

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

Autori: Domagoj Ćorić, Slaven Leskovar, Margareta Horvat, Monika Valpovac, Anamarija Podolski, Florijan Tuđa, Fran Ušurić, Damjan Korak, Antonio Butigan, Natalija Štrkalj, Anamarija Stepinac, Lucija Friščić, Magdalena Vuković, Roko Bračić

**PROJEKT LETJELICE HUSZ
FALCON**

Zagreb, 2023. godina.

Ovaj rad izrađen je u prostorijama Fakulteta strojarstva i brodogradnje u Zagrebu pod vodstvom prof. dr. sc. Milana Vrdoljaka i predan je na natječaj za dodjelu Rektorove nagrade u akademskoj godini 2022./2023.

SADRŽAJ

SADRŽAJ	I
POPIS SLIKA	III
POPIS TABLICA.....	V
SAŽETAK.....	VI
ABSTRACT	VII
1. UVOD.....	1
2. PRELIMINARNO DIMENZIONIRANJE.....	3
2.1. Ciljevi	3
2.2. Analiza formule za dodjeljivanje bodova	3
2.3. Konfiguracija	4
2.4. Značajke krila.....	5
2.5. Značajke pogonske grupe.....	5
2.6. Procjena maksimalne mase polijetanja.....	6
2.7. Polara	7
2.8. Zahtjevi na performanse i dijagram poklapanja („matching chart“)	8
2.9. Predviđanje tereta.....	9
3. AERODINAMIKA.....	11
3.1. Proračun krila.....	11
3.1.1. Odabir aeroprofila.....	11
3.1.2. Uređaji za povećanje uzgona i kontrolne površine	13
3.1.3. Numeričko analiza	15
3.1.4. Sažetak aerodinamičkih karakteristika krila i tijela zrakoplova.....	16
3.2. Konstruiranje repnih površina	16
4. Težište zrakoplova	19
5. ANALIZA STABILNOSTI.....	20
5.1. Statička uzdužna stabilnost	20
5.1.1. Gradijent sile uzgona krila	21
5.1.2. Koeficijent uzgona horizontalnog i vertikalnog stabilizatora.....	21
5.2. Statička stabilnost po pravcu leta.....	22
5.3. Rezultati.....	23
6. PROJEKTIRANJE ZMAJA ZRAKOPLOVA	25
6.1. Trup	26
7. IZRADA LETJELICE	28
7.1. Trup i krila	29
7.1.1. Rebra.....	29
7.1.2. Spojnice krila i trupa	30
7.1.3. Oplata krila	31
7.1.4. Krilca i zakrilca.....	32
7.1.5. Trup.....	32
7.2. Rep	34
7.3. Podvozje	35

7.4. Montaža i testiranje	36
8. NATJECANJE.....	37
8.1. Preliminarni i konačni izvještaj	37
8.2. Presentacija i tehnički pregled	37
8.3. Letački dio natjecanja	39
9. ZAKLJUČAK.....	42
Dodatak A	43
Dodatak B.....	47
Dodatak C.....	48
Dodatak D	50
Literatura	56

POPIS SLIKA

Slika 1 Broj bodova u ovisnosti o prijađenoj udaljenosti i masi tereta	3
Slika 2 Predložene konfiguracije (s lijeva na desno C1, C2, C3, C4)	5
Slika 3 Polara	7
Slika 4 Dijagram poklapanja	8
Slika 5 Predviđanje tereta	10
Slika 6 Aeroprofili CH-10 (lijevo) i FX 74-C15-140 MOD (desno)	12
Slika 7 Aeroprofili S1223 (lijevo) i S1210 12% (desno)	12
Slika 8 Ovisnost koeficijenta sile uzgona o napadnom kutu za različite aeroprofile, $Re = 1,4418 \times 10^5$	13
Slika 9 Otklon zakrilaca	14
Slika 10 Ovisnost koeficijenta sile uzgona o različitim otklonima zakrilaca	15
Slika 11 Izgled trupa i krila	15
Slika 12 "Butterfly" kut Γ_H i projekcije repne površine	17
Slika 13 geometrija repnih površina, pogled s boka i izometrija	17
Slika 14 Geometrija krila, tlocrt i nacrt	17
Slika 15 Statička margina	23
Slika 16 Analiza statičke stabilnosti po pravcu	24
Slika 17 Konstrukcija trupa	26
Slika 18 Trup zrakoplova	27
Slika 19 Nosiva konstrukcija krila	27
Slika 20 Izvedba korijenskog rebra krila	30
Slika 21 Ojačanje spoja trupa i krila	30
Slika 22 Izrada oplata krila postupkom vakuumiranja	31
Slika 23 Postupak spajanja gornje i donje oplata zakrilaca	32
Slika 24 Gornja i donja oplata trupa	33
Slika 25 otvor za utovar tereta	33
Slika 26 Izgled repnih površina	34
Slika 27 Izvedba repa od balze i folije	35
Slika 28 Podvozje letjelice	35
Slika 29 Letjelica u letu	36
Slika 30 Sklapanje letjelice prije tehničkog pregleda	38
Slika 31 Tehnički pregled letjelice	38
Slika 32 Tehnički pregled letjelice	39
Slika 33 Obrazac leta	39
Slika 34 Priprema letjelice za let	40
Slika 35 Letjelica HUSZ Falcon s oznakom 20 u letu	40
Slika 36 Ekipa HUSZ Falcon s letjelicom	41
Slika 37 Projicirana masa praznog zrakoplova	48
Slika 38 Položaj težišta u tlocrtu, nacrtu i bokocrtu	49
Slika 39 Rezultati LLT metode	50
Slika 40 Geometrija u programskom paketu Xflr5	50
Slika 41 LLT, 30 m/s, $\alpha=0^\circ$	51
Slika 42 LLT, 30 m/s, $\alpha=10^\circ$	52

Slika 43 CFD, polje tlaka na površini zrakoplova	53
Slika 44 CFD, polje brzine	54
Slika 45 Panelna metoda, 30 m/s, $\alpha=10^\circ$	55

POPIS TABLICA

Tablica 1 Predložene konfiguracije	4
Tablica 2 Osnovne značajke krila	5
Tablica 3 Karakteristike motora	5
Tablica 4 Karakteristike propelera	6
Tablica 5 Karakteristike baterijskog paketa	6
Tablica 6 Performanse zrakoplova	9
Tablica 7 Usporedba aerodinamičkih koeficijenata dobivenih pomoću <i>Xflr5</i> i <i>OpenFOAM-a</i>	16
Tablica 8 Parametri krila	16
Tablica 9 Karakteristike repnih površina	18
Tablica 10 Težište komponenata zrakoplova.....	19
Tablica 11 Materijali i njihova namjena	28
Tablica 12 Masa pojedinih komponenti	48
Tablica 13 Mase sličnih zrakoplova	48

SAŽETAK

U ovom radu opisan je projekt letjelice HUSZ Falcon koja je sudjelovala na međunarodnom studentskom natjecanju Air Cargo Challenge 2022. održanom u srpnju 2022. godine u Münchenu u Njemačkoj. Cilj natjecanja je konstruiranje i izrada radio upravljane letjelice s mogućnošću podizanja što većeg tereta unutar određenih pravila. Na projektu su sudjelovali studenti Fakulteta strojarstva i brodogradnje i Fakulteta elektrotehnike i računarstva, članovi Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva (HUSZ).

Konceptualnim konstruiranjem, definiranjem i evaluacijom ciljeva projekta započeo je proces projektiranja te prvi je korak predstavljao odabir konfiguracija letjelice, koja je kasnije, zbog jednostavnosti izrade, naknadno modificirana. Problemu se pristupilo analizom performansi u dvije različite klase, nakon čega je odabran aeroprofil krila i zakrilca te je određeno težište letjelice. Nakon pronalaska rješenja za glavne dijelove letjelice uslijedilo je dimenzioniranje stabilizacijskih površina, projektiranje trupa i podvozja te u konačnici analiza stabilnosti i upravljivosti letjelice.

Nakon konstruiranja uslijedila je proizvodnja letjelice, a rad donosi opise tehnologija i materijala korištenih tijekom samog postupka proizvodnje. Letjelica je izrađena od kompozitnih dijelova pretežito od ugljičnih vlakana uronjenih u epoksidnu matricu. Nakon izrade letjelice započelo se sa statičkim testiranjem letjelice i njenih dijelova te testnom letu. Ekipe Sveučilišta u Zagrebu ostvarila je 14. mjesto u konkurenciji od 27 ekipa s 23 međunarodna sveučilišta.

Autori: Domagoj Ćorić, Slaven Leskovar, Margareta Horvat, Monika Valpovac, Anamarija Podolski, Florijan Tuđa, Fran Ušurić, Damjan Korak, Antonio Butigan, Natalija Štrkalj, Anamarija Stepinac, Lucija Friščić, Magdalena Vuković, Roko Bračić

Ključne riječi: HUSZ Falcon, Air Cargo Challenge, radio upravljana letjelica, projektiranje zrakoplova, izrada zrakoplova, kompozitne letjelice

ABSTRACT

This paper presents the HUSZ Falcon aircraft project, which competed in the international student competition Air Cargo Challenge 2022 in Munich, Germany. The competition's goal was to design and produce a radio-controlled aircraft that could lift the maximum weight within the rules of the competition. The project's participants were students from the Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture and Faculty of Electrical Engineering and Computing, all members of the Croatian Aeronautical Engineering Student Association.

The aircraft design process began with conceptual design, objective definition and evaluation, followed by the selection of the aircraft configuration. Due to production simplicity, configuration was later modified. The team used a two-class performance analysis to tackle the challenge, followed by choosing of the wing and flap airfoil and defining the mass center. The team also defined the wing and tail surfaces, fuselage, and landing gear to enable final stability and control analysis.

In the production phase the team relied on composites, with aircraft parts made of carbon fiber and epoxy resin. Once the production was finished, static and flight-testing phase began. Finally, the team from the University of Zagreb achieved 14th place among 30 international universities.

Authors: Domagoj Ćorić, Slaven Leskovar, Margareta Horvat, Monika Valpovac, Anamarija Podolski, Florijan Tuđa, Fran Ušurić, Damjan Korak, Antonio Butigan, Natalija Štrkalj, Anamarija Stepinac, Lucija Friščić, Magdalena Vuković, Roko Bračić

Key words: HUSZ Falcon, Air Cargo Challenge, radio-controlled aircraft, aircraft design, aircraft production, composite aircraft

1. UVOD

Projekt izrade letjelice HUSZ Falcon započet je unutar Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva s ciljem sudjelovanja na međunarodnom studentskom natjecanju Air Cargo Challenge koje se održalo od 5. do 9. srpnja 2022. u Münchenu. Na projektu su sudjelovali studenti Fakulteta strojarstva i brodogradnje kao i studenti Fakulteta elektrotehnike i računarstva.

Ovo natjecanje okuplja studente zrakoplovnog inženjerstva i ostalih srodnih tehničkih područja s ciljem konstruiranja i izrade radio upravljane letjelice namijenjene podizanju što većeg tereta i postizanju što veće brzine. Uz ograničenja na ukupnu masu letjelice, postavljena su i neka konstrukcijska ograničenja, a bodovi dodjeljuju na temelju predanog izvještaja, zadovoljavanja postavljenih ograničenja, prezentacije letjelice i ekipe te natjecateljskog leta. Posebnost ovog izdanja natjecanja je zadana vrsta tereta u obliku vrećica krvi čime se stavio naglasak na konstruiranje i izradu letjelice s potencijalom za korištenje u humanitarne svrhe prilikom kriznih situacija.

Izazovi koji se postavljaju na članove natjecateljske ekipe zahtijevaju široku lepezu znanja i vještine kao i veliku razinu volje i truda kako bi se ovakav projekt ostvario. Inženjerski zahtjevi s kojima se članovi susreću zahtijevaju primjenu znanja iz područja aerodinamike, mehanike leta, materijala, tehnologija izrade, elektronike te čvrstoće konstrukcije. Znanja stečena kroz studij članovi su dodatno usavršili i produbili kako bi projekt izdignuli na višu razinu i istaknuli se među konkurencijom. Svu potrebnu pomoć i savjete članovi ekipe dobili su od bivših natjecatelja, studenata kao i profesora na fakultetu. Uz tehničke izazove, potrebno je bilo svladati i netehničke prepreke poput financiranja projekta, marketinga, organizacije i komunikacija kroz što se također steklo neprocjenjivo iskustvo.

Hrvatska udruga studenata zrakoplovstva s projektom je započela u rujnu 2021., a cijeli se projekt odvijao kroz nekoliko osnovnih faza:

- Konstruiranje
- Proizvodnja i testiranje
- Marketing i sponzorstva

- Izrada izvještaja i tehničke dokumentacije
- Sudjelovanje na natjecanju

Konstruiranje letjelice može se podijeliti na konceptualnu, preliminarnu i završnu fazu te predstavlja proces koji je iziskivao najviše vremena, znanja i truda. Po završetku faze konstruiranja uslijedila je proizvodnja letjelice. Istovremeno s proizvodnjom provodilo se i statičko testiranje komponenata. Testiranje cijele letjelice kao i testni let nastupili su po završetku cijelog postupka proizvodnje i montaže svih dijelova. Svu proizvodnju, montažu i ispitivanja proveli su članovu Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva, studenti Sveučilišta u Zagrebu.

Promocija letjelice i potraga za sponzorima započeli su istovremeno s početkom projekta te su se preklapali sa svim fazama projekta. Ovaj netehničke dio projekta prožima sve faze i osigurao je nabavu materijala kao i svih potrebnih komponenata koji su ključni za izradu funkcionalne letjelice. Pri samom kraju projekta uslijedio je i završetak izrade tehničke dokumentacije.

2. PRELIMINARNO DIMENZIONIRANJE

U ovom se odlomku razmatra postupak detaljnog dimenzioniranja krila, pogonske skupine kao i procjena mase. Postupak se temelji na izvoru [1].

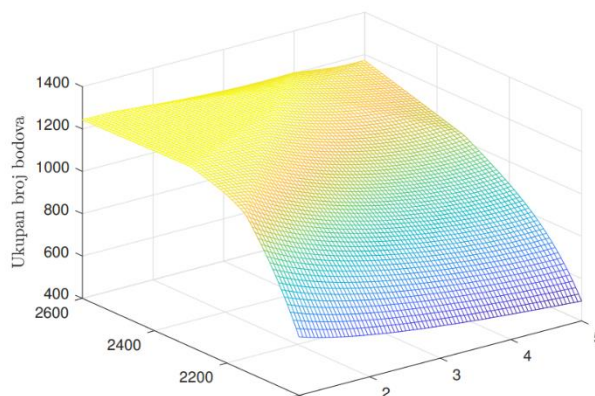
2.1. Ciljevi

Konfiguracija zrakoplova odabrana je temeljem „Analytic Hierarchy Process (AHP)“ metode [2] primijenjene kroz programski paket *Matlab* što podrazumijeva određivanje ciljeva na početku razvoja zrakoplova. Ciljevi su određeni u skladu s pravilima natjecanja. Ciljevi postavljeni na zrakoplov su:

- Maksimizacija brzine leta
- Maksimizacija brzine penjanja
- Maksimizacija mase tereta
- Minimizacija vremena potrebnog za utovar tereta
- Jednostavnost proizvodnje

2.2. Analiza formule za dodjeljivanje bodova

Nakon detaljne analize bodovnog sustava natjecanja u programskom paketu *Matlab*, zaključuje se kako je najveći broj bodova dodijeljen brzini leta i brzini penjanja. Masa tereta nalazi se na drugom mjestu važnosti dok brzina utovara tereta zauzima treće mjesto. Slika 1 prikazuje ovisnost osvojenih bodova o prijeđenoj udaljenosti i masi tereta.



Slika 1 Broj bodova u ovisnosti o prijeđenoj udaljenosti i masi tereta

Dijagram prikazuje da se najveći broj bodova ostvaruje s masom tereta od 3 kg koja odgovara brzini leta od 19,667 m/s. Ovi su podaci ključni za određivanje optimalne konfiguracije zrakoplova u sljedećem koraku.

2.3. Konfiguracija

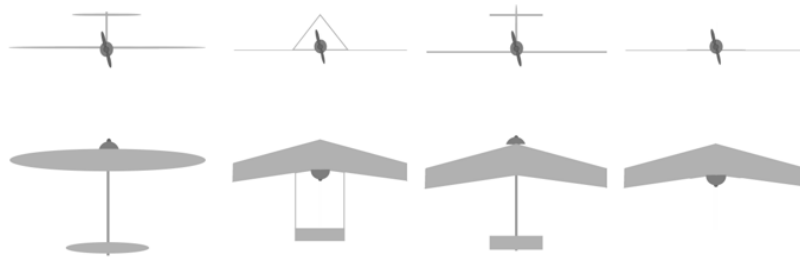
Ovaj odlomak opisuje postupak određivanja konfiguracije zrakoplova. Postupak je ograničen na određivanje krila, repnih površina i podvozja kako bi se zadržala jednostavnost u ranoj fazi konstruiranja.

U svrhu pronalaska optimalne konfiguracije zrakoplova, razmatraju se konceptualna rješenja poput jednokrila i letećeg krila, kao i oblik krila (eliptični, pravokutni, krilo sa strijelom) i pozicija krila (visoko-, srednje- i niskokrila). Razmatrajući repne površine, analiziraju se konvencionalni rep, T rep te obrnuti V rep. Uzimajući u obzir navedena rješenja, dolazi se do nekoliko potencijalnih konceptualnih rješenja.

Tablica 1 Predložene konfiguracije

	Konfiguracija 1 (C1)	Konfiguracija 2 (C2)	Konfiguracija 3 (C3)	Konfiguracija 4 (C4)
Oblik krila	Eliptično	Strelasto krilo	Strelasto krilo	Leteće krilo
Pozicija krila	Visokokrilac	Visokokrilac	Visokokrilac	/
Repne površine	T rep	Obrnuti V rep	T rep	/
Podvozje	Tricikl	Tricikl	Tricikl	Tricikl

Uzimajući u obzir dimenzije transportne kutije propisane pravilima natjecanja odabrano je strelasto krilo zbog maksimizacije raspona krila. Nadalje, uzimajući u obzir ideju natjecanja za prijevozom tereta kao i proizvodljivost letjelice, krila postavljena visoko su optimalna za ovu namjenu. Konfiguracija letećeg krila odbačena je zbog manje vrijednosti ukupne mase polijetanja u odnosu na ostale konfiguracije kao i probleme stabilnosti koji su karakteristični za ovu konfiguraciju. Provođenjem AHP metode, T rep i obrnuti V rep pokazuju slične karakteristike. Stoga detaljnije se razmatraju konfiguracije C2 i C3. U konačnici, ekipa se odlučuje za konfiguraciju C2. Predložene konfiguracije prikazane su na Slici 2.



Slika 2 Predložene konfiguracije (s lijeva na desno C1, C2, C3, C4)

2.4. Značajke krila

Maksimalni raspon krila odabran je na način da letjelica stane u prostor definiran pravilima natjecanja (Dodatak B). Uzimajući ovu činjenicu u obzir, pretpostavljen je raspon krila b_a , i na temelju ove pretpostavke određeni su površina krila S_{ref} i oplahivana površina krila S_{wet} prema [1]. Tablica 2 prikazuje osnovne značajke krila za odabranu konfiguraciju.

Tablica 2 Osnovne značajke krila

Konfiguracija 2
$b_a = 2,478 \text{ m}$
$S_{ref} = 0,43208 \text{ m}^2$
$S_{wet} = 2,1721 \text{ m}^2$
$AR = 14,604$

2.5. Značajke pogonske grupe

Tablice 3 i 4 prikazuju karakteristike motora i propelera propisanih pravilima natjecanja. Temeljem ovih parametara odabrana je odgovarajući baterijski paket.

Tablica 3 Karakteristike motora

AXI 2826/10 GOLD LINE V2 [3]	
Broj ćelija	3-5 Li-Poly
RPM/V	920
Max. korisnost	$\eta_{motor} = 0,86$
Dimenzije	35x52 mm
Promjer vratila	5 mm
Masa	177 g
Max. snaga	740 W

Tablica 4 Karakteristike propelera

Propeler	
Promjer	0,254 m
Korisnost	$\eta_{prop} = 0,85$

Stvarna snaga motora pronalazi se pomoću izraza

$$P_{ef} = P_{max} \times \eta_{prop} \times \eta_{motor} = 540.94 \text{ W}$$

Predloženi baterijski paket za letjelicu prikazan je u Tablici 5

Tablica 5 Karakteristike baterijskog paketa

Zeee 8000 mAh 11.1 V 100C 3S [4]	
Dimenzije	138 x 47 x 36 mm
Masa	493 g
Kapacitet	8000 mAh

2.6. Procjena maksimalne mase polijetanja

Kao i preliminarno dimenzioniranje komercijalnih zrakoplova, konstruiranje male električne letjelice započinje s prikupljanjem podataka o sličim letjelicama što pomaže kod procjene veličina. Mase praznih letjelica kao i maksimalne mase polijetanja sličnih zrakoplova korištene su za skiciranje linije regresije mase (Dodatak C) koja se temelji na jednadžbi

$$\log_{(10)} W_{(E)} = \frac{1}{B} \log_{(10)} W_{(TO)} - \frac{A}{B} \quad (1)$$

gdje su A i B linearni koeficijenti utvrđeni promatrajući slične zrakoplove. U slučaju ove letjelice ti koeficijenti su:

$$A = -0,0193$$

$$B = 1,7580$$

Predviđena masa praznog zrakoplova temeljena je na pretpostavci $W_{TO} = 7,14$ kg što obuhvaća masu baterija (0,463 kg), masu motora (0,177 kg) s iskustveno

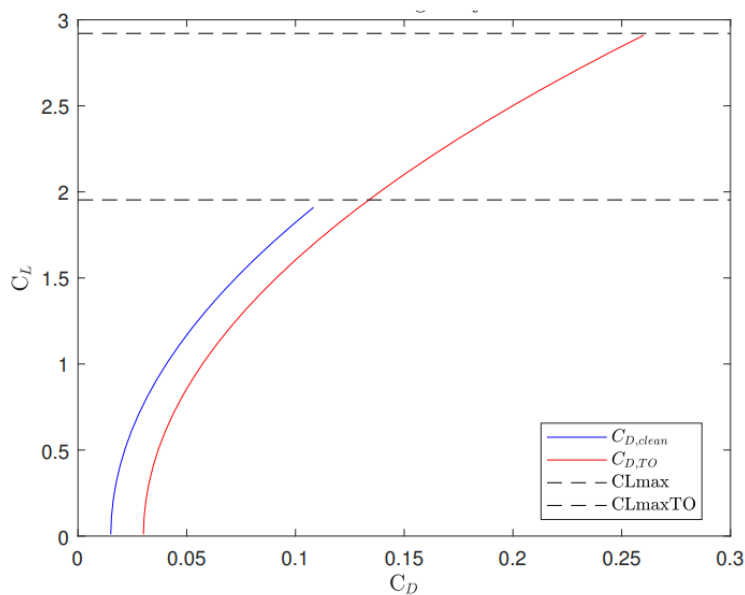
pretpostavljenom masom zmaja letjelice (2,5 kg) i maksimalnom masom tereta (4 kg). Uzimajući ovo u obzir, dolazi se do $W_E = 3,29$ kg.

2.7. Polara

Polara se određuje prema [5] i prikazana je na Slici 3. Početni parametri su:

1. Oplahivana površina je $S_{wet} = 2,1721$ m² i masa polijetanja iznosi $m_{TO} = 7,14$ kg. Opterećenje krila („wing loading“) je pretpostavljeno je sukladno sličnim zrakoplovima i iznosi $\frac{W_{TO}}{S} = 10$.
2. Ekvivalentni koeficijent trenja c_f pretpostavljen je pomoću tablica iz [5]. Odabrani koeficijent je 0,01 koji odgovara manjim i sporijim zrakoplovima.
3. Ekvivalentna parazitska površina f dana je jednadžbom:

$$\log f = a + b \times \log_{10}(S_{wet})$$
4. Aspektni odnos pretpostavljen je sukladno sličnim zrakoplovima i preliminarnom CAD modelu. Oswaldov koeficijent pretpostavljen je prema [5] i iznosi $e_{clean} = 0,85$ i $e_{TO} = 0,8$.
5. Koeficijent nultog otpora [15] je $C_{D0} = \frac{f}{S}$, a koeficijent $K = \frac{1}{\pi e A}$.
6. Dodatak na koeficijent otpora uslijed podvozja i zakrilaca se dodaju kao $C_{D0,lg} = 0,015$ i $C_{D0,flaps} = 0,015$.



Slika 3 Polara

Funkcija polare je dana kao:

$$C_{D, clean} = 0,0151 + 0,0256 \times C_L^2$$

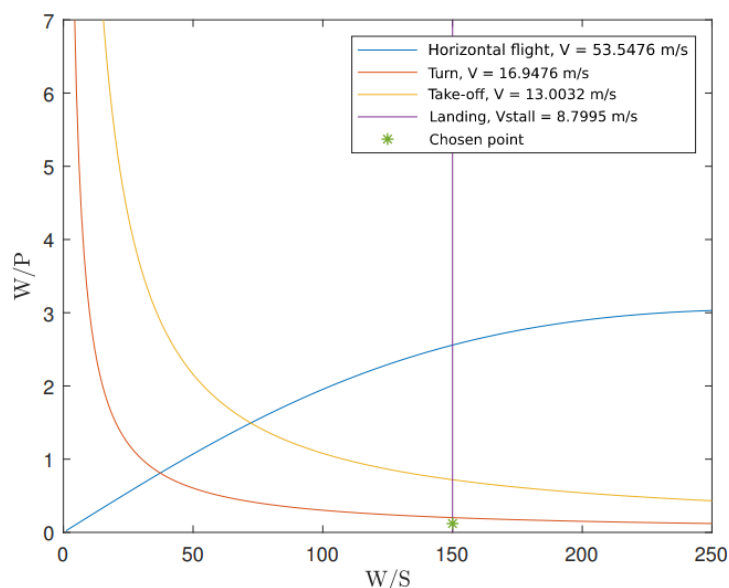
$$C_{D, TO} = 0,0301 + 0,0272 \times C_L^2$$

2.8. Zahtjevi na performanse i dijagram poklapanja („matching chart“)

Sljedeći korak konstruiranja donosi izradu dijagrama poklapanja i određivanje optimalnog opterećenja krila („wing loading“) i opterećenje snage („power loading“). Zahtjevi na performanse zrakoplova određeni su u skladu s pravilima natjecanja, a oni su:

- Udaljenost potrebna za polijetanje
- Radijus zakreta
- Brzina slijetanja
- Brzina (horizontalnog) napredujućeg leta

Dijagram poklapanja ovisan je o opterećenju krila W/S i opterećenju snage W/P . Opterećenje krila može se odrediti prethodnim računanjem dok se opterećenje snage određuje pomoću m_{to} i dostupne snage P_a izračunate pomoću programskog paketa *Matlab*. Dijagram poklapanja za ovaj zrakoplov dan je na Slici 4, a performanse zrakoplova prikazane su u Tablici 6.



Slika 4 Dijagram poklapanja

Tablica 6 Performanse zrakoplova

V_{max} [m/s]	55,6176
V_{turn} [m/s]	12,3376
V_{TO} [m/s]	13,0032
$V_{stall,cruise}$ [m/s]	11,1966
$V_{stall,landing}$ [m/s]	8,7995
$V_{stall,TO}$ [m/s]	9,1566
R_{min} [m]	13,5590
L_{TO} [m]	15,4150

2.9. Predviđanje tereta

Masa tereta računa se kao razlika između ukupne sile uzgona (izražene u kilogramima) i mase praznog zrakoplova. S obzirom da je predviđanje tereta potrebno izraziti pomoću linearnog modela, koristi se izraz:

$$L = 0.5 * \rho * V^2 * S_{wing} * C_L \quad (2)$$

$$PL = L - W_E$$

pri čemu se gustoća računa kao

$$\rho = 0,003484 * \frac{p}{T}$$

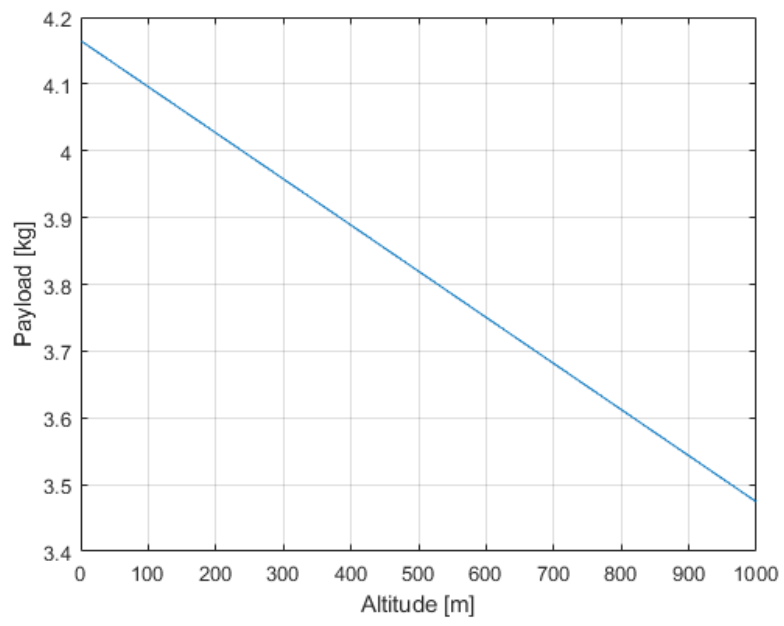
gdje su

$$p = 101325 * (1 - 0,00002256 * h)^{5,256}$$

$$T = 288,15 - 0,0065 * h$$

Parametri u jednadžbi (2) dobivaju se iz prethodnih izračuna i poglavlja 4. Funkcija predviđanja tereta dana je u ovisnosti o visini na Slici 5. Linearna funkcija predviđanja tereta glasi

$$PL = 4,1643 - 0,0007 * h$$



Slika 5 Predviđanje tereta

3. AERODINAMIKA

3.1. Proračun krila

Stvaranjem dijagrama poklapanja zrakoplova mogu se odrediti površina krila i aspektni odnos

- Površina krila: $S = 0,3932 \text{ m}^2$
- Aspektni odnos: $AR = 14,65$

Kako se radi o letjelici kod koje su trup i krila jedna cjelina („blended wing body“), raspon krila obuhvaća i raspon trupa i dan je izrazom

$$b = \sqrt{(AR * S)} = 2,4 \text{ m} \quad (2)$$

Omjer suženja λ objedinjuje kontradiktorne zahtjeve sa stajališta izvedbe konstrukcije i aerodinamičkog stajališta. Manji omjer podrazumijeva lakši zrakoplov i povoljnija aerodinamička opterećenja. S druge strane, manji omjer donosi veću vjerojatnost odvajanja struje zraka na vrhovima krila što utječe na karakteristike krilaca. Poznato je da eliptično krilo ima najmanji inducirani otpor [13], ali s obzirom na kompleksnost konstrukcijske izvedbe, nije toliko učestalo. Ipak, omjer suženja može se mijenjati na način da se postigne što sličnije krilo eliptičnom ($\lambda \approx 0.3$). Tako je prema sličnim zrakoplovima i istraživanjima [6] i [7] odabran omjer suženja $\lambda=0.6$. Prema ovome se mogu odrediti duljine korijenske i vršne tetive:

$$c_r = 200 \text{ mm}$$

$$c_t = 120 \text{ mm}$$

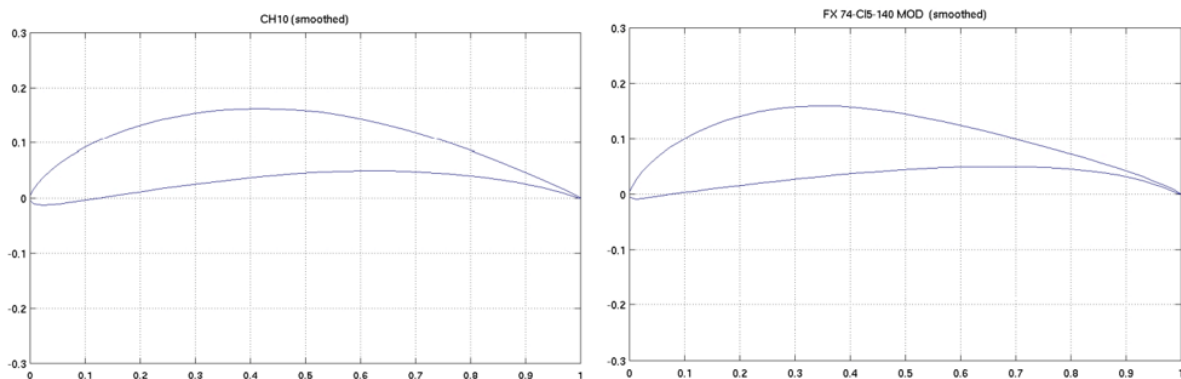
3.1.1. Odabir aeroprofila

Jedan od glavnih ciljeva ovog zrakoplova je maksimizacija mase tereta. Pritom su uzeti u obzir aeroprofilu namijenjeni malim vrijednostima Reynoldsovog broja i velikim silama uzgona. Ovi aeroprofilu stvaraju veliku silu uzgona, ali pitom dolazi i do stvaranja velike sile induciranog otpora. Nadalje, kako zrakoplov leti pri malim vrijednostima Reynoldsovog broja, visoka je vjerojatnost odvajanja struje zraka od gornjake krila.

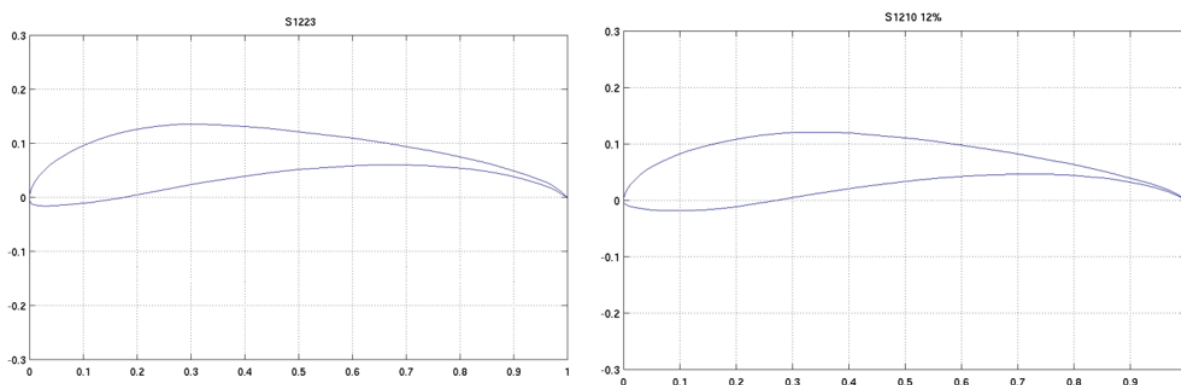
Pri odabiru aeroprofila 4 aeroprofila su uzeta u obzir te je svaki analiziran pomoću programskog paketa *XFOIL* [8] i *XFLR5* za raspon napadnih kutova $\alpha \in [-10^\circ, 20^\circ]$ i najnižom vrijednosti Reynoldsovog broja u fazi leta $Re = 1,4418 \times 10^5$ koji odgovara brzini sloma uzgona pri slijetanju. Pretpostavlja se da za veće vrijednosti Reynoldsovog broja aeroprofil ostvaruju bolje performanse.

Promatrani aeroprofil su

- CH10 (smoothed)
- FX 74-C15-140 MOD (smoothed)
- S1210 12%
- S1223

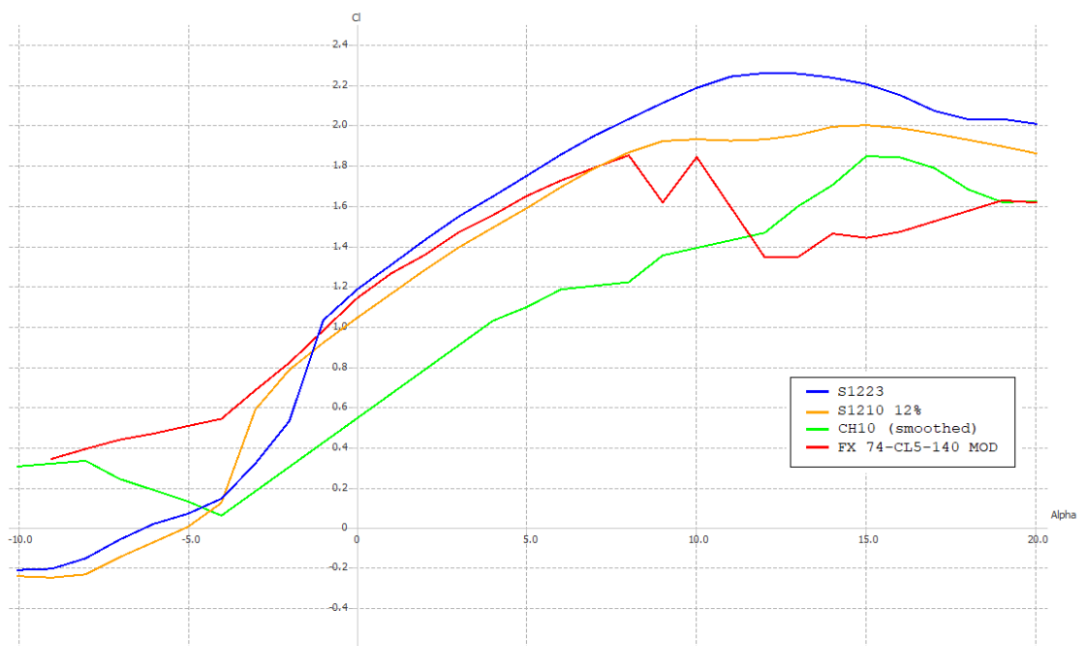


Slika 6 Aeroprofil CH-10 (lijevo) i FX 74-C15-140 MOD (desno)



Slika 7 Aeroprofil S1223 (lijevo) i S1210 12% (desno)

Krilo mora zadovoljiti zahtjeve za maksimalni koeficijent uzgona u krstarenju koji je određen iz polare ($C_{L,max} = 1.95$). Sa Slike 8 može se uočiti da aeroprofil S1223 i S1210 zadovoljavaju traženi $C_{L,max}$. Kako bi se odredio optimalan aeroprofil, potrebno je provesti dodatne proračune za sve karakteristične vrijednosti Reynoldsovog broja i utvrditi vrijednosti koeficijenta sile uzgona aeroprofila. Traženi koeficijent sile uzgona temelji se na maksimalnom koeficijentu sile uzgona u krstarenju uz dodatne korekcije uslijed utjecaja repa, suženja krila i kuta strijele krila. Nakon detaljne analize prezentirane u dodatku ovom radu, oba aeroprofila zadovoljavaju zahtjeve. Konačno, aeroprofil S1210 odabran je zbog jednostavnije izrade.



Slika 8 Ovisnost koeficijenta sile uzgona o napadnom kutu za različite aeroprofile, $Re = 1,4418 \times 10^5$

3.1.2. Uređaji za povećanje uzgona i kontrolne površine

Kako bi se osigurala dovoljna sila uzgona pri polijetanju i slijetanju, mehanizam zakrilaca je odabran kao optimalno rješenje. Cijeli postupak odabira i dimenzioniranja uređaja za povećanje uzgona opisan je u [1]. Povećanje sile uzgona za obje faze računa se kao:

$$\Delta(C_{Lmax})_{TO} = 1,05 * ((C_{Lmax})_{TO} - (C_{Lmax})_{cruise}) = 0,315$$

$$\Delta(C_{Lmax})_L = 1,05 * ((C_{Lmax})_L - (C_{Lmax})_{cruise}) = 0,315$$

Na krilu zrakoplova nalaze se zakrilca i krilca. Sukladno iskustvu i preporukama, vanjska trećina izlaznog ruba krila predviđena je za krilca dok se dvije trećine unutarnjeg dijela izlaznog ruba koristi za zakrilca. I krilca i zakrilca postavljena su na 30% duljine tetive od izlaznog ruba. Odabrana vrsta zakrilaca je s jednim procjepom („single slotted“). Nakon narinutih korekcija zbog suženja krila i lokalnog koeficijenta sile uzgona za napadni kut $\alpha=0^\circ$, ukupno povećanje sile uzgona pri polijetanju i slijetanju iznosi:

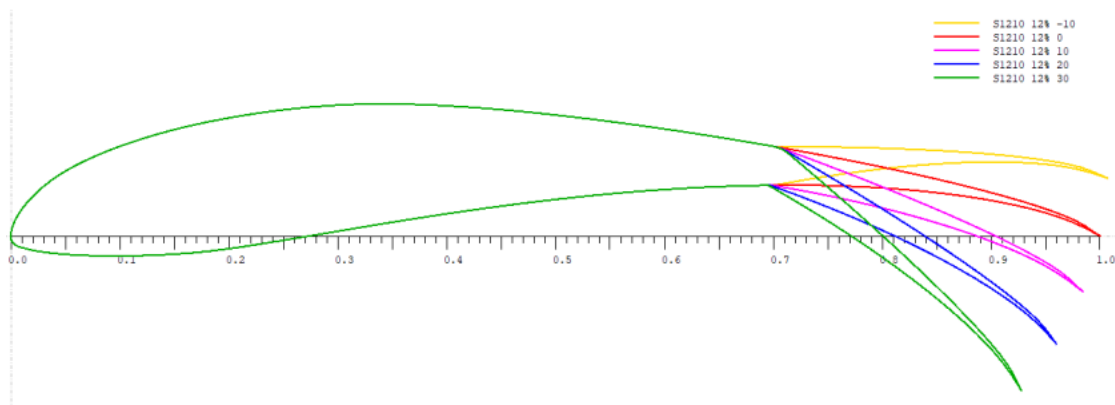
$$\Delta(C_{L\alpha=0})_{TO} = 0,433$$

$$\Delta(C_{L\alpha=0})_L = 0,433$$

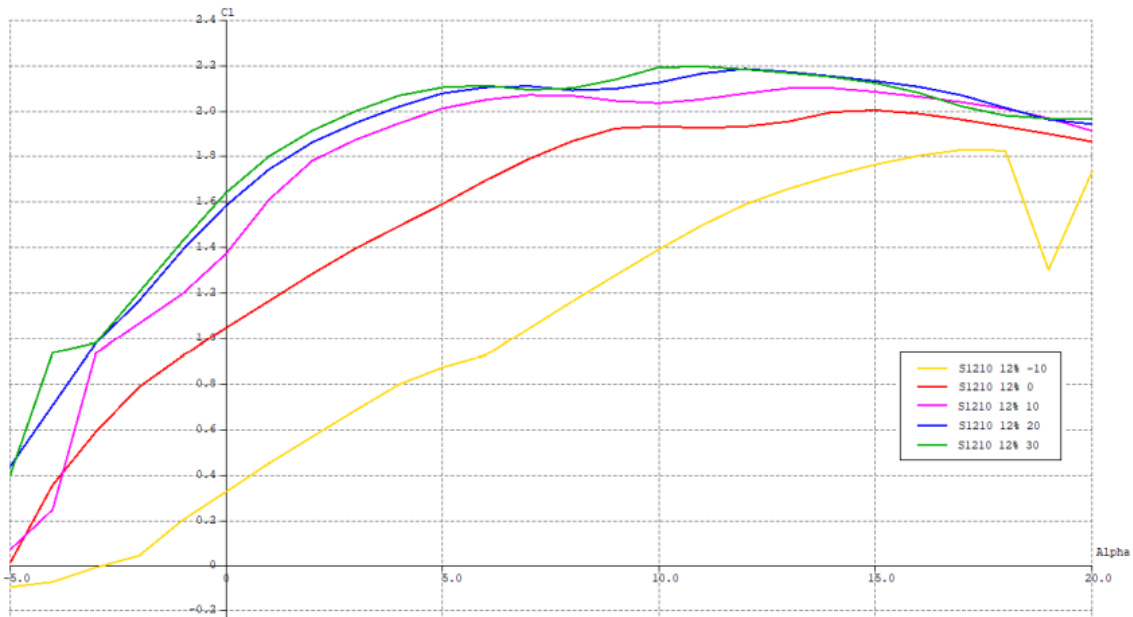
Cjelokupni model krila s uređajima za povećanje uzgona i upravljanje analizira se pomoću programskog paketa *Xflr5* za raspon otklona zakrilaca ($\delta = 10^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$). Dobiveno povećanje sile uzgona je:

$$\Delta(C_{L\alpha=0})_{TO} = 0,54, \text{ za } \delta = 20^\circ$$

$$\Delta(C_{L\alpha=0})_L = 0,060, \text{ za } \delta = 30^\circ$$



Slika 9 Otklon zakrilaca



Slika 10 Ovisnost koeficijenta sile uzgona o različitim otklonima zakrilaca

3.1.3. Numeričko analiza

Uslijed specifične geometrije letjelice kod koje su trup i krila spojeni kao jedna cjelina („blended wing body“), trup se također razmatra kao dio površine koja stvara uzgon. Tako se površina koja stvara uzgon sastoji od krila i trupa, a njihov je izgled prikazan na Slici 11. Pojedini trupa opisane su u odlomku Projektiranje konstrukcije. Nakon generiranja CAD datoteke u programskom paketu *SolidWorks* model letjelice analizira se u programskom paketu *Xflr5* i *OpenFOAM*. Analiza u programskom paketu *Xflr5* temelji se na Teoriji noseće linije („Lifting Line Theory (LLT)“ [9]) i panelnoj metodi [10]. Proračuni u programskom paketu *OpenFOAM* temelje se na *RANS* jednadžbama. Cilj obje analize je određivanje aerodinamičkih koeficijenta, a njihova usporedba prikazana je u dodatku ovom radu.



Slika 11 Izgled trupa i krila

Rezultati *LLT* i *RANS* proračuna pokazuju da su koeficijenti sile uzgona slični, ali koeficijenti sile otpora značajno variraju. Ovo se događa kao posljedica nemogućnosti *RANS* jednadžbi za razmatranjem viskoznog otpora. Nakon narinutih korekcija, aerodinamički koeficijenti za obje metode pri brzini leta $V = 30$ m/s i $\alpha = 0^\circ$ prikazani su u Tablici 7.

Tablica 7 Usporedba aerodinamičkih koeficijenata dobivenih pomoću *Xflr5* i *OpenFOAM*-a

<i>Xflr5 LLT</i>	<i>OpenFOAM RANS</i>
$C_L = 0,717$	$C_L = 0,6772380$
$C_D = 0,0180496$	$C_D = 0,01701589$
$C_L/C_D = 39,72387199$	$C_L/C_D = 39,800332$

3.1.4. Sažetak aerodinamičkih karakteristika krila i tijela zrakoplova

Konačne vrijednosti za zrakoplov kod kojeg su trup i krila spojeni kao jedna cjelina („blended wing body“) dani su u Tablici 8.

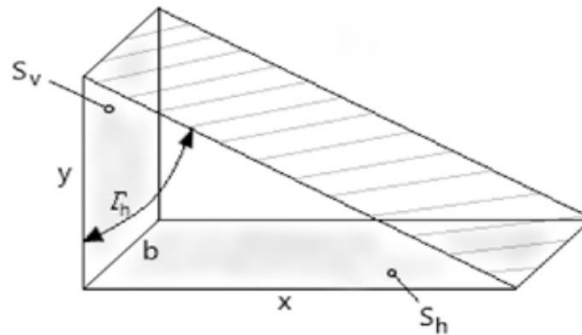
Tablica 8 Parametri krila

Raspon krila b	2,4 m
Projicirana površina (krilo + trup)	0,473 m ²
Projicirana površina (samo krilo)	0,3932 m ²
Aspektni odnos AR	12,166
Suženje krila λ	0,6
Duljina korijenske tetive trupa c_f	0,555 m
Duljina korijenske tetive c_r	0,2 m
Duljina vršne tetive c_t	0,12 m
Kut strijele napadnog ruba Λ_{LE}	10,31°
Kut strijele izlaznog ruba Λ_{TE}	5,68°
Kut strijele na 25% duljine tetive $\Lambda_{c/4}$	9,36°
Aeroprofil	S1220 12%
Uređaji za povećanje uzgona	Zakrilca (s jednim procjepom)
Smještaj zakrilaca	30% od izlaznog ruba, duž raspona krila
Smještaj krilaca	30% od izlaznog ruba, duž raspona krila

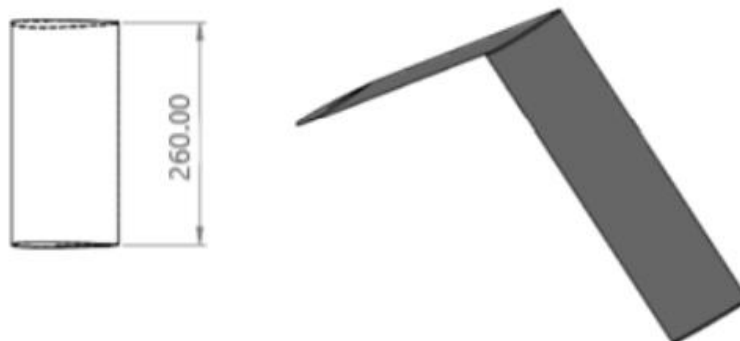
3.2. Konstruiranje repnih površina

Kao što je spomenuto, konfiguracija repnih površina je s dva nosača, oblika obrnutog V. Ovakva konfiguracija omogućuje poboljšanu stabilnost i konstrukciju manje mase. Temeljeno na geometriji krila i trupa te proračunu težišta zrakoplova, dimenzioniranje

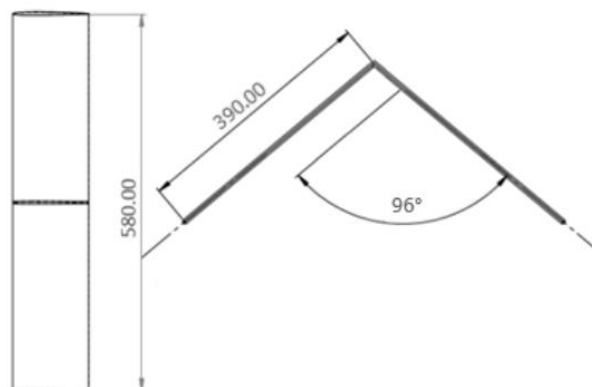
repnih površina temelji se na volumetrijskoj metodi prikazanoj u [1]. Slika 12 prikazuje horizontalnu i vertikalnu projekciju obrnutog V repa dok Slika 13 i Slika 14 prikazuju konačnu geometriju repnih površina.



Slika 12 "Butterfly" kut Γ_H i projekcije repne površine



Slika 13 geometrija repnih površina, pogled s boka i izometrija



Slika 14 Geometrija krila, tlocrt i nacrt

Tablica 9 Karakteristike repnih površina

Horizontalna površina repa	0,05354 m²
Duljina tetive horizontalne površine	0,185 m
Raspon horizontalne površine	0,29 m
Aeroprofil	NACA 0010
Vertikalna površina repa	0,0950 m²
Visina vertikalne površine	0,260 m²
“Butterfly” kut Γ_H	48°
Položaj kontrolne površine	0,0555 m
Omjer suženja	1
Kut strijele	0°

4. Težište zrakoplova

Kako bi se odredilo težište zrakoplova, potrebno je prvo proračunati masu praznog zrakoplova. Zrakoplov je u potpunosti načinjen od kompozitna, epoksidne matrice ojačane ugljičnim vlaknima, a debljina slojeva određena je iskustveno u skladu s prijašnjim letjelicama koje su se natjecale na natjecanju Air Cargo Challenge poput *HUSZ Tern* [11] i *HUSZ Jaeger* [12]. Mase svih komponenata zrakoplova prikazane su u dodatku onom radu.

Težište zrakoplova određuje se pomoću programskog paketa *SolidWorks* postavljanjem gustoće pojedinih dijelova. Na ovaj se način dolazi do momenata tromosti i ukupne mase. Izmjenom geometrije pojedinih dijelova zrakoplova postigao se optimalan položaj težišta zrakoplova na mjestu najdebljeg dijela trupa predviđenog za utovar tereta. Ovakav položaj osigurava što manju varijaciju položaja težišta zrakoplova u ovisnosti o utovarenom teretu. Težište svake komponente zrakoplova prikazano je u Tablici 10.

Tablica 10 Težište komponenata zrakoplova

komponenta	X koordinata [m]	Y koordinata [m]	Z koordinata [m]
<i>Trup</i>	0	0,01356	0,27170
<i>Krilo</i>	0	0,0029	0,196
<i>Rep</i>	0	0,12	-0,22
<i>Torzijska kutija</i>	0	0,03265	0,3137
<i>Ramenjača</i>	0	0,03275	0,22096
<i>Rebra</i>	0	0,0309	0,2239
<i>Nosači</i>	0	0,04	-0,05
<i>Baterijski paket</i>	0	-0,00392	0,4585
<i>Motor i propeler</i>	0	0	0,026
<i>Podvozje (glavno)</i>	0	-0,02	0,24
<i>Podvozje (prednje)</i>	0	-0,1	0,47
<i>Uređaj za praćenje leta</i>	0	0	0,435

Konačan položaj težišta zrakoplova je:

$$x_{CG} = 0 \text{ m}$$

$$y_{CG} = 0.02 \text{ m}$$

$$z_{CG} = 0.23 \text{ m}$$

Položaj težišta u nacrtu, tlocrtu i bokocrtu prikazan je u dodatku ovom radu.

5. ANALIZA STABILNOSTI

5.1. Statička uzdužna stabilnost

Za ocjenu uzdužne stabilnosti zrakoplova, prema [1] nužno je odrediti položaj aerodinamičkog centra i usporediti ga s težištem zrakoplova dobivenim u prethodnom poglavlju. Ukoliko pretpostavljena konfiguracija repnih površina zadovoljava zahtjeve stabilnosti, potrebno je odrediti statičku marginu koja je za ovaj zrakoplov predviđena na 10%.

Temeljna jednadžba za dobivanje aerodinamičkog centra glasi:

$$\bar{x}_{acA} = \frac{\bar{x}_{acWf} + \frac{C_{L\alpha h}}{C_{L\alpha Wf}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_h}{S} \bar{x}_{ach}}{1 + \frac{C_{L\alpha h}}{C_{L\alpha Wf}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_h}{S} \bar{x}_{ach}} \quad (3)$$

gdje je \bar{x}_{acWf} aerodinamički centar za „blended wing body“ tip letjelice, a \bar{x}_{ach} predstavlja aerodinamički centar horizontalnog stabilizatora. $C_{L\alpha Wf}$ i $C_{L\alpha h}$ predstavljaju gradijente sile uzgona redom za „blended wing body“ tip letjelice i horizontalni stabilizator.

Aerodinamički centar horizontalnog stabilizatora određuje se uz pomoć programskog paketa *Xflr5*.

$$\bar{x}_{ach} = 4.7315$$

S druge pak strane, aerodinamički centar „blended wing body“ tipa letjelice sastoji se od aerodinamičkog centra krila i utjecaja trupa na njega.

$$\bar{x}_{acWf} = \bar{x}_{acW} + \Delta\bar{x}_{acf}$$

Aerodinamički centar krila nalazi se na 25% udaljenosti srednje aerodinamičke tetive od prednjeg brida, odnosno $\bar{c} = 0.16$.

Utjecaj trupa na aerodinamički centar izračunava se pomoću:

$$\bar{x}_{acf} = \frac{\frac{dM}{d\alpha}}{qS\bar{c}C_{L\alpha W}} \quad (4)$$

gdje je proračun za $\frac{dM}{d\alpha}$ proveden prema [1], a ovisnost gradijenta sile uzgona o napadnom kutu računa se prema jednadžbi:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right)}} \quad (6)$$

pri čemu je β koeficijent stlačivosti:

$$\beta = \sqrt{1 - Ma^2} \quad (7)$$

Jednadžba (6) koristi se za proračun gradijenta sile uzgona krila te horizontalnog i vertikalnog stabilizatora. Koeficijent $c_{l\alpha}$ dobiven je u programskom paketu *Xflr5* za predviđene aeroprofile.

5.1.1. *Gradijent sile uzgona krila*

Ulazni parametri u jednadžbi gradijenta sile uzgona krila (jednadžba (5)), bez utjecaja trupa su:

$$AR = 14,65$$

$$c_{l\alpha} = 4,56 \text{ rad}^{-1}$$

$$\Lambda_{c/2} = 9,36^\circ$$

Konačno, koeficijent uzgona krila je

$$C_{L\alpha W_f} = 4,104 \text{ rad}^{-1}$$

5.1.2. *Koeficijent uzgona horizontalnog i vertikalnog stabilizatora*

Ulazni parametri u jednadžbi gradijenta sile uzgona horizontalnog stabilizatora (jednadžba (5)) su:

$$AR = 3,085$$

$$c_{l\alpha} = 5,73 \text{ rad}^{-1}$$

$$\Lambda_{c/2} = 0^\circ$$

te koeficijent sile uzgona za horizontalni stabilizator iznosi

$$C_{L\alpha h} = 3,2688 \text{ rad}^{-1}$$

Ulazni parametri u jednadžbi gradijenta sile uzgona vertikalnog stabilizatora (jednadžba (5)) su:

$$AR = 1,270$$

$$c_{l\alpha} = 5,71 \text{ rad}^{-1}$$

$$\Lambda_{c/2} = 0^\circ$$

te koeficijent sile uzgona za vertikalni stabilizator iznosi

$$C_{L\alpha v} = 1,1239 \text{ rad}^{-1}$$

5.2. Statička stabilnost po pravcu leta

U svrhu provjere statičke stabilnosti po pravcu potrebno je odrediti gradijent momenta skretanja u odnosu na kut klizanja β . Proračun se temelji na analizi stabilnosti prema [1] te je osnovna jednadžba

$$C_{n\beta} = C_{n\beta f} + C_{n\beta v} + C_{n\beta w} \quad (8)$$

gdje su

- $C_{n\beta w} = 0$ – gradijent momenta skretanja uslijed krila (zanemariv)
- $C_{n\beta v}$ - gradijent momenta skretanja uslijed vertikalnog stabilizatora
- $C_{n\beta f}$ - gradijent momenta skretanja uslijed trupa

Jednadžbe korištene za izračun gradijenata momenata skretanja uslijed vertikalnog stabilizatora i trupa su:

$$C_{n\beta v} = k_v C_{L\alpha v} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_v \frac{S_v l_v}{S b} \quad (9)$$

$$C_{n\beta f} = -57,3 K_N K_{Re} \frac{S_{fs} l_f}{S b} \quad (10)$$

Pri čemu su parametri:

- $k_v = 1$ – iskustveni faktor pretpostavke momenta skretanja
- $\left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_v$ – model spajanja struja zraka
- l_v – udaljenost aerodinamičkog centra i težišta zrakoplova
- $K_N = 0$ – iskustveni faktor
- K_{Re} – utjecaj Reynoldsovog broja na stabilnost po pravcu
- S_{fs} – površina bokocrta trupa
- l_f – duljina trupa

5.3. Rezultati

Izračunati aerodinamički centar letjelice je:

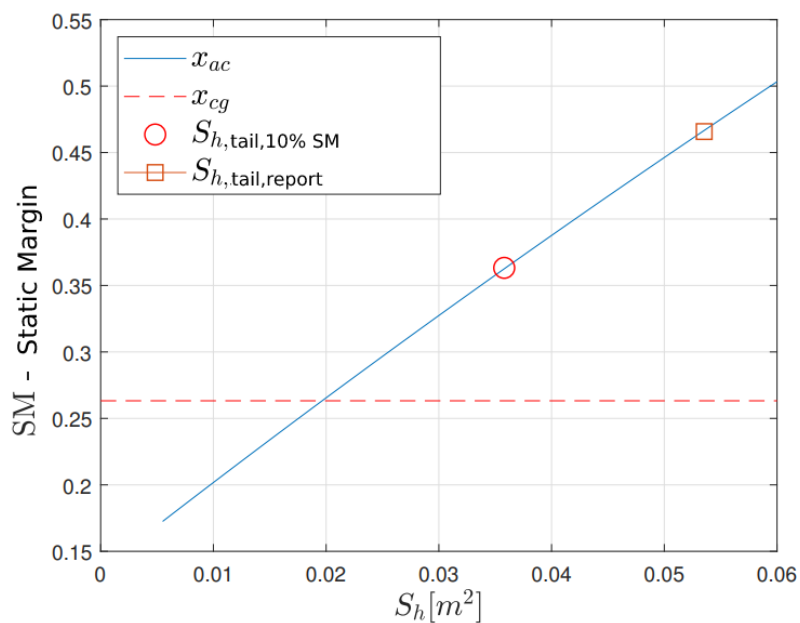
$$\bar{x}_{ac} = 0,458 \text{ m}$$

S obzirom da je zrakoplov projektiran s konstantnim težištem zbog uvijek istog položaja tereta duž linije na kojoj se nalazi i težište, nema utjecaja različitih masa tereta na težište zrakoplova. Stoga je samo jedna analiza statičke margine dovoljna. Slika 15 prikazuje različite položaje aerodinamičkog centra za 10% statičke margine i predviđeni horizontalni stabilizator. Zaključuje se da repne površine zadovoljavaju zahtjev uzdužne stabilnosti. Uz to se da zaključiti kako postoji i prostor za smanjivanje repnih površina.

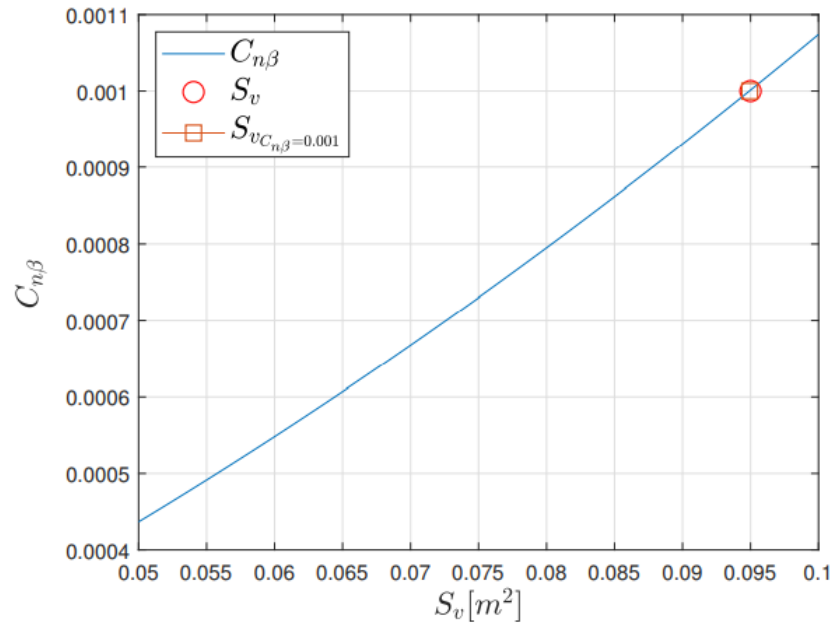
S druge pak strane ukupni potrebni gradijent momenta skretanja iznosi

$$C_{n\beta} = 0,001 \text{ 1/}^\circ$$

Slika 16 pokazuje da predviđeni vertikalni stabilizator generira gradijent momenta skretanja $C_{n\beta} = 0.00108 \text{ 1/}^\circ$ što navodi na zaključak kako i vertikalni stabilizator zadovoljava postavljene zahtjeve.



Slika 15 Statička margina



Slika 16 Analiza statičke stabilnosti po pravcu

6. PROJEKTIRANJE ZMAJA ZRAKOPLOVA

Ovaj odlomak razmatra analizu konstrukcije i predviđanje mase različitih komponenti zrakoplova. Projektiranje zmaja zrakoplova zasnovano je na iskustvu stečenom radom na prijašnjim projektima izrade letjelica kao i na analitičkim i numeričkim metodama.

Trup zrakoplova načinjen je od jednog sloja pletiva od ugljičnih vlakana mase 20 g/m², jednog sloja *AIREX* pjene debljine 1,2 mm te jednog sloja *TeXtreme* ugljičnih vlakana mase 68 g/m².

Krila i repne površine izrađene su od jednog sloja pletiva od ugljičnih vlakana mase 40 g/m², jednog sloja *AIREX* pjene debljine 1,2 mm i još jednog sloja pletiva od ugljičnih vlakana mase 20 g/m². Krilca i zakrilca izrađena su na sličan način, ali bez pletiva od ugljičnih vlakana mase 20 g/m².

Glavni elementi konstrukcije koji preuzimaju naprezanje uslijed savijanja su ramenjače koje su položene duž raspona krila. Ramenjače su načinjene od epoksidne matrice ojačane ugljičnim vlaknima te izvedene u obliku cijevi koje se ulažu međusobno na principu teleskopa. Numerički proračuni pokazali su kako cijevi dimenzija 18/16 mm uparene s cijevima 16/14 mm te 14/10 mm udovoljavaju zahtjevima. Krila su ojačana i dodatnom ramenjačom koja se nalazi na spoju krila s krilcima i zakrilcima, koja je također načinjena od epoksidne matrice ojačane ugljičnim vlaknima te izvedene u obliku cijevi. Ramenjače se spajaju na trupu zrakoplova te su ojačane unidirekcionalnim ugljičnim vlaknima s obzirom na najveća opterećenja upravo na tom spoju.

Kako bi se zadovoljila otpornost na naprezanja uslijed uvijanja kao i osigurao spoj krila i trupa, izrađena su rebra od epoksidne matrice ojačane ugljičnim vlaknima. Uz njih, za tanje vršne dijelove krila kao i za krilca i zakrilca izrađena su rebra od epoksidne matrice ojačane staklenim vlaknima.

Dva nosača koja povezuju repne površine s trupom izvedena su u obliku cijevi od epoksidne matrice ojačane ugljičnim vlaknima.

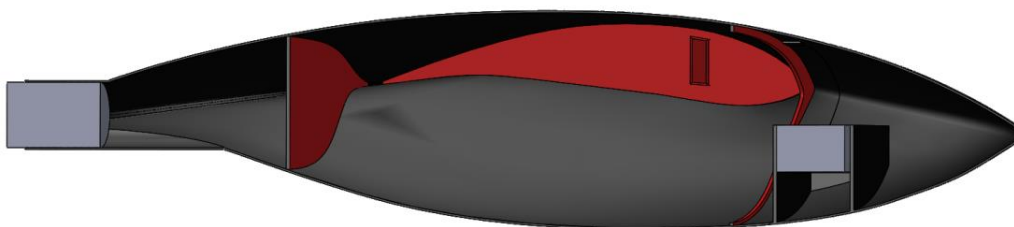
Zmaj zrakoplova izvedena je kao rastavljiva konstrukcija kako bi svi dijelovi stali unutar kutije za transport propisane pravilnikom natjecanja. Dijelovi zmaja zrakoplova su:

- Trup
- Dva krila s krilcima i zakrilcima
- Dva nosača repnih površina
- Repne površine

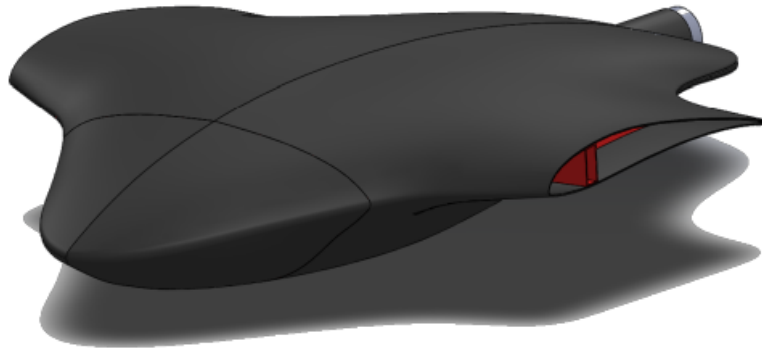
Spajanje ovih dijelova predviđeno je cijevima od epoksidne matrice ojačane ugljičnim vlaknima koje se umeću unutar predviđenih utora na dijelovima konstrukcije.

6.1. Trup

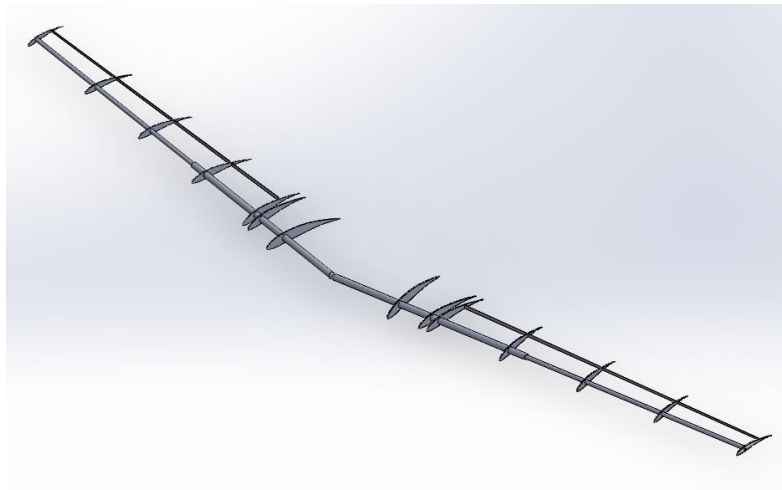
Unutarnji dio trupa namijenjen je smještaju tereta, a u prednjem dijelu trupa predviđen je za smještaj baterijskog paketa i sustava za praćenje leta. Teret i ostale elektroničke komponente stavljaju se unutar trupa zrakoplova kroz otvor na gornjem dijelu trupa. Detalji prostora za smještaj tereta prikazani su u Dodatku B ovom radu. Tijekom leta, otvor na vrhu trupa zatvoren je poklopcem načinjenim od epoksidne matrice ojačane ugljičnim vlaknima, a teret je osiguran sustavom plastičnih vezica. Prostor za teret omeđen je rebrima od epoksidne matrice ojačane ugljičnim i staklenim vlaknima. Između prednjeg prostora za smještaj baterija i prostora za smještaj tereta predviđen je za ostvarivanje spoja ramenjača oba krila. U stražnjem se dijelu trupa nalazi motor („pusher“ konfiguracija). Izgled trupa prikazan je na Slici 17 i Slici 18, a nosiva konstrukcija krila prikazana je na Slici 19.



Slika 17 Konstrukcija trupa



Slika 18 Trup zrakoplova



Slika 19 Nosiva konstrukcija krila

7. IZRADA LETJELICE

S procesom izrade letjelice započelo se po završetku faze konstruiranja. Svi dijelovi, montaža i ispitivanje provedeni su unutar studentske radione na Fakultetu strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu. Postupak proizvodnje proveden je od strane članova Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva uz pomoć i savjete bivših studenata, članova pobjedničke ekipe HUSZ Tern iz 2015. [6]

Faza izrade provodila se u nekoliko dijelova:

- Priprema radione, nabava alata, materijala i dijelova
- Izrada, obrada i priprema kalupa za izradu letjelice
- Proizvodnja dijelova letjelice
- Montaža proizvedenih dijelova i nabavljene elektroničke opreme

Kao prvi korak u pripremi za proizvodnju letjelice izrađen je popis svih potrebnih komponenti s pripadajućim potrebnim količinama materijala i njihovim cijenama. Materijali korišteni na letjelici [14] prikazani su u Tablici 11.

Tablica 11 Materijali i njihova namjena

<i>Ugljična vlakna</i>	<i>Izrada krila, trupa, krilaca, zakrilaca, podvozja, konstrukcijskih elemenata</i>
<i>Staklena vlakna</i>	<i>Izrada rebara</i>
<i>Kompozitna cijev</i>	<i>Nosači repnih površina, ramenjače krila, spojevi krila i trupa</i>
<i>Epoksidna smola</i>	<i>Matrica za povezivanje ugljičnih i staklenih vlakana</i>
<i>Super-ljepilo</i>	<i>Povezivanje i učvršćivanje pojedinih dijelova</i>
<i>Ploča od NECURON-a</i>	<i>Izrada kalupa</i>
<i>Mikro-baloni</i>	<i>Ispuna prostora unutar konstrukcije</i>
<i>AIEX pjena</i>	<i>Ispuna za krilo, trup i repne površine</i>
<i>Materijal za vakuumiranje (vreće, perforirana folija, upijajuća tkanina)</i>	<i>Vakuumiranje i očvršćivanje kompozitnih dijelova</i>
<i>Unidirekcionalna ugljična vlakna</i>	<i>Ojačavanje konstrukcije</i>
<i>Aluminijska osovina</i>	<i>Prednja noga podvozja</i>
<i>Kuglični ležajevi</i>	<i>Uležištenje kotača glavnog podvozja</i>
<i>Vosak</i>	<i>Premazivanje kalupa</i>
<i>Balza</i>	<i>Konstrukcijska ojačanja</i>

Uz nabavu svih potrebnih materijala i komponenti provodi se i priprema radione, čišćenje radnog prostora kao i nabava potrebnih alata i zaštitne opreme

Prvi korak nakon nabave dijelova bio je izrada kalupa za trup, krilo, krilca, zakrilca i repne površine zrakoplova. Kalupi su izrađeni postupkom glodanja. Uz to se izrađuju i konstrukcijska ojačanja letjelice kao što su rebra, okviri i spojnice ramenjača.

Izrađene kalupe potrebno je bilo završno obratiti brušenjem i poliranjem te pripremiti površinu premazivanjem voskom nakon čega se moglo pristupiti postupku ručnog laminiranja ugljičnih vlakana i epoksidne smole. Ovim su postupkom izrađeni svi glavni dijelovi letjelice poput trupa, krila, krilaca, zakrilaca i repnih površina. Svaki od navedenih dijelova izrađen je od dva dijela, gornji i donji dio, koji se zatim spajaju postupkom lijepljenja.

7.1. Trup i krila

Trup i krila letjelice tipa „blended wing body“ najbitnije su aerodinamičke površine te time i vrlo osjetljive na točnost izrade. Krilo je izvedeno u jednom segmentu, a konstrukciju krila sačinjavaju oplata, ramenjača i rebra. Trup je izveden kao ljuskasta konstrukcija na koju se pomoću kompozitnih cijevi spajaju krila.

O ovom odlomku opisana je izrada trupa i krila kao i njihovih komponenti.

7.1.1. Rebra

Rebra krila bitan su konstrukcijski element krila koji prenosi opterećenja uslijed savijanja na ramenjaču. Rebra u korijenu krila najopterećeniji su dio krila jer povezuju krilo s trupom letjelice. Uz njih, izveden je i par rebara na koje se vežu nosači repnih površina, te oni također prenose znatna opterećenja. Rebra koja prenose najveća opterećenja izrađena su od epoksidne matrice ojačane staklenim vlaknima dok su ostala rebra zbog jednostavnosti izrađena aditivnom tehnologijom taložnog očvršćivanja (FDM).

Na ovaj se način postigla zadovoljavajuća izdrživost najopterećenijih rebara kao i potpornih rebara te osigurala mala masa ovog dijela konstrukcije krila.

7.1.2. Spojnice krila i trupa

Spoj krila i trupa izveden je pomoću kompozitnih cijevi izrađenih od epoksidne matrice ojačane ugljičnim vlaknima. Ovaj je spoj potrebno izvesti što jednostavnije, s obzirom na potrebu rastavljanja i prenošenja letjelice. Prednji spoj je izveden umetanjem cijevi u cijev prednje ramenjače te je ovaj spoj izveden kao čvrsti dosjed. Prednji spoj preuzima veći dio opterećenja dok stražnja cijev izvedena na isti način oblikom onemogućava rotaciju krila oko prednje ramenjače.



Slika 20 Izvedba korijenskog rebra krila

Spoj je krila i trupa dodatno je osiguran aluminijskom samoljepljivom trakom .



Slika 21 Ojačanje spoja trupa i krila

7.1.3. Oplata krila

Oplata daje aerodinamički oblik krilu i trupu te prenosi manja opterećenja. Izrada oplata započela je s izradom kalupa tehnologijom glodanja te njihovom završnom ručnom obradom. Kalupi su načinjeni od mineralnih *Necuron* ploča koje osiguravaju glatku i pravilnu površinu izratka. Kalupi su polirani ručno brusnim papirima nakon čega je površina pripremljena premazom voska i slojem PVA odvajača.

Nakon pripreme slijedi polaganje platna od ugljičnih vlakana te premaz epoksidne smole. Višak smole se uklanja i dodaje se ispuna od *AIREX* pjene koja poboljšava mehanička svojstva konstrukcije uz malo povećanje mase. Dodaje se završni sloj ugljičnih vlakana te se na pripremljen izradak polaže sloj perforirane folije i upijajuće tkanine. Lijepljenjem vakuumske vreće peko izratka i priključivanjem pumpe započinje proces vakuumiranja. Na ovaj se način izrađuju gornja i donja površina krila, a nakon završenog procesa otvrdnjavanja na donji dio oplata se lijepe rebra. Potom se druga polovica zajedno s kalupom postavlja na donji donju oplatu s rebrima te se povezuje mješavinom epoksidne smole i mikrobalona.



Slika 22 Izrada oplata krila postupkom vakuumiranja

7.1.4. *Krilca i zakrilca*

Postupak izrade krilaca i zakrilaca isti je kao i proces izrade krila. Nakon pripreme kalupa tkanina se polaže u kalup te se nanosi epoksidna smola nakon čega slijedi proces vakuumiranja. Gornja i donja oplata krilaca i zakrilaca spajaju se polaganjem dva dijela kalupa, nanošenjem ljepila i osiguravanjem spoja stegama.

Pomicanje krilaca i zakrilaca u letu ostvareno je povezivanjem ovih površina s krilom zglobnim vezama te servo motorima. Servo motori zaljepljeni su na oplatu krila te spojeni plastičnom prihvatnicom s kontrolnim površinama. Svako zakrilce i krilce pokretano je jednim elektromotorom.



Slika 23 Postupak spajanja gornje i donje oplate zakrilaca

7.1.5. *Trup*

Trup je sačinjen od epoksidne matrice ojačane ugljičnim vlaknima i ispune od AIREX pjene. Izveden je od gornje i donje oplata sa zadebljanjem na dnu donje oplata predviđene za smještaj tereta i povezivanje s podvozjem. U prednjem dijelu trupa također je izvedeno ojačanje konstrukcija na koje se spaja prednja noga podvozja. Duž spoja gornje i donje oplata trupa postavljen je okvir koji služi za pričvršćivanje baterija i radijskog odašiljača, a u stražnjem dijelu trupa izvedena je pregrada na koju

se povezuje elektromotor potreban za pogon. Proces izrade tehnologijom polaganja i vakuumiranja isti je kao proces opisan za izradu oplata krila.

S gornje strane trupa naknadno se izrezuje otvor namijenjen za utovar tereta te se buše provrti s donje strane namijenjeni povezivanju podvozja i trupa.



Slika 24 Gornja i donja oplata trupa



Slika 25 otvor za utovar tereta

7.2. Rep

Repne površine izvedene su u obliku obrnutog V te oslonjene na nosače povezane s krilom zrakoplova.

Postupak izrade isti je kao i kod krila zrakoplova. Nakon pripreme kalupa, polažu se tkanine ugljičnih vlakana, nanosi epoksidna smola te započinje postupak vakuumiranja. Nakon očvršćivanja, gornja i donja oplata se spajaju lijepljenjem. Potom se izrađuju kontrolne površine repa koje se spajaju s repom zglobnim vezama, a pokretane su s po jednim elektromotorom.



Slika 26 Izgled repnih površina

Detaljnijom analizom i ispitivanjem, utvrđeno je kako postoji prostor za izvedbu lakše konstrukcije repa te se pristupilo izradi druge inačice koja bi olakšala cijelu konstrukciju i poboljšala letne karakteristike.

Druga inačica repa izrađena je korištenjem balze i polimerne folije. Nosiva konstrukcija izrađena je izrezivanjem balze i spajanjem dijelova ljepilom na što se zatim nanosi prijanjajuća polimerna folija uz pomoć ručne pegle. Kontrolne površine

su izrađene na isti način od balze i folije te se zatim spajaju s ostatkom repa zglobnim vezama i pokretane su servo motorom.



Slika 27 Izvedba repa od balze i folije

7.3. Podvozje

Nosač podvozja zrakoplova izrađen je od epoksidne matrice ojačane ugljičnim vlaknima dok su kotači podvozja prenamijenjeni s prijašnjih letjelica.

Izrada podvozja započela je izradom kalupa aditivnom tehnologijom taložnog očvršćivanja (FDM). Nakon završne obrade kalupa pristupilo se polaganju slojeva ugljičnih vlakana i premazivanjem epoksidnom smolom te je uslijedilo vakuumiranje. Glavno podvozje svojim oblikom prenosi opterećenja uslijed slijetanja, a u donji dio su ulaminirani kuglični ležajevi na koje se oslanjaju kotači podvozja.

Prednja noga podvozja izvedena je od aluminija te je obrađena i prilagođena na tokarskom stroju.



Slika 28 Podvozje letjelice

7.4. Montaža i testiranje

Po završetku izrade i obrade svih dijelova pristupilo se montaži letjelice. Uz testiranje svih komponenti i sustava, ocjenjivala se brzina sklapanja i rastavljanja segmenata te se svaki dio letjelice izvagao. Otklanjaju se manje poteškoće te se unose dodatna ojačanja na potrebnim dijelovima.

Od najveće važnosti je statičko testiranje letjelice koje simulira maksimalno predviđeno opterećenje krila. Statički test je izveden na način da su se na jedno krilo postavili utezi dok je drugo krilo ostalo neopterećeno. Drugi oblik statičko testa je bio da se letjelica ovjesila u dvije točke na vrhovima krila. Nakon provedenog testiranja analizirani su spojni elementi za potencijalna oštećenja.

Nakon provedenih testova i utvrđivanja da nije došlo do pojave oštećenja, nastavilo se s testnim letovima.

Testni letovi izvodili su se na prostoru Maketarsko Modelarskog Kluba Trešnjeva na sportskom aerodromu Lučko.

Kroz testne letove došlo se do zaključka kako bi položaj težišta prema naprijed olakšao i poboljšao upravljanje letjelicom te se u prednji dio trupa ugradio metalni uteg. Ova izmjena ispostavila se iznimno povoljnom te je na sljedećim testnim letovima letjelica pokazala bolje letne karakteristike.

Transportna kutija izrađena je od OSB ploča u dimenzijama propisanim pravilnikom natjecanja, a koje su 1100 × 400 × 250 mm.



Slika 29 Letjelica u letu

8. NATJECANJE

Natjecanje je održano od 5. do 9. srpnja 2022. u Münchenu te se odvijalo u nekoliko faza:

- Predaja preliminarnog i konačnog izvještaja
- Prezentacija i tehnički pregled letjelica
- Letački dio natjecanja

Ekipa koja je sudjelovala na natjecanju mogla se prema pravilniku natjecanja sastojati najviše od sedam članova od kojih su svi studenti, izuzev pilota letjelice. U procesu izrade letjelice nije bilo ograničenja na broj sudionika koji doprinose projektu.

8.1. Preliminarni i konačni izvještaj

Rad na preliminarnom izvještaju započeo je s okupljanjem ekipe na početku samog projekta te cilj ovog izvještaja je bio predstavljanje letjelice namijenjene sudjelovanju na natjecanju. Ovaj izvještaj je nešto sažetijeg opsega te sadrži osnovne ideje i dokaze o početku rada na projektu.

Nakon izrade preliminarnog izvještaja, započelo se s izradom i konačnog izvještaja koji detaljnije opisuje letjelicu, proračune i simulacije koje potkrepljuju donesene odluke te nacрте letjelice. Uz dopuštena manja odstupanja, konačni izvještaj trebao je predstavljati letjelicu čija je ideja prezentirana u preliminarnom izvještaju. Konačni izvještaj sadržavao je uvod, opis ustroja ekipe, projektiranje aerodinamike i konstrukcije, predviđanje mase tereta i detaljne nacрте letjelice.

Kao dodatak izvještajima potrebno je bilo i dostaviti video prezentaciju letjelice u trajanju od 15 minuta koja sadrži i dokaz o mogućnosti leta u obliku video zapisa horizontalnog leta u trajanju minimalno jedne minute.

8.2. Prezentacija i tehnički pregled

Prvi dan natjecanja obilježio je posjet Muzeju njemačkog zrakoplovstva Schleissheim u čijem su se prostoru odvijale prezentacije ekipe i tehnički pregled letjelica.



Slika 30 Sklapanje letjelice prije tehničkog pregleda

Cilj tehničkog pregleda letjelice je prikazati znanje i iskustvo stečeno tijekom faze konstruiranja i izrade te predstaviti letjelicu koja je u skladu s konačnim izvještajem predanim u prvoj fazi natjecanja. U sklopu tehničkog pregleda provjerava se čvrstoća svih komponenti, ispravnost električnih sklopova, upravljačkog i pogonskog sustava kao i sigurnosnog sustava u slučaju otkaza glavnog pogona. Uz to, potrebno je bilo demonstrirati uklapanje dimenzija letjelice unutar kutije romboidnih granica sa stranicama duljine 1,5 m i visine 0,5 m.



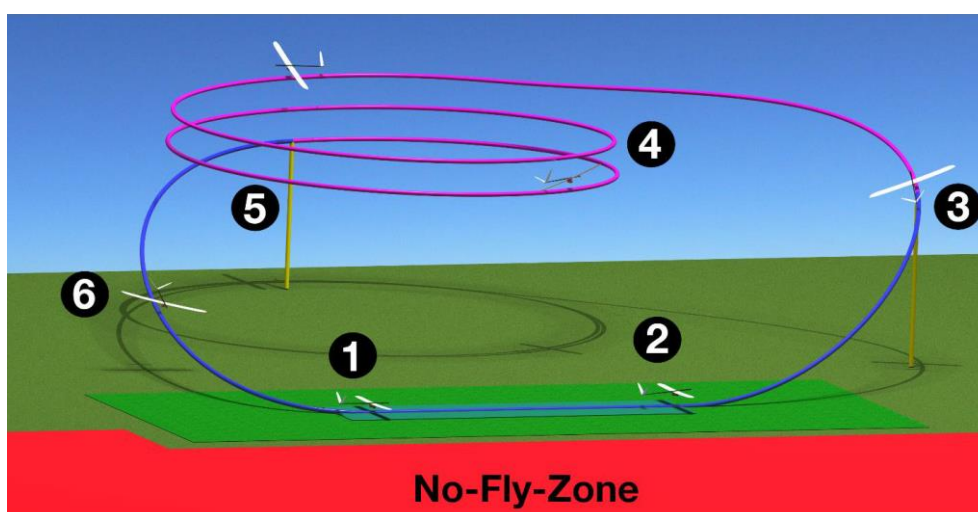
Slika 31 Tehnički pregled letjelice



Slika 32 Tehnički pregled letjelice

8.3. Letački dio natjecanja

Nakon demonstriranja tehničke ispravnosti, drugi dan natjecanja uslijedio je letački dio natjecanja. Raspored letova se prilagođavao prema vremenskim uvjetima, a svaka je ekipa imala na raspolaganju 4 leta od kojih su najbolja 3 ulazila u konačno bodovanje. Uz bodove ostvarene kroz letove, ekipa je bodove ostvarila s obzirom na brzinu utovara tereta, ukupnu masu prevezenog tereta, prijeđene udaljenosti i brzine penjanja.



Slika 33 Obrazac leta

Ekipe HUSZ Falcon uspješno se odradila tri leta dok na zadnjem letu zbog vremenskih uvjeta letjelica nije uspjela poletjeti unutar zadanih dimenzija poletne staze.

Kroz sve segmente bodovanja ekipa HUSZ Falcon osvojila je 798 bodova čime je osigurala 14. mjesto u konkurenciji 29 ekipa.



Slika 34 Priprema letjelice za let



Slika 35 Letjelica HUSZ Falcon s oznakom 20 u letu



Slika 36 Ekipa HUSZ Falcon s letjelicom

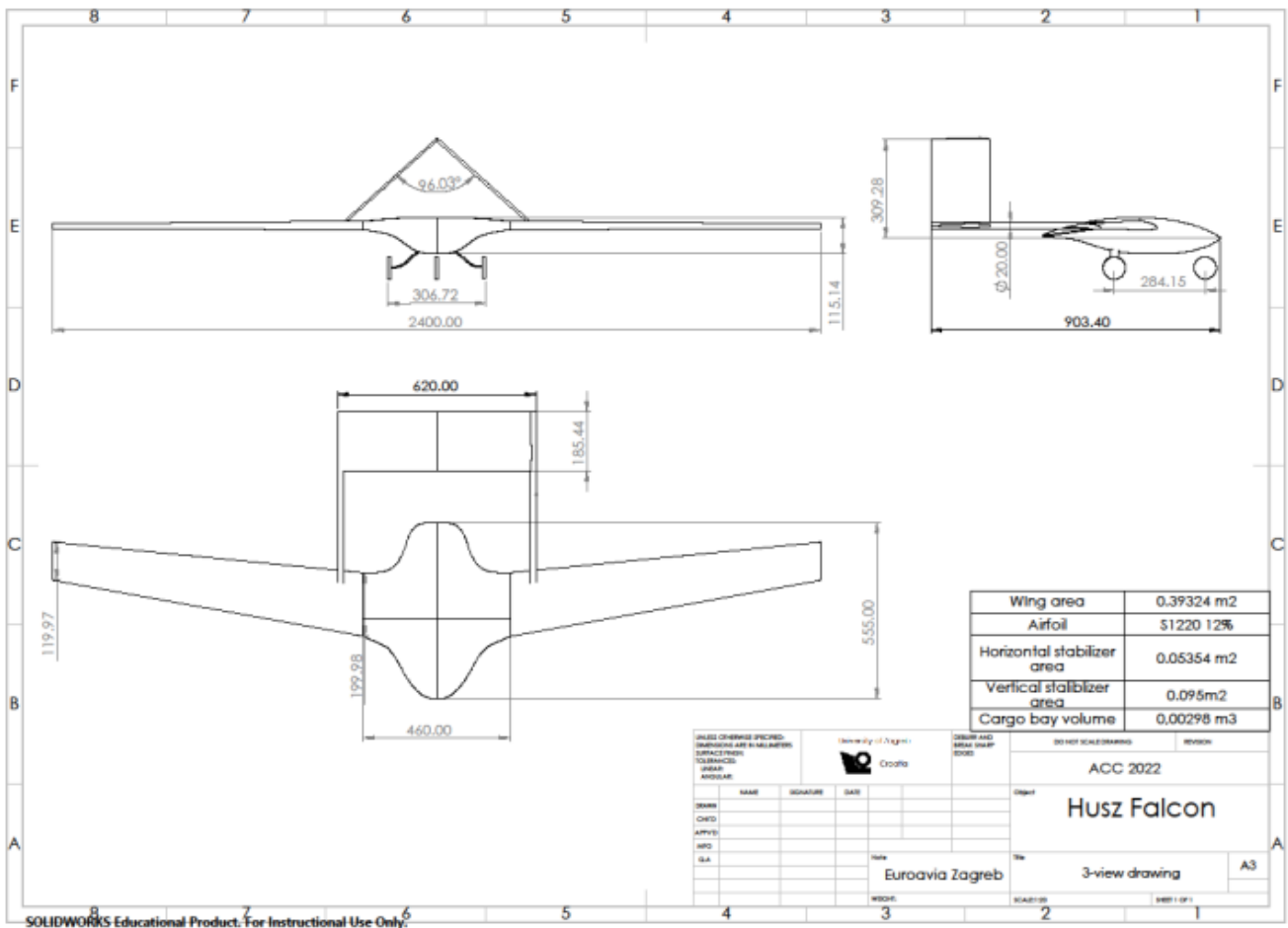
9. ZAKLJUČAK

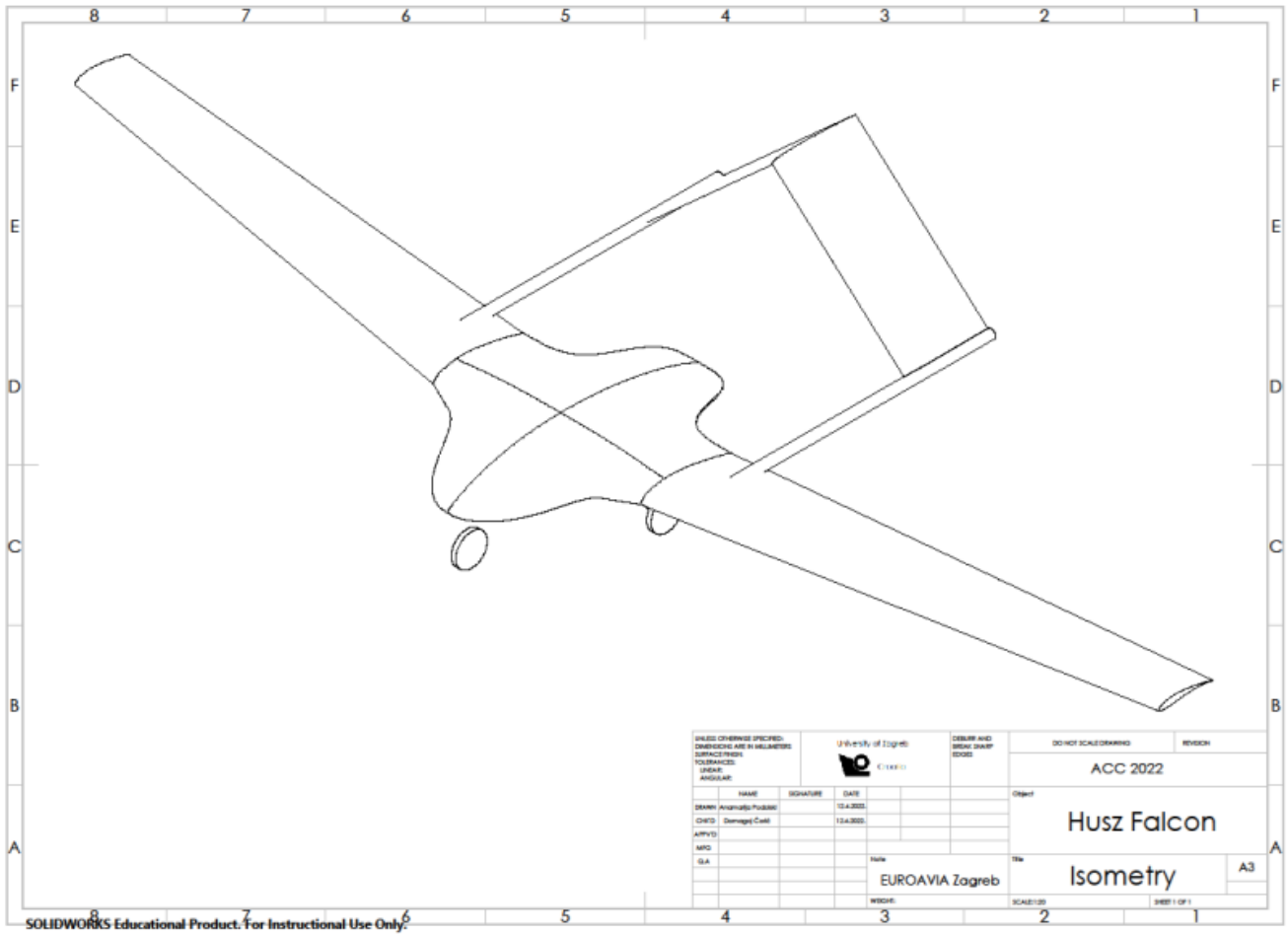
Cijeli projekt konceptualnog projektiranja letjelice „HUSZ Falcon“ temeljen je na službenoj literaturi za kolegije Osnivanje zrakoplova 1 i Osnivanje zrakoplova 2 [1]. Ipak, specifičnost namjene letjelice (mala električna bespilotna letjelica za prijenos tereta unutar 180 sekundi) donijela je dodatne izazove u provedbi ovog projekta. Zbog nedostatka literature za ovakve specifične slučajeve, članovi ekipe morali su nastale prepreke savladavati kroz zajednički rad i donošenje odluka. Na tom putu iskustvo prijašnjih članova i susretljivost profesora usmjeravali su ekipu prema modernim i optimalnijim rješenjima što je donijelo i dodatnu motivaciju cijeloj ekipi.

Radeći na ovom projektu, članovi ekipe stekli su neprocjenjivo iskustvo koje će u budućnosti moći primijeniti kroz rad na inženjerskim problemima s kojima se susreću kroz studij i kasnije u profesionalnom razvoju. Umijeće rada u skupinama kao i podjela zadataka i upravljanje ljudskim resursima još su jedan od važnih pozitivnih ishoda rada na ovakvom projektu, a zajednički rad s mlađim generacijama studenata Sveučilišta u Zagrebu omogućio je prenošenje iskustva i vještina i time osigurao nastavak tradicije rada na studentskim projektima.

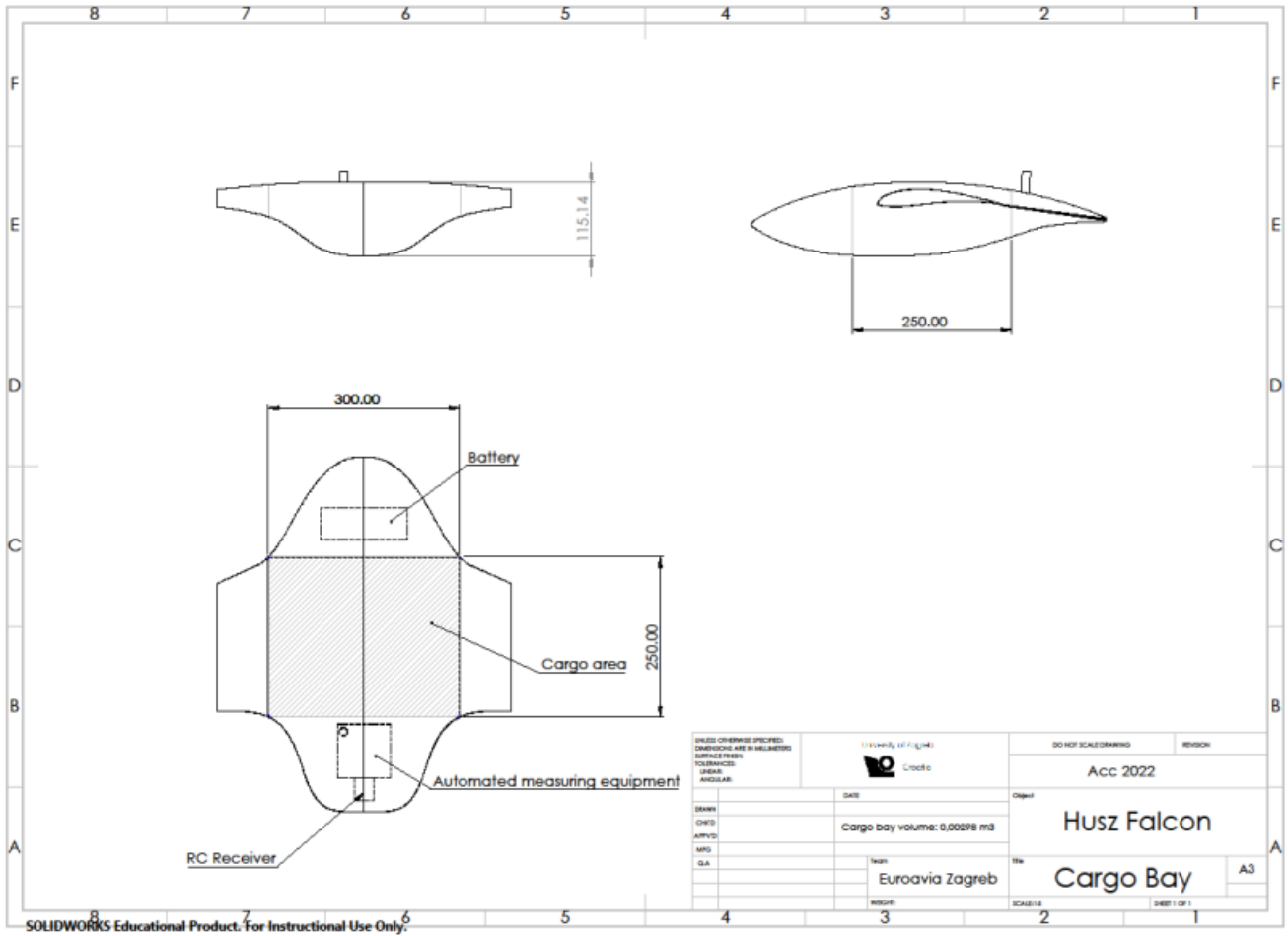
Imajući na umu pandemiju koja je pogodila cijeli svijet, a zbog koje je i odgođeno održavanje natjecanja koje je trebalo biti organizirano 2021., kao i izostanak kontakta studenata međusobno te tako i rada na projektima, rezultat ostvaren na natjecanju ocrta ustrajnost i upornost članova ekipe u savladavanju svih poteškoća s kojima su se susreli, bez obzira na smjenu generacija i time gubljenje vještine izrade ovakvih letjelica. Ovaj je rezultat izvrstan putokaz i navjestitelj daljnjeg rada članova Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva, studenata Sveučilišta u Zagrebu, Fakulteta strojarstva i brodogradnje te Fakulteta elektrotehnike i računarstva. Ovakva prilika za razvijanje praktičnog znanja i timskog rada temelj su za ostvarivanje budućih projekata, a time i za razvoj budućih inženjera.

Dodatak A

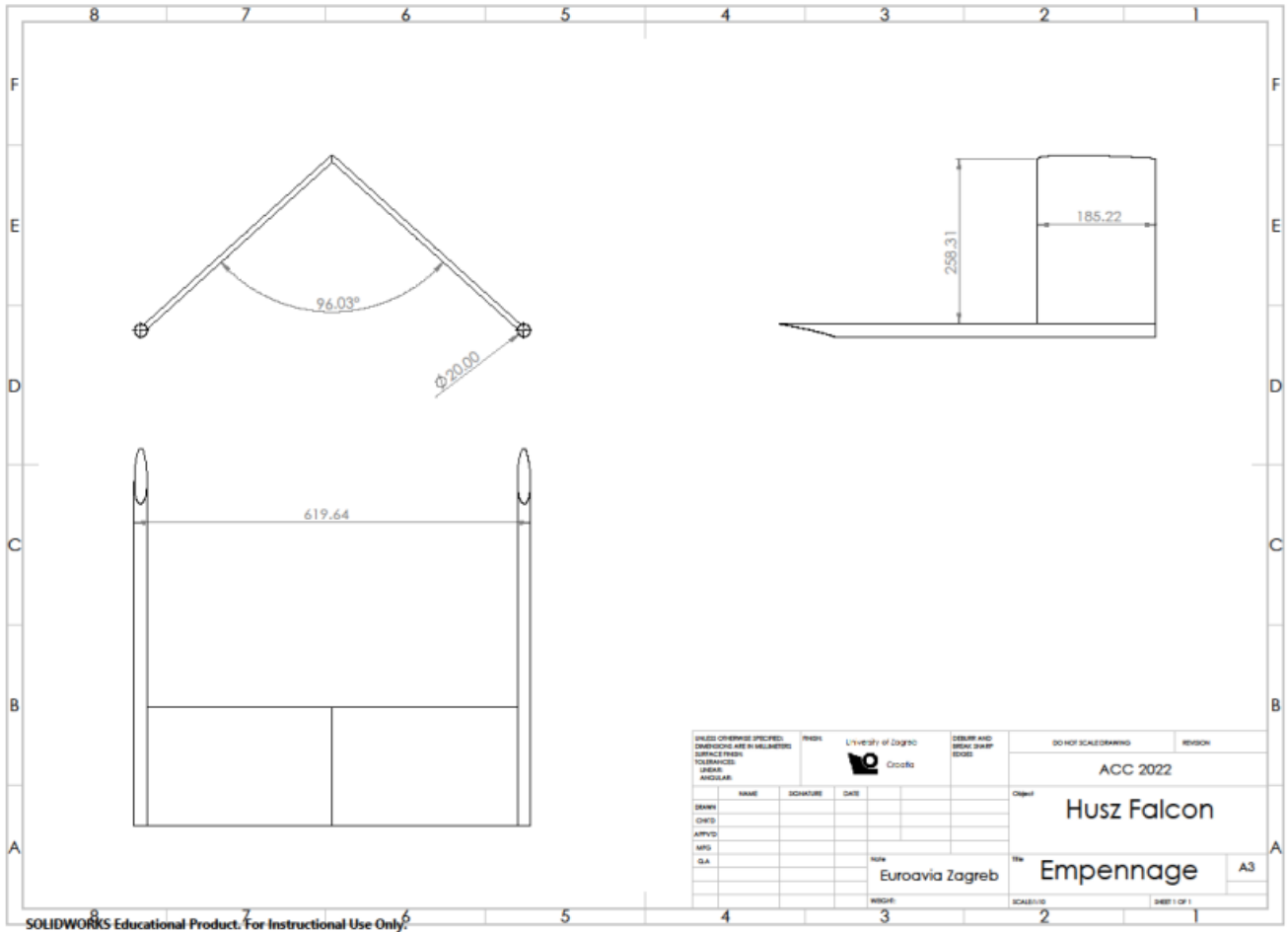




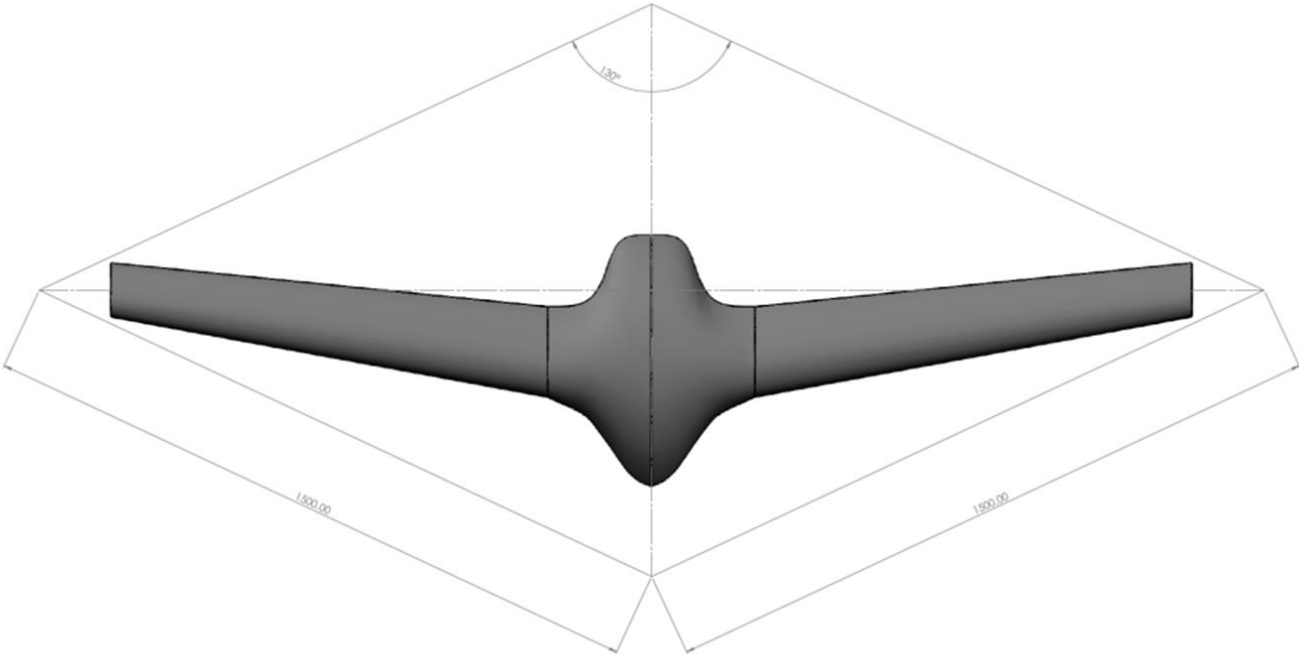
SOLIDWORKS Educational Product. For Instructional Use Only.



SOLIDWORKS Educational Product. For Instructional Use Only.



Dodatak B



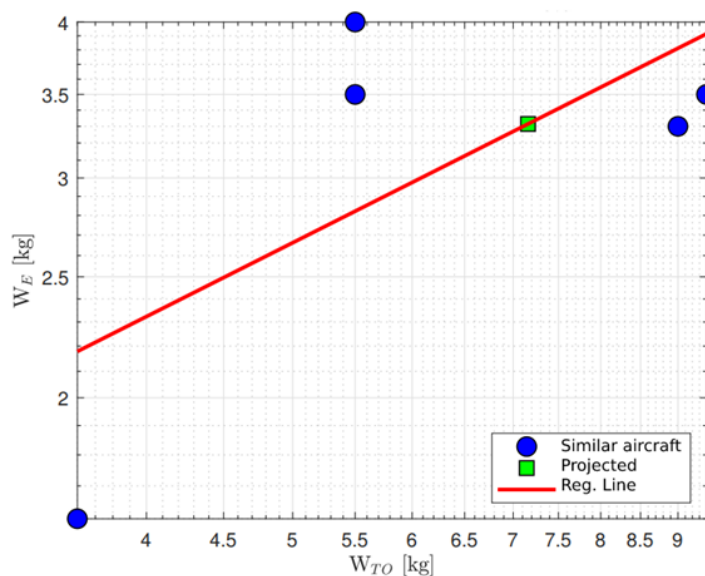
Dodatak C

Tablica 12 Masa pojedinih komponenti

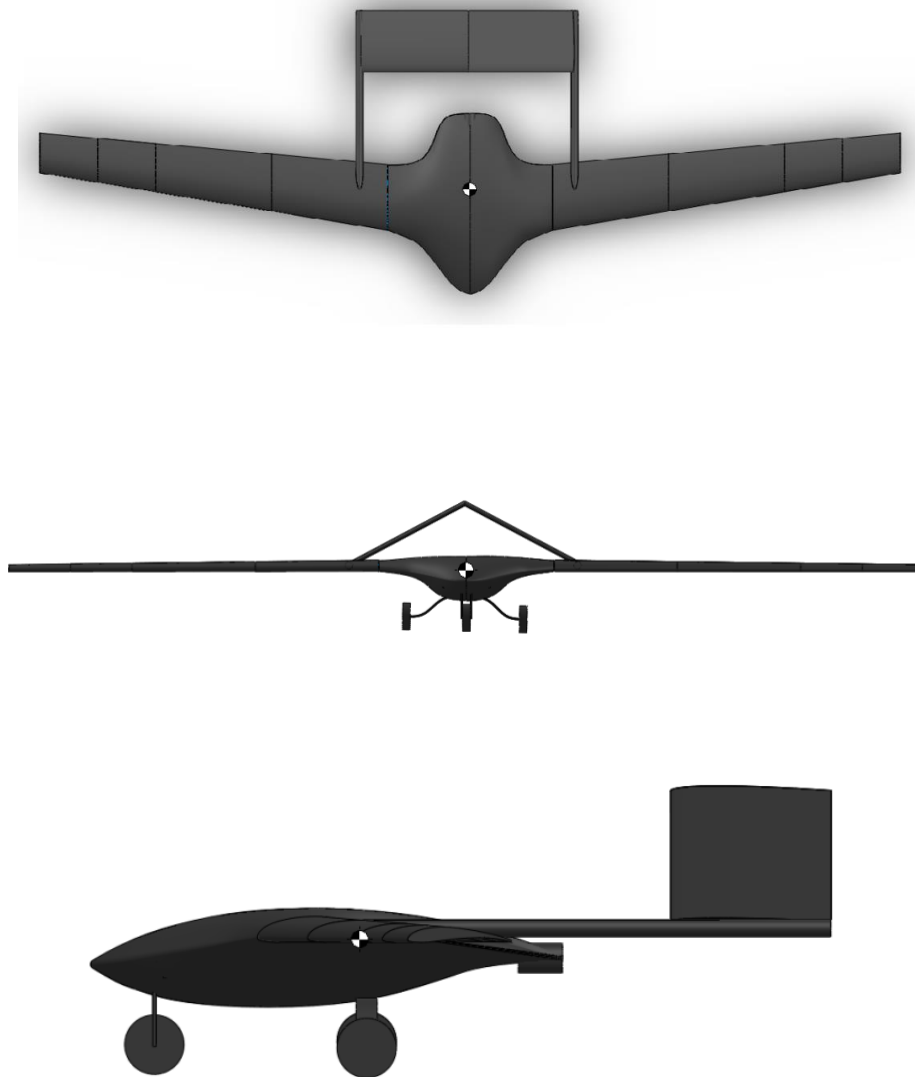
Komponenta	Masa [kg]
<i>Trup</i>	0,502
<i>Krilo</i>	0,343
<i>Rep</i>	0,08
<i>Torzijska kutija</i>	0,215
<i>Ramenjača</i>	0,175
<i>Okviri</i>	0,022
<i>Nosač</i>	0,4
<i>Baterija</i>	0,493
<i>Motor i propeleri</i>	0,197
<i>Podvozje</i>	0,22
<i>Servo motori</i>	0,036
<i>Uređaj za praćenje leta</i>	0,15
<i>Ostalo (elektronika, vijci, ožičenje, itd.)</i>	0,212

Tablica 13 Mase sličnih zrakoplova

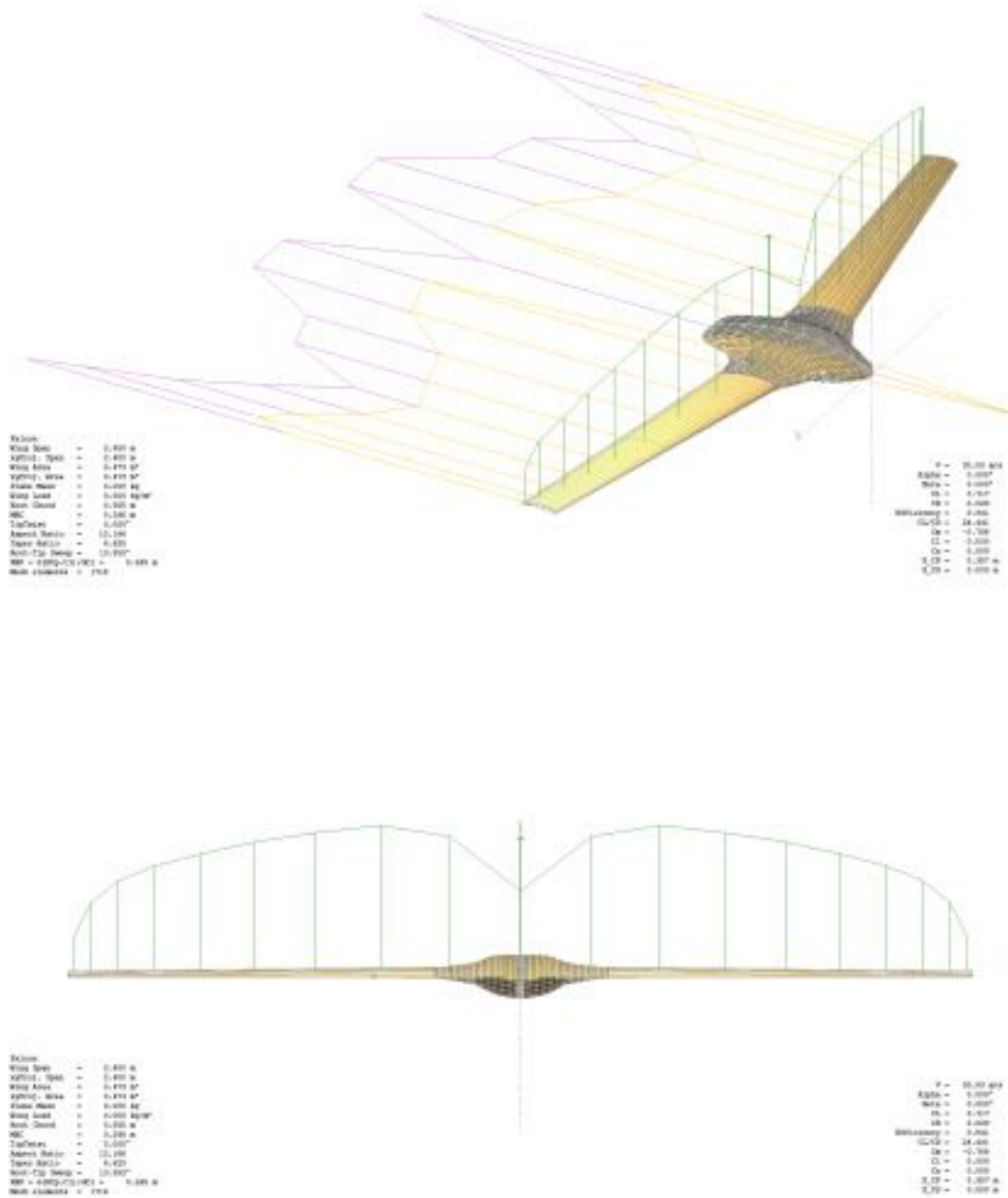
Zrakoplov	W_E [kg]	W_{TO} [kg]
MyFlyDream MFD	4	5,5
Believer	3,8	5,5
LAGARI 2018	3,5	9,4
Swallow Electric UAV	3,3	9
Bumble Bee	1,6	3,6
DBF 2006	2,5	6,9



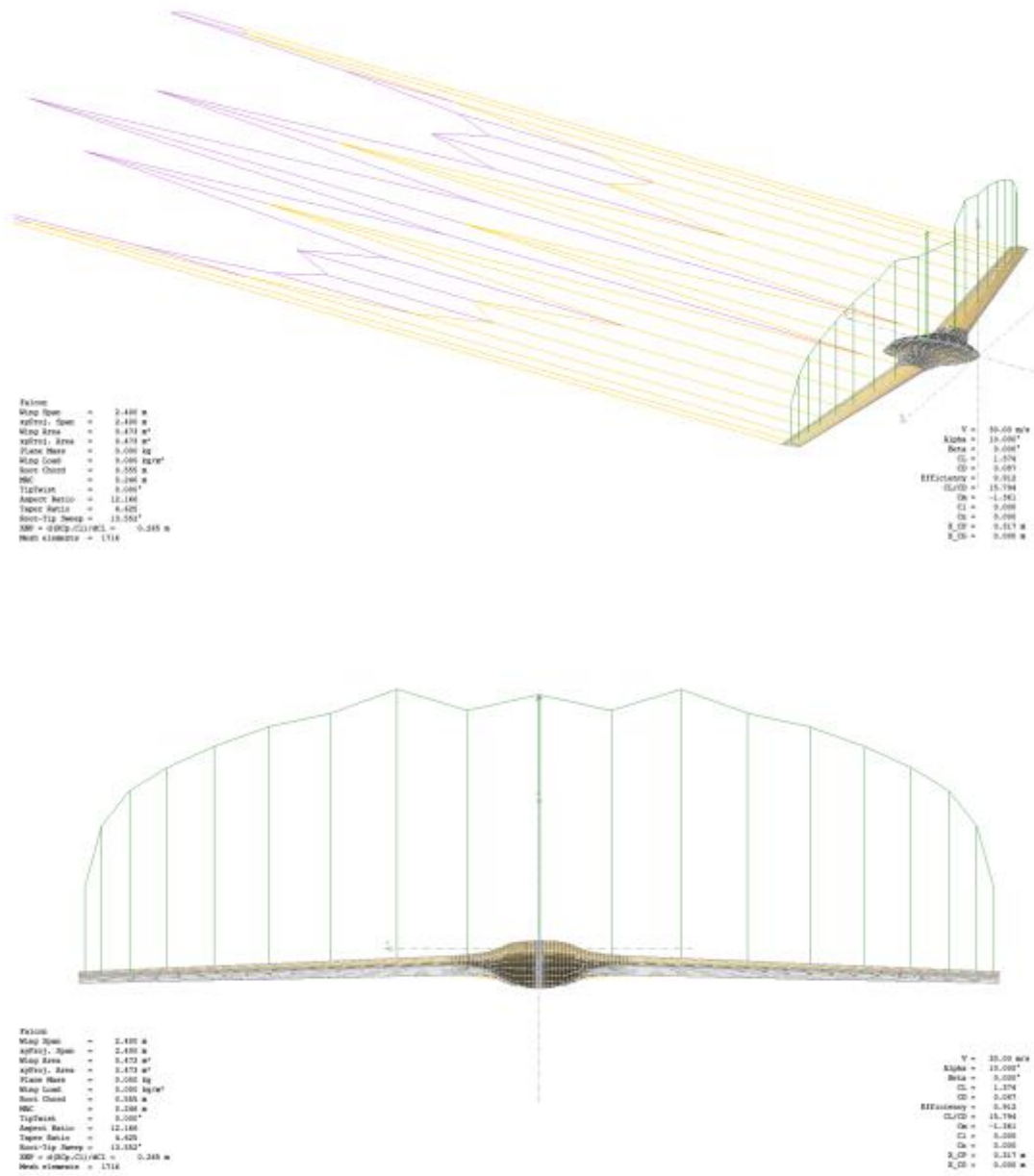
Slika 37 Projicirana masa praznog zrakoplova



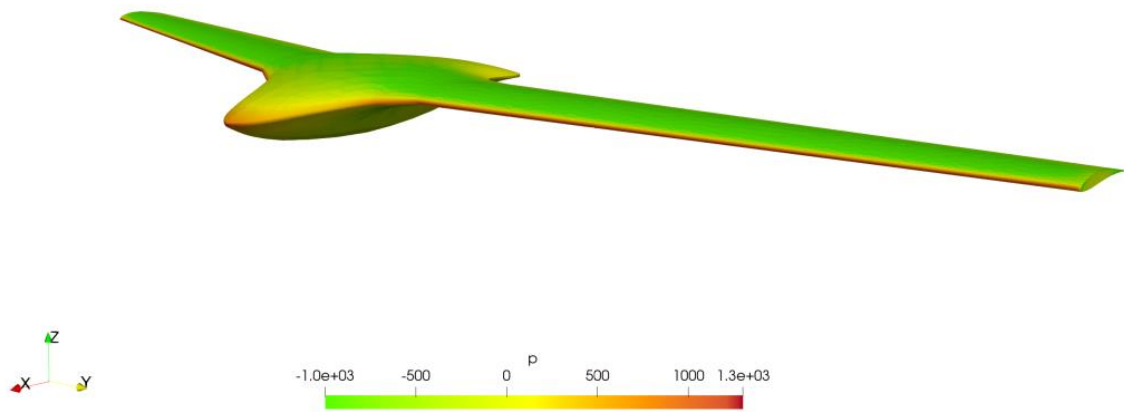
Slika 38 Položaj težišta u tlocrtu, nacrtu i bokocrtu



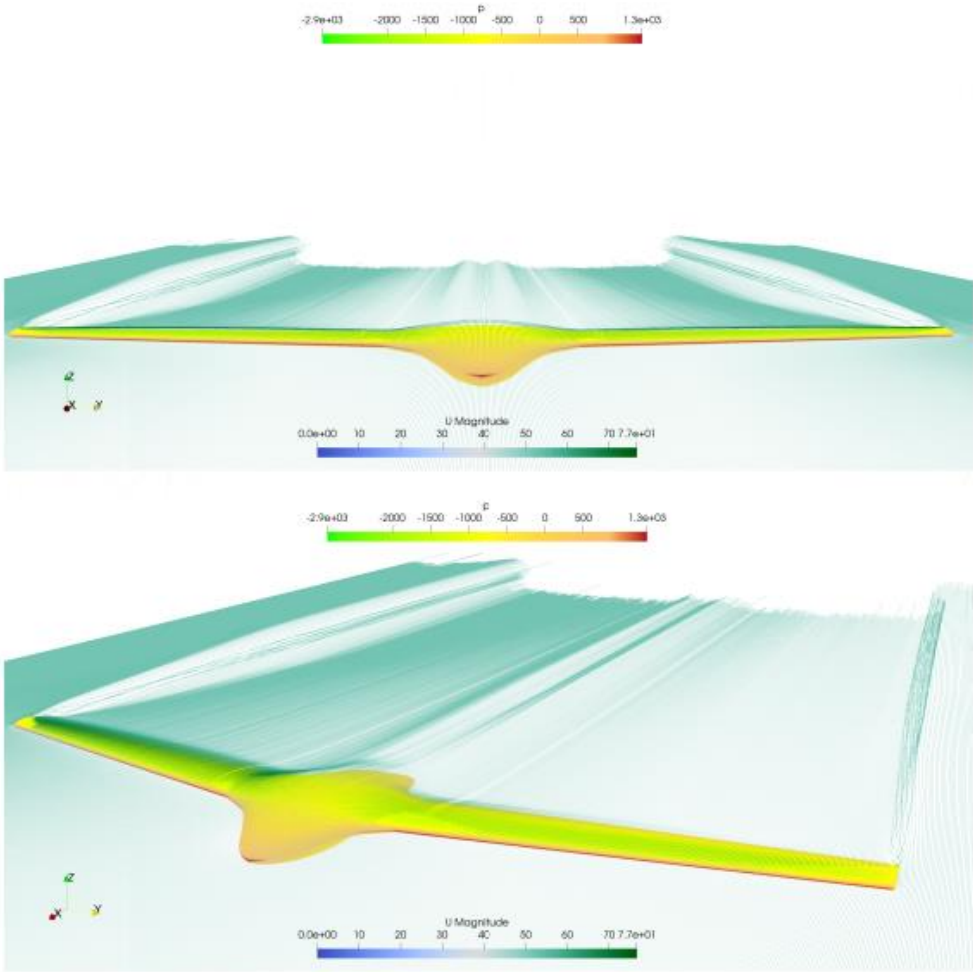
Slika 41 LLT, 30 m/s, $\alpha=0^\circ$



Slika 42 LLT, 30 m/s, $\alpha=10^\circ$



Slika 43 CFD, polje tlaka na površini zrakoplova



Slika 44 CFD, polje brzine

Literatura

- [1] Roskam J., *Airplane Design: Part I: Preliminary sizing of airplanes*
- [2] Golden, Bruce L., Edward A. Wasil, and Patrick T. Harker. "The analytic hierarchy process." *Applications and Studies*, Berlin, Heidelberg 2 (1989).
- [3] Modelmotors, AXI 2826/10 GOLD LINE V2, accessed 29.04.2022.
<https://www.modelmotors.cz/product/detail/394/>
- [4] Zeee, Zeee Lipo Battery 11.1V 8000mAh 100C 3S, accessed 29.04.2022.
<https://zeeebattery.com/products/zeee-lipo-battery-111v-8000mah-100c-3s-lipo-battery-with-deans-plug-for-rc-car-truck-rc-truggy-fpv-airplane-boat-buggy-254>
- [5] Roskam, Jan. "Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics." *Airplane design* 21 (1987): 213-354.
- [6] Sleeman, William C. *Aerodynamic Characteristics of a Wing with Quarter-chord Line Swept Back 35°, Aspect Ratio 6, Taper Ratio 0.6, and NACA 65A006 Airfoil Section: Transonic-bump Method*. National Advisory Committee for Aeronautics, 1949.
- [7] Bramantya, Muhammad Agung, and Ega Nanda Arda Janitra. "Effect taper ratio on V-tail configuration of unmanned aerial vehicle." *AIP Conference Proceedings*. Vol. 2403. No. 1. AIP Publishing LLC, 2021.
- [8] Drela, Mark. "XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils." *Low Reynolds number aerodynamics*. Springer, Berlin, Heidelberg, 1989. 1-12.
- [9] Phillips, Warren F., and D. O. Snyder. "Modern adaptation of Prandtl's classic lifting-line theory." *Journal of Aircraft* 37.4 (2000): 662-670.
- [10] Maskew, Brian. "Prediction of subsonic aerodynamic characteristics: a case for low-order panel methods." *Journal of Aircraft* 19.2 (1982): 157-163.
- [11] Pađen, Ivan. *Analiza čvrstoće kompozitne ramenjače aviona za natjecanje Air Cargo Challenge*. Diss. University of Zagreb. Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture, 2016.
- [12] Barać, Ceilinger, Grlj, Krišto, Lončarević, Tukarić, Uroda, Zubak, Final Report from Aircraft Design I and II – Husz Jaeger, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture, University of Zagreb, 2019.
- [13] Karamcheti, Krishnamurty. *Principles of ideal-fluid aerodynamics: Principles of ideal-fluid aerodynamics*. New York [etc.]: Wiley [etc.], 1966.
- [14] Soden, P., Hinton, M. and Kaddour, A: *Lamina properties, lay-up configurations and loading conditions for a range of fibre-reinforced composite laminates*, Composites science and Technology, 1998
- [15] Janković S., *Flight Mechanics*, Sveučilište u Zagrebu, FSB 2002. (Croatian edition)