

# Numerička analiza čvrstoće konstrukcije krila velike vitkosti

---

**Butigan, Antonio**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2021**

*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:235:393775>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-10-07**

*Repository / Repozitorij:*

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# ZAVRŠNI RAD

**Antonio Butigan**

Zagreb, 2021

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# **Numerička analiza čvrstoće konstrukcije krila velike vitkosti**

Mentor:

Doc. dr. sc. Darko Ivančević

Student:

Antonio Butigan

Zagreb, 2021

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

Zahvaljujem se mentoru doc. dr. sc. Darku Ivančeviću na stručnom vodstvu i pruženim savjetima, a ponajviše što je imao strpljenja i vremena za moje brojne upite.

Zahvaljujem se također svojoj obitelji na kontinuiranoj i srčanoj potpori kroz trajanje ovog studija.

Antonio Butigan



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



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 21 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 1703 - 21 -	

## ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Antonio Butigan** Mat. br.: 0035209843

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Numerička analiza čvrstoće konstrukcije krila velike vitkosti**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Numerical strength analysis of a high-aspect ratio wing structure**

Opis zadatka:

U radu je potrebno provesti proračun čvrstoće kompozitne konstrukcije krila velike vitkosti. Takva krila se koriste kod jedrilica i bespilotnih letjelica, a za njihovu izradu se koriste kompozitni materijali zbog izvrsnih specifičnih mehaničkih svojstava. U radu je potrebno razmatrati kompozitnu konstrukciju krila bespilotne jedrilice.

U okviru rada je potrebno:

- napraviti pregled mogućih izvedbi konstrukcije razmatranog krila,
- odabrati dvije izvedbe krila te izraditi CAD modele kompozitnog krila velike vitkosti,
- provesti numerički proračun čvrstoće krila primjenom programa *Abaqus/Standard*<sup>®</sup>,
- opterećenje konstrukcije krila zadati pojednostavljeno na temelju dostupnih informacija o sličnim letjelicama,
- konstrukcijske elemente dimenzionirati primjenom Tsai-Wu i Hashinovog kriterija popuštanja i na temelju analize gubitka stabilnosti,
- dobivene mase konstrukcije krila dvaju različitih izvedbi usporediti s dostupnim podacima iz literature.

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

Zadatak zadan:  
30. studenoga 2020.

Datum predaje rada:  
1. rok: 18. veljače 2021.  
2. rok (izvanredni): 5. srpnja 2021.  
3. rok: 23. rujna 2021.

Predviđeni datumi obrane:  
1. rok: 22.2. – 26.2.2021.  
2. rok (izvanredni): 9.7.2021.  
3. rok: 27.9. – 1.10.2021.

Zadatak zadao:

Doc. dr. sc. Darko Ivančević

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

**SADRŽAJ**

SADRŽAJ .....	iv
POPIS SLIKA .....	vii
POPIS TABLICA.....	ix
POPIS OZNAKA .....	x
SAŽETAK.....	xi
SUMMARY .....	xii
1. UVOD .....	1
2. KRILO.....	2
2.1 Moguće primjene .....	2
2.2 Model geometrije krila.....	3
2.3. Procijenjeni uzgon krila .....	4
3. MATERIJALI ZA IZRADU KONSTRUKCIJE KRILA I NJIHOVI KRITERIJI POPUŠTANJA.....	6
3.1. Kompozitni materijali .....	6
3.1.1. Ugljična vlakna u polimernoj matrici.....	6
3.1.2. Nomex jezgra.....	9
3.1.3. Balsa .....	10
4. KONSTRUKCIJSKE VERZIJE KRILA .....	11
4.1. Ramenjače.....	11
4.2. Oplata.....	13
4.3. Rebra .....	13
5. NUMERIČKA ANALIZA ČVRSTOĆE .....	15
5.1. Model konačnih elemenata .....	15
5.2. Slojevi oplata .....	17
5.3. Raspored slojeva ramenjače.....	18
5.4. Rebra.....	20
5.5. Spoj 2D i 3D elemenata .....	20
5.6. Rubni uvjeti i opterećenje .....	21
6. REZULTATI.....	23
6.1. Naprezanja po von Mises-u i progibi konstrukcije pri +3 faktoru opterećenja .....	23
6.2. Kriteriji popuštanja .....	25
6.3. Analiza pri faktoru opterećenja -1,5 .....	28
6.4. Analiza gubitka stabilnosti.....	29
6.5. Usporedba razmatranih konstrukcija .....	30
7. ZAKLJUČAK .....	32

**Literatura** ..... 33

## POPIS SLIKA

Slika 1. HALE UAV Aquila [3].....	2
Slika 2. MALE UAV Hermes 900 [4].....	3
Slika 3. Model krila u XFLR5.....	3
Slika 4. Graf omjera $C_L^{1.5}/C_D$ po napadnom kutu .....	4
Slika 5. Graf koeficijenta uzgona [-] po napadnom kutu [°].....	5
Slika 6. Graf koeficijenta uzgona [-] po rasponu krila [m] .....	5
Slika 7. Princip slaganja kompozitnih slojeva u višeslojnu kompozitnu konstrukciju [6].....	7
Slika 8. Slojevi u Nomex sandwichu[11].....	9
Slika 9. Nomex i CFRP sandwich[11] .....	9
Slika 10. Skica položaja ramenjača u korijenu krila [mm] .....	11
Slika 11. Skica položaja ramenjača u vrhu krila [mm] .....	12
Slika 12. Model I ramenjača u Solidworks .....	13
Slika 13. Položaj rebara i ramenjača (Nomex izvedba) materijala (crveno-balsa, zeleno-CFRP i Nomex sandwich).....	14
Slika 14. Položaj rebara i ramenjača (balsa izvedba) materijali (crveno-balsa, zeleno-CFRP ).....	14
Slika 15. Mreža konačnih elemenata sandwich ramenjača .....	15
Slika 16. Mreža konačnih elemenata ramenjače I profila.....	16
Slika 17. Mreža konačnih elemenata oplata.....	16
Slika 18. Mreža konačnih elemenata rebra .....	16
Slika 19. Graf konvergencije rezultata za balsa ramenjaču .....	17
Slika 20. Raspored slojeva u prednjoj ramenjači .....	18
Slika 21. Raspored slojeva u stražnjoj ramenjači.....	19
Slika 22. Presjeci balsa ramenjača u korijenu i vrhu krila .....	19
Slika 23. Rebro u <i>Abaqus/Standard</i> .....	20
Slika 24. <i>Shell to solid</i> coupling veza u modelu .....	20
Slika 25. Princip korištenja <i>Shell to solid</i> coupling veze[14] .....	21
Slika 26. Uklještenje u korijenu krila.....	21
Slika 27. Tlačno opterećenje (simulacija uzgona) .....	22
Slika 28. Ekvivalentna naprezanja prema von Mises (Nomex izvedba) pri faktoru opterećenja +3 [MPa].....	23
Slika 29. Ekvivalentna naprezanja prema von Mises (balsa izvedba) pri faktoru opterećenja +3 [MPa].....	24
Slika 30. Usporedba progiba pri faktoru opterećenja +3 u Nomex (gore) i balsa (dolje) izvedbi (faktor uvećanja 5) [mm].....	24
Slika 31. Ekvivalentna srednja naprezanja prema von Mises-u u sloju Nomexa (Nomex izvedba) [MPa].....	24
Slika 32. Ekvivalentna naprezanja prema von Misesu u struku i pojasu balsa ramenjače [MPa] .....	25
Slika 33. Ekvivalentna naprezanja prema von Mises-u u Nomex dijelu oplata [MPa] .....	25
Slika 34. Vrijednosti Hashinovog kriterija za popuštanje vlakana pri tlačnom naprezanju (Nomex izvedba lijevo, balsa izvedba desno) .....	25
Slika 35. Vrijednosti Hashinovog kriterija za popuštanje vlakana pri vlačnom naprezanju (Nomex izvedba lijevo, balsa izvedba desno) .....	26
Slika 36. Vrijednosti Hashinovog kriterija za popuštanje matrice pri vlačnom naprezanju (Nomex izvedba lijevo, balsa izvedba desno) .....	26
Slika 37. Vrijednosti Hashinovog kriterija za popuštanje matrice pri tlačnom naprezanju (Nomex izvedba lijevo, balsa izvedba desno) .....	26
Slika 38. Vrijednosti Tsai-Wu kriterija (Nomex izvedba lijevo, balsa izvedba desno) .....	27



Slika 39. Raspodijela kriterija po debljini [mm] u prema von Mises-u najopterećenijim elemetima obje izvedbe .....	28
Slika 40. Ekvivalentno naprezanje po von Mises-u pri faktoru opterećenja -1,5 (lijevo Nomex, desno balsa) [MPa].....	29
Slika 41. Progib uslijed -1,5g opterećenja u Nomex (gore) i balsa (dolje) izvedbi (faktor uvećanja 5) [mm].....	29
Slika 42. Prva najmanja vlastita vrijednost i prva najmanja pozitivna vlastita vrijednost Nomex izvedbe pri faktoru opterećenja +3 .....	30
Slika 43. Prva najmanja vlastita vrijednost i prva najmanja pozitivna vlastita vrijednost balsa izvedbe pri faktoru opterećenja +3 .....	30
Slika 44. Graf usporedbe progiba po dužini krila [mm] .....	31

**POPIS TABLICA**

Tablica 1. Parametri krila [1] .....	4
Tablica 2. Mehanička svojstva ugljičnim vlaknima ojačane epoksidne smole [7] .....	7
Tablica 3. Tablica 3. Parametri čvrstoće za CFRP [7] .....	7
Tablica 4. Mehanička svojstva Nomex jezgre [10].....	9
Tablica 5. Mehanička svojstva DIAB ProBalsa 150 [12] .....	10
Tablica 6. Broj konačnih elemenata u analizama.....	16
Tablica 7. Raspored slojeva oplata do 8. rebra .....	17
Tablica 8. Raspored slojeva oplata nakon 8. rebra.....	17
Tablica 9. Najveće vrijednosti kriterija popuštanja.....	27
Tablica 10. Usporedba masa izvedbi.....	31

## 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
$C_L$	-	koeficijent uzgona
$C_{Lmax}$	-	maksimalni koeficijent uzgona zrakoplova
$E$	MPa	modul elastičnosti izotropnih 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
$L$	N	sila uzgona
$M$	Nm	moment
$m$	kg	masa
$Re$	-	Reynoldsov broj
$S$	MPa	smična čvrstoća
$A$	m <sup>2</sup>	površina(oplošje)
$V$	m/s	brzina
$W$	N	težina
$X_c$	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
$\nu$	-	Poissonov koeficijent
$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	gustoća
$\sigma_{0.2}$	MPa	granica razvlačenja
$\sigma_{Mt}$	MPa	vlačna čvrstoća balse u smjeru godova

**SAŽETAK**

U ovom radu je napravljena numerička analiza čvrstoće dviju konstrukcija krila visoke vitkosti u programu *Abaqus/Standard*. Napravljen je pregled elemenata konstrukcije krila i njihovih potencijalnih izvedbi te materijala koji se koriste za njihovu izradu. Opisani su kompozitni materijali i razlozi njihovog korištenja u ovim izvedbama. Vođeno je računa o načinu i jednostavnosti izvedbe kao realnom budućem projektu.

Objašnjene su postavke numeričkog programa *Abaqus/Standard* kao i način prijenosa modela iz CAD programa u ovom slučaju *Solidworks*-a.

Prikazani su rezultati analiza i uspoređene mase sličnih letjelica.

Ukazalo se na problematiku proračuna čvrstoće i konstruiranja pri graničnom opterećenju ovakvih letjelica i potrebu za nekim drugim načinom konstruiranja za ovaj tip letjelice koji sigurno i postoji u industriji, ali se obično drži kao tajna.

Ključne riječi : krilo velike vitkosti, kompoziti, sandwich ramenjače, let maksimalnog trajanja, numerička analiza čvrstoće

## **SUMMARY**

In this thesis, a numerical analysis of the strength of two high-aspect ratio wing structures was performed in the *Abaqus / Standard*. Also, an overview was made of the structural wing elements and their potential performances with the materials used. Composite materials and the reasons for their use are described. The execution and its ease was taken into account as a realistic future project.

Numerical settings of the *Abaqus / Standard* is explained, as well as the way of transferring the model from CAD program in this case *Solidworks*.

The results of analyzes and comparisons of masses of similar aircraft are presented.

The issue is made known of designing such aircraft and the need for another way of designing, which certainly exists in the industry but is usually kept as a secret.

Key words: high aspect ratio wing, composites, sandwich spar, Endurance flight, numerical stress analysis

## 1. UVOD

Korištenje letjelica u svrhu nadgledanja područja i prikupljanja podataka je ustaljena praksa. Iako sateliti mogu pokriti veliku površinu, oni nemaju dovoljnu rezoluciju te nisu modularni. Za takve zadatke bespilotne letjelice (eng. *Unmanned Aerial Vehicle* -UAV), koje omogućuju nadgledanje na odgovarajućim visinama, su najbolja opcija. Kako se letjelice približavaju tlu tako postaje teže kamerama i sensorima mirno pratiti tlo te se očitavanja otežavaju i narušava se njihova kvaliteta. Zato je važno postići ravnotežan efikasan let pri malim brzinama. Multikopteri mogu postići stanje mirovanja, ali su neefikasni i samim time je s njima teže pokriti veće područje. Opcija koja ostaje su bespilotne letjelice fiksnog krila. U ovom radu se promatra krilo koje je optimizirano upravo za takav režim leta [1]. Krila visoke vitkosti se koriste jer stvaraju manje inducirano otpora pošto se približavaju teoretskom beskonačnom krilu. Inducirani otpor nastaje zbog prestrujavanja zraka s donjake krila prema gornjaci zbog razlike tlakova koja je osnova uzgona te se to događa na vrhovima krila. Zato je popularno ugrađivanje *wingleta* koji smanjuju prestrujavanje i samim time vrtloge i gubitke. Krila visoke vitkosti su zato iznimno popularna i kod komercijalnog (putničkog i teretnog) zrakoplovstva kako bi smanjili potrošnju goriva i povećali profitabilnost leta. Zadatak je proračunati čvrstoću konstrukcije krila korištenjem kompozitnih materijala kako bi se smanjila masa konstrukcije i samim time dopustila ugradnja većeg broj senzora i kamera te naravno baterija pa time dodatno produžilo trajanje leta. Konstruiranjem kompozitnim materijalima unatoč krilima velikog raspona postižu se male mase konstrukcije. Postoji i očiti trend prema konstrukcijama koje imaju veliki progib pod opterećenjem koji se već vidi u komercijalnim letjelicama nove generacije. Problem tankih elemenata krila, specifično oplata izvedene od kompozitnih materijala je iznimna podložnost izvijanju. Problem gubitka stabilnosti oplata nije samo u tome što ona gubi nosivost već u gubitku oblika aeroprofila te posljedičnog nepravilnog nastrojavanja.

## 2. KRILO

Krilo razmatrano u ovom radu je algoritmom dobio Nikolay V. Nikolaev i objavio ga u časopisu *Journal of Aerospace Engineering* [1]. U članku se opisuje nova i brza metoda kojom se krila velike vitkosti optimiziraju za maksimalno trajanje leta. Bazira se na genetičkom algoritmu i omogućuje optimiziranje za niz aeroprofila po rasponu krila. Program koristi XFOIL kod za evaluaciju aerodinamičkih karakteristika aeroprofila. Najtočniji je za režime leta pri niskim Reynoldsovim brojevima.

### 2.1 Moguće primjene

Letjelice dugog trajanja leta razlikuju se po namijenjenoj visini leta pa postoje HALE (Slika 1) (eng. *High Altitude Long Endurance*) i MALE (Slika 2) (eng. *Medium Altitude Long Endurance*) bespilotne letjelice. HALE letjelice lete iznad 18 km nadmorske visine dok MALE letjelice lete na visinama od 3 do 9 km. Dodatno, kako bi spadale u tu kategoriju letjelica dugog trajanja leta moraju imati sposobnost letjeti barem 24 sata [2]. Letjelica s ovakvim krilom leti pri nižim brzinama od konvencionalno pogonjenih letjelica.

Danas postoji veliki broj bespilotnih letjelica uglavnom za vojne svrhe. Uglavnom su to izviđačko-obavještajne ili borbene letjelice. Ponekad se iste koriste u policijske i sigurnosne svrhe od zaštite granice od ilegalnih prelazaka do zaštite mora. Ipak, za takve letjelice, kao prvenstveno vojne, prilikom projektiranja postoje drugačiji prioriteti npr. niska vidljivost, veća manevaribilnost i slično. Ovakva letjelica bi mogla služiti za nadgledanje velikih površina podložnih požarima ili u operacijama traganja i spašavanja. Također, postoje i komercijalne svrhe gdje se infracrvenim kamerama može vidjeti širenje bolesti u poljoprivrednim zemljištima te na taj način ranije prepoznati i prevenirati širenje bolesti.



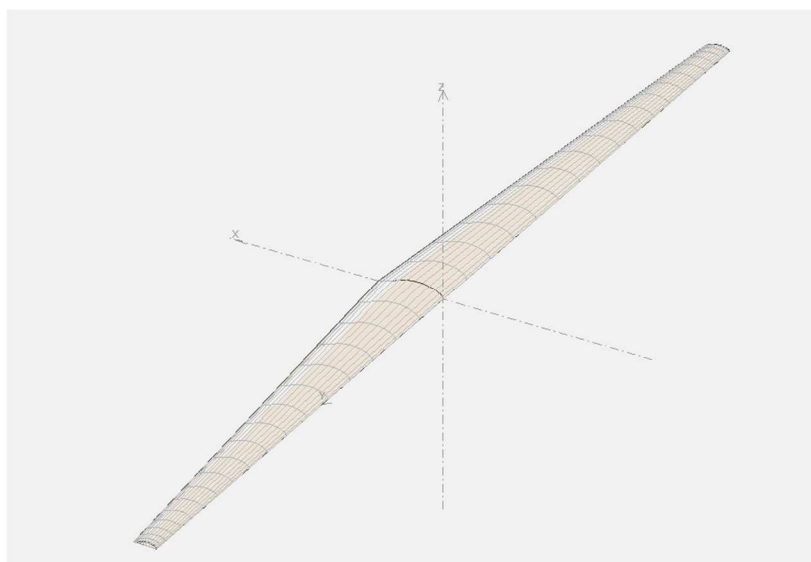
Slika 1. HALE UAV Aquila [3]



Slika 2. MALE UAV Hermes 900 [4]

## 2.2 Model geometrije krila

Razmatrano krilo na Slici 3. se sastoji od dva aeroprofila povezanih *Loft* naredbom u *Solidworks*-u. Kut strijele je  $0^\circ$ , dok tetiva aeroprofila iznosi 970 mm u korijenu i 350 mm u vrhu. Poluraspon krila je 7,42 m (Tablica 1). Aeroprofilu su dobijeni interpolacijom točaka kroz točke definirane u članku [1].



Slika 3. Model krila u XFLR5

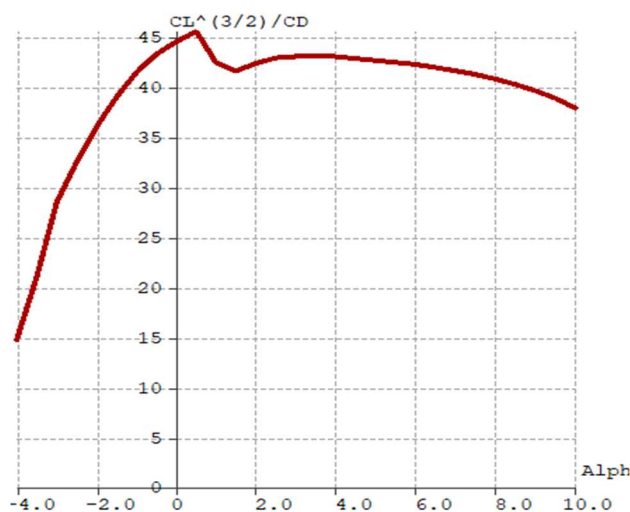


Tablica 1. Parametri krila [1]

Raspon krila [m]	14,84
Površina krila [m <sup>2</sup> ]	10
Vitkost [-]	22
Suženje krila [-]	2,77
Korijenska tetiva $c_r$ [m]	0,97
Vršna tetiva $c_t$ [m]	0,35
Relativna debljina aeroprofila u korijenu krila [-]	15,2%
Relativna debljina aeroprofila u vrhu krila [-]	15,2%
Srednja aerodinamička tetiva [m]	0,71

### 2.3. Procijenjeni uzgon krila

Model krila je unesen u XFLR5 software s kojim je izračunat  $C_L$  po rasponu krila i ukupni  $C_L$  krila. Krilo je u XFLR5 software-u analizirano po LLT (eng. *Lifting Line Theory*) tj. prema Prandtlovoj metodi. Režim maksimalnog trajanja leta pri brzini leta od 15 m/s (pretpostavljenoj kao operativnoj) se postiže pri napadnom kutu od  $3,5^\circ$  i tada je  $C_L^{1.5}/C_D = 43,2$  (Slika 4). Manjkavost na koju se nailazi je da ovaj parametar vrijedi za elisne konvencionalno pogonjene letjelice i u njemu je uračunata potrošnja goriva kao važna stavka dok postoji pretpostavka električnog pogona.

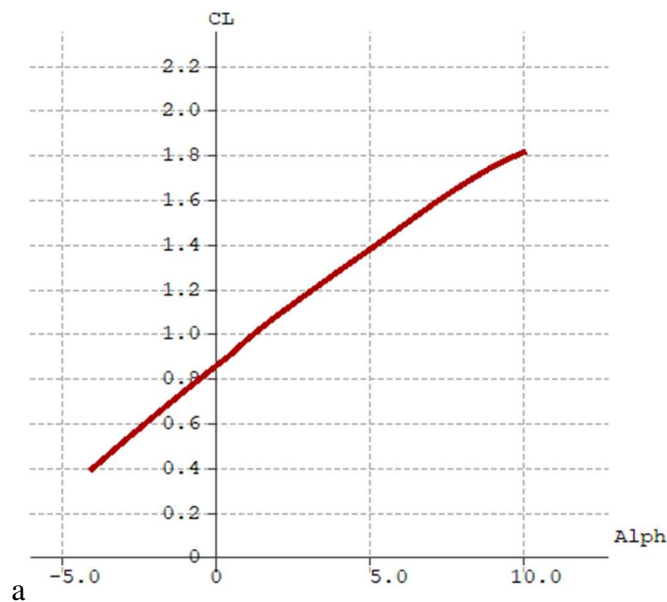
Slika 4. Graf omjera  $C_L^{1.5}/C_D$  po napadnom kutu

Za napadni kut  $3,5^\circ$  postiže se srednji koeficijent uzgona  $C_L=1,2$  vidljivo iz Slike 5. za koji pri gustoći  $\rho = 1,25 \text{ kg/m}^3$  jednostavnom formulom

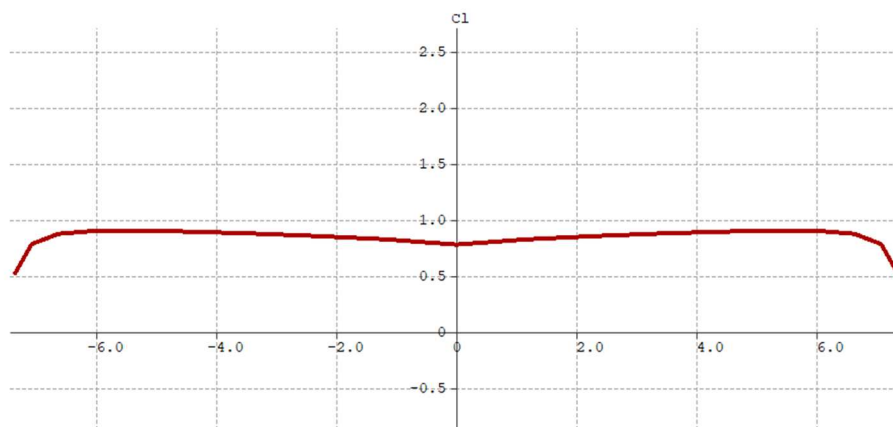
$$L = C_L \times \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times A \quad (2.1.)$$

$$L = 1,2 \times \frac{1}{2} \times 1,25 \text{ kg/m}^3 \times 15^2 \text{ m}^2/\text{s}^2 \times 10 \text{ m}^2 \quad (2.2.)$$

dobije se da je uzgon krila 1687,5 N, odnosno nosivost je uključujući i vlastitu masu otprilike 170 kg. Vidi se iz Slike 6. da je koeficijent uzgona relativno jednak po rasponu pa je u numeričkom proračunu čvrstoće aerodinamičko opterećenje konstrukcije pretpostavljeno kao jednak tlak na površinu donjake. Kada se malo bolje pogleda ovaj račun, primijeti se da postoji problem gustoće zraka koja sa visinom opada, ali za svrhe analize čvrstoće je pojednostavljenije prihvatljivo jer povećava opterećenje za koje ćemo proračunavati krilo.



Slika 5. Graf koeficijenta uzgona [-] po napadnom kutu [°]



Slika 6. Graf koeficijenta uzgona [-] po rasponu krila [m]

### 3. MATERIJALI ZA IZRADU KONSTRUKCIJE KRILA I NJIHOVI KRITERIJI POPUŠTANJA

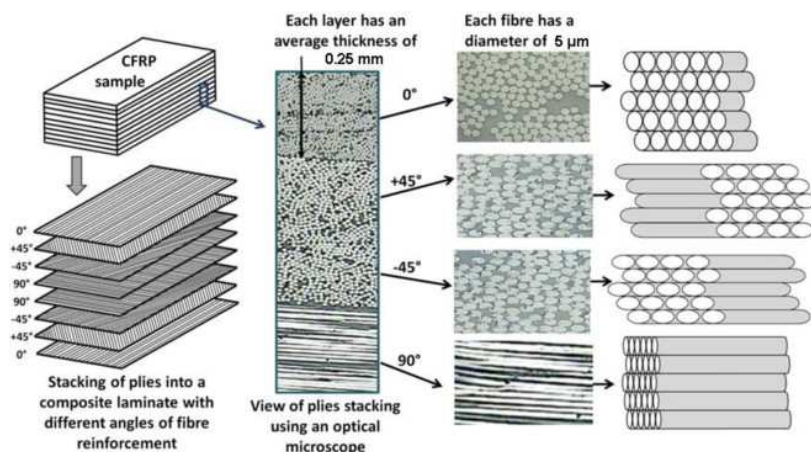
Za izradu konstrukcije krila velike vitkosti postoji izbor između konvencionalnih materijala npr. aluminijskih legura i trenutno iznimno popularnog pristupa konstrukcijom kompozitima. U ovom se radu fokusiralo na konstrukciju kompozitnim materijalima kojima se može postići bolje rezultate od konvencionalnih rješenja.

#### 3.1. Kompozitni materijali

Kompozitni materijali se proizvode spajanjem dvaju ili više materijala s ciljem dobivanja materijala čija svojstva ni jedan materijal sam ne bi postigao. Time se postižu svojstva kao što su visoki omjeri krutosti i mase, čvrstoće i mase itd. ova svojstva se još zovu specifična svojstva. Razlikuju se tri vrste kompozita: kompoziti ojačani vlaknima, kompoziti ojačani česticama, strukturni kompoziti (laminati i *sandwich* konstrukcije). U radu su korištene dvije od ove tri vrste kompozita. To su kompozit ojačan vlaknima i strukturni kompozit.

##### 3.1.1. Ugljična vlakna u polimernoj matrici

Predstavnik je kompozita ojačanih vlaknima koji se često naziva samo „karbon“ ili se koristi kratica CFRP (eng. *Carbon Fibre Reinforced Polymers*). Ima izvrstan omjer čvrstoće i gustoće, a ujedno je i iznimno krut. Upravo zbog tih svojstava je iznimno popularan u zrakoplovnom inženjerstvu. Svojstva ovise o orijentaciji vlakana te je stoga važno pravilno orijentirati slojeve u rasporedu slojeva. Ovakvi materijali su podložni nekoliko vrsta mehanizama popuštanja poput: pucanje vlakana, lom matrice, izvlačenje vlakana i delaminaciji između slojeva laminata [5]. Vlakna se slažu pod različitim kutovima (Slika 7) kako bi se postigla zadovoljavajuća svojstva višeslojne konstrukcije te je onda on ujedno i laminat. Proizvode se tako što se ugljična vlakana koja dolaze u namotajima koji sadrže višesmjerno pletivo ili jednosmjerno za laminat, slažu u kalup, a na to se dodaje smola koja se utiskuje između vlakana te se zatim višak istiskuje i uklanja. Zatim se kalup zagrijava kako bi se aktivirala smola [5]. Za modeliranje CFRP-a su korišteni podaci u Tablicama 2 i 3.



Slika 7. Princip slaganja kompozitnih slojeva u višeslojnu kompozitnu konstrukciju [6]

Tablica 2. Mehanička svojstva ugljičnim vlaknima ojačane epoksidne smole [7]

$E_1$ [MPa]	$E_2$ [MPa]	$G_{12}$ [MPa]	$G_{23}$ [MPa]	$G_{13}$ [MPa]	$\nu_{12}$ [-]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]
181000	10300	7170	3000	7000	0,28	1600

Ovakvi materijali za razliku od izotropnih, kojima je dovoljno da ne pređu granicu razvlačenja u analizi kako bi bili sigurni da neće popustiti to nije dostatno. Postoji više kriterija koji se koriste za proračun čvrstoće kompozitnih konstrukcija, a u ovom radu su korištena dva: Tsai-Wu i Hashinov.

Za oba je potrebno 5 parametara čvrstoće:

- $X_t$  - 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.

Tablica 3. Tablica 3. Parametri čvrstoće za CFRP [7]

$X_t$ [MPa]	$X_c$ [MPa]	$Y_t$ [MPa]	$Y_c$ [MPa]	$S$ [MPa]
1500	1500	40	246	68

Tsai-Wu kriterij popuštanja se odnosi na sloj laminata u ravninskom stanju naprezanja, a ako je ispunjen uvjet [8]

$$F_1 \cdot \sigma_1 \cdot F_2 \cdot \sigma_2 + F_{11} \cdot \sigma_1^2 + F_{22} \cdot \sigma_2^2 + F_{66} \cdot \sigma_6^2 + 2 \cdot F_{12} \cdot \sigma_1 \cdot \sigma_2 < 1, \quad (3.1.)$$

ne dolazi do popuštanja. Naprezanja su definirana u glavnom koordinatnom sustavu u jednadžbi 3.1.

Varijable korištene u kriteriju su:

$$F_1 = \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c} \quad (3.2.)$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c}, \quad (3.3.)$$

$$F_{11} = -\frac{1}{X_t X_c}, \quad (3.4.)$$

$$F_{22} = -\frac{1}{Y_t Y_c}, \quad (3.5.)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S^2}, \quad (3.6.)$$

$$F_{12} = -\sqrt{F_{11} F_{22}}. \quad (3.7.)$$

Dok Tsai-Wu kriterij ne razlikuje pojedine načine popuštanja, Hashinov kriterij ima četiri jednadžbe kojima se određuju četiri načina popuštanja sloja. Dvije jednadžbe za matricu i dvije za vlakna, po jednu za vlak i tlak [9].

To su:

- Kriterij popuštanja vlakana zbog vlačnog naprezanja (3.8.)

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

- Kriterij popuštanja vlakana zbog tlačnog naprezanja (3.9.)

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

- Kriterij popuštanja matrice zbog vlačnog naprezanja (3.10.)

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

- Kriterij popuštanja matrice zbog tlačnog naprezanja (3.11.)

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

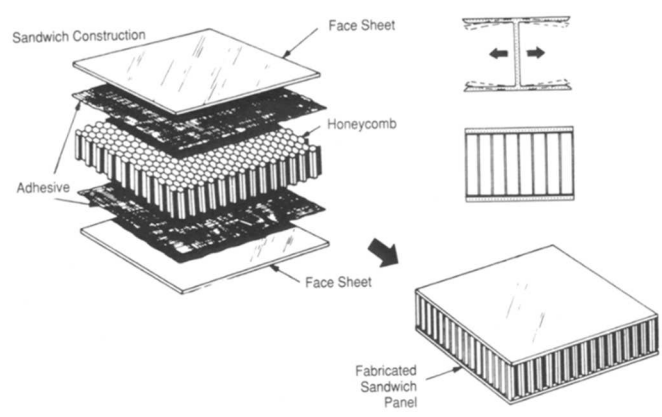
Ako su kriteriji zadovoljeni neće doći do popuštanja kompozita.

### 3.1.2. Nomex jezgra

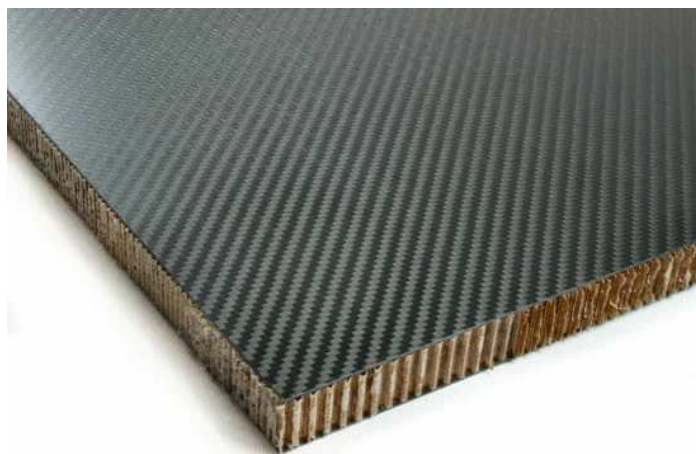
Nomex je meta varijanta aramida koju proizvodi DuPont, slično kao što je Kevlar para-aramid [9]. Ima iznimno dobra svojstva te je otporan na vatru i visoke temperature te ima vlačnu čvrstoću 340 MPa. Za sačastu konstrukciju se koristi fenol-formaldehidna smola u kombinaciji s Nomexom koja se nalazi između dva sloja kompozita ojačanog vlaknima, u ovom slučaju CFRP. Ovdje se pak razlikuju svojstva Nomex platna i Nomex jezgre, za jezgru sačaste konstrukcije su se aproksimirala izotropna svojstva koja se nalaze u tablici 4.

Tablica 4. Mehanička svojstva Nomex jezgre [10]

$E$ [MPa]	$\sigma_{0,2}$ [MPa]	$\nu$ [-]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]
414	7,6	0,28	33



Slika 8. Slojevi u Nomex sandwichu[11]



Slika 9. Nomex i CFRP sandwich[11]

## 3.1.3. Balsa

Dobiva se iz stabla balzovine. Ime „balsa“ što u prijevodu znači splav navodi njezinu prvotnu uporabu. Zbog svoje iznimno male gustoće nakon sušenja koja ima vrijednosti u rasponu 40-340 kg/m<sup>3</sup> s prosjekom od 160 kg/m<sup>3</sup> je veoma pogodna za uporabu gdje postoje ograničenja mase (zrakoplovi) ili gustoće (splavi). Drvo balzovine ima velike stanice ispunjene vodom koje daju drvu spužvatu teksturu te isušivanjem voda isparava dok struktura ostaje, to daje vrstu prirodnog kompozita [5]. Danas se koristi u lopaticama vjetroelektrana kao jezgra između dva sloja šperploče, u daskama za surfanje, teniskim reketima, brodovima, modelima zrakoplova, ali i u pravim zrakoplovima. Zbog velikog udjela zraka dobar je izolator topline i vibracija. Njezina svojstva su ortotropna tj. nisu jednolika u svim smjerovima kao i u većine drva ovise o usmjerenju godova tako da se razlikuje više vrsta reza. U radu se oslanja na komercijalnu verziju (Tablica 5) gdje proizvođač garantira svojstva, a zbog manjka informacija modelirana je kao izotropan materijal[12].

Tablica 5. Mehanička svojstva DIAB ProBalsa 150 [12]

Svojstva	DIAB ProBalsa® PB
$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	155
$\sigma_{M}$ [MPa]	13,5
$E$ [GPa]	4,10
$\nu$ [-]	0,4

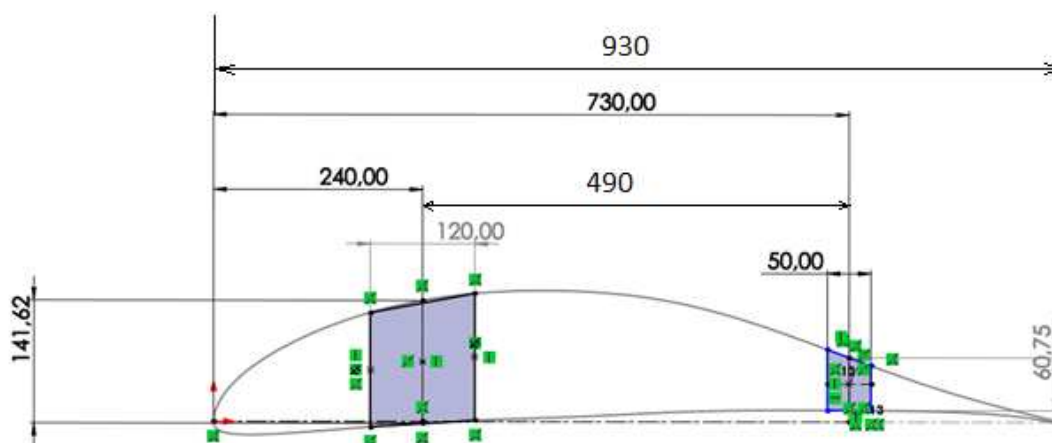
## 4. KONSTRUKCIJSKE VERZIJE KRILA

Odbačeni su konvencionalni materijali iz konstrukcijskih verzija jer su očito nepraktični u letjelicama ove vrste te je zato i u praksi iznimno teško naći ovakve letjelice izrađene od konvencionalnih materijala. Samo se za specifične dijelove koriste metali koji u ovoj analizi nisu razmatrani.

### 4.1. Ramenjače

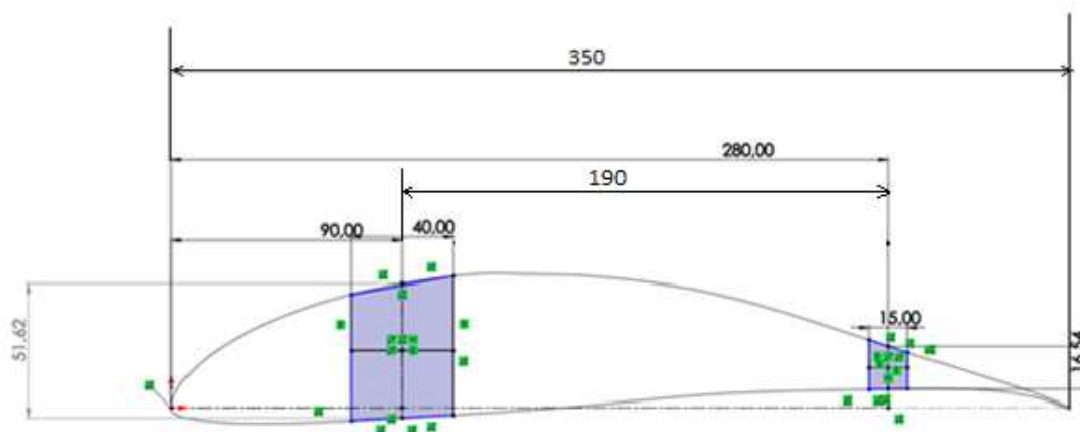
Kako je pretpostavka da će se u krilu držati baterije, ali i motori, i mehanizmi za upravljačke površine na krilu koji se obično montiraju na zadnju ramenjaču potrebne su bar dvije ramenjače. Odbačena je izvedba D prednje ramenjače koja bi vjerojatno išla bolje uz izvedbu krila gdje je oplata od platna bez nosivosti, zbog velike površine oplata koju takva ramenjača pokriva i učvršćuje.

Iskustveno je odlučeno da će krilo imati dvije ramenjače koje se nalaze na otprilike  $\frac{1}{4}$  i  $\frac{3}{4}$  tetive (Slika 10) u korijenu krila i idu do vrha krila gdje također završavaju na otprilike  $\frac{1}{4}$  i  $\frac{3}{4}$  tetive (Slika 11) [13]. Ovakav raspored i broj ramenjača sprječava uvijanje krila i omogućuje montažu baterija između ramenjača. Veći broj ramenjača bi ograničio prostor unutar krila namijenjen baterijama, a i dodatno zakomplicirao proizvodnju pa je odlučeno da su dvije ramenjače najbolje rješenje.



Slika 10. Skica položaja ramenjača u korijenu krila [mm]





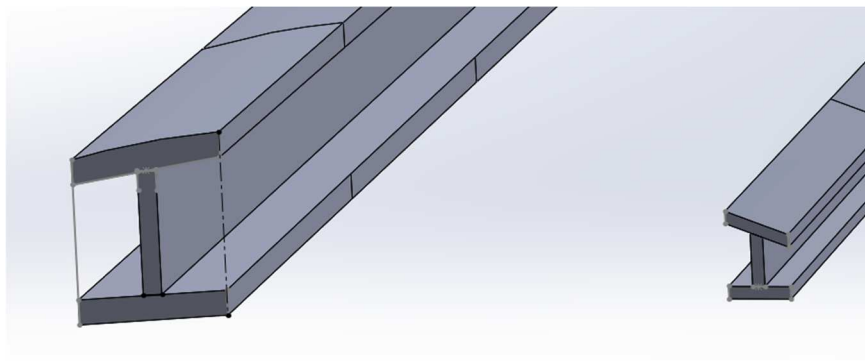
Slika 11. Skica položaja ramenjača u vrhu krila [mm]

U prvoj razmatranoj izvedbi krila su ramenjače konstruirane kao sandwich sa CFRP vanjskim slojevima i Nomex jezgrom. Jedan sloj CFRP-a ima debljinu od 0,125 mm koju se ne može mijenjati dok Nomex ima raspon debljina. Nomex se proizvodi do 100 mm visine, ali poviše 50 mm mu se svojstva mijenjaju točnije gustoća mu raste. Najviše je CFRP slojeva stavljeno na vanjske slojeve ramenjače kako bi se maksimalno iskoristila mehanička svojstva CFRP-a koji na taj način daje najviše krutosti pri savijanju. Svi slojevi su orijentirani prema rasponu krila kako bi maksimalno ukrutili ramenjaču u smjeru savijanja. Pri konstruiranju je za prvu izvedbu konstrukcije krila određeno da prednja ramenjača ima 3 sloja Nomex-a dok je za stražnju određeno da ima 2 sloja. Postoji opcija da se smanji broj Nomex slojeva, ali radi jednostavnosti je odlučeno da se ne prelazi granica od 50 mm. Raspored slojeva i njihovo modeliranje je detaljnije objašnjeno u poglavlju 5.3.

U drugoj razmatranoj izvedbi konstrukcije krila su ramenjače konstruirane od balse sa slojevima CFRP na vrhu i dnu ramenjače kako bi ojačali ramenjaču. Pravokutni presjek je zamijenjen I profilom (Slika 12) zbog rezultata analize pravokutne ramenjače sa baslinom jezgrom koji su pokazali da je krilo odnosno ramenjača predimenzionirana.

Prednja i stražnja ramenjača imaju po četiri sloja CFRP-a na vanjskim stranama pojasa orijentirana uzduž ramenjače. U korijenu pojas ramenjače ima debljinu 20 mm i teži prema vrhu krila u 13 mm. Dok je struk u korijenu debljine 15 mm i teži prema vrhu u 10 mm.

Stražnja ramenjača je slično izvedena, samo njezin pojas i struk kreću iz debljine 10 mm i teže u 5 mm.



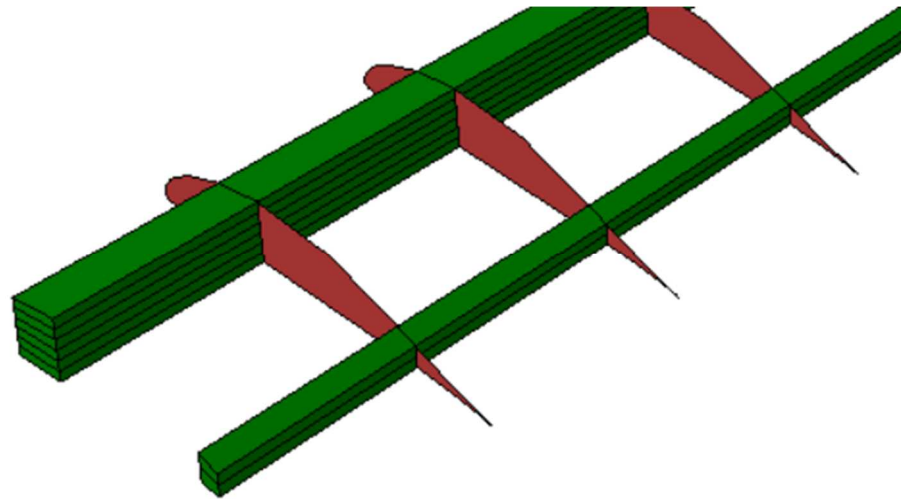
Slika 12. Model I ramenjača u Solidworks

## 4.2. Oplata

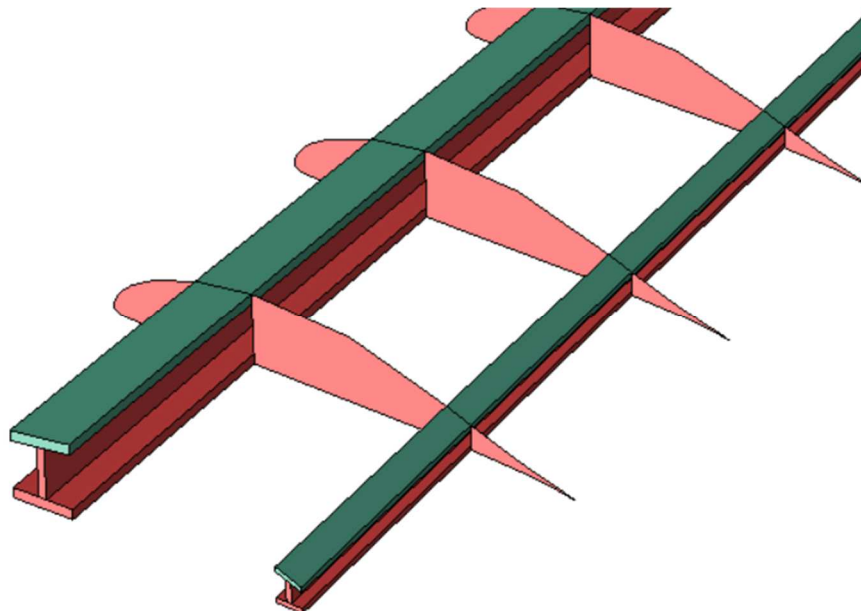
Za oplatu je odlučeno da se koristi CFRP u ovom slučaju tako da je orijentiran pod kutovima  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $-45^\circ$  i  $90^\circ$  kako bi raspodijelila opterećenje na rebra i ramenjače ravnomjerno i s ravnomjernim deformacijama. Kako bi se izbjeglo izvijanje bez prekomjernog broja uzdužnica i rebara dodan je sloj Nomexa tako da je i oplata u konačnici izvedena kao *sandwich* kompozit. Detaljnije je raspored oplate objašnjen u poglavlju 5.2.

## 4.3. Rebra

Za rebra je poželjno da su kruta, kako bi prenosila opterećenje sa oplate na ramenjače bez veće deformacije oplate. Tijekom analiza je primjećeno da su najmanje opterećena te bi se mogla optimizirati u pogledu uklanjanja dijela materijala provrtima. U prvim verzijama su bila od CFRP-a da bi kasnije bilo odlučeno da bi balsa bila izvrstan odabir za ovaj element (Slika 13 i 14). Balsa omogućava visoku krutost i veoma jednostavnu proizvodnju.



Slika 13. Položaj rebara i ramenjača (Nomex izvedba) materijala (crveno-balsa, zeleno-CFRP i Nomex sandwich)



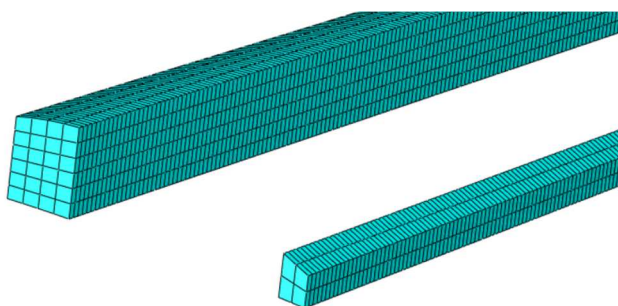
Slika 14. Položaj rebara i ramenjača (balsa izvedba) materijali (crveno-balsa, zeleno-CFRP )

## 5. NUMERIČKA ANALIZA ČVRSTOĆE

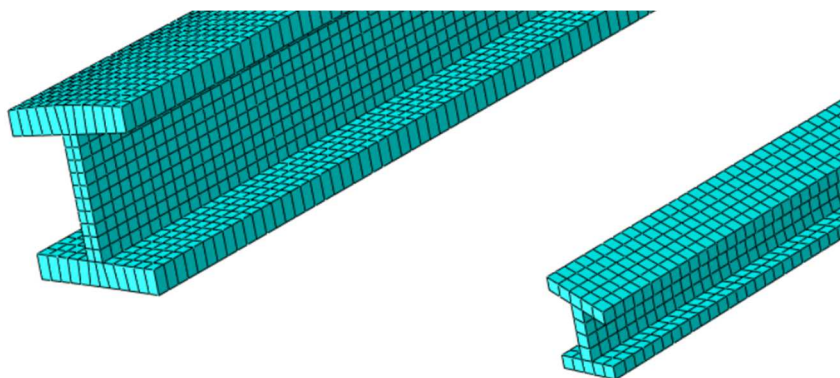
Korišten je *Abaqus/Standard* za numeričku analizu čvrstoće razmatranih konstrukcijskih izvedbi krila. Za numeričku analizu čvrstoće je korištena statička linearna analiza. Tijekom analize su korišteni Tsai-Wu i Hashinovi kriteriji popuštanja metodom FPF (eng. *First Ply Failure*) tj. kada prvi sloj popusti smatrano je da je cijela konstrukcija popustila. Za početne verzije od aluminijske, te za elemente od balse i Nomexa su bili korišteni konvencionalni kriteriji popuštanja jer su modelirani kao izotropni. Na kraju je provedena linearna analiza stabilnosti konstrukcije odnosno izvijanja.

### 5.1. Model konačnih elemenata

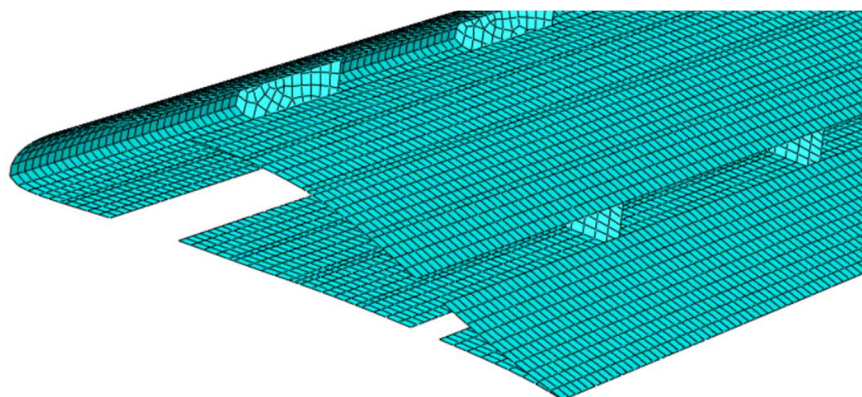
Unosom geometrije krila iz *Solidworks*-a, krilo je podijeljeno na ramenjače i oplatu s rebrima. To je učinjeno jer su oplata i rebra modelirani kao dvodimenzionalni, a ramenjače kao trodimenzionalni elementi u *Solidworks*-u. Za unos dvodimenzionalne geometrije je korišten *step* format, a za trodimenzionalnu geometriju *igs* format. Oplata je diskretizirana konvencionalnim ljuskastim konačnim elementima, a ramenjače kontinuiranim ljuskastim i trodimenzionalnim konačnim elementima za balsa izvedbu. Oplata ima pravilnu geometriju i korištena je mreža S4R četverokutnih konačnih elemenata (Slika 17). Rebra u dijelu između ramenjača su pravilne geometrije i također je korištena mreža S4R konačnih elemenata, ali u prednjem i zadnjem dijelu je korištena miješana mreža S3 trokutastih i S4R četverokutnih konačnih elemenata zbog nepravilne geometrije (Slika 18). Za Nomex verziju prednja je ramenjača podijeljena u 6 slojeva kako bi lakše zadali slojeve sandwicha i pritom imali sitniju mrežu konačnih elemenata. Zadnja ramenjača je podijeljena u dva sloja elemenata po debljini. One su modelirane kontinuiranim ljuskastim elementima u ovom slučaju pravilnim heksaedarskim SC8R konačnim elementima (Slika 15). Za balsa verziju su ti isti elementi korišteni uz dodatak klasičnog trodimenzionalnog konačnog elementa C3D8R koji je heksahedralni element kojim je opisan struk ramenjače u izvedbi od balse (Slika 16). Broj elemenata u analizama je naveden u Tablici 6.



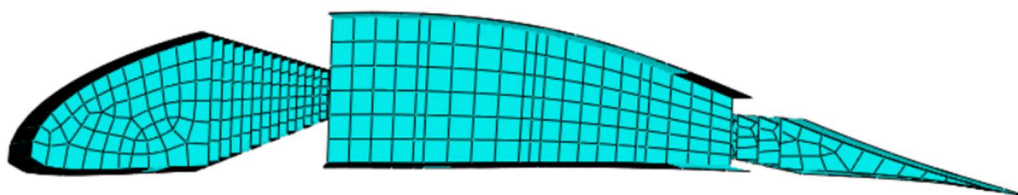
Slika 15. Mreža konačnih elemenata sandwich ramenjača



Slika 16. Mreža konačnih elemenata ramnjače I profila



Slika 17. Mreža konačnih elemenata oplata



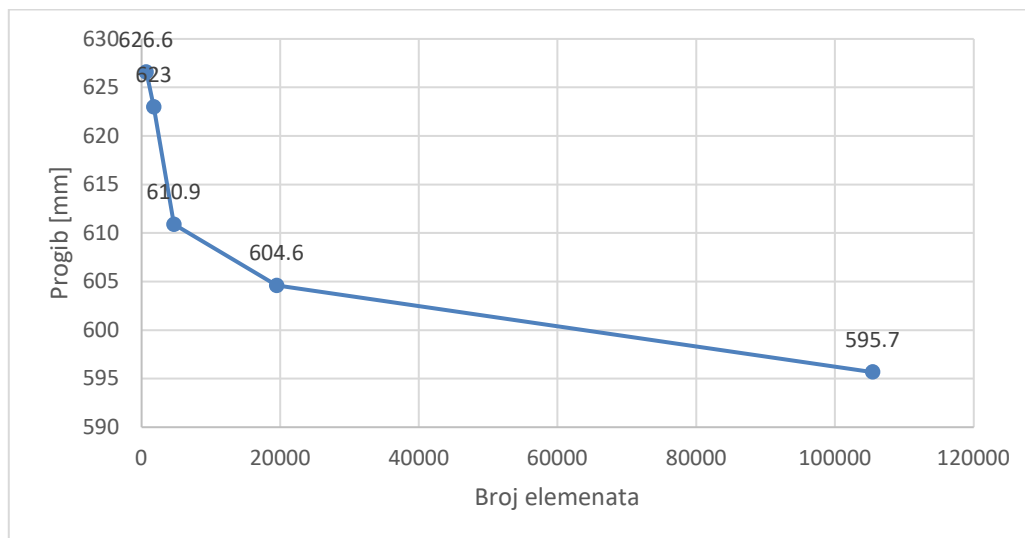
Slika 18. Mreža konačnih elemenata rebra

Tablica 6. Broj konačnih elemenata u analizama

Vrsta elementa	Nomex izvedba	Balsa izvedba
S4R	141224	92201
S3	126	68
SC8R	21088	25142
C3D8R	-	17732
$\Sigma$	162438	135143

Provjerena je konvergencija rezultata za obje ramenjače u zasebnim analizama. Gustoća mreže korištena za analizu cijelog krila je slična analizi s 20000 elemenata na Slici 19. s elementom približne veličine 10 mm. Za analizu kovergencije Nomex ramenjače modelirane cijele od ljuskastih kontinuiranih elemenata SC8R je teško prepoznati ikakvu konvergenciju jer očito i manji broj elementa odlično simulira savijanje. Razlika rezultata savijanja za ramenjaču

modeliranu ljuskastim kontinuiranim elementima je 1% između analize sa 672 elementa i 13440 elemenata dok verzija s C3D8R konvergira, ali očito lošije (Slika 19) te je potrebno više elemenata.



Slika 19. Graf konvergencije rezultata za balsa ramenjaču

## 5.2. Slojevi oplata

Oplata se sastoji od dva različita dijela po rasponu krila kako bi se uštedilo na masi. Prvi dio od korijena do osmog rebra odnosno do polovice raspona krila je deblji s ukupno 6 slojeva CFRP-a i slojem Nomexa (Tablica 7) ukupne debljine 3,75 mm. Drugi dio ima 4 sloja CFRP-a i sloj Nomexa (Tablica 8) koji su dostatni jer krilo u tom dijelu nije pod velikim opterećenjem i time se smanjuje masa krila.

Tablica 7. Raspored slojeva oplata do 8. rebra

CFRP	3 x 0,125 mm	0°/-45°/45°
Nomex	3 mm	0°
CFRP	3 x 0,125 mm	45°/-45°/0°

Tablica 8. Raspored slojeva oplata nakon 8. rebra

CFRP	2 x 0,125 mm	0°/90°
Nomex	3 mm	0°
CFRP	2 x 0,125 mm	90°/0°



### 5.3. Raspored slojeva ramenjače

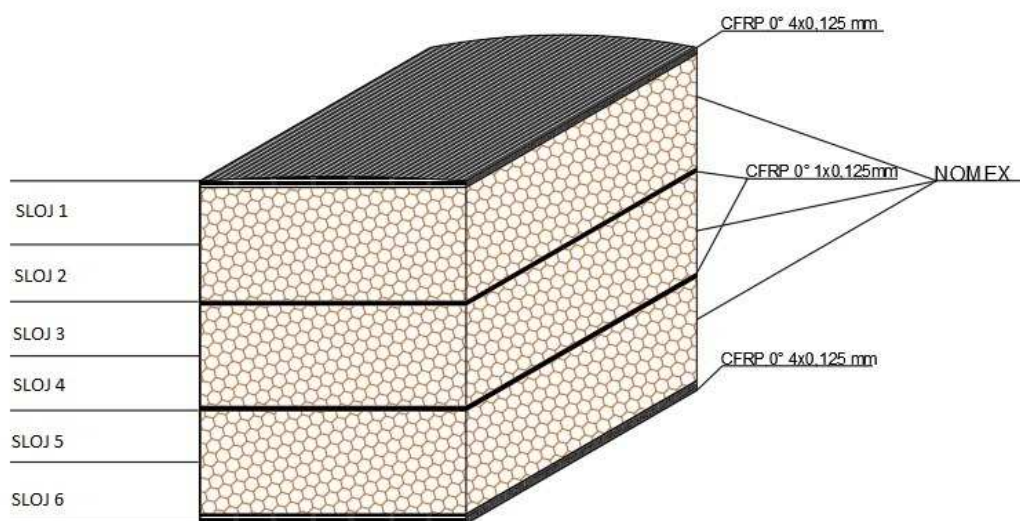
Ramenjače, osim što su podijeljene u 8 slojeva, su podijeljene i po dužini na 16 dijelova na mjestima spoja s rebrima. Ti presjeci su grupirani za prednju ramenjaču u tri dijela, a za stražnju u dva dijela jer kako se u svojstvima slojeva zadaje relativna debljina sloja, potrebno je korigirati debljinu sloja CFRP-a u odnosu na Nomex kako se ramenjača sužava. Broj slojeva CFRP-a i njihove debljine trebaju biti relativno kontinuirani posebno u dijelu pojasa ramenjača. Stražnja ramenjača je zbog manjeg suženja podijeljena u samo dva dijela.

Svi slojevi su orijentirani prema koordinatnom sustavu u kojem je x os orijentirana u smjeru raspona krila i namješten je *Mesh Stack Orientation* okomit na slojeve.

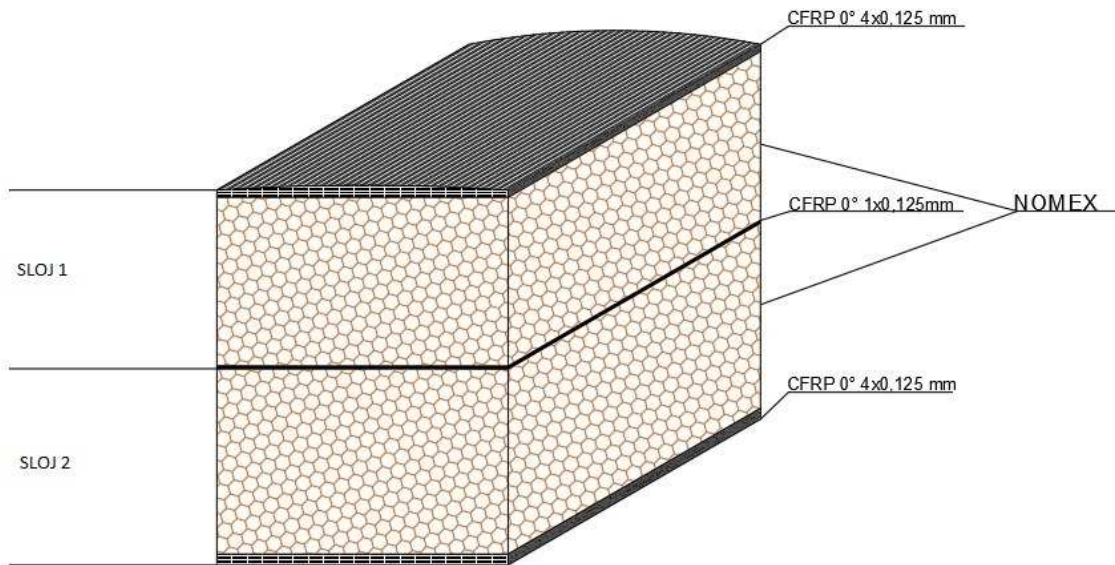
Prednja ramenjača osim što ima tri sloja Nomexa ima po jedan sloj CFRP-a između svakog sloja Nomexa. (Slika 20). Slojevi Nomexa se sužavaju prema vrhu krila dok su četiri sloja CFRP-a na vrhu i dnu ramenjače modelirani tako da su kontinuirane debljine, orijentirani isključivo prema rasponu krila koji su zapravo i ujedno pojas ramenjače. Oni ramenjači daju krutost i čvrstoću kako bi se manje savijala.

Stražnja ramenjača ima dva sloja Nomexa koji se sužavaju i četiri sloja CFRP-a orijentirana po dužini ramenjače koji ima istu svrhu kao i u prednjoj ramenjači da učvrste i ukrute ramenjaču. (Slika 21).

Svaki sloj CFRP-a je deo 0,125 mm, a za debljinu Nomexa se uzimala vrijednost koja je dobivena nakon što je oduzeta debljina CFRP-a od srednje visine tog dijela ramenjače i podijeljena prema broju slojeva Nomexa koji taj dio ima.

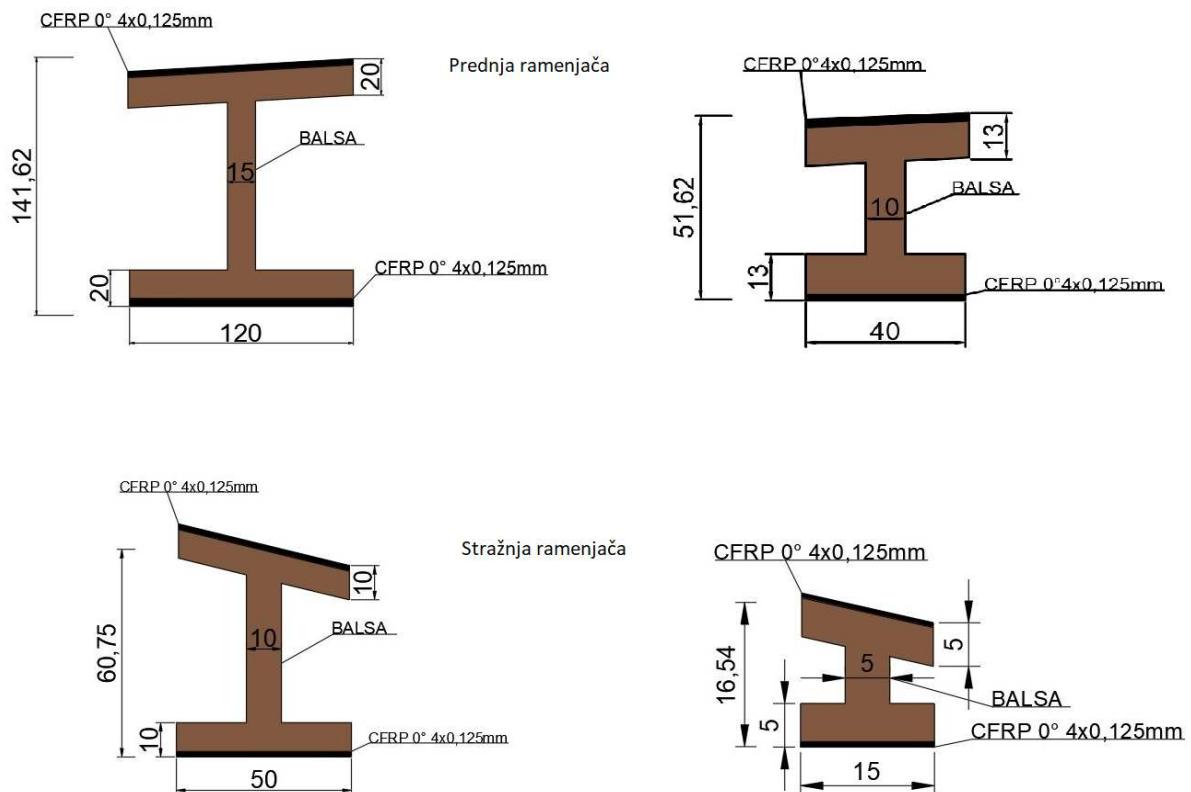


Slika 20. Raspored slojeva u prednjoj ramenjači



Slika 21. Raspored slojeva u stražnjoj ramenjači

Za ramenjaču od balse je struk modeliran 3D elementima, a pojas modeliran kao kontinuirana ljuska. Struk je od balse, a pojas od balse s 4 sloja CFRP na vrhu za dio gornjake i dnu za dio donjake pojasa (Slika 22). CFRP je orijentiran u smjeru raspona krila, a za zadnju ramenjaču broj slojeva CFRP je smanjen na četiri sloja.



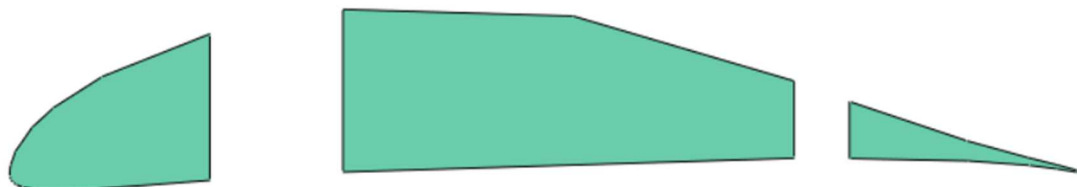
Slika 22. Presjeci balsa ramenjača u korijenu i vrhu krila



#### 5.4. Rebra

Rebra su modelirana kao konvencionalni ljuskasti konačni elementi debljine 2 mm od balse.

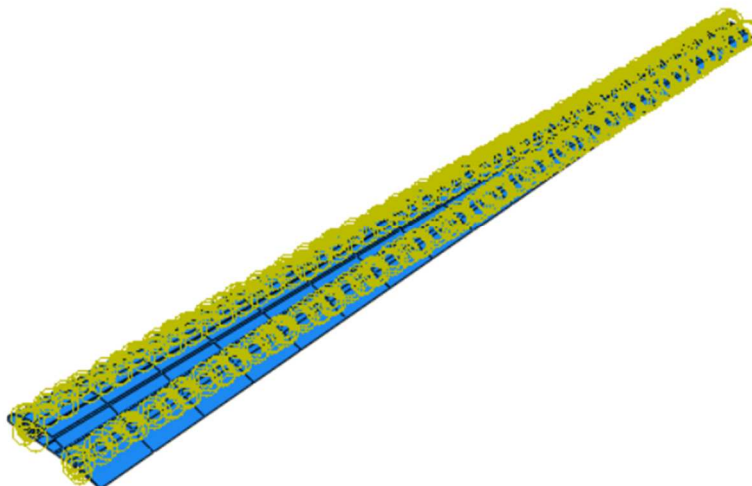
(Slika 23)



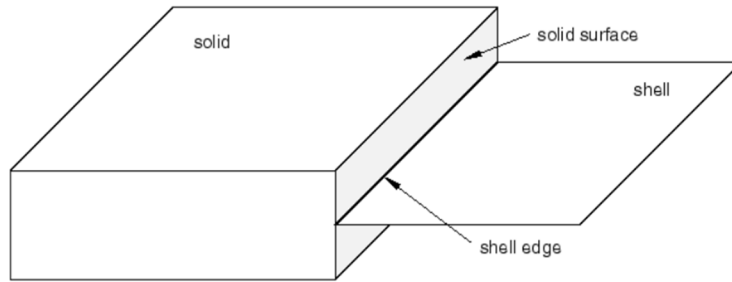
Slika 23. Rebro u *Abaqus/Standard*

#### 5.5. Spoj 2D i 3D elemenata

Korištena je u *Interaction* modulu kinematska veza (eng.constraint) *Shell to solid coupling* (Slika 24) koja se inače koristi za spajanje trodimenzionalnih i dvodimenzionalnih elemenata, ali može povezivati i kontinuirane i konvencionalne ljuskaste elemente. Povezuje translacijske i rotacijske stupnjeve slobode ljuskastih elemenata s translacijskim stupnjevima slobode trodimenzionalnih elemenata. Tijekom korištenja treba paziti pri odabiru plohe trodimenzionalnog elementa da nije paralelna s ljuskom čiji se rub veže za trodimenzionalni element (Slika 25).



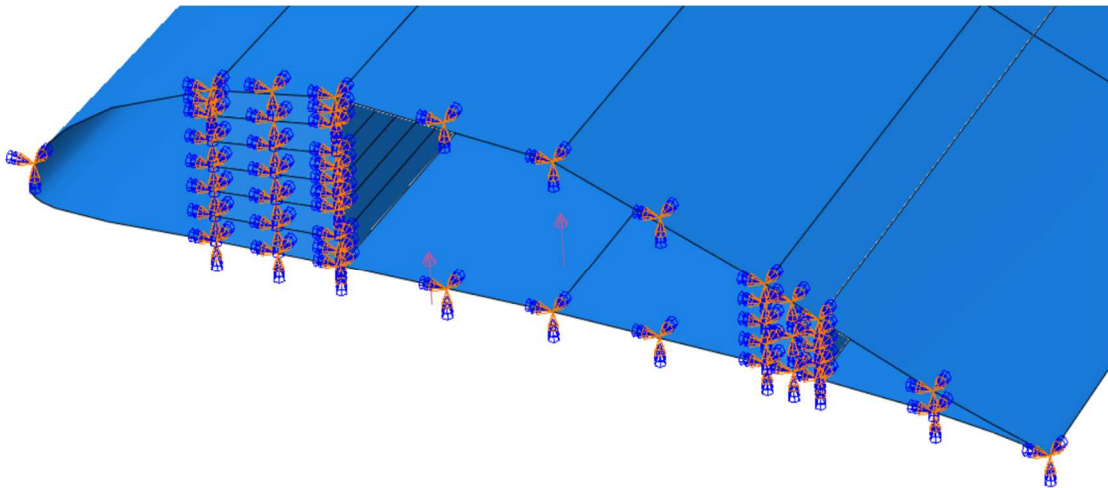
Slika 24. *Shell to solid coupling* veza u modelu



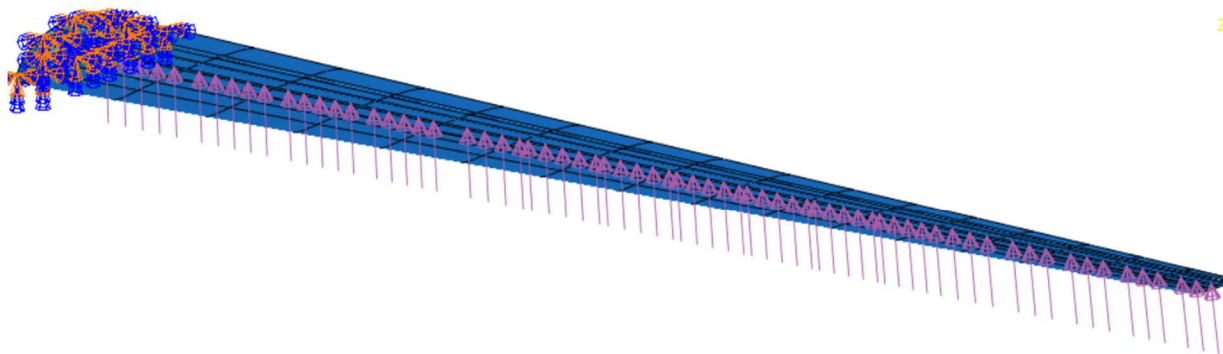
Slika 25. Princip korištenja Shell to solid coupling veze[14]

### 5.6. Rubni uvjeti i opterećenje

Krilo je ukliješteno u korijenu (Slika 26) kako bi se simulirala simetrična letjelica tj. mjesto gdje bi trebao biti spoj s trupom. Opterećenje je zadano kao tlak po oplati između dvije ramenjače (Slika 27). Konstrukcija krila je numerički proračunata uzimajući u obzir faktore opterećenja pri pretpostavljenom graničnom opterećenju u iznosima +3 i -1,5. Tim procesom se došlo do iznosa 2550 N ukupne sile na model za 1700 N procijenjene maksimalne uzletne težine i faktor opterećenja. Ta sila podijeljena s površinom  $2\,107\,396,25\text{ mm}^2$ , što daje iznos tlaka  $1,21 \cdot 10^{-3}\text{ MPa}$  odnosno  $-6,05 \cdot 10^{-4}\text{ MPa}$  za faktor opterećenja -1,5.



Slika 26. Uklještenje u korijenu krila



Slika 27. Tlačno opterećenje (simulacija uzgona)

## 6. REZULTATI

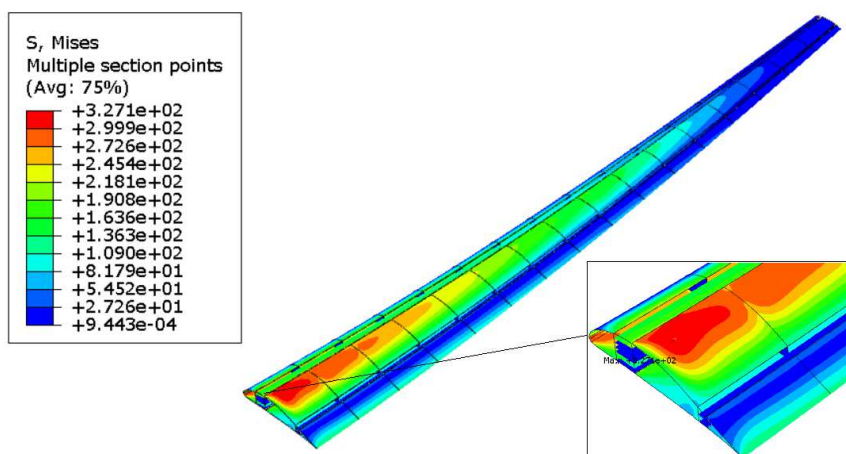
Izvedbe su analizirane u *Abaqus/Standard*. Obje analize su linearne, jedna čvrstoće i popuštanja kompozita i druga analiza gubitka stabilnosti. Prikazane su finalne verzije obje izvedbe nakon više iteracija, ali sigurno ostaje još prostora za optimizaciju kako bi se dodatno smanjila masa konstrukcije krila.

Može se vidjeti iz rezultata na sljedećim stranicama da se ne pojavljuje popuštanje ni u jednom sloju, a Nomex i balsa nisu prešli vlastite granice tečenja.

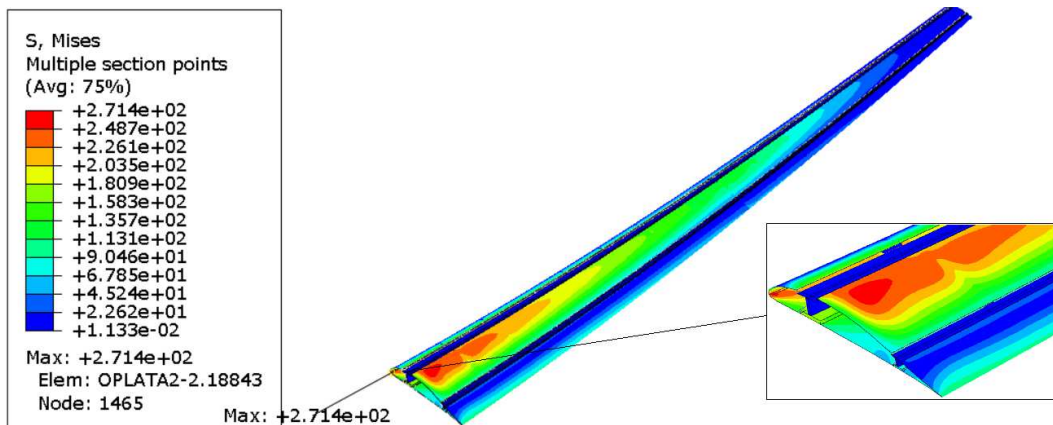
Može se primijetiti da se u rezultatima ne spominju pojasevi ramenjače i slojevi CFRP-a u njima kao kritični elementi, a to je stoga jer su prikazivali najmanje vrijednosti kriterija.

### 6.1. Naprezanja po von Mises-u i progibi konstrukcije pri +3 faktoru opterećenja

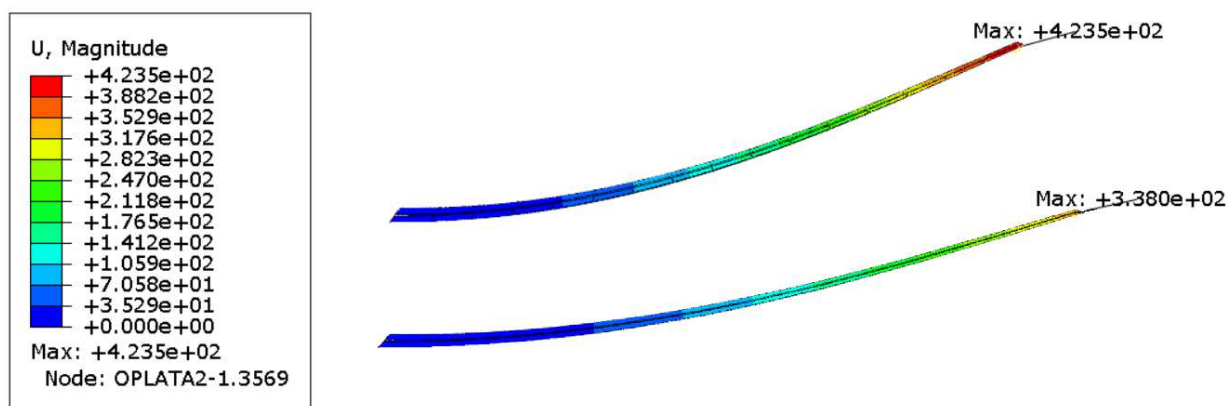
Vidi se da su ekvivalentna srednja naprezanja prema von Mises-u u Nomex izvedbi (Slika 28) veća nego pri istom +3 faktoru opterećenja u balsa izvedbi (Slika 29). To je posljedica kruće i jače ramenjače u balsa izvedbi koja dopušta manje deformacije krila koje je prikazano na Slici 30.



Slika 28. Ekvivalentna naprezanja prema von Mises (Nomex izvedba) pri faktoru opterećenja +3 [MPa]

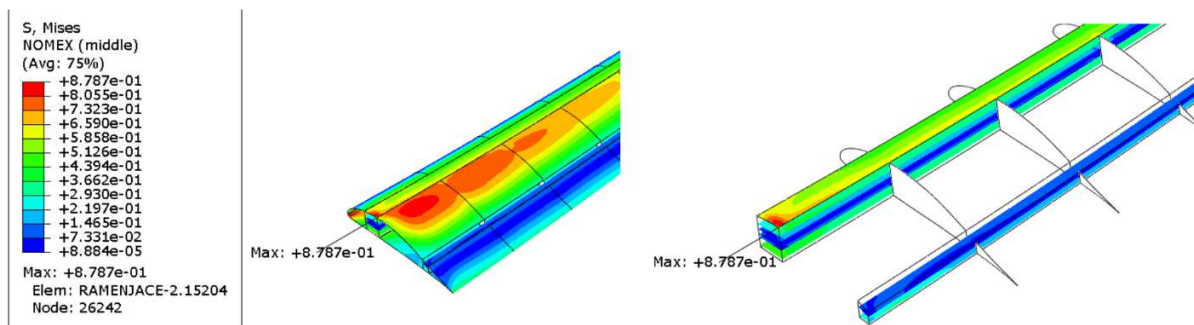


Slika 29. Ekvivalentna naprezanja prema von Mises (balsa izvedba) pri faktoru opterećenja +3 [MPa]



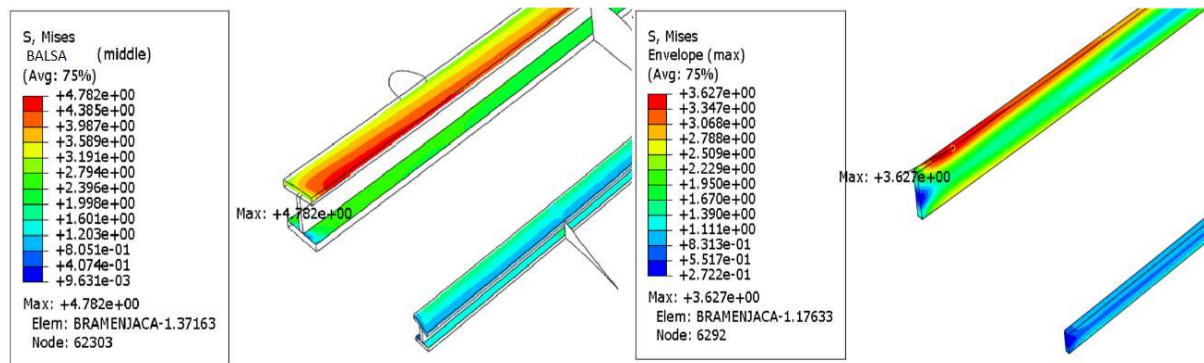
Slika 30. Usporedba progiba pri faktoru opterećenja +3 u Nomex (gore) i balsa (dolje) izvedbi (faktor uvećanja 5) [mm]

Progib je znatno veći u Nomex izvedbi što upućuje na mogućnost dodatne optimizacije konstrukcije balsa izvedbe. Progib vrha krila Nomex izvedbe iznosi 423,5 mm, dok je balsa izvedbe 338 mm. U Slici 31 se vidi da Nomex u Nomex izvedbi krila ne prelazi granicu tečenja (7,6 MPa) u bilo kojem od elemenata krila u kojem se koristi. Nomex element koji je najviše opterećen je sloj na vrhu ramenače. To je uzrokovano uklještenjem i najvećim momentom savijanja koji tu dijeluje.



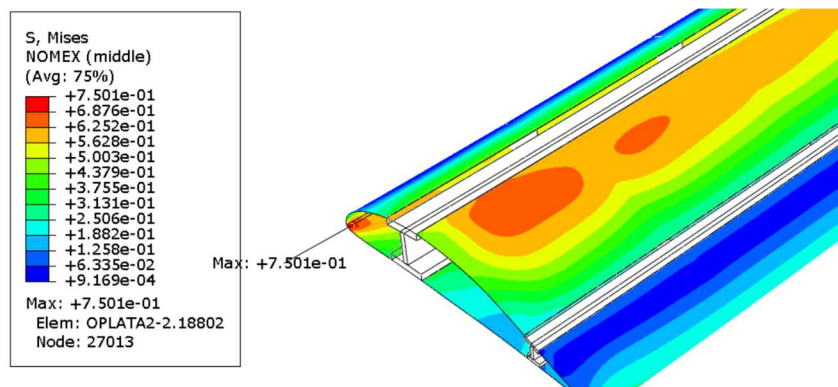
Slika 31. Ekvivalentna srednja naprezanja prema von Mises-u u sloju Nomexa (Nomex izvedba) [MPa]

U balsa izvedbi su provjerena naprezanja u svim elementima od balse (Slika 33) i analize nisu pokazale vrijednosti veće od granice tečenja za balsa (13,5 MPa).



Slika 32. Ekvivalentna naprezanja prema von Misesu u struku i pojasu balsa ramenjače [MPa]

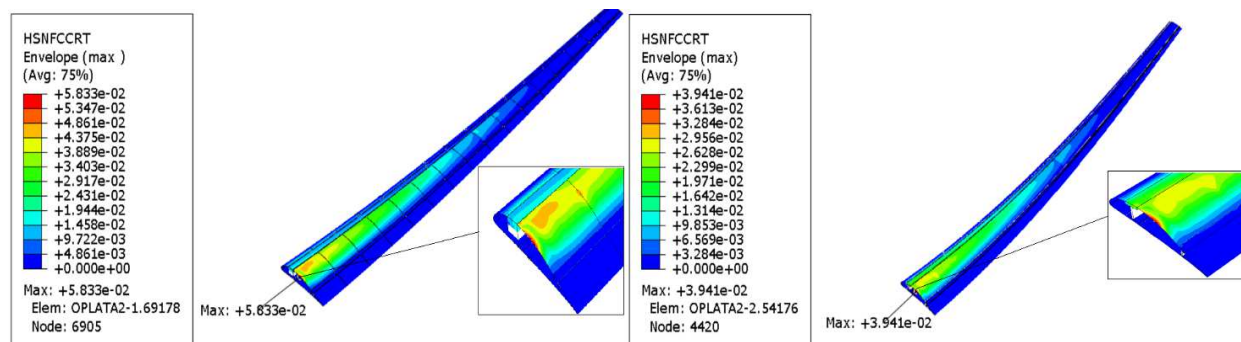
Također Nomex sloj u oplati balsa izvedbe nije prešao granicu tečenja (7,6 MPa) što se može vidjeti u Slici 34.



Slika 33. Ekvivalentna naprezanja prema von Mises-u u Nomex dijelu oplate [MPa]

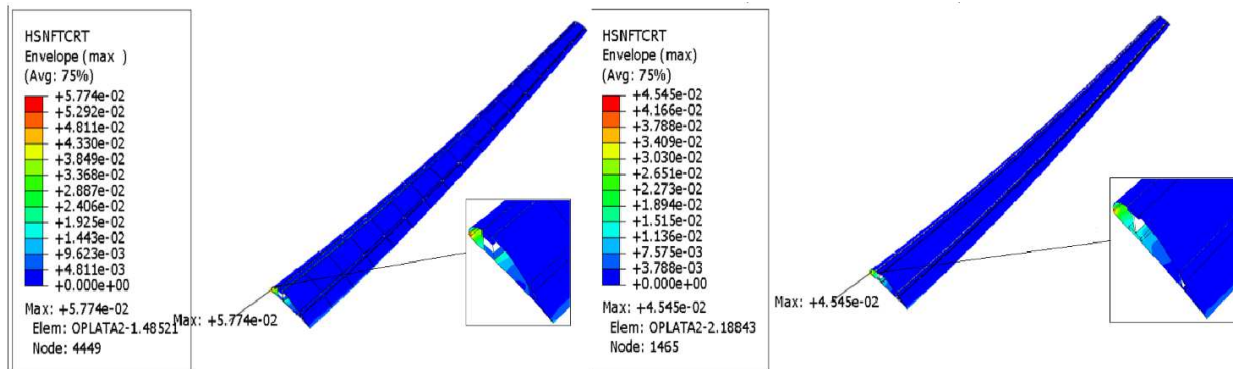
## 6.2. Kriteriji popuštanja

Očekivano su najveće vrijednosti Hashinova kriterija popuštanja vlakana pri tlačnom naprezanju na gornjaci (Slika 35), a popuštanja vlakana pri vlačnom naprezanju na donjaci (Slika 36) u obje izvedbe.



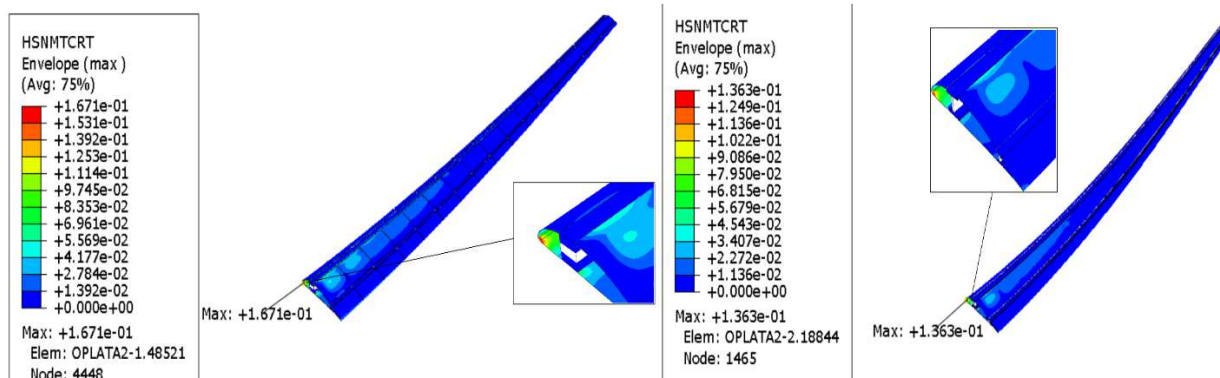
Slika 34. Vrijednosti Hashinovog kriterija za popuštanje vlakana pri tlačnom naprezanju (Nomex izvedba lijevo, balsa izvedba desno)



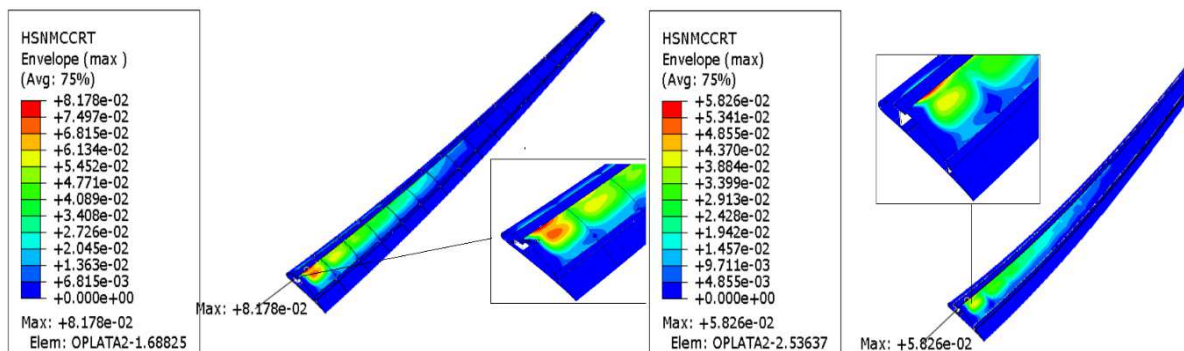


Slika 35. Vrijednosti Hashinovog kriterija za popuštanje vlakana pri vlačnom naprezanju (Nomex izvedba lijevo, balsa izvedba desno)

Vrijednosti Hashinova kriterija za popuštanje matrice pod vlačnim naprezanjem pokazuje najveće vrijednosti od svih Hashinovih kriterija (Slika 36), a zatim slijedi vrijednost kriterija za popuštanje matrice pod tlačnim naprezanjem koji pokazuje najveće vrijednosti kriterija kraj korijena krila na mjestima spoja s ramenječom (Slika 37).

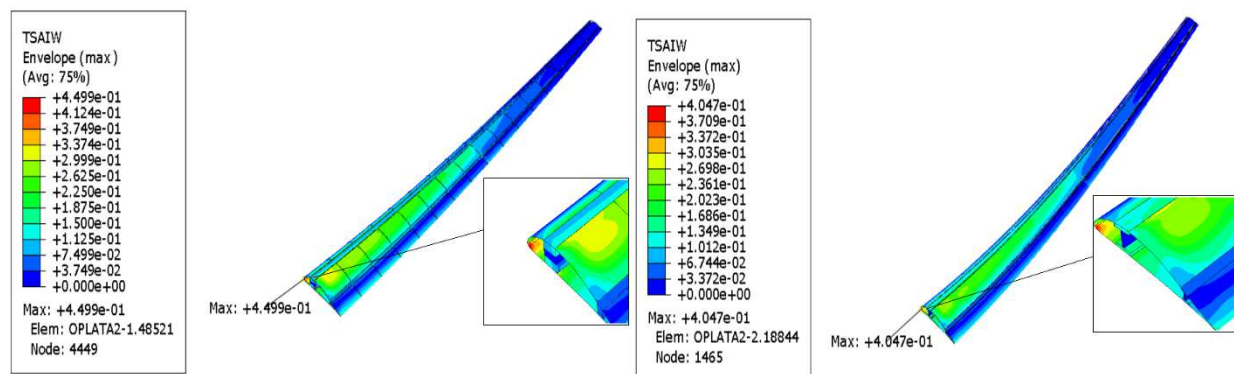


Slika 36. Vrijednosti Hashinovog kriterija za popuštanje matrice pri vlačnom naprezanju (Nomex izvedba lijevo, balsa izvedba desno)



Slika 37. Vrijednosti Hashinovog kriterija za popuštanje matrice pri tlačnom naprezanju (Nomex izvedba lijevo, balsa izvedba desno)

Tsai-Wu kriterij je pokazivao najveće vrijednosti u obje analize (Slika 38) i imao iste lokacije najvećih vrijednosti kao i Hashinov kriterij za popuštanje pri vlačnom naprezanju.



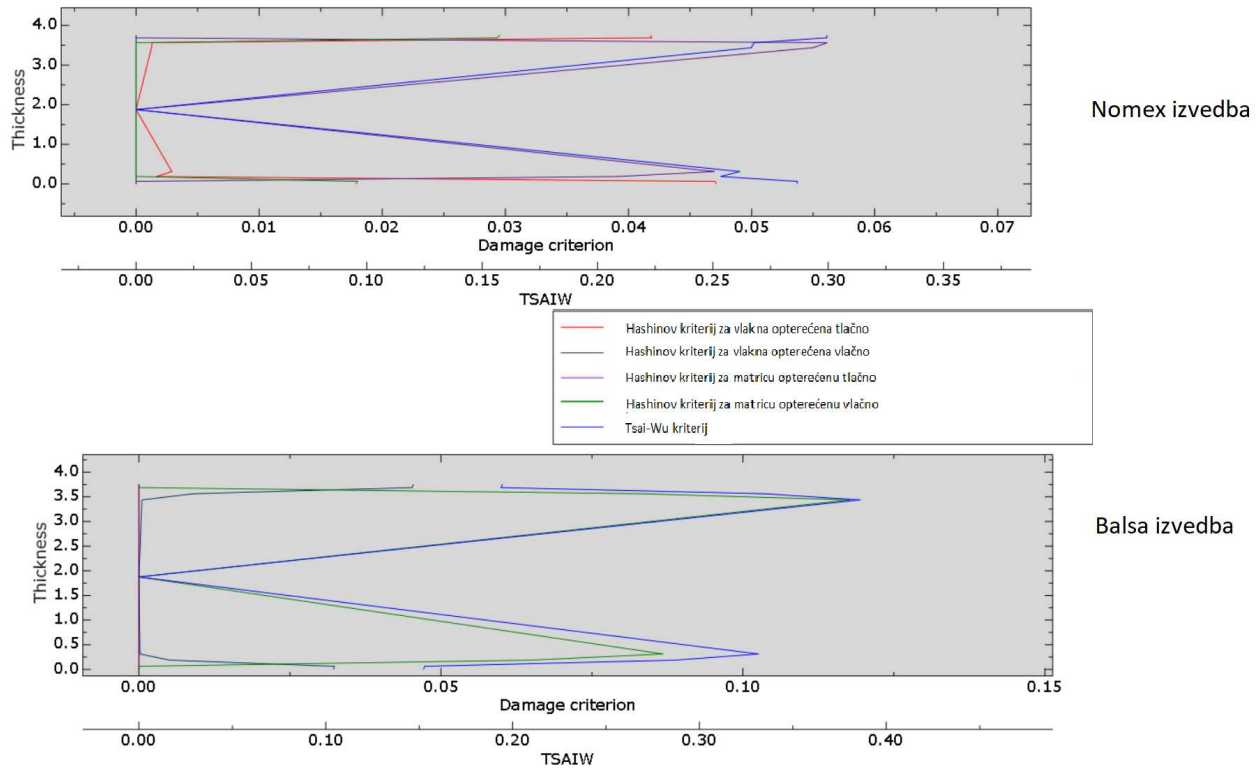
Slika 38. Vrijednosti Tsai-Wu kriterija (Nomex izvedba lijevo, balsa izvedba desno)

Tablica 9. Najveće vrijednosti kriterija popuštanja

Kriteriji	Nomex	Balsa
Hashin-vlakna-vlak	$5,774 \times 10^{-2}$	$4,545 \times 10^{-2}$
Hashin-vlakna-tlak	$5,833 \times 10^{-2}$	$3,941 \times 10^{-2}$
Hashin-matrica-vlak	$1,671 \times 10^{-1}$	$1,363 \times 10^{-1}$
Hashin-matrica-tlak	$8,178 \times 10^{-2}$	$5,826 \times 10^{-2}$
Tsai-Wu	$4,499 \times 10^{-1}$	$4,047 \times 10^{-1}$

Iz rezultata ovih analiza može se zaključiti da dijelovi koji će najprije popustiti su isti u obje izvedbe. Očekivano sve su lokacije kraj korijena krila: prva lokacija je na donjaci blizu napadnog ruba u korijenu krila, druga na gornjaci u području spoja s ramenjačom i treća na sredini gornjake u korijenu krila. Slojevi CFRP-a u ramenjačama i materijali ramenjača nisu pokazivali znatne vrijednosti kriterija popuštanja tako da se može pretpostaviti da će prvo popustiti oplata odnosno spojevi oplata i ramenjača kao najopterećeniji dijelovi. Raspodjela kriterija po debljini oplata za sve kriterije je prikazana za najopterećeniji element prema von Misesu za svaku izvedbu prema Slikama 29 i 30.

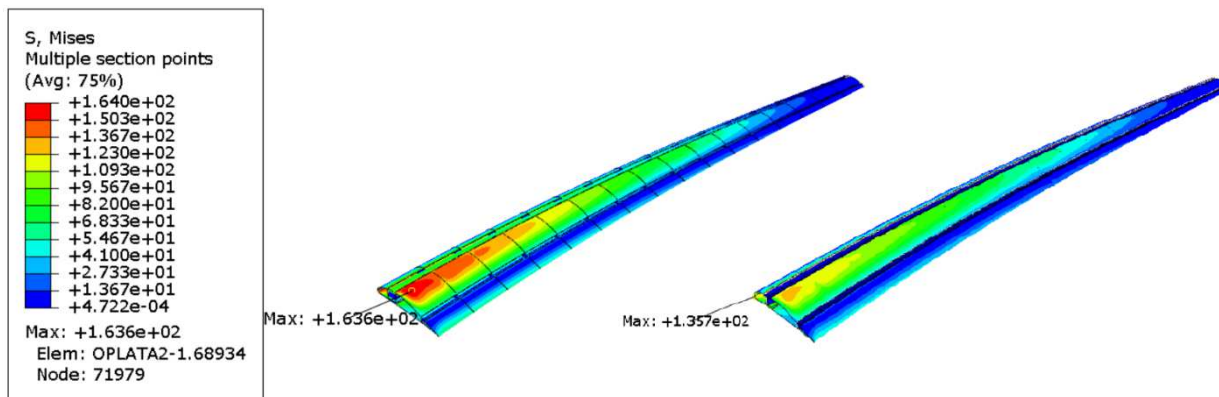




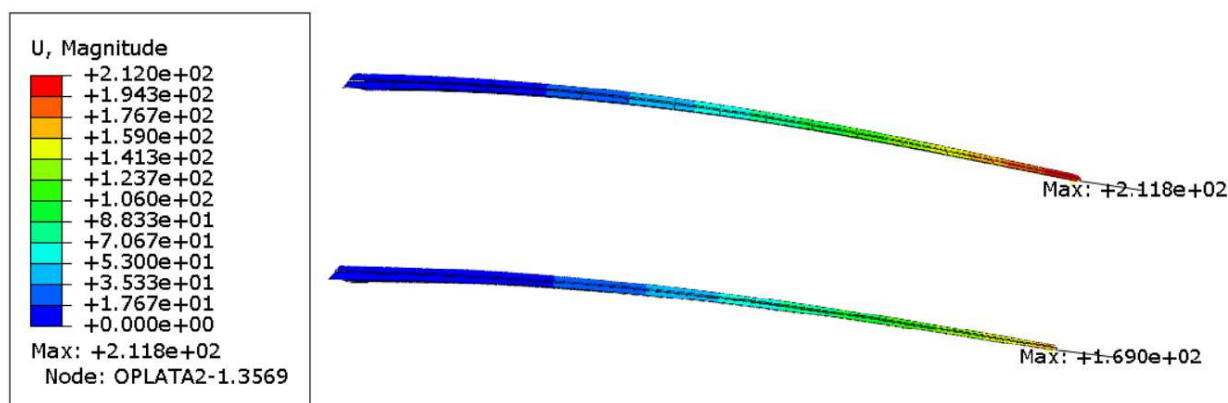
Slika 39. Raspodijela kriterija po debljini [mm] u prema von Mises-u najopterećenijim elementima obje izvedbe

### 6.3. Analiza pri faktoru opterećenja -1,5

Ovo testiranje služi kao provjera da se krilo u procesu konstruiranja ne konstruira samo za let pri pozitivnim faktorima opterećenjima i kako bi mogao izdržati i suprotan smjer opterećenja. Ovo daje sigurnost da krilo neće popustiti pri manevrima koji stvaraju negativni faktor opterećenja. Ni jedna konstrukcija ne pokazuje nikakve naznake popuštanja ili slabosti na ovo opterećenje u ovoj analizi. Očekivano u Nomex izvedbi se pojavljuju veća ekvivalentna naprezanja (Slika 40) i veći progib (Slika 41).



Slika 40. Ekvivalentno naprezanje po von Mises-u pri faktoru opterećenja -1,5 (lijevo Nomex, desno balsa) [MPa]

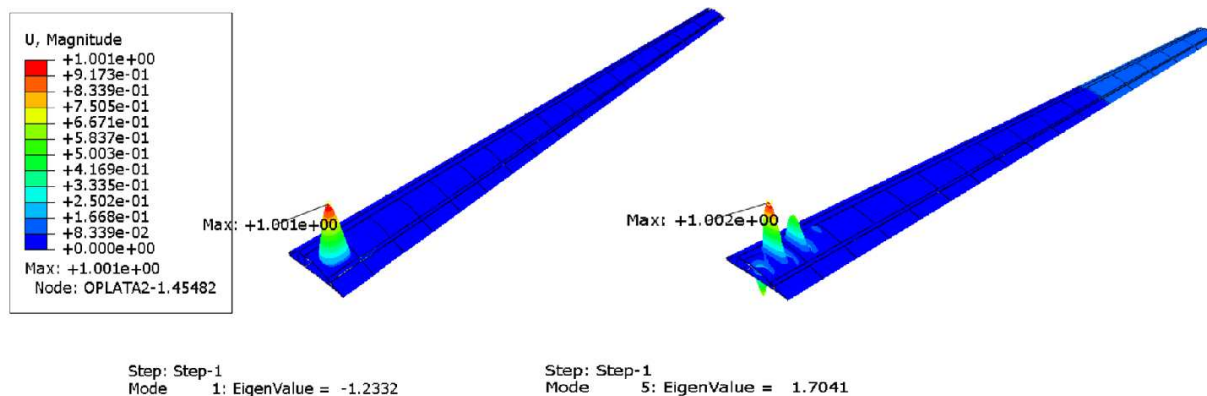


Slika 41. Progib uslijed -1,5g opterećenja u Nomex (gore) i balsa (dolje) izvedbi (faktor uvećanja 5) [mm]

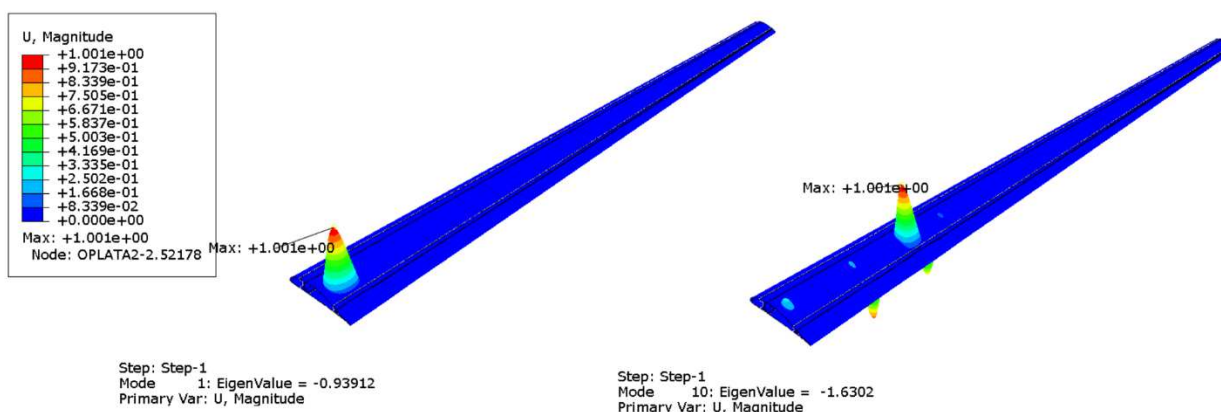
#### 6.4. Analiza gubitka stabilnosti

Ovo je analiza koja je bila najteža za zadovoljiti upravo iz prije navedenih razloga kao što su tankoća oplata i veliki progib.

Negativne vlastite vrijednosti pretpostavljaju naprezanje suprotnog smjera da bi došlo do izvijanja. Analiza je napravljena pri faktoru opterećenja +3, zbog načina računanja vlastitih vrijednosti dobijamo i rezultate negativnih vlastitih vrijednosti. Negativna vlastita vrijednost predstavlja iznos opterećenja suprotnog smjera pri kojemu će doći do izvijanja. Ako ne postoji vlastita vrijednosti ispod -0,5 (u apsolutnom iznosu) za negativne vlastite vrijednosti i pozitivne vlastite vrijednosti ispod 1, konstrukcija ne gubi stabilnost po zadanim faktorima opterećenja +3 i -1,5. To se i vidi za Nomex izvedbu na Slici 42., dok za balsa izvedbu u prvih 10 vlastitih vrijednosti nije dobivena ni jedna pozitivna vlastita vrijednost. Ipak zadnja vlastita vrijednost je prešla absolutnu vrijednost 1,63 (Slika 43) te to dokazuje da balsa izvedba krila ne gubi stabilnost za zadane kriterije.



Slika 42. Prva najmanja vlastita vrijednost i prva najmanja pozitivna vlastita vrijednost Nomex izvedbe pri faktoru opterećenja +3

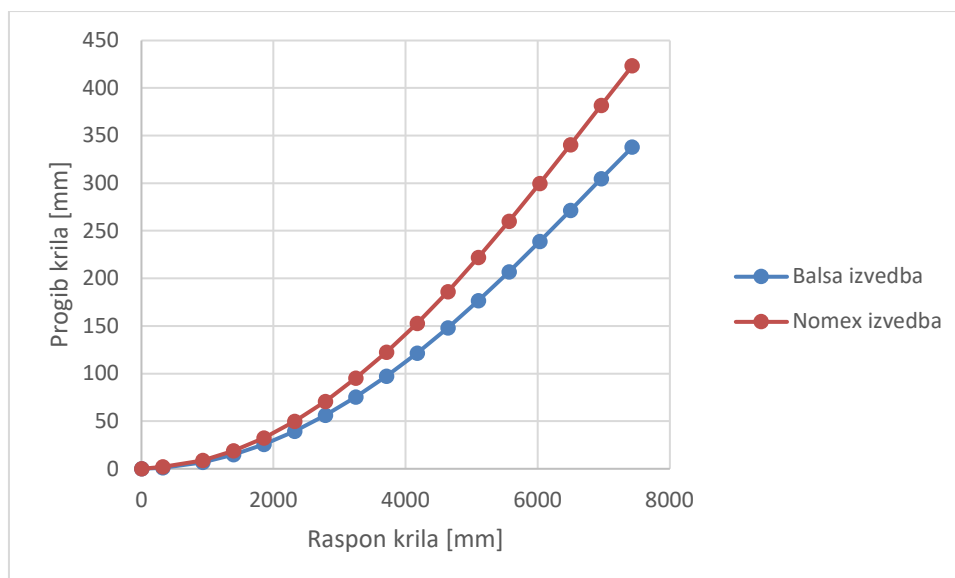


Slika 43. Prva najmanja vlastita vrijednost i prva najmanja pozitivna vlastita vrijednost balsa izvedbe pri faktoru opterećenja +3

## 6.5. Usporedba razmatranih konstrukcija

Teško je naći slične letjelice i njihove podatke, ali za primjer UAV Zephyr firme Airbus[16] ima raspon krila 25 m i masu manju od 75 kg, iako letjelice imaju značajno drugačije svrhe i područje leta, može se vidjeti i u njemu tendenciju prema letjelici bez očitog trupa i stajnog trapa. Vjerojatno je da je precijenjena masa koju letjelica s krilom obrađenim u ovom radu nosi, a samim time i naprezanja koja krilo mora izdržati, ali to ostaje na daljnom razvoju letjelice. Ukupna masa letjelice s ovim krilom bi vjerojatno trebala biti do 120 kg.

Ovo su dosta slične izvedbe jer bi se dio mase iz ramenjača balse mogao ukloniti te bi time vjerojatno postigli slične progibe konstrukcije, ali treba voditi računa o tome da je balsa mehanički kruća od Nomexa te to vodi do jednostavne razlike u ovim konstrukcijama. Nomex može izdržati veća opterećenja, ali se više deformira (Slika 44) dok balsa ima veću krutost, ali može izdržati manja naprezanja.



Slika 44. Graf usporedbe progiba po dužini krila [mm]

Kakva su svojstva materijala, takva su i konstrukcije koje su se od njih dobile. Trenutno bolja izvedba je s Nomex ramenjačom prema rezultatima (Tablica 10) i vjerojatno logičniji izbor za daljnju analizu i eventualnu proizvodnju.

Tablica 10. Usporedba masa izvedbi

Elementi	Nomex izvedba masa [kg]	Balsa izvedba masa[kg]
Ramenjače	3,59	6,00
Ostali elementi	6,56	6,56
$\Sigma$	10,15	12,56

## **7. ZAKLJUČAK**

Prema analizama provedenim u ovom radu možemo primijetiti da je varijanta sa balsa jezgrom u ramenjačama imala manje deformacije uz veću ukupnu masu. Dolazi se do pitanja kako će to utjecati na eksploataciju i kako deformacija djeluje na aeroprofil i njegovu efikasnost. U obje izvedbe se može dodatno uštediti masa, ali tada bi se moralo raditi kompleksnije optimizacije i analize. Vidi iz rada da integritet konstrukcije nije upitan, ali postoje i drugi aspekti letjelice na koje se mora misliti pri daljnom razvoj treba obratiti pažnju na lokacije koje pokazuju najveće vrijednosti kriterija.

Dolazi se do zaključka da ovakve letjelice drže većinu mase u krilima koju za razliku od konvencionalnih sa spremnicima goriva u krilima, ne mijenjaju masu pri letu. Uz baterije se i motori mogu montirati na krilo te u trupu ostaju senzori i kamere koji isto ne moraju nužno biti području trupa. Ostaje masa trupa koji povezuje krilo s repom. Kod ovakvih krila velike vitkosti se stvara veliki moment uslijed velikog kraka između sila (uzgon i uklještenje) u analizi. Kada bi se konstruiranjem smanjio moment savijanja kojem je krilo izloženo, uštedilo bi se na količini materijala i razlika masa bi se mogla popuniti korisnim teretom.

Ovo ne možemo primjeniti kod komercijalnih aviona(spremnici goriva), ali zato su ovakve letjelice upravo idealne za testiranje ovakvih koncepata jer ne postoji opasnost za posadu i putnike u slučaj gubitka integriteta letjelice.

## Literatura

- [1.] Nikolaev, Nikolay V. Optimization of Airfoils along High-Aspect-Ratio Wing of Long-Endurance Aircraft in Trimmed Flight. *Journal of Aerospace Engineering*. 2019.
- [2.] Weibel, Roland E. *Safety Considerations for Operation of Different Classes of UAVs in the NAS* : MIT.
- [3.] <https://spectrum.ieee.org/facebook-pulls-out-of-secret-spaceport-internet-drone-tests>. 20.9.2021. [Mrežno]
- [4.] [https://en.wikipedia.org/wiki/Elbit\\_Hermes\\_900](https://en.wikipedia.org/wiki/Elbit_Hermes_900). 20.9.2021. [Mrežno]
- [5.] Tomislav Filetin, Franjo Kovačiček, Janez Indof. *Svojstva i primjena materijala*. 2002. : FSB.
- [6.] Poulachon, Gérard & Rech, Joel & Bonnet, Cedric & Benmohammed, Brahim & Girard, Yannick. (2011). CFRP Drilling Model: Fiber Orientation Influence on Mechanical Load and Delamination. *Advanced Materials Research*. 223. 111-121.
- [7.] Kaw., Autar K. *Mechanics of Composite Materials, Second Edition, chapter Macromechanical Analysis of a Lamina*. s.l. : Taylor & Francis Group, LLC,.
- [8.] Tsai, S. W. and Wu, E. M. (1971). *A general theory of strength for anisotropic materials*. *Journal of Composite Materials*. vol. 5, pp. 58–80
- [9.] Hashin., Z. *Failure criteria for unidirectional fiber composites*. 1980.
- [10.] Meo, M.; Morris, A.J.; Vignjevic, R.; Marengo, G.;. *Numerical simulations of low-velocity impact on an aircraft sandwich panel*. *Composite Structures* 62 (2003). str. 353-360.
- [11.] <http://aerospaceengineeringblog.com/sandwich-panel/> 20.9.2021. [Mrežno]
- [12.] <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=f871f55a8fc7460db37ad8cb39bd3945&ckck=1>. [Mrežno] 20.9.2021.
- [13.] Knezović, Ivan mentor: Darko Ivančević. Numerička analiza čvrstoće konstrukcije krila solarne bespilotne letjelice. FSB, Diplomski rad, 2018.
- [14.] Abaqus Manual. Dassault Systems
- [15.] <https://www.airbus.com/defence/uav/zephyr.html>. 20.9.2021. [Mrežno]