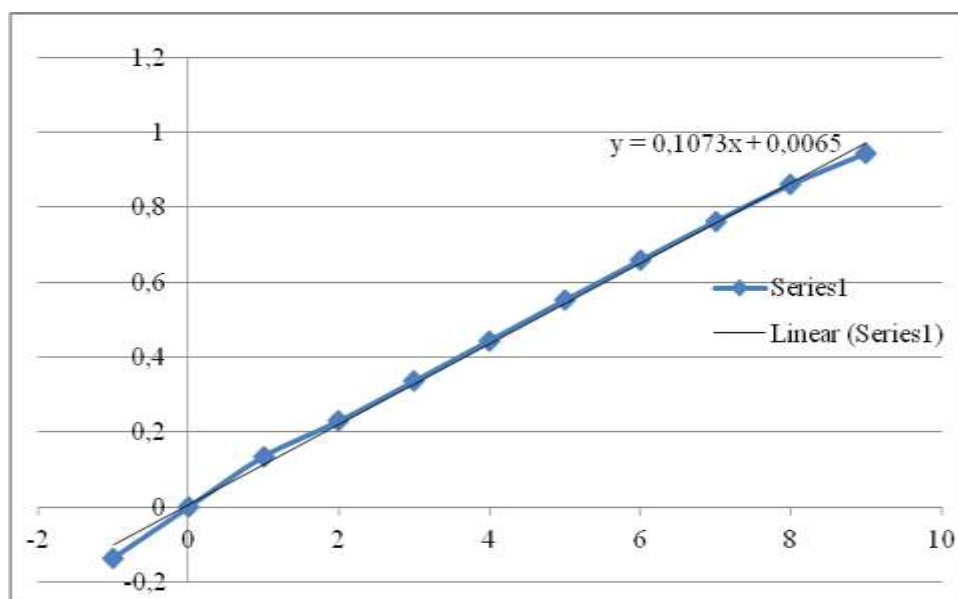
$$h_{oh} = l_{oh} - l_A = 1,4203 \text{ m}$$

Koeficijent normalne sile kombinacije horizontalni rep-tijelo

Napadni kut na repu:

$$\alpha_h = \alpha - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha_{ef} = 0,7605\alpha$$

Gradijent koeficijenta uzgona profila horizontalnog repa (očitano prema slici iz poglavlja „Rep“)



Slika 7 Grafički prikaz ovisnosti koeficijenta uzgona profila o napadnom kutu

$$c_{l\alpha h} = 0,1073 \frac{1}{\text{°}} = 6,148 \frac{1}{\text{rad}}$$

Gradijent koeficijenta uzgona horizontalnog repa

$$C_{l\alpha h} = C_{N\alpha h} = \frac{2\pi A_h}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi A_h}{C_{l\alpha h}^2}\right)^2}} = 4,392 \frac{1}{\text{rad}}$$

Parametri za određivanje napadne točke normalne sile na horizontalnom repu

Koeficijent stlačivosti na horizontalnom repu:

$$\beta_h = \sqrt{1 - 0,98 \cdot Ma^2} = 0,9996$$

$$A_h \beta_h = -5,172$$

Na osnovu parametara $A_h \beta_h, \lambda_h$ i $A_m = 0$ očitana je relativna udaljenost (Slika 2):

$$\bar{h}_{ch} = 0,23$$

Hvatište normalne sile horizontalnog repa nalazi se na udaljenosti od aerodinamičkog centra:

$$h_{c\alpha} = h_{oh} + x_{Ah} + \bar{h}_{ch} \cdot c_{Ah} = 1,4727 \text{ m}$$

Relativna udaljenost od aerodinamičkog centra:

$$\bar{h}_{c\alpha} = \frac{h_{c\alpha}}{\bar{c}} = 4,025 \text{ m}$$

Koeficijent interferencije horizontalni rep-tijelo je jednak jedinici zato što nema trupa na kojem se nalazi horizontalni rep:

$$K_{bh} = 1 + 3\bar{d} - \lambda_w \bar{d}(1 - \bar{d}) = 1$$

$$\eta_h = 0,98$$

$$\eta_{slot} = 0,85$$

Koeficijent normalne sile kombinacije horizontalni rep-tijelo:

$$C_{Nhb} = \eta_h \eta_{slot} \frac{S_h}{S_w} C_{Naw} K_{bh} \alpha_h = 0,2761 \alpha$$

Koeficijent momenta propinjanja kombinacije horizontalni rep tijelo

Koeficijent momenta propinjanja kombinacije horizontalni rep-tijelo:

$$C_{mhb} = -C_{Nhb} (\bar{h}_{c\alpha} - \bar{h}_m) = -0,2761 \alpha (\bar{h}_{c\alpha} - \bar{h}_m) = (-1,1136 + 0,2767 \cdot \bar{h}_m) \alpha$$

Koeficijent momenta propinjanja letjelice

$$C_{lm} = C_{lmbw} + C_{lmb} + C_{lmb}h = -1,3143 + 5,4762\bar{h}_m\alpha + 0,02489\alpha + (-1,1136 + 0,2767 \cdot \bar{h}_m)\alpha$$

Za proračun uzdužne stabilnosti potreban je gradijent momenta propinjanja letjelice:

$$C_{m\alpha} = -2,3959 + 5,7529\bar{h}_m$$

Pogon

Dimenzije vezane za pogon

Udaljenost nosa od propelera je nula jer su na istom mjestu:

$$l_p = 0$$

Udaljenost aerodinamičkog ishodišta od propelera:

$$h_p = l_p - l_A = -0,3137 \text{ m}$$

Relativna udaljenost aerodinamičkog ishodišta od propelera

Koeficijent momenta propinjanja pogona

Postavni kut motora:

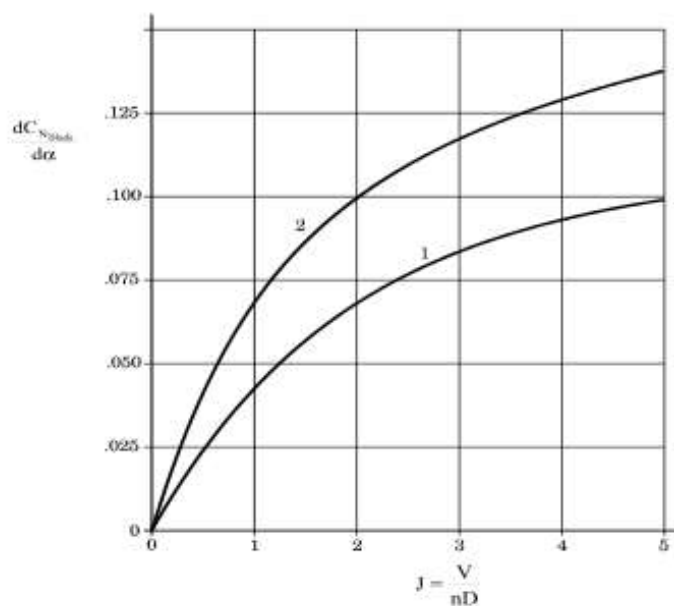
$$\alpha_T = 0^\circ$$

Promjer elise propelera:

$$D = 0,3429 \text{ m}$$

Bezimenzijski korak (dobiven eksperimentalno):

$$J = \frac{VD}{n} = 0,39$$



Slika 5-4 Krivulja 1 za obične elise, krivulja 2 za široke elise tipa *turbomlazni*

Slika 8 Krivulja za procjenu derivacije gradijenta

$$\frac{dC_{Nblade}}{d\alpha} = 0,018$$

Masa prazne letjelice (prema procjeni iz poglavlja o masi):

$$m = 3,189 \text{ kg}$$

$$\rho = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Koeficijent sile uzgona kad je uzgon jednak težini letjelice:

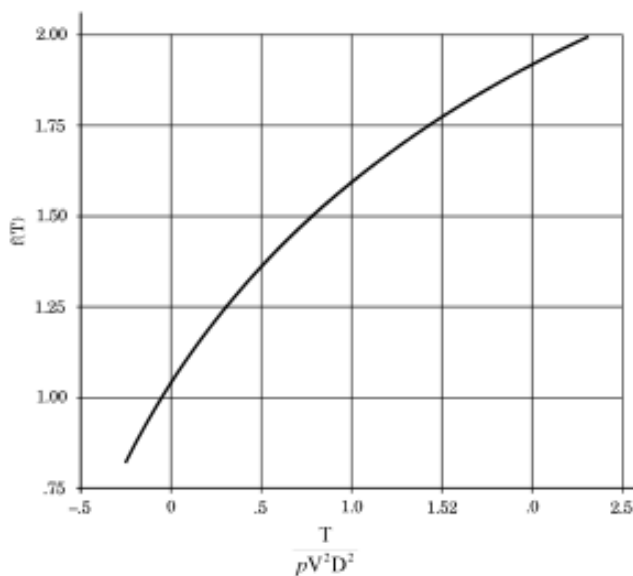
$$C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S_w} = 0,2902$$

Bezimenzijska pogonska sila jednaka otporu zrakoplova:

$$T^* = \frac{1 S_w C_D}{2 D^2} = 0,3729$$

Koeficijent otpora uzet je iz proračuna o otporu:

$$C_D = 0,0279 + 0,0224 C_L^2 + 0,0347 (C_L - 1,05)^2$$



Slika 5-5

Slika 9 dijagram za očitavanje funkcije $f(t)$

Prema slici 7 uz parametar T^* očitano je:

$$f(T^*) = 1,27$$

Broj ploštica u elisi:

$$N_B = 2$$

Gradijent normalne sile pogona:

$$\frac{F_{p\sigma}}{q_b S_w} = N_B \frac{S_p}{S_w} \frac{dC_{Nblades}}{d\alpha} f(T^*) = 0,00240$$

Napadni kut na propeleru:

$$\alpha_p = \alpha - \alpha_t = \alpha$$

Normalna komponenta pogonske sile:

$$-\frac{F_{p\sigma}}{q_b S_w} \alpha_p = -0,00240\alpha$$

Gradijent momenta propiranja elise:

$$\frac{M_{f\alpha}}{q_b S_w \bar{c}} = \left(\bar{h}_m + \left(\frac{l_A - l_p}{\bar{c}} \right) \right) \left(\frac{F_{p\sigma}}{q_b S_w} \alpha \right) = 0,002057 + 0,00240 \bar{h}_m$$

4.3 Bočni aerodinamički koeficijenti

Vertikalni rep

Dimenzije vezane za vertikalni rep

Korijenska tetiva vertikalnog repa:

$$c_{rv} = 0,28 \text{ m}$$

Vršna tetiva vertikalnog repa:

$$c_{tv} = 0,12 \text{ m}$$

Raspon vertikalnog repa:

$$b_v = 0,38 \text{ m}$$

Površina vertikalnog repa je izračunata prema formuli :

$$S_v = \frac{[(c)_{rv} + c_{tv}]}{2} b_v = 0,076 \text{ m}^2$$

Aspektni odnos vertikalnog repa:

$$A_v = \frac{b_v^2}{S_v} = 1,9$$

Suženje vertikalnog repa:

$$\lambda_v = \frac{c_{tv}}{c_{rv}} = 0,429$$

Tangens kuta strijele napadnog ruba vertikalnog repa:

$$\tan(A_{LEV}) = \frac{c_{rv} - c_{tv}}{b_v} = 0,421$$

Napomena: nije $\frac{b_w}{2}$ zato što je vertikalni rep u obliku trapeza!

Tangens kuta strijele na $\frac{1}{4}$ profila horizontalnog repa je jednak nuli zbog konstrukcijskog ograničenja prema poglavlju „Kriilo“.

$$\tan\left(\frac{\Lambda_1}{4v}\right) = 0$$

Tangens kuta strijele na $\frac{1}{2}$ profila je jednak nuli zbog toga što je vertikalni rep trapezan:

$$\tan\left(\frac{\Lambda_1}{2v}\right) = 0$$

$$x_{Av} = \frac{1 + 2\lambda_v}{6(1 + \lambda_v)} b_v \tan(\Lambda_{LEv}) = 0,0347 \text{ m}$$

Srednja aerodinamička tetiva vertikalnog repa:

$$c_{Av} = \frac{4 \cdot S_v}{3 \cdot b_v} \left(1 - \frac{\lambda_v}{(1 + \lambda_v)^2}\right) = 0,2107 \text{ m}$$

Udaljenost od nosa do ishodišta korijenske tetive vertikalnog repa (očitano s CAD modela letjelice):

$$l_{ov} = 1,92 \text{ m}$$

Parametri za određivanje napadne točke normalne sile na vertikalnom repu

Za parametre $A_m = A_v \tan\left(\frac{\Lambda_1}{2v}\right) = 0$, $\lambda_v, A_v \beta = 1,899$:

$$\bar{h}_{cv} = 0,24$$

Udaljenost hvatišta normalne sile od nosa letjelice:

$$l_{cv} = l_{ov} + x_{Av} + c_{Av} \bar{h}_{cv} = 2,0052 \text{ m}$$

Gradijent vertikalnog repa po kutu klizanja

Gradijent koeficijenta uzgona profila vertikalnog repa (isti kao i za horizontalni rep jer je aeroprofil isti).

$$c_{l\alpha v} = 6,03^\circ$$

Gradijent koeficijenta uzgona vertikalnog repa:

$$C_{l\alpha v} = C_{N\alpha v} = \frac{2\pi A_v}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi A_v}{c_{l\alpha v}}\right)^2}} = 2,4789^\circ$$

Gubici zbog savijanja struje u ravnini kuta klizanja:

$$\eta_v \frac{d\beta_v}{d\beta} \approx 1$$

Koeficijent interferencije vertikalni rep-tijelo:

$$K_{EV} = 1$$

Zato što tijelo ne prolazi kroz vertikalni rep koeficijent interferencije je jedan.

$$C_{y\beta} = -\eta_v \frac{d\beta_v}{d\beta} \frac{S_v}{S_w} C_{N\alpha v} K_{EV} = -0,10704$$

Gradijent vertikalnog repa po kutu klizanja:

$$C_{n\beta v} = -C_{y\beta} \frac{(l_{cv} - l_m)}{b_w} = 0,03397$$

Gradijent krila po kutu klizanja

$$C_{n\beta w} = \frac{C_L^2}{\pi A_w} \left[\frac{1}{4} - B_1 - B_2 (l_{cw} - l_m) \right] = \frac{C_L^2}{\pi A_w} \frac{1}{4} = 0$$

Gradijent tijela po kutu klizanja zanemaruje se:

$$C_{n\beta t} = 0$$

Gradijent letjelice po kutu klizanja

$$C_{n\beta} = C_{n\beta v} + C_{n\beta w} + C_{n\beta t} = 0,03397$$

Izračun koeficijenata

Gradijent momenta valjanja letjelice po otklonu krilaca

$$\Lambda_{LH} = \text{atan} \left(\tan(\Lambda_{LH}) - \frac{2\bar{x}_t(c_{rv} - c_{tv})}{b_v} \right) = 0.2625 \text{ rad}$$

Dio površine polukrila na kojoj se nalaze krilca:

$$S_e = 0.355$$

Udaljenost središta površine na kojoj se nalaze krilca od osi letjelice:

$$y_e = 1.96$$

Raspon krila

$$b = 4.9 \text{ m}$$

Omjer tetive na vertikalnom stabilizatoru i ukupne tetive vertikalnog repa:

$$\frac{c_\delta}{c} = 0.35$$

Relativna debljina aeroprofila vertikalnog repa:

$$\bar{t}_c = 0.075$$

Gradijent normalne sile na vertikalnom repu zbog otklona kormila pravca očitava se sa dijagrama 2-16 [8]

$$K_f = 0.9$$

Očitava se sa dijagrama 2-14 [8] za $\frac{c_\delta}{c}$ i \bar{t}_c

$$(C_{l\delta})_{prof} = 4.2$$

$$C_{l\delta_l} = \cos(\Lambda_{HL}) \frac{2S_e}{S_{ref}} \frac{y_e}{b} (C_{l\delta})_{prof} K_f = 0.3509$$

Gradijent momenta valjanja po odklonu kormila pravca

Omjer površine vertikalnog repa na kojoj se nalazi vertikalni stabilizator i ukupne površine vertikalnog repa:

$$\frac{S_{\delta}}{S_V} = 0.9$$

Gradijent normalne sile po napadnom kutu za vertikalni rep:

$$C_{N\alpha} = 2.479$$

Gradijent normalne sile po napadnom kutu za profil:

$$c_{l\alpha} = 6.03 \left[\frac{1}{rad} \right]$$

$$(C_{N\delta})_V = 0.9 \cdot \frac{S_{\delta}}{S_V} \left(\frac{C_{N\alpha}}{c_{l\alpha}} \right)_V (C_{l\delta})_{prof} \cos(\Lambda_{HL}) K_f$$

$$C_{Y\delta_n} = \eta_v \frac{S_v}{S_{ref}} (C_{N\delta})_V = 0.0459$$

$$C_{l\delta_n} = C_{Y\delta_n} \frac{|z_{cv}|}{b} = 0.0011$$

Gradijent koeficijenta momenta skretanja po odklonu krilaca

Oswaldow koeficijent (iz poglavlja o Polari letjelice):

$$K = 0.0224$$

Koeficijent uzgona:

$$C_L = 0.290$$

Relativna udaljenost napadne točke polovine krila od korijenske tetive (dobiva se očitavanjem s dijagrama uz pomoć podataka: $\lambda = 0,63$, $A \cdot \tan(\Lambda_m) = 0$):

$$\bar{y}_c = 0.42$$

Udaljenost od osi zrakoplova

$$y_c = \frac{W_f}{2} + \frac{b \cdot \bar{y}_c}{2} = 1.0920$$

Napomena: $\frac{W_f}{2}$ se zanemaruje zato što ne postoji tijelo između polukrila

$$C_{n\delta_1} = -2 \cdot K \cdot C_L \cdot C_{l\delta_1} \cdot \frac{y_c}{y_s} = -0.0025$$

Gradijent momenta skretanja po odklonu kormila pravca

$$C_{l\beta} = (C_{l\beta})_V + (C_{l\beta})_W$$

$$C_{l\beta} = (C_{l\beta})_V = -0.0023$$

Gradijent momenta valjanja letjelice po kutu klizanja

$$C_{l\beta} = (C_{l\beta})_V + (C_{l\beta})_W$$

$$C_{l\beta} = (C_{l\beta})_V = -0.0023$$

Gradijent momenta valjanja vertikalnog repa po kutu klizanja

Skretanje struje

$$\eta_v \frac{d\beta_v}{d\beta} = 0.724 + \frac{3.06 \frac{S_v}{S_w}}{1 + \cos \Lambda} + 0.4 \frac{z_w}{D_f} + 0.009 A_w = 0.864$$

Napomena: $0.4 \frac{z_w}{D_f} = 0$ zato što nema trupa kod vertikalnog repa

Gradijent normalne sile po napadnom kutu za vertikalni rep

$$(C_{N\alpha})_V = 2.479$$

Udaljenost položaja vertikalnog repa u odnosu na horizontalni rep

$$r_v = 0.04$$

Napadna točka normalne sile na vertikalnom repu

$$z_{cv} = r_v + b_v \frac{y_c}{2} = 0.1198$$

$$(C_{i\beta})_V = -\eta_v \frac{d\beta_V}{d\beta} \frac{S_V}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_V \frac{|z_{cv}|}{b} = -0.0026$$

Gradijent momenta valjanja krila po kutu klizanja

$$(C_{i\beta})_W = (C_{i\beta v})_W + (C_{i\beta CL} C_L)_W + (C_{i\beta z} \bar{z}_w)_W$$

-prvi efekt

$$(C_{i\beta v})_W = -\frac{S_w}{S_{ref}} (C_{N\alpha})_w \frac{y_c}{b} v = 0$$

Napomena: letjelica nema kut dihedrala ($v = 0$)

-drugi efekt

$$\Lambda_{\frac{1}{4}} = 0$$

$$(C_{i\beta CL} C_L)_W = -\frac{S_w}{S_{ref}} \sin\left(\Lambda_{\frac{1}{4}}\right) \frac{y_c}{b} C_L = 0$$

-treći efekt

$$(C_{i\beta z} \bar{z}_w)_W = 1.2\sqrt{A} \frac{D_f + W_f}{b} \bar{z}_w = 0$$

Napomena: ovaj efekt je nula zato što ne postoji tijelo koje se nalazi između polukrila ($D_f = W_f = \mathbf{0}$).

Prilog 5- Linearni model gibanja letjelice

Temeljem aerodinamičkog modela i procjena momenata tromosti iz CAD modela letjelice određene su A i B matrice zapisa u prostoru stanja linearnog modela uzdužnog i bočnog gibanja letjelice.

Linearni model uzdužnog gibanja letjelice u prostoru stanja

Za praznu letjelicu, 3.189 kg:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.4693 & 9.3383 & 0 & -9.8094 \\ -0.1873 & -18.3896 & 0.7700 & -0.0100 \\ 1.8166 & 89.8702 & -47.0292 & 0.0970 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.9357 \\ -196.4598 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Za letjelicu 12 kg tereta, ukupne mase 15.189 kg:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.1367 & 7.7135 & 0 & -9.8094 \\ -0.1943 & -4.0043 & 0.9499 & -0.0104 \\ 1.3229 & -34.8568 & -34.2494 & 0.0706 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.2037 \\ -142.9385 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Za vektor stanja:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \vartheta \end{bmatrix}$$

i vektor pobude:

$$\mathbf{e} = \Delta \delta_m$$

Linearni model bočnog gibanja letjelice u prostoru stanja

Za letjelicu 10.5 kg tereta, ukupne mase 13.7 kg:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.2008 & -0.0017 & -0.9779 & 0.6993 \\ -7.3874 & -11.3036 & 5.8338 & 0 \\ 11.7115 & 0.1499 & -1.9234 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0627 & 0 \end{bmatrix}$$

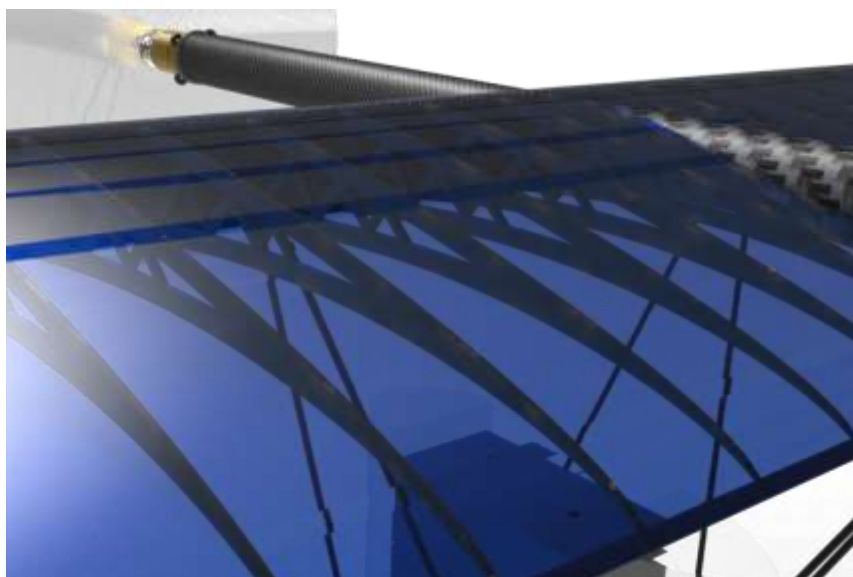
$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0.1157 \\ 134.9352 & 0.8809 \\ -0.7977 & -10.7978 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

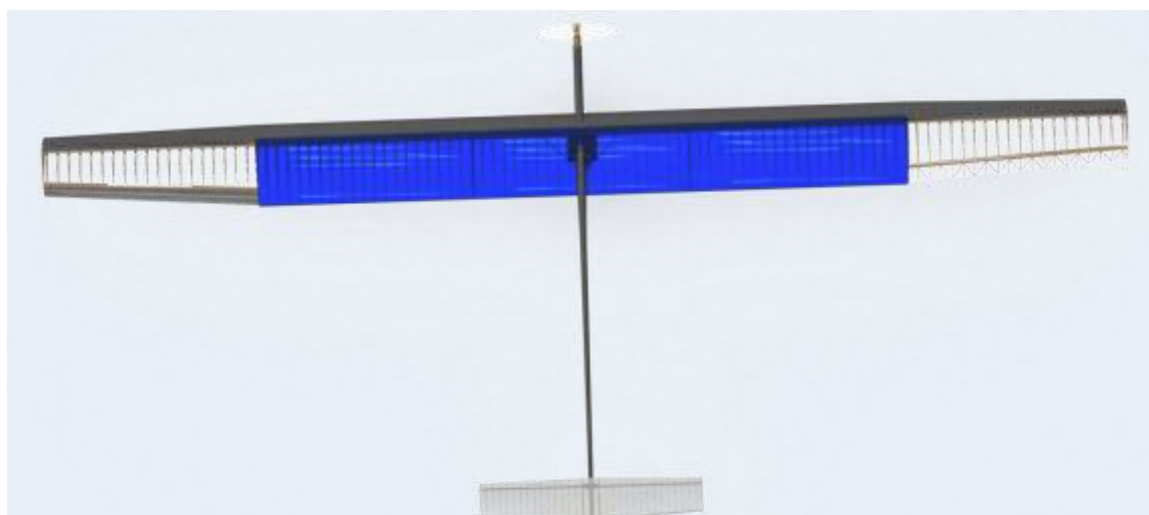
Za vektor stanja:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \end{bmatrix}$$

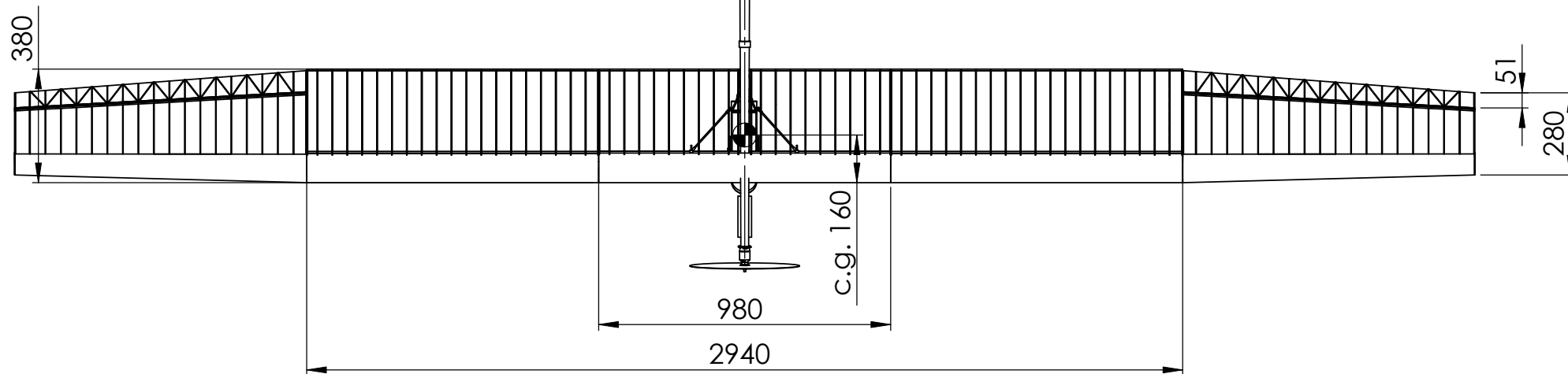
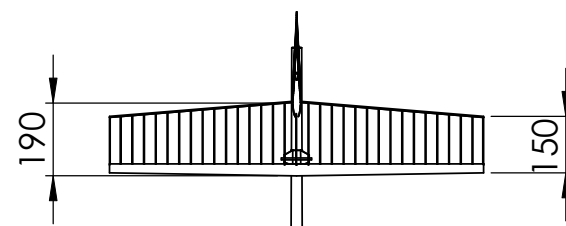
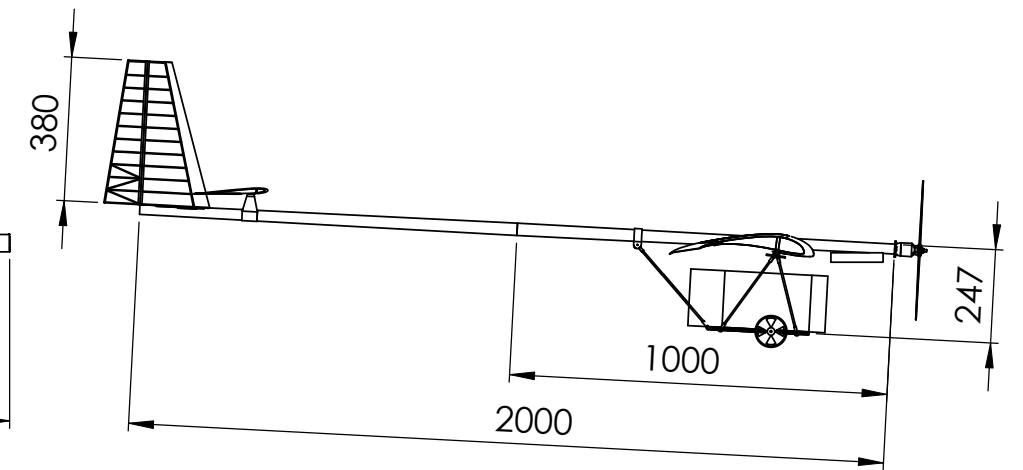
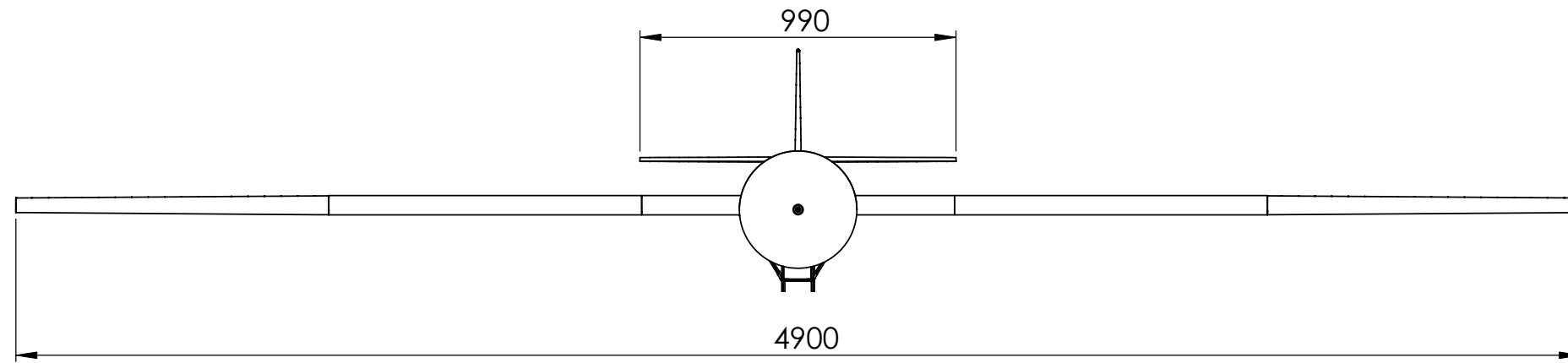
i vektor pobude:

$$\mathbf{e} = \begin{bmatrix} \Delta\delta_l \\ \Delta\delta_n \end{bmatrix}$$


Prilog 6- Tehnički crteži i renderiran CAD model letjelice**Slika 1 CAD model letjelice****Slika 2 CAD model- detalj krila**

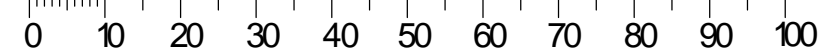


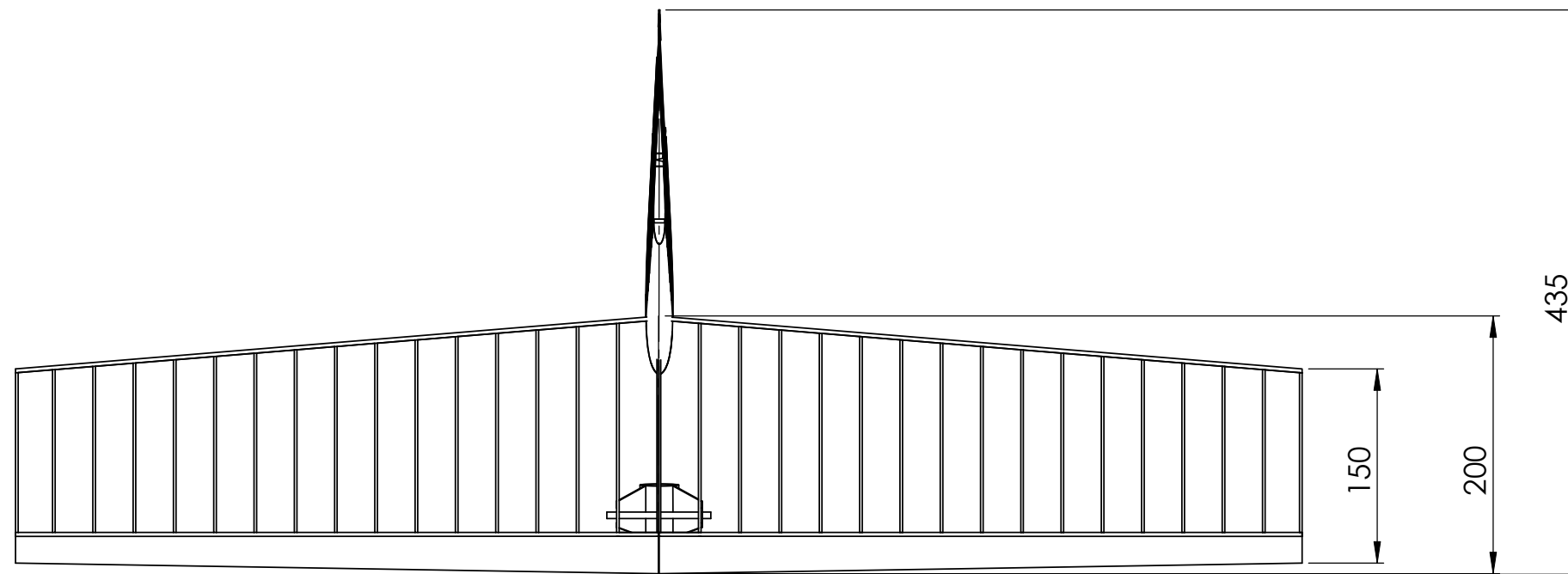
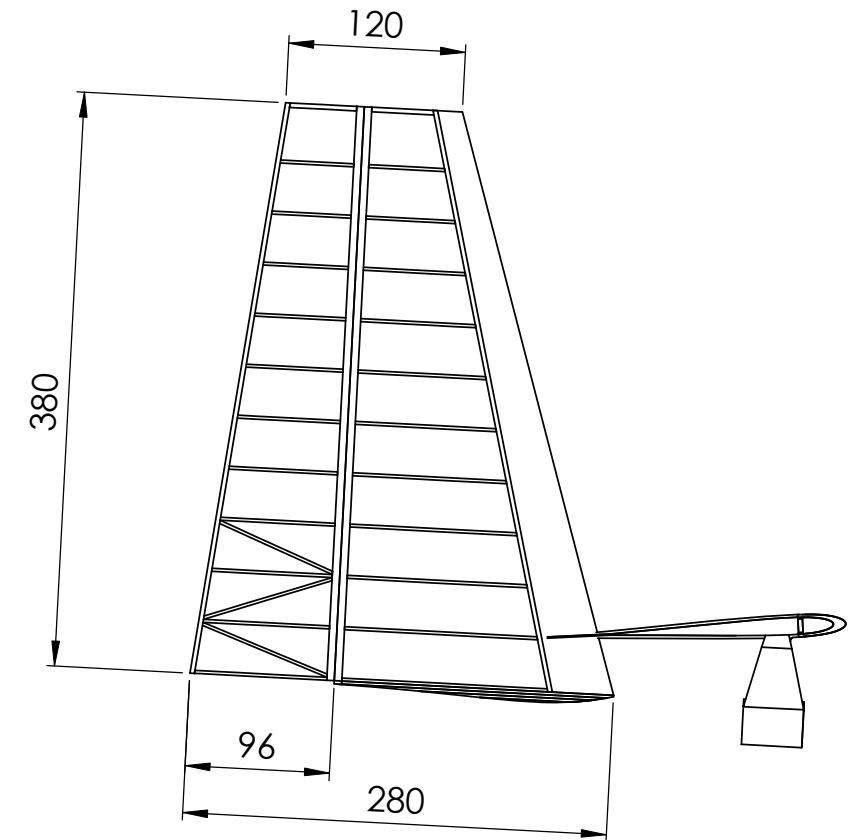
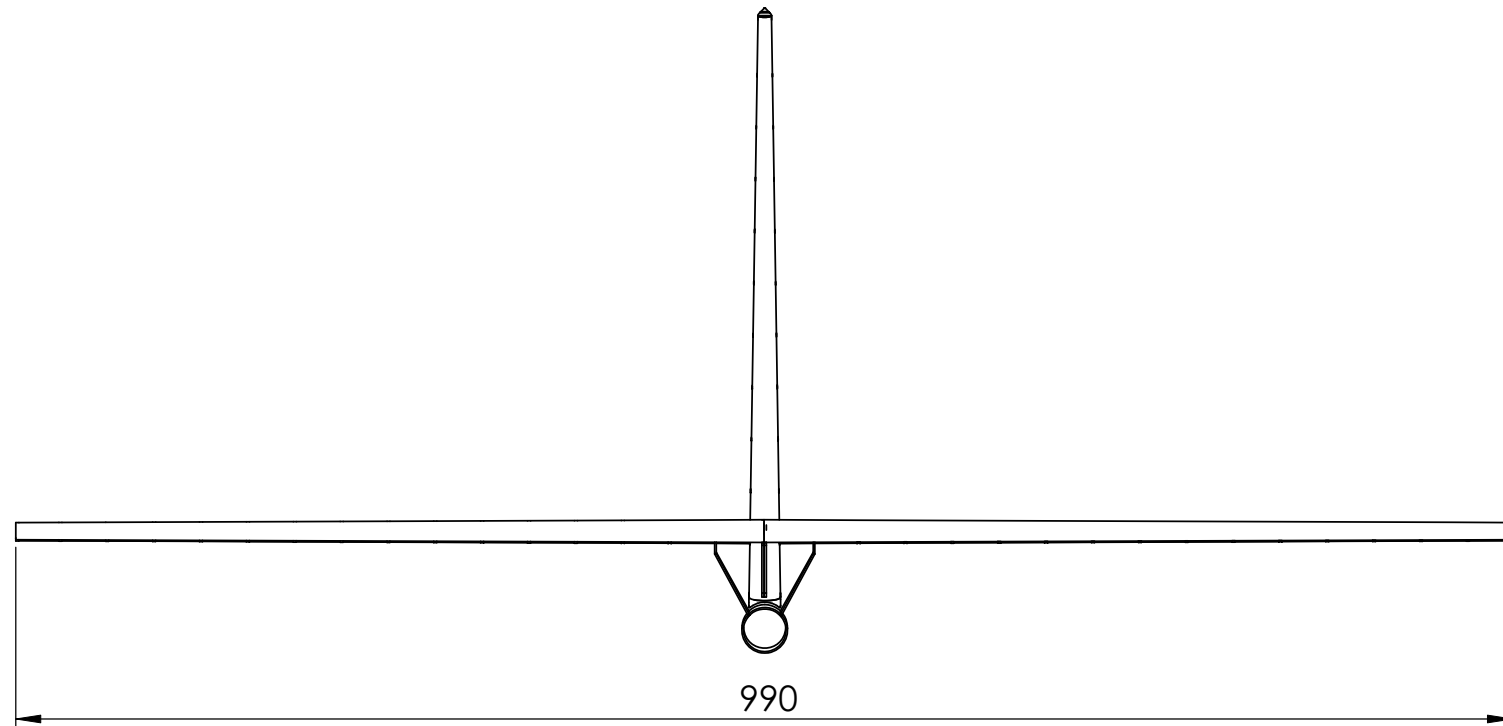
Slika 3 CAD model- pogled odozgo




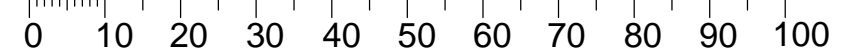
Wing area	1,764 m ²
Horizontal stabilizer area	0,17 m ²
Vertical stabilizer area	0,08 m ²
Cargo bay volume	0,004 m ³

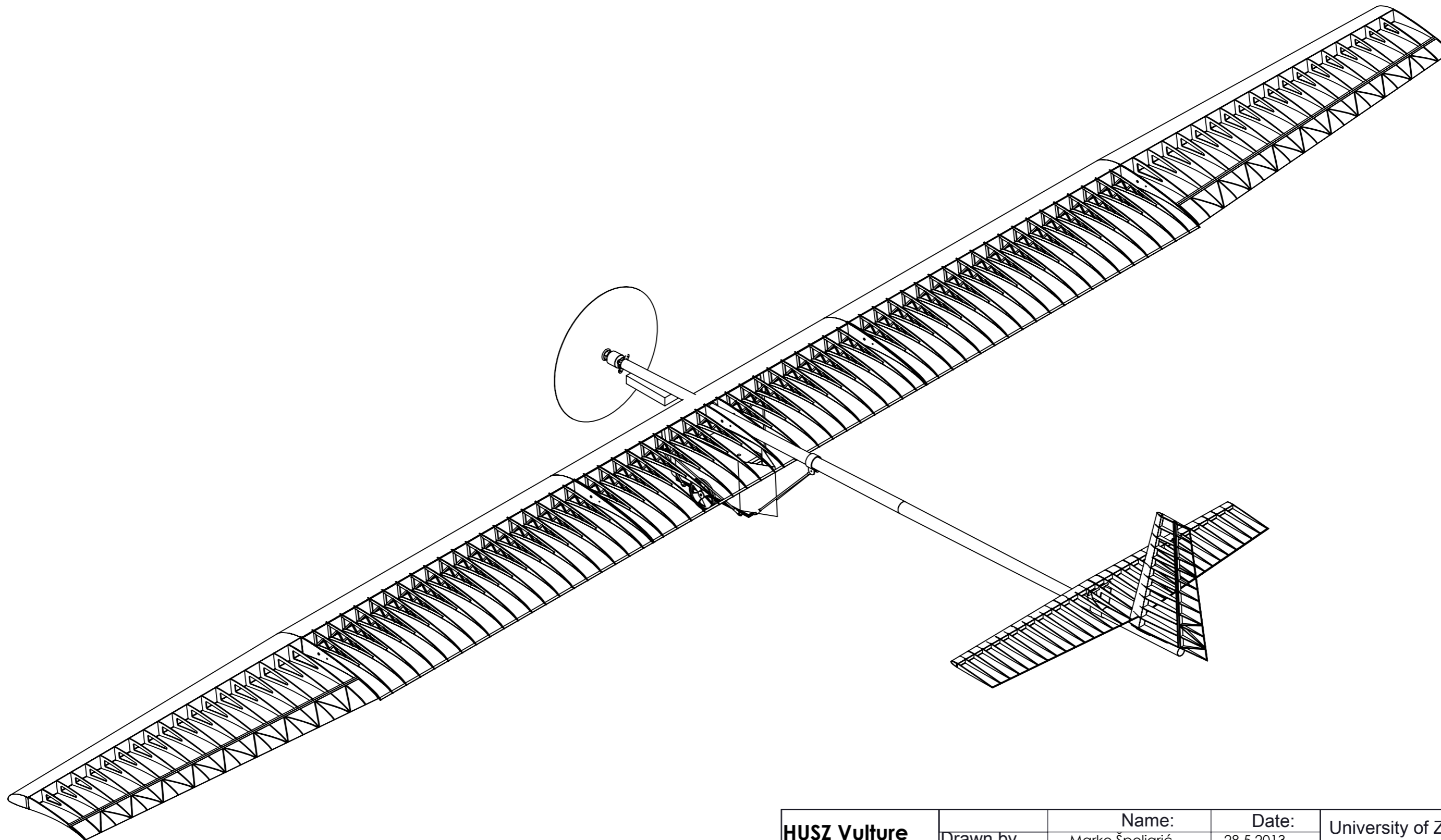
HUSZ Vulture Team 7	Name:		Date:		University of Zagreb  FAMENA
	Drawn by	Marko Špoljarić	28.5.2013.		
	Checked by	Damir Zahirović	28.5.2013.		
Comments:	Designed by	Damir Zahirović			
	Material:		Weight:		Format: A3
	Scale:	Title:		Size:	Sheet 1 of 4
	1:20	HUSZ Vulture European Standard 3 View			Rev:
Dwg. no.					




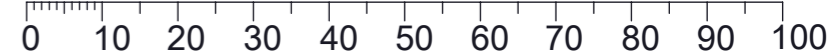


HUSZ Vulture Team 7	Name:		Date:		University of Zagreb  FAMENA
	Drawn by	Marko Špoljarić	28.5.2013.		
	Checked by	Damir Zahirović	28.5.2013.		
	Designed by	Damir Zahirović			
Comments:	Material:		Weight:		Format: A3
	Scale:	Title:		Size:	Sheet 4 of 4
	1:5	HUSZ Vulture - Empennage			Rev:
	Dwg. no.				





HUSZ Vulture Team 7	Name:		Date:	University of Zagreb  FAMENA
	Drawn by	Marko Špoljarić	28.5.2013.	
	Checked by	Damir Zahirović	28.5.2013.	
Comments:	Designed by			
	Material:		Weight:	Format: A3
	Scale:	Title:	Size:	Sheet 2 of 4
	1:10	HUSZ Vulture - Isometry		Rev:
	Dwg. no.			



Prilog 7 – Službeni rezultati natjecanja Air Cargo Challenge 2013

TOTAL #DIV/01	Team Num	Team Name	Report		Drawings	Presentation	Predicted Payload		1st Flight Payload		1st Time Bonus		2nd Flight Payload		2nd Time Bonus		3rd Flight Payload		3rd Time Bonus		Existing Penalty	Current Penalty		
			Points	#DIV/01			Mass	Bonus	Mass	Points	Seconds	Bonus	Mass	Points	Seconds	Bonus	Mass	Points	Seconds	Bonus				
72	19	Argry Bird Gryphus II	60	77	63	63	11.80	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	0	
73	2	HERCULES	67	66	67	67	12.00	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	0	
83	11	LUSTIGANA Team	69	73	89	89	10.15	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	0	
84	5	IPLEIRA AirCargo	70	91	71	71	9.20	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	0	
84	11	Team KU Leuven	71	76	84	84	7.50	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	0	
85	25	Trencabos Team	70	86	80	80	14.08	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	0	
87	10	Utop ATLAS IV	73	88	81	81	9.26	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	0	
92	22	EUROAVIA Rzeszów	91	86	68	68	12.35	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	0	
126	6	ANATOLIAN CRAFT	82	86	75	75	8.10	4	0	120	0	3.02	60	18	20	0	0	120	0	0	0	0	48	
187	9	Isob ATLAS IIB	76	91	87	87	8.83	5	3.00	60	55	13	80	65	11	0	0	120	0	0	0	0	0	
198	21	Podlinie Tigers	68	81	71	71	0.00	0	5.00	100	20	20	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	2	
218	26	EUROAVIA Athens – Hermes 2	67	86	76	76	10.58	7	0	120	0	0	0	120	0	0	120	0	7.52	27	19	40	0	
221	17	PHOENIX	76	86	75	75	14.01	4	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	6.02	120	29	18	0	8
268	24	EESC-USP Juliett	94	96	92	92	10.47	7	7.00	140	29	18	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	0
275	23	High Flyers	79	77	84	84	13.02	6	6.00	120	13	17	0	120	0	0	120	0	0	120	19	20	0	0
281	31	Beihang Aeromodeling Team 2	85	96	86	86	10.20	8	8.00	160	29	18	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	2
296	7	HLSZ Vulture	78	91	79	79	13.10	7	0	120	0	0	0	120	0	0	120	0	9.04	181	9	22	0	4
325	30	Beihang Aeromodeling Team 1	87	94	88	88	10.20	10	10.00	200	29	18	0	120	0	0	120	0	0	120	0	0	0	2
356	20	Tsinghua University	69	83	80	80	10.84	9	11.55	211	10	22	0	120	0	0	120	0	12.07	10	22	0	0	0
366	27	AKAModel Stuttgart e.V.	94	91	83	83	12.84	9	0	0	120	0	12.05	341	17	21	0	0	120	0	0	0	0	4

Zahvale

Studenti, autori Projekta letjelice HUSZ Vulture, se žele zahvaliti:

- dekanu, dr.sc. Ivanu Juragi, i upravi Fakulteta strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu na pruženoj financijskoj potpori te na ustupljenom prostoru za rad,
- mentoru projekta, prof. dr.sc. Milanu Vrdoljaku, na velikoj pomoći i susretljivosti tijekom cijelog trajanja projekta,
- Sveučilištu u Zagrebu na financijskoj potpori,
- sponzorima: Hrvatskoj agenciji za civilno zrakoplovstvo, Studentskom zboru Sveučilišta u Zagrebu, DOK-ING-u, Hrvatskoj banci za obnovu i razvitak, Bilić-Erić zaštitarskoj tvrtci, Hrvatskoj gospodarskoj komori, Kamgradu i MasaPrintu na financijskoj pomoći,
- Ivanu Hermanu, Petru Bišćanu, Hrvoju Mičugi, Antoniju Klariću, mag. ing. Darku Ivančeviću, dr. sc. Peri Prebegu i prof. dr. sc. Vedranu Žaniću na velikoj pomoći pri projektiranju i izradi letjelice,
- Diani Obranović i Petri Bošnjak na pomoći u financijskom odjelu projekta koji se bavio prikupljanjem donacija za natjecanje

te svim ostalim pravnim i fizičkim osobama koje su na bilo koji način potpomogle realizaciji ovog projekta.

Sažetak

Naziv rada: Projekt letjelice HUSZ Vulture

Autori: Damir Zahirović, Fran Zvonimir Vince, Maja Hećimović, Neven Šego, Marko Špoljarić, Marijan Balaško, Ivan Radošević, Ivan Pađen, Nenad Rakić, Josip Andrašec, Ivor Šantak, Marija Magić, Filip Rožman

Letjelica HUSZ Vulture je projekt pokrenut od strane nekolicine studenata zrakoplovstva sa Fakulteta strojarstva i brodogradnje. Projekt je pokrenut u ljeto 2012. godine, a letjelica je prvi puta poletjela godinu dana kasnije. Primarni cilj projekta bio je sudjelovanje na natjecanju *Air Cargo Challenge 2013* održanog u Portugalu od 8. do 12. kolovoza 2013. godine. Cilj natjecanja bio je podići teret što veće mase letjelicom na radio upravljanje. Pritom se moralo poštivati određena ograničenja kao što su maksimalna duljina uzletne staze, maksimalna jakost struje baterije, dimenzije transportne kutije i sl. Kroz projektiranje i izradu letjelice se također željela postići veća kohezivnost studenata različitih stupnjeva studija te prijenos znanja sa starijih studenata na mlađe.

Projektiranje letjelice odvijalo se kroz više kolegija, u više stadija: konceptualno, preliminarno i detaljno konstruiranje. Odabrana je konfiguracija letjelice sa visoko smještenim krilom trapeznog tlocrta, konvencionalnim podvozjem, teretnim prostorom aerodinamičnog oblika i konvencionalnom repnom sekcijom. Za aeroprofil odabran je Selig S1223 koji je naknadno modificiran u svrhu postizanja većeg uzgona. Procijenjena masa letjelice bila je 3,189 kg, no nakon izrade i vaganja utvrđeno je da stvarna masa letjelice iznosi 3,7 kg. Izračunom je utvrđeno da će letjelica u standardnim uvjetima atmosfere moći podići oko 13,5 kg tereta, međutim to ostaje za potvrditi. Najveća masa tereta s kojom je letjelica letjela iznosi 12,2 kg. Raspon krila letjelice iznosi 4,9 m, a površina krila 1,764 m². Letjelica je u cijelosti izrađena od strane studenata i članova Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva (HUSZ) u prostorima Fakulteta strojarstva i brodogradnje u Zagrebu.

Izrada je trajala od ožujka do srpnja 2013. godine, a sastojala se od izrade ramenjače, torzijske kutije, rebara, podvozja, teretnog prostora, kotača, repnih kontrolnih površina (vertikalni i horizontalni stabilizator), trupa i kutije za transport letjelice. Nakon prvih uspješnih testnih letova krajem srpnja, letjelica HUSZ Vulture je tijekom kolovoza 2013. imala 15 uspješnih letova.

Na natjecanju je sudjelovala 21 ekipa iz raznih dijelova svijeta, a studenti Sveučilišta u Zagrebu sa svojom su letjelicom HUSZ Vulture zauzeli četvrto mjesto. Ekipa Sveučilišta u Zagrebu je 1 od 12 ekipa koja je uspješno obavila barem 1 službeni let. Međutim važnije od samog plasmana jest da su izračuni performansi letjelice i čvrstoće konstrukcije dobili svoju potvrdu u značajkama izrađene letjelice, a pritom su ispoštivana gotovo sva ograničenja postavljena na natjecanju. Letjelica HUSZ Vulture će služiti kao primjer budućim studentima zrakoplovstva, a postoje planovi za njenu daljnju

primjenu i prenamjenu.

Ključne riječi: HUSZ Vulture, *Air Cargo Challenge*, radio-upravljana letjelica, projektiranje zrakoplova, aerodinamika letjelice, analiza pogona, analiza stabilnosti, izrada letjelice, ugljična vlakna, testovi komponenti letjelice, probni letovi

Summary

Report: HUSZ Vulture aircraft project

Authors: Damir Zahirović, Fran Zvonimir Vince, Maja Hećimović, Neven Šego, Marko Špoljarić, Marijan Balaško, Ivan Radošević, Ivan Pađen, Nenad Rakić, Ivor Šantak, Josip Andrašec, Marija Magić, Filip Rožman

The Vulture remote control aircraft is a project initiated by a group of aeronautical engineering students from the Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture in Zagreb. The project started in the summer of 2012, and made its first successful flight about a year after that. The main goal of this project was to participate in the Air Cargo Challenge 2013 competition that took place in Portugal, August 8th-12th 2013. The objective of the competition was to lift as heavy of a load as possible with a remote controlled aircraft. The organizers of the competition set some limitations to the objective. For example, maximum empty weight of the aircraft, maximum takeoff and landing distance, maximum current of the battery etc. The second goal of the project was to bring together students of different degrees of education, and to give the younger students some insight on what they are expected to do one day in their workplace.

The aircraft was designed through several classes of aeronautical engineering (e.g. Aerodynamics, Construction of aircraft, Performance and stability of aircraft etc.) , and the design was divided into stages chronologically: conceptual design, preliminary design, and detailed design. The chosen configuration of the aircraft was as follows: tapered high-wing, conventional tail section, aerodynamic cargo bay, and a taildragger landing gear. The chosen airfoil was Selig S1223 which was later modified to increase lift. The wingspan of the aircraft is 4,9 m, and the wing surface is 1,764 m². The estimated empty weight of the aircraft was 3,189 kg, but after weighting the assembled aircraft we saw that the actual weight of the aircraft is 3,7 kg. The difference in masses comes from the excess of material that had to be used to strengthen the construction (e.g. epoxy resin). Calculations showed that the aircraft will be able to lift 13,5 kg in normal atmosphere conditions. The heaviest cargo the aircraft has lifted to date is 12,2 kg in mass.

The production and assembly were conducted from March to June. The spar, torsion box, undercarriage, cargo bay, rear control surfaces, wheels, *boom*, and transport box were built and assembled completely by members of the Croatian association of aeronautical engineering students on the grounds of the Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture in Zagreb. During July and August 2013, HUSZ Vulture successfully completed 15 test flights.

Twenty-one teams from all around the world (including several teams from China, and one team from Brasil) showed up for the competition. The team from the University of Zagreb finished fourth overall, and was 1 of 12 teams that successfully completed at least one official flight. The team from Zagreb was the sole representative of University of Zagreb in the world-class competition. The knowledge that was obtained (and passed onto younger students) during the construction of the aircraft is considered to be the greatest value of this project. There are some plans for further enhancement of the aircraft's characteristics, but for now the Vulture project is set to be a role model for students to come.

Key words: HUSZ, Vulture, *Air Cargo Challenge*, aircraft design, RC aircraft, aircraft aerodynamics, thrust analysis, aircraft manufacture, carbon fiber, ground tests of aircraft parts, flight tests