

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# **Projekt letjelice HUSZ Tern**

**Josip Andrašec, Marijan Balaško, Jerko Čulina, Ivan Knezović,  
Nikola Lisjak, Ivan Pađen, Ivan Radošević**

Zagreb, 2016.

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 2015./2016.

## **Zahvala**

Zahvaljujemo se dekanatu Fakulteta strojarstva i brodogradnje na čelu s dekanom, prof. dr. sc. Zvonimirom Guzovićem, na pruženoj financijskoj pomoći i ustupljenom prostoru za rad.

Veliko hvala našem mentoru, prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku, na susretljivosti i podršci tijekom cijelog trajanja projekta.

Nadalje, zahvaljujemo se našim sponzorima: Hrvatskoj agenciji za civilno zrakoplovstvo (CCAA), Hrvatskoj kontroli zračne plovidbe, Geofoto-u, Centrometalu i Kamgradu bez čije financijske pomoći ovaj projekt ne bi bio moguć.

Također se zahvaljujemo prof. dr. sc. Damiru Ciglaru i Laboratoriju za alatne strojeve na pomoći tijekom izrade letjelice.

I za kraj, hvala svim kolegicama i kolegama iz Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva koji su nam na bilo koji način pomogli u vezi projekta.

## SADRŽAJ

POPIS SLIKA .....	III
POPIS TABLICA.....	V
POPIS TEHNIČKE DOKUMENTACIJE .....	VI
POPIS OZNAKA .....	VII
SAŽETAK.....	X
ABSTRACT .....	XI
1. UVOD.....	1
2. KONCEPTUALNO KONSTRUIRANJE .....	3
2.1. Ciljevi projekta.....	3
2.2. Izbor konfiguracije .....	5
2.2.1. Krilo .....	5
2.2.2. Rep .....	7
2.2.3. Kutija za teret .....	8
2.2.4. Podvozje.....	8
2.2.5. Konačna konfiguracija letjelice .....	9
3. PRELIMINARNO KONSTRUIRANJE .....	10
3.1. Aeroprofil.....	10
3.2. Analiza potiska.....	12
3.3. Dimenzioniranje krila .....	14
3.3.1. Analiza senzitivnosti pri polijetanju .....	14
3.3.2. Odabir završetaka krila .....	15
3.3.3. Odabrana geometrija krila.....	20
3.4. Dimenzioniranje repnih površina .....	20
3.5. Polara otpora .....	21
3.5.1. Nulti otpor .....	21
3.5.2. Inducirani otpor.....	21
3.5.3. Ukupni otpor .....	22
3.6. Stabilnost.....	22
3.6.1. Uzdužna statička stabilnost.....	22
3.6.2. Bočna statička stabilnost.....	24
4. DETALJNO KONSTRUIRANJE .....	26
4.1. Analiza čvrstoće ramenjače zrakoplova.....	26
4.1.1. Geometrija ramenjače .....	26
4.1.2. Materijali .....	26
4.1.3. Opterećenje .....	28
4.1.3.1. Maksimalna dopuštena težina uzlijetanja .....	28
4.1.3.2. Model opterećenja.....	29
4.1.4. Numerički model.....	31
4.1.4.1. Geometrija.....	31
4.1.4.2. Materijali, svojstva i mreža konačnih elemenata .....	31

4.1.4.3. Rubni uvjeti i opterećenje .....	32
4.1.5. Numerička analiza.....	33
4.1.5.1. Hashinov kriterij popuštanja .....	33
4.1.5.2. Kriterij izvijanja .....	34
4.1.6. Rezultati analize .....	34
4.2. Analiza čvrstoće cijevnog nosača .....	38
5. IZRADA .....	40
5.1. Podvozje.....	40
5.1.1. Nosiva ploča.....	40
5.1.2. Kotači .....	42
5.1.3. Nosač prednjeg kotača .....	43
5.1.4. Kutija za teret .....	43
5.1.5. Osovina .....	45
5.1.6. Aerodinamička obloga podvozja .....	45
5.2. Krilo .....	46
5.2.1. Ramenjača .....	46
5.2.2. Rebra .....	50
5.2.3. Spojnice krila .....	53
5.2.4. Oplata i sklapanje konstrukcije krila.....	55
5.2.5. Zakrilca .....	58
5.2.6. Završeci krila.....	59
5.3. Trup.....	62
5.4. Rep .....	63
5.5. Ispitivanje i testni letovi.....	64
6. NATJECANJE.....	67
6.1. Preliminarni i detaljni izvještaj .....	67
6.2. Presentacija i prvi dan natjecanja.....	68
6.3. Letački dio natjecanja .....	69
6.3.1. Bodovanje .....	70
6.3.2. Prvi let .....	71
6.3.3. Drugi let .....	72
6.3.4. Treći let .....	73
6.3.5. Četvrti let.....	74
6.3.6. Let do pobjede.....	75
7. ZAKLJUČAK.....	79
LITERATURA.....	80
PRILOZI.....	81

## POPIS SLIKA

Slika 2.1	Bodovanje u odnosu na ostvarenu masu i broj preleta.....	4
Slika 2.2	Konačna konfiguracija letjelice <i>HUSZ Tern</i> .....	9
Slika 3.1	Usporedba polara aeroprofila .....	10
Slika 3.2	S1223 (napadni kut 15.13°) – polje brzina U [m/s] sa strujnicama .....	11
Slika 3.3	S1223 s prorezom (napadni kut 15.13°) – polje brzina U [m/s] sa strujnicama....	11
Slika 3.4	Dijagram koeficijenta sile uzgona Cl(alfa) za aeroprofil S1223 .....	12
Slika 3.5	Nosač za mjerenje potiska .....	13
Slika 3.6	Dijagram potisak-brzina .....	13
Slika 3.7	Analiza senzitivnosti parametara krila .....	15
Slika 3.8	OpenFOAM analiza krila – polje koeficijenta tlaka [-] .....	16
Slika 3.9	OpenFOAM analiza krila s <i>wingletima</i> – polje koeficijenta tlaka [-] .....	16
Slika 3.10	Prikaz kontura veličine $Q = 300 \text{ s}^{-2}$ , za obje geometrije .....	17
Slika 3.11	Strujnice koje prikazuju vrijednost veličine $Q [\text{s}^{-2}]$ , za obje geometrije .....	18
Slika 3.12	Polara otpora letjelice .....	22
Slika 3.13	Odnos površine horizontalnog stabilizatora i relativnog položaja neutralne točke .....	24
Slika 3.14	Odnos površine vertikalnog stabilizatora i gradijenta momenta zanošenja po kutu klizanja letjelice .....	25
Slika 4.1	Poprečni presjek ramenjače .....	26
Slika 4.2.	Model opterećenja ramenjače korišten u numeričkoj analizi .....	30
Slika 4.3	Mreža konačnih elemenata za 2D model .....	32
Slika 4.4	Model ramenjače s rubnim uvjetima i koncentriranom silom.....	33
Slika 4.5	Prvi način izvijanja, ramenjača dimenzija 12x1(44) mm.....	35
Slika 4.6	Kriterij popuštanja po Hashinu [-] za tlačno popuštanje vlakana, ramenjača dimenzija 12x1(44) mm .....	36
Slika 4.7	Naprezanja po Von Misesu $[\text{N}/\text{mm}^2]$ , ramenjača dimenzija 12x1(44) mm .....	36
Slika 4.8	Progib ramenjača [mm] .....	37
Slika 4.9	Model opterećenja cijevnog nosača korišten u numeričkoj analizi.....	38
Slika 4.10	Progib cijevnog nosača [mm].....	39
Slika 5.1	Model podvozja .....	40
Slika 5.2	Model nosive ploče .....	40
Slika 5.3	Izrada nosive ploče .....	41
Slika 5.4	Model kalupljenja kotača .....	42
Slika 5.5	Model nosača prednjeg kotača .....	43
Slika 5.6	Model kutije za teret.....	43
Slika 5.7	Kalup kutije za teret .....	44
Slika 5.8	Izrada kutije za teret .....	44
Slika 5.9	Model osovine .....	45
Slika 5.10	Model aerodinamičke obloge podvozja .....	45
Slika 5.11	Model krila s prikazanom ramenjačom .....	46
Slika 5.12	Izrezani strukovi od balze.....	47
Slika 5.13	Sastavljanje ramenjače .....	47
Slika 5.14	Bočno brušena ramenjača.....	48
Slika 5.15	Omotavanje ramenjače .....	49
Slika 5.16	Nanošenje epoksidne smole .....	49

Slika 5.17	Omotavanje ramenjače najlonskim platnom .....	50
Slika 5.18	Rebra središnjeg segmenta .....	50
Slika 5.19	Brušena rebra.....	51
Slika 5.20	Nosači za povezivanje krila i zakrilca .....	52
Slika 5.21	Rebra u zakrilcima.....	52
Slika 5.22	Model spojnice krila.....	53
Slika 5.23	Izrada spojnice krila .....	54
Slika 5.24	Izrada dosjeda za spojnicu krila .....	54
Slika 5.25	Brušenje kalupa krila.....	55
Slika 5.26	Nanošenje epoksidne smole valjkom .....	56
Slika 5.27	Ispuna postavljena u kalup .....	56
Slika 5.28	Vakuumiranje oplate .....	57
Slika 5.29	Nanošenje ljepila na ramenjaču.....	57
Slika 5.30	Spajanje oplate krila .....	58
Slika 5.31	Rebra u zakrilcima.....	58
Slika 5.32	Zakrilce.....	59
Slika 5.33	Model završetka krila .....	59
Slika 5.34	Glodanje kalupa.....	60
Slika 5.35	Završena priprema kalupa .....	60
Slika 5.36	Ojačanja u završetku krila .....	61
Slika 5.37	Izrađen završetak krila.....	61
Slika 5.38	Priprema kalupa.....	62
Slika 5.39	Prednji segment trupa.....	63
Slika 5.40	Dodatno ojačani dijelovi repa.....	63
Slika 5.41	Lijepljenje ramenjača repa .....	64
Slika 5.42	Simulacija slijetanja .....	65
Slika 5.43	Prvi testni let.....	65
Slika 5.44	Testni let sa 6 kg korisnog tereta.....	66
Slika 6.1	Dijagram natjecanja.....	67
Slika 6.2	Prezentiranje projekta letjelice <i>HUSZ Tern</i> .....	68
Slika 6.3	Plan leta s istaknutim pravilima[1].....	70
Slika 6.4	<i>HUSZ Tern</i> u letu .....	71
Slika 6.5	Ukrcaj tereta prije leta .....	74
Slika 6.6	Ugradnja novih kotača na letjelicu .....	75
Slika 6.7	<i>HUSZ Tern</i> , peti let .....	76
Slika 6.8	Slijetanje <i>HUSZ Tern</i> , peti let .....	76
Slika 6.9	Ekipa <i>EUROAVIA Zagreb</i> , pobjednik natjecanja <i>Air Cargo Challenge 2015</i> .....	78
Slika 6.10	Pobjednički trofej .....	78

**POPIS TABLICA**

Tablica 2.1 Ciljevi projekta .....	4
Tablica 2.2 Sustav ocjenjivanja konfiguracije krila .....	5
Tablica 2.3 Osnovne konfiguracije krila i njihove procjene .....	6
Tablica 2.4 Ocjenjivanje konfiguracije krila s obzirom na pozicioniranje .....	6
Tablica 2.5 Ocjenjivanje konfiguracije krila s obzirom na tlocrt .....	7
Tablica 2.6 Ocjenjivanje konfiguracije repa .....	7
Tablica 2.7 Ocjenjivanje konfiguracije kutije za teret .....	8
Tablica 2.8 Ocjenjivanje konfiguracije podvozja .....	8
Tablica 3.1 Rezultati proračuna vrhova krila .....	19
Tablica 3.2 Parametri krila .....	20
Tablica 3.3 Parametri za dimenzioniranje repnih površina .....	21
Tablica 3.4 Nulti otpor po komponentama .....	21
Tablica 4.1 Mehanička svojstva za T300/epoksi [9,11] .....	27
Tablica 4.2 Mehanička svojstva za balzu [12] .....	28
Tablica 4.3 Rezultati numeričke analize .....	35
Tablica 6.1 Rezultati statičkog dijela natjecanja .....	69
Tablica 6.2 Rezultati prvog kruga letenja .....	72
Tablica 6.3 Rezultati drugog kruga letenja .....	73
Tablica 6.4 Rezultati trećeg kruga letenja .....	74
Tablica 6.5 Rezultati <i>Air Cargo Challenge-a 2015</i> .....	77



## **POPIS TEHNIČKE DOKUMENTACIJE**

<b>BROJ CRTEŽA</b>	<b>Naziv iz sastavnice</b>
ACC2015-A01	European Standard 3 View
ACC2015-A02	Isometry
ACC2015-D01	Cargo bay
ACC2015-D02	Empennage

## POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
$a_{\text{mean}}$	$\text{m/s}^2$	Srednje ubrzanje pri polijetanju
$A_{\text{ref}}$	$\text{m}^2$	Referentna površina
$AR$	-	Vitkost krila
$b$	m	Širina pojasa ramenjače
$b$	mm	Raspon krila
$b_f$	mm	Realni raspon bez <i>wingleta</i>
$\bar{c}$	m	Srednja aerodinamička tetiva krila
$\bar{c}$	m	Srednja aerodinamička tetiva ekvivalentnog krila
$C_D$	-	Koeficijent otpora
$C_{D0}$	-	Koeficijent otpora pri nultom napadnom kutu
$C_l$	-	Koeficijent uzgona profila
$C_L$	-	Koeficijent uzgona
$C_{L0}$	-	Koeficijent uzgona pri nultom napadnom kutu
$C_{L\text{max}}$	-	Maksimalni koeficijent uzgona
$C_{L\text{min}}$	-	Minimalni koeficijent sile uzgona
$C_{l\alpha}$	1/rad	Gradijent koeficijenta uzgona profila
$C_{L\alpha}$	1/rad	Gradijent koeficijenta uzgona
$C_{m\alpha}$	1/rad	Gradijent momenta propinjanja letjelice po napadnom kutu
$C_{mb\alpha}$	1/rad	Gradijent momenta propinjanja trupa po napadnom kutu
$C_{mbw\alpha}$	1/rad	Gradijent momenta propinjanja kombinacije trup - krilo po napadnom kutu
$C_{mhb\alpha}$	1/rad	Gradijent momenta propinjanja kombinacije horizontalni rep - trup po napadnom kutu
$C_{n\beta}$	1/rad	Gradijent momenta zanošenja po kutu klizanja
$C_{n\beta cb}$	1/rad	Gradijent momenta zanošenja po kutu klizanja teretne kutije
$C_{n\beta v}$	1/rad	Gradijent momenta zanošenja po kutu klizanja vertikalnog repa
$C_{n\beta w}$	1/rad	Gradijent momenta zanošenja po kutu klizanja krila
$D$	N	Sila otpora
$e$	-	Oswaldov koeficijent
$E$	GPa	Modul elastičnosti
$E_1$	$\text{N/mm}^2$	Modul elastičnosti jednog sloja kompozita u smjeru osi 1
$E_2$	$\text{N/mm}^2$	Modul elastičnosti jednog sloja kompozita u smjeru osi 2
$F$	N	Sila
$F_{kr}$	N	Kritična sila izvijanja
$F_{LL}$	N	Granično opterećenje

$F_{UL}$	N	Krajnje opterećenje
$F_{p\sigma}$	N/rad	Gradijent komponente sile u ravnini diska elise po kutu između dolazeće zračne struje i osi rotacije elise
$G_{12}$	$N/mm^2$	Modul smicanja kompozitnog materijala u ravnini 12
$G_{23}$	$N/mm^2$	Modul smicanja kompozitnog materijala u ravnini 23
$h$	mm	Ukupna visina ramenjače
$\bar{h}_m$	m/m	Relativni položaj težišta (mjereno od aerodinamičkog ishodišta)
$\bar{h}_n$	m/m	Relativni položaj neutralne točke (mjereno od aerodinamičkog ishodišta)
$K'$	-	Linearni koeficijent polare
$K''$	-	Kvadratni koeficijent polare
$L$	N	Sila uzgona
$l_h$	mm	Položaj horizontalnog stabilizatora
$l_v$	mm	Položaj vertikalnog stabilizatora
$m$	kg	Masa letjelice
$M_{ft}$	Nm/rad	Gradijent momenta propinjanja elise
$Q$	$s^{-2}$	Mjera dominacije vrtložnosti nad brzinom deformacije fluida
$q_b$	$N/m^2$	Referentni tlak
$S$	$N/mm^2$	Smična čvrstoća
$S$	1/s	Tenzor brzine deformacije
$S_1$	-	Faktor sigurnosti
$S_g$	m	Duljina piste
$S_h$	$m^2$	Površina horizontalnog stabilizatora
$S_{ref}$	$m^2$	Površina krila
$S_v$	$m^2$	Površina vertikalnog stabilizatora
$S_w$	$m^2$	Kvašena površina
$S.A.T$	mm	Srednja aerodinamička tetiva
$SM$	%	Statička margina
$t$	s	Vrijeme
$t$	mm	Debljina pojasa ramenjače
$T$	N	Potisak
$U$	m/s	Polje brzina
$V$	m/s	Brzina leta
$V_h$	-	Volumenski koeficijent za horizontalni stabilizator
$V_{TO}$	m/s	Brzina pri polijetanju
$V_v$	-	Volumenski koeficijent za vertikalni stabilizator
$W$	N	Težina letjelice
$X^C$	$N/mm^2$	Tlačna čvrstoća u smjeru vlakana
$X^T$	$N/mm^2$	Vlačna čvrstoća u smjeru vlakana

$Y^C$	$N/mm^2$	Tlačna čvrstoća u smjeru okomitom na smjer vlakana
$Y^T$	$N/mm^2$	Vlačna čvrstoća u smjeru okomitom na smjer vlakana
$\alpha$	$^\circ$	Napadni kut
$\alpha_{ef}$	$^\circ$	Efektivni napadni kut konačnog krila
$\alpha_i$	$^\circ$	Inducirani napadni kut
$\alpha_{max}$	$^\circ$	Maksimalni napadni kut
$\nabla v$	$s^{-1}$	Gradijent vektora brzine
$(\nabla v)^T$	$s^{-1}$	Transponirani gradijent vektora brzine
$\emptyset$	$^\circ$	Dihedral vanjskih segmenata krila
$\lambda$	-	Suženje krila
$\lambda$	N/N	Svojstvena vrijednost
$\mu$	-	Faktor trenja kotrljanja
$\nu_{12}$	-	Poissonov koeficijent
$\rho$	$kg/m^3$	Gustoća
$\sigma_M$	$N/mm^2$	Vlačna čvrstoća balze u smjeru godova
$\Omega$	1/s	Tenzor vrtložnosti

## SAŽETAK

U ovom radu opisan je projekt letjelice *HUSZ Tern*, pobjednik međunarodnog studentskog natjecanja *Air Cargo Challenge 2015* koje se održalo u kolovozu 2015. godine u Njemačkoj. Cilj natjecanja je konstruirati i izraditi ultra laku, radio upravljanu letjelicu koja mora podići što veći teret unutar određenih pravila. Projekt su pokrenuli studenti Fakulteta strojarstva i brodogradnje, članovi Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva.

Projektiranje letjelice započeto je konceptualnim konstruiranjem. Definirani su ciljevi projekta te je aditivnom metodom odabrana konfiguracija letjelice koja je zbog jednostavnosti izrade naknadno modificirana. U preliminarnom konstruiranju analizirane su performanse te stabilnost i upravljivost letjelice. Odabran je aeroprofil, izračunata je sila potiska i izvršeno je dimenzioniranje krila i repnih površina. Modelirani su završeci krila koji su potom analizirani u programskom paketu OpenFOAM-extend. Tijekom detaljnog konstruiranja proračunati su nosivi elementi konstrukcije u programskom paketu Abaqus/Standard.

Sljedeći korak bila je proizvodnja letjelice. U tekstu su detaljno opisane tehnologije i materijali korišteni pri izradi. Većina dijelova izrađena je od kompozita- ugljičnih vlakana uronjenih u epoksidnu matricu. Po završetku izrade letjelice pristupilo se testnim letovima. Nakon uspješnih testova uslijedilo je natjecanje. Ekipe Sveučilišta u Zagrebu je osvojila prvo mjesto u konkurenciji od 23 ekipe s raznih tehničkih sveučilišta i time dobila čast biti domaćin idućeg izdanja natjecanja koje će se održati 2017. godine.

Ključne riječi: *HUSZ Tern*; *Air Cargo Challenge*, radio upravljana letjelica, projektiranje zrakoplova, kompozitne konstrukcije

## **ABSTRACT**

The content of this paper is the project of aircraft *HUSZ Tern*, the winner of international student competition *Air Cargo Challenge 2015* which was held in August of 2015. in Germany. The objective of the competition is to design and produce an ultra-light, radio controlled aircraft which has to carry as much weight as possible within certain rules. The project was started by students of Faculty of mechanical engineering and naval architecture, the members of Croatian aeronautical engineering students association.

The aircraft design process started with the conceptual design. The project goals were defined and aircraft configuration was chosen using the Simple Additive Weighting. The configuration was modified afterwards due to simplicity requirements. In the preliminary design the aircraft performance was analyzed along with stability and control. The airfoil was selected, thrust was calculated and wing and tail surfaces sizing was done. Winglets had been designed and later analyzed using OpenFOAM-extend. During the detailed design the structural analyses were done using Abaqus/Standard.

The following step was production of the aircraft. The detailed description of technologies and materials used in production is given in the text. Most parts were produced from carbon fiber/epoxy composites. Once the production was over, the test flight period started. After successful test flights the team attended the competition. The team from University of Zagreb has won the first place out 23 appearing teams from different technical universities and subsequently was given the honor to host the next edition of the competition which will be held in 2017.

Key words: *HUSZ Tern*, *Air Cargo Challenge*, radio controlled aircraft, aircraft design, composite structures

## 1. UVOD

Projekt letjelice *HUSZ Tern* je započet od strane nekolicine studenata studija zrakoplovstva s Fakulteta strojarstva i brodogradnje s ciljem sudjelovanja na natjecanju *Air Cargo Challenge* (ACC) koje se održalo u Stuttgartu, SR Njemačka, u kolovozu 2015. godine.

*Air Cargo Challenge* je natjecanje studenata zrakoplovnog inženjerstva i srodnih tehničkih područja čiji je cilj osmisliti, projektirati i izraditi radio upravljanu ultra laku letjelicu čija je glavna zadaća podići što veći teret. Osim glavne zadaće, zadana su određena ograničenja u okviru kojih letjelica mora biti projektirana.

Osnivanje i izrada nove konstrukcije predstavlja pravi inženjerski izazov koji iziskuje tisuće radnih sati. Potrebno je iskoristiti znanja stečena tijekom studija iz raznih područja poput mehanike leta, aerodinamike, materijala i čvrstoće na konkretnim problemima i pritom se pokazati bolji od konkurencije. Također je potrebno usvojiti nova znanja i vještine pri čemu pomaže iskustvo starijih kolega s prijašnjih natjecanja. Još jedno svojstvo tako velikog projekta je multidisciplinarnost- osim što projekt obuhvaća različita tehnička područja poput aerodinamike, mehanike leta, čvrstoće, materijala i tehnologije, prisutni su netehnički zadaci kao što su marketing i planiranje financija. Sve to dovodi do zaključka da sudjelovanje na projektu za studente predstavlja neprocjenjivo iskustvo.

Hrvatska udruga studenata zrakoplovstva (HUSZ) s Fakulteta strojarstva i brodogradnje već dugi niz godina aktivno sudjeluje na natjecanju. Ekipa imena *EUROAVIA Zagreb*, u kojoj se okupilo sedam studenata, počela je s radom u listopadu 2014. godine. U tih deset mjeseci, od prvog okupljanja do kraja natjecanja, projekt je prošao nekoliko važnih faza:

- konstruiranje,
- proizvodnja,
- testiranje,
- traženje sponzora i
- izrada izvještaja i tehničke dokumentacije.

Faza konstruiranja je bila podijeljena na konceptualno, preliminarno i detaljno konstruiranje. Konstruiranje letjelice je trajalo najduže te se preklapalo sa svim ostalim fazama. Proizvodnja je započinjala onda kada je završeno detaljno konstruiranje određene komponente. Sve dijelove letjelice samostalno su izradili studenti u prostorijama Fakulteta. Faza testiranja se preklapala s proizvodnjom ovisno o mogućnosti testiranja određene komponente neovisno od ostatka konstrukcije.

Natjecanju je pristupilo 23 ekipe s raznih tehničkih sveučilišta, među njima i iz država s dugogodišnjom tradicijom zrakoplovne industrije, poput Njemačke, Italije i Kine. U toj jakoj konkurenciji, ekipa sa Sveučilišta u Zagrebu osvojila je prvo mjesto. Ovaj izniman rezultat potvrđuje kako hrvatski studenti stoje uz bok kolegama s drugih europskih i svjetskih sveučilišta. Manji budžet i nedostatak industrije samo daju veću važnost ostvarenom uspjehu.

U nastavku je prikazan cijeli put projekta, od postavljanja ciljeva, preko proračuna i izrade letjelice, pa sve do odlaska na natjecanje i pobjede.



## 2. KONCEPTUALNO KONSTRUIRANJE

### 2.1. Ciljevi projekta

Konceptualna faza započeta je definiranjem ciljeva projekta u odnosu na pravila i ograničenja natjecanja dana pravilnikom [1]. Ciljevi su definirani s namjerom dobivanja maksimalnog mogućeg broja bodova.

Zahtjevi i ograničenja na letjelicu za natjecanje *Air Cargo Challenge 2015* su sljedeća:

- potpuno sklopljena letjelica mora stati u kvadrat stranice 2,5 m,
- letjelica mora poletjeti unutar 60 m,
- motor letjelice je određen- AXI Gold 2826/10
- dopušten je jedan tip propelera- APC 13x7
- dimenzije teretnih pločica su definirane, a time i dimenzije kutije za teret,
- rastavljena letjelica mora stati u kutiju dimenzija 1100 x 500 x 400 mm.

Bodovi za let su se ostvarivali pomoću dva oprečna kriterija:

1. podizanjem što veće mase tereta te
2. brzinom i manevarskim sposobnostima letjelice, što se očitovalo u broju preleta između stupova međusobno udaljenih 100 metara unutar perioda od 2 minute.

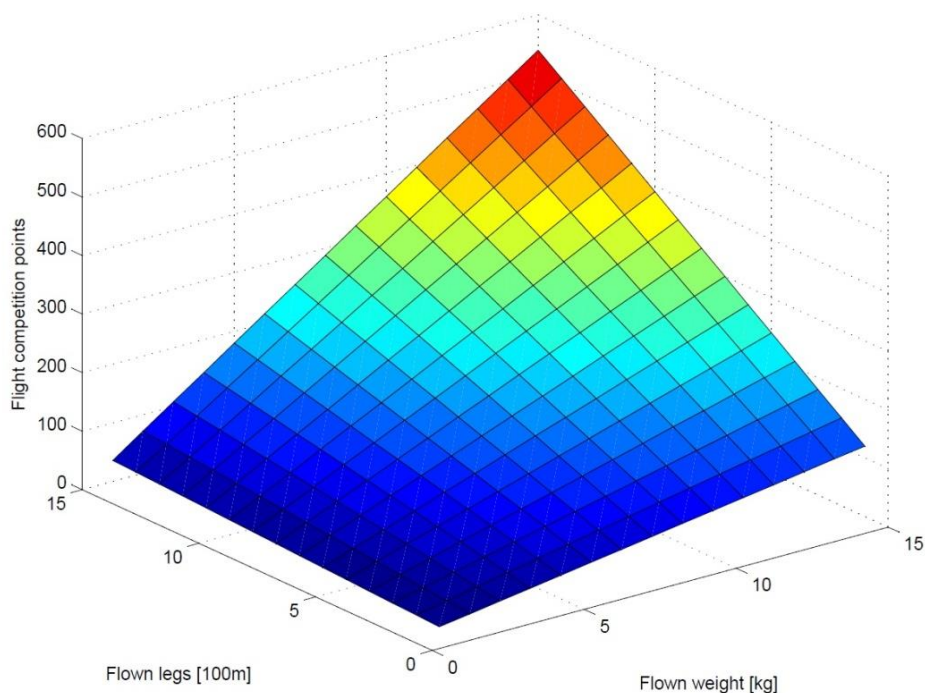
Njihov utjecaj na ostvarene bodove je definiran formulom

$$Bodovi = (masa\ tereta\ [kg] \cdot 2) \cdot (broj\ preleta + A) \cdot B, \quad (1)$$

gdje vrijedi:

- $A = 2$ , za slijetanje uz oštećenje letjelice;
- $A = 3$ , za pravilno slijetanje;
- $B = 1$ , za pravilan let;
- $B = 0$ , za nepravilan let- pad letjelice, gubitak dijelova, nepravilno polijetanje ili izlazak iz sigurnosne zone.

Analizom raspona mase tereta i brzine letjelice, koji su se mogli postići unutar zadanih pravila natjecanja, zaključeno je da će broj preleta biti veći od maksimalne mase tereta. S obzirom na veći broj preleta, zaključeno je da će se postići najviše bodova kad se masa tereta dovede do maksimuma. Slika 2.1 pokazuje kako masa tereta ima veći utjecaj na povećanje broja bodova od broja preleta.



**Slika 2.1** Bodovanje u odnosu na ostvarenu masu i broj preleta

Uzevši u obzir tu činjenicu, definirani su ciljevi projekta koji su prikazani tablicom 2.1.

**Tablica 2.1** Ciljevi projekta

Cilj	Razlog
Maksimizacija nosivosti korisnog tereta	Nosivost je svrha natjecanja te kao takva i primarni cilj letjelice.
Minimizacija mase prazne letjelice	Lagana konstrukcija donosi veću masu korisnog tereta.
Minimizacija vremena ukrcaja tereta	Cilj je uveden zbog dodatnih bodova za što kraće vrijeme ukrcaja tereta (opisano u poglavlju 6.3.1)
Modularnost konstrukcije	Što jednostavnije sastavljanje i rastavljanje letjelice s obzirom na ograničenje dimenzija transportne kutije.
Jednostavnost konstrukcije	Smanjenje vremena i troškova izrade letjelice te pojednostavljenje izmjena i popravaka.

## 2.2. Izbor konfiguracije

Za izbor konfiguracije letjelica je podijeljena na nekoliko sekcija- krilo, rep, kutija za teret i podvozje. Svaki član tima je ocijenio karakteristične tipove pojedinih sekcija prema vlastitom nahodjenju ocjenama navedenim u tablici 2.2. Konačna konfiguracija je zatim odabrana aditivnom metodom (eng. *Simple Additive Weighting- SAW*) prema [2] koristeći prosječne ocjene svih članova tima. Konfiguracija s najvećom ocjenom dobivenom SAW metodom je odabrana kao najpovoljnija.

### 2.2.1. Krilo


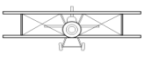


Svojstva koja su bitna za krilo su uzgon, brzina sloma uzgona, masa, otpor i jednostavnost izrade (tablica 2.2). Ta svojstva su odabrana na temelju ciljeva projekta.

**Tablica 2.2 Sustav ocjenjivanja konfiguracije krila**

Ocjene	1	3	5	7	9
Brzina sloma uzgona $V_{stall}$	Vrlo visoka	visoka	srednja	niska	Vrlo niska
Otpor	Vrlo visoka	visoka	srednja	niska	Vrlo niska
Masa	Vrlo visoka	visoka	srednja	niska	Vrlo niska
Uzgon	Vrlo niska	niska	srednja	visoka	Vrlo visoka
Jednostavnost izrade	Vrlo niska	niska	srednja	visoka	Vrlo visoka

Procjena je napravljena na nekoliko razina. Prva razina je izbor osnovne konfiguracije krila između jednokrila, dvokrila, letećeg krila i tandem krila. Konačna ocjena je dobivena izvođenjem SAW metode i prikazana je u tablici 2.3.


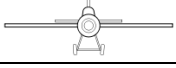

**Tablica 2.3 Osnovne konfiguracije krila i njihove procjene**

	Uzgon	Masa	$V_{stall}$	Otpor	Jednostavnost izrade	SAW metoda	Konačna ocjena
	7	7	7	5	7		<b>0,955</b>
	5	5	5	5	5		0,695
	7	5	3	9	3		0,787
	7	3	5	5	3		0,749

Prvi red tablice 2.3 označava ocjene za konfiguraciju jednokrila, drugi red za dvokrila, treći red za leteće krilo te posljednji red za tandem krilo. Iz tablice se vidi kako je konfiguracija jednokrila ocjenjena kao najpovoljnija.

Druga razina odabira se odnosila na pozicioniranje krila u odnosu na trup, gdje je odabir bio između konfiguracije visoko krilo, srednje krilo i nisko krilo (tablica 2.4).

**Tablica 2.4 Ocjenjivanje konfiguracije krila s obzirom na pozicioniranje**

	Uzgon	Masa	$V_{stall}$	Otpor	Jednostavnost izrade	SAW metoda	Konačna ocjena
	5	7	7	7	3		0,833
	5	5	5	5	5		0,695
	7	5	7	5	5		<b>0,884</b>

U tablici 2.4 prvi red prikazuje ocjene za nisko krilo, drugi red za srednje i treći red za visoko krilo. Varijanta visokog krila je izabrana kao najpovoljnija.

Treća razina odabira se odnosila na tlocrt krila, gdje su bile moguće konfiguracije pravokutnog krila, eliptičnog krila i trapeznog krila (tablica 2.5).

**Tablica 2.5 Ocjenjivanje konfiguracije krila s obzirom na tlocrt**

	Uzgon	Masa	$V_{stall}$	Otpor	Jednostavnost izrade	SAW metoda	Konačna ocjena
	5	5	5	3	9		0,692
	7	7	7	7	1		<b>0,950</b>
	7	5	7	7	5		0,902


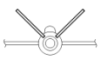
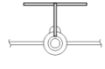

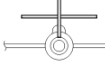
Prvi red tablice 2.5 označava pravokutno krilo, drugi red eliptično dok treći red trapezno krilo. Najbolje ocjenjeno je eliptično krilo.

Stoga, kao najprikladniji oblik krila za potrebe natjecanja je dobiven jednokrilač, visoko pozicionirano krilo s eliptičnim izgledom u tlocrtu.

### 2.2.2. Rep

Za rep je razmatrano pet različitih konfiguracija. One su redom: konvencionalni rep, T rep, V rep, Y rep i križni rep. Procijenjena svojstva su masa, otpor i jednostavnost izrade te se ocjenjuju na isti način kao za krilo. Nakon izvođenja SAW metode dobivene su konačne ocjene.

**Tablica 2.6 Ocjenjivanje konfiguracije repa**

					
Masa	3	7	3	5	5
Otpor	5	7	7	5	5
Jednostavnost izrade	9	5	5	3	5
SAW metoda					
Konačna ocjena	0,564	<b>0,953</b>	0,591	0,674	0,697

Prvi stupac s ocjenama se odnosi na konvencionalni rep, drugi na V rep, treći na T rep, četvrti na Y rep i posljednji na križni rep (tablica 2.6). Y rep je odabran kao najpovoljniji.

### 2.2.3. Kutija za teret

Tri različita oblika kutije za teret su razmatrana, a to su cilindrični oblik, oblik kvadra i aerodinamički oblik. Tim redoslijedom su i poredani u tablici 2.7. Svojstva definirana za kutiju za teret su vrijeme utovara, masa, otpor i jednostavnost izrade. Procijenjeni su na isti način kao i u prethodna dva odjeljka. Nakon izvršenja SAW metode dobivene su konačne ocjene.

**Tablica 2.7 Ocjenjivanje konfiguracije kutije za teret**





	Vrijeme utovara	Masa	Otpor	Jednostavnost izrade	SAW metoda	Konačna ocjena
	3	3	3	5		0,43
	7	7	3	7		<b>0,92</b>
	5	5	9	3		0,74

Konfiguracija kutije za teret oblika kvadra je ocjenjena najbolje.

### 2.2.4. Podvozje

Za podvozje su razmatrane četiri različite konfiguracije, a to su s kotačem na repu (eng. *traildragger*), tricikl, bicikl i s jednim glavnim kotačem. Procijenjeni su s ocjenama prikazanim u tablici 2.8. *Traildragger* konfiguracija je najbolje ocjenjena.

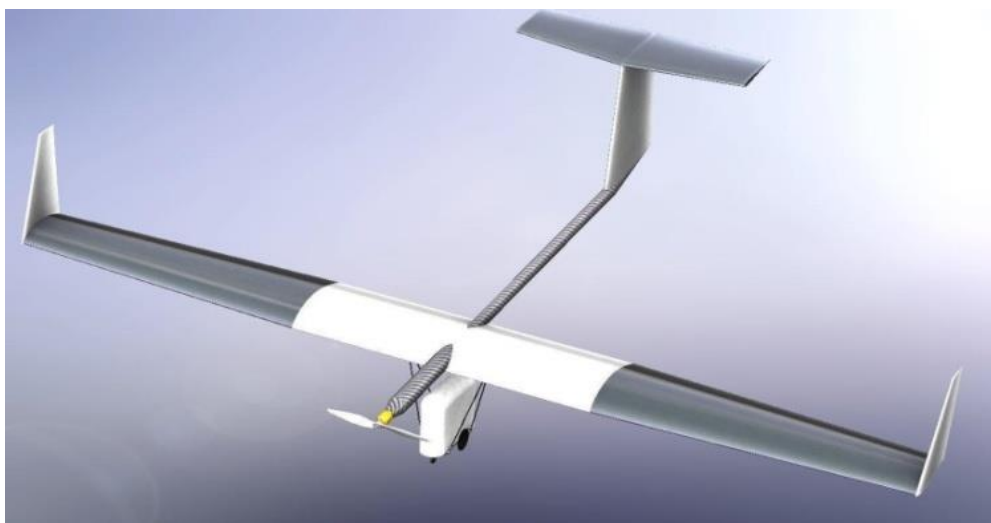
**Tablica 2.8 Ocjenjivanje konfiguracije podvozja**

				
Masa	7	5	5	5
Modularnost	7	5	5	5
Jednostavnost izrade	7	7	3	3
Otpor	7	5	5	5
SAW metoda				
Konačna ocjena	<b>1</b>	0,74	0,686	0,686

### 2.2.5. Konačna konfiguracija letjelice

Nakon temeljite rasprave, na generalnom sastanku cijelog tima, odlučeno je da će konfiguracija biti drugačija od one dobivene postupcima u poglavljima 2.2.1 do 2.2.4. Takva konfiguracija bi bila idealna, ali kompromis se morao napraviti s obzirom na vrijeme potrebno za proizvodnju zrakoplova.

Eliptični tlocrt krila je zamijenjen pravokutnim krilom sa završecima krila (eng. *winglets*) zbog znatno lakše proizvodnje pravokutnog krila, dok se istovremeno postiže zadovoljavajuća raspodjela uzgona. Umjesto V repa, odlučeno je da će se koristiti T rep. Glavni argument za donošenje takve odluke je ponovo značajno lakša proizvodnja i jednostavnije upravljanje takvim repom. *Taildragger* podvozje je zamijenjeno tricikl konfiguracijom zbog prethodnih iskustava s problemom upravljivosti. Skica nove konfiguracije sa svim uvedenim promjenama je prikazana na slici 2.2.



Slika 2.2 Konačna konfiguracija letjelice HUSZ Tern

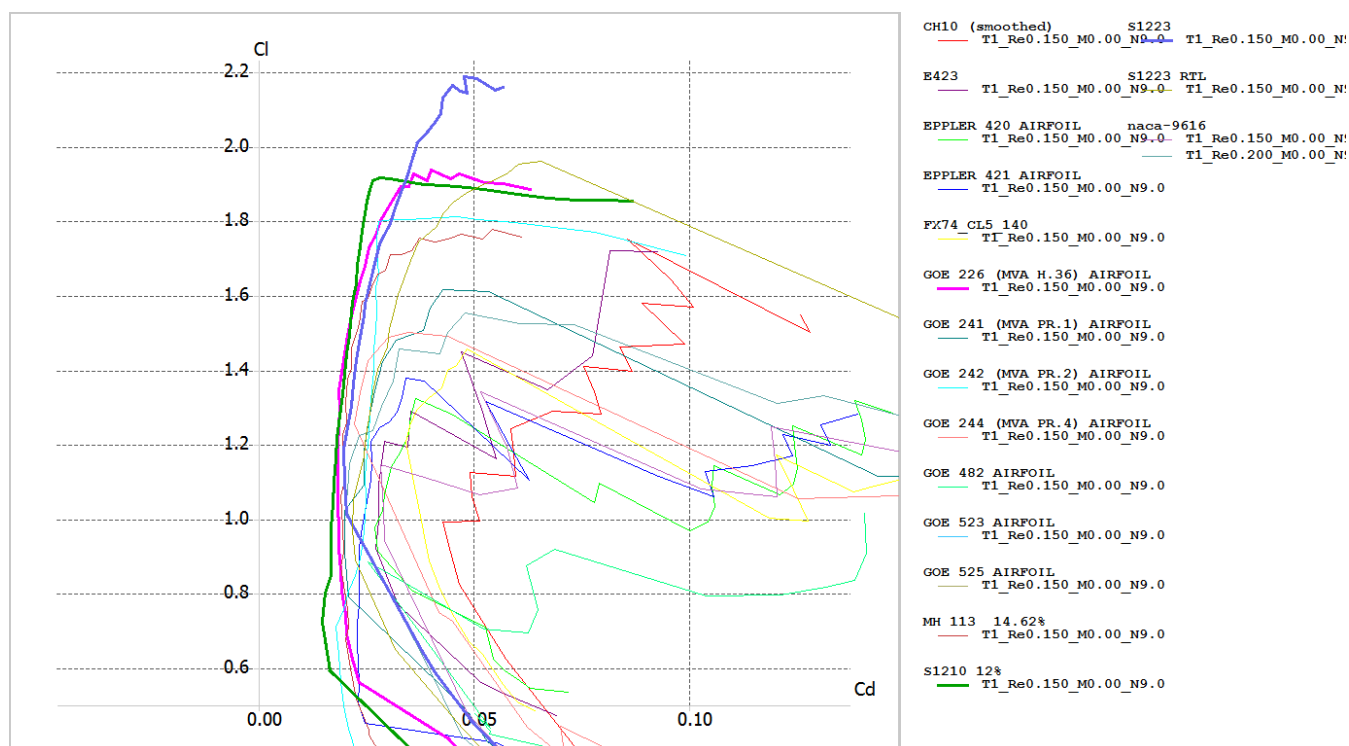
### 3. PRELIMINARNO KONSTRUIRANJE

#### 3.1. Aeroprofil

Sukladno cilju što veće podignute težine, od profila se prvenstveno zahtijevalo što veći maksimalni iznos koeficijenta uzgona. Radi male brzine i veličine letjelice, razmatrana su svojstva profila pri niskim vrijednostima Reynoldsovog broja. Eksperimentalni podaci [3] su ukazali na skup aeroprofila koji posjeduju dobra svojstva:

CH 10-4B\_13, FX 74 CL5 140 mod, EPPLER 420, EPPLER 421, GOE 225, GOE 226, S1210, S1223, S1223 RTL. Njihove polare su međusobno uspoređene u programu Xfoil (slika 3.1).

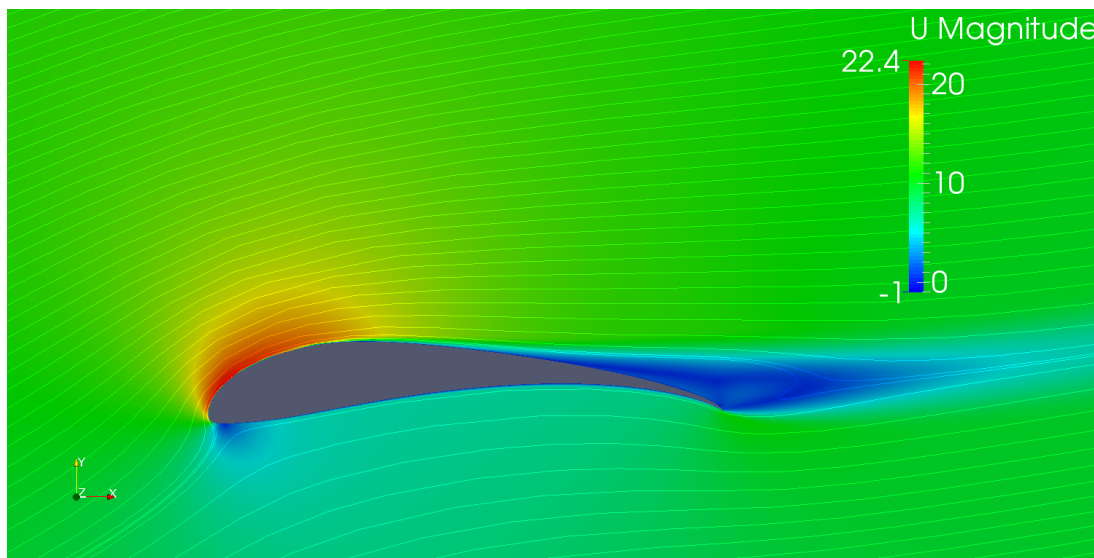
Kao najbolji odabran je S1223, unatoč tome što nije imao najniži koeficijent otpora. U odabiru je prevagnulo to što S1223 postiže najveći koeficijent uzgona, kao i činjenica da je već široko korišten na bespilotnim letjelicama te na letjelicama s prijašnjih ACC natjecanja [2].



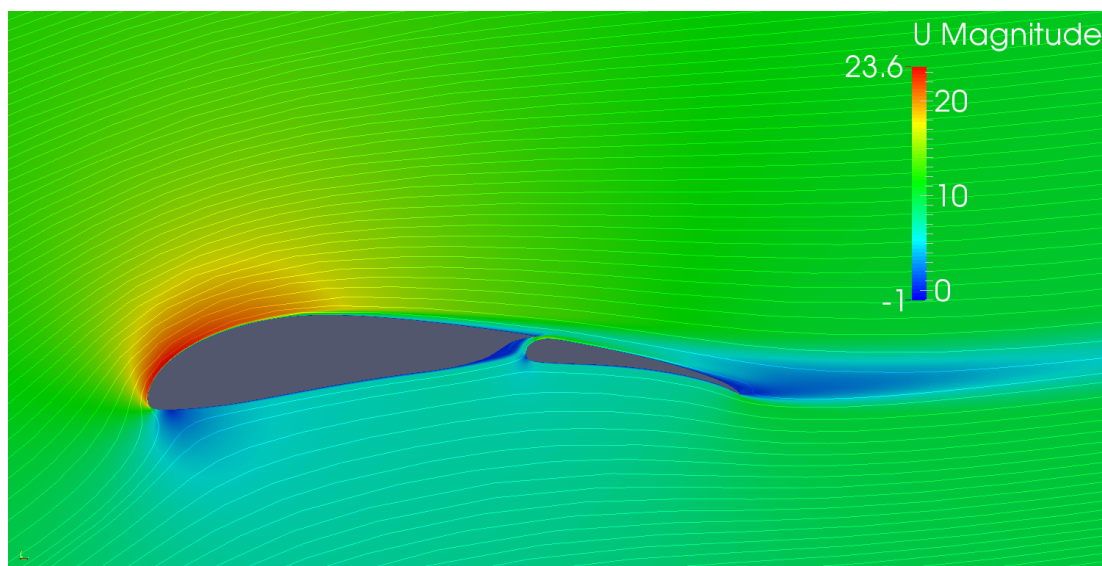
Slika 3.1 Usporedba polara aeroprofila



Od početka projektiranja razmatrana je mogućnost ugradnje zakrilaca (eng. *flaps*). U programu za numeričku analizu fluida (eng. *Computational Fluid Dynamics- CFD*) OpenFOAM uspoređivana su svojstva profila S1223 bez zakrilaca sa svojstvima istog profila opremljenog zakrilcima s prorezom (eng. *slotted flap*). Rezultati (slike 3.2 i 3.3) pokazuju da zakrilce s prorezom povećava maksimalni napadni kut profila.

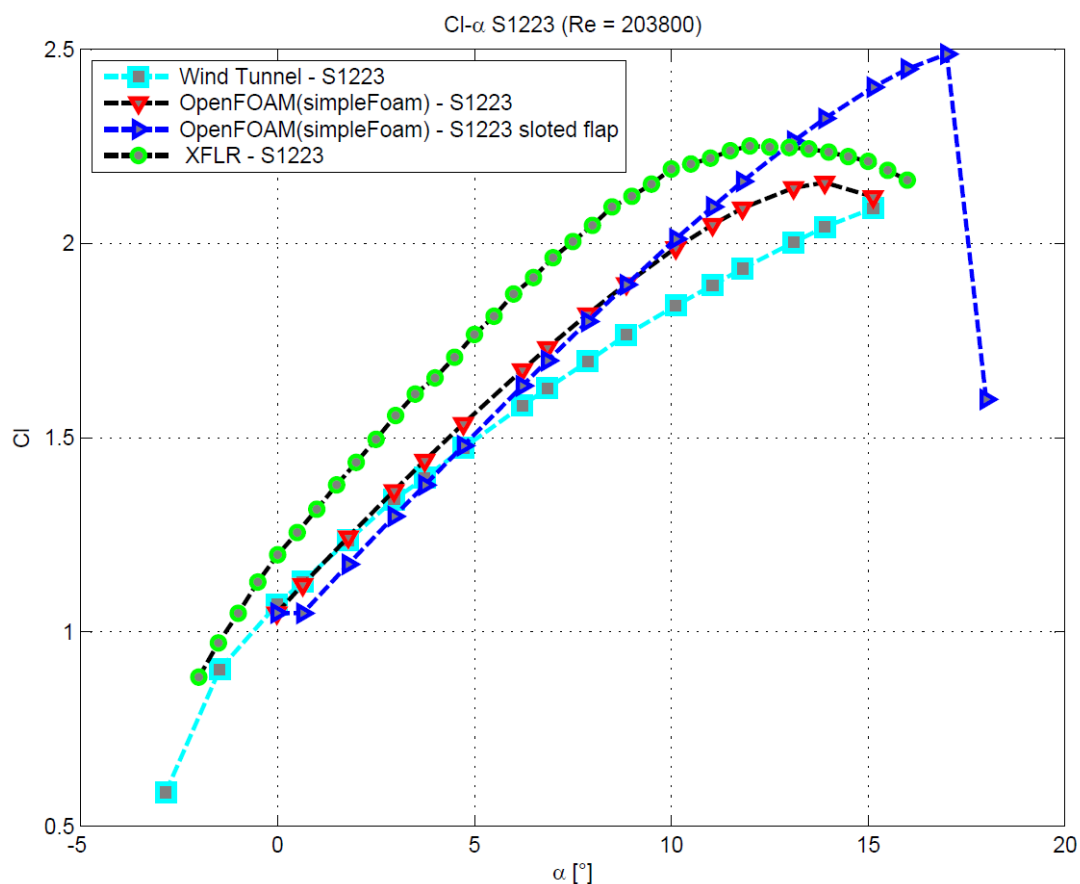


Slika 3.2 S1223 (napadni kut 15.13°) – polje brzina U [m/s] sa strujnicama



Slika 3.3 S1223 s prorezom (napadni kut 15.13°) – polje brzina U [m/s] sa strujnicama

Slika 3.4 prikazuje usporedni dijagram ovisnosti sile uzgona o napadnom kutu navedenih konfiguracija pri Reynoldsovom broju iznosa 203800. Na istom dijagramu dani su rezultati mjerenja u aerotunelu [3] i rezultati analize u programu XFLR za osnovni profil bez zakrilca.



Slika 3.4 Dijagram koeficijenta sile uzgona  $Cl(\alpha)$  za aeroprofil S1223

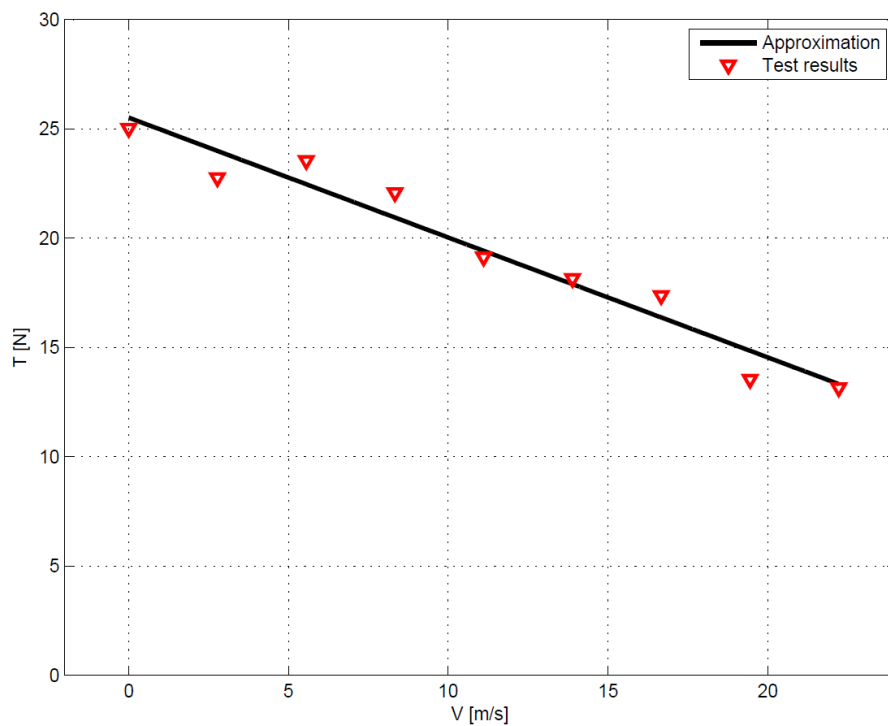
### 3.2. Analiza potiska

Da bi bilo moguće detaljno projektiranje letjelice, morao je biti poznat potisak motora pri različitim brzinama leta. U tu svrhu izrađen je nosač koji je bio montiran na krov automobila (slika 3.5). Na vrh nosača montiran je električni motor (AXI Gold 2826/10) i propeler (APC 13x7 Sport), propisani pravilnikom natjecanja [1]. Za napajanje motora korištene su različite baterije kako bi im se usporedila svojstva.



Slika 3.5 Nosač za mjerenje potiska

Gibanjem automobila postignuti su uvjeti okolnog strujanja slični onima koji se javljaju u letu. Iznos sile potiska mjereno je pri različitim brzinama kretanja (slika 3.6)



Slika 3.6 Dijagram potisak-brzina

### 3.3. Dimenzioniranje krila

Budući da polijetanje predstavlja kritični režim leta, krilo je dimenzionirano prema zahtjevima polijetanja. Radilo se prema naputcima iz [4] te prema postupku uzetom iz [5]. U svrhu predviđanja poletnih performansi isprogramirana je Matlab skripta koja simulira polijetanje s piste duge 60 metara. Na temelju unesenog raspona i tetive krila te karakteristike potiska, skripta predviđa maksimalnu poletnu masu letjelice. Na taj način određeno je kako se nosivost letjelice mijenja u ovisnosti o dimenzijama krila.

#### 3.3.1. Analiza senzitivnosti pri polijetanju

U analizi senzitivnosti koja je napravljena za dimenzioniranje krila, koeficijenti otpora i uzgona su aproksimirani na odabranom modificiranom S1223 aeroprofilu:

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

pri čemu koeficijent  $K' = \frac{1}{e\pi AR}$  ovisi o vitkosti krila  $AR = \frac{b^2}{S_{ref}}$ , koja pak ovisi o rasponu i površini krila. Koeficijent  $K''$  je svojstvo aeroprofila. Za ovaj proračun dana mu je aproksimirana konstantna vrijednost  $K'' = 0.0347$  prema [5]. Koeficijent  $C_{Lmin}$  je također konstanta, a pridružena mu je vrijednost  $C_{Lmin} = 1.05$  prema dijagramu (slika 3.7).

Gradijent sile uzgona profila je aproksimiran formulom:

$$C_{1a} = 1.1693 + 0.1109 * \alpha \quad (3)$$

Da bi se odredila sila uzgona konačnog krila, izračunava se inducirani napadni kut u ovisnosti o duljini tetive i rasponu:

$$\alpha_i = \frac{2 * C_{1a}}{(\pi * AR)}, \quad (4)$$

tako se dobiva efektivni napadni kut konačnog krila:

$$\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i \quad (5)$$

Brzina pri polijetanju se približno određuje formulom:

$$V_{TO} = \sqrt{2 * a_{mean} * S_g}, \quad (6)$$

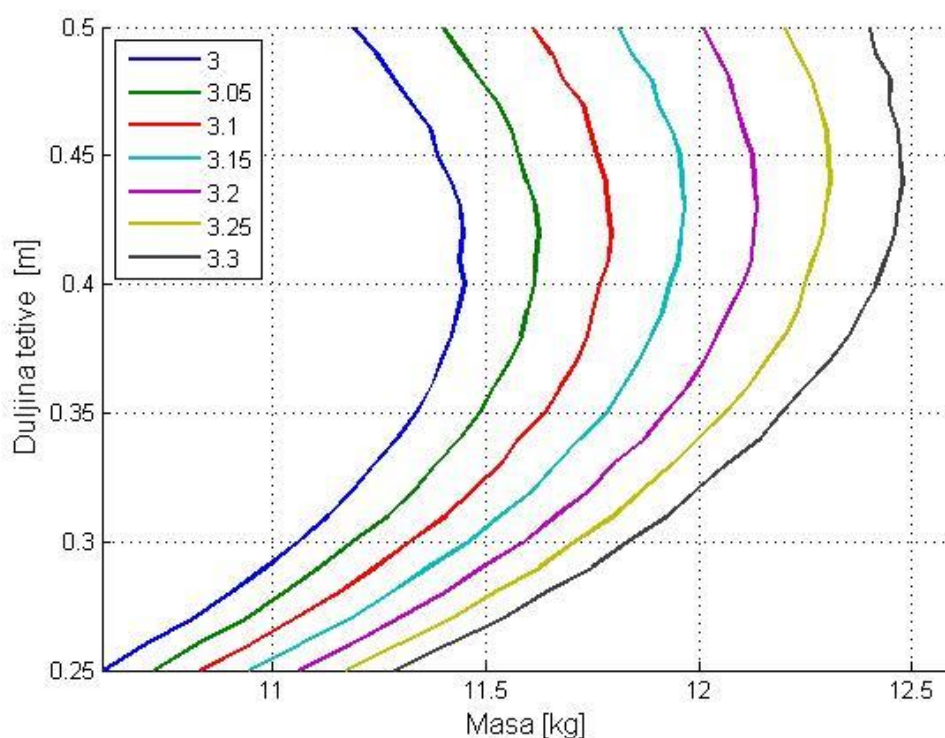
pri čemu je  $S_g = 60 \text{ m}$ . Budući da je iznos srednjeg ubrzanja  $a_{\text{mean}}$  na početku nepoznat, isprogramirana je petlja koja ga određuje iterativnim postupkom. U petlju ulaze sve sile koje djeluju na letjelicu pri brzini od  $0.7 V_{T0}$ . To uključuje potisak, otpor, uzgon i trenje kotrljanja, a izračunava se njihova suma:

$$F = T - D - \mu(W - L) \quad (7)$$

Nakon jedne iteracije, dobiva se vrijednost koja se smatra zadovoljavajuće točnom:

$$a_{\text{mean}} = \frac{F}{m} \quad (8)$$

Slika 3.7 prikazuje maksimalnu poletnu masu letjelice u ovisnosti o duljini tetive i rasponu krila.

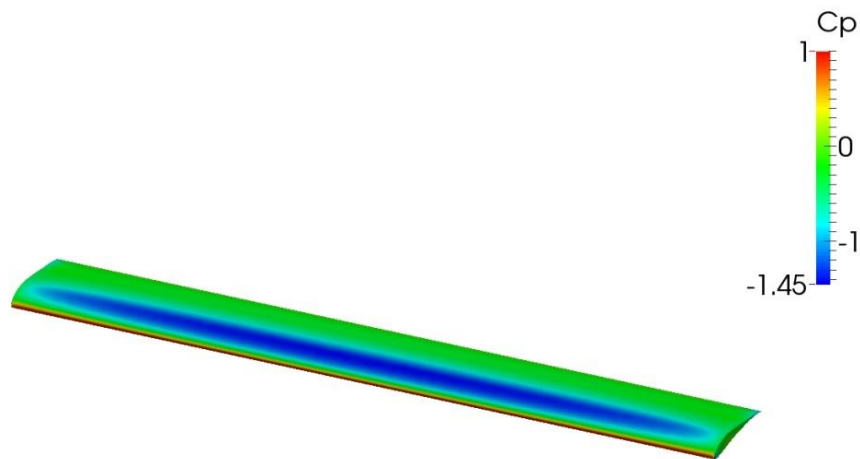


Slika 3.7 Analiza senzitivnosti parametara krila

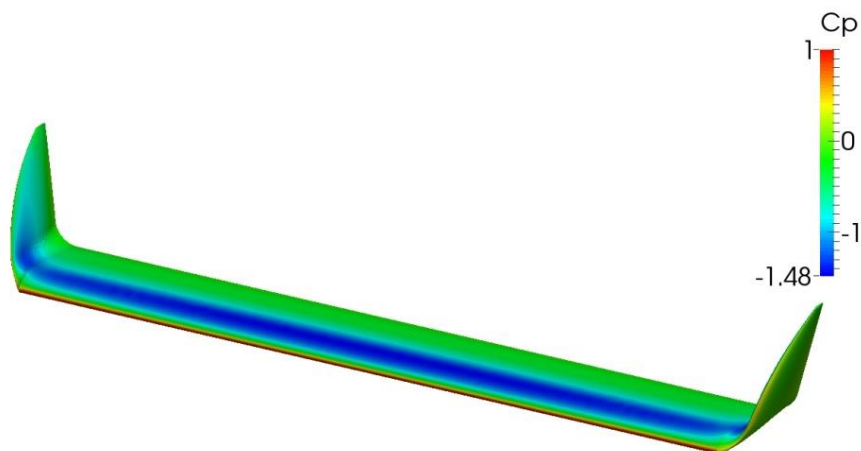
### 3.3.2. Odabir završetaka krila

Analiza u programu OpenFOAM pokazuje da krilo opremljeno *wingletima* ima veći koeficijent uzgona u usporedbi s istim krilom bez *wingleta* [7]. Prema [6] određena je geometrija *wingleta*. Za *winglete* je odabran profil PSU 90-125WL, koji se inače koristi na

zračnim jedrilicama. Rezultati analize (slike 3.8 i 3.9) pokazuju da prikladno oblikovana geometrija povećava uzgon na krajevima krila. Analiza je rađena na modificiranom profilu S1223 pri napadnom kutu od  $4.72^\circ$ .



Slika 3.8 OpenFOAM analiza krila – polje koeficijenta tlaka [-]



Slika 3.9 OpenFOAM analiza krila s *wingletima* – polje koeficijenta tlaka [-]

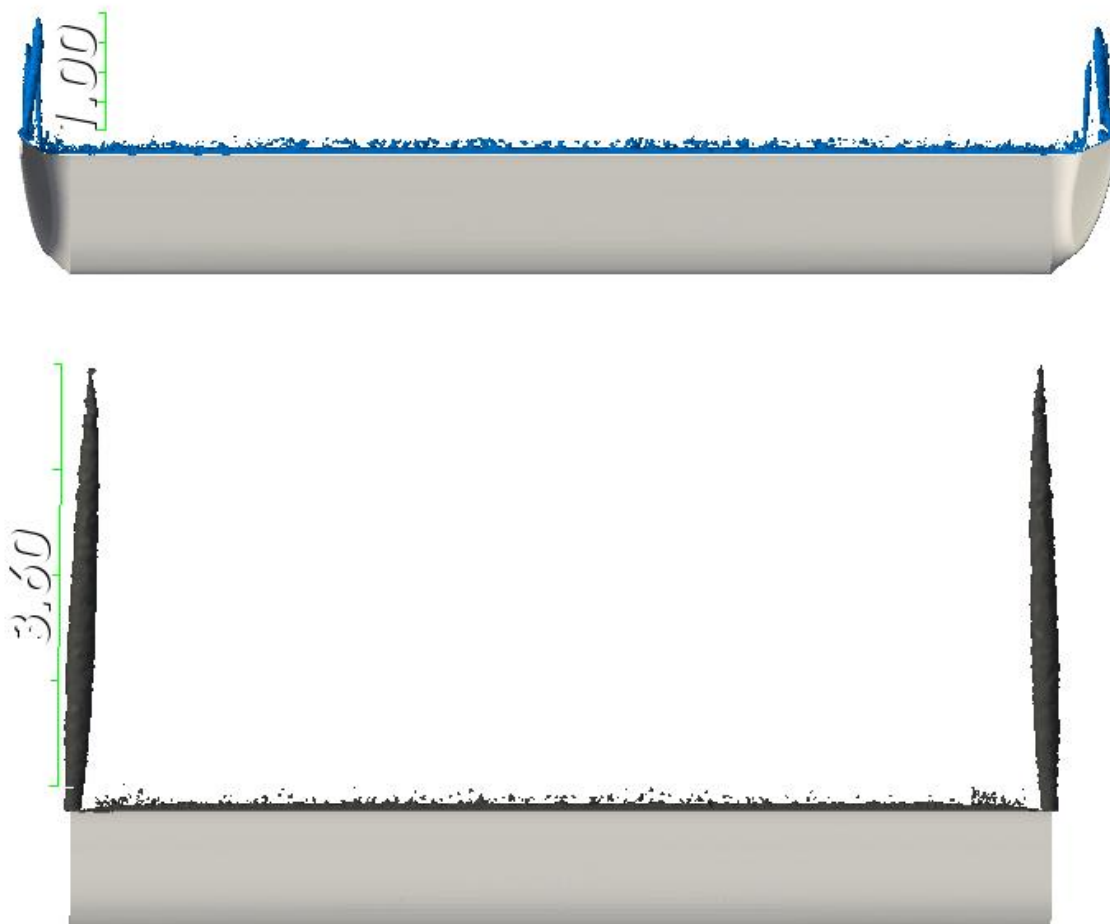
Prikazana je usporedba veličine i duljine vrtloga za obično krilo i krilo s *wingletom* na slici 3.10 gdje se može jasno vidjeti kako je intenzitet vrtloga značajno smanjen korištenjem takvih završetaka krila. Usporedba intenziteta vrtloga rađena je uz pomoć  $Q$  kriterija. Vrtlog je definiran kao prostorno područje gdje je  $Q > 0$  jednadžbom

$$Q = \frac{1}{2} [|\Omega|^2 - |\mathbf{S}|^2] > 0 \quad (9)$$

$$\mathbf{S} = \frac{1}{2} [\nabla \mathbf{v} + (\nabla \mathbf{v})^T] \quad (10)$$

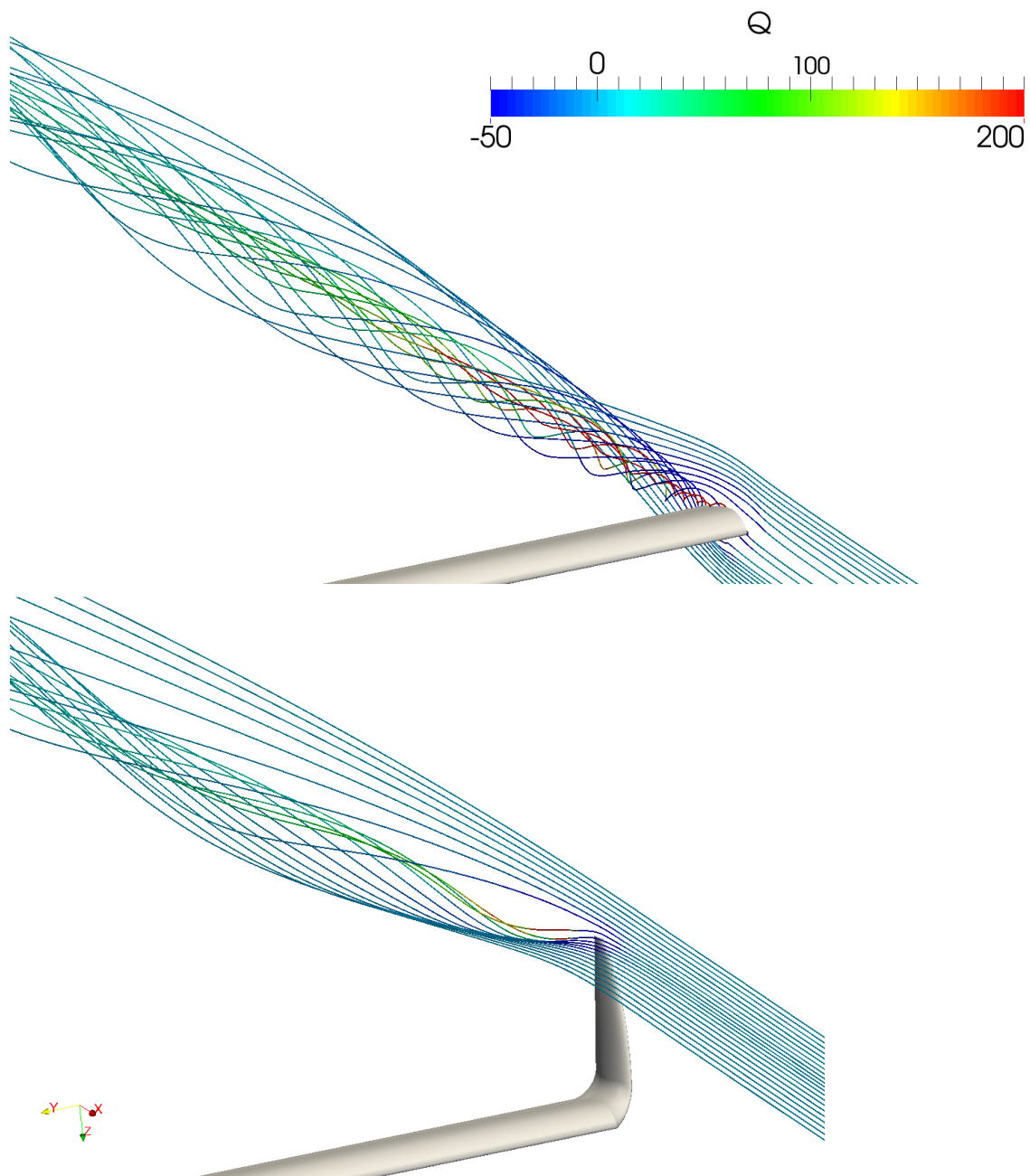
$$\Omega = \frac{1}{2} [\nabla \mathbf{v} - (\nabla \mathbf{v})^T], \quad (11)$$

gdje u jednadžbi (9)  $\mathbf{S}$  označava tenzor brzine deformacije, a  $\Omega$  tenzor vrtložnosti. Veličina  $Q$  je skalarna veličina (mjerna jedinica  $s^{-2}$ ) te se može opisati kao mjera dominacije vrtložnosti nad brzinom deformacije fluida. Stoga, može se reći da područja s vrijednosti veličine  $Q > 0$  predstavljaju vrtloge. Vrtlozi se mogu prostorno prikazati pomoću kontura jednakih vrijednosti veličine  $Q$ , gdje različite vrijednosti predstavljaju različite intenzitete vrtloga. Konture vrtloga su prikazane za vrijednost  $Q = 300 s^{-2}$ . Kotirana mjera predstavlja veličinu tetive.



Slika 3.10 Prikaz kontura veličine  $Q = 300 s^{-2}$ , za obje geometrije

Vrtlozi se također mogu prikazati strujnicama koje označuju vrijednosti veličine  $Q$ , što se vidi na slici 3.11.



**Slika 3.11** Strujnice koje prikazuju vrijednost veličine  $Q$  [ $s^{-2}$ ], za obje geometrije

U tablici 3.1 mogu se vidjeti rezultati sile i koeficijenata uzgona i otpora za dvije geometrije. Geometrija sa završecima krila ima približno 18% veću ukupnu silu uzgona, dok je sila otpora



približno jednaka u oba slučaja. U tablici se također mogu vidjeti koliko doprinose površinska i viskozna sila na uzgon i otpor.

**Tablica 3.1 Rezultati proračuna vrhova krila**

Parametri		Obično krilo	Krilo sa završetkom
$A_{\text{ref}}$ [m <sup>2</sup> ] Referentna površina (tlocrt)		8.63	9.1037
<b>Sila uzgona</b> $\frac{L}{\rho} \left[ \frac{\text{N}}{\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} \right]$	Površinska sila	401.62	472.82
	Viskozna sila	0.22	0.31
	<b>Ukupna sila</b>	<b>401.84</b>	<b>473.13 (18% više)</b>
$A_{\text{ref}}$ [m <sup>2</sup> ] Referentna površina (optjecajna)		8.63	10.253
<b>Sila otpora</b> $\frac{D}{\rho} \left[ \frac{\text{N}}{\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} \right]$	Površinska sila	23.55	22.77
	Viskozna sila	4.33	5.48
	<b>Ukupna sila</b>	<b>27.88</b>	<b>28.25 (1% više)</b>
$C_L$		0.93	1.04
$C_D$		0.065	0.055
$\frac{L}{D}$		<b>14.4</b>	<b>16.75 (16.3% više)</b>
$Re$		250000	
Napadni kut [°]		5	

Povećanjem sile uzgona ne dobiva se samo veći koristan teret, nego i veća sila uzgona na vrhu krila (gdje je najveći krak na kojem djeluje sila), te je ta površina korištena kao upravljačka površina, što je doprinjelo upravljivosti i okretnosti letjelice. Isto tako ukupno povećanje uzgona doprinosi i većoj brzini penjanja. Finesa krila, odnosno omjer sile uzgona i otpora  $\frac{L}{D}$ , je kod zrakoplova mjera aerodinamičke efikasnosti te je u ovome slučaju upotrebom završetaka krila povećana za 16%.

### 3.3.3. Odabrana geometrija krila

Prema dijagramu (slika 3.7) vidljivo je da s povećanjem raspona raste i maksimalna poletna masa. To je logičan trend, jer porastom raspona se povećava ne samo površina krila već i njegova vitkost. Poznato je da se s povećanjem vitkosti krila smanjuje inducirani otpor, koji inače predstavlja dominantnu komponentu otpora pri malim brzinama za koje je i projektira ova letjelica.

S druge strane, dimenzije letjelice su ograničene pravilnikom. Analizom pravila zaključeno je da je raspon mogao iznositi najviše 3 do 3,3 metra. Radi jednostavnije izrade i manjih troškova, odlučeno je da krilo bude pravokutnog presjeka. Tablica 3.2 daje konačne parametre i aerodinamička svojstva krila.

**Tablica 3.2 Parametri krila**

Procijenjeni efektivni raspon s <i>wingletima</i>	$b = 3100 \text{ mm}$
Realni raspon bez <i>wingleta</i>	$b_f = 2883 \text{ mm}$
Dihedral vanjskih segmenata krila	$\delta = 4 \text{ deg}$
Srednja aerodinamička tetiva	$S.A.T = 350 \text{ mm}$
Površina krila	$S_{\text{ref}} = 1,085 \text{ m}^2$
Vitkost krila	$AR = 8,86$
Suženje krila	$\lambda = 1$
Koeficijent uzgona pri nultom napadnom kutu	$C_{L0} = 0,95$
Gradijent koeficijenta uzgona	$C_{L\alpha} = 5,74$
Maksimalni koeficijent uzgona (sa zakrilcima)	$C_{L\text{max}} = 2,5$
Maksimalni napadni kut	$\alpha_{\text{max}} = 16^\circ$

### 3.4. Dimenzioniranje repnih površina

Kao početna orijentacija pri dimenzioniranju repnih površina uzeti su volumenski koeficijenti letjelica proučavanih za prošlo natjecanje [2]. Duljina letjelice je zbog ograničenja u pravilniku mogla iznositi najviše 2,06 metara, stoga je odabran taj iznos. Za aeroprofil odabran je već široko korišten HT14. Tablica 3.3 daje volumenske koeficijente i ostale relevantne veličine za dimenzioniranje repnih površina.

**Tablica 3.3 Parametri za dimenzioniranje repnih površina**

	Volumenski koeficijent	Položaj	Potrebna površina
Horizontalni stabilizator	$V_h = 0,4$	$l_h = 1310 \text{ mm}$	$S_h = \frac{\bar{C} S V_h}{l_h} = 0,1116 \text{ m}^2$
Vertikalni stabilizator	$V_v = 0,03$	$l_v = 1250 \text{ mm}$	$S_v = \frac{b \cdot S \cdot V_v}{l_v} = 0,0807 \text{ m}^2$

### 3.5. Polara otpora

Polara otpora cijele letjelice aproksimirana je prema [5].

#### 3.5.1. Nulti otpor

Tablica 3.4 prikazuje vrijednosti nultog otpora za određene komponente letjelice.

**Tablica 3.4 Nulti otpor po komponentama**

Komponente	$C_{D0}$
Krilo	0.0232
Horizontalni stabilizator	0.0013
Vertikalni stabilizator	0,00087
Teretna kutija	0,00092
Cijevni nosač	0,00073
Kotači	0,00062
Ukupno	<b>0,02764</b>

#### 3.5.2. Inducirani otpor

Zbog velike zakrivljenosti odabranog profila S1223, polara otpora je određena pomoću formule iz [5]:

$$C_D = C_{D0} + K' C_L^2 + K'' (C_L - C_{Lmin})^2 \quad (12)$$

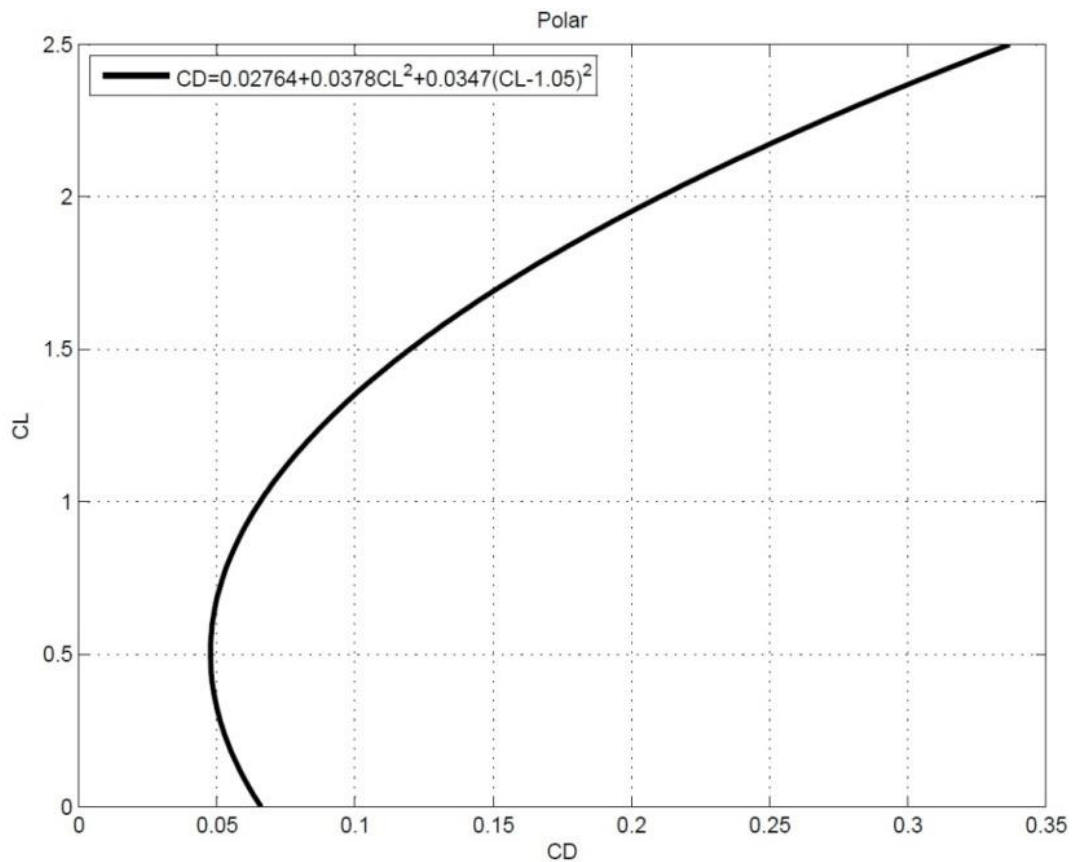
Koeficijent  $K'$  se izračunava formulom:

$$K' = \frac{1}{e\pi AR} = 0.0378 \quad (13)$$

Koeficijent  $K''$  je definiran u poglavlju 3.3.1.

### 3.5.3. Ukupni otpor

Polara otpora letjelice nacrtana je u programu MATLAB (slika 3.12).



Slika 3.12 Polara otpora letjelice

## 3.6. Stabilnost

Analiza stabilnosti letjelice je napravljena prema [8].

### 3.6.1. Uzdužna statička stabilnost

Nakon analize stabilnosti i upravljivosti, repnim ploham je dana veća površina od one dobivene pomoću volumenskih koeficijenata (prikazano u poglavlju 3.4). Površine su povećane radi bolje sigurnosti i upravljivosti letjelice.

Kriterij za uzdužnu statičku stabilnost:

$$C_{m\alpha} + \frac{M_{f\alpha}}{q_b S_w \bar{c}} = 0 \quad (14)$$

Gradijent momenta propinjanja po napadnom kutu jednak je sumi gradijenata momenta propinjanja trupa, kombinacije krilo-trup i kombinacije horizontalni stabilizator-trup:

$$C_{m\alpha} = C_{mbw\alpha} + C_{mb\alpha} + C_{mhb\alpha} = -2,5372 + 5.4034\bar{h}_m \quad (15)$$

Gradijent momenta propinjanja po napadnom kutu uslijed potiska:

$$\begin{aligned} \frac{M_{f\alpha}}{q_b S_w \bar{c}} = 0,003086 + 0,00240\bar{h}_m - 2,5372 + 5.4034\bar{h}_m + 0,003086 \\ + 0,0024\bar{h}_m = 0 \end{aligned} \quad (16)$$

Relativni položaj neutralne točke (mjereno od aerodinamičkog ishodišta):

$$\bar{h}_n = 0,469 \quad (17)$$

Relativni položaj težišta (mjereno od aerodinamičkog ishodišta):

$$\bar{h}_m = 0,37 \quad (18)$$

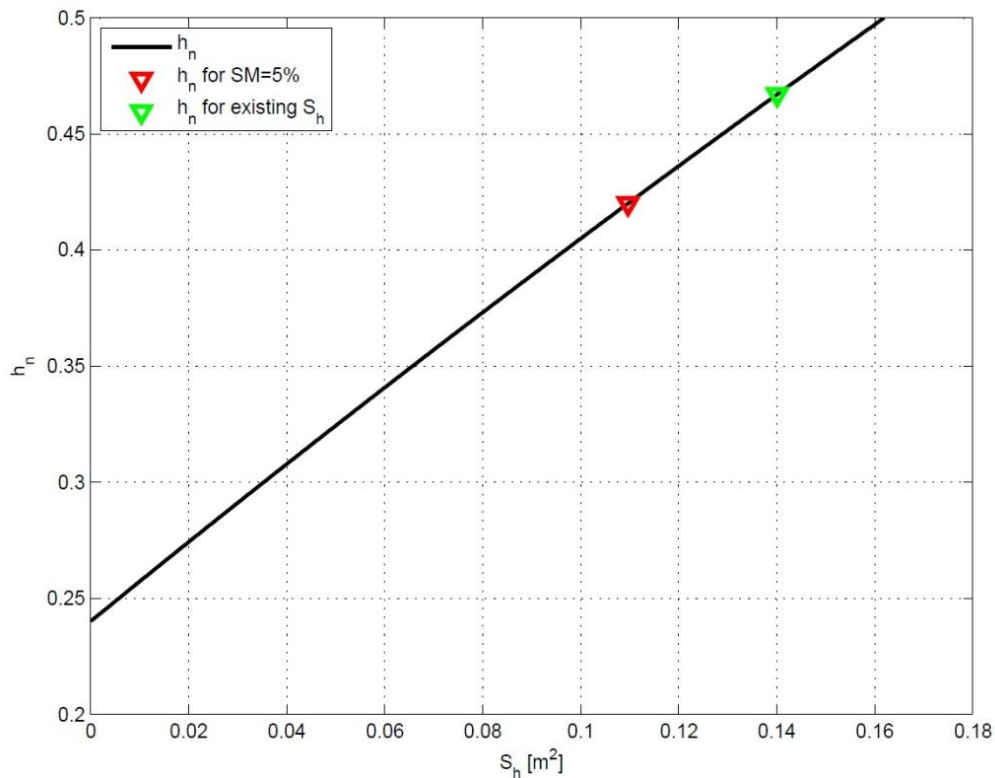
Statička margina:

$$SM = \bar{h}_n - \bar{h}_m = 0,099 = 9,9\% \quad (19)$$

Elementi dijagrama (slika 3.13) predstavljaju:

- zeleni trokut- površina horizontalnog stabilizatora ( $S_h = 0,14 \text{ m}^2$ )
- crveni trokut- minimalna površina horizontalnog stabilizatora s kojom je letjelica uzdužno stabilna ( $SM=5\%$ ) ( $S_h = 0,115 \text{ m}^2$ )

Vidljivo je da odabrana površina horizontalnog stabilizatora osigurava dovoljnu uzdužnu stabilnost letjelice.



Slika 3.13 Odnos površine horizontalnog stabilizatora i relativnog položaja neutralne točke

### 3.6.2. Bočna statička stabilnost

Kriterij bočne statičke stabilnosti:

$$C_{n\beta} > \frac{F_{p\sigma}}{q_b S_w} \quad (20)$$

Gradijent momenta zanošenja po kutu klizanja jednak je sumi gradijenata momenta zanošenja po kutu klizanja krila, vertikalnog stabilizatora i teretne kutije:

$$C_{n\beta} = C_{n\beta v} + C_{n\beta w} + C_{n\beta cb} = 0,08445 \quad (21)$$

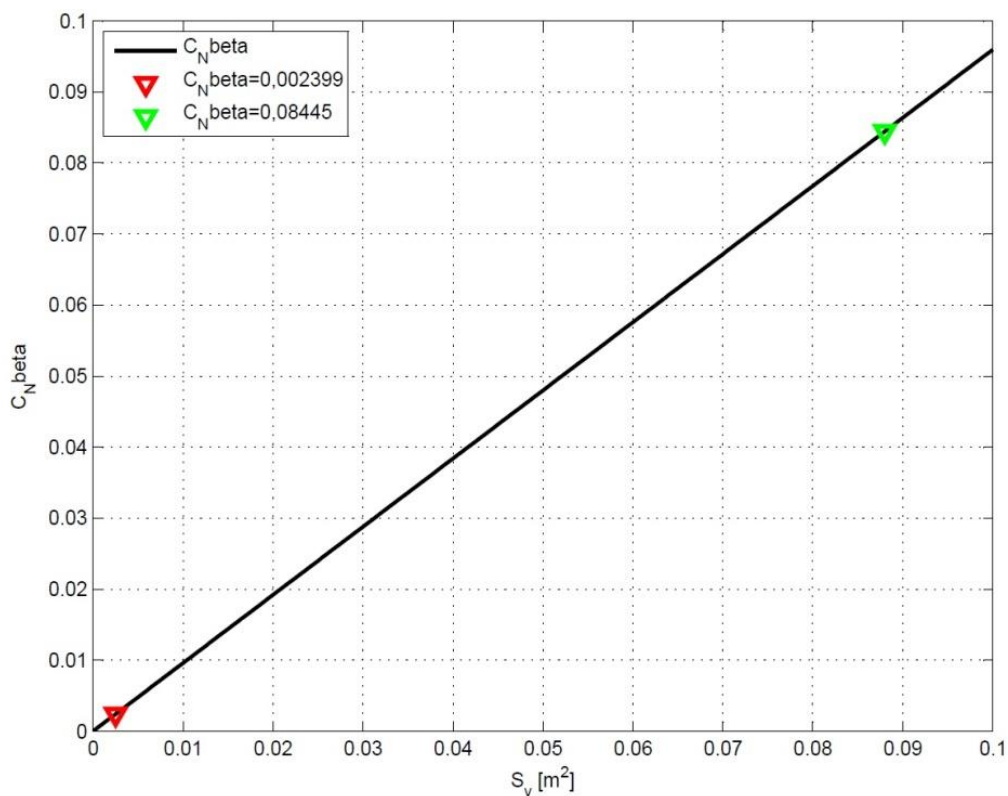
Gradijent normalne komponente sile potiska po kutu klizanja:

$$\frac{F_{p\sigma}}{q_b S_w} = 0,0024 \quad (22)$$

Elementi dijagrama sa slike 3.14 predstavljaju:

- zeleni trokut- površina vertikalnog stabilizatora letjelice ( $S_v = 0,088 \text{ m}^2$ )
- crveni trokut- minimalna površina vertikalnog stabilizatora s kojom je letjelica bočno stabilna ( $S_v = 0,0025 \text{ m}^2$ )

Vidljivo je da odabrana površina horizontalnog stabilizatora osigurava dovoljnu bočnu stabilnost letjelice. Proračun je napravljen u programu MATLAB.



**Slika 3.14** Odnos površine vertikalnog stabilizatora i gradijenta momenta zanošenja po kutu klizanja letjelice

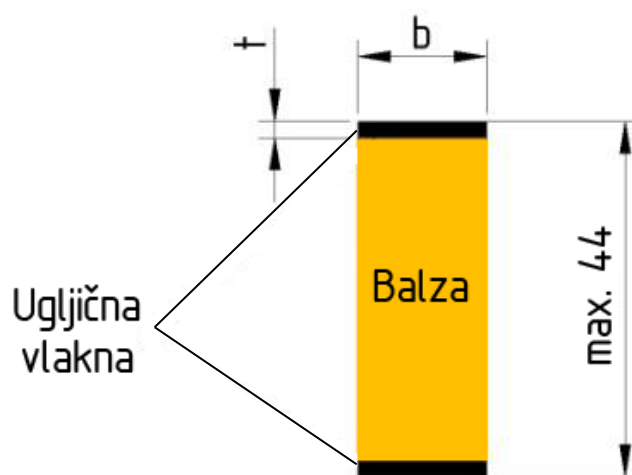
## 4. DETALJNO KONSTRUIRANJE

### 4.1. Analiza čvrstoće ramenjače zrakoplova

Oblik, materijali i tehnologija izrade ramenjače odabrani su iskustveno. Riječ je o provjerenoj vrsti konstrukcije koja se već dugi niz godina koristi kako u aviomodelarstvu, tako i u letjelicama za natjecanje *Air Cargo Challenge*. Slična konstrukcija ramenjače korištena je i za potrebe *Air Cargo Challenge-a 2013*, u sklopu letjelice *HUSZ Vulture* [2]. Metodologija proračuna čvrstoće preuzeta je iz [10].

#### 4.1.1. Geometrija ramenjače

Konstrukcija se sastoji od punog struka, s pojasevima s gornje i donje strane. Struk je izrađen od balze, dok su pojasevi izrađeni od ugljičnih vlakana uronjenih u epoksidnu matricu. Širina pojaseva odgovara širini struka, kako bi se ostvarila što veća površina lijepljenja. Najveća visina ramenjače koju je moguće konstruirati određena je najvećom debljinom aeroprofila i iznosi 44 mm. Slika 4.1 prikazuje poprečni presjek kompozitne ramenjače.



Slika 4.1 Poprečni presjek ramenjače

#### 4.1.2. Materijali

Kao što je već navedeno u poglavlju 4.1.1, konstrukcija ramenjače se sastoji od dvije vrste materijala: balze koja čini struk te ugljičnih vlakana uronjenih u epoksidnu matricu (eng.



Carbon Fibre Reinforced Polymer - CFRP) od kojih su izrađeni pojasevi. Ugljični kompozit ima oznaku T300/epoksi dalje u tekstu.

Pojasevi se koriste u obliku već izrađenih letvica određenih dimenzija, ovisno o dostupnosti proizvođača. Sva vlakna ugljičnog kompozita usmjerena su u istom smjeru, tj. postavni kut svih slojeva iznosi  $0^\circ$ . Mehanička svojstva, potrebna za izvršavanje numeričke analize, djelomično su uzeta iz kataloga proizvođača [9]. Vrijednosti koje nisu navedene u katalogu uzete su iz dostupne literature [11]. Tablica 4.1 prikazuje vrijednosti za T300/epoksi korištene u numeričkim analizama tijekom projekta.

**Tablica 4.1 Mehanička svojstva za T300/epoksi [9,11]**

$E_1$ [GPa]	144
$E_2$ [GPa]	9
$\nu_{12}$ [-]	0,32
$G_{12}$ [GPa]	4,8
$G_{23}$ [GPa]	3,2
$X^T$ [MPa]	1520
$X^C$ [MPa]	1520
$Y^T$ [MPa]	60
$Y^C$ [MPa]	246
$S$ [MPa]	95
$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	1600

CFRP je ortotropno elastičan materijal, a mehanička svojstva su dana za jedan sloj materijala u njegovom glavnom materijalnom koordinatnom sustavu.  $E_1$  predstavlja modul elastičnosti u smjeru vlakana,  $E_2$  modul elastičnosti u smjeru okomitom na pravac vlakana,  $\nu_{12}$  je Poissonov koeficijent u ravnini sloja, a  $G_{12}$  i  $G_{23}$  su moduli smičnosti. U tablici 4.1 se pojavljuju i izrazi za čvrstoću slojeva ( $X^T$ ,  $X^C$ ,  $Y^T$ ,  $Y^C$  i  $S$ ) koji služe za definiranje Hashinovog kriterija popuštanja (detaljnije u poglavlju 4.1.5.1.).

Balza je za potrebe analize aproksimirana kao izotropan materijal pošto nema dovoljno potrebnih informacija u literaturi da bi se modelirao kao ortotropan. Vrijednosti relevantne za proračun uzete su za smjer paralelan s godovima [12]. Takva aproksimacija vrijednosti moguća je zato jer varijacija u iznosu mehaničkih svojstava struka ramenjače ne utječe znatno na ponašanje konstrukcije. Važniji podatak je visina struka koja utječe na povećanje Steinerovog dodatka i posljedično momenta tromosti pojaseva [13]. Mehanička svojstva balze dana su u tablici 4.2 prema [12]. Vrijednost  $\sigma_M$  označuje vlačnu čvrstoću balze u smjeru godova.

**Tablica 4.2 Mehanička svojstva za balzu [12]**

$E$ [GPa]	4,130
$\nu$ [-]	0,4
$\sigma_M$ [MPa]	13
$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	145

#### 4.1.3. Opterećenje

Model opterećenja korišten u numeričkoj analizi uvjetovan je eksperimentom koji je moguće izvesti u eksploatacijskim uvjetima. Izabran je model iz pravilnika prijašnjih natjecanja [14], tzv. statički test letjelice. Letjelica se, s utovarenim teretom, postavlja vrhovima krila na oslonce pri čemu cijela konstrukcija mora izdržati nastalo opterećenje bez pojave trajnih deformacija ili loma. Takav test provodi se iz sigurnosnih razloga, pošto simulira opterećenje od približno 2,5 g [14].

##### 4.1.3.1. Maksimalna dopuštena težina uzlijetanja

Maksimalna dopuštena težina uzlijetanja ovisi o sili uzgona koju je moguće ostvariti, a da se pritom ne prekrši pravilnik natjecanja [1]. Uvidom u pravilnik [1] mogu se utvrditi faktori koji utječu na izračun maksimalne dopuštene težine uzlijetanja:

- dimenzije kutije unutar koje sastavljena letjelica mora stati. Time su postavljena ograničenja na geometriju krila,
- duljina piste odnosno duljina uzlijetanja koja definira brzinu uzlijetanja koju je moguće ostvariti,

- točno određena pogonska jedinica koja također utječe na brzinu uzlijetanja.

Najveći iznos sile uzgona pri polijetanju računa se pomoću jednadžbe

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho V_{TO}^2 \cdot S_{ref}, \quad (23)$$

gdje je  $C_L$  koeficijent uzgona,  $\rho$  [kg/m<sup>3</sup>] gustoća zraka,  $V_{TO}$  [m/s] brzina letjelice pri polijetanju i  $S_{ref}$  [m<sup>2</sup>] površina krila.

Analizom mehanike leta za parametre krila i pogona letjelice *HUSZ Tern* (navedenih u poglavlju 3), iz dobivene raspodjele tlakova po površini krila i maksimalne brzine uzlijetanja, izračunato je

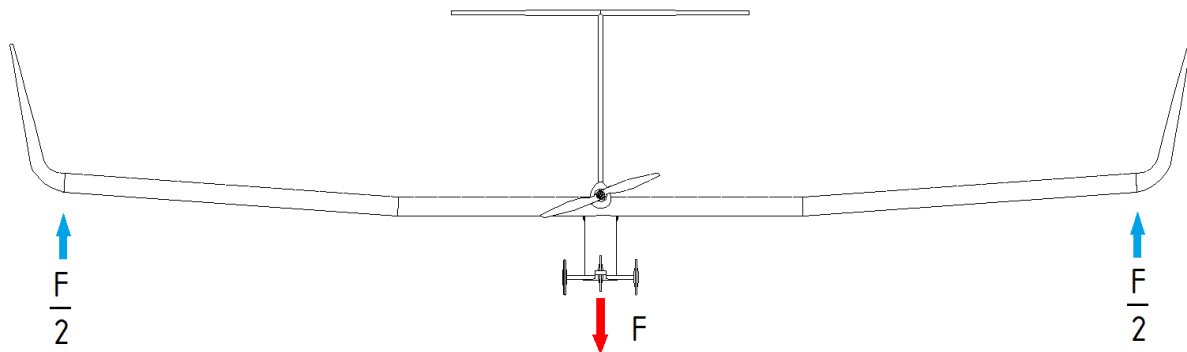
$$L = 147 \text{ N}. \quad (24)$$

U tom slučaju maksimalna dopuštena masa uzlijetanja iznosi 15 kg.

#### 4.1.3.2. Model opterećenja

Opterećenje ramenjače definirano je kao savijanje u tri točke. Oslonci na rubovima predstavljaju dvije točke, dok je treća točka koncentrirana sila koja djeluje na sredini ramenjače. Za iznos koncentrirane sile u sklopu analize čvrstoće uzima se maksimalna dopuštena težina, opisana u poglavlju 4.1.3.1, pomnožena s koeficijentom sigurnosti. Takvo opterećenje na krilo, zbog koncentracije reaktivnih sila u osloncima i definiranja cjelokupne maksimalne dopuštene težine u jednoj točki, je veće od opterećenja koje se pojavljuje u letu, no daje kompromis između izvedivosti eksperimenta odnosno numeričke analize i realnog iznosa opterećenja.

Slika 4.2 prikazuje skicu odabranog modela opterećenja na ramenjaču korištenog u numeričkoj analizi.



**Slika 4.2. Model opterećenja ramenjače korišten u numeričkoj analizi**

Za takav model opterećenja maksimalna dopuštena težina uzlijetanja definira granično opterećenje (eng. *limit load*),  $F_{LL}$ , maksimalni iznos sile koji se očekuje u eksploataciji, dok  $F_{LL}$  pomnožena s faktorom sigurnosti standardnim u zrakoplovstvu ( $S_1 = 1,5$ ) označava krajnje opterećenje (eng. *ultimate load*),  $F_{UL}$ , iznos sile nakon kojeg dolazi do kolapsa konstrukcije [15].

Krajnje opterećenje u ovom slučaju iznosi:

$$F_{UL} = F_{LL} \cdot 1,5 = 147 \cdot 1,5 \quad (25)$$

$$F_{UL} = 220,5 \text{ N.} \quad (26)$$

Ovim modelom nije obuhvaćen utjecaj aerodinamičkih sila i vlastite težine na pojavu torzije zbog pojednostavljenja analize. Pravac koncentrirane sile prolazi kroz težište presjeka ramenjače. Pošto je ramenjača simetričnog oblika, težište ujedno predstavlja i centar smika ramenjače što znači da ne dolazi do uvijanja [15]. Takvo stanje odgovara statičkom testu, ali je stanje naprezanja drugačije za slučaj krila u letu. Kako je, iz tehnoloških razloga, oplata krila s rebrima u potpunosti izrađena od kompozita, postignuta je iznimna torzijska krutost, te se utjecaj torzije na ramenjaču u letu može zanemariti.

#### 4.1.4. Numerički model

Za numeričku analizu korišten je program Abaqus/Standard 6.10-1. Prvo je u pretprocesoru programa definirana geometrija modela kojem su potom pridruženi materijali i svojstva konačnih elemenata. Zatim je napravljena mreža konačnih elemenata, postavljeni su rubni uvjeti i opterećenje te je model kao takav analiziran u procesoru programa. Naposljetku su rezultati analizirani u postprocesoru.

##### 4.1.4.1. Geometrija

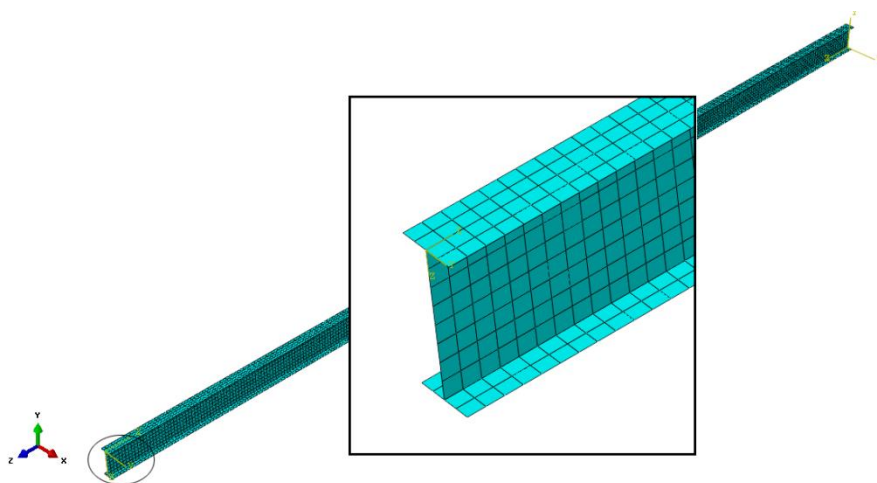
Ramenjača je nacrtana ručnim unosom koordinata linija i ekstrudiranjem u smjeru poluraspona te je nakon toga parametrizirana. Zbog simetričnosti razmatranog problema definirana je samo polovina raspona ramenjače i to ona koja je pridružena desnom polukrilu. Time je dobivena 2D geometrija prikazana na slici 4.4. Širina struka je definirana preko svojstva ljuskastih elemenata. Uloga struka je prvenstveno povećanje momenta tromosti presjeka, a u tom slučaju svojstva struka nemaju bitan utjecaj na rezultate analize. U nastavku teksta za opis dimenzija ramenjače će se koristiti izraz  $b \times t$  ( $h$ ) mm, gdje  $b$  označava širinu pojasa odnosno struka,  $t$  debljinu pojasa a  $h$  ukupnu visinu ramenjače.

##### 4.1.4.2. Materijali, svojstva i mreža konačnih elemenata

Mehanička svojstva materijala korištenih u modelu dana su u poglavlju 4.1.2 i kao takva su definirana u numeričkom modelu. Pošto se pojasevi dobavljaju u obliku letvice unaprijed danih dimenzija, nema potrebe za slaganjem slojeva kompozita u Abaqus-u. Pojas je određen kao jedan sloj kompozita čija debljina odgovara debljini letvice.

Prilikom opisivanja orijentacije materijala važno je uzeti u obzir grešku koja se može pojaviti u Abaqus/CAE-u. Tijekom definiranja orijentacije slojeva potrebno je odrediti lokalne koordinatne sustave, pri čemu osi 1 i 2 leže u ravnini pojedinih slojeva, a os 3 je normala na njih. Problem se javlja ako se za referentni koordinatni sustav odabere globalni koordinatni sustav. Iako će u pretprocesoru lokalni sustavi biti dobro prikazani, naknadnim pregledom rezultata se vidi da je analiza pogrešno provedena s lokalnim koordinatnim sustavima proizvoljnih orijentacija [16]. Stoga, kako bi se riješio ovaj problem, napravljen je referentni koordinatni sustav čije se osi poklapaju s osima lokalnih koordinatnih sustava.

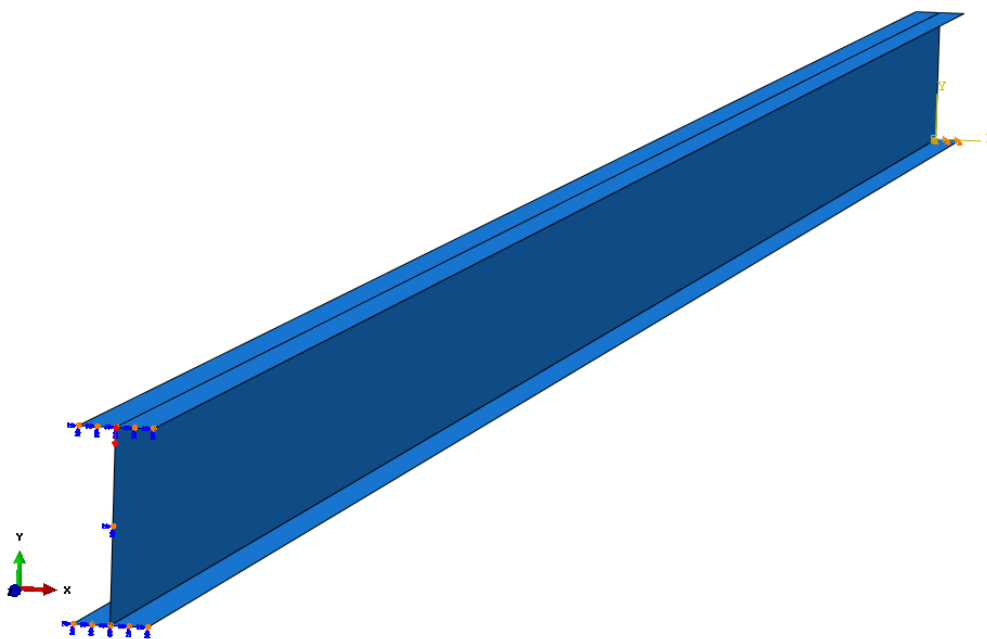
Model je diskretiziran koristeći 2D elemente za analizu ljusaka (S4R). Mreža konačnih elemenata, s obzirom na relativnu jednostavnost geometrije, napravljena je dovoljno gusta da se eliminira potreba za provjerom konvergencije rješenja, pod pretpostavkom da trajanje analize nije dulje od nekoliko desetaka sekundi (slika 5.1). Prilikom diskretizacije napravljen je kompromis između odnosa debljine ljuske i veličine konačnih elemenata kojima je model diskretiziran. Globalna veličina konačnog elementa 2,5 puta je veća od debljine pojasa. Model ramenjače dimenzija 16x2(44) mm diskretiziran je s 5287 čvorova odnosno 4960 elemenata (slika 4.3).



**Slika 4.3** Mreža konačnih elemenata za 2D model

#### 4.1.4.3. Rubni uvjeti i opterećenje

Rubni uvjeti i sila modelirani su na način da odgovaraju modelu opterećenja opisanom u poglavlju 4.1.3.2. Rubni uvjeti simetrije definirani su na sredini ramenjače u ravnini  $XY$ . Dodatno je spriječen pomak u smjeru osi  $X$  kako bi se simulirao spoj trupa s konstrukcijom krila. U istoj ravnini na sredini presjeka ramenjače postavljena je koncentrirana sila u negativnom smjeru osi  $Y$  iznosa koji odgovara polovini vrijednosti definirane u jednadžbi (26). Na vanjskom rubu krila postavljen je oslonac koji je modeliran sprječavanjem pomaka u smjeru osi  $X$  i  $Y$ . Time su definirani rubni uvjeti i opterećenje koji odgovaraju statičkom testu (slika 4.4).



**Slika 4.4** Model ramenače s rubnim uvjetima i koncentriranom silom

#### **4.1.5. Numerička analiza**

Konstrukcija se analizira na način da zadovolji kriterije čvrstoće i izvijanja. Također je važno uzeti u obzir i progib cijele konstrukcije krila koji treba biti što manji. Razlog leži u tome što bi veliki progibi utjecali na pokretnost upravljačkih površina, a time i ugrozili manevarske sposobnosti letjelice.

Analiza je rađena iterativno, pri čemu je za visinu ramenače uzeta maksimalna vrijednost od 44 mm (opisano u poglavlju 4.1.1), dok se dimenzije pojaseva mijenjaju. Širina pojaseva se smanjuje po 2 mm, a debljina bira između 1 mm i 2 mm. Debljine pojaseva određene su ponudom dobavljača [17]. Opterećenje se tijekom cijelog postupka iteriranja ne mijenja već ostaje jednako izrazu (26).

##### **4.1.5.1. Hashinov kriterij popuštanja**

Za kriterij popuštanja korišten je Hashinov kriterij koji prema [18] daje četiri vrijednosti popuštanja koje se odnose na:

- pucanje vlakna pod vlačnim opterećenjem,
- izvijanje vlakna pod tlačnim opterećenjem,
- lom matrice pod poprečno vlačnim opterećenjem,
- lom matrice pod poprečno tlačnim opterećenjem.

Hashinov kriterij popuštanja zadovoljen je ukoliko su iznosi svih pojedinih vrijednosti popuštanja manje od 1. U suprotnom je došlo do popuštanja po kriteriju čija je vrijednost veća od 1.

#### 4.1.5.2. Kriterij izvijanja

Kriterij izvijanja odnosno gubitka stabilnosti konstrukcije se definira kao

$$\lambda = \frac{F_{kr}}{F}, \quad (27)$$

gdje  $\lambda$  predstavlja svojstvenu vrijednost (eng. *eigenvalue*),  $F_{kr}$  kritičnu silu pri kojoj dolazi do izvijanja, a  $F$  narinutu silu.

Različiti iznosi svojstvenih vrijednosti pri analizi u Abaqus-u određuju načine izvijanja (svojstvene modove, eng. *eigenmode*) odnosno forme koje konstrukcija zauzima prilikom izvijanja. Od važnosti za proračun je prvi način pri kojem je došlo do globalnog izvijanja konstrukcije [19]. Prilikom numeričke analize u Abaqus-u moguća je pojava negativnih svojstvenih vrijednosti. Negativni predznak svojstvene vrijednosti upućuje na način izvijanja koji bi nastao ukoliko je narinuta sila suprotnog predznaka. Za prikaz rezultata se uzimaju pozitivni iznosi vlastitih vrijednosti jer one odgovaraju stvarnoj orijentaciji opterećenja ramenjače [20].

#### 4.1.6. Rezultati analize

Urađeno je ukupno pet numeričkih analiza za različite dimenzije ramenjače. Rezultati tih analiza dani su u tablici 4.3. Kao što je već navedeno u poglavlju 4.1.4.1, za opis dimenzija ramenjače se koristiti izraz  $b \times t$  ( $h$ ) mm, gdje  $b$  označava širinu pojasa odnosno struka,  $t$  debljinu pojasa a  $h$  ukupnu visinu ramenjače.

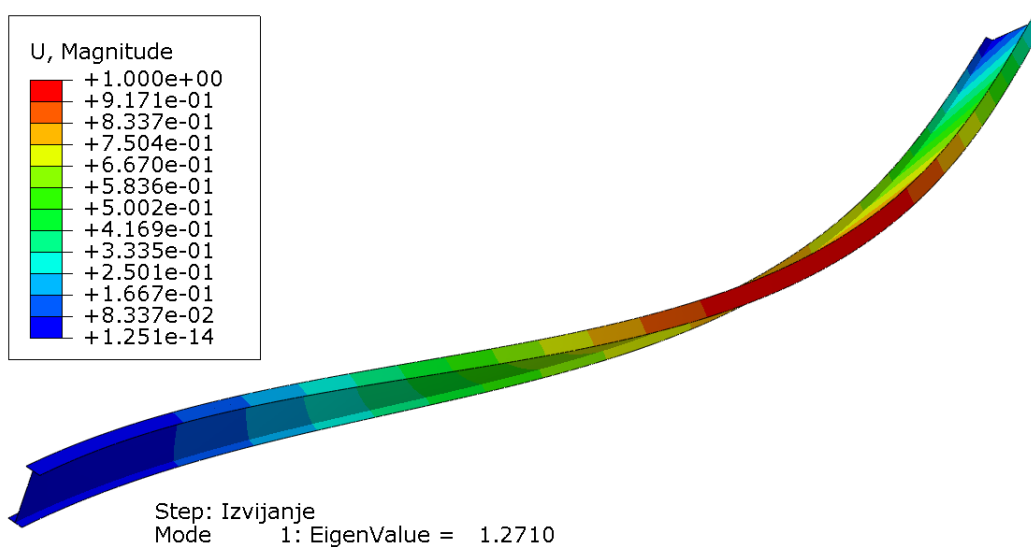


Tablica 4.3 Rezultati numeričke analize

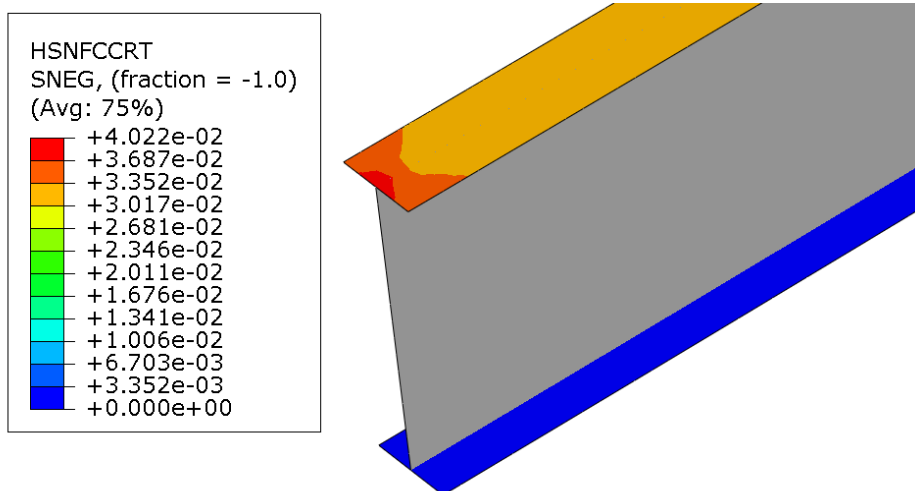
br.	dimenzije [mm]	$\lambda$	HSNFCCRT	progib [mm]	masa [g]
1	16x2(44)	4.0412	0,07042	30,87	619,5
2	12x2(44)	1,7239	0,0123	41,55	464,42
3	10x2(44)	1,0576	0,0179	49,36	387,72
4	12x1(44)	1,271	0,0422	71,43	350,98
5	10x1(44)	0,7767	0,05845	85,66	292,48

U tablici 4.3  $\lambda$  označava iznos prve svojstvene vrijednosti pri kojoj je došlo do globalnog izvijanja ramenjače, HSNFCCRT Hashinov kriterij za tlačno popuštanje vlakana, a iznos mase se odnosi na cijelu ramenjaču. Od proračunatih vrijednosti, jedino analiza broj 5 ne zadovoljava kriterij gubitka stabilnosti.

Slika 4.5 prikazuje prvi način izvijanja za analizu broj 4, koji je ujedno i prvi globalni način izvijanja. Na slici je uočljiva rotacija poprečnog presjeka na mjestu oslonca što je posljedica rubnih uvjeta. Potrebno bi bilo izvršiti testiranje da se pokaže simuliraju li rubni uvjeti na mjestu oslonca stvarno stanje.

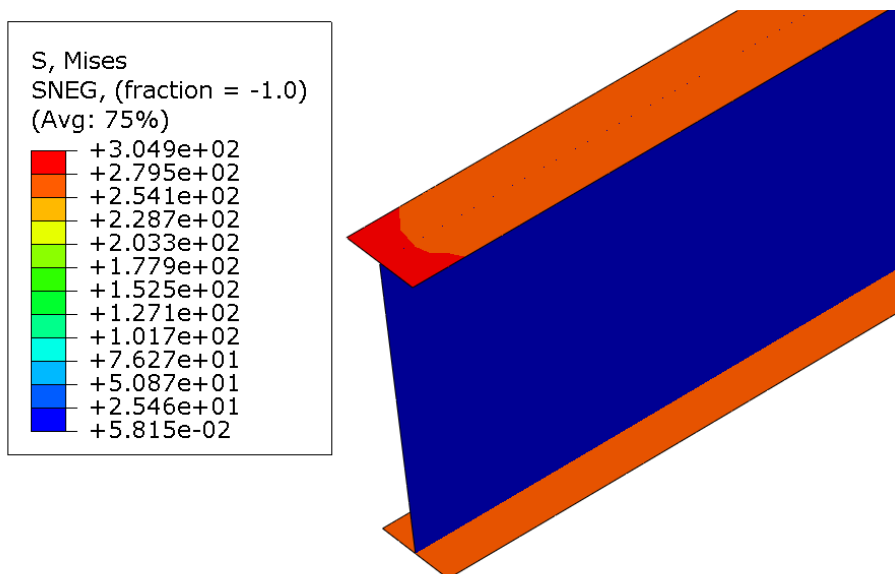


Slika 4.5 Prvi način izvijanja, ramenjača dimenzija 12x1(44) mm



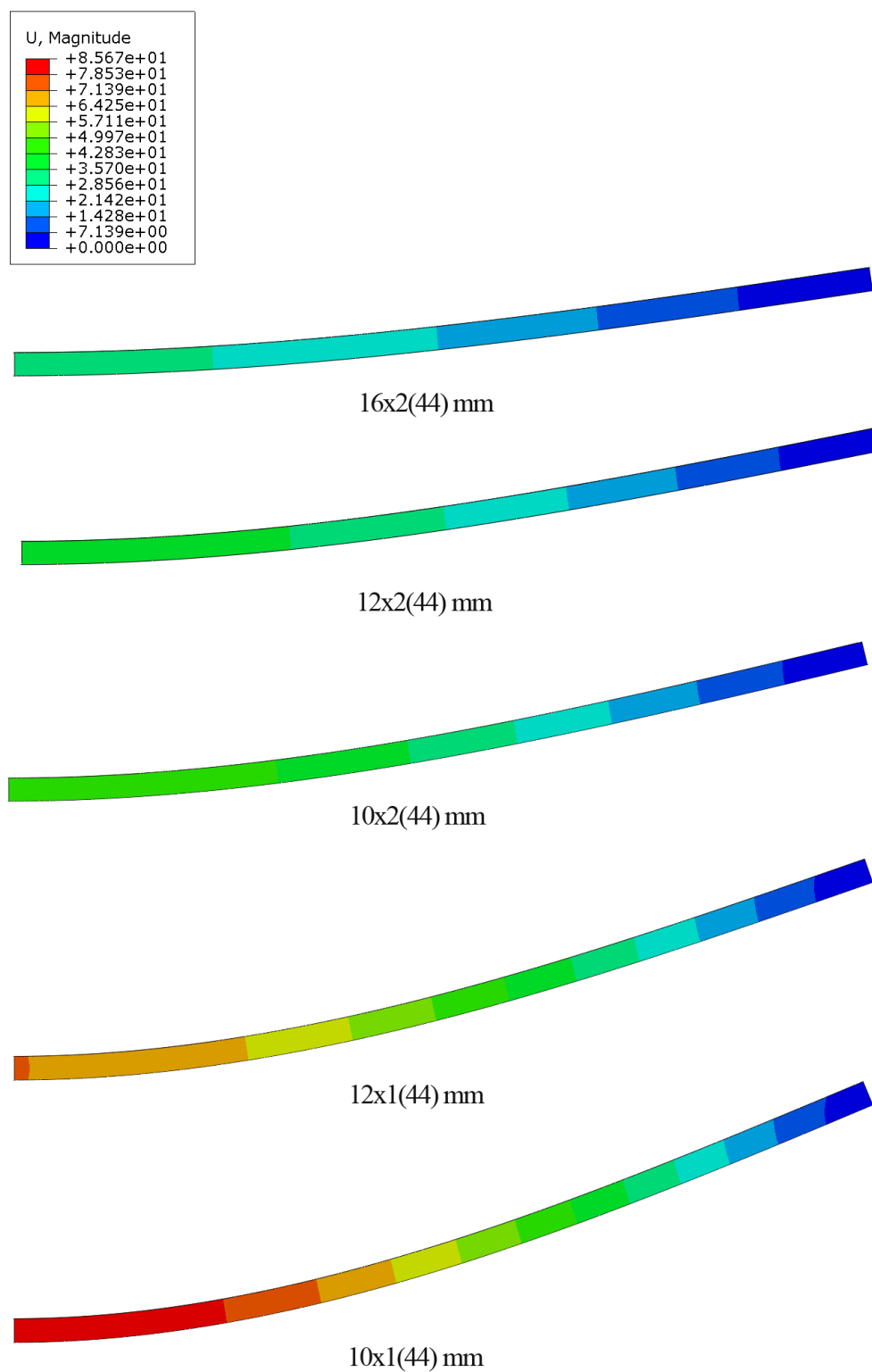
**Slika 4.6** Kriterij popuštanja po Hashinu [-] za tlačno popuštanje vlakana, ramenjača dimenzija 12x1(44) mm

Na slici 4.6 crvenom bojom su izraženi lokaliteti u kojima se javlja najveće tlačno naprezanje vlakana.



**Slika 4.7** Naprezanja po Von Misesu [N/mm<sup>2</sup>], ramenjača dimenzija 12x1(44) mm

Slika 4.7 pokazuje da se najveća naprezanja pojavljuju u pojasevima na sredini ramenjače, što je u skladu s očekivanjima. Naprezanja u struku ramenjače imaju vrlo male vrijednosti.



**Slika 4.8 Progib ramenjača [mm]**

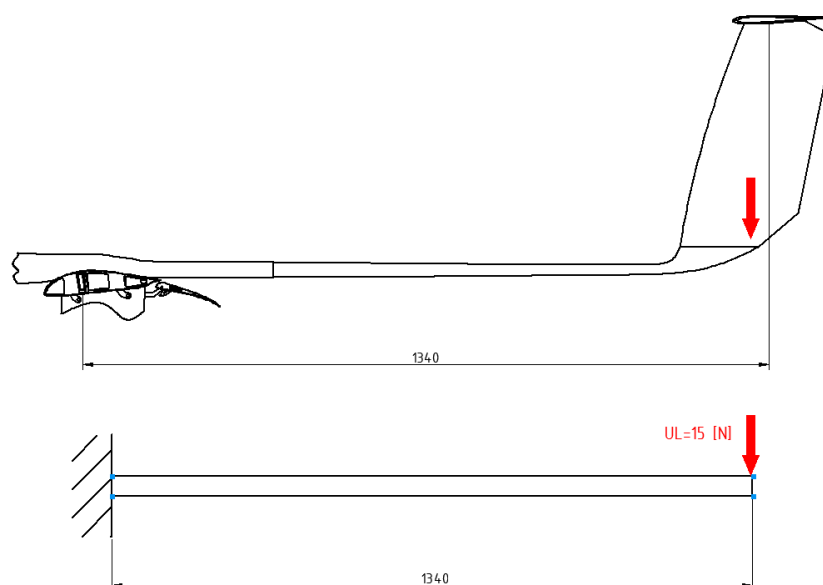
Prikaz progiba ramenjača (slika 4.8) uvećan je faktorom povećanja 5.

Iz provedenih analiza može se zaključiti da će prije doći do gubitka stabilnosti konstrukcije nego do popuštanja. Za primjer se može uzeti analiza broj 3. Dok je vrijednost Hashinovog kriterija za tlačno popuštanje vlakana dva reda veličine manji od kritičnog, kritična sila izvijanja  $F_{kr}$  je otprilike 6% veća od narinute sile. Razlog leži u tome što je CFRP jednosmjeren materijal, pri čemu su sva vlakna usmjerena u pravcu najvećih naprezanja. Zbog vrlo visoke čvrstoće vrijednosti kriterija su izrazito niski. Upravo zbog usmjerenosti vlakana u smjeru najvećih naprezanja vrijednost kriterija popuštanja matrice je još nekoliko puta manji.

Za izradu je odabrana ramenjača dimenzija 16x2(44) mm, iz razloga smanjenog progiba i dovoljno velike zalihe sigurnosti. Nadalje, odlučeno je da će napraviti suženje ramenjače koje počinje na 38% poluraspona u svrhu uštede ukupne mase ramenjače.

#### 4.2. Analiza čvrstoće cijevnog nosača

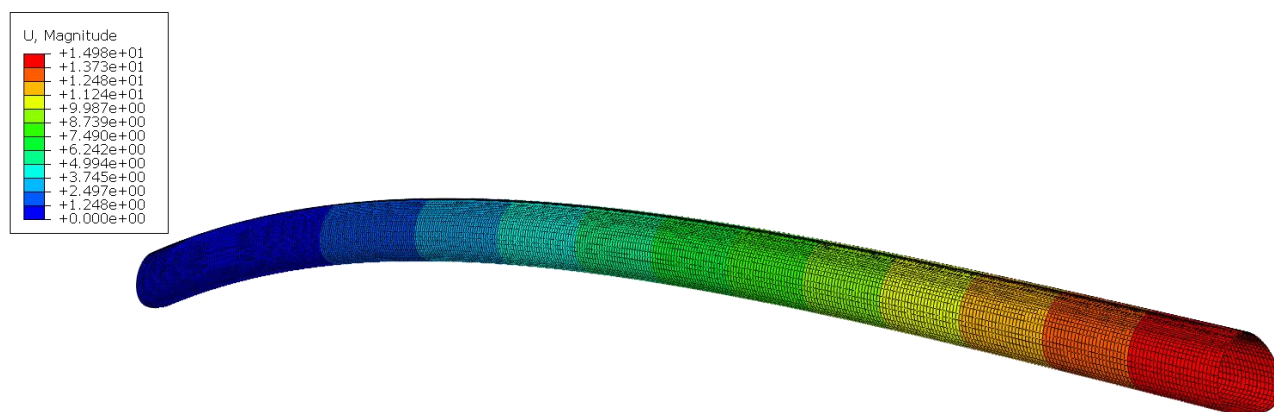
Cijevni nosač (eng. *boom*) spaja rep letjelice s krilom i kutijom za teret. Opterećen je na savijanje i torziju. Proračun se vrši za savijanje i to na način da se nosač uklješti na mjestu spajanja s ramenjačom i potom opteretiti koncentriranom silom koja predstavlja opterećenje nastalo zbog repa (slika 4.9). Postupci i metode korištene u proračunu cijevnog nosača prikazane su u poglavlju 4.1.



Slika 4.9 Model opterećenja cijevnog nosača korišten u numeričkoj analizi

Cijevni nosač je izrađen od jednousmjerenog CFRP sa slojevima postavljenim pod kutovima od  $0^\circ$  i  $45^\circ$ . Geometrija je promjenjiva i sužava se prema repu. Progib cijevnog nosača je kritični parametar koji se promatra pošto može utjecati na upravljivost i stabilnost letjelice. Za iznos maksimalnog dopuštenog progiba iskustveno je uzeto 20 mm. Podatak je dan od strane iskusnih aviomodelara.

Numeričkom analizom dobiven je progib od 15 mm, što je unutar granica dopuštenog (slika 4.10).

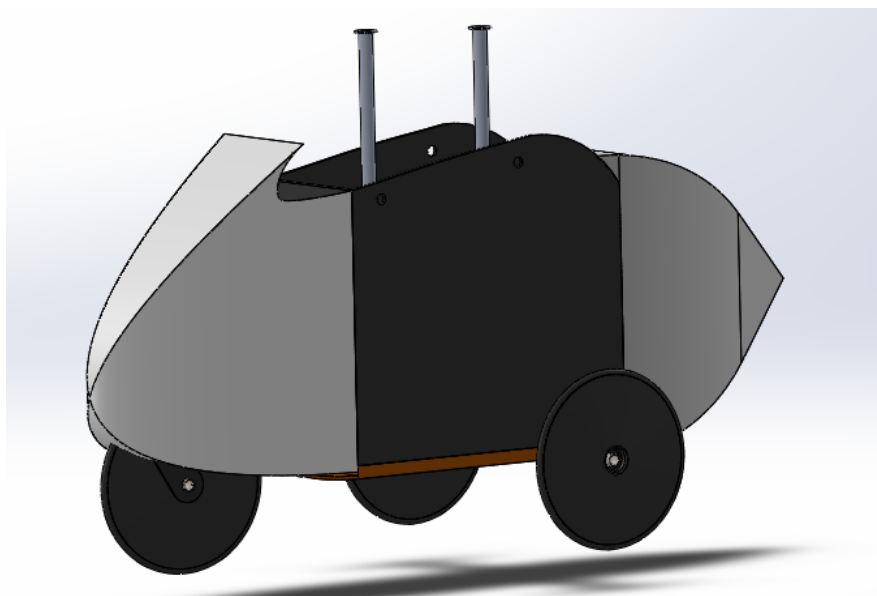


Slika 4.10 Progib cijevnog nosača [mm]

## 5. IZRADA

### 5.1. Podvozje

Podvozje je vrlo bitan element letjelice koji, osim primarne zadaće upijanja udara prilikom slijetanja i zaustavljanja letjelice, nosi i koristan teret letjelice. U narednim poglavljima će se detaljno opisati tehnologije i procesi izrade podvozja (slika 5.1)



Slika 5.1 Model podvozja

#### 5.1.1. Nosiva ploča

Nosiva ploča (slika 5.2) je konstrukcijski element koji povezuje teretnu kutiju, osovinu i teret.



Slika 5.2 Model nosive ploče

Izrađena je od sendvič konstrukcije dobivene ručnim postupkom laminiranja ugljičnih vlakana na 3 mm debelu šperploču od lakog drva. Funkcija šperploče je povećanje debljine ploče uz mali prirast težine. Proces je proveden na sljedeći način: na kalup izrađen od drva nalijepljena je zaštitna traka kako bi se omogućilo odvajanje gotovog proizvoda od kalupa te je na pripremljeni kalup nanoseno nekoliko slojeva ugljik/epoksi kompozita. Zatim je postavljena šperploča, s funkcijom ispune, koja je prethodno premazana epoksidnom smolom kako bi se postigla što bolja veza te je na ispunu nanoseno nekoliko slojeva usmoljenih ugljičnih vlakana (slika 5.3).



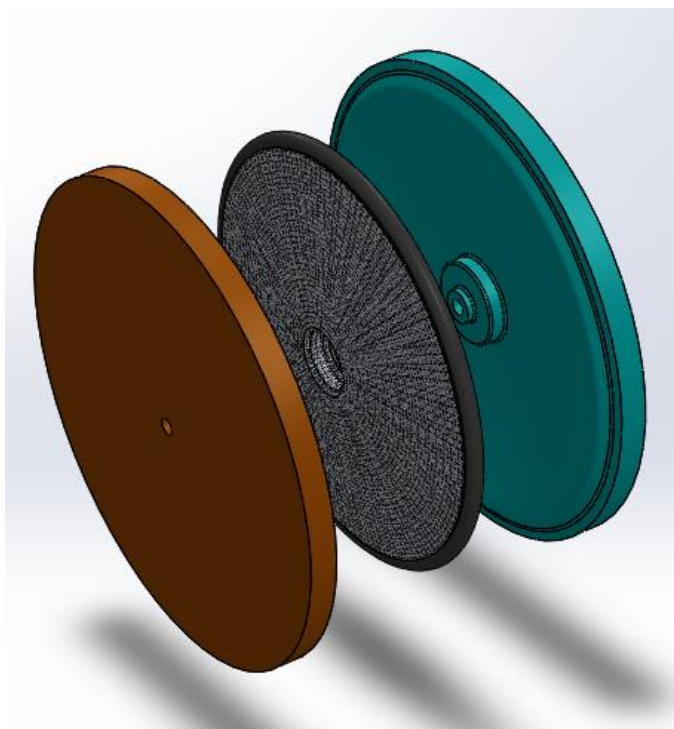
**Slika 5.3 Izrada nosive ploče**

Potom je postavljen sloj neljepljive perforirane folije preko koje je postavljen sloj apsorbirajućeg platna. Kalup s prethodno postavljenim slojevima je vakuumiran u vakuumskoj foliji te odložen u peć. Kod takvih uvjeta prerade smanjuje se viskozitet smole i višak smole se odvoji od proizvoda te se dobije proizvod potrebnih mehaničkih svojstava.

Nakon polimerizacije smole pri temperaturi od 80 °C slijedilo je izrezivanje ploče na točne dimenzije i bušenje provrta za nosač prednjeg kotača. Provrta prednjeg kotača naknadno je ojačan dodatnom kompozitnom pločom te je u provrt ugrađena metalna čahura.

### 5.1.2. Kotači

Kotači su izrađeni ručnim laminiranjem u kalupu. Kalup je izrađen kao negativ, tokarenjem nehrđajućeg čelika iz dva dijela (slika 5.4).



Slika 5.4 Model kalupljenja kotača

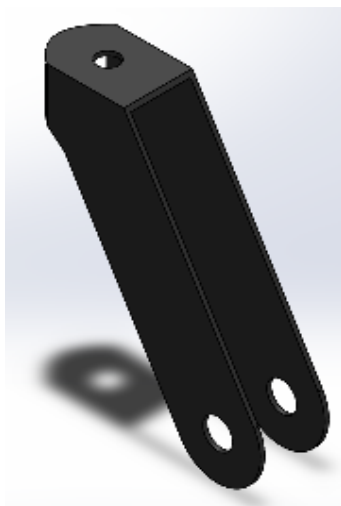
Proces proizvodnje kotača započinje nanošenjem odvajača *FORMULA FIVE*® na plohe kalupa kako bi se proizvod mogao odvojiti od kalupa te su potom u polovice kalupa naneseni smola i ugljična vlakna. Na vlakna je postavljena perforirana folija i apsorbirajuće platno, zatim je sve vakuumirano te odloženo u peć. Nakon polimerizacije smole dobivene su nosive ljuske. Polovice ljusaka su zalijepljene s mješavinom smole i punila, gdje su se kao punilo koristili mikrobalozi i pamučne pahuljice. Mikrobalozi su mikro šuplje sfere od borosilikatnog stakla.

Drugi dan nakon polimerizacije ljepila na obodu kotača je istokaren utor za gumeni prsten. Gumeni prsten je zalijepljen na nosivu ljusku cijanoakrilatnim ljepilom za gumu. Na samom kraju izrade u kotač su zalijepljeni valjni ležajevi.



### 5.1.3. Nosač prednjeg kotača

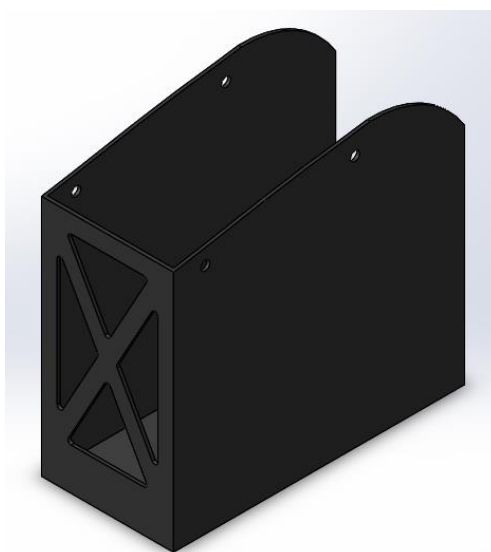
Osnovne funkcije nosača prednjeg kotača su omogućiti skretanje prilikom rulanja po pisti i prenijeti opterećenje s nosive ploče na kotač. Izrađen je u obliku U profila od ugljičnog kompozita koji je učvršćen preko aluminijske osovine za nosivu ploču i povezan sa servomotorom. Slika 5.5 prikazuje model nosača prednjeg kotača.



Slika 5.5 Model nosača prednjeg kotača

### 5.1.4. Kutija za teret

Osnovna funkcija kutije za teret (slika 5.6) je prihvatiti teret i prenijeti opterećenje na letjelicu i nosivu ploču.



Slika 5.6 Model kutije za teret

Kalup za kutiju izrađen je od drva (slika 5.7) na koji je postavljen sloj zaštitne folije kako bi se omogućilo odvajanje proizvoda od kalupa. Na pripremljeni kalup nanese se nekoliko slojeva ugljičnog platna (gustoće 93 g/m<sup>2</sup>) i smole (slika 5.8), na što je položena perforirana folija i apsorbirajuće platno te je sve zajedno vakuumirano i odloženo u peć.



**Slika 5.7 Kalup kutije za teret**

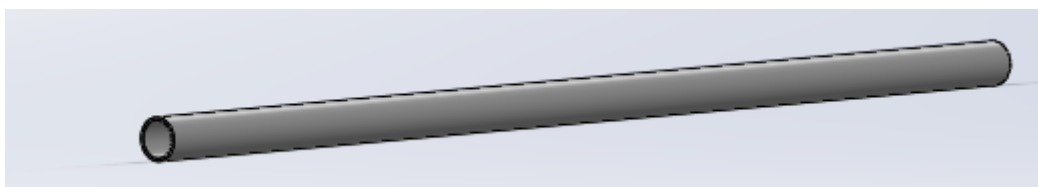


**Slika 5.8 Izrada kutije za teret**

Nakon polimerizacije na temperaturi od 80 °C dobiven je materijal zahtijevanih fizikalnih i mehaničkih svojstava. Sljedećeg dana kutija je odvojena od kalupa te je izrezana na točne dimenzije.

### 5.1.5. Osovina

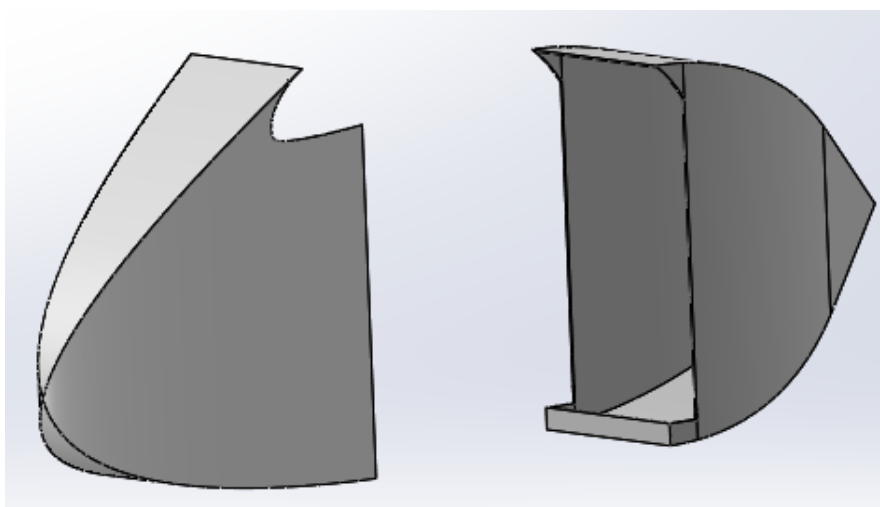
Osovina, čiji je model prikazan na slici 5.9, je najopterećeniji dio na letjelici. Izrađena je rezanjem na točnu dimenziju cijevi legiranog čelika (CrMo) promjera 8 mm i debljine stjenke 1 mm. U cijev je urezan navoj M6 za vijak koji drži kotač.



Slika 5.9 Model osovine

### 5.1.6. Aerodinamička obloga podvozja

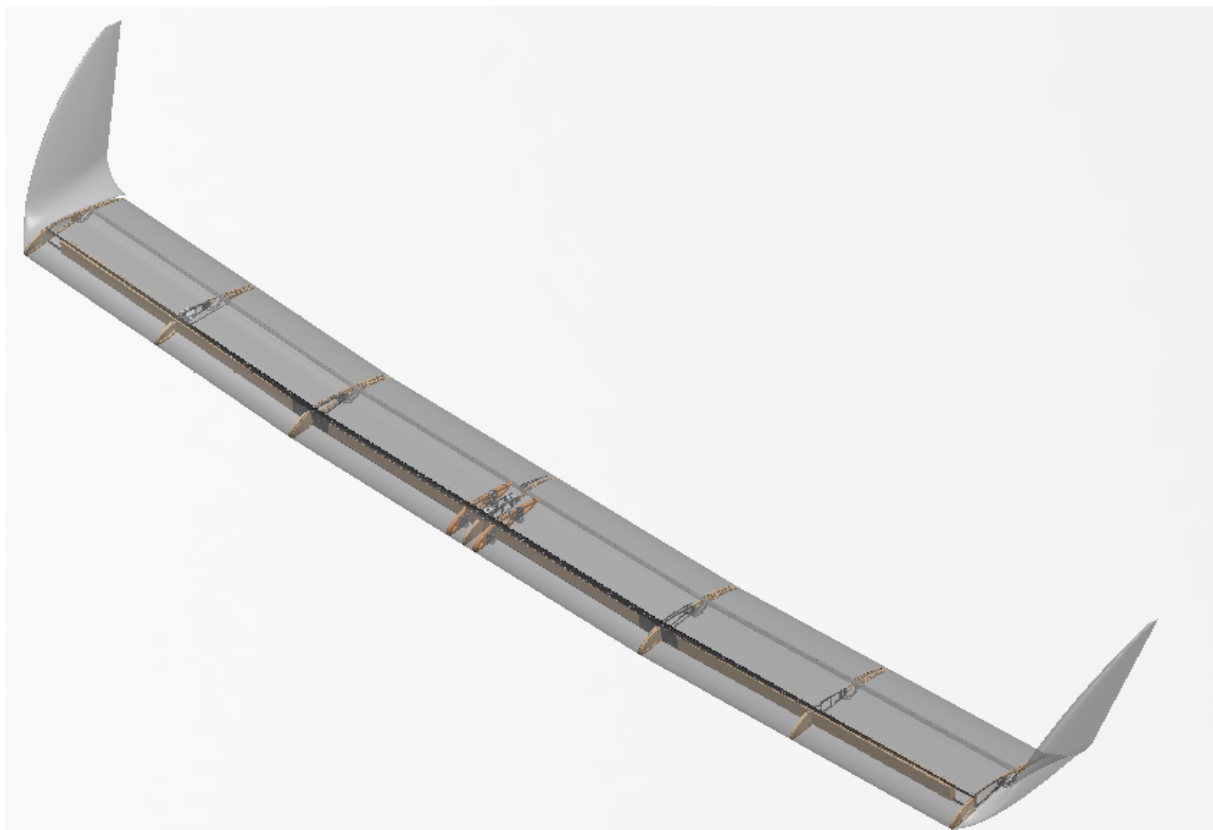
Funkcija aerodinamičke obloge je smanjenje otpora zraka kutije za teret. Obloga (slika 5.10) je izrađena od laganog drva balze debljine 2 mm. Proces izrade se sastojao od rezanja materijala na potrebne dimenzije, lijepljenja dijelova cijanoakrilatnim ljepilom i bojanja zaštitnim lakom.



Slika 5.10 Model aerodinamičke obloge podvozja

## 5.2. Krilo

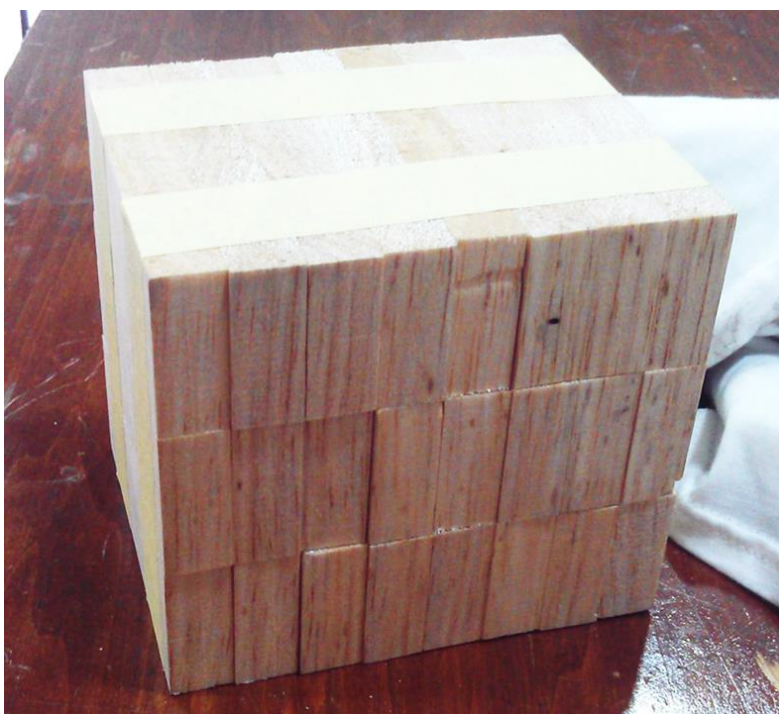
Krilo je glavna aerodinamička površina, osjetljiva na točnost izrade, pa joj je pri izradi posvećena velika pažnja. Krilo je podijeljeno na 3 odvojiva segmenta. Konstrukcija krila se sastoji od ramenjače, oplata i rebara. Slika 5.11 prikazuje model krila s vidljivom ramenjačom i rebrima.



Slika 5.11 Model krila s prikazanom ramenjačom

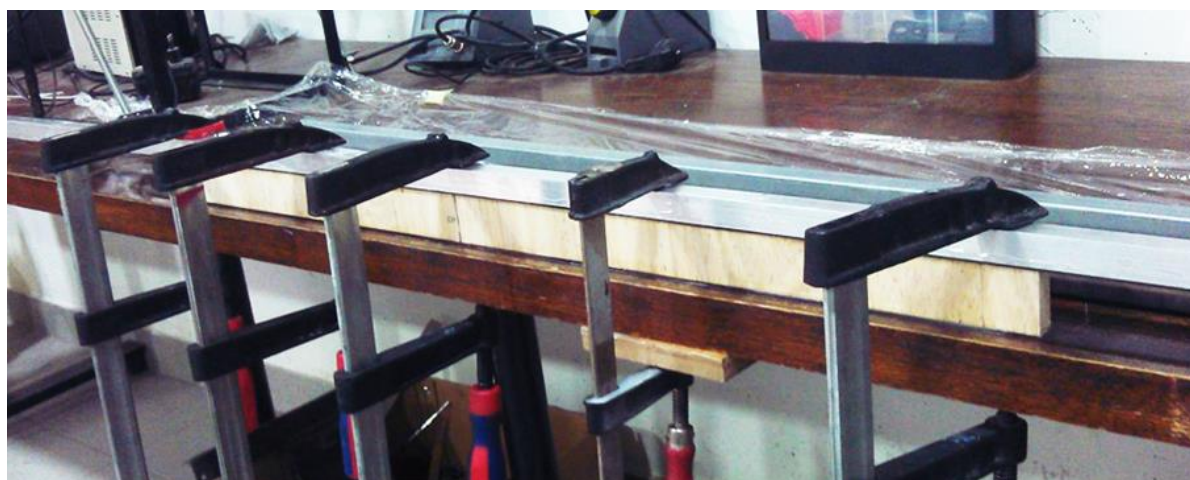
### 5.2.1. Ramenjača

Ramenjača je izrađena kao kompozitna konstrukcija. Proračun ramenjače dan je u poglavlju 4.1. Pojasevi su izrađeni od jednosmjernih ugljičnih vlakana, a strukovi od balze (slika 5.12) okomitog orijentiranog goda drva.



**Slika 5.12 Izrezani strukovi od balze**

Razlog odabira takve orijentacije godova kod struka su znatno bolja mehanička svojstva. Pojasevi su kupljeni kao gotovi poluproizvodi proizvedeni postupkom pultrudiranja [17]. Strukovi su rezanjem, lijepljenjem i brušenjem dovedeni na točnu dimenziju. Pojasevi su lijepljeni na strukove mješavinom epoksidne smole i mikrobalona. Na slici 5.13 se može vidjeti proces izrade ramenjače.



**Slika 5.13 Sastavljanje ramenjače**

Mikrobaloni su dodani u smolu zbog povećanja viskoziteta što onemogućuje drvu da upije veliku količinu ljepila. Tako se dobiva lijepljeni spoj potrebnih mehaničkih svojstava uz minimalni doprinos težine.

Nakon lijepljenja strukova i pojaseva u krajeve su ulijepljeni prethodno izrađeni dosjedi za spojnice krila. Ramenjača je bočno brušena (slika 5.14) u trapezni profil kako bi se smanjila ukupna masa i ujednačila naprezanja duž ramenjače.



**Slika 5.14 Bočno brušena ramenjača**

Usljedilo je pozicioniranje te lijepljenje sklopa rebara na koja se ovijeva podvozje. U zadnjoj fazi izrade, ramenjača je omotana ugljičnom jednosmjernom trakom (slika 5.15) u svrhu dodatnog osiguranja od odljepljivanja pojaseva, zatim je premazana epoksidnom smolom (slika 5.16) i omotana najlonskim platnom (eng. *Peel Ply*) (slika 5.17). Površina koja ostaje nakon uklanjanja najlonskog platna je pogodna za daljnje lijepljenje.



Slika 5.15 Omotavanje ramenjače



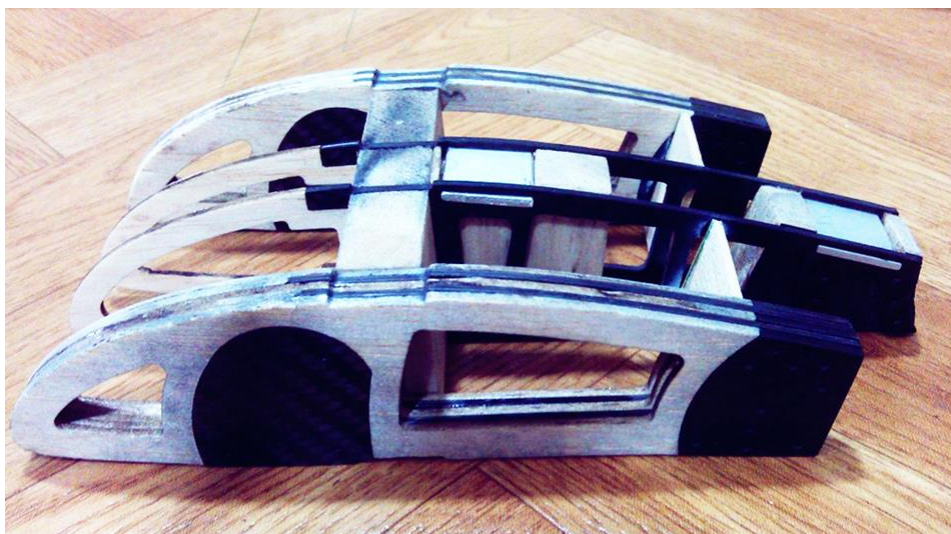
Slika 5.16 Nanošenje epoksidne smole



Slika 5.17 Omotavanje ramenjače najlonskim platnom

### 5.2.2. Rebra

Rebra su vrlo važni konstrukcijski elementi kojima je osnovna namjena prijenos opterećenja na ramenjaču. Od posebne su važnosti rebra središnjeg segmenta (slika 5.18) zbog svoje višestruke namjene. Ona povezuju podvozje s krilom odnosno s ramenjačom, povezuju trup i krilo, povezuju zakrilca s krilom te služe kao nosač servomotora za pomicanje zakrilaca.



Slika 5.18 Rebra središnjeg segmenta



Nosiva rebra su izrađena na CNC stroju glodanjem kompozitne ugljik/epoksi ploče debljine 2 mm. Ploča je kupljena kao gotov polu-proizvod. Uz kompozitna, korištena su i rebra od balze izrađena laserskim rezanjem, čime je postignuta visoka preciznost.



**Slika 5.19 Brušena rebra**

Površine rebara koje se lijepe ručno su pobrušene brusnim papirom kako bi se površina očistila od nečistoća prije lijepljenja epoksidnom smolom. Slika 5.19 prikazuje ručno brušena rebra.

Nosači za povezivanje zakrilaca i krila (slika 5.20) također su izrađeni glodanjem kompozitne ploče debljine 2 mm. U rebra su uprešane i ulijepljene čahure izrezane iz aluminijske cijevi. Glavna funkcija čahura je poboljšanje tarnih svojstava kliznih ležajeva oko kojih se rotiraju zakrilca te postizanje željene zračnosti u ležaju.



**Slika 5.20** Nosači za povezivanje krila i zakrilca

Rebra u zakrilcima (slika 5.21), koja služe za povezivanje zakrilaca i krila, izrađena su glodanjem sendvič materijala debljine 2,4 mm. Sendvič materijal je izrađen iz ispune od balze debljine 2 mm prevučene s dva sloja ugljik/epoksija sa svake strane. Postupak izrade ploče se sastojao od ručnog postupka laminiranja, vakuumiranja te toplinske obrade.

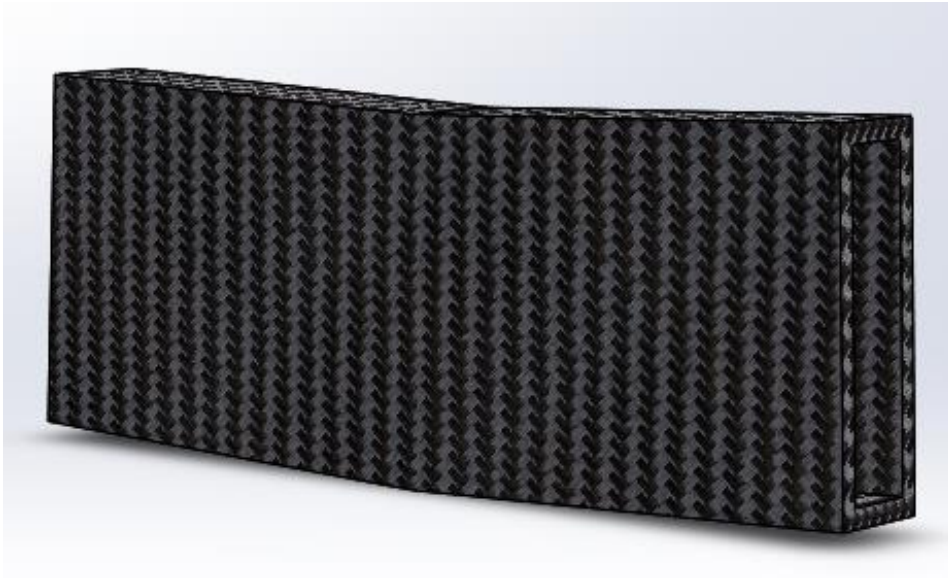
Sklop rebara izrađen je lijepljenjem 3 rebra i kompozitne cijevi. Između dva jednaka rebra ulijepljeno je rebro debljine jednake nosaču zakrilca iz razloga što između rebara dolazi nosač zakrilca. Zatim je u rebra ulijepljena kompozitna cijev koja je izrađena namatanjem usmoljene ugljične špage na prethodno pripremljenu osovinu. Funkcija cijevi je prihvatiti osovinu oko koje se zakrilce rotira.



**Slika 5.21** Rebra u zakrilcima

### 5.2.3. Spojnice krila

Spojnica krila (slika 5.22) je važan nosivi element koji spaja dva segmenta krila, tj. povezuje ramenjaču. Spojnica mora preuzeti opterećenje s jednog segmenta krila i prenijeti ga na drugi bez velikih deformacija.



**Slika 5.22 Model spojnice krila**

Zbog tih zahtjeva spojnica je izrađena slično kao i ramenjača. Strukovi izrezani iz balze presvučeni su pletenim ugljičnim vlaknima, na koja su potom položena jednosmjerna ugljična vlakna koja čine pojaseve. Sve je to usmoljeno i prešano u metalnom kalupu, kao što je prikazano na slici 5.23, te toplinski obrađeno s ciljem postizanja što boljih mehaničkih svojstava.



**Slika 5.23 Izrada spojnice krila**

Nakon vađenja iz kalupa uslijedilo je rezanje na potrebnu dimenziju i fino brušenje. Gotova spojnica je poslužila kao kalup za izradu dosjeda koji se ugrađuje u ramenjaču. Na spojnicu je nanesen odvajač i nekoliko slojeva ugljičnih vlakana i smole. Izrada dosjeda spojnice krila prikazana je slikom 5.24.



**Slika 5.24 Izrada dosjeda za spojnicu krila**

Nakon polimerizacije dobiven je dosjed dovoljno male zračnosti.

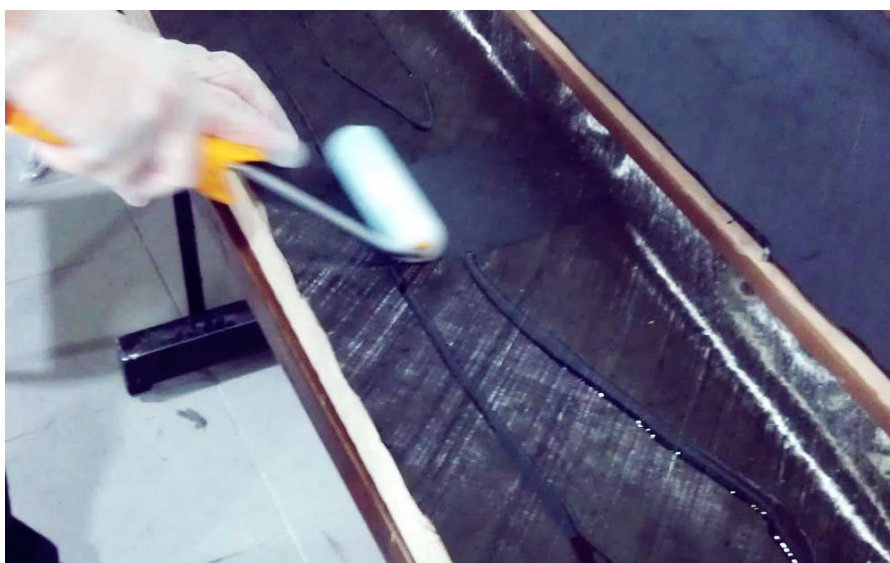
#### 5.2.4. Oplata i sklapanje konstrukcije krila

Prije početka izrade oplata trebalo je izraditi kalup. Odlučeno je kalup izraditi glodanjem, a kao materijal kalupa odabran je polimer *Necuron 651*. Taj materijal ima slična svojstva kao drvo, ali je za razliku od drva homogene teksture. Nakon glodanja kalup je potrebno brusiti te polirati. Brušenje (slika 5.25) je odrađeno ručno vodobrusnim papirom od granulacija 280 do 1200 u vodi.



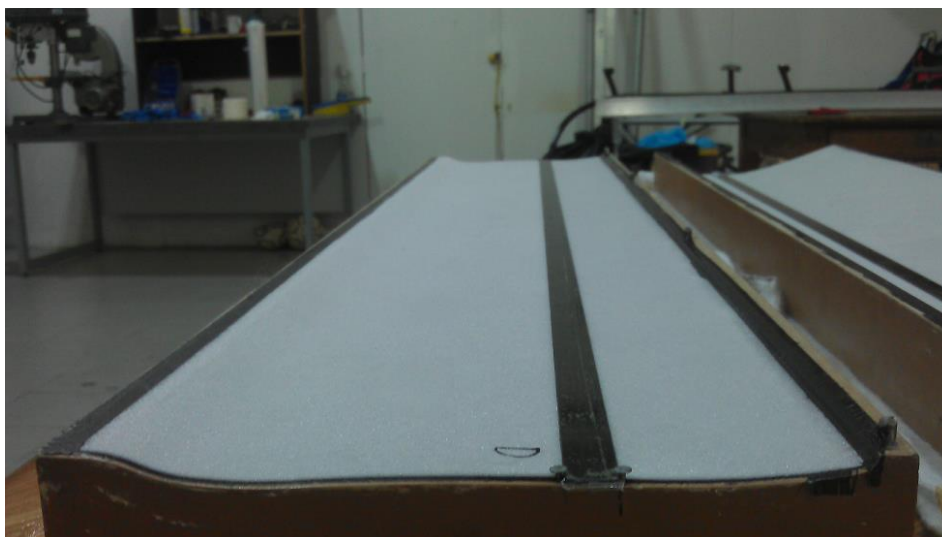
Slika 5.25 Brušenje kalupa krila

Poslije brušenja kalup je očišćen i premazan s 5 slojeva voska *FORMULA FIVE®* te je nanesen sloj odvajача *PVA*. Oplata je izrađena od jednog sloja dvosmjernog ugljičnog platna težine 39 g/m<sup>2</sup> orijentacije vlakana  $\pm 45^\circ$ . Takva orijentacija je optimalna za preuzimanje naprezanja uslijed torzije. Platno je položeno u kalup te je na njega nanesena epoksidna smola pomoću valjka, kao što je prikazano na slici 5.26.



**Slika 5.26** Nanošenje epoksidne smole valjkom

Višak epoksidne smole je uklonjen papirnatim ručnicima. Na platno je položena prethodno izrezana ispuna u debljini 1 mm, što je prikazano na slici 5.27.



**Slika 5.27** Ispuna postavljena u kalup

Funkcija ispune je povećanje debljine ljuske što daje veću savojnu čvrstoću i smanjuje vjerojatnost pojave gubitka stabilnosti. Na ispunu je postavljen sloj staklenog platna težine 25 g/m<sup>2</sup> premazanog epoksidnom smolom. Zatim je postavljena perforirana folija i platno za provođenje zraka. Kalup je postavljen u vakuumsku foliju te vakuumiran (slika 5.28).

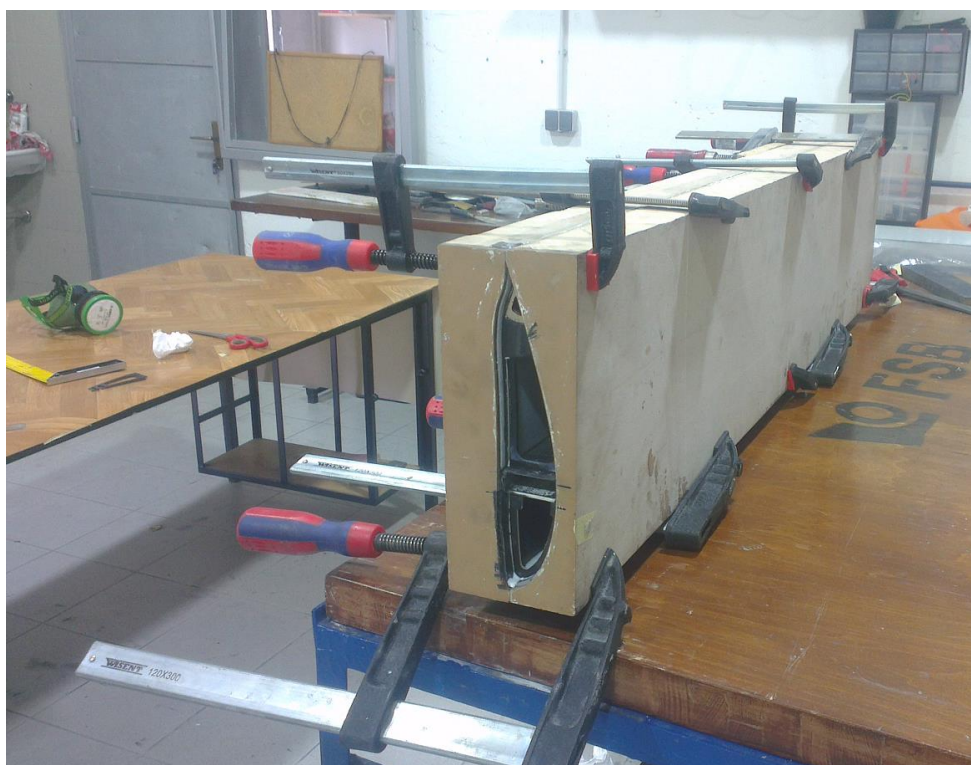


**Slika 5.28** Vakuumiranje oplata

Nakon polimerizacije smole u trajanju od 24 sata u kalup je pozicionirana ramenjača s rebrima. Na spoj ramenjače i ljuske nanešeno je ljepilo (slika 5.29) napravljeno miješanjem epoksidne smole i mikrobalona. Polovice kalupa se nakon nanošenja ljepila međusobno centriraju pomoću dosjednih zatika i pritežu pomoću stegača (slika 5.30).



**Slika 5.29** Nanošenje ljepila na ramenjaču



**Slika 5.30 Spajanje oplata krila**

#### **5.2.5. Zakrilca**

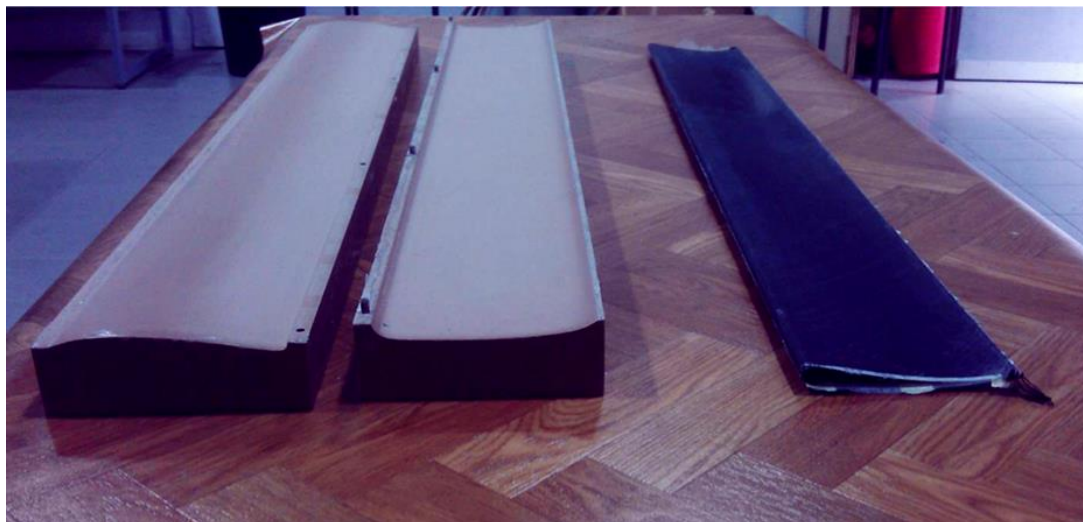
Oplata zakrilaca je izrađena jednakim postupkom kao i oplata krila, što je prikazano u poglavlju 5.2.4. U zakrilca su ulijepljena rebra za povezivanje s krilom (slika 5.31). Postupak spajanja dvije polovice zakrilca jednak je postupku spajanja krila, također prikazano u poglavlju 5.2.4.



**Slika 5.31 Rebra u zakrilcima**



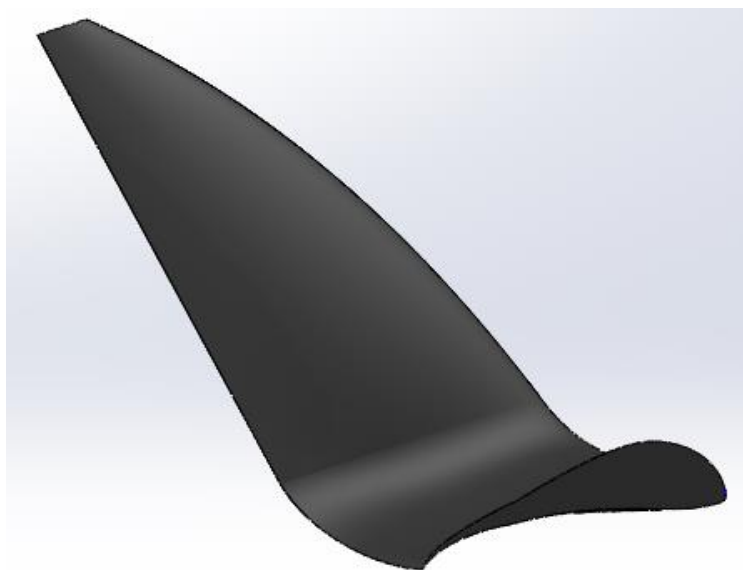
Nakon polimerizacije ljepila zakrilce je izvađeno iz kalupa (slika 5.32) te je uslijedila dorada: rezanje na točnu dimenziju, brušenje spojeva i čišćenje površine od ostataka odvajanja.



**Slika 5.32 Zakrilce**

#### **5.2.6. Završeci krila**

Završeci krila su bile najzahtjevnije aerodinamičke površine za izradu na ovoj letjelici. Razlog tome je složena geometrija koja se sastoji od kombinacije konkavnih i konveksnih ploha (slika 5.33).



**Slika 5.33 Model završetka krila**

Prvi korak izrade je proizvodnja i priprema kalupa. Kalup je proizveden glodanjem medijapan ploče (eng. *Medium Density Fibreboard*- MDF) izrađene od usitnjenog drva homogene teksture na 5-osnoj glodalici (slika 5.34).



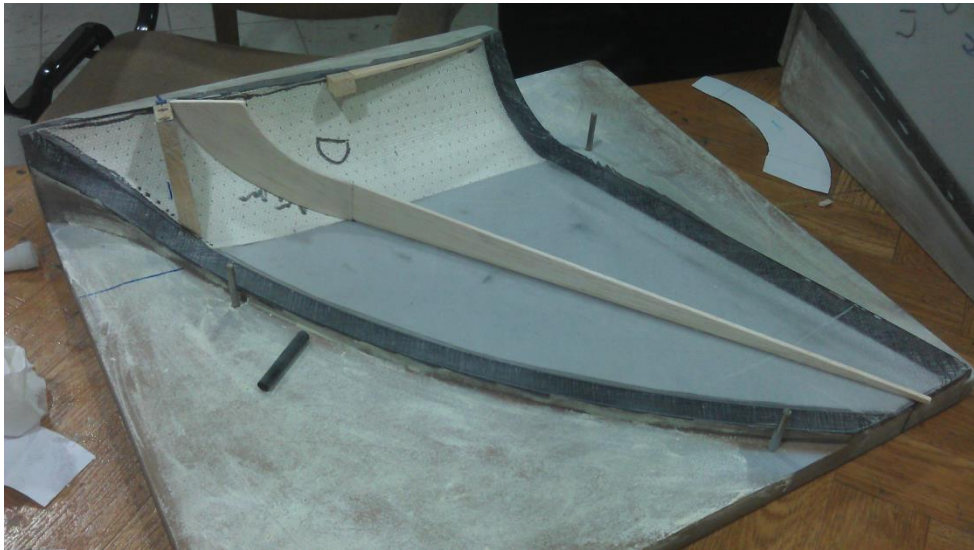
**Slika 5.34** Glodanje kalupa

Nakon glodanja kalup je trebalo lakirati i brusiti više puta kako bi se dobila glatka neporozna površina (slika 5.35).



**Slika 5.35** Završena priprema kalupa

Postupak izrade završetaka krila je jednak postupku izrade krila, što je prikazano u poglavlju 5.2.4. Kao vanjska oplata je korišten jedan sloj dvosmjernog ugljičnog platna gustoće 26 g/m<sup>2</sup>. Na površini koja je zakrivljena u dvije osi korištena je ispuna *Coremat® XM Non-woven core* debljine 2 mm. Razlog odabira ove ispune je njeno svojstvo dobre prilagodljivosti na složene oblike. Prije lijepljenja bilo je potrebno ugraditi ojačanja i prihvat za spojnicu s krilom (slika 5.36).



**Slika 5.36** Ojačanja u završetku krila

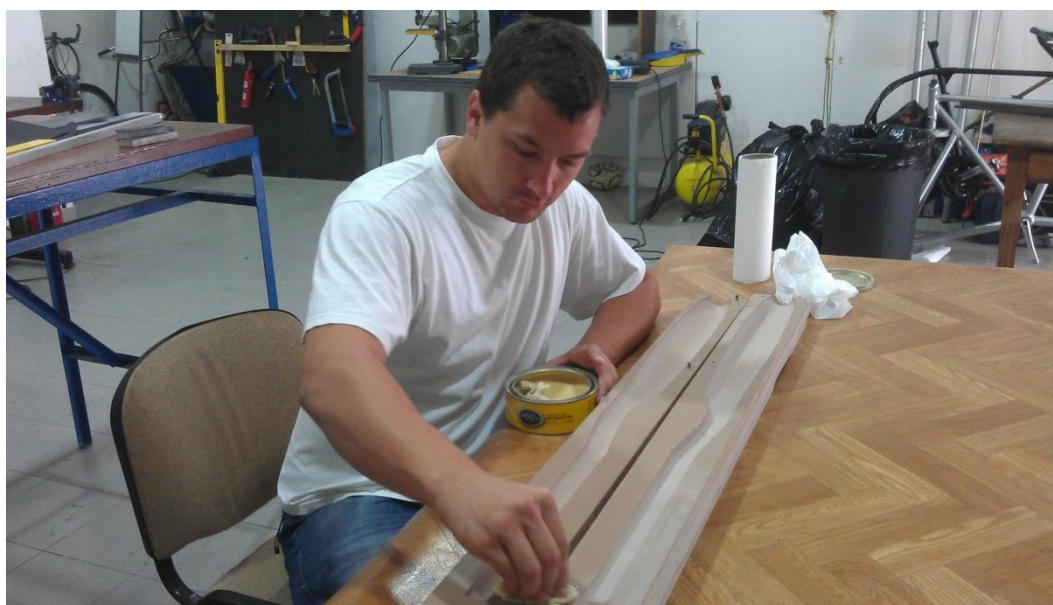
Poslije vađenja iz kalupa uslijedila je dorada i spajanje s ostatkom krila (slika 5.37).



**Slika 5.37** Izrađen završetak krila

### 5.3. Trup

Trup letjelice izveden je kao *monocoque* ljuska od ugljik/epoksi kompozita. Zbog ograničenih dimenzija transportne kutije, trup se sastoji od prednjeg i stražnjeg segmenta koji se spajaju spojnicom trupa. Postupci izrade prednjeg i stražnjeg segmenta su jednaki. Segment se sastoji od dvije polovice spojene uzdužno. Za svaku ljusku je izrađen i pripremljen kalup (slika 5.38) istim postupcima kao i za krilo, što je prikazano u poglavlju 5.2.4.



**Slika 5.38 Priprema kalupa**

Na kalup je položena tkanina od ugljičnih vlakana koja je potom premazana epoksidnom smolom. Preko toga je položena perforirana folija i sloj apsorbirajućeg platna koji upija višak smole i provodi zrak. Sve to je prekriveno folijom za vakuumiranje. Vakuumiranjem je osigurano prijanjanje ljuske na kalup dok se smola polimerizira.

Po završetku polimerizacije, s ljuske je uklonjena pomoćna folija i apsorbirajuće platno, no ljuska je ostavljena u kalupu. Nakon što je na kontaktnu površinu nanescena smola, polovice su sa svojim kalupima pritisnute jedna uz drugu. Po očvršću smole, kalupi su razdvojeni i segment je izvučen (slika 5.39).



Slika 5.39 Prednji segment trupa

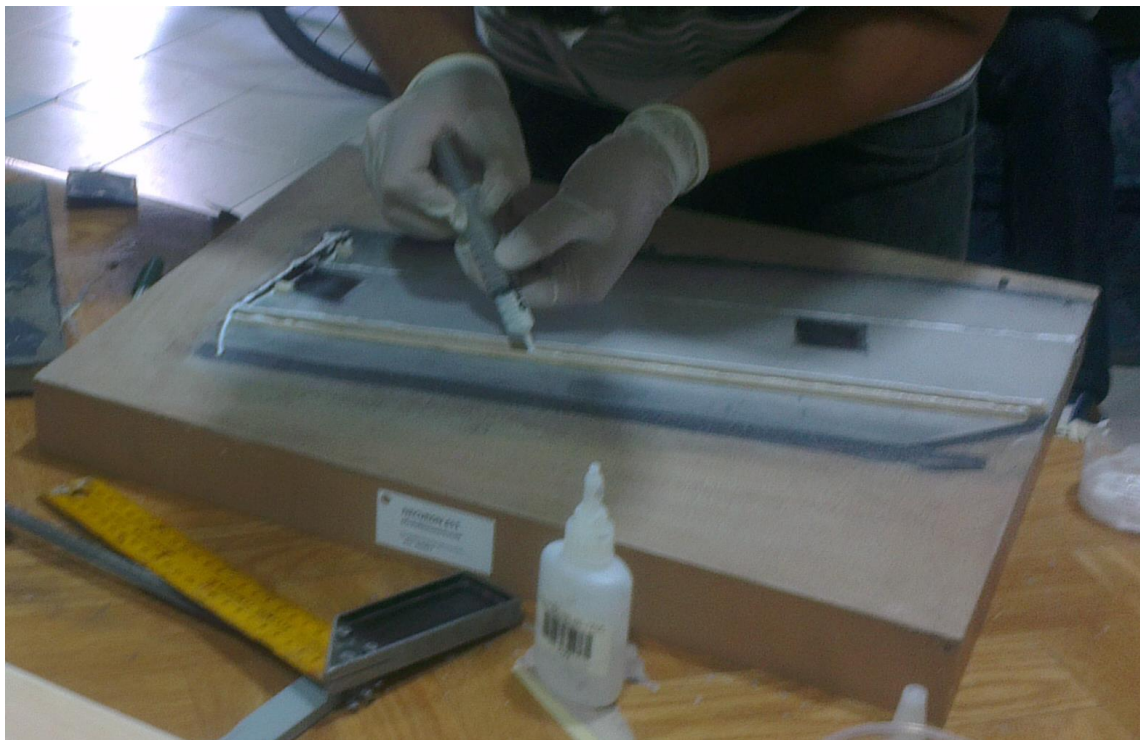
#### 5.4. Rep

Izrada repa u što spada horizontalni i vertikalni stabilizator, slična je izradi krila. Kalupi su izrađeni glodanjem na CNC stroju iz polimernog bloka. Oplata repa je izrađena od dvosmjernog ugljičnog platna težine 39 g/m<sup>2</sup> i epoksidne smole. Određeni dio površine je dodatno ojačan slojem ugljičnih vlakana (slika 5.40).



Slika 5.40 Dodatno ojačani dijelovi repa

Kao i u krilu, neposredno prije spajanja dvije polovice ljuske ugrađena su ojačanja: ramenjače i rebra (slika 5.41).



**Slika 5.41** Lijepljenje ramenjača repa

Ramenjače repa su proizvedene od letvica izrađenih od ugljičnih vlakana i balze. Letvice su kupljene kao poluproizvod izrađen postupkom pultrudiranja. Prije lijepljenja u ramenjaču, letvice su izrezane na potrebnu dimenziju. Nakon polimerizacije ljepila, repne površine su izrezane i brušene na točnu dimenziju.

### **5.5. Ispitivanje i testni letovi**

Tijekom izrade provedeno je ispitivanje čvrstoće podvozja. Gotov sklop podvozja je opterećen korisnim teretom i ispušten s visine od otprilike 20 cm na tvrdu podlogu (slika 5.42). Ovim testom je približno simulirano „tvrdo“ slijetanje.



**Slika 5.42 Simulacija slijetanja**

Prije odlaska na natjecanje provedeni su testni letovi. Prvi let je odrađen na aerodromu Lučko. Na prvom letu (slika 5.43) letjelica je opterećena s 4 kg korisnog tereta [21]. Nakon nekoliko letova uz postepeno dodavanje tereta prvi dan testiranja je završen letom sa 6 kg korisnog tereta (slika 5.44).



**Slika 5.43 Prvi testni let**



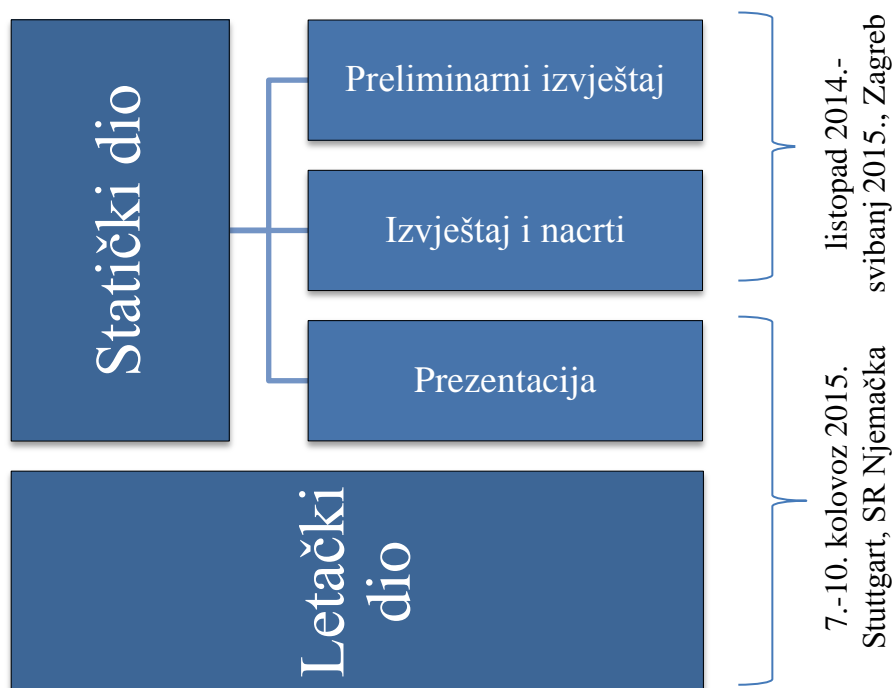
**Slika 5.44 Testni let sa 6 kg korisnog tereta**

Zbog potrebe za dužom asfaltnom pistom nastavak testiranja je proveden na aerodromu Grabovica pokraj Čazme. Tijekom testnih letova podignuta je najveća masa korisnog tereta u iznosu od 10,5 kg i ostvareno je 12 preleta.



## 6. NATJECANJE

Natjecanje *Air Cargo Challenge 2015* se moglo podijeliti na dva dijela: statički dio i letački dio. Jedan dio statičkog dijela natjecanja se odvijao prije dolaska u Stuttgart, tijekom faza projektiranja i izrade letjelice, kao što je prikazano na slici 6.1.



Slika 6.1 Dijagram natjecanja

### 6.1. Preliminarni i detaljni izvještaj

Kao što je navedeno u uvodu ovog poglavlja, preliminarni izvještaj te detaljni izvještaj i nacrti su se morali predati u strogo određenim rokovima prije natjecanja, a prezentacija i letački dio natjecanja su se odvijali u Stuttgartu. U preliminarnom izvještaju trebalo je navesti koje su osnovne ideje za letjelicu te status, tj. u kojoj je fazi projekt i što još treba napraviti uz obavezne fotografije kao dokaze početka radova.

Detaljni izvještaj se morao sastojati od uvoda, menadžmenta projekta (struktura tima, rokovi i financije), projektiranja aerodinamike i konstrukcije, predviđene mase tereta te detaljnih

nacrta letjelice. Ograničen je bio na maksimalno 30 stranica i pisan na engleskom jeziku. Sve naknadne promjene na letjelici uočene na natjecanju su se kažnjavale oduzimanjem bodova.

## 6.2. Prezentacija i prvi dan natjecanja

Samo natjecanje se odvijalo tri dana. Prvog dana su se obavljali pregledi letjelica i prezentacije (slika 6.2). Kriteriji za ocjenjivanje prezentacije su bili jasnoća informacija, artikulacija, stil prezentacije, naglašavanje zanimljivosti i posebnosti letjelice te teškoće na koje se nailazilo u projektu i zaključak u kojem se navodi što se sve moglo naučiti rješavajući inženjerske probleme.



Slika 6.2 Prezentiranje projekta letjelice *HUSZ Tern*

Paralelno s prezentacijama projekata održavali su se tehnički pregledi letjelica. Letjelica je na pregledu morala zadovoljiti sigurnosne kriterije koji su uključivali provjeru učvršćenja svih komponenti, provjeru svih elektroničkih dijelova i žica, provjeru radio stanice– upravljača, učvršćenje kutije za teret te provjeru rezervne baterije za upravljačke plohe kako bi letjelica mogla sigurno sletjeti u slučaju otkaza glavnog pogona. Zatim se pregledavao zadani

elektromotor i elisa i naposljetku se letjelica morala smjestiti u zadane gabarite. Na kraju prvog dana objavljeni su i rezultati dotadašnjeg dijela natjecanja (tablica 6.1).

**Tablica 6.1 Rezultati statičkog dijela natjecanja**

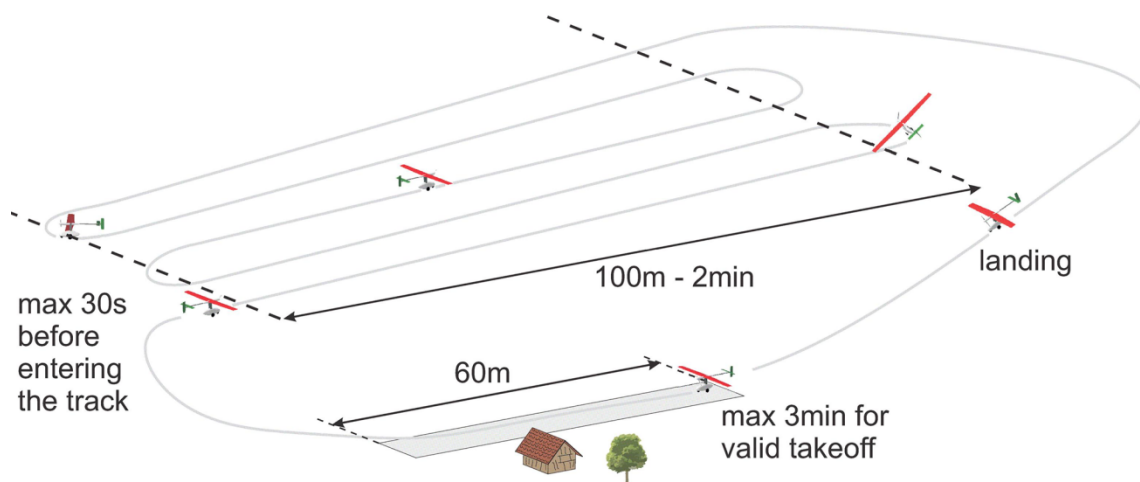
Mjesto	Ime ekipe	Država	Izvještaj	Nacrti	Prez.	Ukupno
1	Born TU Lift	Njemačka	46,5	28,75	22	97,25
2	ATLAS TEAM UPAT	Grčka	43,75	28,75	22,5	95
3	<b>EUROAVIA Zagreb</b>	Hrvatska	41,25	28,75	23,5	93,5
3	AIR	Kina	45,5	27,5	20,5	93,5
5	PISA Air Cargo Team	Italija	41	29	23	93
6	NPU INNOVATION	Kina	44,5	23,75	24,5	92,75
7	AeroUD-MET	Italija	41,5	29,25	20	90,75
8	Trencalos Team	Španjolska	41	25,5	23	89,5
9	AERO@UBI	Portugal	42,75	23	23,5	89,25
10	Podlasie Tigers	Poljska	41,25	27	20,5	88,75
11	Studencki Klub Modelarski Wojskowej	Poljska	43	28	17	88
12	EUROLIFTER	Poljska	41,5	25,25	21	87,75
13	UPC Venturi	Španjolska	42,5	24	21	87,5
13	High Flyers	Poljska	38	26	23,5	87,5
15	Team KU Leuven	Belgija	40	21,75	21,5	83,25
15	BUT Chicken Wings	Češka	40,75	23,5	19	83,25
17	Olisipo	Portugal	39	24,25	17,5	80,75
18	TrasnylAVIA	Rumunjska	39	13,25	18	70,25
19	The Lifters	Poljska	37	10	20,5	67,5
20	Owl Tamers Aero Design Team	Turska	37,25	5,75	18,5	61,5
21	SKYLINE	Srbija	32,5	23,25	0	55,75
22	Poznan Aero Design	Poljska	21,25	7	18,5	46,75
23	PhoeniX	Portugal	18	0	0	18

Statički dio natjecanja je nosio ukupno 110 bodova, od čega se 50 dodjeljivalo za detaljni izvještaj, 30 za nacрте i 30 za prezentaciju. Preliminarni izvještaj nije ulazio u sustav bodovanja. Nakon statičkog dijela natjecanja ekipa Fakulteta strojarstva i brodogradnje zauzela je 3. mjesto u ukupnom poretku.

### 6.3. Letački dio natjecanja

Drugi dan natjecanja označio je početak letačkog dijela. Kako bi let bio važeći trebalo je uzletjeti u 60 metara, za što su bile na raspolaganju 3 minute. Poslije polijetanja unutar 30

sekundi je trebalo pripremiti letjelicu za prelete, odnosno doseći dovoljnu visinu i stabilizirati letjelicu. Po isteku tih 30 sekundi je počelo odbrojavanje do 2 minute unutar kojih je trebalo napraviti što više preleta od 100 metara. Nakon toga je trebalo uspješno sletjeti. Shema letačkog dijela natjecanja prikazana je na slici 6.3.



Slika 6.3 Plan leta s istaknutim pravilima[1]

### 6.3.1. Bodovanje

Za ukupno bodovno stanje uzimao se u obzir let s najviše bodova. Bodovi na letačkom dijelu natjecanja su se dodjeljivali po formuli (1). Određen broj bodova se mogao oduzeti ekipi koja nije poštovala zadane rokove i propise. Bonus bodovi su se davali za dobro predviđanje mase tereta navedene u detaljnom izvještaju po jednadžbi

$$\text{Bonus bodovi} = 10 \cdot \left(1 - \frac{|\text{predviđeni teret} - \text{stvarni teret}|}{\text{predviđeni teret}}\right) \quad (28)$$

Nadalje, mjerilo se vrijeme ukrcanja tereta u letjelicu, pa su se određeni bonus bodovi mogli dobiti i za to po formuli

$$\text{Bonus bodovi} = 24 \cdot \left(1 - \frac{t}{120}\right); t < 120 \text{ s}; \quad (29)$$

$$\text{Bonus bodovi} = 0; t > 120 \text{ s}$$

U jednadžbi (29)  $t$  označava vrijeme izraženo u sekundama.

### 6.3.2. Prvi let

Prije svakog leta ekipe su morale prijaviti s kolikom masom tereta žele letjeti te su ti podaci bili skriveni ostalim ekipama do samog početka letenja. Iako je letjelica *HUSZ Tern* na testnim letovima mogla poletjeti s 10,5 kilograma, za prvi let je odlučeno poletjeti s 8 kilograma tereta. Manji iznos tereta je izabran zbog sigurnosti jer se pilot trebao bolje upoznati s performansama letjelice te prilagoditi karakteristikama staze i vremenskim uvjetima.

Na prvom letu (slika 6.4) je ostvareno 10 preleta, što je uz 8 kilograma tereta trebalo donijeti drugi najbolji rezultat prvog leta. Ipak, pri slijetanju uz jak bočni vjetar letjelica je izašla van sigurnosne zone, te je taj let bio diskvalificiran (tablica 6.2).



Slika 6.4 *HUSZ Tern* u letu

Tablica 6.2 Rezultati prvog kruga letenja

Mjesto	Ime ekipe	Teret [kg]	Preleti	Let	BBT	BBU	Ukupno bodova
1	Born TU Lift	8,6	11	240,8	49	20	309,8
2	AeroUD-MET	6,75	11	189	0	19	208
4	PISA Air Cargo Team	4,5	14	153	35	20	208
5	ATLAS TEAM UPAT	6,65	11	186,2	0	18	204,2
6	NPU INNOVATION	5,7	11	148,2	5	20	173,2
8	AIR	7	6	126	0	22	148
9	EUROLIFTER	4	9	96	27	18	141
10	UPC Venturi	3	9	72	7	14	93
11	Team KU Leuven	2,5	8	55	6	21	82
12	High Flyers	2,5	9	60	0	22	82
13	Poznan Aero Design	4,05	7	81	0	0	81
15	Studencki Klub Modelarski Wojskowej	1	11	28	0	18	46
16	Olisipo	3	0	0	7	22	29
17	Trencalos Team	4	0	0	5	20	0
18	AERO@UBI	8	0	0	0	0	0
19	PhoeniX	1	0	0	3	0	0
20	The Lifters	1,5	0	0	8	21	0
21	SKYLINE			0	0	0	0
23	<b>EUROAVIA Zagreb</b>	8	10	0	0	21	0
24	BUT Chicken Wings	1,9	17	0	0	13	0
25	Owl Tamers Aero Design Team	2,5	7	0	0	19	0
26	Podlasie Tigers	3	0	0	0	22	0
28	TrasnylAVIA	2		0	0		0

U tablici 6.2 stupac „Let“ označava broj bodova dobivenih za kombinaciju mase i broja preleta, BBT (bonus bodovi- teret) označava bonus bodove za procjenu mase tereta dok stupac BBU (bonus bodovi- ukrcaj) bodove dobivene na ukrcaju tereta.

### 6.3.3. Drugi let

Nakon diskvalifikacije na prvom letu, za drugi let je odlučeno ponoviti iznos tereta od 8 kilograma koji bi osigurao visoko mjesto u ukupnom poretku. Let je bio uspješan s čak 2 preleta više nego u prvom letu, ali se pri slijetanju odvojio bočni kotač čime je smanjen

očekivani broj bodova. Bez obzira na manje uspješno slijetanje ostvaren je najveći broj bodova te runde, a time i drugo mjesto u ukupnom poretku natjecanja (tablica 6.3).

**Tablica 6.3 Rezultati drugog kruga letenja**

Mjesto	Ime ekipe	Teret [kg]	Preleti	Let	BBT	BBU	Ukupno bodova
1	<b>EUROAVIA Zagreb</b>	8	12	224	8	17	249
2	AIR	8,3	10	215,8	8	22	245,8
4	AeroUD-MET	7,2	12	216	9	19	244
5	PISA Air Cargo Team	5	14	170	7	20	197
6	EUROLIFTER	5,7	9	136,8	8	19	163,8
8	Team KU Leuven	5	9	120	9	22	151
9	Studencki Klub Modelarski Wojskowej	3,5	9	84	3	20	107
10	High Flyers	5,05	5	80,8	0	20	100,8
11	BUT Chicken Wings	1,9	17	76	3	19	98
12	The Lifters	2	0	12	3	4	19
13	Trencalos Team	0	0	0	0	0	0
15	UPC Venturi	4	0	0	5	0	0
16	Born TU Lift	10	0	0	9	0	0
17	Olisipo	0	0	0	0	9	0
18	AERO@UBI	9	0	0	9	21	0
19	NPU INNOVATION	7	0	0	7	0	0
20	PhoeniX	0	0	0	0	0	0
21	SKYLINE	0	0	0	0	0	0
23	Poznan Aero Design	6	0	0	7	13	0
24	ATLAS TEAM UPAT	8	0	0	9	20	0
25	Owl Tamers Aero Design Team	0	0	0	0	0	0
26	Podlasie Tigers	0	0	0	0	0	0
28	TrasnylAVIA	0	0	0	0	0	0

#### 6.3.4. Treći let

Za zadnji let prvog dana odlučeno je polijetanje s 9,2 kilograma. Let je bio iznimno uspješan, s 13 ostvarenih preleta, no opet su nastupili problemi s podvozjem pri slijetanju, te se opet ostvario nešto manji broj bodova od priželjkivanog. Ekipe Fakulteta strojarstva i brodogradnje je nakon prvog dana zauzela drugo mjesto, odmah iza ekipe s Tehničkog sveučilišta München. Rezultati trećeg leta prikazani su tablicom 6.4.



Slika 6.5 Ukrcaj tereta prije leta

Slika 6.5 prikazuje pripreme radnje za ukrcaj tereta u letjelicu prije trećeg leta.

Tablica 6.4 Rezultati trećeg kruga letenja

Mjesto	Ime ekipe	Teret [kg]	Preleti	Let	BBT	BBU	Ukupno bodova
1	Born TU Lift	10	12	300	9	21	330
2	<b>EUROAVIA Zagreb</b>	9,2	13	276	10	22	308
4	AIR	9,1	11	236,6	9	22	267,6
5	AeroUD-MET	7,6	12	228	9	20	257
6	PISA Air Cargo Team	5,7	15	205,2	8	19	232,2
8	EUROLIFTER	6	12	180	8	20	208
9	AERO@UBI	9,05	7	181	9	6	196
10	BUT Chicken Wings	2,5	16	95	4	20	119

U tablici su samo prikazani rezultati ekipa koje su ostvarile važeće letove.

### 6.3.5. Četvrti let

Problem s podvozjem donio je ekipi neprospavanu noć i pokušaj popravka, uz tek polovičan uspjeh. Prvi let drugog dana (ukupno četvrti let) ekipa je uz djelomično saniranu štetu na podvozju odlučila polijetanje s 10,1 kilogramom tereta. To opterećenje oštećeni kotači ipak



nisu uspjeli podnijeti. Pilot je usprkos problemima na samom kraju piste uspio poletjeti, no zbog premalene brzine došlo je do sloma uzgona, te je letjelica pala na zemlju s visine od otprilike pola metra. Osim potpuno polomljenih bočnih kotača, oštećenja na letjelici nije bilo. Iako su ostali konkurenti mahom povećali broj bodova, drugo mjesto u ukupnom poretku je još uvijek bilo stabilno.

### 6.3.6. *Let do pobjede*

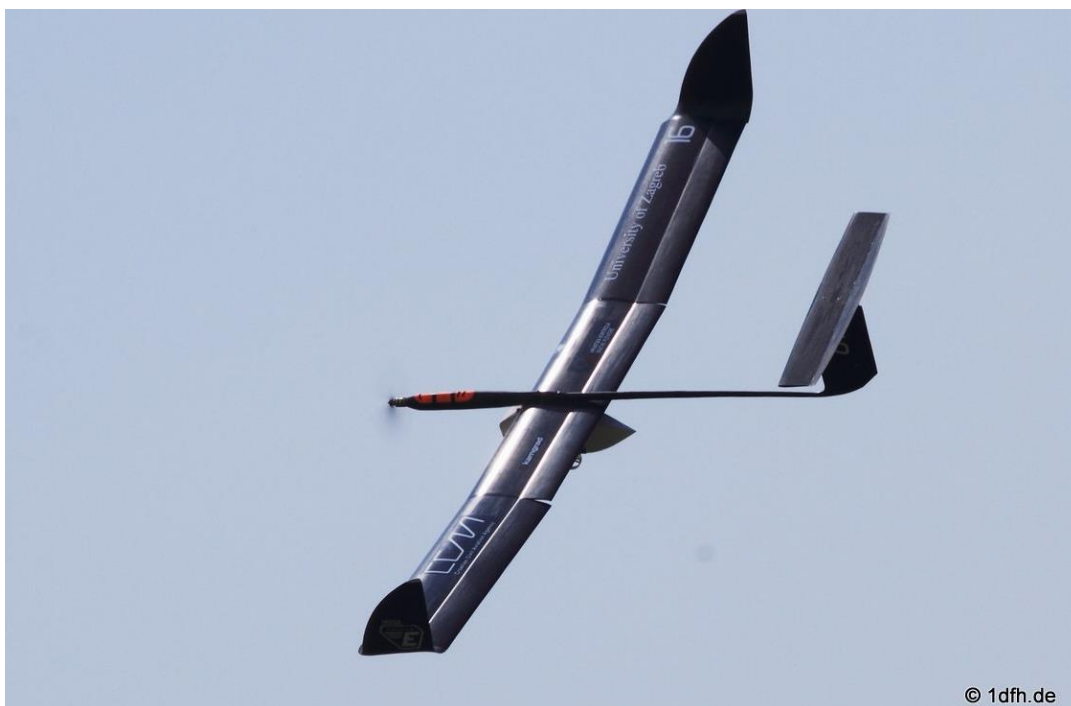
Šteta na kotačima je bila prevelika za pokušaj petog i posljednjeg leta natjecanja, ali ekipa AIR sa Sveučilišta Tsinghua (Kina), koja je završila natjecanje četvrtim letom na kojem su srušili i previše oštetili letjelicu, ponudila je svoje kotače. Kotači su bili jednakog promjera i u uz male modifikacije odgovarali bi letjelici. S obzirom da su pravila natjecanja dopuštala razmjenu među ekipama, odrađene su preinake na kotačima te su naposljetku postavljeni na letjelicu. Slika 6.6 prikazuje ugradnju novih kotača koji su vidljivi u donjem lijevom uglu slike.



**Slika 6.6** Ugradnja novih kotača na letjelicu

Nakon završenog popravka letjelice dogovorom unutar tima odlučeno je poletjeti s 10 kilograma tereta. Polijetanje je bilo uspješno te uz riskantno letenje pilot je odradio za

letjelicu izuzetnih 14 preleta (slika 6.7). Slijetanje je bilo tvrdo, pokraj piste, no letjelica je zajedno s novim kotačima izdržala bez oštećenja (slika 6.8) čime je ostvaren najbolji rezultat natjecanja [22].



**Slika 6.7** HUSZ Tern, peti let



**Slika 6.8** Slijetanje HUSZ Tern, peti let

Peti let ekipe Fakulteta strojarstva i brodogradnje je bio predzadnji let na natjecanju. Zadnji let je pripao do tada prvoplasiranima, ekipi *Born TU Lift* sa Sveučilišta u Münchenu. Uspješno su letjeli s 11,5 kilograma tereta, no uz odrađenih 11 preleta nije bilo dovoljno za ponovno preuzimanje prvog mjesta. To je značilo da je sedmeročlani tim Sveučilišta u Zagrebu (slika 6.9) osvojio prvo (1.) mjesto na *natjecanju Air Cargo Challenge 2015* (tablica 6.5).

**Tablica 6.5 Rezultati Air Cargo Challenge-a 2015**

Mjesto	Ime ekipe	Država	Stat.	Najbolji let	Kazneni bodovi	Ukupno
1	<b>EUROAVIA Zagreb</b>	Hrvatska	93,5	370	0	463,5
2	Born TU Lift	Njemačka	97,25	339	0	436,25
3	EUROLIFTER	Poljska	87,75	291,4	0	379,15
4	AeroUD-MET	Italija	90,75	284	0	374,75
5	AERO@UBI	Portugal	89,25	268,8	0	358,05
6	AIR	Kina	93,5	267,6	10	351,1
7	PISA Air Cargo Team	Italija	93	251	0	344
8	ATLAS TEAM UPAT	Grčka	95	224,8	0	319,8
9	NPU INNOVATION	Kina	92,75	223	0	315,75
10	UPC Venturi	Španjolska	87,5	165,8	10	243,3
11	Team KU Leuven	Belgija	83,25	151	0	234,25
12	Olisipo	Portugal	80,75	156,5	10	227,25
13	Studencki Klub Modelarski Wojskowej	Poljska	88	135,8	0	223,8
14	BUT Chicken Wings	Češka	83,25	140	10	213,25
15	High Flyers	Poljska	87,5	100,8	0	188,3
16	The Lifters	Poljska	67,5	104	20	151,5
17	TrasnylAVIA	Rumunjska	70,25	98,6	20	148,85
18	Poznan Aero Design	Poljska	46,75	122	20	148,75
19	Trencalos Team	Španjolska	89,5	0	0	89,5
20	Podlasie Tigers	Poljska	88,75	0	10	78,75
21	Owl Tamers Aero Design Team	Turska	61,5	0	10	51,5
22	SKYLINE	Srbija	55,75	0	10	45,75
23	PhoeniX	Portugal	18	0	0	18

U tablici 6.5 stupac „Stat.“ označava bodove dobivene za statički dio natjecanja.



Slika 6.9 Ekipa *EUROAVIA Zagreb*, pobjednik natjecanja *Air Cargo Challenge 2015*



Slika 6.10 Pobjednički trofej

## 7. ZAKLJUČAK

Na početku projekta postavljeni su ciljevi koje se željelo ostvariti, ciljevi kojima je zajednički nazivnik ostvarenje što većeg broja bodova na natjecanju. Rezultat natjecanja potvrđuje uspješnost u realizaciji tih ciljeva. Ostvarena je nosivost od 10,5 kg dok se otpor letjelice zadržao relativno niskim što je rezultiralo zadovoljavajućom brzinom i dobrim manevarskim sposobnostima letjelice.

Važno je napomenuti značajke letjelice koje su se pokazale presudnima za pobjedu na natjecanju: zakrilca s prorezom i završeci krila složene geometrije. Iako nije podignuta najveća masa, postignut je najbolji omjer nosivosti, brzine i manevarskih sposobnosti od svih natjecatelja, a navedene značajke su upravo ono čime se letjelica *HUSZ Tern* izdvajala od ostatka konkurencije. S druge strane, najslabijom točkom se pokazalo podvozje letjelice koje je zadavalo probleme za vrijeme natjecanja. No uz malo snalažljivosti i sreće ti problemi nisu pokvarili opći dojam.

Pobjeda na prestižnom studentskom natjecanju je iznimno postignuće. No ono što je vrijednije od same pobjede su nova znanja i iskustva stečena suprotstavljanjem realnim inženjerskim problemima. Stečeno iskustvo će pomoći članovima ovog projekta kako bi se što bolje pripremili za rad u struci. Štoviše, ta znanja i iskustva dokumentirana su u obliku proračuna, izvještaja, slika i videozapisa te zasigurno mogu poslužiti budućim generacijama studenata za njihove radove.

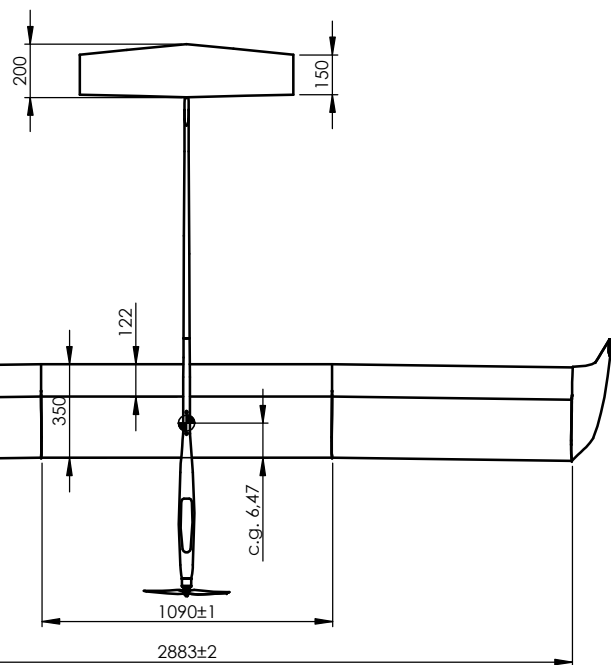
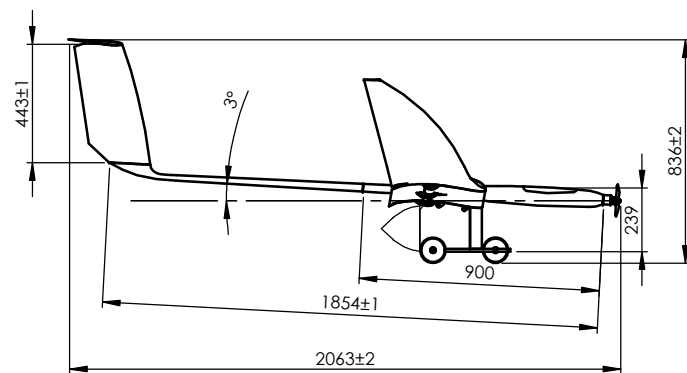
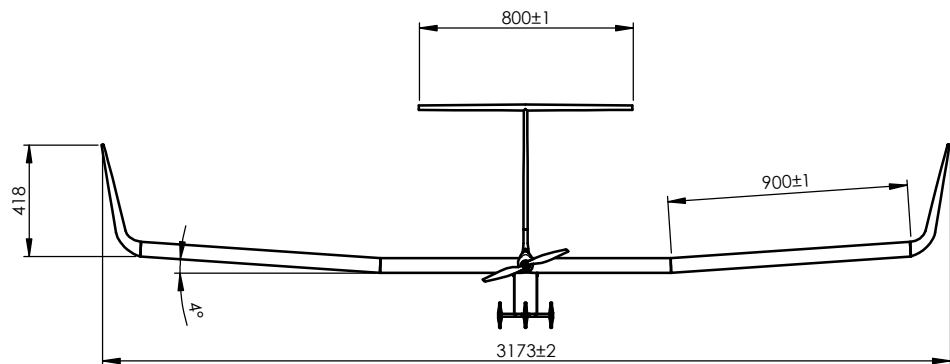
Veseli i činjenica kako studenti Fakulteta strojarstva i brodogradnje, članovi Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva, već niz godina pokazuju kako nimalo ne zaostaju za kolegama s renomiranih europskih i svjetskih sveučilišta. Osim ovog natjecanja, to pokazuje i osvojeno četvrto mjesto na prethodnom izdanju natjecanja *Air Cargo Challenge 2013*, kao i ostali projekti i nagrade koji su ostvareni u okviru Udruge. Autori ovog rada izražavaju nadu da će njihovi mlađi kolege nastaviti kontinuitet izvrsnosti u vidu budućih projekata te u pozitivnom svjetlu predstavljati svoje Sveučilište, svoj Fakultet i na kraju same sebe.

## LITERATURA


- [1] Regulations for the Air Cargo Challenge 2015 in Stuttgart, 2014.
- [2] Zahirović, D., Vince, F. Z., Hećimović M., Šego, N., Špoljarić, M., Balaško, M., Radošević, I., Andrašec, J., Pađen, I., Rakić, N., Šantak, I., Magić, M., Rožman, F.: Projekt letjelice HUSZ Vulture, Zagreb, 2014.
- [3] Selig, M. S.: Summary of Low-speed Airfoil Data, Virginia, 1995.
- [4] Kundu, A. K.: Aircraft Design, Cambridge, 2010.
- [5] Nicolai, L.: Estimating R/C Model Aerodynamics and Performance, 2009.
- [6] Maughmer, M.D.: The Design of Winglets for Low-speed Aircraft, Pennsylvania State University
- [7] Andrašec, J.: Numerička studija vrtloga na vrhu krila; završni rad, Zagreb, 2016.
- [8] Janković, S.: Mehanika leta zrakoplova, Zagreb, 2001.
- [9] SKZ, [http://www.ezentrumbilder.de/rg/pdf/td\\_en\\_SKZ.pdf](http://www.ezentrumbilder.de/rg/pdf/td_en_SKZ.pdf), 2012.
- [10] Pađen, I.: Završni rad, Zagreb, 2016.
- [11] 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, 58:1011-1022, 1998.
- [12] Germanischer Lloyd, <http://www.gurit.com/files/documents/gl-balsaflex-110150-wp-1210008-hh-exp-02052016pdf.pdf>, 2012.
- [13] Alfirević, I.: Nauka o čvrstoći I, Tehnička knjiga d.d., Zagreb, 1995.
- [14] Regulations for the Air Cargo Challenge 2013, 2012.
- [15] Smojver, I.: Autorizirana predavanja iz kolegija Konstrukcija zrakoplova I, Zagreb, 2014.
- [16] Turčinović, I.: Diplomski rad, Zagreb, 2012.
- [17] R&G, <http://ezentrumbilder3.de/rg/pdf/Pricelist-EN.pdf>, 2015.
- [18] Smojver, I.: Mehanika kompozitnih materijala, Zagreb 2007.
- [19] Muža, M.: Diplomski rad, Zagreb, 2013.
- [20] Abaqus, Abaqus Analysis User's Manual, Dassault Systemés Simulia Corp., Providence RI.
- [21] HUSZ Tern- Testni letovi, isječci, <https://www.youtube.com/watch?v=cz-Rh7t4oM8>
- [22] HUSZ Tern- Pobjednički let, <https://www.youtube.com/watch?v=oRFTXcbkFO4>

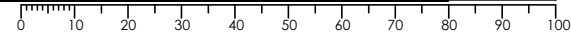
## **PRILOZI**

### **I. Tehnička dokumentacija**



Wing area	1.085 m <sup>2</sup>
Wing area with flaps	1.009 m <sup>2</sup>
Horizontal stabilizer area	0.14 m <sup>2</sup>
Vertical stabilizer area	0.088 m <sup>2</sup>
Cargo bay volume	0.0017 m <sup>3</sup>

Comments: Wing area in the table is evaluated as effective wing area.	Date:	12.05.2015	Name:	Josip Andrašec	Signature:	 University of Zagreb Croatia
	Drawn by	12.05.2015	Checked by	12.05.2015	Marijan Balaško	
	Designed by	12.05.2015	Josip Andrašec			
ISO - tolerance	Object: Air Cargo Challenge 2015		Object no.			
	Note: EUROAVIA Zagreb - Team no. 16		Copy			
	Material:	Weight:				
	Scale:	Title: European Standard 3 View			Size:	Format: A3
	1:20	ACC2015-A01				Sheet: 1 of 4







1

2

3

4

5

6

7

8

A

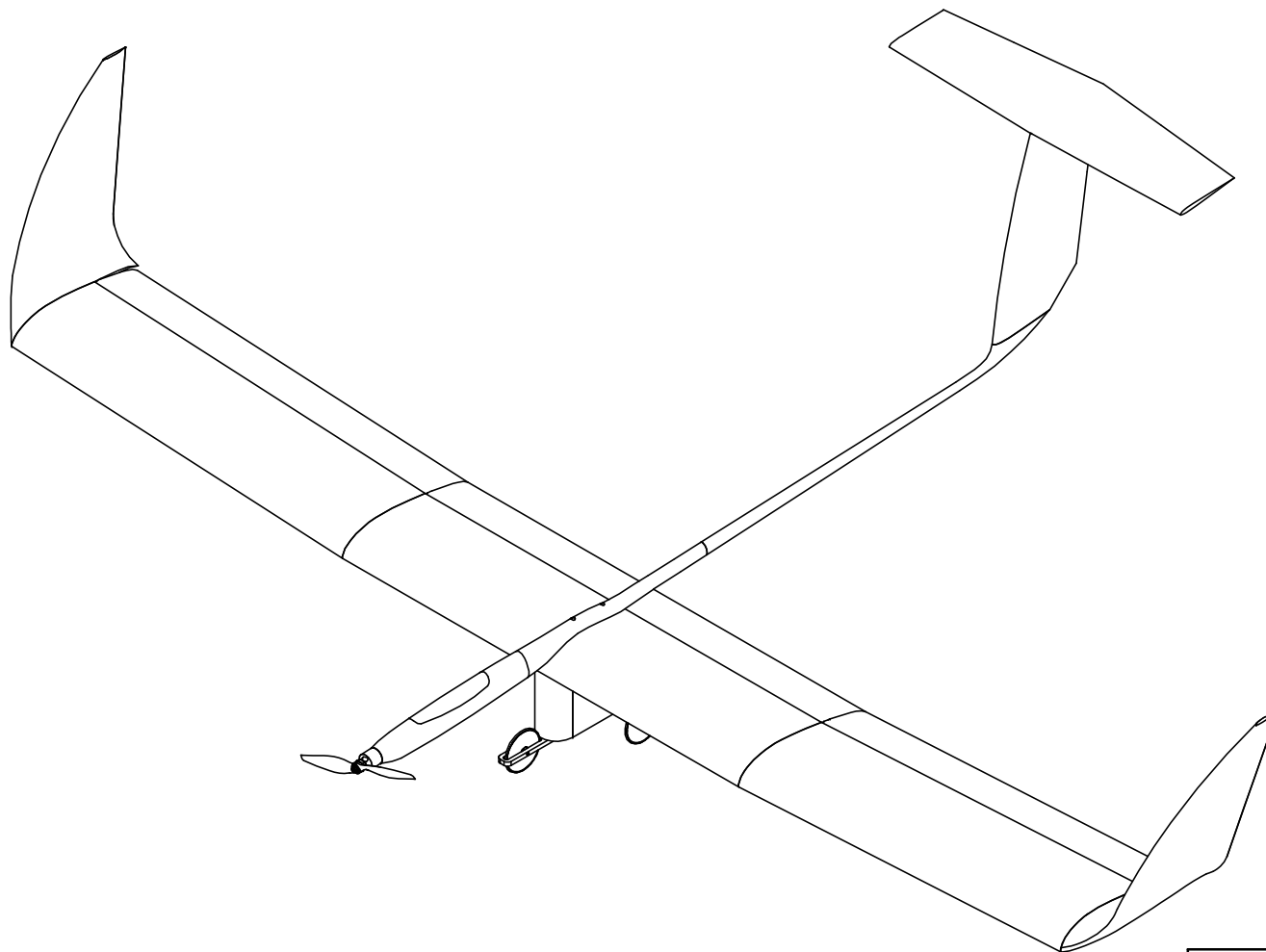
B



C

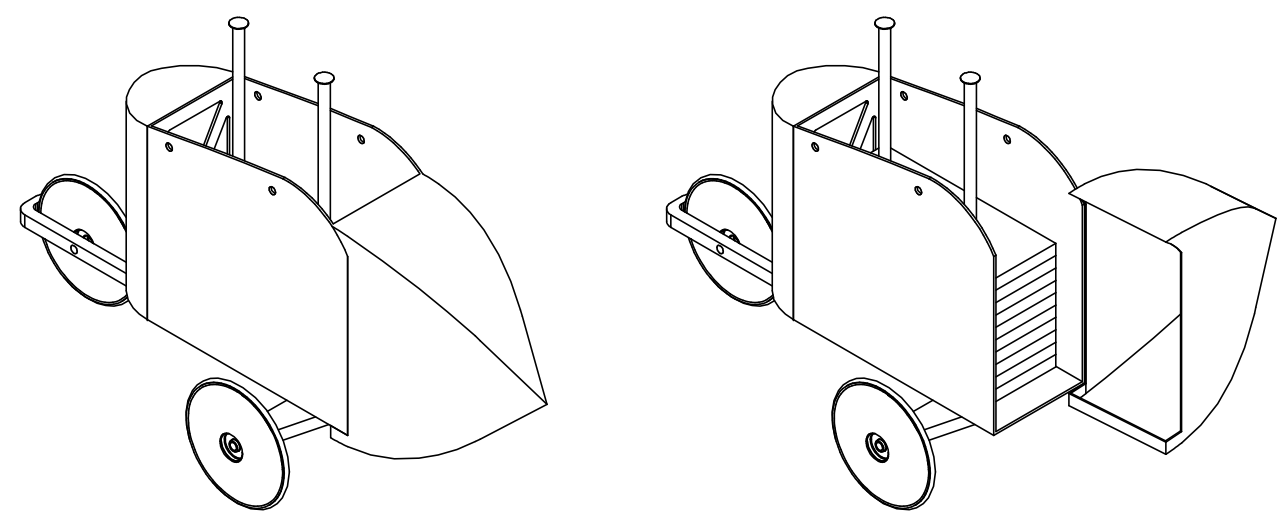
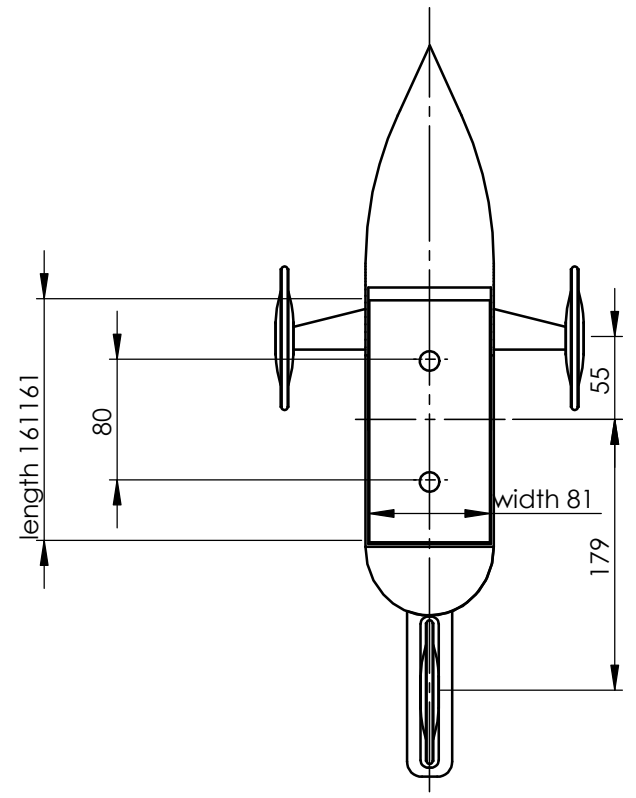
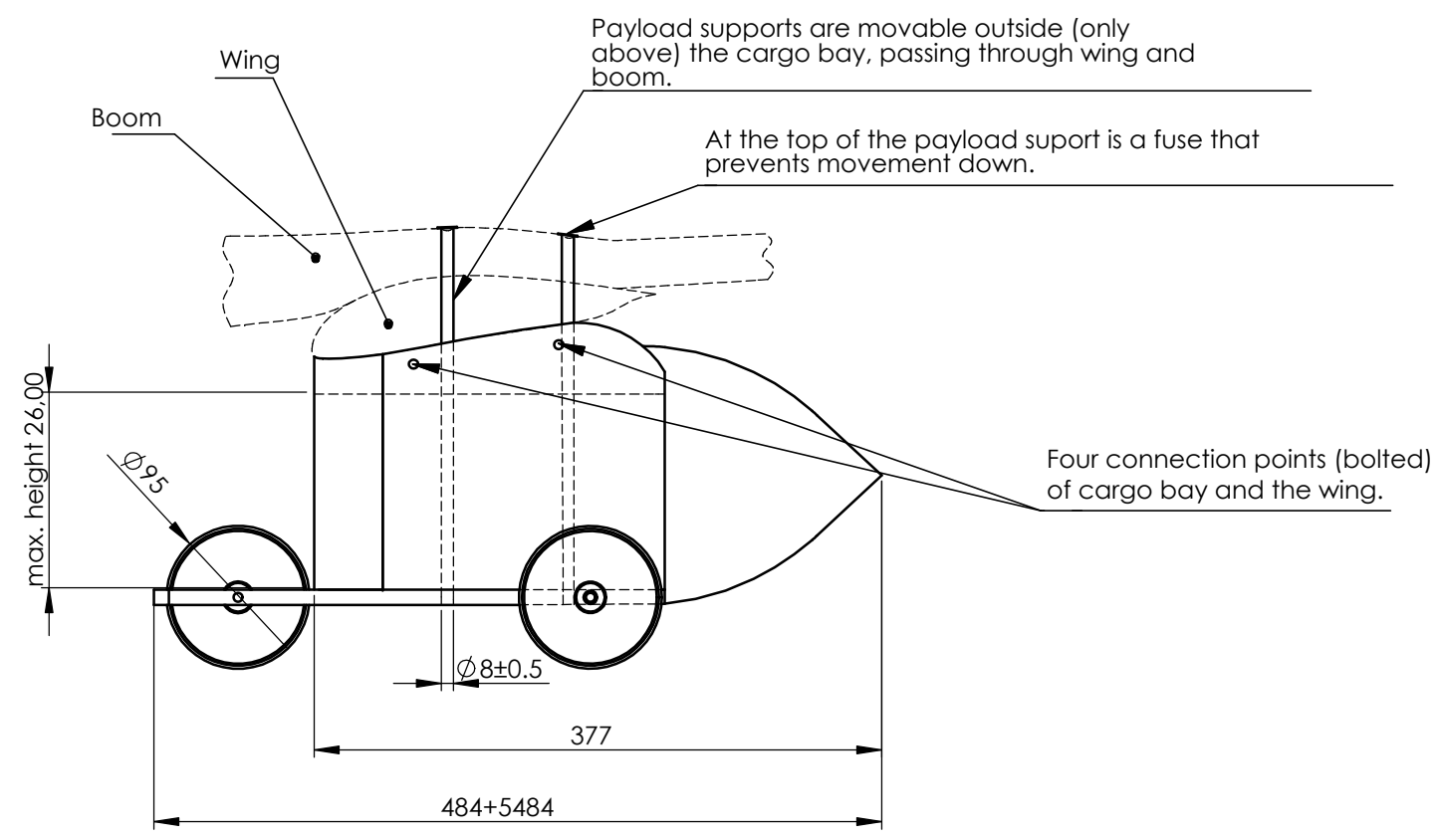
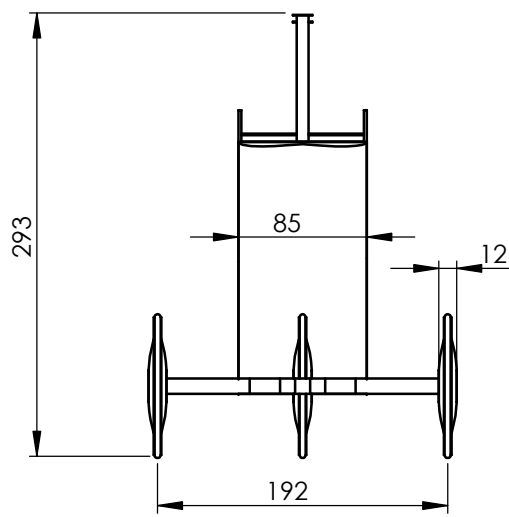
D



E

F



Date:	Name:	Signature:	 Croatia
Drawn by 12.05.2015 Josip Andrašec			
Checked by 12.05.2015 Marijan Balaško			
Designed by 12.05.2015 Josip Andrašec			
Object: Air Cargo Challenge 2015		Object no.	
Note: EUROAVIA Zagreb - Team no. 16			Copy
Material:		Weight:	
	Title: Isometry		Size: Format:A3
Scale: 1:10	ACC2015-A02		Sheet 2 of 4



Comments: Cargo bay volume 0.0017 m3	Drawn by	Date:	Name:	Signature:	University of Zagreb  Croatia
	Checked by	12.05.2015	Josip Andrašec		
	Designed by	12.05.2015	Marijan Balaško		
ISO - tolerance	Object:		Air Cargo Challenge 2015		Object no.
	Note: EUROAVIA Zagreb - Team no. 16				Copy
	Material:		Weight:		
		Title:		Size:	Format: A3
	Scale:	1:5		Cargo bay	
	ACC2015-D01				Sheet 3 of 4

