

# Optimizacija rasporeda slojeva kompozitne konstrukcije bespilotne letjelice

---

**Butigan, Antonio**

**Master's thesis / Diplomski rad**

**2023**

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

*Permanent link / Trajna poveznica:* <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:457784>

*Rights / Prava:* [Attribution 4.0 International](#)/[Imenovanje 4.0 međunarodna](#)

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-11-16**

*Repository / Repozitorij:*

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# **DIPLOMSKI RAD**

**Antonio Butigan**

Zagreb, 2023.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# DIPLOMSKI RAD

Mentor:

Izv. prof. dr. sc. Darko Ivančević

Student:

Antonio Butigan

Zagreb, 2023.

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

Zahvaljujem se svome mentoru na savjetima, uloženom vremenu i razumijevanju tijekom izrade ovog diplomskog rada, ali i studiranja općenito.

Također želim zahvaliti obitelji na njihovoj stalnoj i srčanoj podršci tijekom mog akademskog putovanja, posebno bratu koji je imao strpljenja dok sam pisao ovaj rad.

Naposljetku, zahvaljujem svojim prijateljima i kolegama bez kojih ovaj period života ne bi bio isti.

Antonio Butigan



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
**FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE**  
 Središnje povjerenstvo za završne i diplomске ispite  
 Povjerenstvo za završne i diplomске ispite studija zrakoplovstva/zrakoplovnog  
 inženjerstva



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 23 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 23 -	

## DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Antonio Butigan** JMBAG: 0035209843

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Optimizacija rasporeda slojeva kompozitne konstrukcije bespilotne letjelice**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Ply layup optimisation of an unmanned aircraft composite structure**

Opis zadatka:

Primjenom programa za numeričku analizu konstrukcija *Abaqus/Standard* te programa *Isight*, koji omogućuje višekriterijsku optimizaciju numeričkog modela, potrebno je provesti optimizaciju kompozitne konstrukcije bespilotne letjelice za koju je provedeno konceptualno projektiranje u okviru kolegija *Osnivanje zrakoplova 1 i 2* akademske godine 2021./2022.

U okviru rada je potrebno:

- izraditi numerički model letjelice za analizu metodom konačnih elemenata u programu *Abaqus/Standard*
- odrediti kritične slučajeve opterećenja za koje će se provesti proračun čvrstoće
- proračun čvrstoće provesti korištenjem dostupnih kriterija popuštanja kompozitnih materijala
- opisati mogućnosti i ograničenja primjene programa *Isight* za optimizaciju kompozitnih konstrukcija
- definirati optimizacijski problem u programu *Isight*
- varirati broj i orijentaciju slojeva, vrstu kompozitnog materijala te debljinu jezgre sendvič konstrukcije s ciljem smanjenja mase letjelice
- opisati korištena pojednostavljena konstrukcije te dati kritički osvrt na dobivene rezultate.

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

Zadatak zadan:

2. ožujka 2023.

Datum predaje rada:

4. svibnja 2023.

Predviđeni datumi obrane:

8. – 12. svibnja 2023.

Zadatak zadan:

Izvrš. prof. dr. sc. Darko Ivančević

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

## SADRŽAJ

SADRŽAJ .....	ii
POPIS SLIKA .....	iv
POPIS TABLICA.....	vi
POPIS OZNAKA .....	vii
SAŽETAK.....	viii
SUMMARY .....	ix
1. UVOD.....	1
1.1.  Bespilotne letjelice fiksnog krila.....	1
1.2.  Uloga kompozitnih materijala u zrakoplovstvu .....	2
1.3.  Optimizacija .....	2
1.4. <i>Abaqus</i> i <i>Isight</i> .....	3
2. LETJELICA TEMERAIRE.....	4
2.1.  Opis namjene, geometrije i performansi letjelice .....	4
2.2.  Konstrukcija letjelice .....	6
2.2.1.  Projektiranje ramenača.....	6
2.2.2.  Projektiranje oplate .....	8
2.2.3.  Projektiranje rebara .....	8
3. MATERIJALI LETJELICE .....	10
3.1.  Ugličnim vlaknima ojačana polimerna matrica (CFRP- <i>Carbon fibre reinforced polymer</i> ).....	10
3.2.  Aramidnim vlaknima ojačana polimerna matrica (AFRP- <i>Aramid fibre reinforced polymer</i> ).....	11
3.3.  Mycell M80 („Airex“) .....	11
4. KRITERIJI POPUŠTANJA KOMPOZITNIH MATERIJALA.....	13
4.1.  Tsai-Wu kriterij.....	14
4.2.  Tsai–Hill kriterij.....	15
4.3.  Hashinov kriterij .....	15
5. NUMERIČKI MODEL .....	17
5.1.  Definiranje svojstava i vrsta materijala.....	17
5.2.  Definiranje rubnih uvjeta i interakcija .....	19
5.3.  Definiranje kritičnog opterećenja.....	19
5.4.  Mreža konačnih elemenata.....	23
6. OPTIMIZACIJA RASPOREDA SLOJEVA U <i>Isight</i> -U .....	25
6.1.  Ciljevi i ograničenja optimizacije .....	25
6.2.  Definiranje ciljeva i ograničenja u <i>Isight</i> -u.....	26
6.3.  Tehnike optimizacije u <i>Isight</i> -u .....	27
6.3.1.  POINTER - Automatski optimizator .....	27
6.3.2.  MOST - Višenamjenski alat za optimizaciju sustava .....	28
6.3.3.  MIGA - Genetski algoritam s više „otoka“.....	28
6.3.4.  NCGA - Genetski algoritam uzgoja u susjedstvu .....	28

6.3.5.	NSGA-II – Nedominirani genetski algoritam sortiranja.....	28
6.3.6.	MISQP - miješano cjelobrojno sekvencijalno kvadratno programiranje.....	29
6.3.7.	Usporedba različitih tehnika optimizacije.....	29
6.4.	Pravila za odabir rasporeda slojeva kompozitne konstrukcije.....	29
7.	METODOLOGIJA OPTIMIZACIJE.....	31
7.1.	Optimizacija debljine i istraživačka faza.....	31
7.2.	Traženje lokalnog minimuma i usporedba dvije vrste materijala.....	32
8.	Isight MODEL.....	33
9.	REZULTATI.....	34
9.1.	Optimizacija debljine oplata i ramenjača.....	34
9.2.	Rezultati optimizacije orijentacije slojeva.....	34
9.2.1.	Istraživačka faza korištenjem ST CFRP.....	34
9.2.2.	Istraživačka faza korištenjem CFRP-a visokog modula elastičnosti.....	37
9.3.	Rezultati optimizacije i pronalazak lokalnog minimuma.....	38
9.3.1.	Standardni CFRP.....	38
9.3.2.	CFRP visokog modula elastičnosti.....	40
9.4.	Analiza i usporedba najboljih rasporeda.....	41
9.4.1.	Vrijednosti kriterija popuštanja za ST CFRP.....	41
9.4.2.	Vrijednosti kriterija popuštanja za HM CFRP.....	46
9.5.	Usporedba dvaju materijala i njihovih najboljih rasporeda.....	51
9.6.	Optimalna izvedba.....	54
10.	ZAKLJUČAK.....	56
	LITERATURA.....	58

## POPIS SLIKA

Slika 1	Bespilotna letjelica	1
Slika 2	Temeraire CAD model	4
Slika 3	Temeraire CAD model (tlocrt), dimenzije su u [mm]	5
Slika 4	Ravnina presjeka letjelice [mm]	6
Slika 5	Položaj ramenjače u ravnini simetrije [mm]	7
Slika 6	Duljine i položaj dva dijela ramenjače	8
Slika 7	Orijentacija srednjeg rebra [mm]	9
Slika 8	Primjer dijelova od CFRP-a	10
Slika 9	Mycell M80 (Airex) [3]	12
Slika 10	CAD model letjelice u <i>Abaqus</i> -u	17
Slika 11	Globalni koordinatni sustav orijentacije slojeva	19
Slika 12	Raspodjela tlaka za kritični slučaj u XFLR5 [Pa]	20
Slika 13	Raspodjela koeficijenta tlaka po donjaci	21
Slika 14	Raspodjela koeficijenta tlaka po gornjaci krila	22
Slika 15	Raspodjela opterećenja zadana u <i>Abaqus</i> -u	22
Slika 16	Izometrija raspodjele opterećenja i rubnih uvjeta u <i>Abaqus</i> -u	22
Slika 17	Prikaz mreže konačnih elemenata numeričkog modela u <i>Abaqus</i> -u	24
Slika 18	Model u <i>Isight</i> -u	33
Slika 19	Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno popuštanje vlakana [-]	42
Slika 20	Graf raspodjele Hashinova kriterija za tlačno popuštanje vlakana po debljini laminata uz usporedbu s Tsai-Wu i Tsai Hill kriterijima (debljina [mm] / kriteriji [-])	42
Slika 21	Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za vlačno popuštanje vlakana [-]	43
Slika 22	Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno popuštanje matrice [-]	43
Slika 23	Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za vlačno popuštanje matrice [-]	44
Slika 24	Graf raspodjele Hashinova kriterija za vlačno popuštanje matrice po debljini laminata uz usporedbu s Tsai-Wu i Tsai Hill kriterijima (debljina [mm] / kriteriji [-])	44
Slika 25	Najveće vrijednosti Tsai-Hill kriterija [-]	45
Slika 26	Najveće vrijednosti Tsai-Wu kriterija [-]	45
Slika 27	Vrijednosti ukupnog pomaka na krilu [mm]	46
Slika 28	Ukupni kut zakreta na krilu [rad]	46
Slika 29	Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno popuštanje vlakana [-]	47
Slika 30	Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za vlačno popuštanje vlakana [-]	47
Slika 31	Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno popuštanje matrice [-]	48
Slika 32	Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za vlačno popuštanje matrice [-]	49
Slika 33	Graf raspodjele Hashinova kriterija za vlačno popuštanje matrice po debljini laminata uz usporedbu s Tsai-Wu i Tsai Hill kriterijima (debljina [mm] / kriteriji [-])	49
Slika 34	Najveće vrijednosti Tsai-Hill kriterija [-]	50
Slika 35	Najveće vrijednosti Tsai-Wu kriterija [-]	50
Slika 36	Vrijednosti ukupnog pomaka na krilu (faktor uvećanja 10) [mm]	51
Slika 37	Ukupni kut zakreta na krilu [rad]	51
Slika 38	Raspodjela naprezanja u Airex-u prema von Mises-u [MPa]	53
Slika 39	Raspodjela Hashinova kriterija za matricu opterećenu vlačno u ramenjači [-]	53
Slika 40	Prva najmanja vlastita vrijednost izvijanja	54



---

Slika 41 Najčešće orijentacije na gornjaci (lijevo) i na donjaci (desno) .....	55
--	----

## POPIS TABLICA

Tablica 1 Geometrijske karakteristike letjelice [4] .....	4
Tablica 2 Performanse letjelice Temeraire [4] .....	5
Tablica 3 Mehanička svojstva STCF i HMCF slojeva [13] .....	17
Tablica 4 Čvrstoće STCF i HMCF slojeva [13] .....	18
Tablica 5 Mehanička svojstva i čvrstoće STCF slojeva od pletiva sa ST CFRP-om [0°/90°] [13] .....	18
Tablica 6 Svojstva Mycell M80 (Airex) [8] .....	18
Tablica 7 Broj konačnih elemenata u modelu .....	24
Tablica 8 Rezultati optimizacije debljine oplata po najboljoj ocjeni .....	34
Tablica 9 Usporedba optimizacijskih tehnika .....	35
Tablica 10 Pointer optimizacijska tehnika-pet najboljih rezultata .....	35
Tablica 11 NCGA optimizacijska tehnika-pet najboljih rezultata .....	35
Tablica 12 NSGA-II optimizacijska tehnika-pet najboljih rezultata .....	36
Tablica 13 MOST optimizacijska tehnika - pet najboljih rezultata .....	36
Tablica 14 Učestalost orijentacija u najboljem rasporedu za ST CFRP s NSGA-II .....	37
Tablica 15 NSGA-II optimizacijska tehnika - pet najboljih rezultata .....	37
Tablica 16 Učestalost orijentacija u najboljem rasporedu za HM CFRP sa NSGA-II .....	38
Tablica 17 MISQP tehnika optimiziranja - 5 najboljih rezultata za ST CFRP .....	39
Tablica 18 Učestalost orijentacija u najboljem rasporedu za ST CFRP s MISQP .....	39
Tablica 19 MISQP tehnika optimiziranja - 5 najboljih rezultata za HM CFRP .....	40
Tablica 20 Učestalost orijentacija u najboljem rasporedu za HM CFRP s MISQP .....	40
Tablica 21 Najbolji rasporedi .....	41
Tablica 22 Usporedba rezultata izvedbi za ST CFRP i HM CFRP .....	52
Tablica 23 Rezultati zamijenjenih rasporeda .....	52

## POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
$AR$	-	vitkost
$c_{Lmax}$	-	maksimalni koeficijent uzgona profila
$c_r$	m	korijenska tetiva
$c_t$	m	vršna tetiva
$C_D$	-	koeficijent otpora
$C_{D0}$	-	koeficijent otpora oblika
$C_P$	-	koeficijent tlaka
$C_L$	-	koeficijent uzgona
$C_{Lmax}$	-	maksimalni koeficijent uzgona zrakoplova
$D$	N	sila otpora
$E$	MPa	modul elastičnosti izotropnog materijala
$E_1$	MPa	modul elastičnosti u smjeru vlakana
$E_2$	MPa	modul elastičnosti okomit na smjer vlakana
$F_i$	1/Pa	parametri ovisni o čvrstoći kompozitnih slojeva
$F_{ij}$	1/Pa <sup>2</sup>	parametri ovisni o čvrstoći kompozitnih slojeva
$G_{12}$	MPa	modul smicanja u ravnini kompozitnog sloja
$q$	Pa	dinamički tlak
$L$	N	sila uzgona
$M$	Nm	moment
$m$	kg	masa
$S$	MPa	smična čvrstoća
$A$	m <sup>2</sup>	površina(oplošje)
$V$	m/s	brzina
$W$	N	težina
$X$	m	prostorna varijabla
$X_c$	MPa	tlačna čvrstoća u smjeru vlakana
$X_t$	MPa	vlačna čvrstoća u smjeru vlakana
$Y_c$	MPa	tlačna čvrstoća u smjeru okomitom na smjer vlakana
$Y_t$	MPa	vlačna čvrstoća u smjeru okomitom na smjer vlakana
$V_{max}$	m/s	Maksimalna brzina
$Z$	m	prostorna varijabla
$\nu$	-	Poissonov koeficijent
$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	gustoća
$\sigma_i$	MPa	normalno naprezanje u glavnom materijalnom koordinatnom sustavu
$\tau_{ij}$	MPa	Smično naprezanje u glavnom materijalnom koordinatnom sustavu

## SAŽETAK

Ovaj diplomski rad za cilj ima optimizaciju kompozitne konstrukcije bespilotne letjelice odnosno rasporeda slojeva u kompozitnoj konstrukciji. U radu je izrađen numerički model letjelice za analizu metodom konačnih elemenata u programu *Abaqus/Standard 2021*. Nakon toga, određeni su kritični slučajevi opterećenja za koje se provodi proračun čvrstoće.

Korištenjem softvera XFLR5 je izračunata distribucija tlaka po oplati krila korištenjem 3D panelne metode. Korištenjem podataka dobivenih u XFLR5 je unosom u *Matlab* i korištenjem ugrađenog alata *Curve fit* dobivena aproksimacija distribucije tlaka u obliku polinoma.

Proračun čvrstoće proveden je korištenjem dostupnih kriterija popuštanja kompozitnih materijala, pri čemu su korišteni kriteriji popuštanja Hashin, Tsai-Wu i Tsai-Hill. U radu su objašnjeni kriteriji i razlozi njihovog korištenja.

U programu *Isight 2021* korištenjem ugrađenih modela optimizacije je provedeno više optimizacijskih procesa za dvije različite verzije letjelice koje su koristile dva različita materijala.

Definiran je optimizacijski model u programu *Isight* koji omogućuje višekriterijsku optimizaciju numeričkog modela. Cilj optimizacije je bio smanjenje mase letjelice uz zadržavanje željene čvrstoće i krutosti, kroz proces više odvojenih optimizacija varirani su broj i orijentacija slojeva, vrsta kompozitnog materijala te debljina jezgre *sandwich* konstrukcije. Uz to je provedena analiza i usporedba različitih tehnika optimizacije dostupnih u *Isight*-u i predložene su najbolje za ovu vrstu optimizacijskog problema.

Rezultati optimizacije su pokazali smanjenje mase letjelice i mogućnost postizanja iznimne krutosti. Također, u radu su opisana pojednostavljena konstrukcije i dan je kritički osvrt na dobivene rezultate. Na kraju rada, predloženi su sljedeći koraci za daljnje istraživanje.

Ključne riječi: optimizacija, kompozitne konstrukcije, bespilotna letjelica, raspored slojeva

## SUMMARY

The goal of this graduate thesis is to optimize the composite structure of the unmanned aerial vehicle, that is, the composite layup in the composite material. In the thesis, a numerical model of the aircraft was created for analysis using the finite element method in the program *Abaqus/Standard 2021*. After that, critical load case was determined.

Using the XFLR5 software, the pressure distribution for the wings was calculated using the 3D panel method. Using the data obtained in XFLR5, entering it into *Matlab* and using the built-in Curve fit tool, an approximation of the pressure distribution in the form of a polynomial was obtained.

The calculation was carried out using available failure criteria for composite materials and those are Hashin, Tsai-Wu and Tsai-Hill yield criteria. The work explains the criteria and reasons for their use.

In the *Isight 2021* program, using built-in optimization techniques, multiple optimization processes were conducted for two different versions of the aircraft that used two different materials.

An optimization model was defined in the *Isight* program, which enables multi-criteria optimization of the numerical model. The aim of the optimization was to reduce the mass of the aircraft while maintaining the desired strength and stiffness, through the process of several separate optimizations the number and orientation of the plies, the type of composite material and the thickness of the core of the sandwich structure were varied. In addition, an analysis and comparison of different optimization techniques available in *Isight* was performed and the best one was proposed for this type of optimization problem.

The optimization results showed a reduction in the weight of the aircraft and the possibility of achieving exceptional rigidity. Also, the thesis describes a simplified construction and gives critical comments on the obtained results. At the end of the work, the next steps for further research are suggested.

Key words: optimisation, composite structure, unmanned aerial vehicle, composite layup

## 1. UVOD

### 1.1. Беспilotne letjelice fiksnog krila

Bespilotne letjelice s fiksnim krilima kao na slici 1 postale su sve popularnije sredstvo u operacijama potrage i spašavanja zbog svoje sposobnosti brzog i učinkovitog pokrivanja velikih područja. Ove беспilotne letjelice (eng. *Unmanned Aerial Vehicle* - UAV) opremljene su naprednom video i senzorskom tehnologijom koja im omogućuje lociranje nestalih osoba i procjenu zona katastrofe s pogledom iz zraka.

Međutim, učinkovitost беспilotnih letjelica s fiksnim krilima u operacijama potrage i spašavanja uvelike ovisi o konstrukciji i kvalitetnoj optimizaciji беспilotne letjelice. Optimalna letjelica bi trebala uzeti u obzir različite čimbenike kao što su nosivost, domet leta, aerodinamika i integritet konstrukcije.

Optimizacija konstrukcije беспilotnih letjelica s fiksnim krilima ključna je za osiguranje njihovog sigurnog i pouzdanog rada. Konstrukcija беспilotne letjelice mora biti optimizirana da izdrži različita opterećenja, uključujući aerodinamičke sile, vibracije i udarne sile. Osim toga, proces optimizacije trebao bi uzeti u obzir težinu i ravnotežu letjelice, kao i njegovu potrošnju energije i trajanje baterije.

U ovom se radu istražuje optimizacija konstrukcije беспilotnih letjelica s fiksnim krilom za operacije potrage i spašavanja. Analiziraju se izazovi i prilike u optimizaciji konstrukcije беспilotnih letjelica s fiksnim krilima i predstavlja se slučaj optimizacije konstrukcije беспilotne letjelice s fiksnim krilima. Rezultati ove analize pružaju uvid u konstrukciju i optimizaciju беспilotnih letjelica s fiksnim krilima za operacije potrage i spašavanja te doprinose razvoju učinkovitije беспilotne letjelice.



Slika 1 Беспilotna letjelica

## 1.2. Uloga kompozitnih materijala u zrakoplovstvu

Kompozitni materijali su bitan materijal u zrakoplovnoj industriji zbog svojih jedinstvenih mehaničkih svojstava kao što su visoka čvrstoća, krutost i otpornost na zamor. Projektiranje kompozitnih konstrukcija uključuje nekoliko izazova, od kojih je jedan optimizacija orijentacije slojeva kako bi se postigla željena mehanička svojstva. U tom kontekstu, optimizacija takvih konstrukcija ima ključnu ulogu u osiguravanju sigurnosti i učinkovitosti konstrukcije. Posljednjih su godina istraživači i inženjeri razvili napredne alate i softver za pomoć u procesu optimizacije. Ovaj rad ima za cilj pružiti pregled optimizacije orijentacije kompozitnog rasporeda u zrakoplovnom inženjerstvu, posebno u malim bespilotnim letjelicama s fiksnim krilima, te korištenje *Abaqus*-a i *Isight*-a u ovoj primjeni.

## 1.3. Optimizacija

Optimizacija je postupak koji se koristi u raznim znanstvenim područjima kako bi se pronašlo najbolje rješenje za određeni problem. Uključuje pronalaženje maksimalne ili minimalne vrijednosti funkcije, podložno određenim ograničenjima. Optimizacija ima širok raspon primjena, uključujući fiziku, inženjerstvo, ekonomiju i biologiju.

U znanstvenom istraživanju, optimizacija može pomoći istraživačima da modeliraju složene sustave i pretragom mogućih rješenja traže ono najbolje. Na primjer, optimizacija se može koristiti za poboljšanje konstrukcije automobila ili za unaprjeđenje proizvodnje određenog kemijskog spoja. Također se može koristiti za povećanje performansi algoritama strojnog učenja i drugih računalnih modela [1].

Dostupno je mnogo različitih tehnika optimizacije, svaka sa svojim prednostima i slabostima. Neke uobičajene tehnike optimizacije uključuju gradijentni pad, simulirano žarenje, genetske algoritme i optimizaciju roja čestica. Odabir prave tehnike optimizacije za određeni problem zahtijeva pažljivo razmatranje karakteristika problema, kao što su veličina problemskog prostora i složenost funkcije cilja.

U ovom se radu istražiti primjena optimizacijskih tehnika na određeni problem, raspravljajući o različitim korištenim tehnikama, dobivenim rezultatima i implikacijama tih rezultata. Također su se ispitali izazovi i ograničenja optimizacije, kao i potencijalna područja za buduća istraživanja.

#### 1.4. *Abaqus i Isight*

*Abaqus* i *Isight* dva su programska paketa koji se često koriste u numeričkoj analizi čvrstoće i optimizaciji rasporeda slojeva u kompozitnim materijalima. *Abaqus* je softver za analizu konstrukcija metodom konačnih elemenata koji se široko koristi u inženjerskoj industriji za simulaciju složenih inženjerskih problema [2]. Omogućuje robustan i sveobuhvatan paket alata za modeliranje, analizu i vizualizaciju ponašanja konstrukcija pod različitim uvjetima opterećenja. *Isight* je, s druge strane, softver za automatizaciju i optimizaciju procesa koji se koristi za stvaranje i izvođenje složenih simulacija koje uključuju više softverskih paketa [3].

Zajedno, *Abaqus* i *Isight* mogu se koristiti za simulaciju ponašanja kompozitnih materijala i optimiziranje njihove konstrukcije za maksimalnu čvrstoću i trajnost. Softver se može koristiti za analizu širokog spektra kompozitnih materijala, uključujući kompozite ojačane vlaknima, laminate i *sandwich* konstrukcije. Mijenjanjem rasporeda slojeva u ovim kompozitima, inženjeri mogu optimizirati njihovu konstrukciju kako bi zadovoljili specifične zahtjeve čvrstoće i mase konstrukcije.



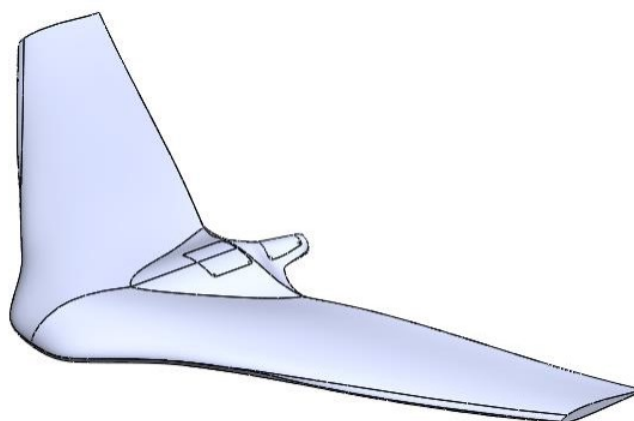
## 2. LETJELICA TEMERAIRE

### 2.1. Opis namjene, geometrije i performansi letjelice

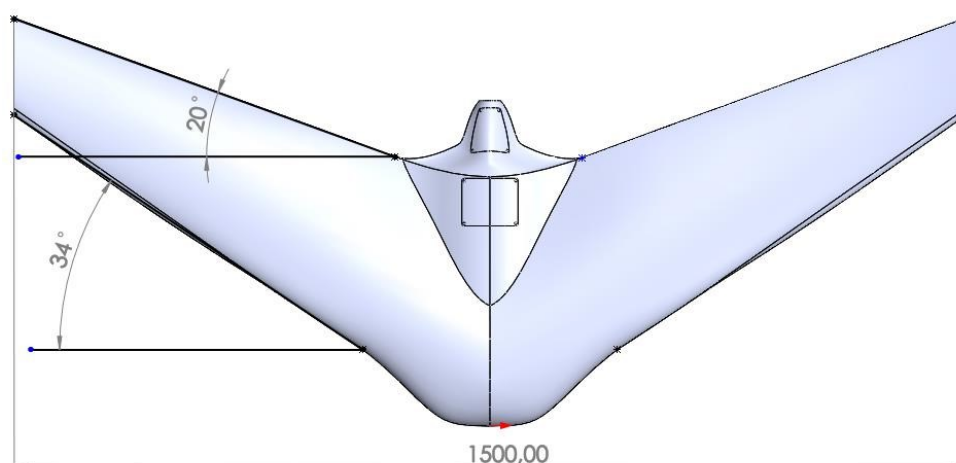
U ovom diplomskom radu opisana je razvoj i konstrukcija bespilotne letjelice Temeraire, koja je bila razvijena za misije potrage i spašavanja u Republici Hrvatskoj. Letjelica je razvijena tijekom kolegija „Osnivanje zrakoplova I i II“ u akademskoj godini 2021./2022. pod nazivom „Salus“. Kasnije je dorađena i preimenovana u „Temeraire“. Razvijena je u svrhu misija potrage i spašavanja (eng. *Search & Rescue - SAR*) na teritoriju Republike Hrvatske. Konfiguracija letjelice je leteće krilo (eng. *flying wing*), a geometrijske karakteristike letjelice su navedene u tablici 1 i prikazan je CAD model letjelice na slikama 2 i 3.

**Tablica 1 Geometrijske karakteristike letjelice [4]**

Raspon krila	1,5 m
Površina	0,402 m <sup>2</sup>
Vitkost AR	5,6
Postavni kut	2°
Kut strijele	30°
Suženje	0,385
Kut uvijanja krila	-3,5°
Kut dihedrala	2°
Korijenska tetiva	390 mm
Vršna tetiva	150 mm
Aeroprofil u korijenu	MH82PHAT
Aeroprofil na sredini krila	MH60PHAT
Aeroprofil na vrhu krila	MH60



**Slika 2 Temeraire CAD model**



Slika 3 Temeraire CAD model (tlocrt), dimenzije su u [mm]

Letjelica je projektirana kako bi njene performanse najbolje odgovarale zahtjevima misija potrage i spašavanja, ali ostaje izazov konstruiranja same letjelice kako bi gotovi proizvod bio robustan i efikasno izvodio misije. U tablici 2 su vrijednosti glavnih performansi ove letjelice.

Tablica 2 Performanse letjelice Temeraire [4]

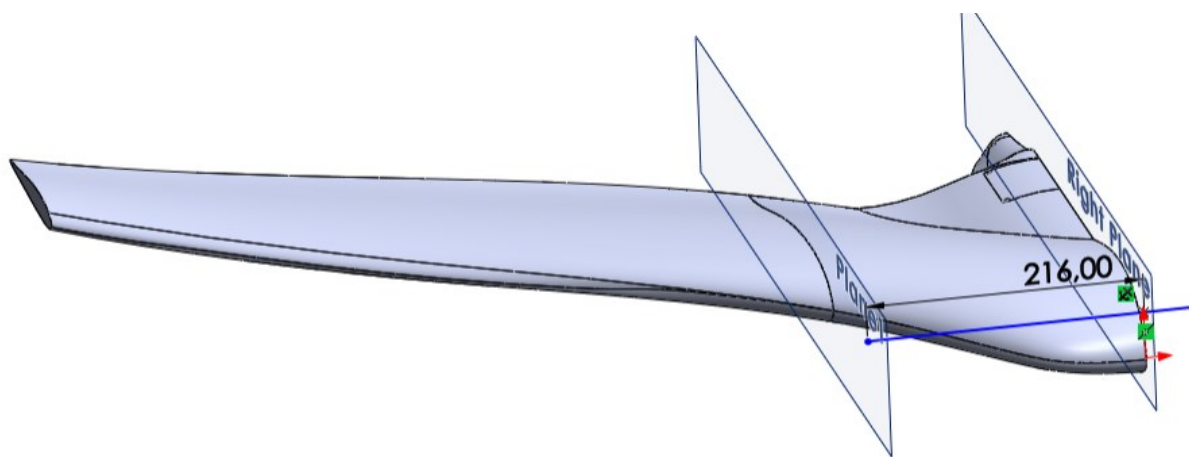
$C_{Lmax}$	1,15
$C_{D0}$	0,402 m <sup>2</sup>
Maksimalna visina leta	2500 m
$V_{max}$	22 m/s
$L/D_{max}$	21,75
$\sqrt{\frac{(C_L)^3}{(C_D)^2}}$	15,28
$W/S$	54,57
$W/P$	0,322 N/W

Te performanse omogućuju pretragu terena u predviđenim uvjetima, ali su ujedno i kompromis maksimalne pokrivenosti površine i samih ograničenja opreme za nadzor terena.

Geometrija modela je izrađen u programu *Solidworks*, a njenim korištenjem je izrađen numerički model za simulaciju metodom konačnih elemenata s *Abaqus/Standard*-om. Uklonjeni su svi poklopci i drugi detalji iz geometrije kako bi mreža konačnih elemenata bila što pravilnija u konačnom modelu.

## 2.2. Konstrukcija letjelice

Bitan zahtjev konstrukcije ove letjelice je bilo osiguravanje lakog transporta, obzirom na dimenzije letjelice odlučeno je da letjelica bude rastavljiva. Letjelica je uslijed toga konstrukcijski podijeljena u tri dijela: središnji dio koji sadržava opremu za nadzor i prikupljanje informacija, motor i baterije i dva vanjska „krila“. Mjesto spoja centralnog dijela krila i vanjskih se nalaze 216 mm udaljeni od ravnine simetrije letjelice i dijele ju na ta tri dijela kao što se može vidjeti na slici 4.



Slika 4 Ravnina presjeka letjelice [mm]

Proizvodnja trupa i krila je predviđena da bude izvedena ručnim laminiranjem kompozita. Ručno laminiranje je proces izrade kompozita s polimernom matricom, koji se sastoji od postupka slaganja slojeva vlakana na kalup, a zatim nanošenja smole koja će služiti kao matrica. Nakon toga, slojevi se tlačno ili vakuumom pritišću i uklanjaju se mjehurići zraka kako bi se osigurala ravnomjerna raspodjela smole i vlakana [5]. Gornjaka i donjaka se laminiraju odvojeno i lijepe uz pomoć rebara i smole pa se mogu promatrati kao zasebni elementi u daljnjoj optimizaciji rasporeda slojeva.

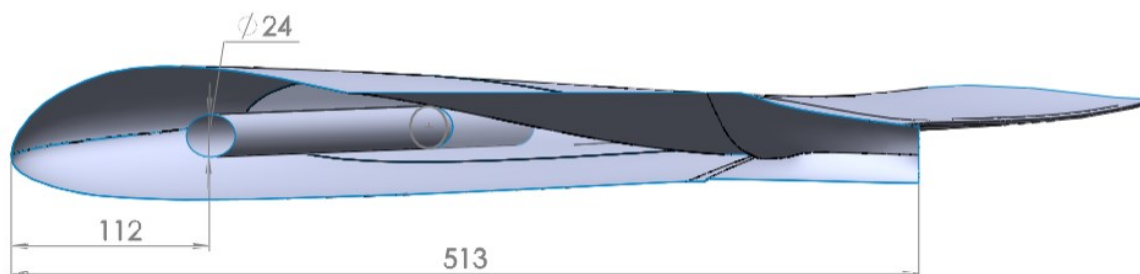
### 2.2.1. Projektiranje ramenjače

Proces projektiranja ramenjače za ovo krilo je uzeo u obzir potrebne funkcionalnosti i pojednostavljenja potrebna za jednostavniju proizvodnju. Time je odabrana samo jedna glavna ramenjača zbog veličine krila i male mase letjelice. Ramenjača je projektirana da se

može sastaviti od standardiziranih cijevi proizvedenih od ugljičnim vlaknima ojačane polimerne matrice. Ramenjača od serijski proizvedenih cijevi osigurava dobru kvalitetu pri niskoj cijeni, a male tolerancije u proizvodnji osiguravaju nasjedanje cijevi u cijev i omogućuju suženje ramenjače prema vrhu krila na jednostavan način.

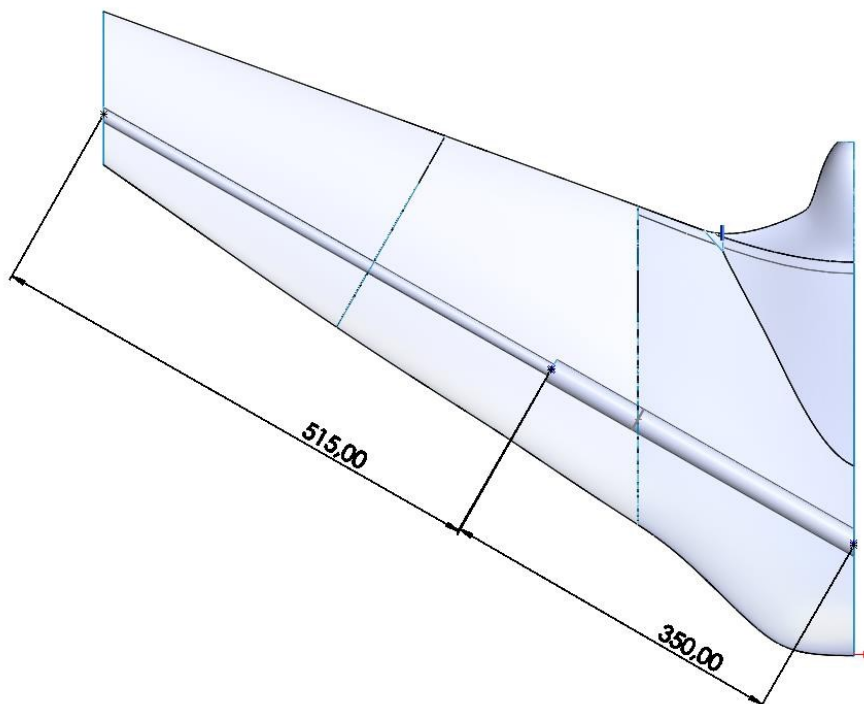
Prateći zahtjev krutosti, odabran je maksimalni promjer cijevi ramenjače koji stane unutar dimenzija oplata, a da se ujedno samo jednom sužava promjer ramenjače kako se ne bi komplicirala proizvodnja letjelice. Promjer prvog i većeg dijela ramenjače je 24 mm, a drugi je manji i promjera je 12 mm. Proračun ramenjače je obavljen u sklopu cijelog krila gdje se mijenjala debljina cijevi i odredila optimalna s napomenom da su određene moguće debljine cijevi prema komercijalno dostupnim dimenzijama. Ramenjača je postavljena da bude na otprilike  $\frac{1}{4}$  duljine tetive duž krila, ali na području trupa, aeroprofil je povećan kako bi motor stao na izlaznom rubu (slika 5) pa to mijenja položaj u samoj sredini letjelice. Tu je napravljeno pojednostavljenje unutrašnjosti letjelice gdje se očekuje oprema i potrebna konstrukcija koja će nositi tu opremu.

*Napomena: U presjeku na slici 5 ramenjača nije presječena okomito i stoga ima eliptični oblik.*



**Slika 5 Položaj ramenjače u ravnini simetrije [mm]**

Duljina prvog dijela ramenjače iznosi oko 350 mm, uz to da cijev mora biti duža u proizvodnji kako bi se jedan kraj mogao odrezati pod kutom. Drugi dio i tanji dio ramenjače je oko 515 mm duljine i isto pravilo vrijedi da za proizvodnju treba nešto duža cijev od te dužine jer ova je duljina u sredini cijevi, a ne najduža strana. Na lici slici 6 je moguće vidjeti raspodjelu dva dijela ramenjače.



Slika 6 Duljine i položaj dva dijela ramenjače

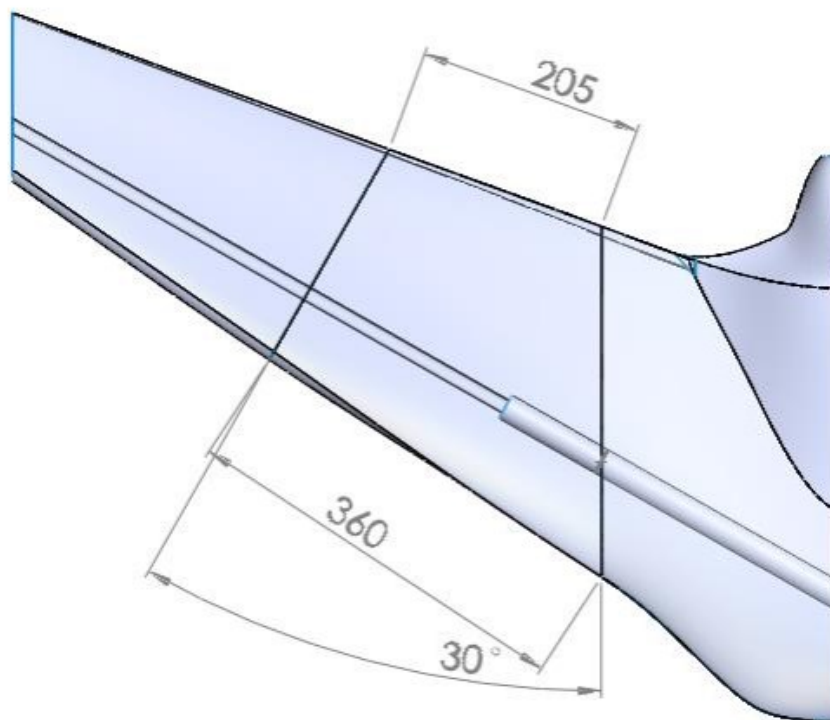
### 2.2.2. Projektiranje oplata

Vrsta materijala za oplatu krila je odabrana prema zahtjevima da oplata bude dovoljno kruta i ujedno da nema veliku masu. To je dovelo do odabira *sandwich*-a s vanjskim slojevima ugljičnim vlaknima ojačane polimerne matrice i jezgre od Airexa M80.

Za proračun debljine jezgre, broja slojeva i orijentacije slojeva provedena je optimizacija s više različitih metoda te na kraju preporučeno par izvedbi. Optimizacija debljine jezgre, debljine ramenjače i orijentacije slojeva su provedene odvojeno kako bi se smanjilo vrijeme i resursi potrebni za optimizaciju velikog broja varijabli.

### 2.2.3. Projektiranje rebara

Rebra nisu kritičan element ove konstrukcije i nisu detaljnije analizirani. Projektirana su tri rebra u svakom krilu. Zadani materijal je CFRP u numeričkom modelu, ali moguće ga je zamijeniti s balzom ili tvrdom plastikom koja se koristi pri printanju 3D modela. Prvo i zadnje rebro imaju pozicije na krajevima rastavljivog dijela krila, dok je središnje rebro pozicionirano pri sredini krila okomito na ramenjaču kao što se vidi na slici 7.



Slika 7 Orijehtacija srednjeg rebra [mm]

### 3. MATERIJALI LETJELICE

#### 3.1. Ugljičnim vlaknima ojačana polimerna matrica (CFRP- *Carbon fibre reinforced polymer*)

CFRP ili polimer ojačan ugljičnim vlaknima je kompozitni materijal koji se sastoji od ugljičnih vlakana visoke čvrstoće umetnutih u matricu polimerne smole primjer proizvodnje takvog kompozita se može vidjeti na slici 8. Mehanička svojstva CFRP-a uvelike su određena orijentacijom i volumnim udjelom vlakana, kao i svojstvima polimerne matrice. Za analizu je korišteno jednosmjerno tkanje mase po površini  $19 \text{ g/m}^2$ , čija su svojstva: masa po površini i debljina i masa konačnog sloja bazirana biaksialnom pletivu „CARBOWEAVE® UMS Carbon NCF  $19 \text{ g/m}^2$ “ [6]. Ovako tanko i lagano pletivo omogućava kreiranje iznimno tankih slojeva CFRP-a i dopušta veći broj slojeva i orijentacija i u vrlo tankim laminatima. Debljina takvih slojeva iznosi  $0,03 \text{ mm}$  i ukupne mase sa smolom od  $41 \text{ g/m}^2$  za mjerenja s  $35 \%$  udjela vlakana u kompozitu [6].



**Slika 8 Primjer dijelova od CFRP-a**

Osim definiranja vrste i mase pletiva potrebno je za analizu definirati vrstu ugljičnih vlakana koji se koriste u pletivu. U ovom radu su uzete dvije vrste ugljičnih vlakana za analizu, a to su standardna ugljična vlakna i vlakna visokog modula elastičnosti. Analizom zahtjeva ove letjelice odabran je CFRP kao najbolja opcija za područje oplata krila. Korištenjem jednosmjernih tkanina od ugljičnih vlakana omogućuje se visok stupanj prilagođavanja mehaničkih svojstava materijala, jer se orijentacija vlakana može optimizirati za specifične uvjete opterećenja. Međutim, ortotropna priroda materijala znači da njegova mehanička

svojstva mogu značajno varirati ovisno o smjeru opterećenja u odnosu na orijentaciju vlakana pa kada se optimizira raspored slojeva potrebno je pravilno opisati opterećenje koje pravilno opisuje realno opterećenje koje konstrukcija mora izdržati kako bi se upravo za takav slučaj raspored optimizirao.

CFRP je materijal visokih performansi s izvrsnim omjerom čvrstoće i mase, ali postoji manjkavost da ometa elektromagnetske valove komunikacijskih i upravljačkih uređaja jer je vodič struje što ga čini neprimjerenim za korištenje u cjelokupnoj letjelici, odnosno mora se osigurati dio letjelice bez CFRP-a kako bi mogao komunicirati s upravljačkim centrom.

### **3.2. Aramidnim vlaknima ojačana polimerna matrica (AFRP- *Aramid fibre reinforced polymer*)**

Aramidna vlakna su vlakna koja se proizvode od polimernih materijala koji sadrže aromatske poliamide. Najpoznatiji primjeri aramidnih vlakana su Kevlar i Twaron. Ova vlakna imaju visoku specifičnu čvrstoću, što znači da mogu podnijeti velika naprezanja uz relativno malu masu. Zbog ovih svojstava aramidna vlakna se često koriste u kompozitnim materijalima u kombinaciji s drugim materijalima kao što su epoksidne smole, staklena vlakna ili ugljična vlakna. Ova kombinacija materijala omogućuje izradu vrlo izdržljivih i otpornih konstrukcija na razne mehaničke utjecaje, kao što su udarci i nastanci pukotina [7].

Konačna verzija ove letjelice će sadržavati aramidna vlakna u području trupa kako bi se zaštitila od udaraca pri grubom slijetanju padobranom koje je predviđeno u uporabi, ali u ovoj analizi taj slučaj nije promatran i uslijed toga neće biti predmet optimizacije u ovom radu.

### **3.3. Mycell M80 („Airex“)**

Mycell M80 je materijal čvrste pjenaste jezgre, strukture zatvorenih ćelija koji se koristi u *sandwich* kompozitnim konstrukcijama (slika 9). Od prije poznat po imenom Airex, je izrađen od termoplastičnog polimera koji se zove polimetakrilat (PMI) i ima visok omjer čvrstoće i mase, što ga čini idealnim za uporabu u zrakoplovstvu. [8]





**Slika 9 Mycell M80 (Airex) [3]**

Neka od ključnih svojstava Mycell M80 su [8]:

- visoka čvrstoća: Mycell M80 ima visoku čvrstoću na pritisak i savijanje, što ga čini idealnim za upotrebu u primjenama gdje je potrebna visoka čvrstoća
- male gustoće: Mycell M80 je materijal niske gustoće, što ga čini idealnim za upotrebu u aplikacijama osjetljivim na masu
- toplinska stabilnost: Mycell M80 ima nizak koeficijent toplinskog širenja i stabilan je u širokom rasponu temperatura, što ga čini prikladnim za upotrebu u zadaćama koje su izložene ekstremnim temperaturnim varijacijama.

#### 4. KRITERIJI POPUŠTANJA KOMPOZITNIH MATERIJALA

Kompozitni materijali predstavljaju složene materijale sastavljene od dva ili više različitih materijala koji se kombiniraju kako bi se postigla poboljšana mehanička svojstva i performanse. Međutim, upravo ta složenost i heterogenost materijala uzrokuje ponašanje na potpuno drugačiji način od klasičnih izotropnih materijala, kao što su metali. Činjenica da vlakna unutar laminata nisu raspoređena jednoliko u svim smjerovima dovodi do toga da uobičajeni kriteriji popuštanja koji se primjenjuju na metale ne daju zadovoljavajuće rezultate kada se koriste na kompozitnim materijalima, poput CFRP. Neki od češćih kriterija su [9]:

- pucanje vlakana
- izvlačenje vlakana
- izvijanje vlakana
- lom matrice i
- delaminacija slojeva laminata.

Koristi se i veliki broj kriterija popuštanja u praksi, ali neki su korisni samo za specifične slučajeve, a najpoznatiji i najviše korišteni su [9]:

- kriterij maksimalnih naprežanja
- kriterij maksimalnih deformacija
- Tsai-Wu kriterij
- Tsai-Hill kriterij
- Puckov kriterij
- Hashinov kriterij.

Software *Abaqus* korišten za numeričku analizu čvrstoće ima ugrađene Tsai-Wu, Tsai-Hill i Hashinov kriterij koji su se pokazali kao veoma dobri kriteriji za predviđanje popuštanja. U radu [5] je napravljena usporedba Puckovog, Tsai-Wu i kriterija maksimalnog naprežanja s ciljevima određivanja minimalne mase konstrukcije i cijene, a kriteriji popuštanja su uzeti kao ograničenja funkcije cilja. Orijentacija slojeva, broj slojeva i materijal su uzeti kao varijable, a korišteni optimizacijski algoritam je bio genetski algoritam. Pokazalo se da se optimalna konstrukcija znatno razlikuje ovisno o tome koji je kriterij korišten, ali ni jedan nije bio uvijek najviše ili najmanje konzervativan. Stoga se može zaključiti da je potrebno koristiti više

kriterija tijekom optimizacije ili provesti više optimizacijskih procesa s različitim kriterijima popuštanja kao ograničenjima cilja.

#### 4.1. Tsai-Wu kriterij

Tsai-Wu kriterij poznat je kao i tenzorski ili kvadratični kriterij [11]. Njegov tenzorski zapis je:

$$F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad i, j = 1 - 6. \quad (4.1.)$$

U tom slučaju ima 42 člana zapisa, ali kada se razmatra samo jedan sloj u ravninskom stanju naprezanja izraz se pojednostavljuje i ostaju samo indeksi 1, 2, 6, a daljnjim sređivanjem se dolazi do zapisa u obliku (4.2.)

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 < 1. \quad (4.2.)$$

Varijable u kriteriju se dobivaju prema sljedećim formulama:

$$F_1 = \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c}, \quad (4.3.)$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c}, \quad (4.4.)$$

$$F_{11} = -\frac{1}{X_t X_c}, \quad (4.5.)$$

$$F_{22} = -\frac{1}{Y_t Y_c}, \quad (4.6.)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S^2}, \quad (4.7.)$$

$$F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{F_{11} F_{22}}. \quad (4.8.)$$

Za proračun kriterija potrebno je poznavati pet parametara čvrstoće koji se moraju eksperimentalno dobiti za svaki materijal. To su:

- $X_t$  - vlačna čvrstoća u pravcu vlakana,
- $X_c$  - tlačna čvrstoća u pravcu vlakana,
- $Y_t$  - vlačna čvrstoća okomito na pravac vlakana,
- $Y_c$  - tlačna čvrstoća okomito na pravac vlakana i
- $S$  - smična čvrstoća.

Bitno je napomenuti da Tsai-Wu kriterij ne prepoznaje različite načine popuštanja nego samo naprezanje kod kojeg dolazi do popuštanja. Ovaj kriterij je postavljen samo s jednim izrazom što njegovu primjenu čini znatno jednostavnijom u odnosu na primjer Hashinovog kriterija.

#### 4.2. Tsai–Hill kriterij

Tsai-Hill kriterij se koristi u slučajevima troosnog stanja naprezanja [9], a pripada skupini energetskih kriterija popuštanja materijala. Prema ovom kriteriju materijal neće popustiti dok desna strana izraza bude veća od lijeve.

$$(G + H)\sigma_1^2 + (F + H)\sigma_2^2 + (F + G)\sigma_3^2 - 2H\sigma_1\sigma_2 - 2G\sigma_1\sigma_3 - 2F\sigma_2\sigma_3 + 2L\tau_{23}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{12}^2 < 1 \quad (4.9.)$$

Parametri  $G$  i  $N$  su definirani prema čvrstoći materijala, a dobiveni su razmatranjem slučajeva jednoosnog stanja naprezanja.

$$G + H = \frac{1}{X^2} \quad (4.10.)$$

$$2N = \frac{1}{S^2} \quad (4.11.)$$

$$F + H = \frac{1}{Y^2} \quad (4.12.)$$

$$F + G = \frac{1}{Z^2} \quad (4.13.)$$

$X$ ,  $Y$ ,  $Z$ ,  $S$  su parametri čvrstoće kao i u Tsai-Wu kriteriju, a parametar  $Z$  predstavlja čvrstoću okomitu na ravninu sloja. Kada se Tsai-Hill zapiše za slučaj jednoga sloja u ravninskom stanju naprezanja on glasi

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} < 1. \quad (4.14.)$$

Kao i Tsai-Wu kriterij, Tsai-Hill kriterij ne prepoznaje različite načine popuštanja materijala nego samo naprezanje pri kojemu dolazi do popuštanja.

#### 4.3. Hashinov kriterij

Hashinov kriterij ima četiri jednadžbe kojima se određuju četiri načina popuštanja sloja što ga čini bitno drugačijim od Tsai-Wu i Tsai-Hill kriterija i korisnijim u dijelu optimizacije rasporeda slojeva. Ovaj kriterij je namijenjen za korištenje upravo u laminatima sastavljenih od jednosmjernih slojeva kakvi se koriste u ovoj konstrukciji. Korištenjem te njegove specifičnosti omogućuje se brža i točnija optimizacija rasporeda slojeva jer omogućuje da se

optereće vlakna, a slabija matrica. Sastoji se od dvije jednadžbe za matricu i dvije za vlakna, po jednu za vlak i tlak.

To su [12]:

- kriterij popuštanja vlakana zbog vlačnog naprezanja

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 < 1, \quad (4.15.)$$

- kriterij popuštanja vlakana zbog tlačnog naprezanja

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 < 1, \quad (4.16.)$$

- kriterij popuštanja matrice zbog vlačnog naprezanja

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 < 1, \quad (4.17.)$$

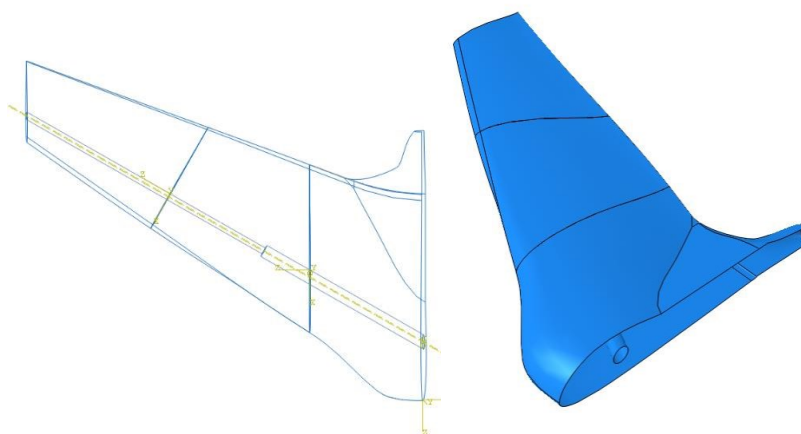
- kriterij popuštanja matrice zbog tlačnog naprezanja

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{2S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \cdot \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 < 1. \quad (4.18.)$$

Čvrstoće su jednake onima korištenim u Tsai-Wu i Tsai-Hill kriterijima.

## 5. NUMERIČKI MODEL

CAD model letjelice (slika 10) je napravljen u *Solidworks*-u i uvezen u STEP formatu u tri odvojena djela. Prvi dio je oplata, drugi ramenjača i treći rebra. Svi elementi krila su modelirani kao površine jer se model diskretizira koristeći ljuskaste konačne elemente pa tako ni jedan element nema debljinu, a ona se definira u svojstvima slojeva konačnih elementa (eng. *Section*).



Slika 10 CAD model letjelice u *Abaqus*-u

### 5.1. Definiranje svojstava i vrsta materijala

Dva promatrana materijala su dvije vrste kompozita ojačanih ugljičnim vlaknima, prvi standardni (STCF) i drugi visokog modula elastičnosti (HMCF). Svojstva im se razlikuju u tome što je HMCF krući, ali zato manje čvrstoće što ga čini izvrsnim za elemente koji se ne smiju značajno deformirati pri eksploataciji i opterećenjima (tablica 3 i 4). Kao što je već navedeno najmanja debljina jednosmjernog sloja je 0,03 mm.

Tablica 3 Mehanička svojstva STCF i HMCF slojeva [13]

Tip vlakna	$E_1$ [MPa]	$E_2$ [MPa]	$G_{12}$ [MPa]	$G_{23}$ [MPa]	$G_{13}$ [MPa]	$\nu_{12}$ [-]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]
STCF	135000	10000	5000	3000	5000	0,3	1600
HMCF	175000	8000	5000	3000	5000	0,3	1600

**Tablica 4 Čvrstoće STCF i HMCF slojeva [13]**

	$X_t$ [MPa]	$X_c$ [MPa]	$Y_t$ [MPa]	$Y_c$ [MPa]	$S$ [MPa]
STCF	1500	1200	50	250	60
HMCF	1000	850	40	200	60

Uz ova dva tipa ugljičnih vlakana odnosno za CFRP laminat koje je prema njima modeliran također su se koristila svojstva pletiva za procjenu debljine oplate u prvoj fazi konstruiranja i optimiziranja krila (tablica 5). Pletivo ima nešto slabija svojstva u odnosu na jednosmjerne slojeve jer ima veći udio polimerne smole u završnom laminatu. Za debljinu sloja je na početku zadano 0,09 mm, ali je tu varijablu optimizacijska metoda mijenjala unutar dopuštenih vrijednosti tijekom optimizacije.

**Tablica 5 Mehanička svojstva i čvrstoće STCF slojeva od pletiva sa ST CFRP-om [0°/90°] [13]**

Tip vlakna	$E_1$ [MPa]	$E_2$ [MPa]	$G_{12}$ [MPa]	$G_{23}$ [MPa]	$G_{13}$ [MPa]	$\nu_{12}$ [-]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$X_t$ [MPa]	$X_c$ [MPa]	$Y_t$ [MPa]	$Y_c$ [MPa]	$S$ [MPa]
STCF	70000	70000	5000	3000	5000	0,1	1600	1500	1200	50	250	60

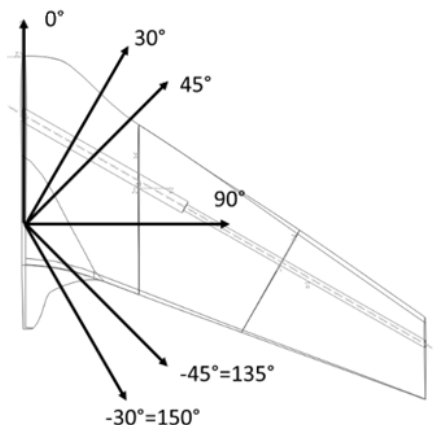
Također je potrebno definirati svojstva Airexa (tablica 6) koji je u simulaciji opisan kao izotropan materijal jednakih svojstava u tlačnoj i vlačnoj domeni korištenjem njegovih slabijih vrijednosti iz tlačne domene.

**Tablica 6 Svojstva Mycell M80 (Airex) [8]**

Gustoća	[kg/m <sup>3</sup> ]	80
Tlačna čvrstoća	[MPa]	1,03
Tlačni modul elastičnosti	[MPa]	53
Vlačna čvrstoća	[MPa]	1,63
Vlačni modul elastičnosti	[MPa]	107
Smična čvrstoća	[MPa]	0,92
Modul posmika	[MPa]	25

Iznimno bitan dio za svojstva materijala i pravilno provođenje numeričke analize je definiranje globalnog koordinatnog sustava i orijentacije svih laminata kako bi svi elementi imali jednaku orijentaciju radi kasnije usporedbe, ali i kako program sam ne bi ostala opcija

zadavanja rasporeda slojeva na modelu. Na slici 11 je moguće vidjeti zadanu orijentaciju globalnog koordinatnog sustava za cijelu oplatu.



Slika 11 Globalni koordinatni sustav orijentacije slojeva

## 5.2. Definiranje rubnih uvjeta i interakcija

Rubni uvjeti potrebni u ovom modelu su uklještenje čvorova i ramenjače (eng. *Encastre*) u samoj ravnini simetrije letjelice. Ovom uvriježenom praksom se smanjuje broj konačnih elemenata i smanjuje vrijeme potrebno za numeričku analizu.

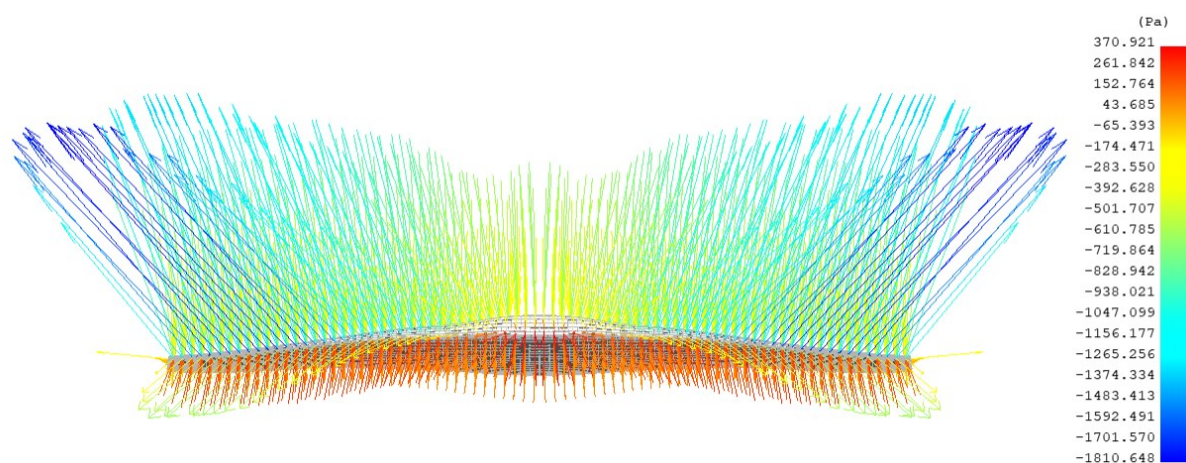
Uz taj rubni uvjet potrebno je definirati interakcije rebara s oplatom i rebara s ramenjačom. Uz to je također potrebno definirati odnos prvog i drugog dijela ramenjače. Te interakcije su definirane koristeći opciju *Tie* u modulu *Interactions* u *Abaqus*-u. *Tie* opcija povezuje dvije odvojene površine tako da nema relativnog kretanja između njih. Ova vrsta ograničenja omogućuje spajanje dviju regija čak i kada su mreže stvorene na površinama regija različite. Mogu se definirati ograničenja i između površina trodimenzionalnih geometrija i površina tijela (eng. *solid*) ili ljuske (eng. *shell*) [2].

## 5.3. Definiranje kritičnog opterećenja

Aerodinamičke značajke potrebne za izračunavanje potrebne snage za penjanje, koeficijent otpora letjelice i koeficijent uzgona letjelice, su dobivene pomoću programa XFLR5 u okviru kolegija Osnivanje zrakoplova I i II. XFLR5 je besplatan program razvijen iz XFOIL-a i koristi se za brzo dobivanje aerodinamičkih značajki. U programu XFLR5 postoje tri metode analize krila: metoda vrtložne rešetke (eng. *Vortex lattice method* - VLT), metoda noseće linije (eng. *Lifting Line Theory* – LLT) i 3D panelna metoda [14]. Kritično opterećenje je proračunato u



XFLR5 s 3D panelnom metodom za odabranu maksimalnu brzinu 25 m/s i napadni kut od 12°. Te vrijednosti su uzete prema namjeni letjelice i njenim mogućnostima kao najozbiljniji odnosno kritični slučaj naprezanja. Raspodjela je dobivena panelnom metodom u XFLR jer ona jedina daje raspodjelu vrijednosti tlaka po cijelome krilu. Raspodjela je prikazana na slici 12.



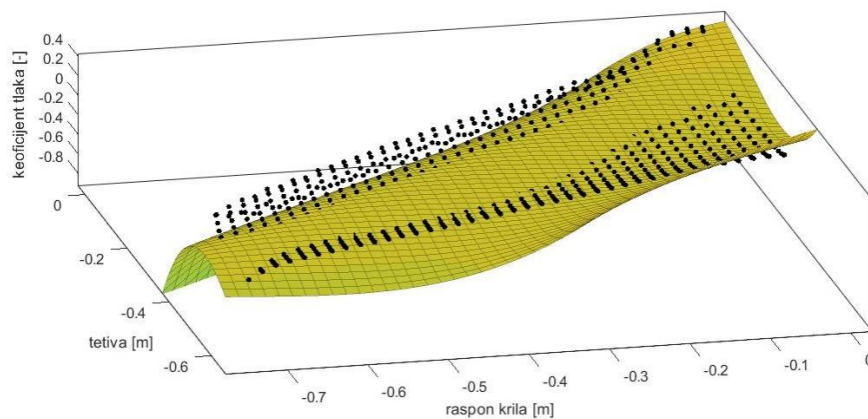
Slika 12 Raspodjela tlaka za kritični slučaj u XFLR5 [Pa]

Program XFLR5 podatke o koeficijentu tlaka za pojedini panel ispisuje i u \*.csv formatu koji se u programu *Excel* može očitati. Jednostavnom formulom se može izračunati raspodjela tlaka po pojedinom panelu koristeći formule:

$$p = C_p * q, \quad (5.1)$$

$$q = \frac{\rho * V^2}{2}. \quad (5.2)$$

U ovom slučaju za dinamički tlak je korištena brzina 25 m/s i gustoća zraka 1,225 kg/m<sup>3</sup>. Ti podaci su se zatim podijelili na one za gornjaku i za donjaku te su unesene koordinate u *Matlab* u kojem se koristeći alat *Curve fit* dobio polinom raspodjele tlaka koji aproksimira raspodjelu tlaka po gornjaci i donjaci. Iz rezultata XFLR5 jasno je da u ovom slučaju gornjaka proizvodi i nosi većinu uzgona i opterećenja pa su takvi iznosi i koeficijenta tlaka na slikama 13 i 14.



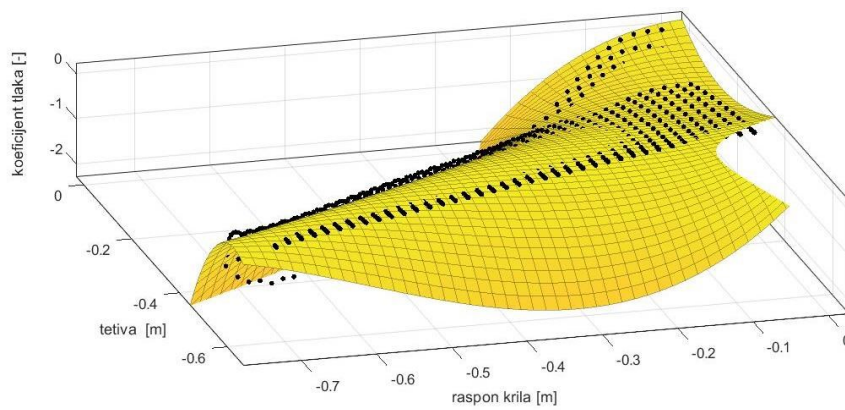
**Slika 13 Raspodjela koeficijenta tlaka po donjaci**

Koeficijent tlaka po donjaci i gornjaci su zapisani kao polinomi trećeg stupnja u obliku:

$$\begin{aligned}
 p = & 0,2618 + 0,8162 * X/1000 + 0,7488 * Z/1000 - 9,175 \\
 & * (X/1000)^2 + 22,47 * X/1000 * Z/1000 - 7,643 \\
 & * (Z/1000)^2 + 10,11 * (X/1000)^3 - 47,35 * (X/1000)^2 \\
 & * Z/1000 + 67,99 * X/1000 * (Z/1000)^2 - 24,31 \\
 & * (Z/1000)^3
 \end{aligned} \tag{5.3}$$

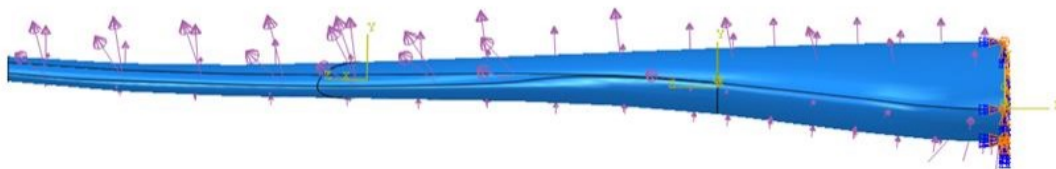
$$\begin{aligned}
 p = & -0,1803 + 1,309 * X/1000 + 4,869 * Z/1000 - 22,37 \\
 & * (X/1000)^2 + 26,77 * X/1000 * Z/1000 + 23,02 \\
 & * (Z/1000)^2 + 21,48 * (X/1000)^3 - 91,99 * (X/1000)^2 \\
 & * Z/1000 + 79,38 * X/1000 * (Z/1000)^2 + 19,24 \\
 & * (Z/1000)^3
 \end{aligned} \tag{5.4}$$

Zbog razlike u mjernim jedinicama korištenih u modelima u XFLR-u i *Abaqus*-u potrebno je korigirati razliku u dimenzijama iz metara u milimetre dijeljenjem varijabli s 1000 kao što se vidi u oba izraza.

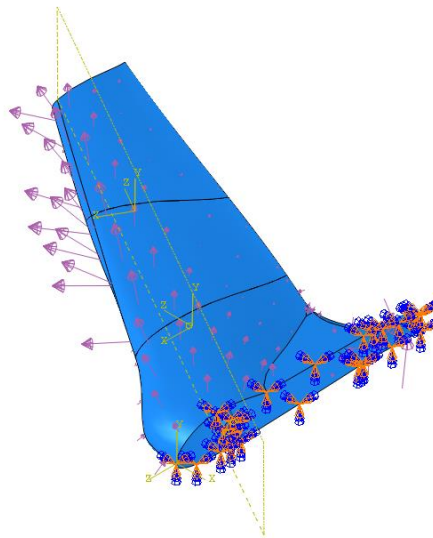


**Slika 14 Raspodjela koeficijenta tlaka po gornjaci krila**

Dobiveno opterećenje se može vidjeti na slikama 15 i 16. Jasno je da je većina opterećenja na gornjaci s naglaskom na napadni rub krila.



**Slika 15 Raspodjela opterećenja zadana u *Abaqus*-u**



**Slika 16 Izometrija raspodjele opterećenja i rubnih uvjeta u *Abaqus*-u**

Ukupna sila na krilo se dobiva jednostavnom formulom uzgona koristeći podatke iz XFLLR-a.

$$L = C_L * \frac{\rho * V^2}{2} * S \quad (5.5)$$

$$L = 1 * \frac{1,225 * 25^2}{2} * 0,404 = 154,66 \text{ N.}$$

Dijeleći iznos uzgona s težinom letjelice dobiva se faktor opterećenja  $n$  koji se dobije formulom:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{154,66 \text{ N}}{24,1 \text{ N}} = 6,4. \quad (5.6)$$

Faktor opterećenja 6,4 je visoki faktor opterećenja za zrakoplove, a pogotovo za letjelicu predviđenu za misije potrage i spašavanja gdje se ne očekuju iznimno agresivni manevri. Ovo je granični slučaj koji se očekuje samo u iznimnim situacijama. U odnosu na standarde u SAD-u za komercijalne letjelice u [15], ovo su značajno veći.

#### 5.4. Mreža konačnih elemenata

Mreža konačnih elemenata (eng. *Finite Element Mesh*) u *Abaqus*-u predstavlja osnovni element numeričke analize koja se provodi u ovom softveru. Ona omogućuje prikaz geometrije modela u obliku diskretiziranih područja koja se nazivaju elementi. Jedan od specifičnih tipova elemenata u mreži konačnih elemenata su ljuskasti elementi.

Ljuskasti elementi su vrsta elementa koji se koriste za analizu tankih konstrukcija, poput ljuski, membrana, ploča, cijevi i slično. Oni se koriste za modeliranje geometrija koje su malih dimenzija u odnosu na duljinu i širinu te su posebno korisni u situacijama gdje se javlja velika deformacija [16].

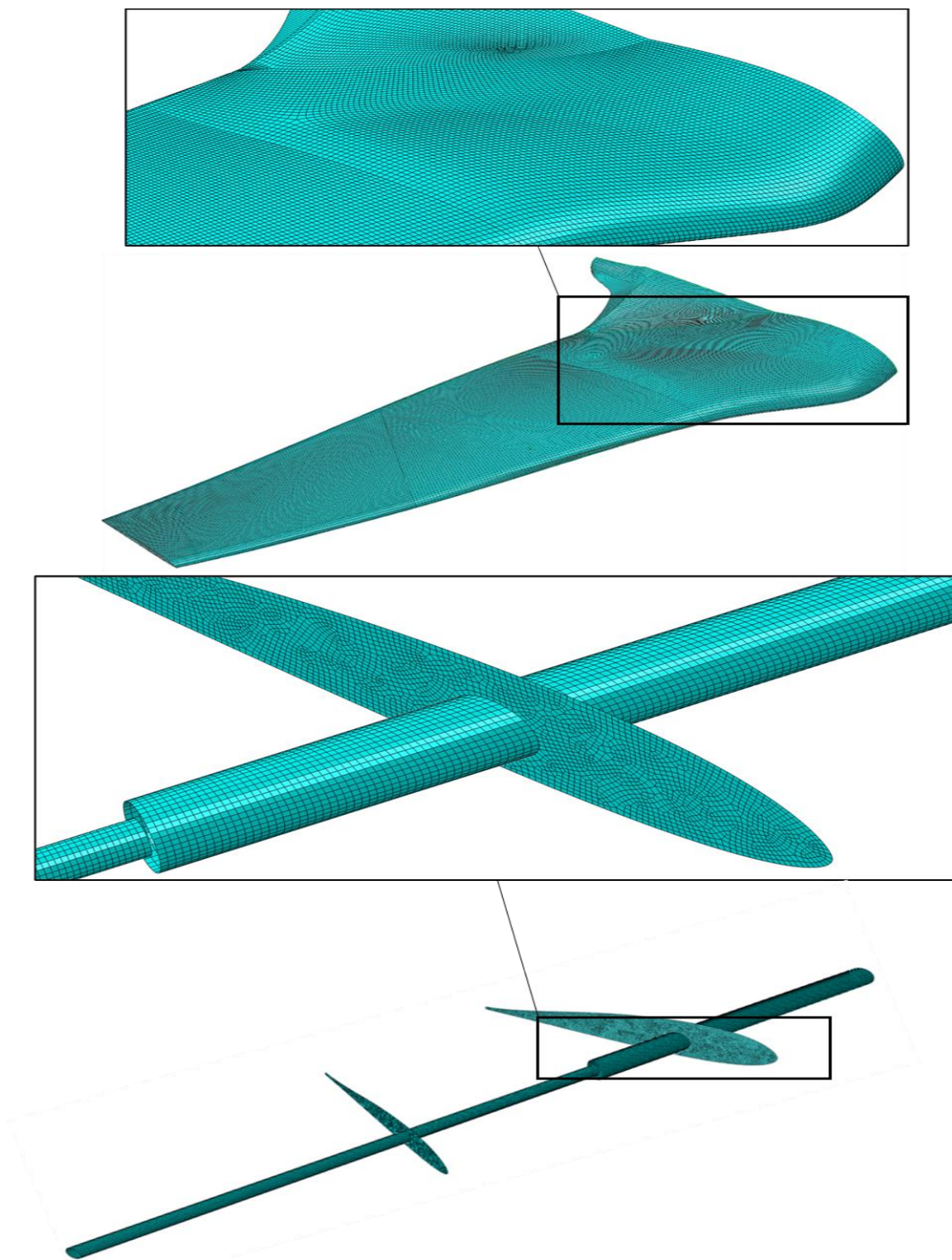
Za ljuskaste elemente u *Abaqus*-u koristi se različiti tip elemenata, ovisno o vrsti analize koja se provodi. U mreži konačnih elemenata ljuskasti elementi su definirani pomoću čvorova (engl. *nodes*), rubova (eng. *edges*) i površina (eng. *surfaces*) koje definiraju geometriju elementa. Oni su povezani s drugim elementima u mreži pomoću zajedničkih točaka ili bridova [2].

Kada se modelira tanka konstrukcija, važno je razmotriti kako se ljuskasti elementi raspoređuju u mreži. Međutim, potrebno je imati na umu da se ljuskasti elementi ne mogu primijeniti na konstrukcije koje nisu dovoljno tanke, zbog toga što oni zanemaruju naprezanje u normalnoj, odnosno trećoj dimenziji.

Korišteni ljuskasti konačni elementi u ovom modelu su uglavnom S4R elementi, a na rebrima je korišten manji broj S3 elemenata zbog nepravilne geometrije. Napravljena je iznimno fina mreža konačnih elemenata kako bi se opterećenje pravilnije moglo zadati, a deformacije i kriteriji popuštanja bili što točniji. Broj korištenih elemenata po vrsti se nalazi u tablici 7, a prikaz mreže konačnih elemenata se vidi na slikama 17, 18, 19.

Tablica 7 Broj konačnih elemenata u modelu

Vrsta elementa	Broj
S4R	68168
S3	68

Slika 17 Prikaz mreže konačnih elemenata numeričkog modela u *Abaqus-u*

## 6. OPTIMIZACIJA RASPOREDA SLOJEVA U *Isight*-U

*Isight* je softverski alat za upravljanje procesom optimizacije i modeliranja. Razvila ga je tvrtka SIMULIA, koja je dio korporacije *Dassault Systèmes*. *Isight* se koristi za automatizaciju složenih simulacijskih postupaka, kao što su optimizacija, statistički dizajn eksperimenata, upravljanje modelima i integracija različitih simulacijskih alata [3].

*Isight* se može koristiti za upravljanje postupkom optimizacije za bilo koju simulacijsku aplikaciju. Korisnici mogu integrirati svoje vlastite skripte za optimizaciju u *Isight*, kao i koristiti ugrađene optimizacijske algoritme. *Isight* također pruža alate za vizualizaciju rezultata optimizacije, kao i za stvaranje automatiziranih izvješća [3].

*Isight* također omogućava korisnicima da integriraju različite simulacijske alate u jedinstveni postupak simulacije. Korisnici mogu integrirati različite vrste simulacijskih alata, kao što su programi za numeričku analizu, programi za dinamičku simulaciju, programi za obradu signala i programi za optimizaciju.

Uz *Isight*, korisnici mogu stvoriti složene modele koji se sastoje od više koraka. Primjerice, korisnici mogu stvoriti model koji obuhvaća stvaranje geometrije, generiranje mreže konačnih elemenata, postavljanje rubnih uvjeta, postavljanje parametara modela, izvođenje simulacije i analizu rezultata.

*Isight* također omogućuje da se izvode simulacije u velikom broju, učinkovito koristeći paralelno procesiranje. Korisnici mogu koristiti *Isight* za stvaranje automatiziranih postupaka simulacije koji mogu obraditi velike količine podataka.

U konačnici, *Isight* je softverski alat koji omogućuje automatizaciju složenih simulacijskih postupaka i integraciju različitih simulacijskih alata u jedinstveni postupak simulacije. To olakšava stvaranje i izvođenje složenih simulacija, optimizacija i analiza podataka, što može pomoći u razvoju novih proizvoda i poboljšanju postojećih.

### 6.1. Ciljevi i ograničenja optimizacije

U samom programu *Isight*, ali i pri korištenju drugih programa i metoda optimizacije je potrebno definirati cilj optimizacije. Optimizacijski problem se može zapisati kao

$$\min_x f(x) \text{ ili } \max_x f(x), \quad (6.1)$$

u tom slučaju je  $f$  funkcija kvalitete ili dobrote rješenja. Projektni vektor  $x$  je  $n$ -dimenzijski vektor koji sadrži projektne varijable problema kao svoje komponente  $x_i$ ,  $i=1,2,\dots,n$  i on predstavlja rješenje. Cilj optimizacijskog problema je dobiti rješenje za koje će vrijednost funkcije  $f$  biti što manja (ili veća) [1].

Uz ciljeve se često zadaju i ograničenja jer su inženjerski problemi najčešće definirani na takav način da cilj nije pronaći optimalno rješenje neke funkcije, nego pronaći optimalno rješenje koje dodatno zadovoljava uvjete na neke varijable.

Razlikuju se eksplicitna ograničenja zapisana kao dopušteni raspon vrijednosti pojedine varijable u obliku

$$x_i \in [x_{d_i}, x_{g_i}] \quad (6.2)$$

i implicitna ograničenja koja se dijele na ograničenja jednakosti

$$h(x) = 0 \quad (6.3)$$

i ograničenja nejednakosti.

$$g(x) \geq 0 \quad (6.4)$$

Očito je da se eksplicitna ograničenja mogu opisati implicitnim ograničenjima, ali eksplicitna ograničenja su korisna za pojednostavljivanje zapisa problema [1].

## 6.2. Definiranje ciljeva i ograničenja u *Isight*-u

*Isight* osim mogućnosti da se pojedini cilj maksimizira odnosno minimizira dopušta i ciljanje (eng. *target*) specifične vrijednosti cilja. Najčešći i uobičajeni ciljevi u zrakoplovstvu su:

- minimiziranje mase
- minimiziranje deformacija
- minimiziranje maksimalnih naprezanja
- minimiziranje vrijednosti različitih kriterija popuštanja, itd.

Nakon što se minimizira masa letjelice ovog tipa, smanjenje deformacija aeroprofila, promjene projektiranog kuta rotacije krila (eng. *twist*) i pomak na vrhu krila postaju vrlo važni jer stabilnost letjelice ovisi o njima. Važno je napomenuti da ova vrsta letjelice nema rep koji bi mogao korigirati promjene u aerodinamičkim svojstvima uzrokovanim deformacijama krila što onda zahtjeva što manje deformacije konstrukcije pri eksploataciji ili ako se već događaju

da ponašanje konstrukcije pri opterećenju stabilizira letjelicu (tj. stvara negativnu povratnu vezu).

### 6.3. Tehnike optimizacije u *Isight*-u

Optimizacijska tehnika je postupak traženja najboljeg rješenja za zadani problem, gdje se rješenje definira kao vrijednosti varijabli u sustavu. Postoje različite optimizacijske tehnike koje se koriste ovisno o vrsti problema, cilju optimizacije, broju varijabli i ograničenjima problema [1].

*Isight* nudi širok spektar optimizacijskih tehnika koje su dostupne korisnicima kako bi pomogle u postizanju najboljih mogućih rezultata.

Gradijentne metode su optimizacijske tehnike koje koriste gradijent ciljne funkcije kako bi pronašle najbolje rješenje. Ove tehnike se obično koriste za probleme s malim brojem varijabli i bez ograničenja [1]. *Isight* nudi tri različite optimizacijske tehnike koje spadaju u kategoriju gradijentnih metoda: metodu optimizacije uz pomoć spusta, metodu Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno i metodu uz pomoć ograničenja [3].

Metode bez gradijenta su optimizacijske tehnike koje ne koriste gradijent ciljne funkcije, nego se oslanjaju na procjenu vrijednosti ciljne funkcije. Ove tehnike se obično koriste za probleme s velikim brojem varijabli i ograničenjima. *Isight* nudi tri različite optimizacijske tehnike koje spadaju u kategoriju metoda bez gradijenta: metodu simuliranog kaljenja, metodu traženja rojem čestica i metodu traženja pretraživanjem [17].

Genetski algoritmi su optimizacijske tehnike koje se temelje na biološkim principima prirodne selekcije i genetske mutacije kako bi pronašli najbolje rješenje. Ove tehnike se obično koriste za probleme s velikim brojem varijabli [18].

#### 6.3.1. *POINTER - Automatski optimizator*

Pointer tehnika je kombinacija numeričke i istraživačke metode, a prikladna je za linearne i nelinearne projektne prostore, kao i za kontinuirane i diskretne projektne prostore. Pogodan je za dugotrajne simulacije i djelomično koristi gradijent pri svome radu. Ovaj algoritam kontrolira skup standardnih tehnika optimizacije (genetski algoritam, Nelder-Mead simpleks metodu, sekvencijalno kvadratno programiranje i linearni *solver*) i odabire najuspješniju. Prikladan je za korisnike koji se ne bave optimizacijom [3].



### **6.3.2. MOST - Višenamjenski alat za optimizaciju sustava**

MOST je izravna numerička metoda i prikladna je za kontinuirane projektne prostore i prostore koji koriste cijele brojeve za vrijednost projektnih varijabli. Pogodan je za dugotrajne simulacije i ne koristi gradijent. Koristi modificirani algoritam grananja i vezanja za cjelobrojne varijable, izravno rukuje ograničenjima nejednakosti i jednakosti i pretpostavlja da postoji temeljni kontinuirani projektni prostor [3].

### **6.3.3. MIGA - Genetski algoritam s više „otoka“**

MIGA je istraživačka metoda koja je prikladna za diskretne projektne prostore, ali nije prikladna za dugotrajne simulacije. Ne koristi gradijente, a neke od drugih značajki su da dijeli populaciju na nekoliko otoka i izvodi tradicionalne genetske operacije na svakom otoku zasebno, zatim seli jedinke između otoka. Istražuje mnoge varijante i na više lokacija unutar projektnog prostora [3].

### **6.3.4. NCGA - Genetski algoritam uzgoja u susjedstvu**

NCGA je metoda istraživanja s više ciljeva i prikladna za diskretne projektne prostore. Nije prikladna za dugotrajne simulacije i ne koristi gradijent. Fokusira se na optimizaciju s više ciljeva, koristi strategiju uzgoja za generiranje raznolikog skupa Pareto optimalnih rješenja i ima sposobnost rješavanja problema kada oni nisu konveksnih i glatki [3].

### **6.3.5. NSGA-II – Nedominirani genetski algoritam sortiranja**

NSGA 2 je višeciljna istraživačka tehnika i prikladna je za izrazito nelinearne projektne prostore i diskretne projektne prostore. Nije prikladna za dugotrajne simulacije i ne koristi gradijent. Svaki cilj tretira zasebno, a Pareto fronta se konstruira odabirom izvedivih rješenja. U genetskom algoritmu nedominiranog sortiranja (NSGA-II), svaki objektivni parametar tretira se zasebno. Na projektu se izvode standardne genetske operacije mutacije i križanja. Proces odabira temelji se na dva glavna mehanizma, "ne dominirano sortiranje" i "sortiranje prema udaljenosti". Na kraju optimizacijskog ciklusa konstruira se Pareto skup gdje svaki projekt ima "najbolju" kombinaciju ciljnih vrijednosti i poboljšanje jednog cilja je nemoguće bez žrtvovanja jednog ili više drugih ciljeva [3].

### **6.3.6. MISQP - miješano cjelobrojno sekvencijalno kvadratno programiranje**

MISQP je izravna numerička metoda koja koristi grananje i vezano pretraživanje cijelih brojeva. Prikladna je za izrazito nelinearne projektne prostore i za probleme s cijelim brojevima i Boolean varijablama. Nije prikladan za optimiziranje s diskretnim projektним prostorom. Pogodan je za dugotrajne simulacije i koristi gradijent pri optimizaciji. Iskorištava lokalno područje oko početne točke projektnog prostora i koristi grananje i vezanje za cjelobrojne varijable i tako brzo pronalazi lokalni optimalni projekt.

Ova metoda gradi kvadratnu aproksimaciju Lagrangeove funkcije i linearne aproksimacije svih izlaznih ograničenja u svakoj iteraciji, počevši s Hessian matricom identiteta za Lagrangeovu funkciju i postupno je ažurirajući koristeći BFGS (Broydon-Fletcher-Goldfarb-Shanno) metodu. U svakoj iteraciji rješava se problem kvadratnog programiranja kako bi se pronašao poboljšani projekt, sve do konačne konvergencije optimalnom projektu [3].

### **6.3.7. Usporedba različitih tehnika optimizacije**

Sve navedene tehnike su metode optimizacije, ali se razlikuju po svojoj prikladnosti za različite projektne prostore i trajanja simulacije, kao i po upotrebi gradijenata. Pointer i MOST izravne su numeričke metode prikladne i za kontinuirane i za diskretne projektne prostore, ali POINTER također podržava nelinearne prostore i dugotrajne simulacije, dok je MOST ograničen na temeljne kontinuirane projektne prostore. MIGA i NSGA2 su višeciljne optimizacijske tehnike prikladne za diskretne i izrazito nelinearne projektne prostore, te koriste genetske algoritme, ali MIGA je istraživačka i fokusirana je na skakanje po „otocima“, dok NSGA2 konstruira Pareto frontu kroz nedominarano sortiranje i sortiranje po udaljenosti. NCGA je također metoda s više ciljeva, ali je predviđena za diskretne prostore i ne koristi gradijente. Konačno, MISQP je izravna numerička metoda koja koristi gradijente, grananje i vezanje za cjelobrojne i Boolean varijable, ali nije prikladna za diskretne prostore.

## **6.4. Pravila za odabir rasporeda slojeva kompozitne konstrukcije**

Pri određivanju orijentacije slojeva u laminatu potrebno je uzeti u obzir preporuke i ograničenja koja su proizašla iz prijašnjih iskustava, testova i analiza, kao i ograničenja koja su dio proizvodnog procesa [19, 20]. To su:

- uravnoteženi raspored slojeva se preporučuje kako bi se izbjeglo vitoperenje. To znači da laminat treba sadržavati jednak broj slojeva s pozitivnom (+) i negativnom (-) orijentacijom, u slučajevima kada orijentacija nije  $0^\circ$  ili  $90^\circ$
- preporučuje se korištenje minimalno 10 % slojeva orijentiranih u glavnim smjerovima ( $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ) kako bi se osigurala potrebna čvrstoća u svim smjerovima
- korištenjem maksimalno četiri uzastopna jednako orijentirana sloja u bilo kojem smjeru se sprječava delaminacija prilikom skupljanja pod opterećenjem ili uslijed temperature
- na vanjske površine smično opterećenih panela treba postaviti slojeve orijentirane  $\pm 45^\circ$  da bi se povećala otpornost na izvijanje
- razlika u orijentaciji slojeva između dva susjedna sloja ne bi smjela prelaziti  $45^\circ$  kako bi se izbjegla delaminacija na rubovima panela.

Navedena pravila potrebno je uzeti u obzir i prilikom numeričke analize čvrstoće kompozitne konstrukcije, ali neće se moći uvijek zadovoljiti sva nabrojana pravila u potpunosti zbog malog broja potrebnih slojeva u ovako slabo opterećenoj konstrukciji.

## 7. METODOLOGIJA OPTIMIZACIJE

Optimizaciji ove letjelice se pristupilo kroz tri faze. Prva faza je bila optimizacija mase odnosno ukupne debljine slojeva, druga faza je optimizacija orijentacije samih slojeva unutar konstrukcije i treća faza je usporedba dvije vrste ugljičnih vlakana i njihovih optimalnih rasporeda.

Ovim pristupom odvojena je optimizacija mase od optimizacije krutosti letjelice kako bi se smanjio broj varijabli jer problem kao takav je već iznimno kompleksan uslijed kompleksno zadanog opterećenja, ali i cjelokupnog krila i međuovisnosti mnogih parametara.

### 7.1. Optimizacija debljine i istraživačka faza

U prvom dijelu je provedena optimizacija debljine oplata i ramenjača. Oplata je zadana kao *sandwich* jednog sloja Airexa i sa svake strane jednog sloja CFRP pletiva [0/90]<sub>f</sub>.

- za dopuštene debljine jednog sloja CFRP u oplati su zadane: 0,03 mm, 0,06 mm, 0,09 mm, 0,12 mm, 0,15 mm, 0,18 mm i 0,21 mm. Ove vrijednosti su dopuštene kako bi se simuliralo povećanje odnosno smanjenje broja mogućih slojeva (minimalna debljina sloja 0,03 mm)
- za dopuštene debljine stijenke ramenjača su zadane: 1mm, 1,5mm, 2mm, 2,5mm i 3mm.
- za zahtjeve su zadani: Hashinov, Tsai-Wu i Tsai-Hill kriteriji ne smiju biti veći od 0,8.
- za cilj: minimiziranje mase.

Cilj je dobiti okvirno koliko materijala je potrebno da bi krilo izdržalo kritično opterećenje. Nakon tog dijela je provedena istraživačka faza u potrazi za optimalnim orijentacijama slojeva u kojemu su definirana:

- sa svake strane 1 mm Airexa tri jednosmjerna sloja (debljine 0,03 mm) CFRP-a tvoreći *sandwich* oplatu, a taj broj slojeva i debljina se nisu mogli mijenjati u *Isight*-u,
- za dopuštene orijentacije su zadani kutovi : -45°, -30°, 0°, 30°, 45° i 90°,
- za zahtjeve su zadani: Hashinov, Tsai-Wu i Tsai-Hill kriteriji ne smiju biti veći od 0,8,
- za cilj: minimiziranje  $U_{\max}$  i  $UR_{\max}$ .

U istraživačkoj fazi su korištene tehnike NCGA, NSGA-II, Pointer i MOST od kojih su uzeti rasporedi slojeva koji su dobili najbolju ocjenu prema cilju optimizacije. Tehnika koja je dobila raspored s najboljom ocjenom je odabrana kao najbolja tehnika za istraživačku fazu optimizacije. Na tragu tog zaključka za HM CFRP model je provedena samo tehnika optimizacije koja se pokazala najboljom za optimizaciju standardnog CFRP-a.

## 7.2. Traženje lokalnog minimuma i usporedba dvije vrste materijala

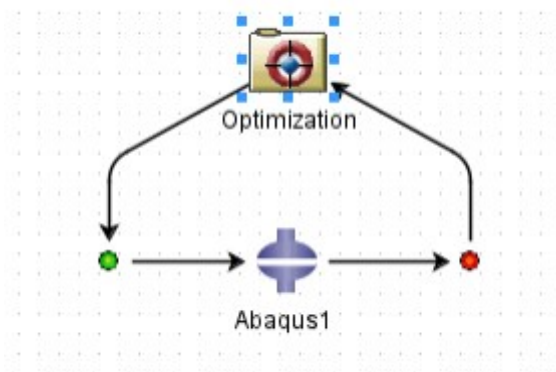
Primjenom najbolje ocijenjenih rasporeda slojeva za dva modela koji su izrađeni od različitih materijala iz prethodne faze, provedena je nova optimizacijska metoda. U ovom slučaju, primijenjena je MISQP tehnika optimizacije koja omogućuje pronalazak lokalnog minimuma. Njoj su zadani:

- sa svake strane 1mm Airexa tri jednosmjerna sloja (debljine 0,03 mm) CFRP-a tvoreći *sandwich* oplatu, a taj broj slojeva i debljina se nisu mogli mijenjati u *Isight*-u,
- za dopuštene orijentacije su zadani kutovi :  $-45^\circ$ ,  $-30^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$  i  $90^\circ$ ,
- za zahtjeve su zadani: Hashinov, Tsai-Wu i Tsai-Hill kriteriji ne smiju biti veći od 0,8,
- za cilj: minimiziranje  $U_{\max}$  i  $UR_{\max}$ .

Na kraju je provedena analiza lokacija koje pokazuju najveće vrijednosti kriterija popuštanja na krilu i usporedba rezultata dvaju različitih materijala.

## 8. *Isight* MODEL

Model u *Isight*-u ima dvije komponente koje spaja, to su *Abaqus* i optimizacijsku komponentu ugrađenu u *Isight*. Oni tvore petlju koja se vrti dok optimizacijska tehnika ne postigne zadani cilj ili izvrši određeni broj iteracija.



Slika 18 Model u *Isight*-u

U *Abaqus* komponenti se određuju *input* (.inp) i *output* (.odb) datoteke koje predstavljaju *Job* koji je već morao biti pokrenut i obavljen u *Abaqus*-u. Također, biraju se varijable koje optimizacijska komponenta koristi iz tih datoteka.

U optimizacijskoj komponenti se određuju:

- koje će se varijable biti projektne varijable i koje su njihove dopuštene vrijednosti
- koji su zahtjevi i ciljevi za optimizacijsku tehniku
- koja će se tehnika koristiti i njezini parametri.

Pokretanjem optimizacijskog procesa stvara se baza svih obavljenih simulacija koje je moguće sortirati po raznim parametrima.

## 9. REZULTATI

### 9.1. Optimizacija debljine oplata i ramenjača

U prvom koraku za optimizaciju debljine je korištena Pointer tehnika optimizacije čiji se najbolji rezultati vide u tablici 8 i ona je pokazala da je ovo krilo neće popustiti i pri najmanjem broju slojeva ako su pravilno orijentirani. Orijentacija slojeva u laminatu je:  $[(0/90)_f/Airex/(0/90)_f]$ . Ocjena konfiguracije je u ovoj optimizaciji direktno masa jer je to jedini cilj ove optimizacije.

**Tablica 8 Rezultati optimizacije debljine oplata po najboljoj ocjeni**

Donjaka trup (CFRP+Airex+ CFRP)	Donjaka krilo (CFRP+Airex+ CFRP)	Gornjaka trup (CFRP+Airex+ CFRP)	Gornjaka krilo (CFRP+Airex+ CFRP)	Ramenjača (debljina [mm])		Hashin kriterij				Masa [g]	Red. br. sim.
				Velika	Mala	Vlakna- tlačno	Vlakna vlačno	Matrica tlačno	Matrica vlačno		
0,03mm +1mm +0,06mm	0,03mm +2mm +0,03mm	0,12mm +1mm +0,03mm	0,03mm +1mm +0,03mm	1,50	1,50	0,17	0,13	0,12	0,49	234,19	31
0,03mm +1mm +0,06mm	0,03mm +2mm +0,03mm	0,12mm +1mm +0,03mm	0,03mm +1mm +0,03mm	1,50	1,50	0,17	0,13	0,12	0,49	234,19	77
0,06mm +1mm +0,06mm	0,03mm +1mm +0,06mm	0,18mm +1mm +0,03mm	0,03mm +1mm +0,03mm	1,50	1,50	0,17	0,08	0,14	0,45	241,86	32
0,03mm +1mm +0,03mm	0,03mm +1mm +0,03mm	0,03mm +1mm +0,03mm	0,03mm +1mm +0,03mm	2,00	2,00	0,24	0,22	0,15	0,59	242,07	1

Tu se nailazi na problem da slojevi ne mogu ići ispod određene debljine zbog ograničenja tehnologije proizvodnje pa se za optimizaciju slojeva i dalje koristio slučaj po tri sloja minimalne debljine 0,03 mm dok se smanjenje debljine ramenjače uzelo u obzir tek u kasnijim fazama ovisno o mogućnosti nabavke takve cijevi.

### 9.2. Rezultati optimizacije orijentacije slojeva

Istraživačkoj fazi je bio cilj otkriti što veći broj mogućih rasporeda, ali ujedno i istražiti i ocijeniti metode optimizacije za buduće projekte. Korištenjem većeg broja optimizacijskih metoda uklonjen je rizik korištenja krive metode i napravljena je pretraga cijelog projektnog prostora isključujući pristranost konstruktora i njegove metode slaganja slojeva.

#### 9.2.1. Istraživačka faza korištenjem ST CFRP

U tablici 9 se mogu vidjeti najbolji rezultati različitih tehnika optimizacije za korištenje standardnog CFRP-a. Ocjena u ovoj optimizaciji se dobiva zbrajanjem maksimalnog pomaka i maksimalnog kuta zakreta. Pošto je cilj imati što manje te vrijednosti, ocjena je bolja što je manji njen iznos.

Tablica 9 Usporedba optimizacijskih tehnika

Optimizacijska tehnika	Broj iteracija	Maksimalni progib [mm]	Maksimalni kut uvijanja [rad]	Ocjena
NSGA-II	241	7,93	0,02	9,17
Pointer	50	8,34	0,02521	10,13
NCGA	201	9,45	0,03	9,38
MOST	110	13,75	0,03	9,40

Najbolji raspored orijentacija slojeva je dobiven NSGA-II tehnikom optimiziranja, a taj se raspored može vidjeti u prvom redu tablice 12. Iza te tehnike, najboljom se pokazala Pointer tehnika optimizacije, zatim NCGA, a MOST tehnika se pokazala jednostavno presporom za istraživačku fazu. Treba naglasiti da Pointer tehnika koristili skoro pet puta manje simulacija da bi došla do ~5 % lošijeg rezultata. Ovo upućuje da je NSGA-II bolja, ali i računalnim resursima skuplja tehnika.

Najboljih pet rezultata svake tehnike je zapisano u tablicama 10, 11, 12 i 13. Bitno za uočiti je da u slučaju kada je najveća krutost i najmanja deformacija u najboljem slučaju također i manja vrijednost Hashinovih kriterija za vlačno popuštanje matrice i tlačno nego u slučajevima koji su imali veću deformaciju. U ovim optimizacijama postoji Airex sloj debljine 1 mm između 3 i 4 sloja CFRP-a koji ostaje konstantan.

Tablica 10 Pointer optimizacijska tehnika-pet najboljih rezultata

Donjaka trupa	Donjaka krila	Gornjaka trupa	Gornjaka krila	Hashin kriterij				Najveći pomak [mm]	Najveći zakret [rad]	Ocjena (manje je bolje)	Redni broj simul.
				Vlakna tlačno	Vlakna vlačno	Matrica tlačno	Matrica vlačno				
[90 45 0 Airex -30 45 90]	[-45 45 90 Airex -45 45 0]	[90 90 45 Airex 45 0 90]	[45 45 90 Airex 90 45 90]	0,01	0,01	0,01	0,10	8,34	0,02521	8,35	14
[90 45 0 Airex -30 45 90]	[-45 45 90 Airex -45 45 0]	[90 90 45 Airex 45 0 90]	[45 45 90 Airex 90 45 90]	0,01	0,01	0,01	0,10	8,34	0,02521	8,35	49
[90 45 0 Airex -30 45 90]	[-45 45 90 Airex -45 45 0]	[90 90 45 Airex 45 0 90]	[45 45 90 Airex 90 45 90]	0,01	0,01	0,01	0,10	8,34	0,02521	8,35	50
[0 0 -45 Airex 0 45 90]	[-30 90 45 Airex -45 90 45]	[45 -30 45 Airex 90 30 -30]	[45 90 45 Airex 45 45 90]	0,01	0,01	0,01	0,15	8,69	0,02657	8,69	4
[-45 90 0 Airex 45 90 -30]	[-30 0 -30 Airex 90 -45 0]	[45 90 90 Airex 45 90 45]	[90 45 30 Airex 90 -30 -30]	0,01	0,01	0,01	0,10	8,76	0,02802	8,76	24

Tablica 11 NCGA optimizacijska tehnika-pet najboljih rezultata

Donjaka trupa	Donjaka krila	Gornjaka trupa	Gornjaka krila	Hashin kriterij				Najveći pomak [mm]	Najveći zakret [rad]	Ocjena (manje je bolje)	Redni broj simul.
				Vlakna tlačno	Vlakna vlačno	Matrica tlačno	Matrica vlačno				
[90 -45 0 Airex 0 30 -45]	[-45 -45 0 Airex 0 -45 30]	[90 30 90 Airex -45 -45 -30]	[90 -45 45 Airex 45 45 90]	0,011	0,010	0,011	0,162	9,45	0,03	9,46	187



[90 -45 0 Airex 0 30 -45]	[-45 -45 0 Airex 0 -45 30]	[90 30 90 Airex -45 -45 -	[90 -45 45 Airex 45 45 90]	0,011	0,010	0,011	0,162	9,45	0,03	9,46	192
[90 -45 0 Airex 0 30 -45]	[-45 -45 0 Airex 0 -45 30]	[90 30 90 Airex -45 -45 -	[90 -45 45 Airex 45 45 90]	0,011	0,010	0,011	0,162	9,45	0,03	9,46	201
[90 -45 0 Airex 0 -45 -45]	[-45 -45 0 Airex 0 -45 30]	[90 30 90 Airex -45 -45 -	[90 30 45 Airex 0 45 90]	0,014	0,011	0,015	0,161	9,67	0,03	9,67	171
[90 -45 0 Airex 0 -45 -45]	[-45 -45 0 Airex 0 -45 30]	[90 30 90 Airex -45 -45 -30]	[90 30 45 Airex 0 45 90]	0,014	0,011	0,015	0,161	9,67	0,03	9,67	174

Tablica 12 NSGA-II optimizacijska tehnika-pet najboljih rezultata

Donjaka trupa	Donjaka krila	Gornjaka trupa	Gornjaka krila	Hashin kriterij				Najveći pomak [mm]	Najveći zakret [rad]	Ocjena (manje je bolje)	Redni broj simul.
				Vlakna tlačno	Vlakna vlačno	Matrica tlačno	Matrica vlačno				
[-45 0 90 Airex 90 -45 -30]	[-45 30 90 Airex -30 90 -45]	[-45 30 45 Airex 90 -30 45]	[45 30 45 Airex 90 90 30]	0,011	0,007	0,007	0,058	7,93	0,02	7,93	160
[-45 0 90 Airex 90 -45 -30]	[-45 30 90 Airex -30 90 -45]	[-45 30 45 Airex 90 -30 45]	[45 30 45 Airex 90 90 30]	0,011	0,007	0,007	0,058	7,93	0,02	7,93	169
[-45 0 90 Airex 90 -45 -30]	[-45 30 90 Airex -30 90 -45]	[-45 30 45 Airex 90 -30 45]	[45 45 45 Airex 90 90 30]	0,011	0,007	0,007	0,058	7,93	0,02	7,93	190
[-45 0 90 Airex 90 -45 -30]	[-45 30 90 Airex -30 90 -45]	[-45 30 45 Airex 90 -30 45]	[30 45 -45 Airex 90 90 30]	0,011	0,007	0,007	0,058	7,93	0,02	7,93	195
[-45 0 90 Airex 90 -45 -30]	[-45 30 90 Airex -30 90 -45]	[-45 30 45 Airex 90 -30 45]	[45 45 45 Airex 90 90 30]	0,011	0,007	0,007	0,058	7,93	0,02	7,93	196

Tablica 13 MOST optimizacijska tehnika - pet najboljih rezultata

Donjaka trupa	Donjaka krila	Gornjaka trupa	Gornjaka krila	Hashin kriterij				Najveći pomak [mm]	Najveći zakret [rad]	Ocjena (manje je bolje)	Redni broj simul.
				Vlakna tlačno	Vlakna vlačno	Matrica tlačno	Matrica vlačno				
[90 0 -45 Airex 0 -45 0]	[-45 0 -45 Airex 0 -45 0]	[90 -30 -30 Airex 90 -30 90]	[-30 90 90 Airex -30 -30 90]	0,013	0,012	0,015	0,115	13,75	0,03	13,75	80
[90 0 -45 Airex 0 -45 0]	[-45 0 -45 Airex 0 -45 0]	[90 -30 -30 Airex 90 -30 90]	[-30 90 90 Airex -30 -30 90]	0,013	0,012	0,015	0,115	13,75	0,03	13,75	110
[-45 0 90 Airex 0 -45 0]	[-45 0 -45 Airex 0 -45 0]	[90 -30 -30 Airex 90 -30 90]	[-30 90 90 Airex -30 -30 90]	0,013	0,011	0,017	0,115	13,75	0,03	13,75	82
[-45 0 -45 Airex 0 90 0]	[-45 0 -45 Airex 0 -45 0]	[90 -30 -30 Airex 90 -30 90]	[-30 90 90 Airex -30 -30 90]	0,012	0,009	0,048	0,202	13,79	0,03	13,79	84
[-45 0 -45 Airex 0 -45 0]	[-45 0 -45 Airex 0 90 0]	[90 -30 -30 Airex 90 -30 90]	[-30 90 90 Airex -30 -30 90]	0,010	0,007	0,015	0,220	13,80	0,03	13,80	90

Najbolji raspored dobiven NSGA-II tehnikom je:

- donjaka trupa [-45/0/90/ Airex /90/-45/-30]
- donjaka krila [-45/30/90/ Airex /-30/90/-45]
- gornjaka trupa [-45/30/45/ Airex /90/-30/45]
- gornjaka krila [45/30/45/ Airex /90/90/30].

Učestalost orijentacija je prikazana u tablici 14 u kojoj se vidi da su u donjaci česte orijentacije  $-45^\circ$  i  $90^\circ$ , a u gornjaci  $45^\circ$ ,  $30^\circ$  i  $90^\circ$ .

**Tablica 14 Učestalost orijentacija u najboljem rasporedu za ST CFRP s NSGA-II**

Orijentacija	Broj slojeva	
	Donjaka	Gornjaka
$-45^\circ$	4	1
$-30^\circ$	2	1
$0^\circ$	1	0
$30^\circ$	1	3
$45^\circ$	0	4
$90^\circ$	4	3

Da bi konačni rezultat bio uistinu optimalan, nakon ovog procesa potrebno je pronaći i lokalni minimum koristeći najbolji raspored pronađen u istraživačkoj fazi.

### 9.2.2. Istraživačka faza korištenjem CFRP-a visokog modula elastičnosti

U ovoj fazi je korištena samo NSGA-II tehnika optimizacije koja se pokazala najboljom u istraživačkoj fazi za standardni CFRP. Iz rezultata u tablici 15 je očito da se CFRP visokog modula elastičnosti pokazao kao bolji za cilj manjih deformacija, ali također je potrebno primijetiti veće vrijednosti svih kriterija popuštanja u odnosu na rezultate standardnog CFRP-a.

**Tablica 15 NSGA-II optimizacijska tehnika - pet najboljih rezultata**

Donjaka trupa [°]	Donjaka krila [°]	Gornjaka trupa [°]	Gornjaka krila [°]	Hashin kriterij				Najveći pomak [mm]	Najveći zakret [rad]	Ocjena (manje je bolje)	Redni broj simul.
				Vlakna tlačno	Vlakna vlačno	Matrica tlačno	Matrica vlačno				
[-45 90 0 Airex 45 45 -45]	[90 -45 30 Airex -45 -45 90]	[30 90 -45 Airex 45 45 90]	[-30 90 45 Airex 45 -45 -30]	0,032	0,029	0,011	0,055	6,73	0,02	6,73	187
[-45 90 0 Airex 45 45 -45]	[90 -45 30 Airex -45 -45 90]	[30 90 -45 Airex 45 45 90]	[-30 90 45 Airex 45 -45 -30]	0,032	0,029	0,011	0,055	6,73	0,02	6,73	201
[-45 90 0 Airex 45 45 -45]	[90 -45 30 Airex -45 -45 90]	[30 90 -45 Airex 45 45 90]	[-30 90 45 Airex 45 -45 -30]	0,032	0,029	0,011	0,055	6,73	0,02	6,73	223
[-45 90 0 Airex 45 45 -45]	[90 -45 30 Airex -45 -45 90]	[30 90 -45 Airex 45 45 90]	[-30 90 45 Airex 45 -45 -30]	0,032	0,029	0,011	0,055	6,73	0,02	6,73	229
[-45 90 0 Airex 45 45 -45]	[90 -45 30 Airex -45 -45 90]	[30 90 -45 Airex 45 45 90]	[-30 90 45 Airex 45 -45 -30]	0,032	0,029	0,011	0,055	6,73	0,02	6,73	232

Najbolji raspored dobiven ovom optimizacijom je:

- donjaka trupa [-45/90/0/Airex/45/45/-45]
- donjaka krila [-45/90/0/Airex/45/45/-45]
- gornjaka trupa [30/90/-45/Airex/45/45/90]
- gornjaka krila [-30/90/45/Airex/45/-45/-30].

Orijentacije slojeva se pojavljuju učestalošću prikazanoj u tablici 16 iz koje je očito da u donjaci dominira  $-45^\circ$  orijentacija, a u gornjaci  $+45^\circ$ , dok najmanje korištena orijentacija je  $0^\circ$ . Nakon  $+45^\circ$  i  $-45^\circ$  najučestalija je orijentacija  $90^\circ$ .

**Tablica 16 Učestalost orijentacija u najboljem rasporedu za HM CFRP sa NSGA-II**

Orijentacija	Broj slojeva	
	Donjaka	Gornjaka
$-45^\circ$	5	2
$-30^\circ$	0	2
$0^\circ$	1	0
$30^\circ$	1	1
$45^\circ$	2	4
$90^\circ$	3	3

### 9.3. Rezultati optimizacije i pronalazak lokalnog minimuma

U ovoj fazi kako je već najavljeno je korištena MISQP tehnika optimizacije, a pokrenuta je na najboljim rasporedima dobivenim u istraživačkoj fazi.

#### 9.3.1. Standardni CFRP

U tablici 17 prikazano je pet najboljih rezultata za standardni CFRP. Ovom optimizacijom je najveći progib smanjen s 7,93 mm na 7,26 mm odnosno za  $\sim 8\%$  je smanjen maksimalni progib. Uz to, vrijednosti kriterija popuštanja su se smanjile osim za vlačno popuštanje matrice koji je narastao s 0,007 na 0,008.

Tablica 17 MISQP tehnika optimiziranja - 5 najboljih rezultata za ST CFRP

Donjaka trupa	Donjaka krila	Gornjaka trupa	Gornjaka krila	Hashin kriterij				Najveći pomak [mm]	Najveći zakret [rad]	Ocjena (manje je bolje)	Redni broj simul.
				Vlakna tlačno	Vlakna vlačno	Matrica tlačno	Matrica vlačno				
[-45 45 90 Airex 90 -45 -	[-45 30 90 Airex -45 90 -	[90 45 45 Airex 90 -30	[45 -30 45 Airex 90 90 -30]	0,007	0,007	0,008	0,044	7,26	0,02	7,26	63
[-45 45 90 Airex 90 -45 -	[-45 30 90 Airex -45 90 -	[90 45 45 Airex 90 -30 45]	[45 -30 45 Airex 90 90 -30]	0,007	0,007	0,008	0,044	7,26	0,02	7,26	210
[-45 30 90 Airex 90 -45 -	[-45 30 90 Airex -30 90 -	[90 45 45 Airex 90 -30 45]	[45 -30 45 Airex 90 90 -30]	0,007	0,007	0,006	0,040	7,31	0,02	7,31	55
[-45 45 90 Airex 90 -45 -	[-45 30 90 Airex -30 90 -45]	[90 45 45 Airex 90 -30 45]	[45 -30 45 Airex 90 90 -30]	0,007	0,007	0,007	0,041	7,33	0,02	7,33	59
[-45 45 90 Airex 90 90 -30]	[-45 30 90 Airex -30 90 -45]	[90 45 45 Airex 90 -30 45]	[45 -30 45 Airex 90 90 -30]	0,007	0,005	0,007	0,038	7,39	0,02	7,39	58

Najbolji raspored dobiven ovom optimizacijom je:

- donjaka trupa [-45/45/90/Airex/90/-45/-30]
- donjaka krila [-45/30/90/Airex /-45/90/-45]
- gornjaka trupa [90/45/45/Airex /90/-30/45]
- gornjaka krila [45/-30/45/Airex /90/90/-30].

Učestalost orijentacija se promijenila u odnosu na prijašnji najbolji raspored, ali i dalje su najčešći slojevi orijentirani pod  $-45^\circ$  u donjaci, a pod  $+45^\circ$  u gornjaci. Uz to ostaje veliki broj slojeva pod  $90^\circ$  u cijelom krilu (tablica 18).

Tablica 18 Učestalost orijentacija u najboljem rasporedu za ST CFRP s MISQP

Orijentacija	Broj slojeva	
	Donjaka	Gornjaka
$-45^\circ$	5	0
$-30^\circ$	1	3
$0^\circ$	0	0
$30^\circ$	1	0
$45^\circ$	1	5
$90^\circ$	4	4

### 9.3.2. CFRP visokog modula elastičnosti

Korištenjem MISQP tehnike optimiziranja je dobiven bolji raspored s manjim pomakom. Tako je s iznosa 6,73 mm smanjen na 6,06 mm maksimalni pomak, odnosno smanjenje pomaka iznosi ~10 %. Rezultati pet najboljih rasporeda su u tablici 19.

**Tablica 19 MISQP tehnika optimiziranja - 5 najboljih rezultata za HM CFRP**

Donjaka trupa	Donjaka krila	Gornjaka trupa	Gornjaka krila	Hashin kriterij				Najveći pomak [mm]	Najveći zakret [rad]	Ocjena (manje je bolje)	Redni broj simul.
				Vlakna tlačno	Vlakna vlačno	Matrica tlačno	Matrica vlačno				
[-45 90 45 Airex 0 -30 90]	[90 -45 30 Airex -45 -45 90]	[45 90 0 Airex 45 45 90]	[-30 90 45 Airex 45 90 -30]	0,026	0,024	0,006	0,111	6,06	0,02	6,07	58
[-45 90 45 Airex 0 -30 90]	[90 -45 30 Airex -45 -45 90]	[45 90 0 Airex 45 45 90]	[-30 90 45 Airex 45 90 -30]	0,026	0,024	0,006	0,111	6,06	0,02	6,07	105
[-45 90 45 Airex -30 0 90]	[90 -45 30 Airex -45 -45 90]	[45 90 0 Airex 45 45 90]	[-30 90 45 Airex 45 90 -30]	0,026	0,024	0,006	0,110	6,07	0,02	6,07	57
[-45 90 45 Airex 0 0 90]	[90 -45 30 Airex -45 -45 90]	[45 90 -30 Airex 45 45 90]	[-30 90 Airex 45 90 -30]	0,038	0,034	0,019	0,138	6,17	0,02	6,17	68
[-45 -45 45 Airex 0 0 90]	[90 -45 30 Airex -45 -45 90]	[45 90 0 Airex 45 45 90]	[-30 90 45 Airex 45 90 -30]	0,029	0,026	0,023	0,070	6,19	0,02	6,19	55

Najbolji raspored dobiven ovom metodom je ovog oblika:

- donjaka trupa [-45/90/45/Airex/0/-30/90]
- donjaka krila [90/-45/30/Airex/-45/-45/90]
- gornjaka trupa [45/90/0/Airex/45/45/90]
- gornjaka krila [-30/90/45/Airex/45/90/-30].

U ovom rasporedu je kao i drugim dobrim rasporedima već karakteristično u donjaci najviše slojeva orijentirano pod  $-45^\circ$  i  $90^\circ$ , dok je na gornjaci najviše slojeva pod kutom  $45^\circ$  i  $90^\circ$  (tablica 20).

**Tablica 20 Učestalost orijentacija u najboljem rasporedu za HM CFRP s MISQP**

Orijentacija	Broj slojeva	
	Donjaka	Gornjaka
$-45^\circ$	4	0
$-30^\circ$	1	2
$0^\circ$	1	1
$30^\circ$	1	0
$45^\circ$	1	5

90°	4	4
-----	---	---

#### 9.4. Analiza i usporedba najboljih rasporeda

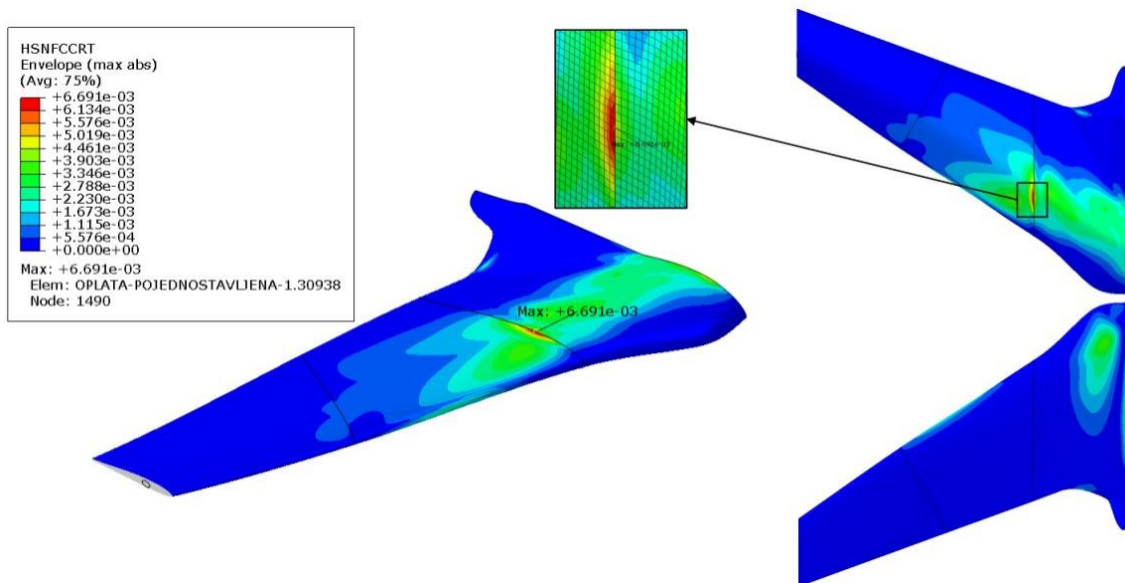
U ovom poglavlju se prikazuju vrijednost i lokacije na krilu s najvećim vrijednostima kriterija popuštanja za najbolje rasporede (tablica 21) sa standardnim CFRP-om i CFRP-om visokog modula elastičnosti.

**Tablica 21 Najbolji rasporedi**

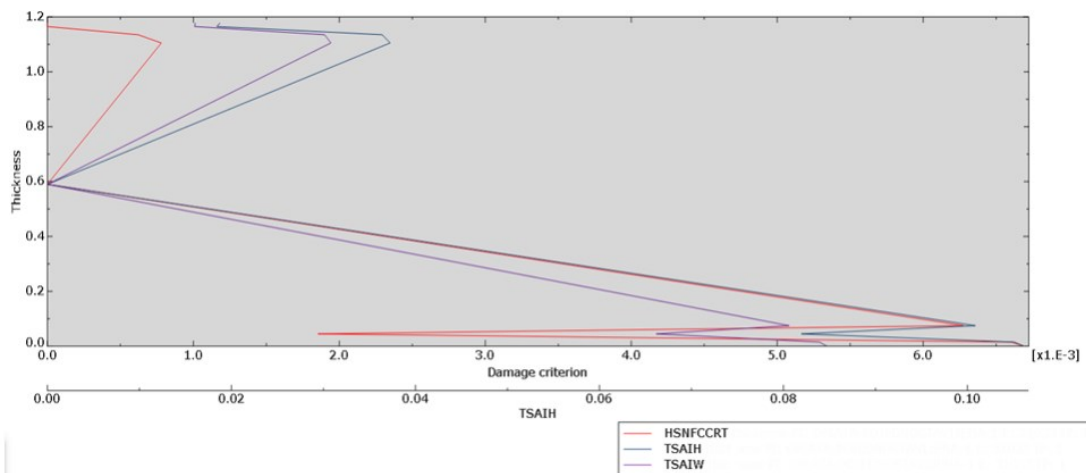
	ST CFRP	HM CFRP
Donjaka trupa	[-45/45/90/Airex/90/-45/-30]	[-45/90/45/Airex/0/-30/90]
Donjaka krila	[-45/30/90/Airex /-45/90/-45]	[90/-45/30/Airex/-45/-45/90]
Gornjaka trupa	[90/45/45/Airex /90/-30/45]	[45/90/0/Airex/45/45/90]
Gornjaka krila	[45/-30/45/Airex /90/90/-30].	[-30/90/45/Airex/45/90/-30].

##### 9.4.1. Vrijednosti kriterija popuštanja za ST CFRP

Na slici 19 vidljivo je da Hashinov kriterij za tlačno popuštanje vlakana ima najveće vrijednosti na gornjaci s najvećom vrijednošću na spoju krila i trupa u iznosu 0,0067, što je daleko od kritične vrijednosti kriterija koja iznosi 1. Na slici 20 na grafu vide se vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno popuštanje po debljini laminata u elementu koji pokazuje najveće vrijednosti kriterija. Graf pokazuje da su najveće vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno popuštanje vlakana na vanjskim slojevima *sandwich*-a, a za usporedbu su dane i vrijednosti Tsai-Wu i Tsai-Hill kriterija po debljini.

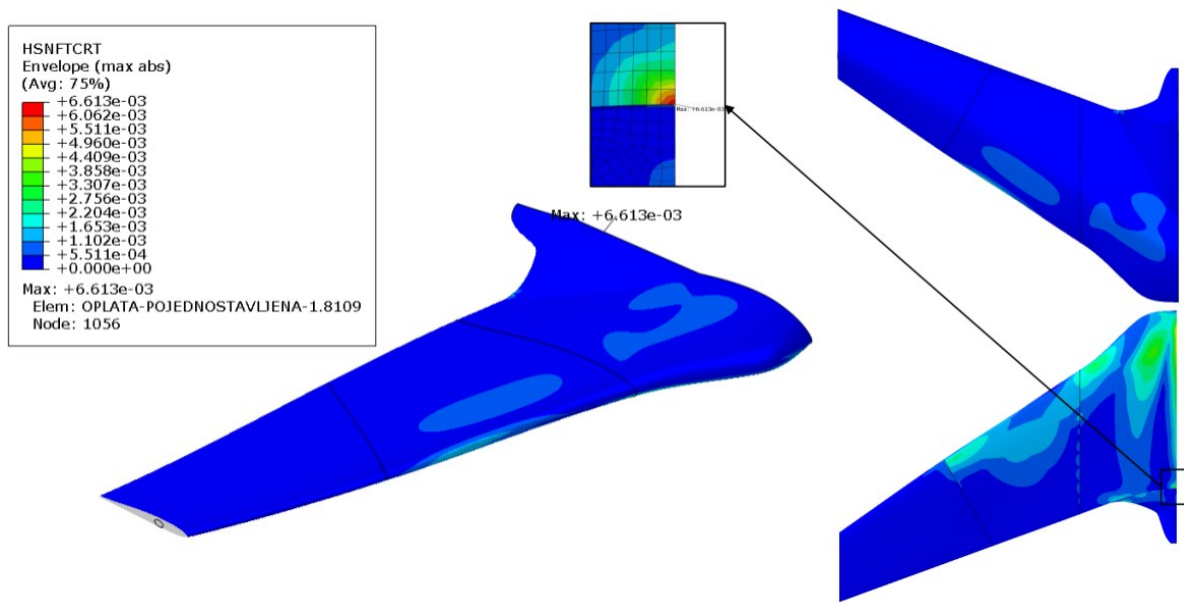


Slika 19 Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno popuštanje vlakana [-]



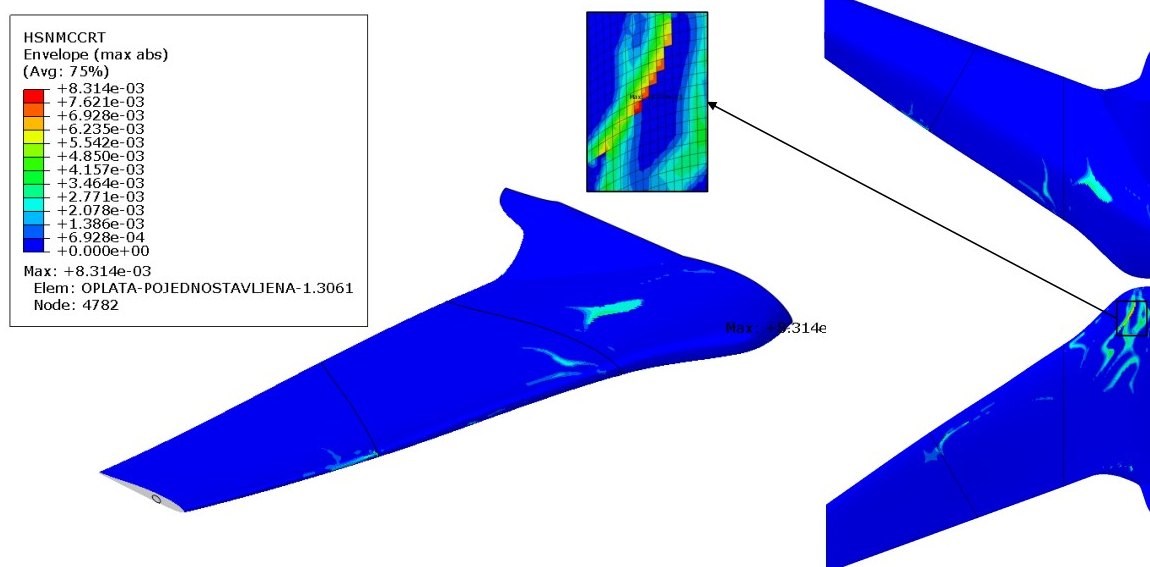
Slika 20 Graf raspodjele Hashinova kriterija za tlačno popuštanje vlakana po debljini laminata uz usporedbu s Tsai-Wu i Tsai Hill kriterijima (debljina [mm] / kriteriji [-])

Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za vlakna opterećena vlačno (slika 21) se pojavljuju na donjaci trupa, ali najveća vrijednost se pojavljuje na donjaci trupa pri uklještenju zbog grubog prijelaza koji stvara manju koncentraciju naprezanja. Najveća vrijednost kriterija je 0,0066, što je također daleko od kritične vrijednosti kriterija.



**Slika 21 Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za vlačno popuštanje vlakana [-]**

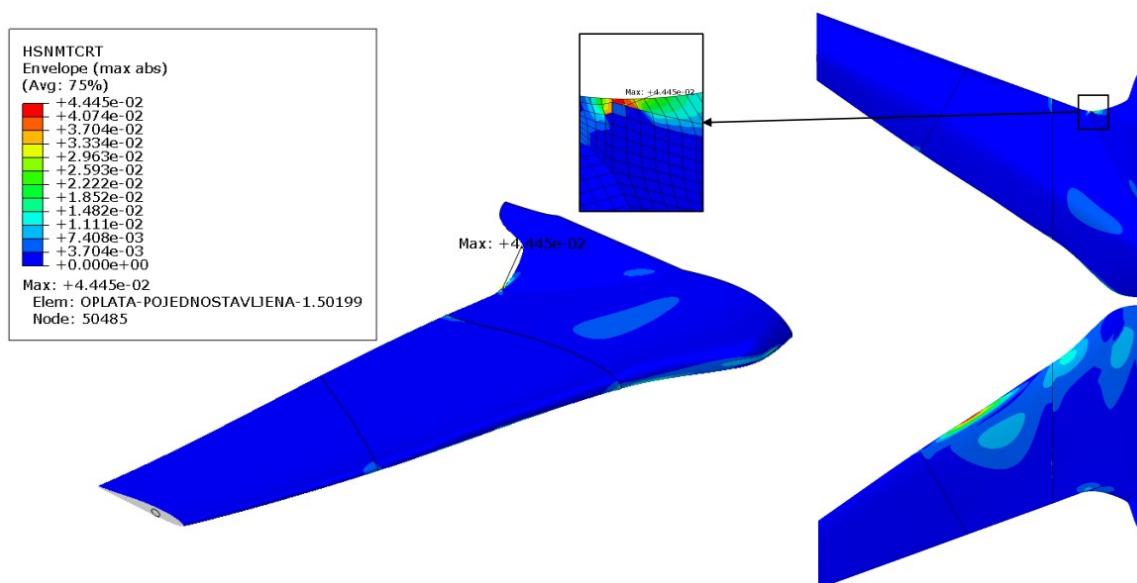
Hashinov kriterij za matricu opterećeno tlačno (slika 22) ne pokazuje specifična područja s povećanim vrijednostima, ali je zanimljivo to da se pojavljuje na donjaci, a najveća vrijednost tog kriterija je gdje bi oplata trebala biti opterećena vlačno. Ta vrijednost se pojavljuje u sloju 6 s unutarnje strane oplata koji ima orijentaciju 30°.



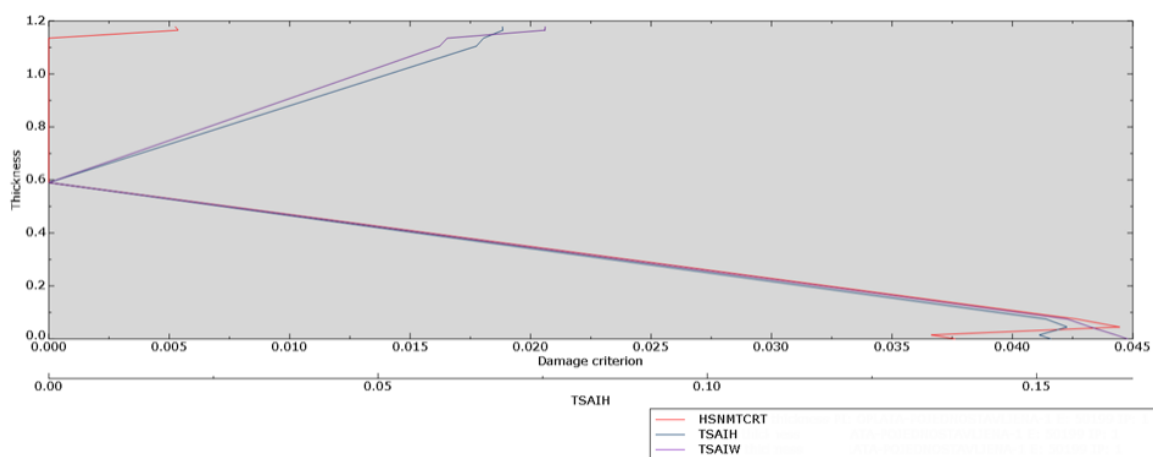
**Slika 22 Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno popuštanje matrice [-]**



Hashinov kriterij za vlačno popuštanje matricu ima najveću vrijednost u odnosu na druge Hashinove kriterije. Najveće vrijednosti se pojavljuju na spoju krila i trupa gdje se uslijed koncentracije naprezanja pojavljuju vrijednosti kriterija u iznosu od 0,0445 u odnosu na kritičnu vrijednost 1. To nije jedina lokacija povećane vrijednosti kriterija, također se povećane vrijednosti mogu uočiti na slici 23 pri sredini krila, na napadnom bridu u području donjake i pri uklještenju na donjaci. Slika 24 prikazuje graf vrijednosti Hashinova kriterija za vlačno popuštanje matrice u odnosu na debljinu elemenata na lokaciji koja je istaknuta na slici 23. Grafički prikazuje da vanjski slojevi *sandwich* konstrukcije prvi popuštaju, jer pokazuju najveće vrijednosti kriterija.

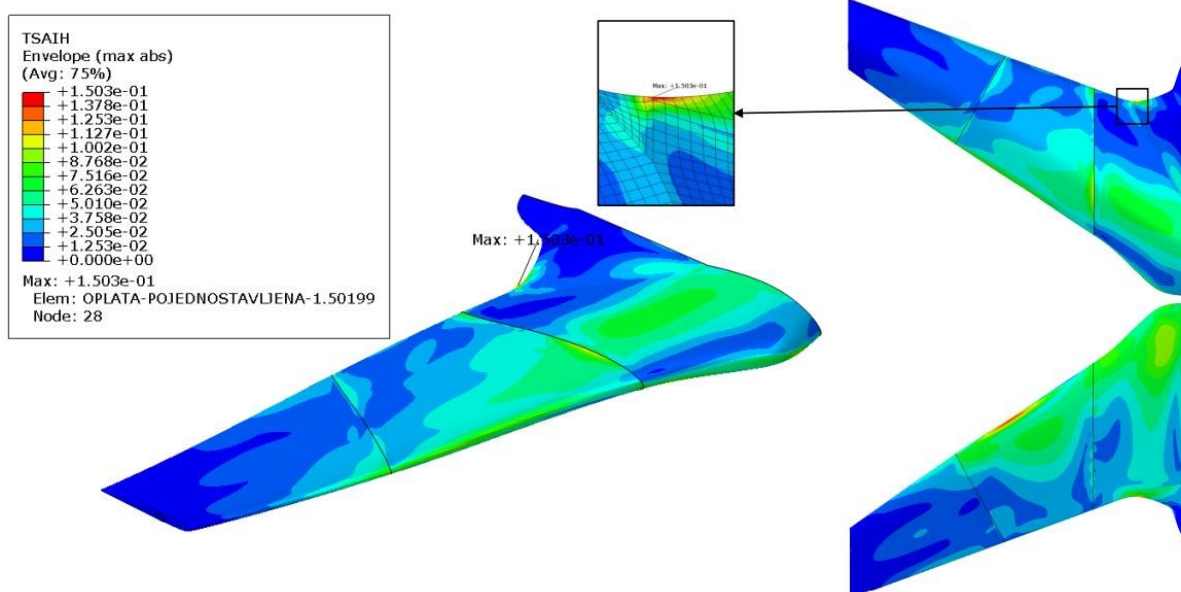


Slika 23 Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za vlačno popuštanje matrice [-]

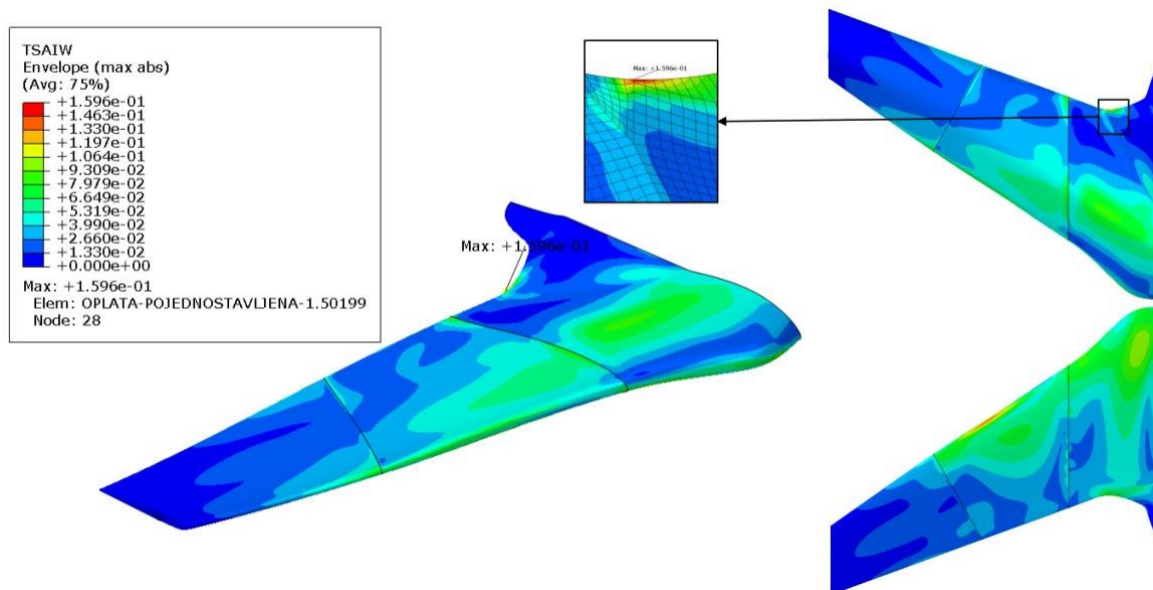


Slika 24 Graf raspodjele Hashinova kriterija za vlačno popuštanje matrice po debljini laminata uz usporedbu s Tsai-Wu i Tsai Hill kriterijima (debljina [mm] / kriteriji [-])

Tsai-Hill i Tsai-Wu imaju slične najveće iznose i raspodjelu po krilu (slike 25 i 26). Lokacija s najvećim vrijednostima kriterija je suženje prije spoja krila i trupa koje daje i najveće vrijednosti Hashinova kriterija za matricu opterećenu vlačno. Tsai-Hill ima vrijednost 0,150, a Tsai-Wu 0,156. Ovi kriteriji bolje reprezentiraju koliko bi opterećenje ova konstrukcija mogla podnijeti jer rastu približno linearno sa skaliranjem ukupnog opterećenja. To znači da bi ova letjelica mogla izdržati 6 puta veće opterećenje od trenutno zadanog bez popuštanja što je i provjereno u odvojenoj simulaciji.

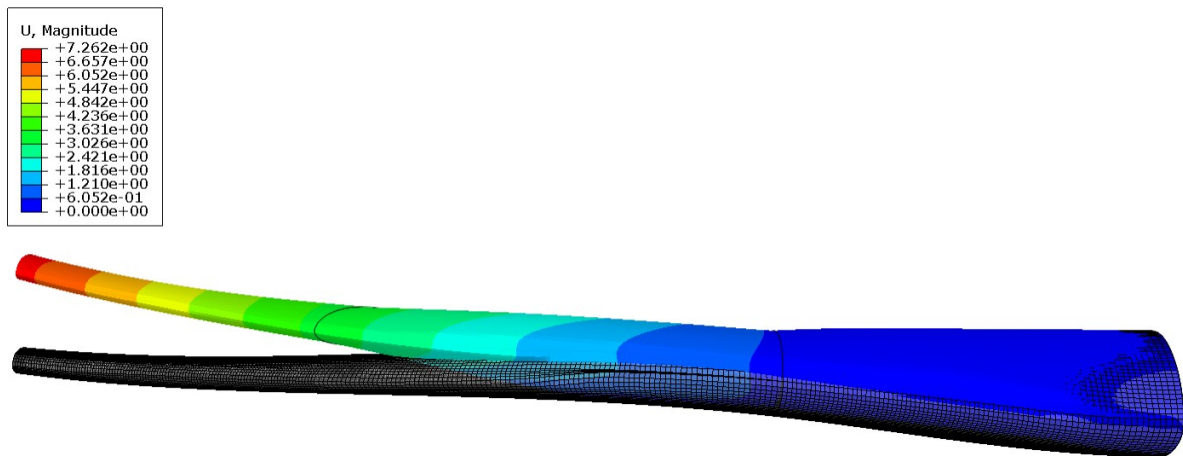


Slika 25 Najveće vrijednosti Tsai-Hill kriterija [-]



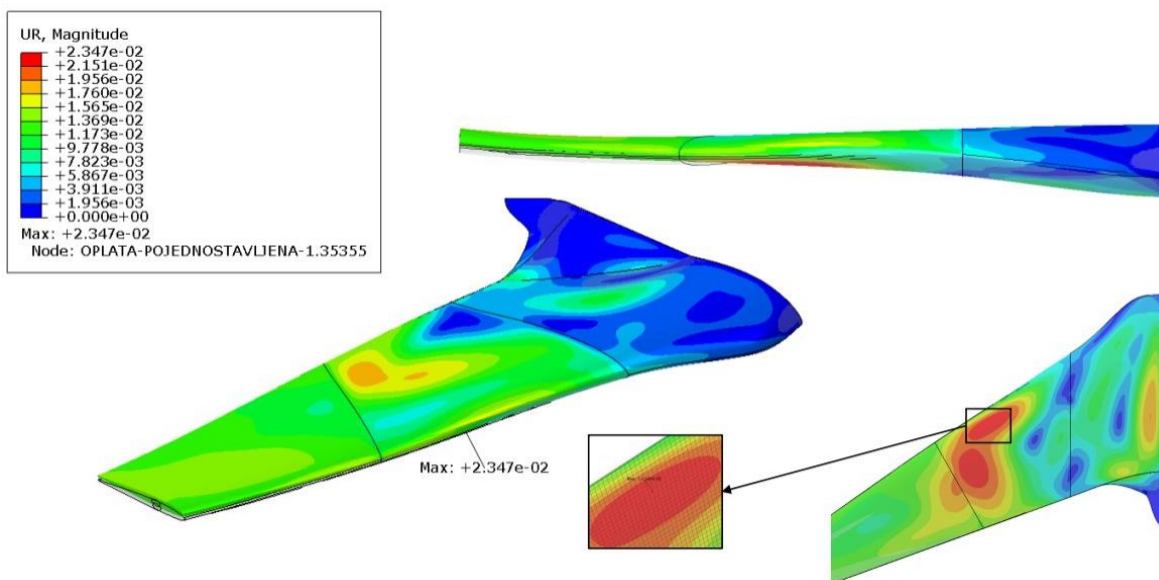
Slika 26 Najveće vrijednosti Tsai-Wu kriterija [-]

Progib i rotacija krila koji su bili cilj ove optimizacije prikazane su na slikama 27 i 28. Najveći progib se očekivano pojavljuje na vrhu krila na izlaznom bridu uslijed blagog zakreta.



Slika 27 Vrijednosti ukupnog pomaka na krilu (faktor uvećanja 10) [mm]

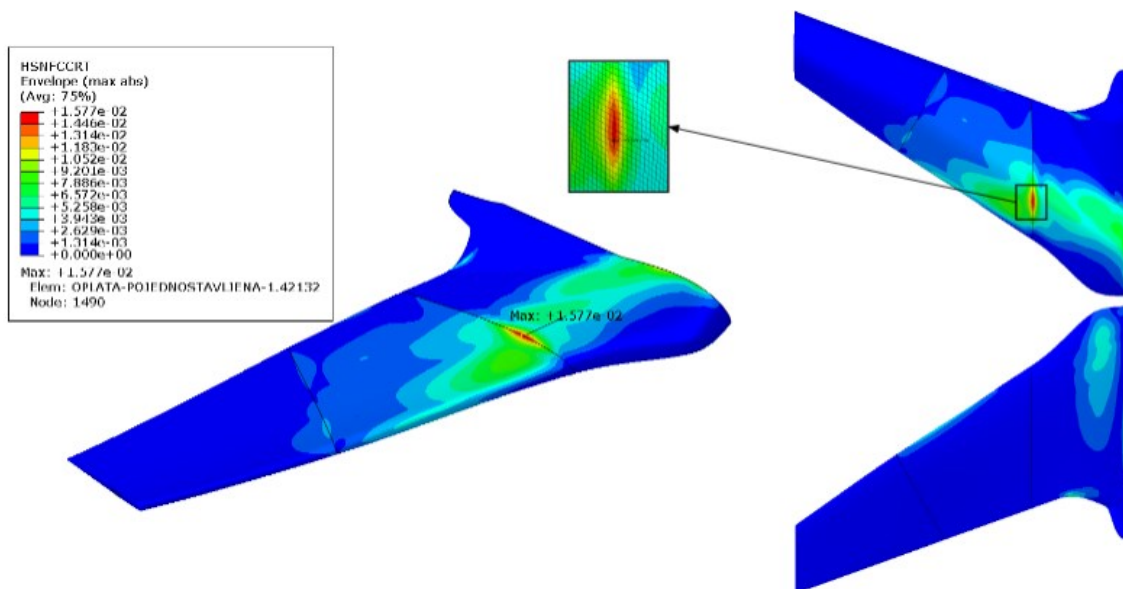
Jedna anomalija je da se najveći kut zakreta se ne nalazi na vrhu krila nego pri sredini krila na donjaci. Kut rotacije vrha krila je ispod  $1^\circ$  (slika 28) što ukazuje na krutost cjelokupne letjelice.



Slika 28 Ukupni kut zakreta na krilu [rad]

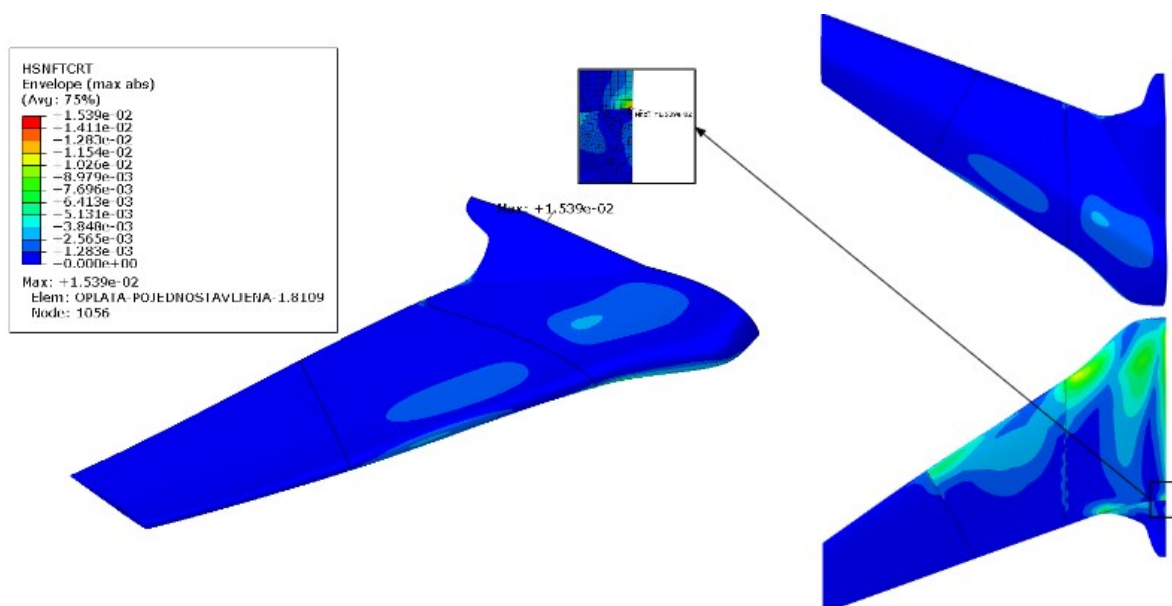
#### 9.4.2. Vrijednosti kriterija popuštanja za HM CFRP

Na slici 29 vidljivo je da Hashinov kriterij za tlačno opterećena vlakna ima najveće vrijednosti na gornjaci s najvećom vrijednošću na spoju krila i trupa slično prvoj izvedbi u iznosu od 0,0157, što je veća vrijednost u odnosu na prvu izvedbu, ali daleko od kritične vrijednosti 1.



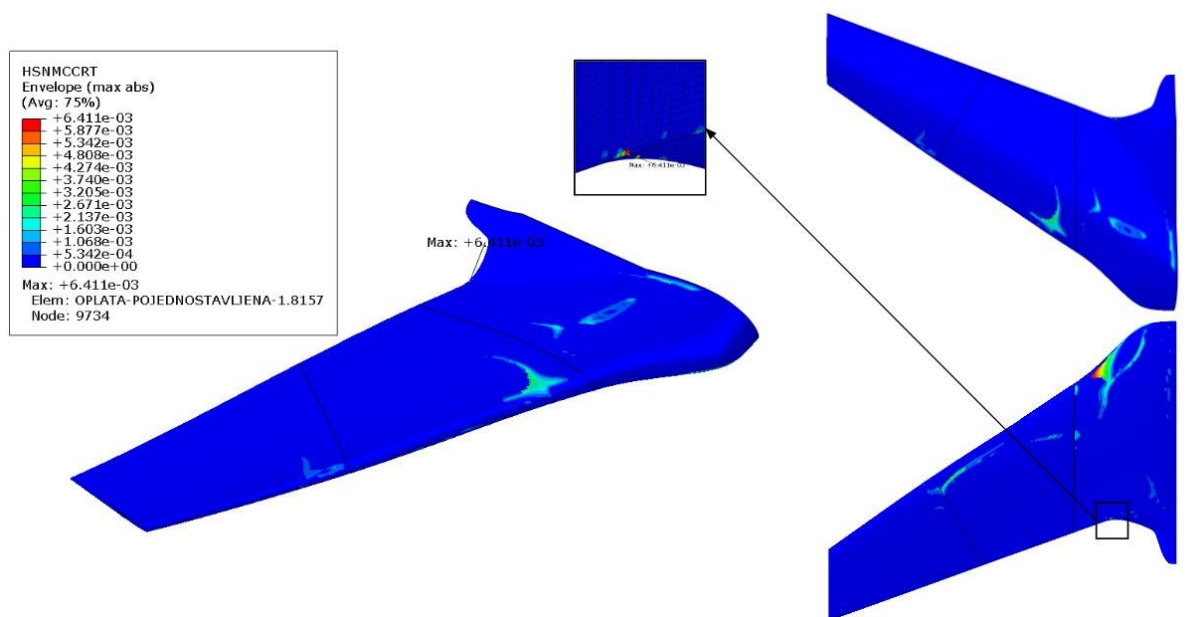
**Slika 29 Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno popuštanje vlakana [-]**

Povećane vrijednosti Hashinova kriterija za vlačno popuštanje vlakana (slika 30) su se pojavile na donjaci trupa, ali najveća vrijednost se pojavila na donjaci trupa pri uklještenju zbog grubog prijelaza koji stvara manju koncentraciju naprezanja. Najveća vrijednost kriterija je 0,0153, što je također daleko od kritične vrijednosti kriterija.



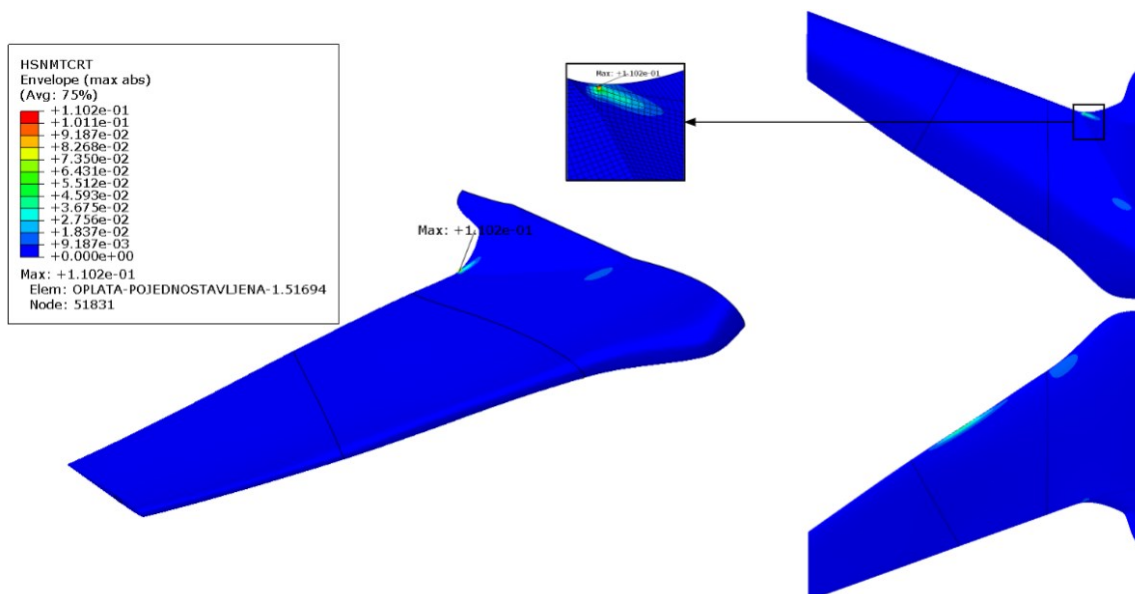
**Slika 30 Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za vlačno popuštanje vlakana [-]**

Hashinov kriterij za matricu opterećeno tlačno (slika 31) pokazuje najveće vrijednosti na suženju u spoju krila i trupa u području donjake, ali to su iznimno male vrijednosti u odnosu na druge Hashinove kriterije s 0,0064 iznosom najveće vrijednosti.



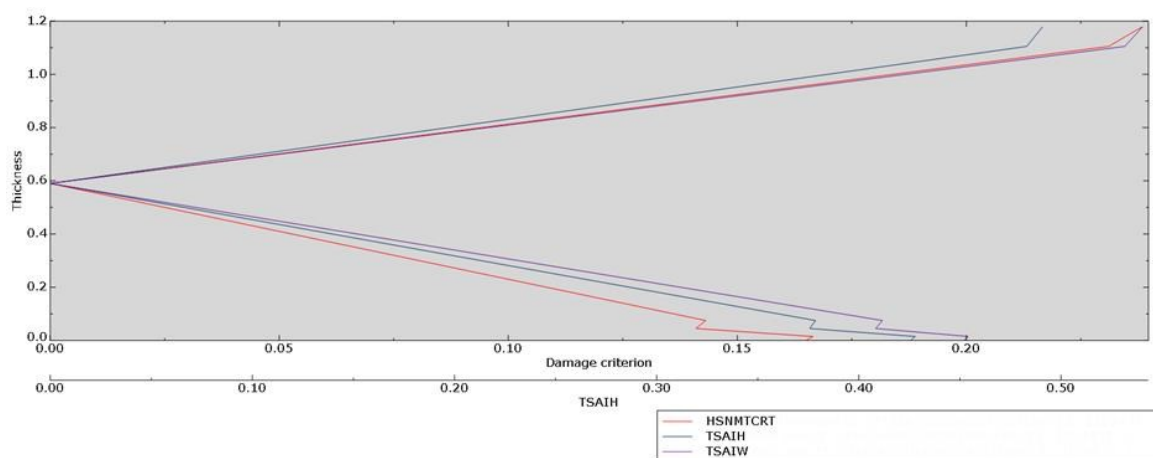
**Slika 31** Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno popuštanje matrice [-]

Hashinov kriterij za matricu opterećeno vlačno (slika 32) ima najveću vrijednost u odnosu na druge Hashinove kriterije. Najveće vrijednosti su se pojavile na spoju krila i trupa gdje se uslijed koncentracije naprezanja pojavljuje vrijednost kriterija u iznosu od 0,110 što je ispod kritične vrijednosti 1. Te koncentracije naprezanja se mogu riješiti u proizvodnji konstruiranjem blažeg prijelaza s trupa na krilo, ali u ovoj geometriji ovo je kritični dio konstrukcije.



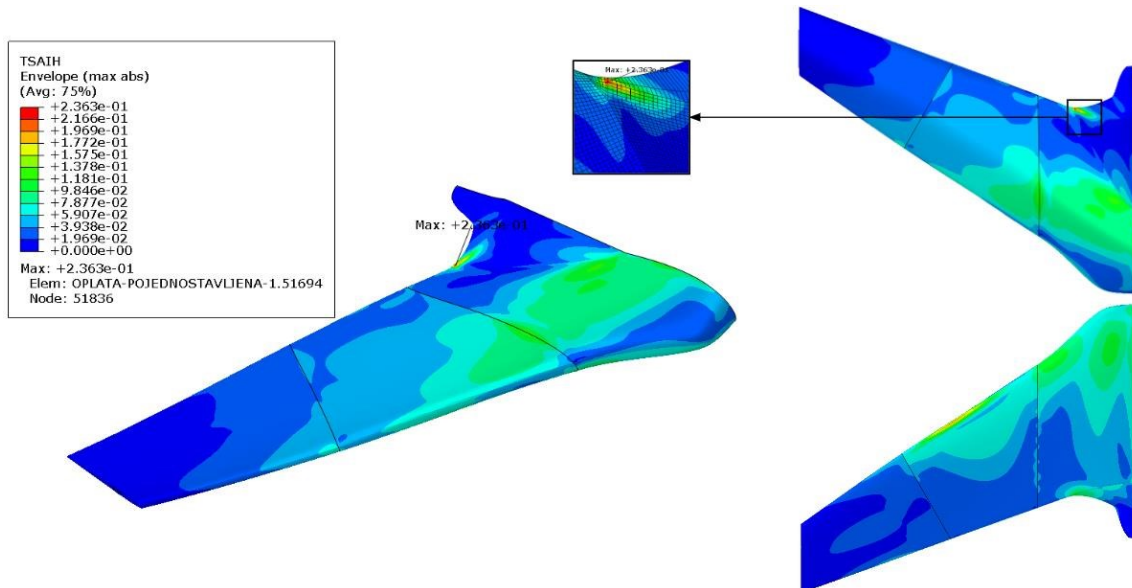
**Slika 32 Najveće vrijednosti Hashinova kriterija za vlačno popuštanje matrice [-]**

Na slici 33 može se vidjeti da unutarnji slojevi popuštaju prije vanjski slojeva u ovoj lokaciji s najvećim vrijednostima kriterija za vlačno popuštanje matrice uz usporedbu s kriterijima Tsai-Wu i Tsai-Hill.

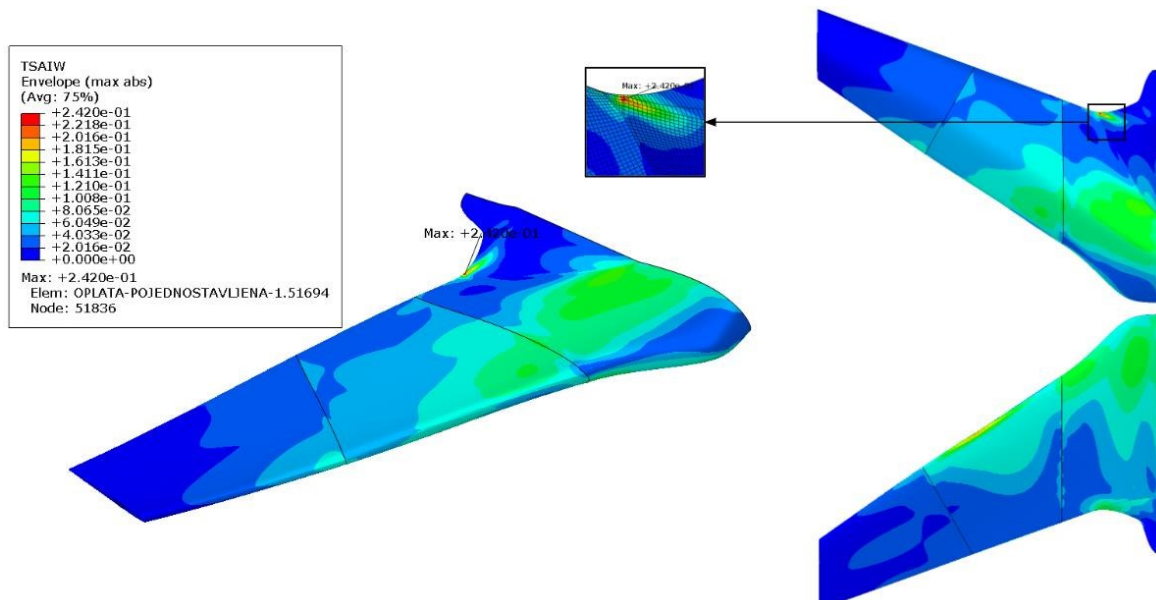


**Slika 33 Graf raspodjele Hashinova kriterija za vlačno popuštanje matrice po debljini laminata uz usporedbu s Tsai-Wu i Tsai Hill kriterijima (debljina [mm] / kriteriji [-])**

Tsai-Hill i Tsai-Wu imaju slične najveće iznose i istu lokaciju kao i za standardni CFRP (slike 34 i 35). To je suženje prije spoja krila i trupa koje je davalo i najveće vrijednosti Hashinova kriterija za tlačno i vlačno popuštanje matrice. Tsai-Hill ima vrijednost 0,236, a Tsai-Wu 0,242. Ovi kriteriji kao što je već navedeno linearno rastu što znači da bi ova letjelica mogla po ovim kriterijima izdržati četiri puta veće naprezanje od trenutno zadanog bez popuštanja što je i provjereno u odvojenoj simulaciji.

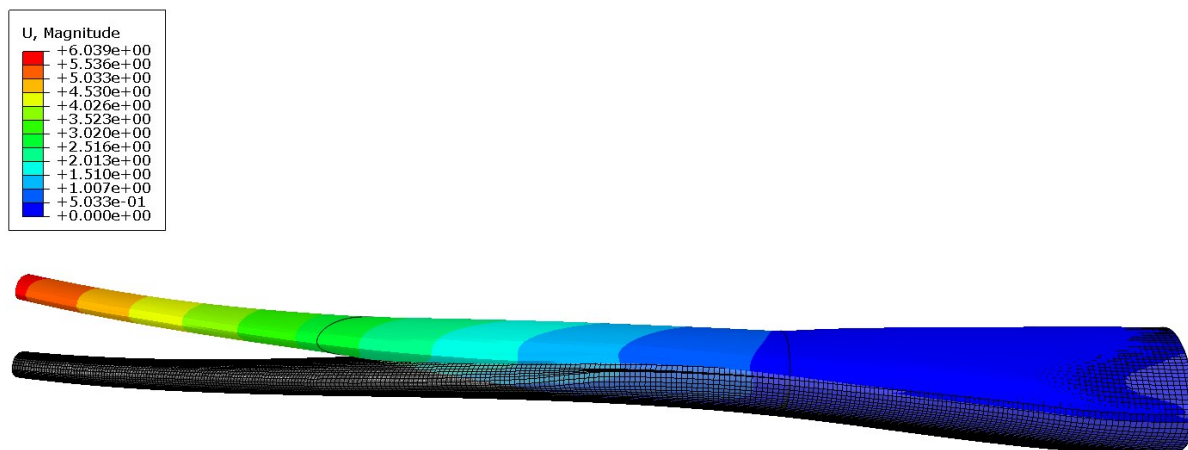


Slika 34 Najveće vrijednosti Tsai-Hill kriterija [-]



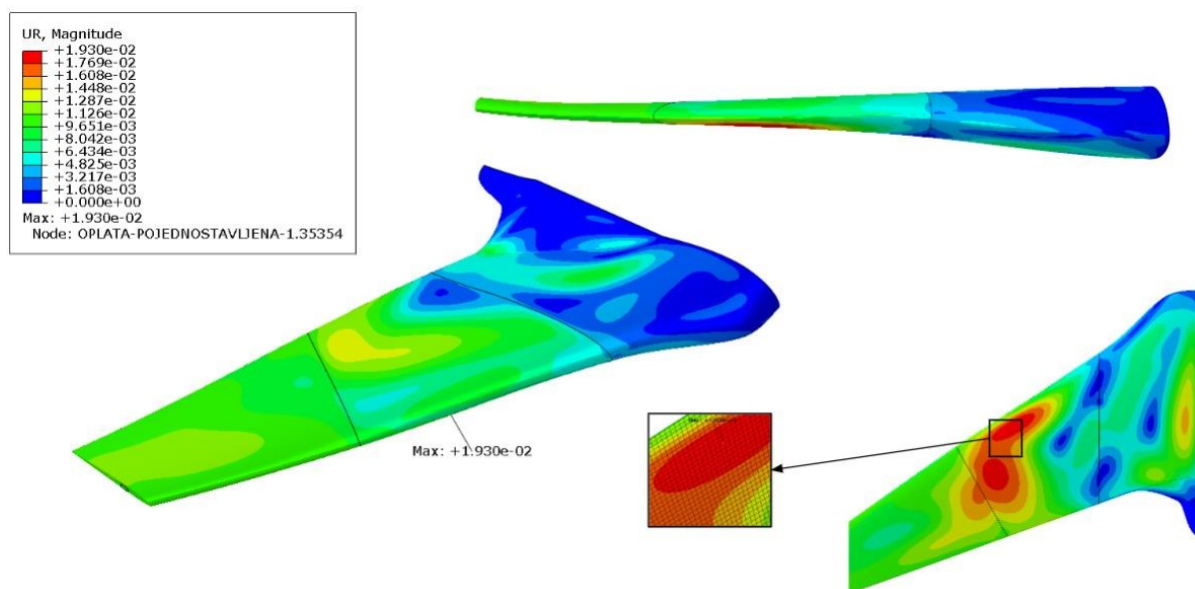
Slika 35 Najveće vrijednosti Tsai-Wu kriterija [-]

Progib i rotacija krila koji su bili cilj i ove optimizacije s HM CFRP-om se mogu vidjeti na slikama 36 i 37. Distribucija progiba i kuta zaokreta je gotovo identična izvedbi sa standardnim CFRP-om. Vidljivo je da je najveći progib na vrhu krila pri izlaznom bridu te iznosi 6,039 mm.



Slika 36 Vrijednosti ukupnog pomaka na krilu (faktor uvećanja 10) [mm]

Iznos kuta zakreta je i u iznosu gotovo identičan izvedbi sa standardnim CFRP-om i iznos na vrhu krila je također ispod  $1^\circ$ .



Slika 37 Ukupni kut zakreta na krilu [rad]

## 9.5. Usporedba dvaju materijala i njihovih najboljih rasporeda

Uspoređivanjem dvaju izvedbi iz tablice 21 očito je da standardni CFRP je manje krut i iz tog razloga dopušta veće pomake, ali zato ima značajno manje vrijednosti svih kriterija popuštanja.



**Tablica 22 Usporedba rezultata izvedbi za ST CFRP i HM CFRP**

Najveće vrijednosti	ST CFRP	HM CFRP
Hashin (vlakna-tlak) [-]	0,0067	0,0263
Hashin (vlakna-vlak) [-]	0,0066	0,0238
Hashin (matrica-tlak) [-]	0,0083	0,0064
Hashin (matrica-vlak) [-]	0,0444	0,1108
Tsai-Hill [-]	0,155	0,335
Tsai-Wu [-]	0,164	0,344
Progib [mm]	7,2625	6,06
Kut zaokreta [rad]	0,0235	0,0193

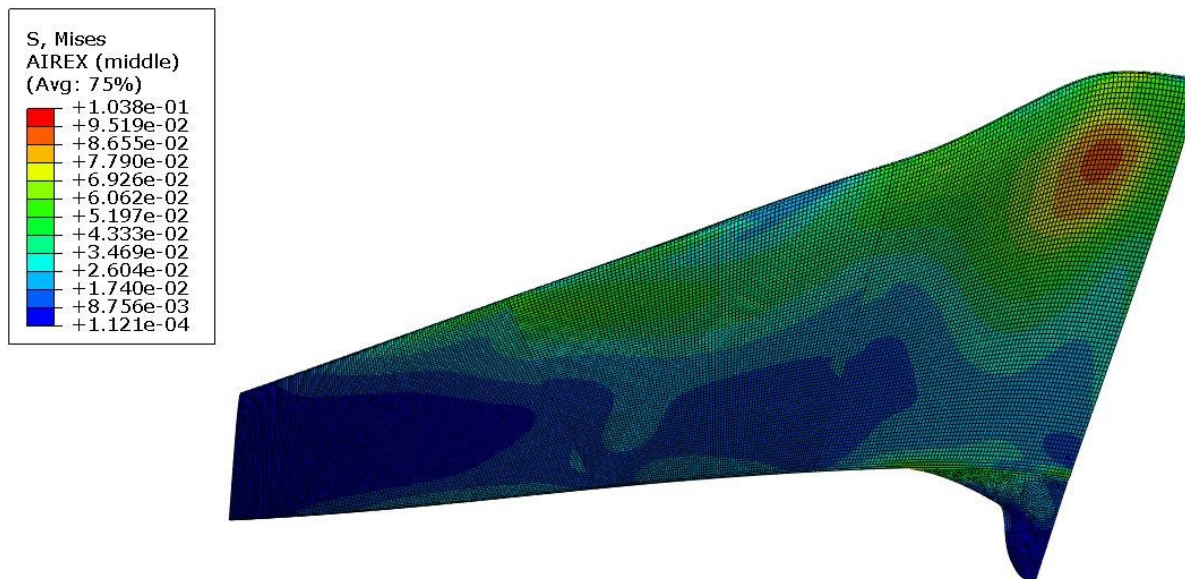
Zamjenom rasporeda između dviju izvedbi različitih materijala je provjereno koji je raspored najbolji odnosno je li za svaku izvedbu njezin dobiveni raspored najbolji. Dobivenim rezultatima zapisanim u tablici 22 je očito da raspored dobiven optimizacijom za ST CFRP je bolji od onog dobivenog za HM CFRP za obje izvedbe. Pa time je dobivena nova najbolja izvedba a to je korištenje HM CFRP materijala uz raspored dobiven optimizacijom za ST CFRP.

**Tablica 23 Rezultati zamijenjenih rasporeda**

Najveće vrijednosti	ST CFRP po HM orijentaciji	HM CFRP po ST orijentaciji
Hashin (vlakna-tlak) [-]	0,0073	0,0140
Hashin (vlakna-vlak) [-]	0,0059	0,0186
Hashin (matrica-tlak) [-]	0,0066	0,0094
Hashin (matrica-vlak) [-]	0,1061	0,0512
Tsai-Hill [-]	0,1751	0,2282
Tsai-Wu [-]	0,1818	0,2274
Progib [mm]	7,46	5,89
Kut zaokreta [rad]	0,2287	0,0200

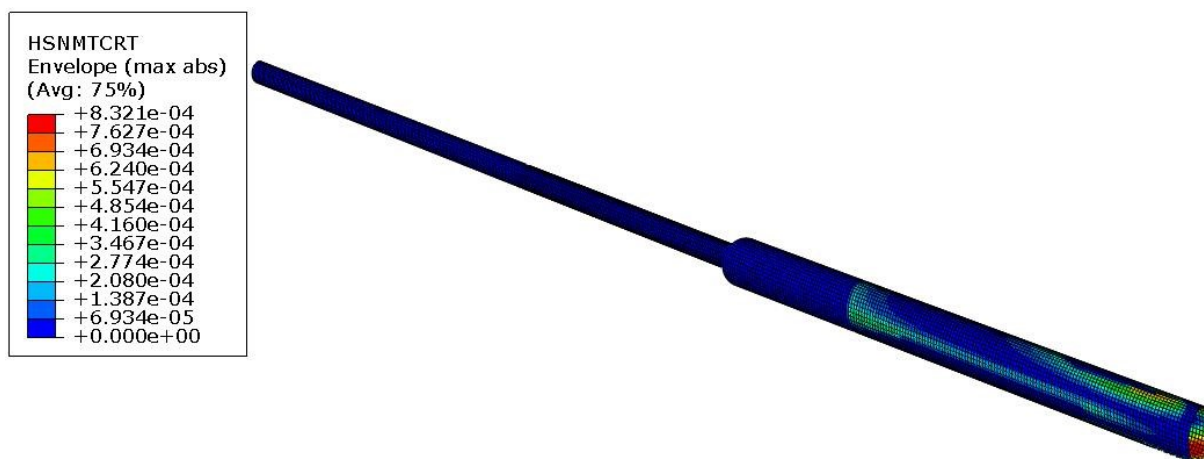
Za tu novu izvedbu je za kraj samo provjeren Airex i ramenjača odnosno je potvrđeno da oni uistinu nisu kritični elementi u ovom modelu. U Airex-u najveće naprezanje kao što se vidi na

slici 38 u središnjem dijelu na donjaci, ali to je 0,104 MPa što je deset puta manje od njegove vlačne čvrstoće 1,03 MPa.



**Slika 38 Raspodjela naprezanja u Airex-u prema von Mises-u [MPa]**

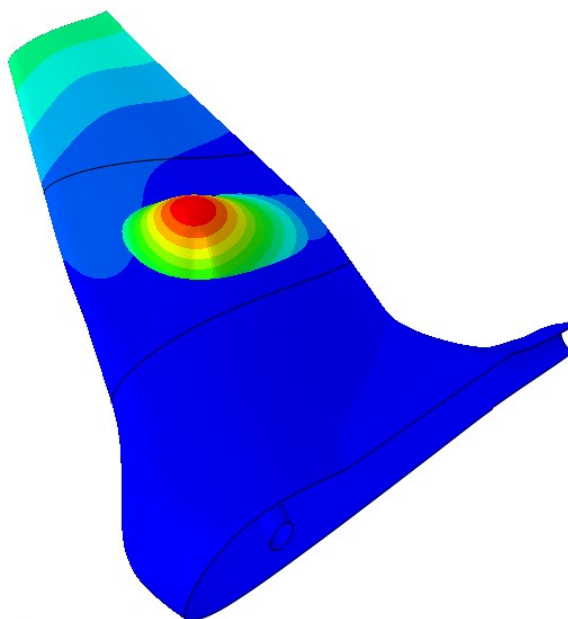
Ramenjača je najrobusniji dio konstrukcije ovog krila i u ovom slučaju ni jedna vrijednost Hashinovih kriterija ne prelazi 0,001, a najveći kriterij je Hashinov kriterij za popuštanje matrice opterećene vlačno čije se najveće vrijednosti očekivano pojavljuju u uklještenju i iznosi 0,00083.



**Slika 39 Raspodjela Hashinova kriterija za matricu opterećenu vlačno u ramenjači [-]**

Za kraj je provedena analiza izvijanja kako bi se potvrdilo da je oplata nosiva i potvrđeno da se ne izvija pri zadanom opterećenju. Može se vidjeti prema rezultatima na slici 40 da će izvijanje prvi put nastupiti na donjaci tek kada ovo opterećenje bude dva puta veće i suprotnog smjera što znači da je ova konstrukcija i oplata neće izviti tijekom eksploatacije.

Sljedeći načini izvijanja nisu prikazani jer su svi sljedeći u apsolutnoj vrijednosti veći od prvog načina izvijanja koji pokazuje da konstrukcija nije blizu izvijanja.



Step: Step-1  
 Mode 1: EigenValue = -2.0756  
 Primary Var: U, Magnitude  
 Deformed Var: U Deformation Scale Factor: +7.500e+01

**Slika 40 Prva najmanja vlastita vrijednost izvijanja**

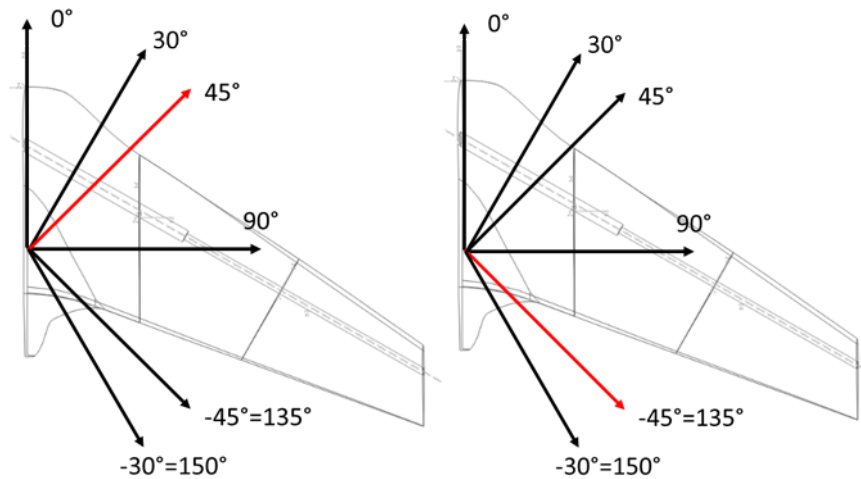
## 9.6. Optimalna izvedba

Masa ove konstrukcije iznosi 327 g, od te mase je 149 g masa ramenjače, 9,8 g je masa rebara i masa oplata je 168 g. To znači da letjelica bez opreme ima 654 g mase.

Raspored slojeva je :

- donjaka trupa [-45/45/90/Airex/90/-45/-30]
- donjaka krila [-45/30/90/Airex /-45/90/-45]
- gornjaka trupa [90/45/45/Airex /90/-30/45]
- gornjaka krila [45/-30/45/Airex /90/90/-30].

Debljina pojedinačnih slojeva CFRP-a je 0,03 mm, debljina Airexa 1 mm i debljina ramenjače 2 mm. Treba napomenuti da je kut paralelan ramenjači je  $-60^\circ$  odnosno  $130^\circ$ , a njemu najbliži je  $-45^\circ$  u ponuđenim kutovima orijentacija. Ovaj najbolji raspored je ima najveći broj slojeva orijentacije  $45^\circ$  u gornjaci i  $-45^\circ$  u donjaci, ali zato slojeva pod  $90^\circ$  ima ukupno u donjaci i gornjaci najviše u odnosu na druge orijentacije.



**Slika 41 Najčešće orijentacije na gornjaci (lijevo) i na donjaci (desno)**

Ova izvedba ima prostora za poboljšanje u pogledu mase, ali ju ograničavaju proizvodne sposobnosti. Najlakši način bi bio smanjenje debljine slojeva unutar oplate ili nabavka specifične debljine cijevi, ali onda izvedivost takve letjelice postaje upitna zbog nedostupnosti takvih materijala.

## 10. ZAKLJUČAK

U ovom radu je proveden postupak optimizacije konstrukcije letjelice u pogledu optimalnog rasporeda slojeva unutar kompozita i napravljen pregled dostupnih tehnika unutar *Isight*-a.

Zaključeno je da za istraživačku fazu najbolja među testiranim NSGA-II metoda optimizacije koja, iako zahtijeva najviše računalnih resursa, daje najbolje rezultate. Ipak, nakon provedene takve tehnike dobro je provesti neku tehniku koja traži lokalni minimum kako bi se provjerilo postoji li rješenje blisko, a bolje od onoga dobivenog u istraživačkoj fazi. U ovom radu je to bila MISQP tehnika koja se pokazala uspješnom u traženju optimalnog rješenja.

Tijekom rada je bilo najizazovnije prepoznati koje su tehnike optimizacije dobre za ovakvu vrstu problema i odrediti kako ih koristiti. Za svaku optimizaciju je potreban određen broj iteracija što se pokazalo iznimno zahtjevno koristeći relativno kompleksan numerički model letjelice. Prosječna analiza trajala je oko dvije minute što znači za jedan optimizacijski proces koristeći NSGA-II optimizacijsku metodu, koja je radila 240 iteracija, je oko 8 sati računalnog procesiranja, a u početcima ne garantira ni uspješan rezultat pri testiranju ciljeva i zahtjeva. Nastavno na problem dugotrajnog procesa optimizacije se izazovnim pokazalo prepoznati rezultate koji su bitni za optimizirati odnosno postaviti za cilj optimizacije, a koje je samo dovoljna staviti kao zahtjev.

Ova letjelica ima 654 g mase konstrukcije, što ostavlja ostatak predviđene mase od 2,4 kg za opremu i korisni teret. Daljnja optimizacija zahtijeva korištenje slojeva manje debljine ili drugačiji pristup konstruiranju, poput korištenja pletiva. Međutim, takav pristup može ograničiti mogućnost prilagodbe rasporeda slojeva specifičnim potrebama letjelice ili konstrukcije.

Daljnji rad bi se trebao fokusirati na proračun po točkama V-n dijagrama i na analizu utjecaja udarnih opterećenja pri grubom slijetanju korištenjem padobrana. Također bilo bi zanimljivo raditi dinamičku analizu i kako raspored slojeva može utjecati na ponašanje letjelice.

Ovo sigurno nije najbolja odnosno optimalna izvedba jer nisu uzete u obzir sve orijentacije, a ni svi mogući rasporedi i sa zadanim ograničenjima. U procesu optimizacije rasporeda slojeva prema zadanim ograničenjima, postoji samo šest mogućih orijentacija i šest slojeva, i četiri

različite površine, postoji ogroman broj kombinacija tj.  $4,7 \times 10^{18}$ , što naglašava veličinu projektnog prostora u području konstruiranja i optimizacije rasporeda slojeva koji je potrebno istražiti.

Za kraj, treba primijetiti da su letjelice manjih dimenzija značajno ograničene u pogledu proizvodnih tehnologija jer zahtijevaju drugačije odnosno preciznije i finije proizvodne procese i materijale koji tek trebaju biti razvijeni.

## LITERATURA

- [1] Đurasević M, Jakobović D. Postupci numeričke optimizacije. 2014. preuzeto: [/https://www.fer.unizg.hr/\\_download/repository/book\[1\].pdf](https://www.fer.unizg.hr/_download/repository/book[1].pdf)
- [2] Dassault Systèmes Simulia Corp. Abaqus User's Guide (Version 2021). 2021.
- [3] Dassault Systèmes Simulia Corp. Isight User's Guide (Version 2021). 2021.
- [4] Butigan A., Ćorić D., Perica A. Mentori: Prebeg P., Vrdoljak M. Osnivanje zrakoplova I,II Projekt Salus. Zagreb: Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2021.
- [5] Laurenzi S, Marchetti M. Advanced Composite Materials by Resin Transfer Molding for Aerospace Applications [Internet]. Composites and Their Properties. InTech; 2012. preuzeto: <http://dx.doi.org/10.5772/48172>
- [6] R&G Faserverbundwerkstoffe GmbH. (n.d.). Carbon fiber fabric CBA 0/90. pristupljeno: 3.5.2023., preuzeto: <https://www.r-g.de/en/art/192019060-CBA>
- [7] Irving P.E., Soutis C. Polymer Composites in the Aerospace Industry. Woodhead Publishing; 2019.
- [8] Marex Composites Inc. (n.d.). Mycell M080 Kg/m<sup>3</sup>. pristupljeno: 2.5.2023, preuzeto: <https://www.marexcompositesinc.com/product-inner.php?name=mycell-m080-kgm3&category=19>
- [9] Smojver I. Mehanika kompozitnih materijala, interna skripta. 2015
- [10] Lopez RH, Luersen MA, Curse ES. Optimization of laminated composites considering different failure criteria. Composites Part B. 2009;40(8):731-740.
- [11] Tsai S.W., Wu E.M. A general theory of strength for anisotropic materials. Journal of Composite Materials. 1971;5:58-80.
- [12] Hashin Z, Rotem A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials. Journal of Composite Materials. 1973;7(4):448-464.
- [13] Performance Composites. Mechanical Properties of Carbon Fiber Composite Materials. [Internet]. Pristupljeno: 2.5.2023.] preuzeto : [http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties\\_2.asp](http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp).
- [14] Knezović I. Numerička analiza čvrstoće konstrukcije krila solarne bespilotne letjelice (Diplomski rad). Zagreb: Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2018.

- 
- [15] 14 CFR Part 25 Subpart C. Code of Federal Regulations. Washington, D.C.: U.S. Government Publishing Office.
- [16] Sorić. J. Mehanika konačnih elemenata. Zagreb. Golden Marketing-Tehnička knjiga. 2021.
- [17] Conn A.R., Scheinberg K., Vicente L.N. Introduction to Derivative-Free Optimization. MPS-SIAM Book Series on Optimization. Philadelphia: SIAM; 2009.
- [18] Sivanandam S, Deepa S. Genetic Algorithm Optimization Problems. In: Introduction to Genetic Algorithms. Springer; 2008.
- [19] Baker A.A., Scott M.L. Composite materials for aircraft structures. Reston, Va: American Institute Of Aeronautics And Astronautics, Inc; 2016.
- [20] Irisarri F.X., Bassir D.H., Carrere N., Maire J.F. Multiobjective stacking sequence optimization for laminated composite structures. Journal of Composite Materials. 2013;47(3):377-389.