

Proračun čvrstoće kompozitne konstrukcije krila hidroaviona

Jelić, Domagoj

Master's thesis / Diplomski rad

2022

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:235:029036>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-02-03**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Domagoj Jelić

Zagreb, 2022.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Mentor:

Izv. prof. dr. sc. Darko Ivančević

Student:

Domagoj Jelić

Zagreb, 2022.

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

Zahvaljujem se obitelji i prijateljima na pruženoj pomoći tijekom studiranja kao i mentoru dr. sc. Darku Ivančeviću te mag. ing. aeroing. Marijanu Andriću koji su mi uvelike pomogli prilikom pisanja diplomskog rada.

Domagoj Jelić



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 / 22 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 1703 - 22 -	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Domagoj Jelić** JMBAG: 0035207742

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Proračun čvrstoće kompozitne konstrukcije krila hidroaviona**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Strength analysis of a hydroplane composite wing structure**

Opis zadatka:

U radu je potrebno provesti numeričku analizu proračuna kompozitne konstrukcije krila hidroaviona maksimalne poletne mase 1400 kg na temelju opterećenja koja se očekuju pri manevriranju aviona. Konstrukcija krila izrađena je od ugljičnim vlaknima ojačane epoksidne smole kao i od drugih materijala koja se koriste za izradu hidroaviona. Proračun čvrstoće krila potrebno je provesti na temelju dostupnih tehničkih karakteristika i geometrije krila hidroaviona.

U okviru rada potrebno je:

- odrediti raspodjelu opterećenja krila pri manevriranju primjenom programa *XFLR5* ili sličnog
- izraditi numerički (MKE) model konstrukcije krila na temelju dostupnog CAD modela
- opisati pojednostavljenja korištena pri izradi numeričkog modela
- numeričke analize provesti primjenom *Abaqus/Standard*[®] programa
- proračun čvrstoće provesti na temelju graničnog i krajnjeg opterećenja iz *Vn* dijagrama
- za proračun čvrstoće kompozitnih slojeva koristiti Hashin-ov kriterij popuštanja kao i dostupan model oštećivanja kompozitnog materijala
- posebnu pozornost obratiti načinu modeliranja rubnih uvjeta koja simuliraju spoj s trupom
- dati kritički osvrt na dobivene rezultate te po potrebi predložiti konstrukcijske promjene s ciljem povećanja čvrstoće ili smanjenja mase konstrukcije.

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

Zadatak zadan:

3. ožujka 2022.

Datum predaje rada:

5. svibnja 2022.

Predviđeni datumi obrane:

9. - 13. svibnja 2022.

Zadatak zadao: /

Izv. prof. Darko Ivančević

Predsjednik Povjerenstva:
Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

1. UVOD.....	1
2. Hidroavioni.....	3
3. Konstrukcijski elementi krila.....	5
3.1. Oplata.....	5
3.2. Ramenjača.....	6
3.3. Rebra.....	6
3.4. Plovak.....	7
4. Krilo.....	8
4.1. Model krila.....	8
4.2. Ramenjače.....	10
5. Proračun opterećenja u XFLR5.....	11
5.1. Analiza aerodinamičkih značajki krila.....	11
5.2. Interpolacija polinoma raspodjele tlaka po tetivi krila.....	14
6. V-n dijagram.....	16
6.1. Konstrukcija V-n dijagrama.....	16
7. Numerički model krila.....	19
7.1. Materijali konstrukcijskih elemenata krila.....	19
7.1.1. Oplata.....	20
7.2. Rebro.....	21
7.3. Ramenjače.....	21
7.4. Rubni uvjeti i interakcije.....	23
7.5. Opterećenje.....	24
7.6. Mreža konačnih elemenata.....	24
8. Rezultati.....	27
8.1. Točka S.....	27
8.2. Točka A.....	31
8.3. Točka G.....	35
8.4. Točka F.....	39
8.5. Točka J.....	43
9. ZAKLJUČAK.....	47
LITERATURA.....	48

POPIS SLIKA

Slika 1. Model hidroaviona	1
Slika 2. Airfish 8 [2].....	3
Slika 3. deHavilland Otter [1]	4
Slika 4. Oplata izvedena kao sendvič konstrukcija [3]	5
Slika 5. Oblici ramenjača [3].....	6
Slika 6. Primjer geometrije rebra promatranog krila.....	7
Slika 7. Uloga plovka hidroaviona [4]	7
Slika 8. Polukrilo promatranog hidroaviona, dimenzije su u [m]	8
Slika 9. Tlocrt polukrila, dimenzije su u [m]	9
Slika 10. Prednja i stražnja ramenjača, dimenzije su u [m]	10
Slika 11. NACA 7330	11
Slika 12. Prikaz krila u XFLR5	12
Slika 13. Raspodjela C_p po rasponu krila za gornjaku i donjaku	13
Slika 14. Raspodjela CL [-] po rasponu krila.....	13
Slika 15. Raspodjela C_p [-] po tetivi na sredini krila	14
Slika 16. Aproksimacija C_p [-] po tetivi krila.....	15
Slika 17. V-n dijagram	18
Slika 18. Orijehtacija materijala oplata	20
Slika 19. Orijehtacija materijala rebra.....	21
Slika 20. Orijehtacija materijala prednje ramenjače	21
Slika 21. Raspodjela CFRP materijala prednje ramenjače.....	22
Slika 22. Orijehtacija materijala stražnje ramenjače	22
Slika 23. Tie veza prednje ramenjače.....	23
Slika 24. Prikaz rubnih uvjeta	24
Slika 25. Raspodjela opterećenja po donjaci krila	24
Slika 26. Mreža konačnih elemenata krila	26
Slika 27. Mreža konačnih elemenata ispune prednje ramenjače.....	26
Slika 28. Pomak [m] krila po osi Y u točki S	27
Slika 29. Deformirani oblik krila u točki S, vrijednosti pomaka su u [m].....	28
Slika 30. Raspodjela napreznaja [Pa] prema von Mises-u u točki S.....	28
Slika 31. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog napreznaja prema Hashin kriteriju u točki A	29

Slika 32 . Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki A	29
Slika 33 . Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki A	30
Slika 34. Pomak [m] krila po osi <i>Y</i> u točki A.....	31
Slika 35. Deformirani oblik krila u točki A, vrijednosti pomaka su u [m]	32
Slika 36. Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u u točki A	32
Slika 37. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki A	33
Slika 38. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki A	33
Slika 39. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki A	34
Slika 40. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki A	34
Slika 41. Pomak [m] krila po osi <i>Y</i> u točki G.....	35
Slika 42. Deformirani oblik krila u točki G, vrijednosti pomaka su u [m]	36
Slika 43. Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u u točki G	36
Slika 44. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki G	37
Slika 45. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki G	37
Slika 46. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki G	38
Slika 47. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki G	38
Slika 48. Pomaci [m] krila po osi <i>Y</i> u točki F	39
Slika 49. Deformirani oblik krila u točki F, vrijednosti pomaka su u [m]	40
Slika 50. Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u u točki F	40
Slika 51. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki F	41
Slika 52. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki F	41

Slika 53. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki F	42
Slika 54. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki F	42
Slika 55. Pomak [m] krila po osi Y u točki J	43
Slika 56. Deformirani oblik krila u točki J, vrijednosti pomaka su u [m].....	44
Slika 57. Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u u točki J	44
Slika 58. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki J.....	45
Slika 59. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki J.....	45
Slika 60. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki J.....	46
Slika 61. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki J.....	46

POPIS TABLICA

Tablica 1. Prikaz karakteristika i dimenzija polukrila.....	9
Tablica 2. Geometrijske karakteristike ramenjača	10
Tablica 3. Karakteristike aeroprofila.....	11
Tablica 4. Osnovna svojstva hidroaviona i izračunate veličine	16
Tablica 5. Svojstva CFRP [9].....	19
Tablica 6. Svojstva Airex-a [10]	19
Tablica 7. Debljina slojeva materijala.....	20
Tablica 8. Mase pojedinih dijelova krila	23
Tablica 9. Prikaz broja konačnih elemenata dijelova krila	25

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
C_L	-	Koeficijent uzgona
C_{Lmax}	-	Maksimalni koeficijent uzgona
C_P	-	Koeficijent tlaka
E_1	N/m ²	Modul elastičnosti u smjeru vlakana
E_2	N/m ²	Modul elastičnosti okomito na smjer vlakana
G_{12}	N/m ²	Modul smičnosti
g	m/s ²	Ubrzanje sile teže
F_{strip}	N	Sila na segment donjake
L	m	Raspon krila
l	m	Duljina tetive krila
m	kg	Masa krila
$m_{hidroaviona}$	kg	Masa hidroaviona
n	-	Normalno opterećenje
Re	-	Reynolds-ov broj
S_{12}	N/m ²	Smična čvrstoća
V_A	m/s	Brzina u točki A
V_C	m/s	Brzina krstarenja
V_D	m/s	Brzina poniranja
V_F	m/s	Brzina u točki F
V_G	m/s	Brzina u točki G
V_J	m/s	Brzina u točki J
$V_{stall_{neg}}$	m/s	Brzina pri kojoj se pojavljuje slom uzgona u negativnom području normalnog opterećenja
$V_{stall_{poz}}$	m/s	Brzina pri kojoj se pojavljuje slom uzgona u pozitivnom području normalnog opterećenja
W	N	Težina
X_c	N/m ²	Tlačna čvrstoća u smjeru vlakana
X_t	N/m ²	Vlačna čvrstoća u smjeru vlakana
Y_c	N/m ²	Tlačna čvrstoća okomito na vlakna
Y_t	N/m ²	Vlačna čvrstoća okomito na vlakna
ρ	kg/m ³	Gustoća

SAŽETAK

U radu je provedena numerička analiza proračuna sendvič konstrukcije krila hidroaviona čija maksimalna poletna masa iznosi 1400 kg. Na temelju dobivenog CAD modela hidroaviona izrađen je numerički model konstrukcije krila pri čemu je raspodjela opterećenja pri manevriranju proračunata u programskom paketu *XFRL5*.

Polinom koji opisuje raspodjelu tlaka po donjaci dobiven je u programskom paketu *Matlab*.

Numeričke analize provedene su primjenom Abaqus/Standard programa, a proračun čvrstoće proveden je temeljem graničnog i krajnjeg opterećenja iz *V-n* dijagrama.

Ključne riječi: hidroavion, sendvič konstrukcije, kompoziti, numerička analiza, *V-n* dijagram

SUMMARY

In this master's thesis numerical analysis of the sandwich structure of a seaplane wing with a maximum take-off weight of 1400 kg has been done. Based on the given CAD model of seaplane, a model of the wing structure was made, where the load distribution during maneuvering was calculated in the XFLR5 software package.

A polynomial describing pressure distribution of the wing lower surface was obtained in *Matlab* software package.

Numerical analyses were performed using the *Abaqus/Standard* program, and the strength analysis was performed based on ultimate and final loads from the V-n diagram.

Key words: seaplane, sandwich structures, composites, numerical analysis, V-n diagram

1. UVOD

Krilo hidroaviona je specifično po tome što se okolina u kojoj se nalazi taj avion potpuno razlikuje u odnosu na onu koja okružuje krilo konvencionalnog zrakoplova. Uz to, sama konstrukcija je drugačija zato što se upotrebljavaju plovci na krilima. Iz tog razloga i materijal od kojeg je krilo napravljeno mora biti otporan na koroziju i vlagu.

Hidroavion koji je korišten u ovom radu, a na čijem će se krilu prikazati numerička analiza, predstavlja kombinaciju broda i aviona. Donji dio trupa oblikovan je po uzoru na brod samo što isti mora imati dobra aerodinamička svojstva. Pri tome su na krilima postavljeni plovci kako bi se poboljšala stabilnost hidroaviona. Model hidroaviona koji je korišten u ovome radu prikazan je na slici 1.



Slika 1. Model hidroaviona

Cijela konfiguracija krila napravljena je od sendvič konstrukcije koja se sastoji od ugljičnih vlakana ojačanih epoksidnom smolom i ispune od Airex-a. Kako bi se pojednostavila numerička analiza, krilca i zakrilca nisu izrađena zasebno, već je krilo prikazano bez pomičnih površina.

Promatrano krilo se sastoji od prednje i stražnje ramenjače, rebra u korijenu krila, oplata te plovka koji je pričvršćen za krilo pomoću tri nosača.

Numerička analiza kompozitne konstrukcije krila hidroaviona započinje modeliranjem geometrije krila u programskom paketu *Solidworks*. Nakon što je modeliranje završeno potrebno je u programskom paketu *XFRL5* napraviti 2D analizu aeroprofila i 3D analizu krila

kako bi se dobio dijagram ovisnosti koeficijenta tlaka u odnosu na tetivu krila. U sljedećem koraku navedeni dijagram potrebno je interpolirati u *Matlab-u* kako bi se dobio polinom koji se koristi za definiranje opterećenja u programskom paketu *Abaqus*.

2. Hidroavioni

Potreba za uzletno-sletnim stazama poprilično ograničava konvencionalne zrakoplove pa su stoga napravljeni hidroavioni koji mogu slijetati na vodene površine. Na taj način postoji mogućnost prevoženja putnika na teško dostupna mjesta gdje nema uvjeta za slijetanje na kopno, a navedeni su vrlo popularni i kod gašenja šumskih požara. Za razliku od konvencionalnih zrakoplova, hidroavioni umjesto podvozja s kotačima imaju ugrađene aerodinamički oblikovane plovke. Pri tome se razlikuju dvije osnovne izvedbe [1], a prva od njih predstavlja jedan jedinstveni plovak koji se ugrađuje ispod trupa. U tome su slučaju na krilima postavljeni manji plovci koji služe za poboljšanje poprečne stabilnosti. Iz toga razloga ovakav način ugradnje omogućuje slijetanje na vodene površine. Drugi način izvedbe predstavlja ugradnja dva plovka ispod korijena krila pri čemu se znatno olakšava sidrenje aviona i ulazak u isti. Postoje različiti tipovi hidroaviona, a neki od njih prikazani su u nastavku. Jedan tip je hidroavion koji se pri letu najviše oslanja na efekt utjecaja tla [1]. Takav avion nije efikasan pri većim visinama, a najbolje performanse ostvaruje u blizini površine mora. Za primjer takvog hidroaviona može se navesti Airfish 8 koji nema podvozje te je potpuno ovisan o vodenoj površini, a isti je prikazan na slici 2.



Slika 2. Airfish 8 [2]

Sljedeći tip hidroaviona najsličniji je konvencionalnim lakim zrakoplovima uz razliku što umjesto podvozja ima plovke fiksirane za trup [3]. Navedeni ima konfiguraciju visokokrilca kako bi krilo bilo što udaljenije od vode. Slika 3 prikazuje hidroavion deHavilland Otter.



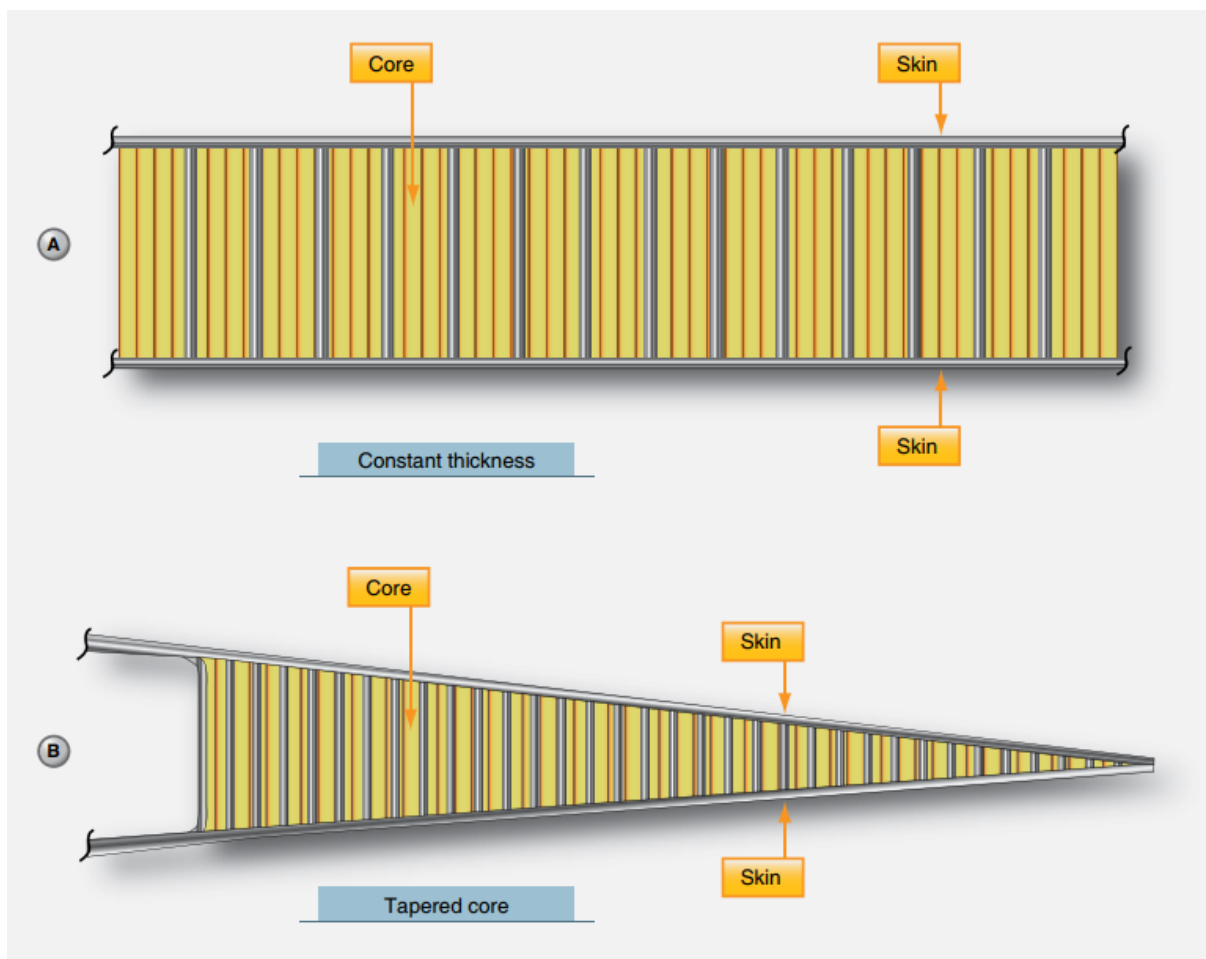
Slika 3. deHavilland Otter [1]

3. Konstrukcijski elementi krila

Kao što je već navedeno, promatrano krilo sastoji se od oplata, ramenjača, rebra i plovka. U sljedećim poglavljima biti će opisani konstrukcijski elementi krila.

3.1. Oplata

Oplata krila u konstrukcijama koje imaju rebra nije u tolikoj mjeri nosiva te ju je iz tog razloga moguće projektirati tanje kako bi masa krila bila manja. U konstrukcijama krila gdje nema rebara, oplata je najčešće izvedena kao sendvič konstrukcija [3] zbog toga što preuzima na sebe puno opterećenja, a izvedba od metala bi bila preteška. Prednost sendvič konstrukcija od kompozita kod nosivih oplata je ta što se može izvesti deblje te tako imati veći moment tromosti uz manju masu i bolja mehanička svojstva. Za ispunu se koriste materijali male gustoće, dok za vanjski dio većinom kompoziti s ugljičnim ili staklenim vlaknima.

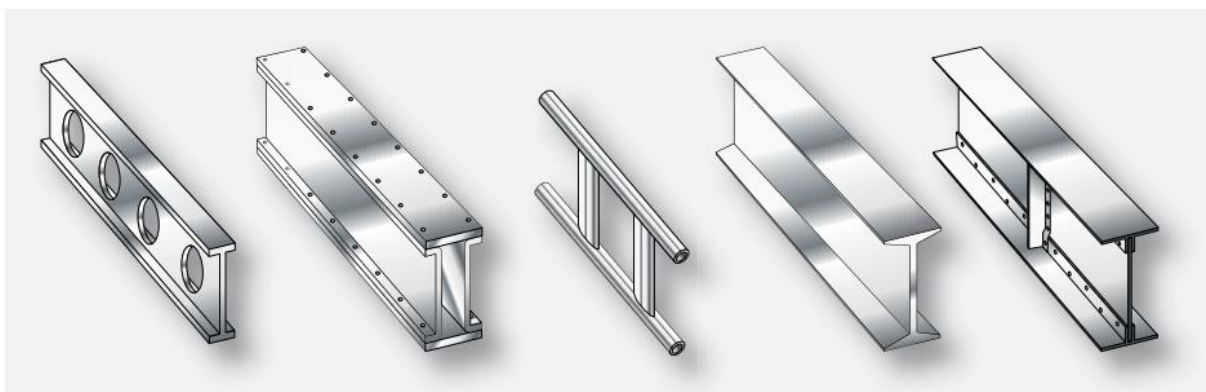


Slika 4. Oplata izvedena kao sendvič konstrukcija [3]

3.2. Ramenjača

Predstavlja dio krila koji na sebe preuzima najviše opterećenja te se smatra najvažnijim konstrukcijskim elementom krila. Većina zrakoplova ima dvije ramenjače, isto tako postoje i pomoćne ramenjače koje se ne protežu cijelim rasponom krila, već služe za prihvat kontrolnih površina kao što su krilca i zakrilca. Prednja ramenjača većinom je postavljena u blizini napadnog brida, a stražnja ramenjača na 2/3 tetive krila. Najčešće su napravljene od aluminijskih legura ali mogu biti izvedene i od drva, kompozita i sličnih materijala [3].

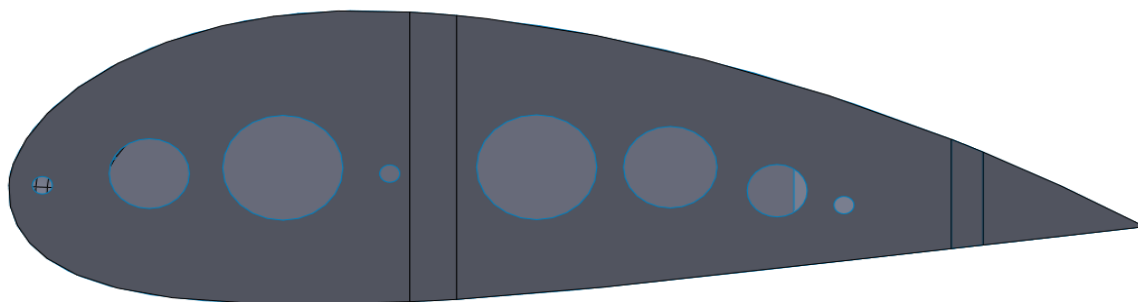
Neki od oblika ramenjača prikazani su na slici .



Slika 5. Oblici ramenjača [3]

3.3. Rebra

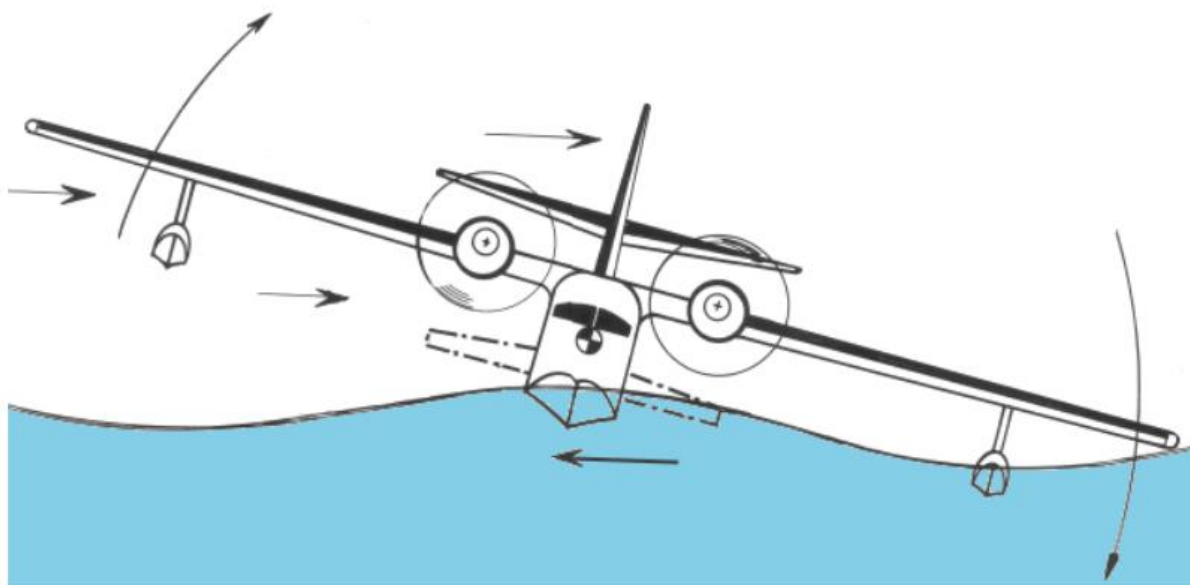
Rebra su poprečni elementi koji doprinose krutosti krila te u slučaju tanje oplata ona preuzimaju dio naprezanja na sebe. Njihova glavna uloga je prijenos opterećenja s oplata na ramenjače te osiguravanje aerodinamičkog oblika. Isto tako, upravljačke površine se pričvršćuju na njih. Krilo je moguće izvesti i bez rebara, ali u tom slučaju oplata mora biti nosiva. Rebra mogu biti puna, ali su u većini slučajeva izvedena s olakšanjima kako bi instalacije poput hidrauličnih crijeva mogle prolaziti kroz njih do željene pozicije. U većini slučajeva rebra se izrađuju od metala (duraluminij), ali se mogu koristiti i sintetički materijali. Slika 6. prikazuje primjer rebra promatranog krila [3].



Slika 6. Primjer geometrije rebra promatranog krila

3.4. Plovak

Plovak mora biti dovoljno udaljen od krila tako da pri udaru bočnog vjetrova u blizini vode samo on smije dotaknuti vodu. Dno plovka ima stepenasti oblik nalik na trup broda, a gornja površina je aerodinamički oblikovana. Plovak je direktno povezan s krilom nosačima koji se vežu na ramenjaču ili rebra.



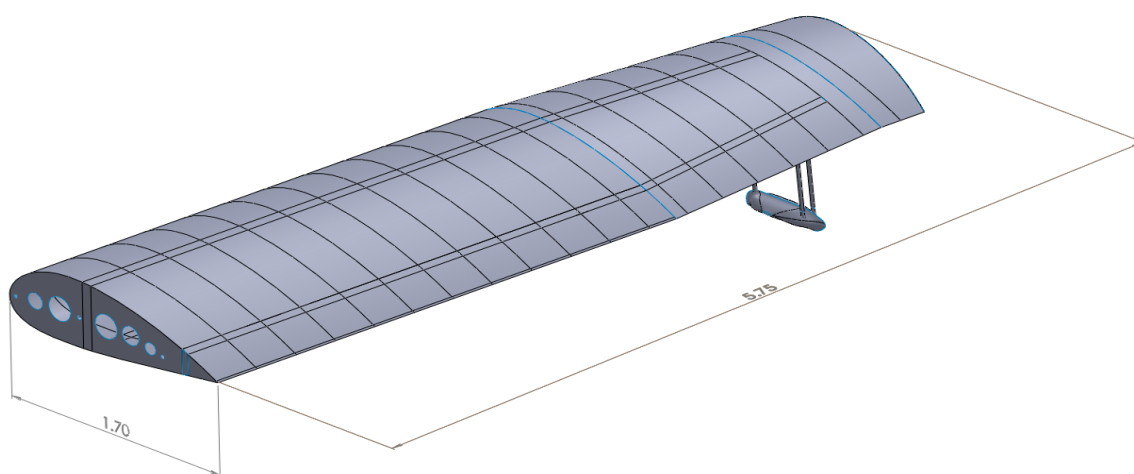
Slika 7. Uloga plovka hidroaviona [4]

4. Krilo

Zadatak diplomskog rada je provjera čvrstoće konstrukcije krila postojećeg projekta hidroaviona uz dimenzioniranje pojedinih elemenata konstrukcije. Zbog pojednostavljenja uzete su dimenzije krila te je novo krilo istih karakteristika i dimenzija konstruirano u programu *Solidworks*. Razlika između dobivenog krila i novog konstruiranog je ta da je dodana stražnja ramenjača radi povećanja čvrstoće krila. Cijelo krilo je konstruirano kao ljuskasta geometrija kako bi se u programu *Abaqus* mogli pojedini elementi krila izvesti kao sendvič konstrukcija.

4.1. Model krila

Na slici 8. prikazano je polukrilo u izometriji.



Slika 8. Polukrilo promatranog hidroaviona, dimenzije su u [m]

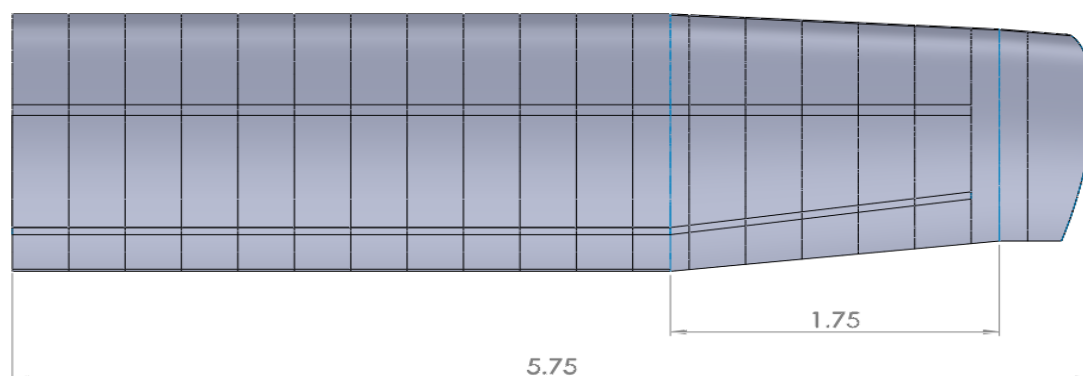
Geometrija krila je podijeljena opcijom *Split line* na segmente duljine 30 cm kako bi se u programu *Abaqus* lakše definirala mreža konačnih elemenata zbog njegove složene geometrije. Također su odvojene donjaka i gornjaka krila te dijelovi oplate gdje se nalaze ramenjače. Plovak je pozicioniran tako da se nosači mogu pričvrstiti na prednju i stražnju ramenjaču.

U tablici 1 prikazane su karakteristike i dimenzije polukrila.

Tablica 1. Prikaz karakteristika i dimenzija polukrila

Raspon polukrila	5,75 m
Duljina tetive u korijenu krila	1,7 m
Duljina tetive na kraju krila	1,35 m
Vitkost	7
Suženje	1,26
Kut strijele krila	-1°
Dihedral	0°
Položaj prednje ramenjače	35 % tetive
Položaj zadnje ramenjače	80 % tetive
Položaj plovka	83 % raspona polukrila

Na slici 9. prikazan je tlocrt polukrila na kojem je moguće vidjeti promjenu duljine tetive krila, kut strijele i položaj ramenjača.



Slika 9. Tlocrt polukrila, dimenzije su u [m]

4.2. Ramenjače

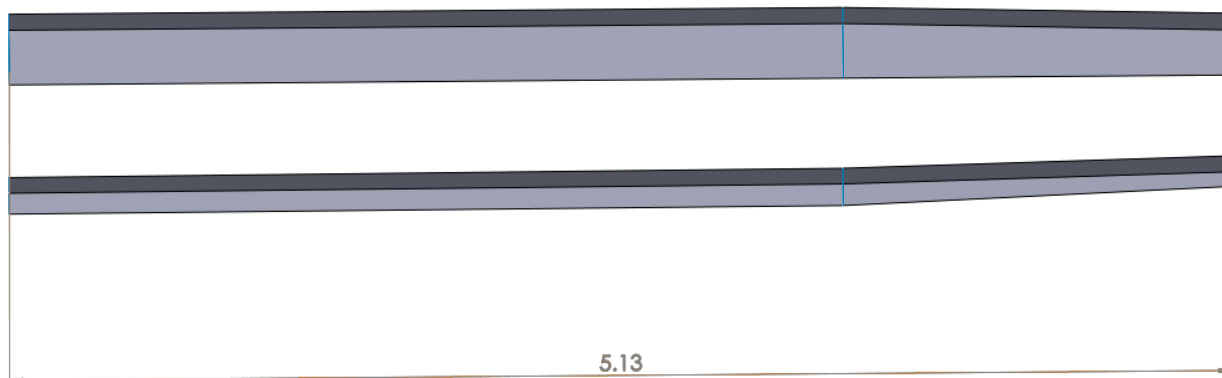
Ramenjače su konstruirane tako da prate geometrijske promjene krila duž raspona, tj. kako se debljina aeroprofila smanjuje tako i struk ramenjače postaje sve kraći uz konstantnu širinu. Gornja i donja površina ramenjača prate zakrivljenost oplata krila. Napravljena su dva modela prednje ramenjače čija će se svrha objasniti u kasnijim poglavljima.

U tablici 2. prikazane su geometrijske značajke ramenjača.

Tablica 2. Geometrijske karakteristike ramenjača

	Prednja ramenjača	Stražnja ramenjača
Dužina [m]	5,13	5,13
Širina [m]	0,07	-
Kut između dva dijela ramenjače [°]	0	29

Na slici 10. prikazane su prednja i stražnja ramenjača.



Slika 10. Prednja i stražnja ramenjača, dimenzije su u [m]

5. Proračun opterećenja u XF5LR

XF5LR je program za analizu aeroprofila, krila i zrakoplova pri niskim Reynolds-ovim brojevima. U samom programu moguće je samostalno konstruirati aeroprofil ili uzeti već gotov NACA-in aeroprofil. Kao metodu za analizu krila moguće je odabrati LLT (*engl. Lifting Line Theory*), VLM1 (*engl. Horseshoe vortex*), VLM2 (*engl. Ring Vortex*) te 3D panelnu metodu [5].

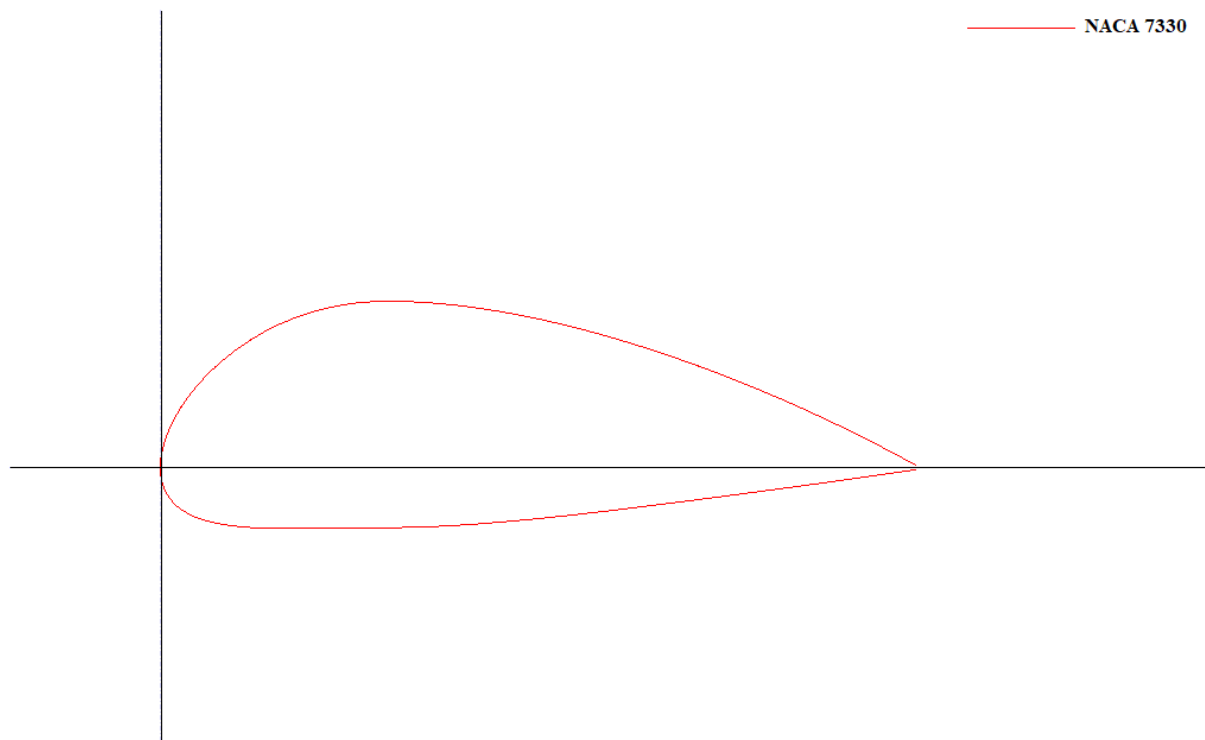
Izabrana je 3D panelna metoda zbog jednostavnijeg isčitavanja rezultata te zbog opcije s kojom se krilo može podijeliti na željeni broj panela. Kako je oplata već podijeljena na 19 dijelova dužine 0,3 m, tako je i u XF5LR učinjeno zbog lakšeg snalaženja pri intepretiranju rezultata.

5.1. Analiza aerodinamičkih značajki krila

Odabran je NACA 7330 aeroprofil čije su karakteristike dane u tablici 3. te je prikazan na slici 11.

Tablica 3. Karakteristike aeroprofila

Debljina [-]	30 % tetive
Pozicija najveće debljine	29,03 % tetive
Polumjer zakrivljenosti [-]	7 % tetive
Pozicija najveće zakrivljenosti	31,53 % tetive



Slika 11. NACA 7330

Nakon što je unesen aeroprofil u XFLR5 potrebno je provesti 2D analizu aeroprofila za određene Reynolds-ove brojeve. Re se računa prema formuli [6]

$$Re = \frac{Vl}{\nu} \quad (1)$$

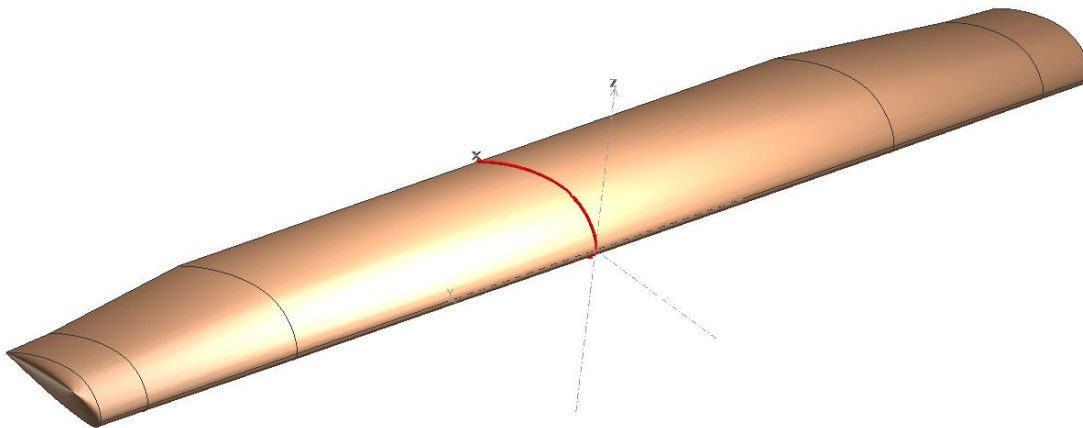
V – brzina zrakoplova [$\frac{m}{s}$]

l – duljina tetive [m]

ν – kinematička viskoznost fluida [$\frac{m^2}{s}$].

Kako krilo nije konstantnog presjeka, tj. tetiva krila nije iste dužine po rasponu, potrebno je provesti analizu za različite Re brojeve. Odabran je raspon 1 000 000 – 8 000 000 uz inkrement 100 000.

Nakon što je napravljena analiza aeroprofila potrebno je pod modulom *Wing and Plane design* projektirati krilo. Plovak nije analiziran zbog toga što XFLR5 samo dopušta analizu krila i trupa. Pokušano je plovak analizirati kao trup ali nije bilo moguće pomicati ga po rasponu krila. Na slici 12. prikazano je krilo u XFLR5.

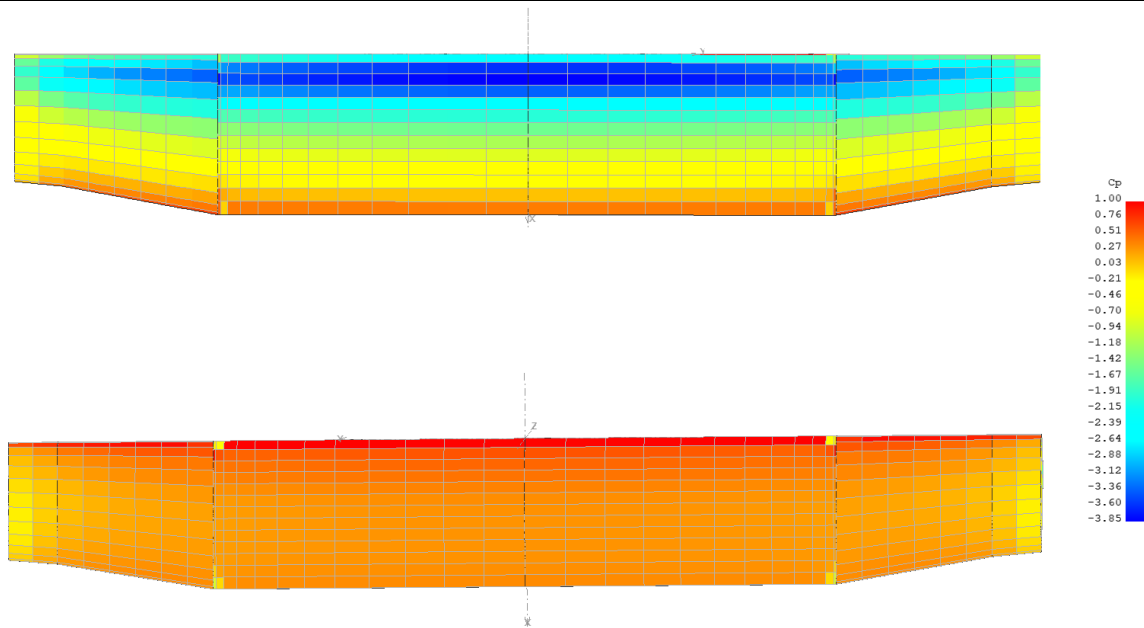


Slika 12. Prikaz krila u XFLR5

Generirano je 1066 3D panela na cijelom krilu. Nakon određivanja metode analize i zadavanja dimenzija krila potrebno je ponoviti analizu ali sada za cijelo krilo. Krilo je analizirano pri brzini $V = 69,44$ m/s koja odgovara brzini krstarenja.

Na slici 13. prikazana je raspodjela koeficijenta tlaka C_p po rasponu krila za donjaku i gornjaku.

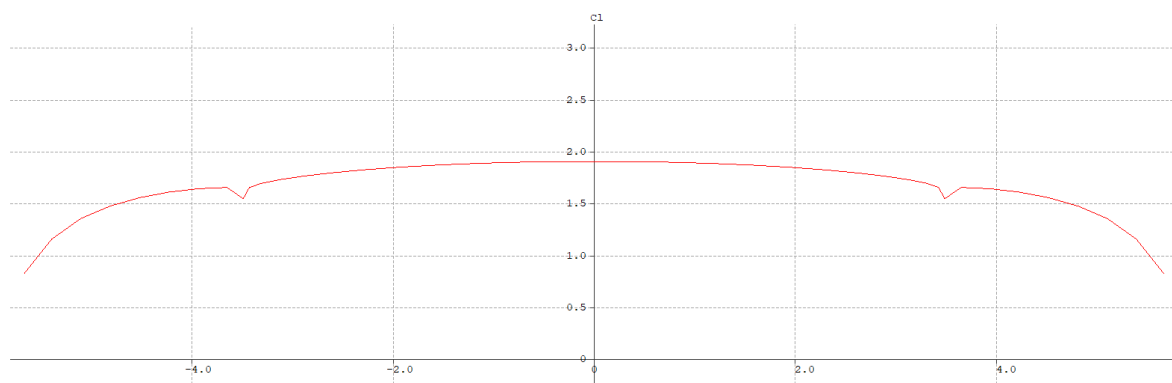
Gornjaka je prikazana iznad donjake.



Slika 13. Raspodjela C_p [–] po rasponu krila za gornjaku i donjaku

Zbog toga što je slom uzgona nelinearna pojava, nije moguće izračunati napadni kut pri slomu uzgona zato jer su VLM i panelna metoda linearne. Za analizu aeroprofila odabran je napadni kut $\alpha = 16^\circ$ pod pretpostavkom da će strujanje oko krila još uvijek biti glatko. Navedenom pretpostavkom dolazi se do zaključka da će pri napadnom kutu $\alpha = 16^\circ$ biti najveći koeficijent uzgona $C_{L_{max}}$.

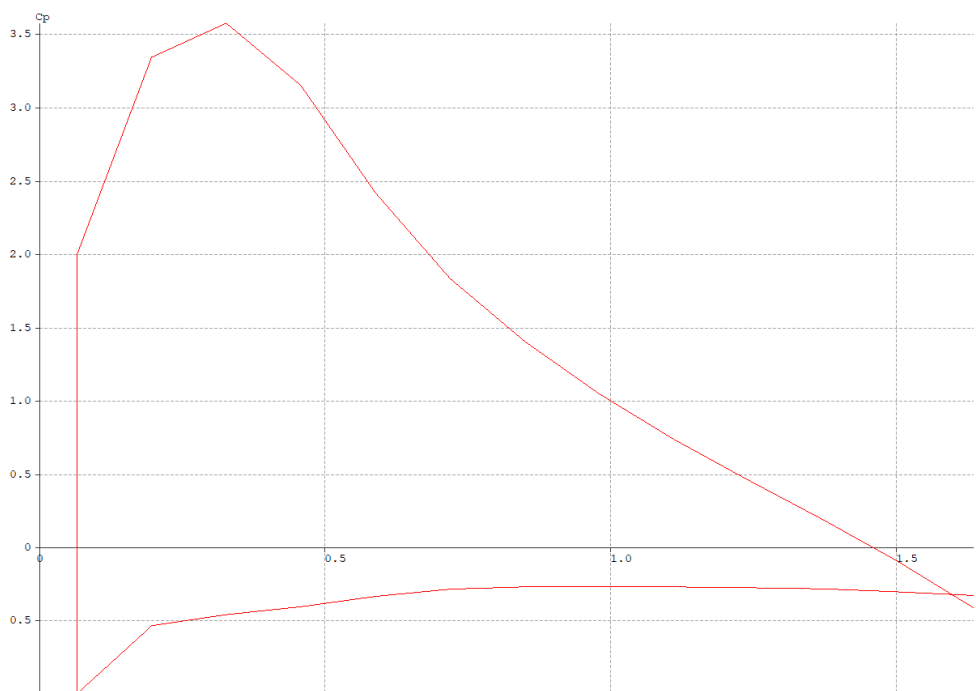
Završetkom analize moguće je prikazati i raspodjelu koeficijenta uzgona C_L po rasponu krila te određivanja maksimalnog koeficijenta uzgona $C_{L_{max}}$ koji će biti potreban kasnije. Na slici 14. prikazan je raspored C_L po rasponu krila te se $C_{L_{max}}$ nalazi u korijenu krila čiji je iznos 1,869.



Slika 14. Raspodjela C_L [–] po rasponu krila

Raspodjela C_L po rasponu krila je očekivana. Moguće je vidjeti nagli pad C_L na dijelu krila gdje dolazi do suženja.

XFLR5 daje rezultate za raspodjelu tlaka po tetivi za određenu duljinu raspona krila. Tako je moguće odabrati vrijednost od -1 do 1 gdje je -1 raspodjela tlaka za skroz lijevi kraj krila, a 1 raspodjela tlaka za skroz desni kraj krila. Na slici 15. prikazana je raspodjela C_p po tetivi na sredini polukrila.



Slika 15. Raspodjela C_p [-] po tetivi na sredini krila

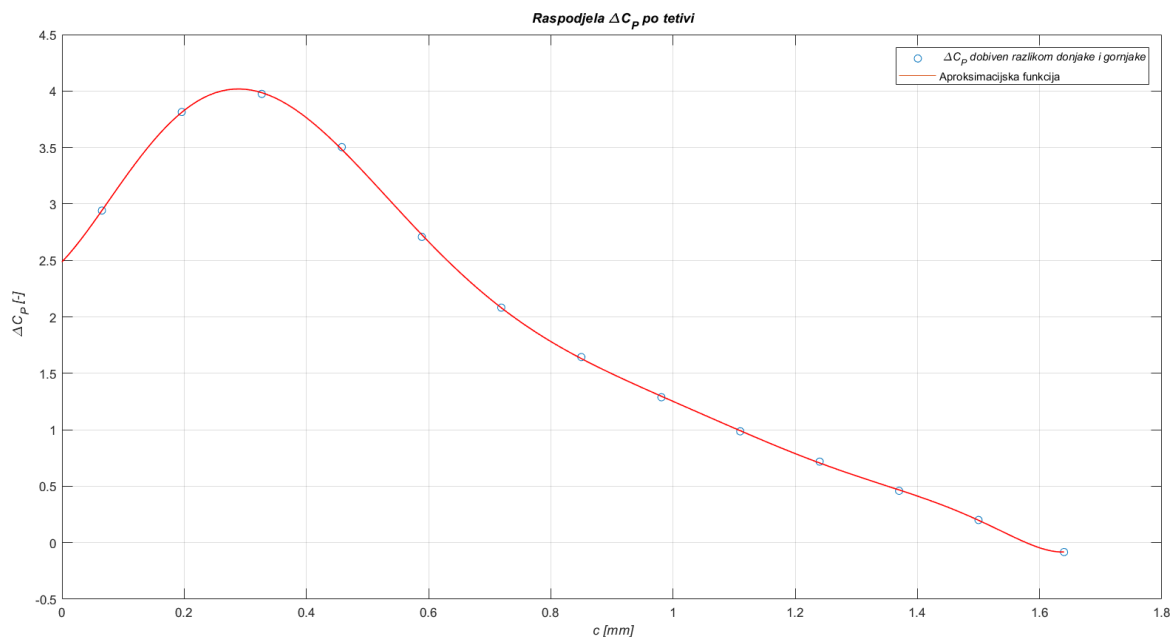
Na slici 15 donja krivulja opisuje raspodjelu koeficijenta tlaka po donjaci, a gornja krivulja po gornjaci.

5.2. Interpolacija polinoma raspodjele tlaka po tetivi krila

Kako XFLR5 daje rezultate po određenim segmentima krila i sprema ih u točke, potrebno je navedene rezultate interpolirati u programu *Matlab* kako bi se mogao dobiti polinom koji će opisati tu krivulju.

Nakon izračuna koeficijenata tlakova za gornjaku i donjaku po tetivi krila potrebno je oduzeti vrijednosti donjake i gornjake. Nakon toga funkcijom *Curve fitting* potrebno je pronaći polinom koji najbolje interpolira točke. Iteracijom je dobiveno da polinom 9. stupnja najbolje opisuje točke koeficijenta tlaka.

Kako je krilo podijeljeno na 20 segmeneta, tako je potrebno aproksimirati svih 20 podjela koeficijenta tlakova po tetivi krila. Na slici 16. prikazana je krivulja polinoma 9. stupnja za 10. segment krila koji se nalazi na 3 m udaljenosti od korijena krila.



Slika 16. Aproksimacija C_p [-] po tetivi krila

Polinom 9. stupnja za 10. segment krila prikazan je u jednadžbi (2).

$$\begin{aligned}
 &27,17 * x^9 - 182,63 * x^8 + 479,94 * x^7 - 589,86 * x^6 + \\
 &262,07 * x^5 + 117,94 * x^4 - 151,09 * x^3 + 29,57 * x^2 + 5,63 * x + \\
 &2,48 = 0
 \end{aligned} \quad (2)$$

Integriranjem polinoma po tetivi krila s granicama početne i krajnje točke tetive dobivena je sila po segmentu krila. Potrebno je zbrojiti sve sile po segmentima krila kako bi se dobila ukupna sila na krilo. Dobivena sila prikazana je u jednadžbi (3).

$$\Sigma F_{strip} = 46059,26 \text{ N} \quad (3)$$

Sada kada je poznata ukupna sila na krilo preko raspodjele koeficijenta tlaka po tetivi potrebno je tu silu skalirati s težinom hidroaviona. Iznos težine hidroaviona prikazan je u jednadžbi (4)

$$W = m_{hidroaviona} * g = 13734 \text{ N} \quad (4)$$

gdje je $m_{hidroaviona} = 1400 \text{ kg}$.

Kako je promatrana raspodjela koeficijenta tlaka po polukrilu tako je potrebno podijeliti polovicu težine hidroaviona sa sumom sila po segmentu krila. Po tome se dolazi do zaključka da je aproksimacijske polinome potrebno pomnožiti s koeficijentom 0,15.

6. V-n dijagram

V-n dijagram prikazuje ograničenja zrakoplova u pogledu brzine i normalnog opterećenja. To je zapravo najvažniji dijagram kod dimenzioniranja konstrukcije zrakoplova zato što prikazuje ovojnicu leta zrakoplova [7].

6.1. Konstrukcija V-n dijagrama

Za konstrukciju V-n dijagrama potrebni su podaci o zrakoplovu kako bi se mogle izračunati referentne točke u dijagramu. Svojstva zrakoplova i izračunate potrebne veličine prikazane su u tablici 4 [2].

Tablica 4. Osnovna svojstva hidroaviona i izračunate veličine

Svojstvo	Vrijednost
Najveća poletna masa	1400 kg
Najveći koeficijent uzgona krila	1,869
Referentna površina krila	18,7 m ²
Raspon krila	11,6 m
Najveće pozitivno normalno opterećenje	3
Najveće negativno normalno opterećenje	-1,5

Normalno opterećenje definirano je izrazom [6]

$$n = \frac{L}{W}, \quad (5)$$

gdje je L sila uzgona, a W težina hidroaviona. Drugi izraz za normalno opterećenje definiran je izrazom [5]

$$n = \frac{\rho * S_{ref}}{2 * W} * V^2 * C_L \quad (6)$$

te će on biti korišten za izračun podataka relevantnih točaka V-n dijagrama.

Prva relevantna veličina koju je potrebno izračunati je brzina sloma uzgona za $n = 1$.

$$V_{stall_{poz}} = \sqrt{\frac{2 * n_{poz} * m * g}{\rho * S * C_{L_{max}}}} = 25,32 \frac{m}{s}. \quad (7)$$

Kako aeroprofil nije simetričan, potrebno je izračunati brzinu sloma uzgona kada je $n = -1$.

Koeficijent uzgona za negativno područje normalnog opterećenja iznosi $C_L = 1,6$.

Stoga, brzina sloma uzgona za $n = -1$ iznosi

$$V_{stallneg} = \sqrt{\frac{2 * n_{neg} * m * g}{\rho * S * C_{Lmax}}} = 27,37 \frac{m}{s}. \quad (8)$$

Sljedeća brzina koja je potrebna za izradu V-n dijagrama, ujedno i najvažnija je manevarska brzina. To je brzina pri kojoj maksimalnim otklonom upravljačkih površina neće doći do popuštanja konstrukcije. Manevarska brzina se računa izrazom

$$V_A = \sqrt{\frac{2 * n_{max} * m * g}{\rho * S * C_{Lmax}}}. \quad (9)$$

Manevarska brzina za maksimalno pozitivno normalno opterećenje $n = 3$ iznosi

$V_{Apoz} = 43,89 \frac{m}{s}$, a za maksimalno negativno normalno opterećenje $n = -2,25$ iznosi

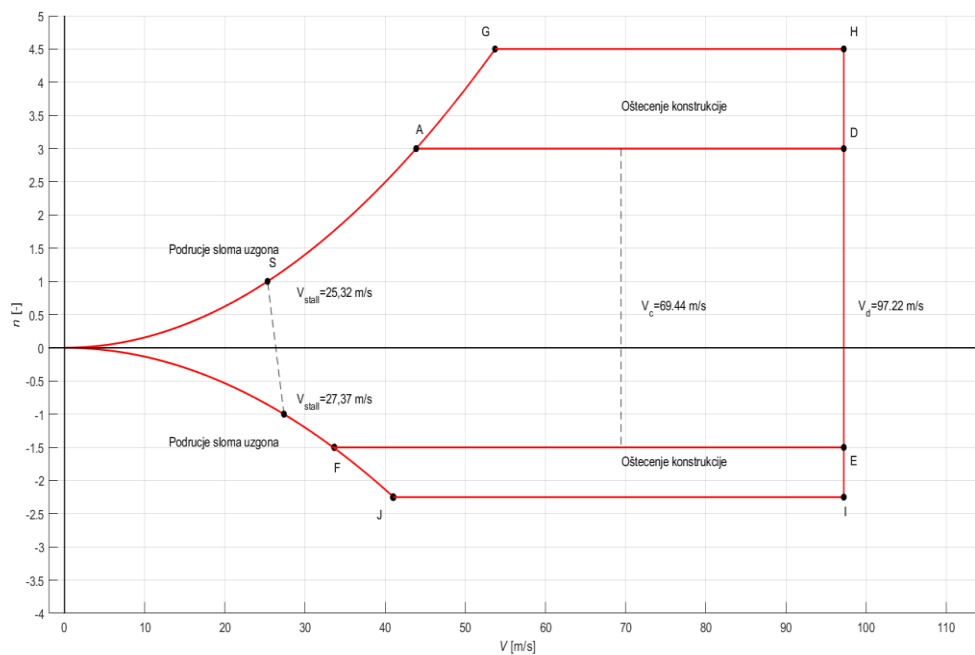
$$V_{Aneg} = 37,99 \frac{m}{s}.$$

Također je na dijagramu prikazana brzina krstarenja koja je pretpostavljena za ovaj tip hidroaviona te iznosi $V_c = 69,44 \frac{m}{s}$.

V_d je brzina poniranja, tj. maksimalna brzina koju zrakoplov može postići bez oštećenja konstrukcije. Izračunata je pomoću izraza [8]

$$V_d = V_c * 1,4 = 97,22 \frac{m}{s}. \quad (10)$$

Izračunom relevantnih brzina za različita normalna opterećenja moguće je konstruirati V-n dijagram za odabrani zrakoplov. Na slici 17. prikazan je V-n dijagram promatranog hidroaviona.



Slika 17. V-n dijagram

Ukoliko se zrakoplov nalazi unutar V-n dijagrama neće doći do popuštanja konstrukcije.

U točkama A i F prikazana je najveća brzina hidroaviona pri kojoj još uvijek ima potpunu kontrolu nad upravljačkim površinama. Točka A je za pozitivno normalno opterećenje, a točka F za negativno normalno opterećenje.

U područjima AGHD i FEIJ može doći do oštećenja konstrukcije ali ne i do loma konstrukcije [7].

7. Numerički model krila

Konstrukcija krila je analizirana za uvjete leta određene karakterističnim točkama V-n dijagrama. Analiza čvrstoće je provedena u programu *Abaqus*.

7.1. Materijali konstrukcijskih elemenata krila

Krilo je u potpunosti izrađeno od kompozitnih materijala kako bi bilo što lakše uz zahtjevanu čvrstoću. Odabrana su ugljična vlakna ojačana epoksidnom smolom (CFRP, engl. *Carbon Fibre Reinforced Polymers*) u kombinaciji s Airex-om kod sendvič konstrukcija.

Svojstva CFRP dana su u tablici 5 [9].

Tablica 5. Svojstva CFRP [9]

Modul elastičnosti:	E_1	148 GPa
	E_2	9,65 GPa
Modul smičnosti:	G_{12}	4,55 GPa
	G_{13}	4,55 GPa
	G_{23}	4 GPa
Vlačna čvrstoća:	X_t	1,5 GPa
	Y_t	1,3 GPa
Tlačna čvrstoća:	X_c	0,2 GPa
	Y_c	0,08 GPa
Smična čvrstoća	S_{12}	0,08 GPa
Gustoća	ρ	$1600 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

U tablici 6. prikazana su svojstva Airex-a.

Tablica 6. Svojstva Airex-a [10]

Modul elastičnosti	E	45 MPa
Gustoća	ρ	$60 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

7.1.1. Oplata

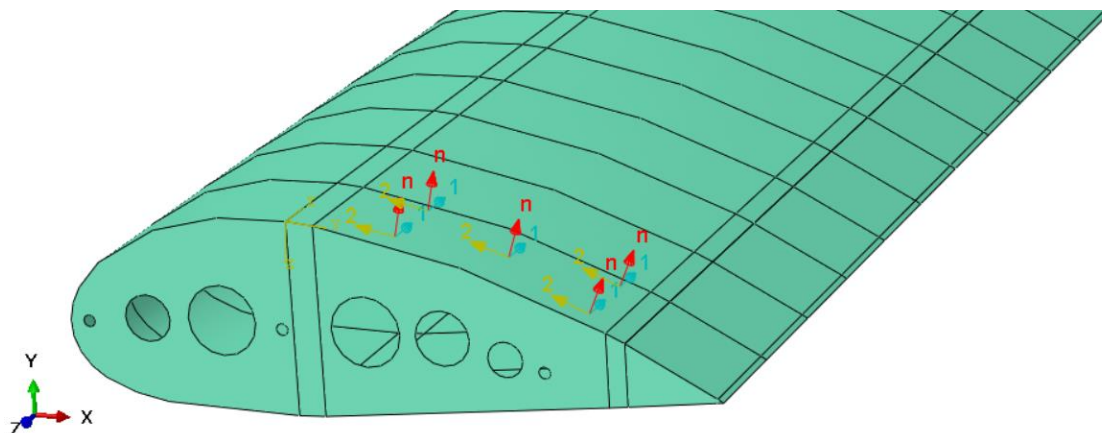
Oplata je izvedena kao sendvič konstrukcija koja je izvedena od CFRP i Airex-a. Sastoji se od dva sloja CFRP i jednog sloja Airex-a. U tablici 7. prikazan je raspored slojeva te njihova debljina i orijentacija.

Tablica 7. Debljina slojeva materijala

Broj sloja	Materijal	Debljina [m]	Orijentacija sloja [°]
1	CFRP	0,000125	0
2	Airex	0,004	0
3	CFRP	0,000125	0

Kako se raspon krila proteže po Z osi globalnog koordinatnog sustava, definiran je lokalni koordinatni sustav u kojem je os X postavljena duž raspona krila. Lokalni koordinatni sustav je zakrenut za 90° u odnosu na globalni koordinatni sustav.

Orijentacija svih vlakana je 0°, odnosno protežu se u smjeru raspona polukrila. Na slici 18. prikazana je orijentacija materijala oplata.

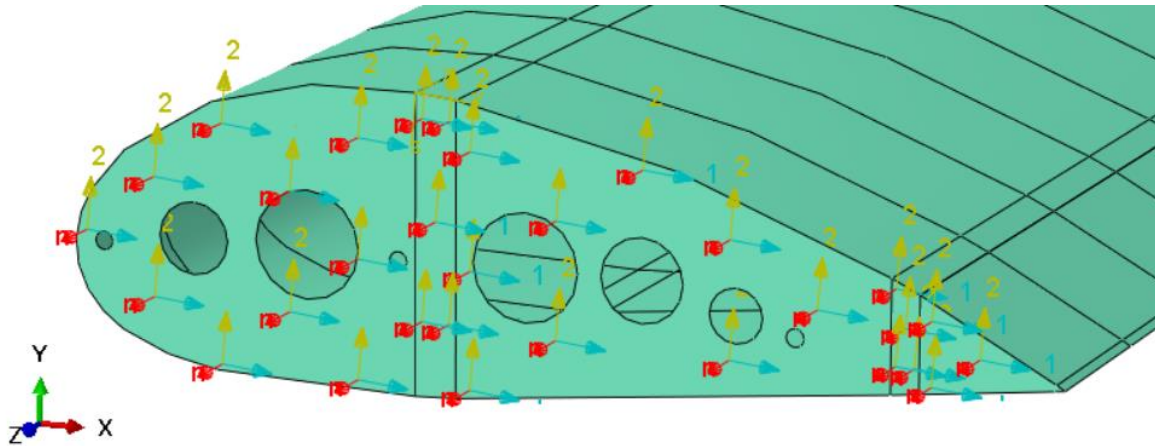


Slika 18. Orijentacija materijala oplata

7.2. Rebro

Rebro je izvedeno samo od dva sloja CFRP. Orijehtacija vlakana je 0° te su položeni po tetivi rebra.

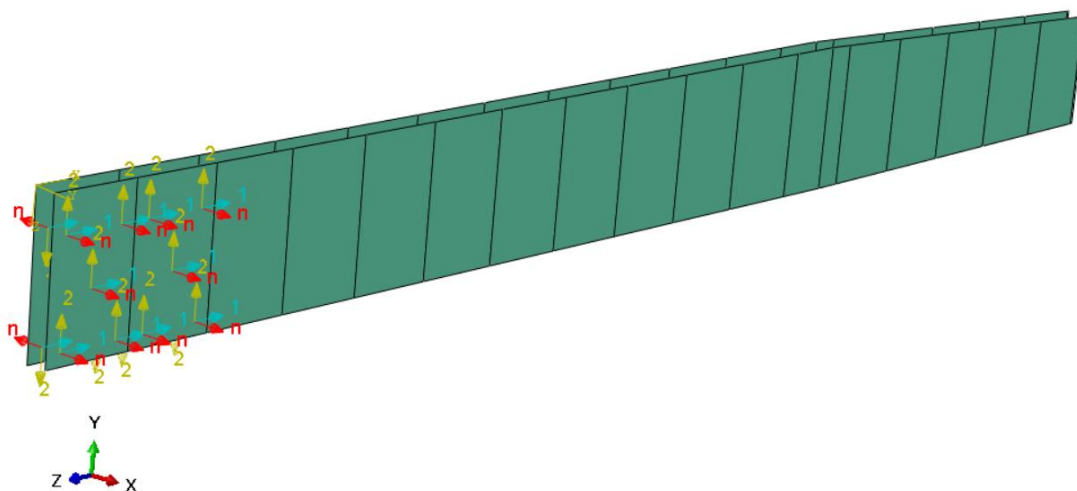
Na slici 19. prikazana je orijentacija materijala rebra.



Slika 19. Orijehtacija materijala rebra

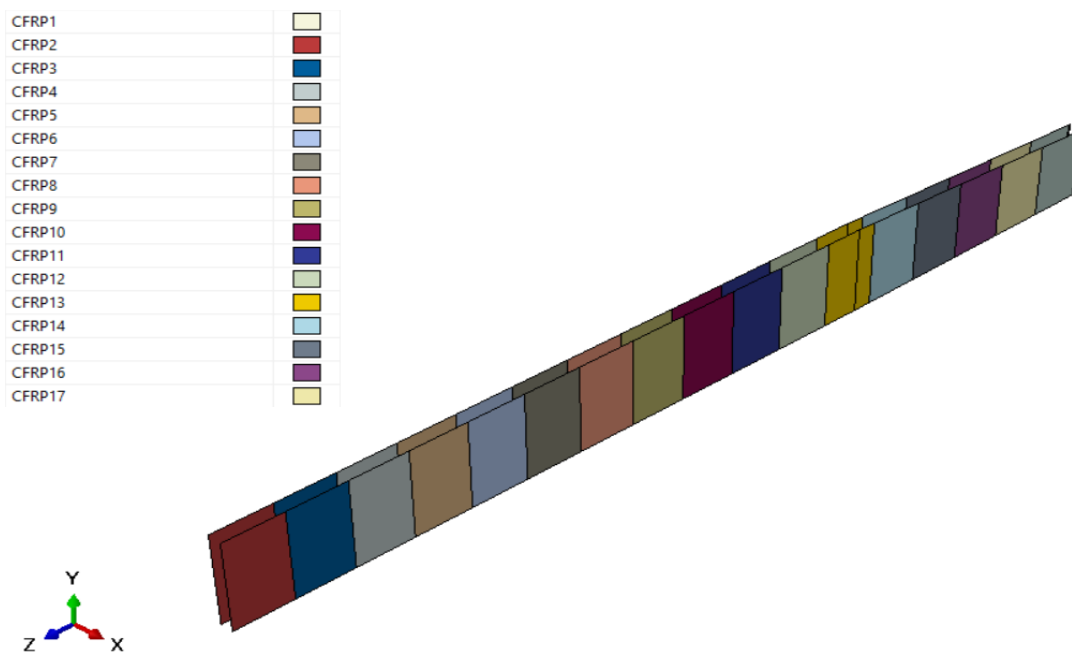
7.3. Ramenjače

Prednja ramenjača je glavni nosivi element promatranog krila te je projektirana tako da se svakih 0,3 m dužine ramenjače dodaje jedan sloj CFRP. Tako prvi element se sastoji od jednog sloja CFRP i ispune od Airex-a, a zadnji element od sedamnaest slojeva CFRP i ispune od Airex-a. Zbog toga što je izvedena kao sendvič konstrukcija, projektirana je iz dva dijela te naknadno spojena u modelu. Orijehtacija vlakana je 0° duž ramenjače. Na slici 20. prikazana je orijentacija materijala prednje ramenjače.



Slika 20. Orijehtacija materijala prednje ramenjače

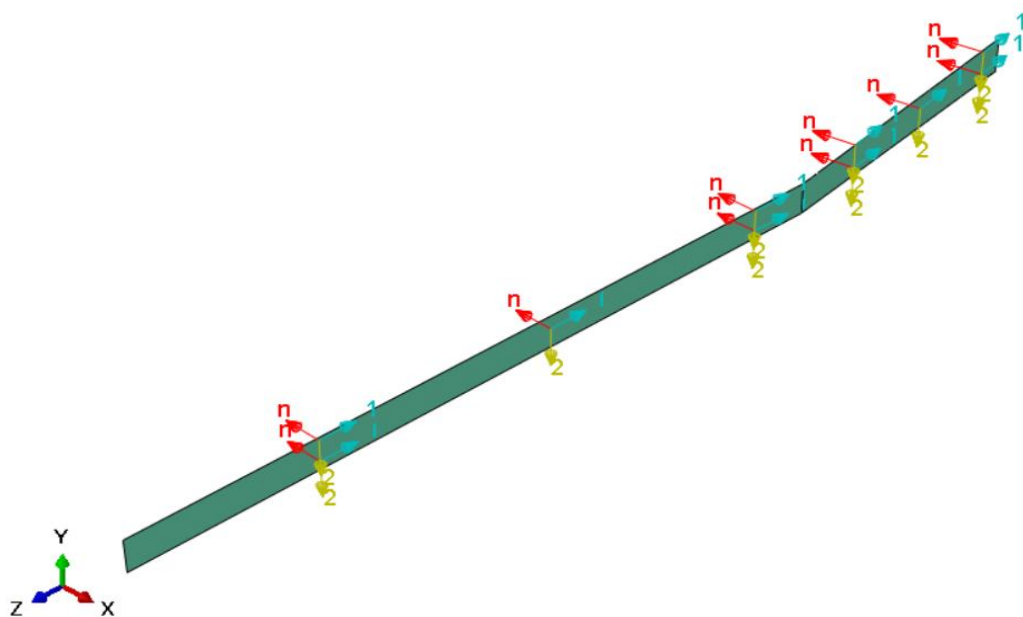
Na slici 20. prikazani su CFRP elementi prednje ramenjače. U legendi CFRP1 označava 1 sloj CFRP, a CFRP17 označava 17 slojeva.



Slika 21. Raspodjela CFRP materijala prednje ramenjače

Stražnja ramenjača nije ravna, stoga oba dijela stražnje ramenjače imaju svoju orijentaciju materijala. Orijentacija vlakana je također 0° duž ramenjače. Izvedena je od dva sloja CFRP.

Na slici 22. prikazana je orijentacija materijala stražnje ramenjače.



Slika 22. Orijentacija materijala stražnje ramenjače

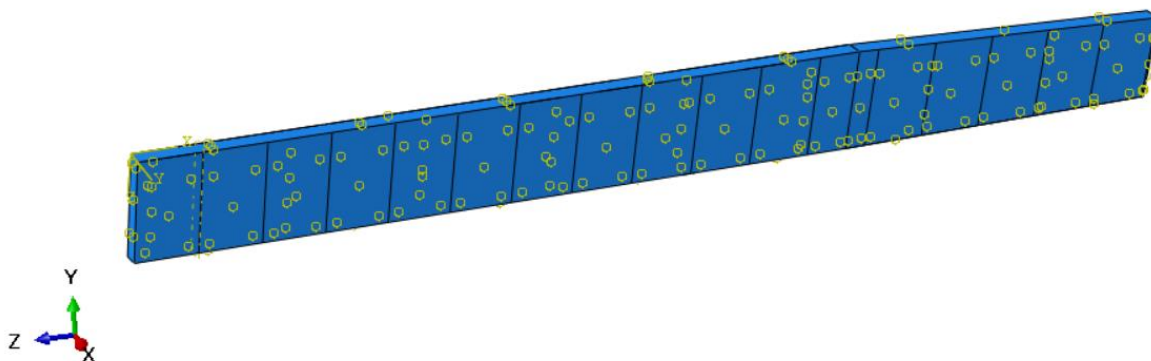
Masa polukrila, tj. modela u programu *Abaqus*, izračunata je u programu *Abaqus* te iznosi $m = 33,454$ kg. U tablici 8. prikazane su mase dijelova krila.

Tablica 8. Mase pojedinih dijelova krila

	Oplata	Prednja ramenjača	Stražnja ramenjača	Rebro
Masa [kg]	14,01	18,91	0,336	0,198

7.4. Rubni uvjeti i interakcije

Kako su ispuna i vanjski dio prednje ramenjače konstruirane zasebno potrebno ih je spojiti u programu *Abaqus*. Spajanje se vrši naredbom *Tie* u modulu *Interaction*. Na slici 23. prikazan je spoj ispune i vanjskog dijela prednje ramenjače.

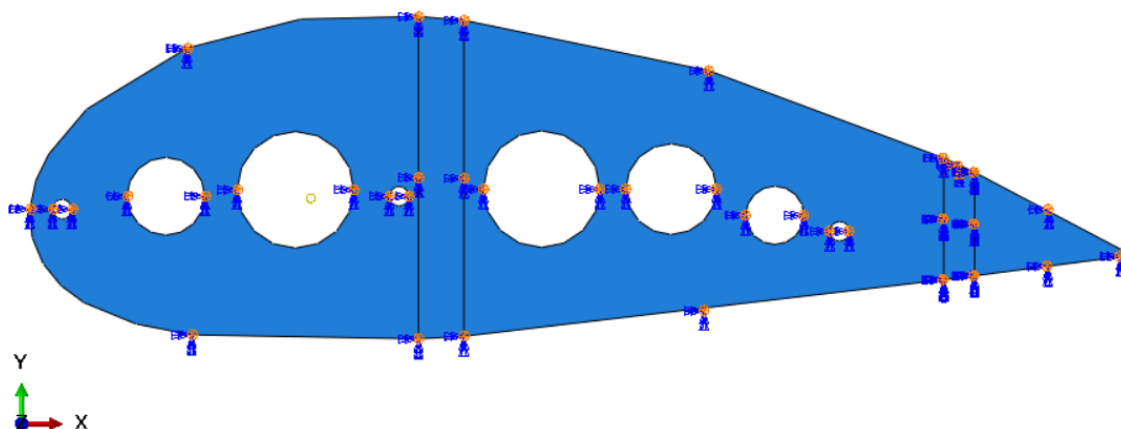


Slika 23. Tie veza prednje ramenjače

Sljedeći korak je ponovno pomoću *Tie* naredbe spojiti prednju ramenjaču i oplatu.

Rubni uvjeti su zadani u korijenu krila. Prednjoj ramenjači je zadan rubni uvjet uklještenja, a rebro se ne može pomicati po *Z* osi te mu je onemogućena rotacija oko *X* i *Y* osi.

Na slici 24. prikazani su rubni uvjeti.

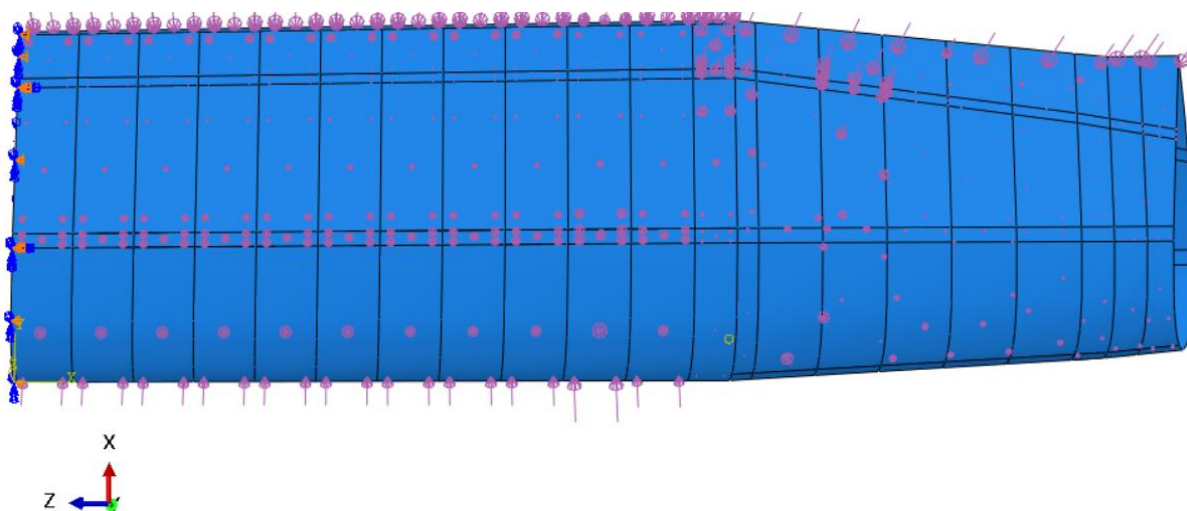


Slika 24. Prikaz rubnih uvjeta

7.5. Opterećenje

Kako je već prije objašnjeno opterećenje je zadano preko polinoma 9. stupnja po segmentu krila. To znači da je u programu *Abaqus* napravljeno 20 analitičkih polja od kojih je svaki određen jednim polinomom 9. stupnja. Također, svakom opterećenju zadano je jedno analitičko polje.

Na slici 25. prikazano je opterećenje na donjaci krila.



Slika 25. Raspodjela opterećenja po donjaci krila

7.6. Mreža konačnih elemenata

Mreža svih elemenata je izvedena korištenjem opcije *Structured* u programu *Abaqus* u kojem se dobije što pravilniji oblik konačnih elemenata osim od rebra i ispune prednje ramenjače čija je mreža slobodna zbog same geometrije rebra. Opcijom *Assign element type* odabrani su četverokutni ljuskasti konačni elementi reducirane integracije *S4R* za cijelu oplatu, stražnju

ramenjači i vanjski dio prednje ramenjače. Za rebro su odabarni osnovni trokutni elementi S3.

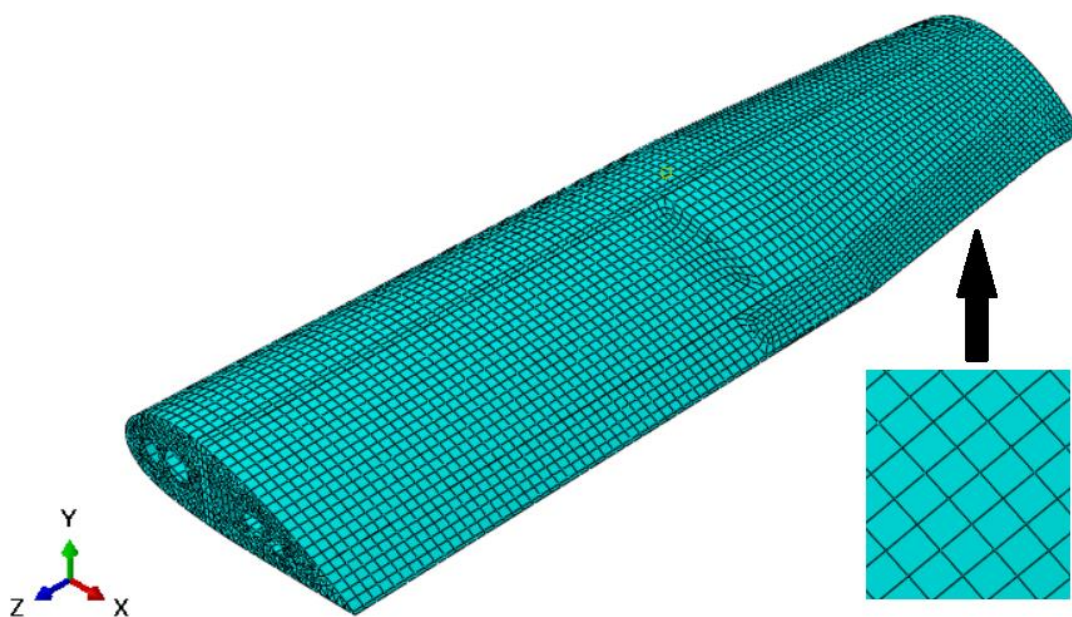
Ispuna prednje ramenjače se sastoji od heksaedarskih C3D8R elemenata.

U tablici 8. prikazan je broj konačnih elemenata po dijelovima krila.

Tablica 9. Prikaz broja konačnih elemenata dijelova krila

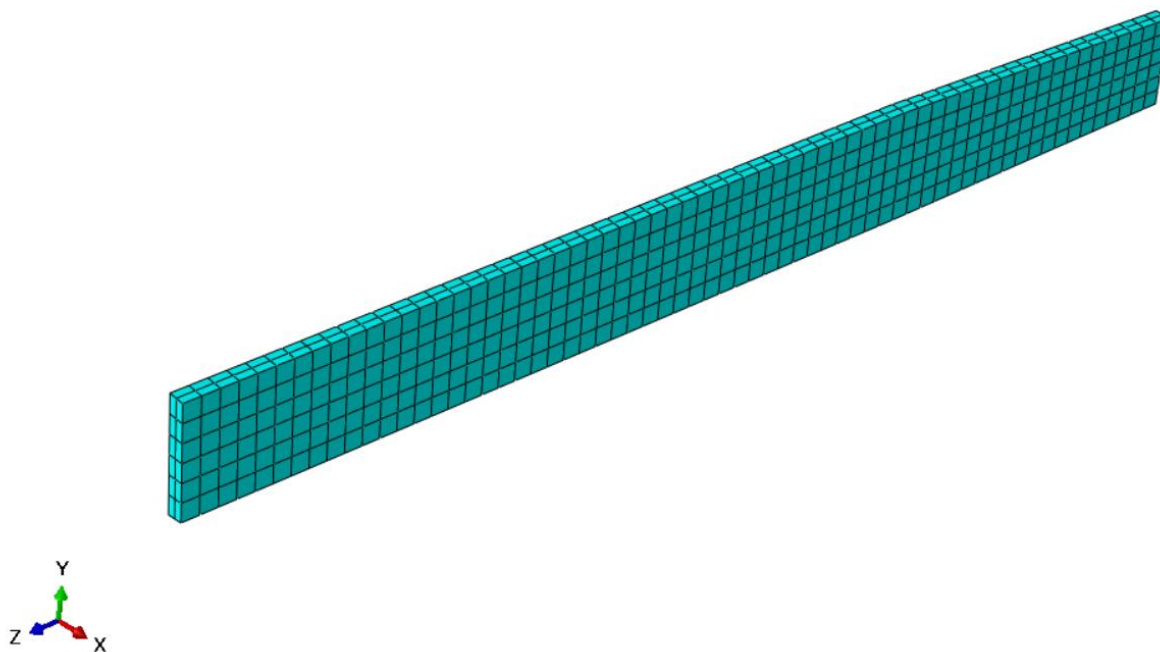
Dijelovi krila	Broj različitih tipova elemenata			Ukupan broj elemenata	Broj čvorova
	S4R	S3	C3D8R		
Oplata	6883	1	/	6884	6960
Prednja ramenjača	2467	15	768	3250	4136
Stražnja ramenjača	156	/	/	156	212
Rebro	35	1087	/	1122	667
				$\Sigma=11412$	$\Sigma=11975$

Na slici 26. prikazana je mreža konačnih elemenata polukrila promatranog hidroaviona.



Slika 26. Mreža konačnih elemenata krila

Na slici 27. prikazana je mreža konačnih elemenata ispune prednje ramenjače.



Slika 27. Mreža konačnih elemenata ispune prednje ramenjače

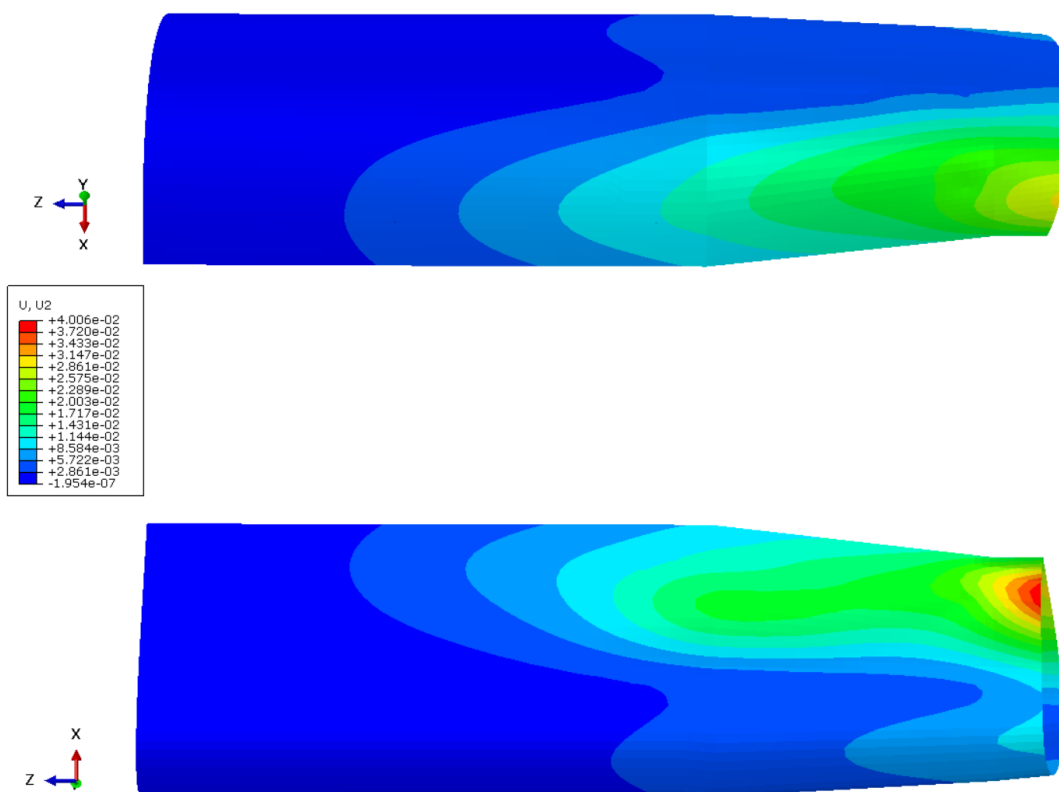
8. Rezultati

Rezultati su u ovom poglavlju prikazani po karakterističnim točkama V - n dijagrama. Korištena je naredba *Envelope* pomoću koje su prikazani samo slojevi na kojima se pojavljuju najveće vrijednosti kroz debljinu za višeslojne ljuskaste konačne elemente.

8.1. Točka S

U točki S brzina iznosi $V_{stall_{poz}} = 25,32 \frac{m}{s}$ i normalno opterećenje je $n = 1$. Rezultati za negativno područje normalnog opterećenja za brzinu $V_{stall_{neg}} = 27,37 \frac{m}{s}$ neće se prikazati zato što su rezultati približno isti.

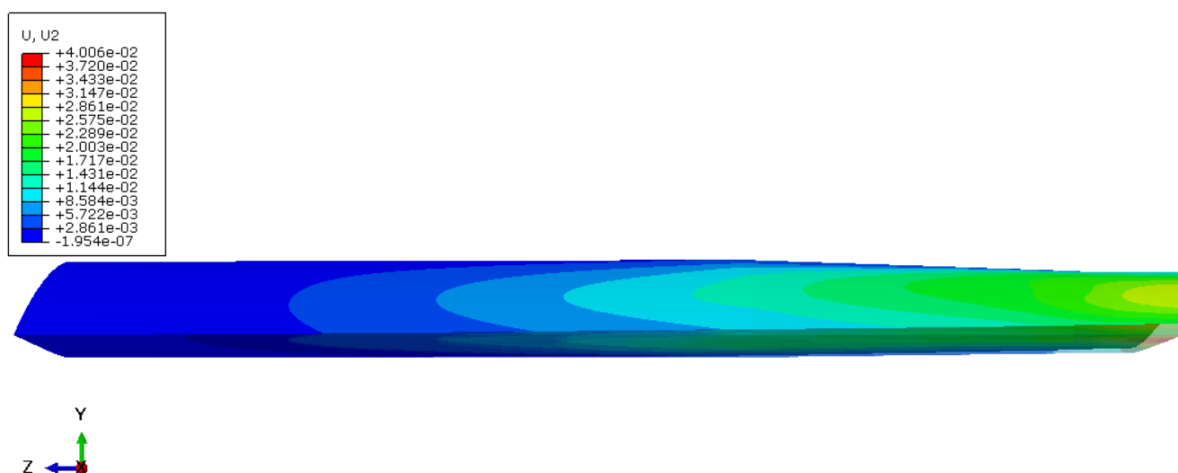
Na slici 28 prikazan je pomak krila po osi Y u točki S. Na gornjoj slici prikazani su pomaci gornjake, a na donjoj slici pomaci donjake.



Slika 28. Pomak [m] krila po osi Y u točki S

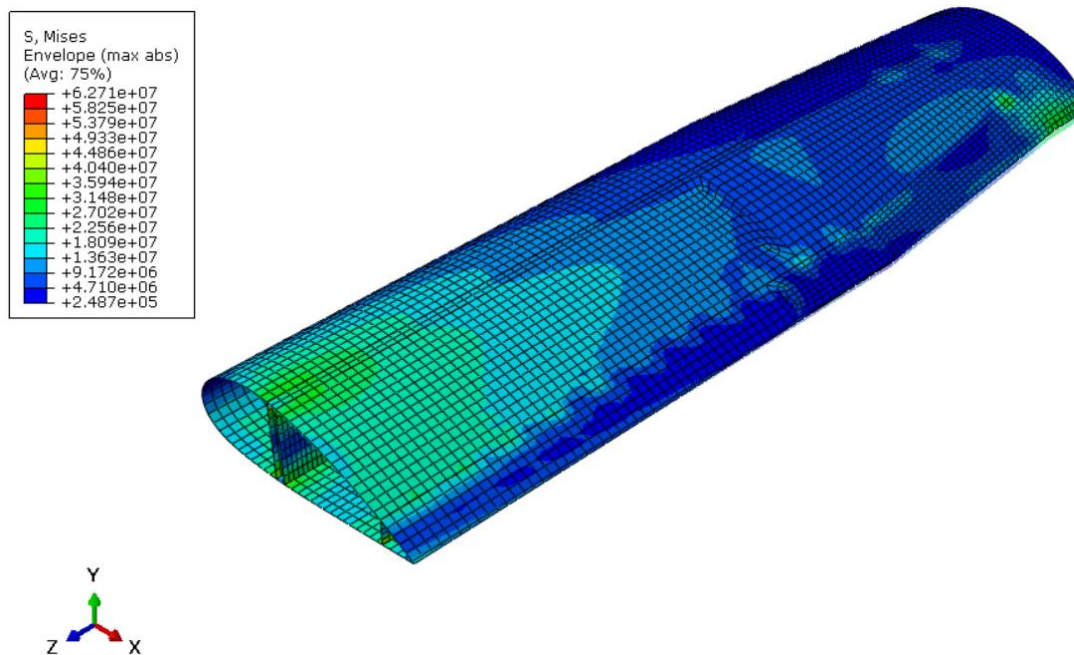
Maksimalni pomak iznosi 40,06 mm te se nalazi na donjaci na kraju krila. Najveća vrijednost pomaka je na tom dijelu krila zato što nema drugih konstrukcijskih elemenata koji bi spriječili pomak oplata.

Na slici 29 prikazan je deformirani oblik krila u usporedbi s neopterećenim krilom.



Slika 29. Deformirani oblik krila u točki S, vrijednosti pomaka su u [m]

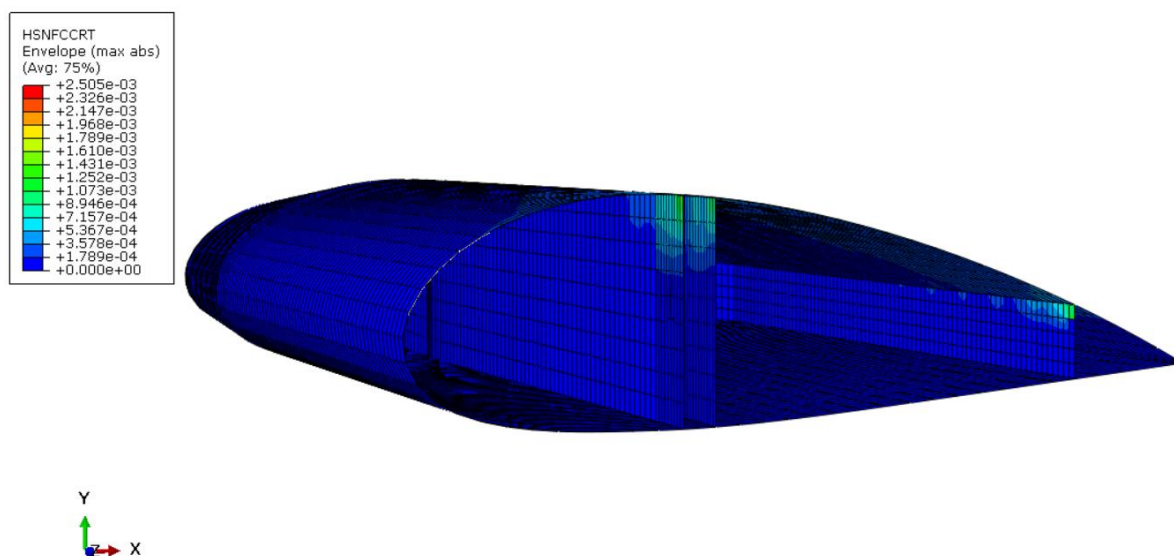
Slika 30 prikazuje raspodjelu ekvivalentnih naprezanja prema von Mises-u.



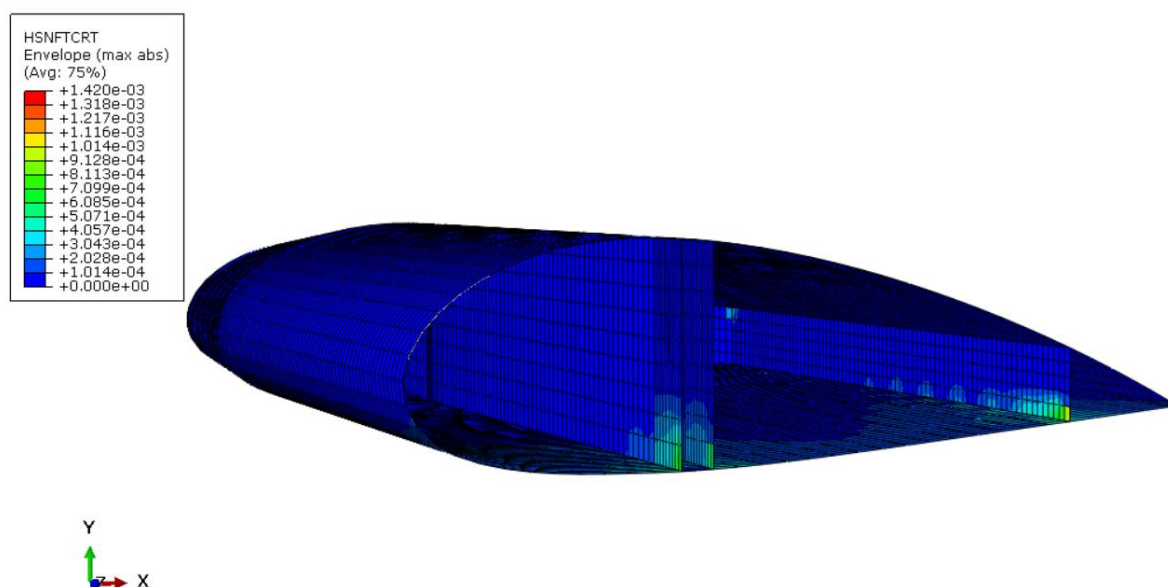
Slika 30. Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u u točki S

Vidljivo je da su naprezanja najveća u korijenu krila te na kraju krila gdje završava stražnja ramenjača.

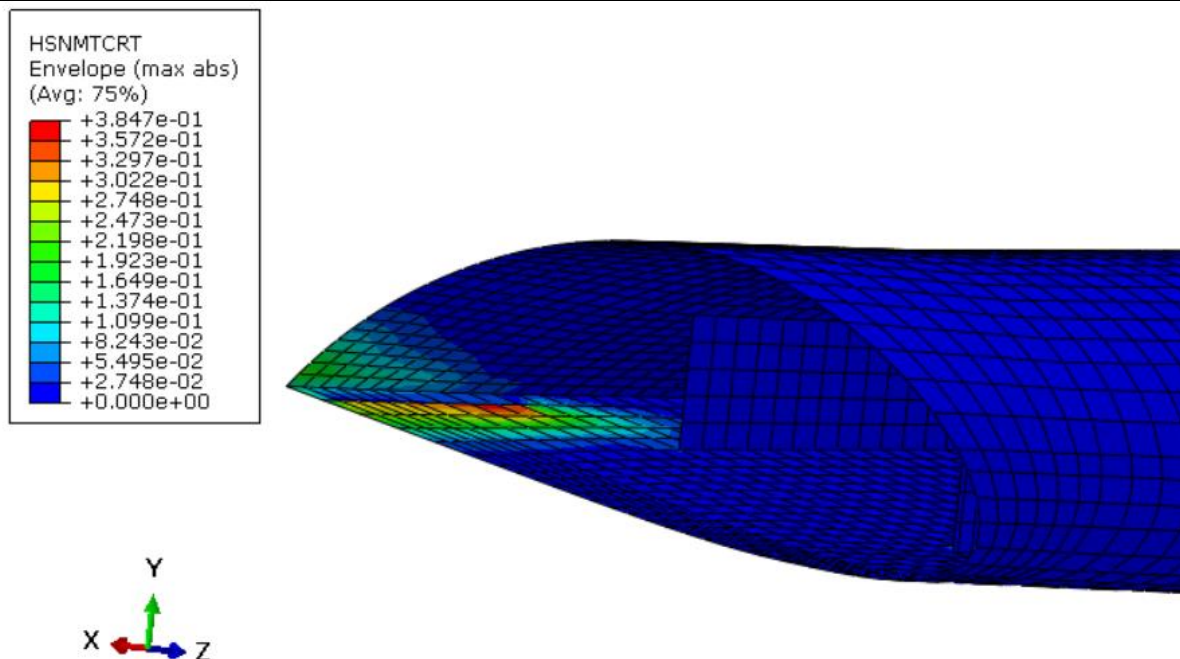
Za kompozite je korišten Hashin-ov kriterij popuštanja. Pomoću tog kriterija moguće je prikazati hoće li doći do popuštanja vlakana ili matrice pri tlačnom ili vlačnom opterećenju [11].



Slika 31. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki A



Slika 32. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki A



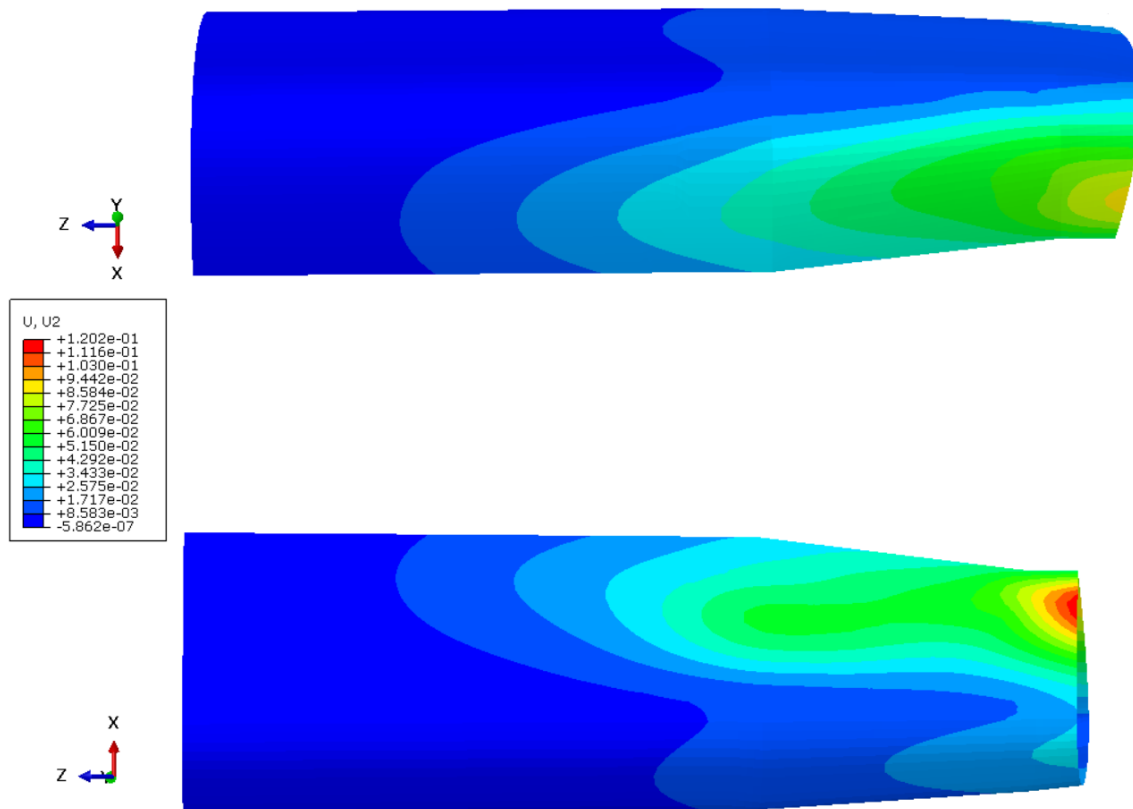
Slika 33 . Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed tlačnog napreznja prema Hashin kriteriju u točki A

Kao što je i očekivano neće doći do popuštanja vlakana i matrice pri normalnom opterećenju $n = 1$. Raspodjela kriterija popuštanja matrice uslijed vlačnog napreznja nije prikazana zbog jako malih vrijednosti.

8.2. Točka A

U točki A manevarska brzina iznosi $V_{A_{poz}} = 43,89 \frac{m}{s}$ za normalno opterećenje $n = 3$.

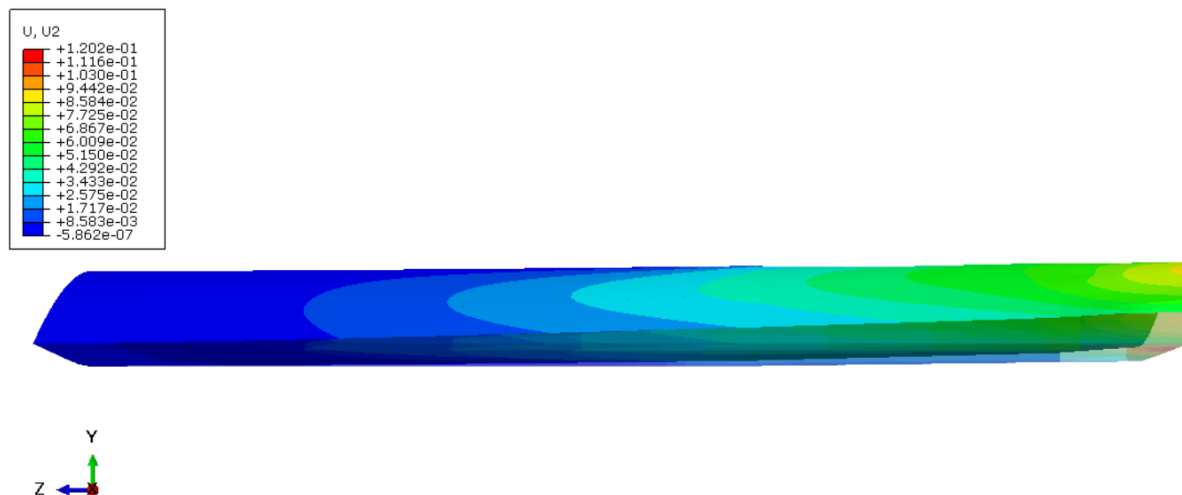
Slika 35 prikazuje pomak krila po osi Y u točki A. Na gornjoj slici prikazan je pomak gornjake, a na donjoj slici pomak donjake.



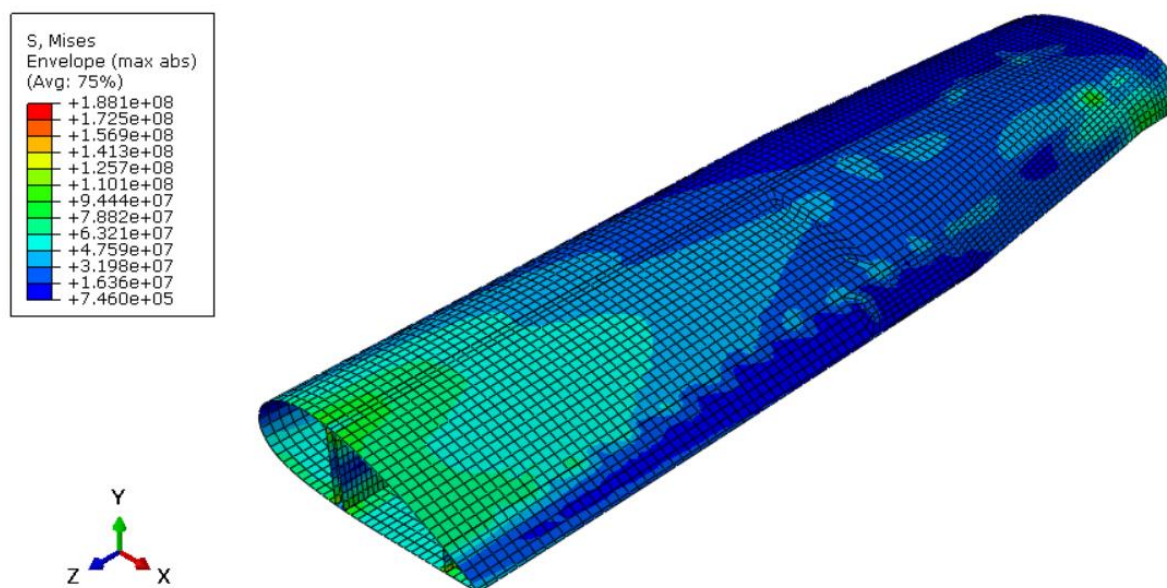
Slika 34. Pomak [m] krila po osi Y u točki A

Maksimalni pomak iznosi 120,2 mm te se nalazi na donjaci na kraju krila. Pomak se također tu pojavljuje kao i u točki S zato što u tom dijelu krila nema drugih konstrukcijskih elemenata koji bi spriječili pomak oplata.

Na slici 35 prikazan je deformirani oblik krila u usporedbi s neopterećenim krilom.

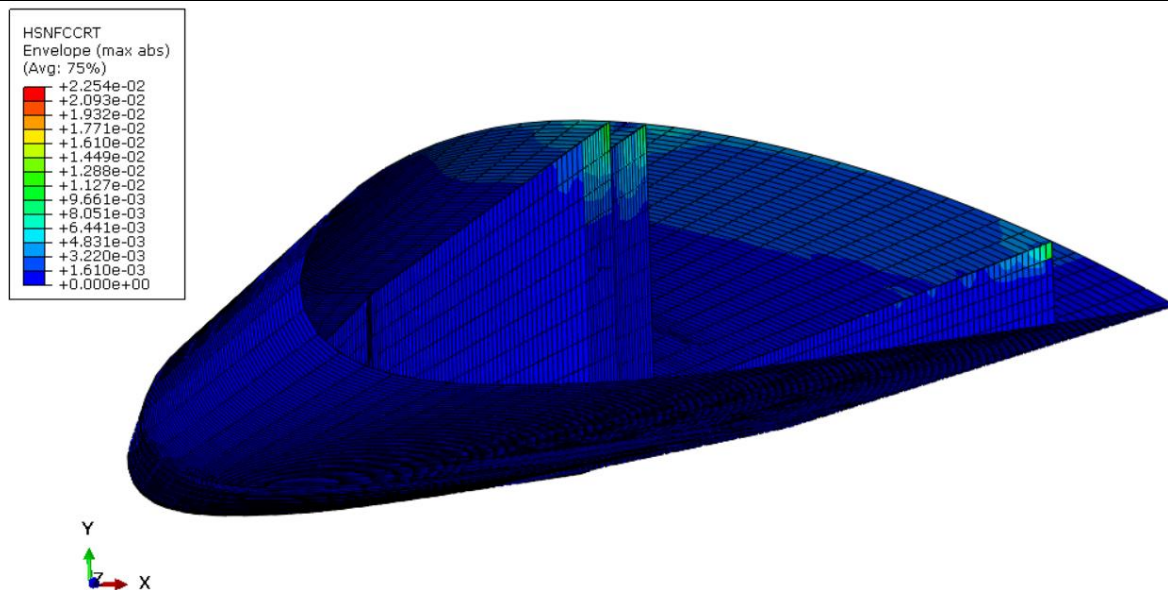


Slika 35. Deformirani oblik krila u točki A, vrijednosti pomaka su u [m]

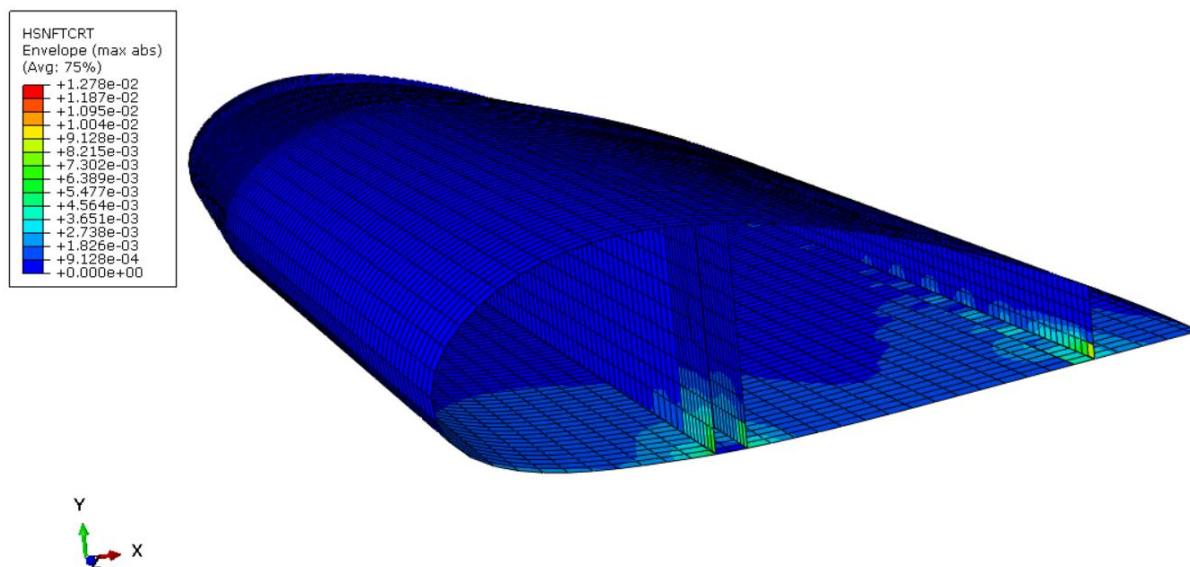


Slika 36. Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u u točki A

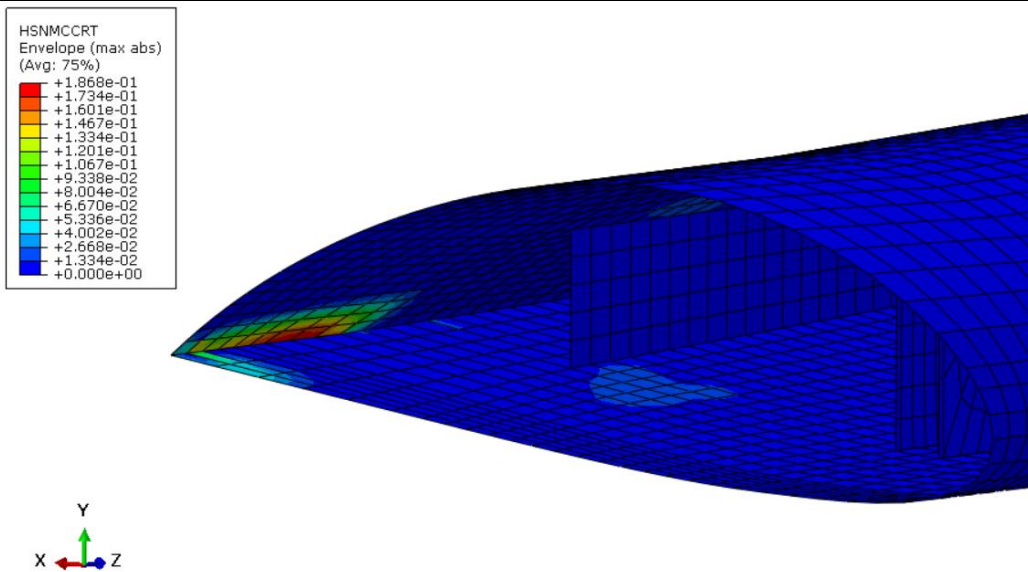
Najveće naprezanje se pojavljuje na stražnjoj ramenjači u korijenu krila što je i očekivano zato što je stražnja ramenjača element najmanje čvrstoće u krilu.



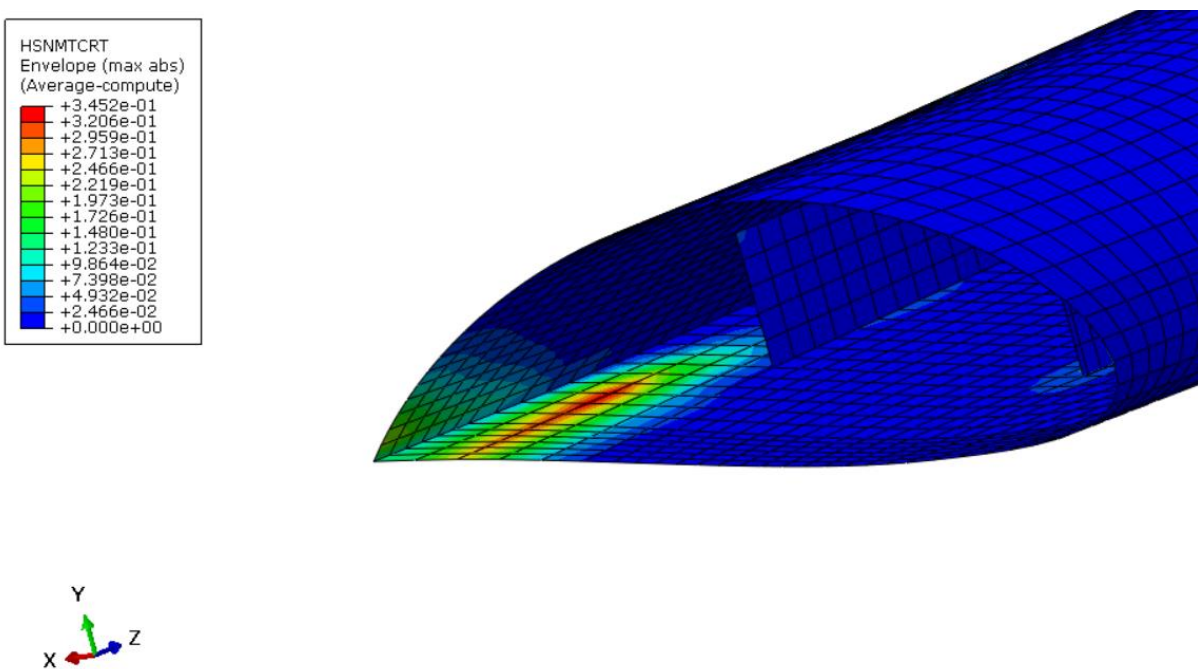
Slika 37. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki A



Slika 38. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki A



Slika 39. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed tlačnog napreznja prema Hashin kriteriju u točki A



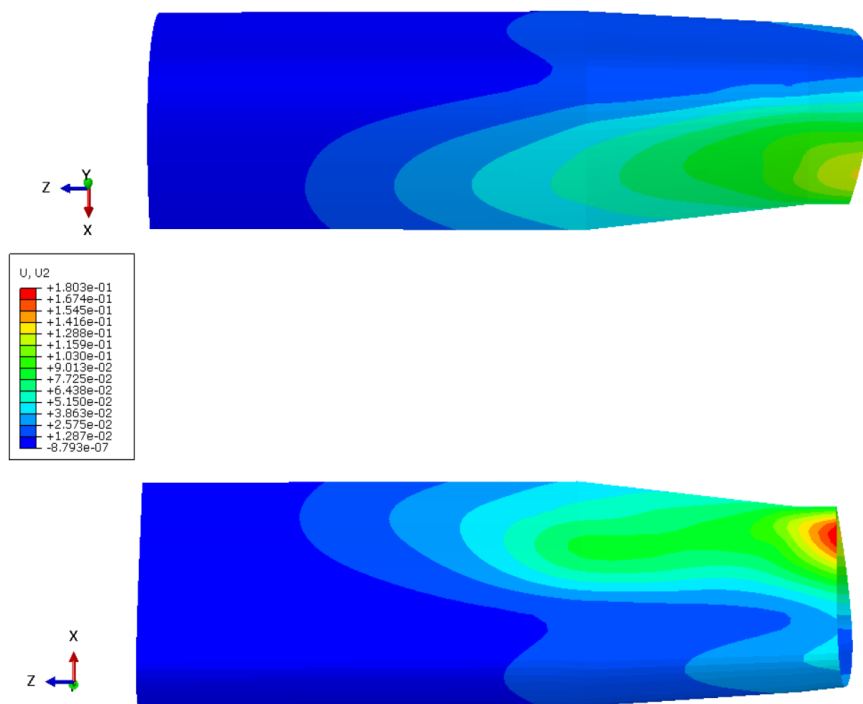
Slika 40. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed vlačnog napreznja prema Hashin kriteriju u točki A

Kao što je i očekivano neće doći do popuštanja vlakana i matrice pri graničnom normalnom opterećenju $n = 3$. Svi indeksi popuštanja su manji od 1 što je granica popuštanja prema Hashin kriteriju.

8.3. Točka G

U točki G brzina je $V_G = 53,71 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, a normalno opterećenje iznosi $n = 4,5$. To je krajnje normalno opterećenje te u toj točki može doći od oštećenja konstrukcije krila, ali ne smije doći do loma konstrukcije barem 3 sekunde [12].

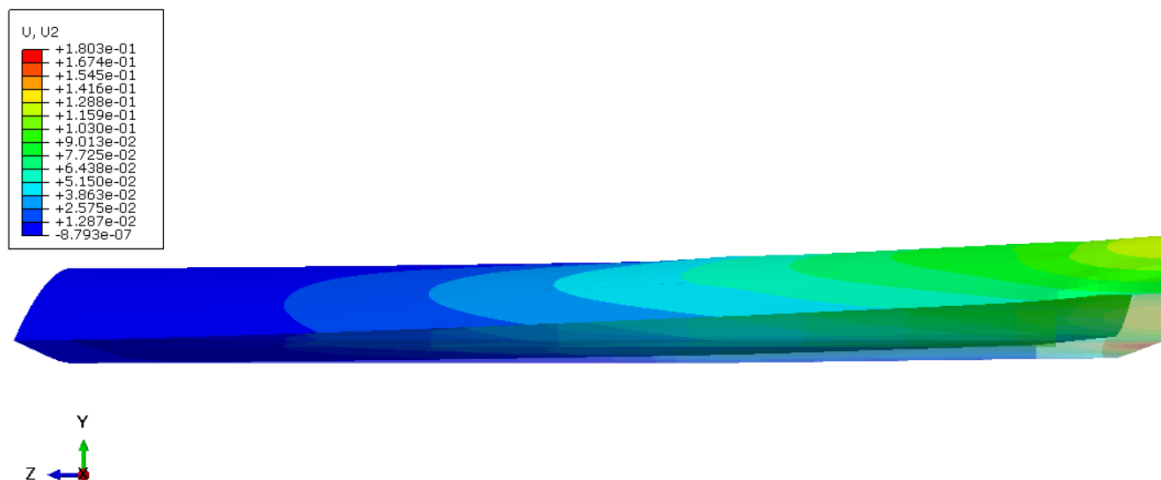
Slika 41 prikazuje pomak krila po osi Y u točki G. Na gornjoj slici prikazan je pomak gornjake, a na donjoj slici pomak donjake.



Slika 41. Pomak [m] krila po osi Y u točki G

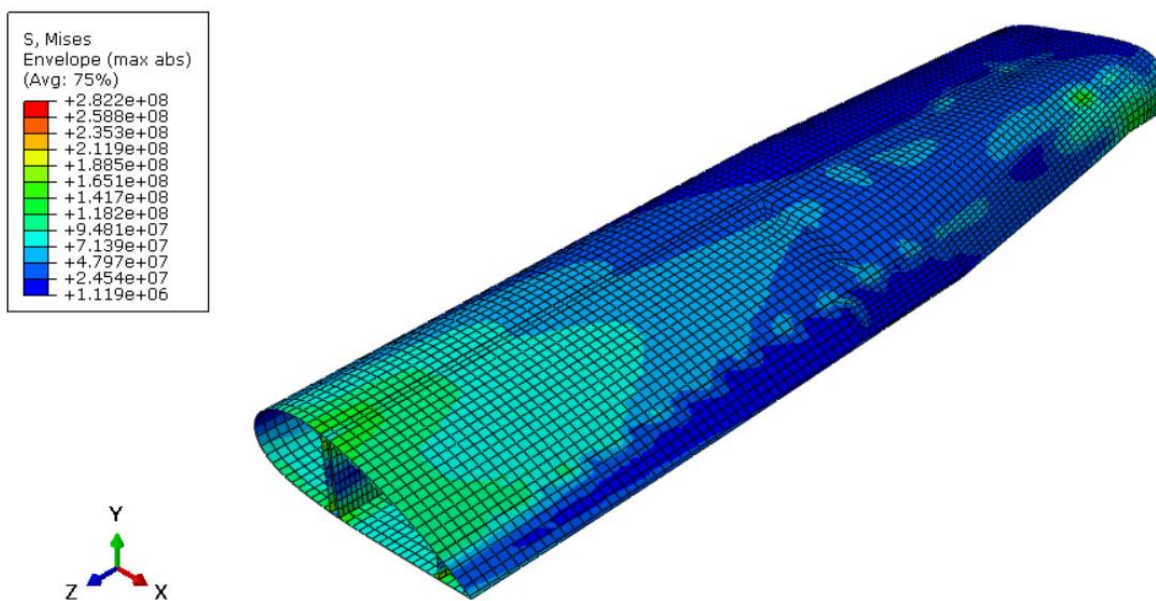
Maksimalni pomak iznosi 180,3 mm te se nalazi na donjaci na kraju krila.

Na slici 42 prikazan je deformirani oblik krila u usporedbi s neopterećenim krilom.



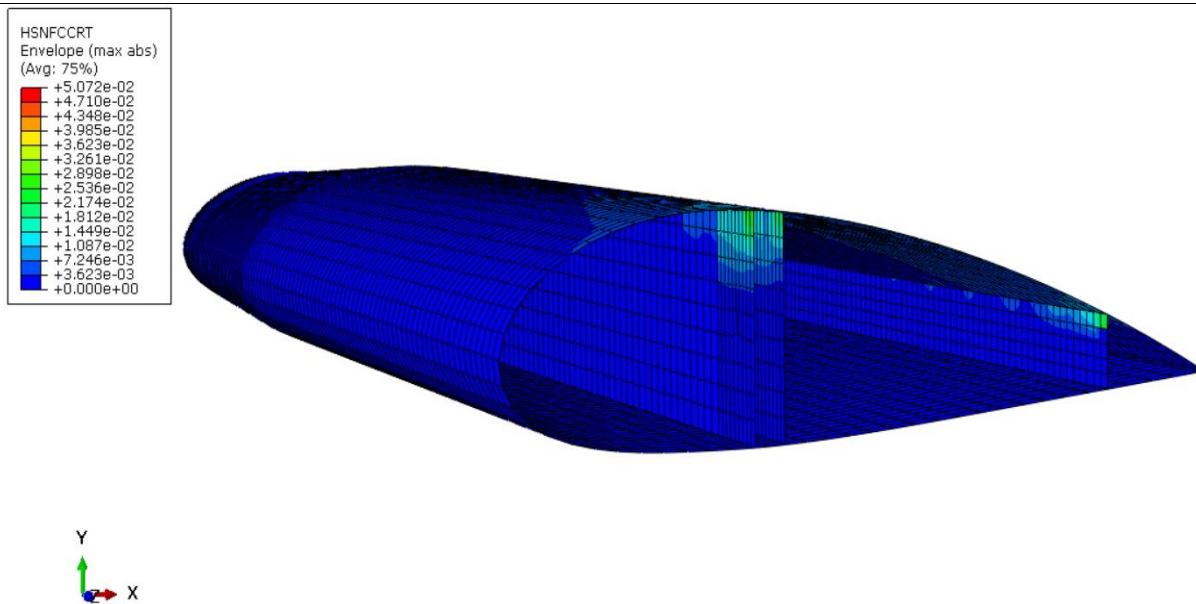
Slika 42. Deformirani oblik krila u točki G, vrijednosti pomaka su u [m]

Na slici 43 prikazana je raspodjela naprezanja po von Mises-u u točki G.

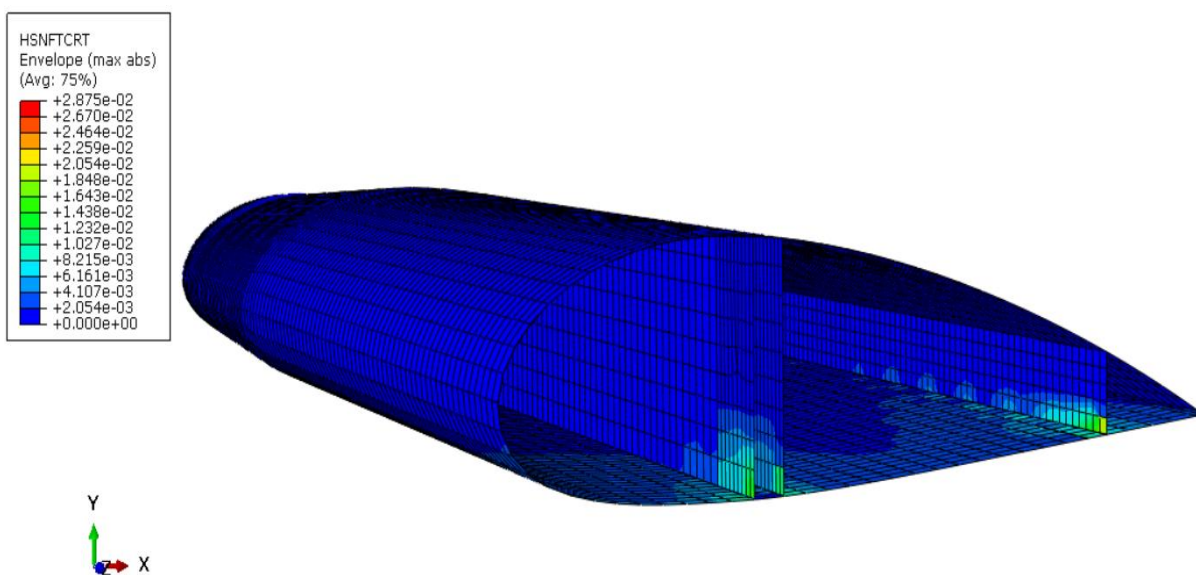


Slika 43. Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u u točki G

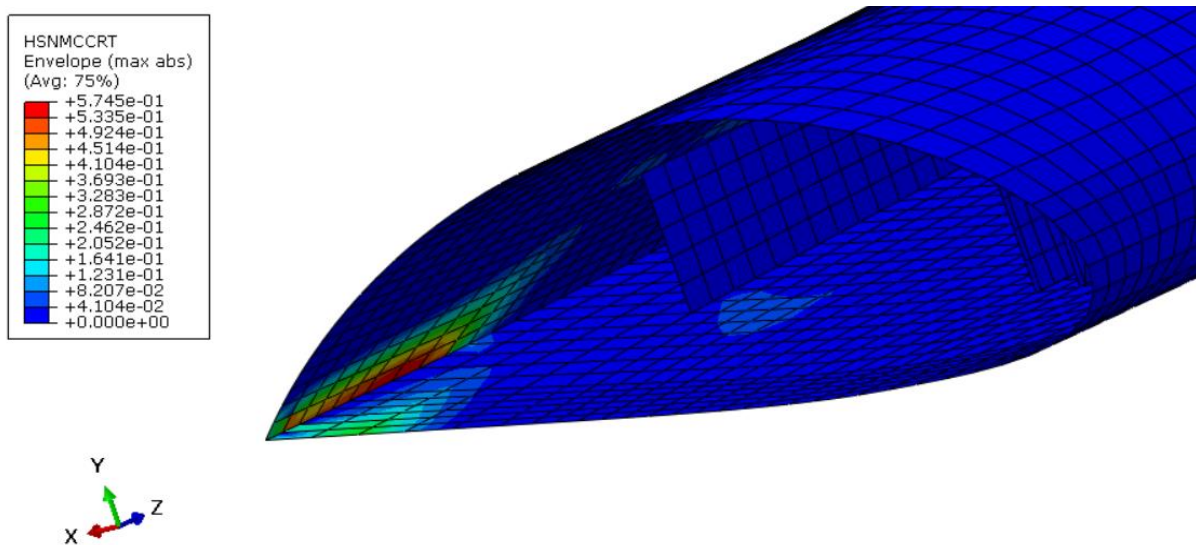
Najveće ekvivalentno naprezanje po Von Mises-u nastaje na spoju stražnje ramenjače s oplatom.



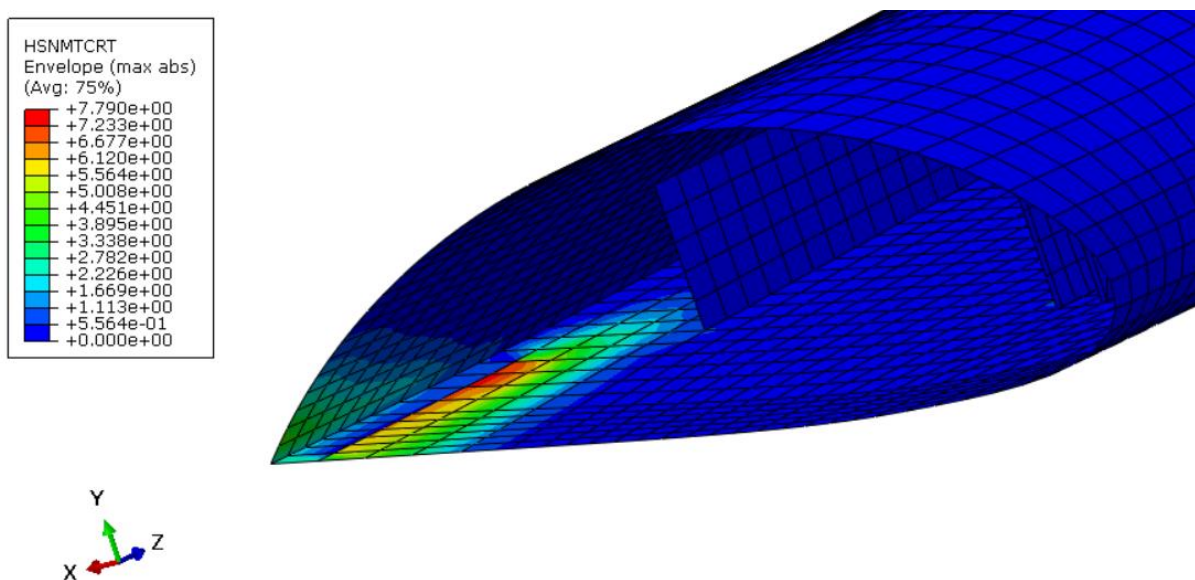
Slika 44. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog naprežanja prema Hashin kriteriju u točki G



Slika 45. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed vlačnog naprežanja prema Hashin kriteriju u točki G



Slika 46. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed tlačnog napreznja prema Hashin kriteriju u točki G

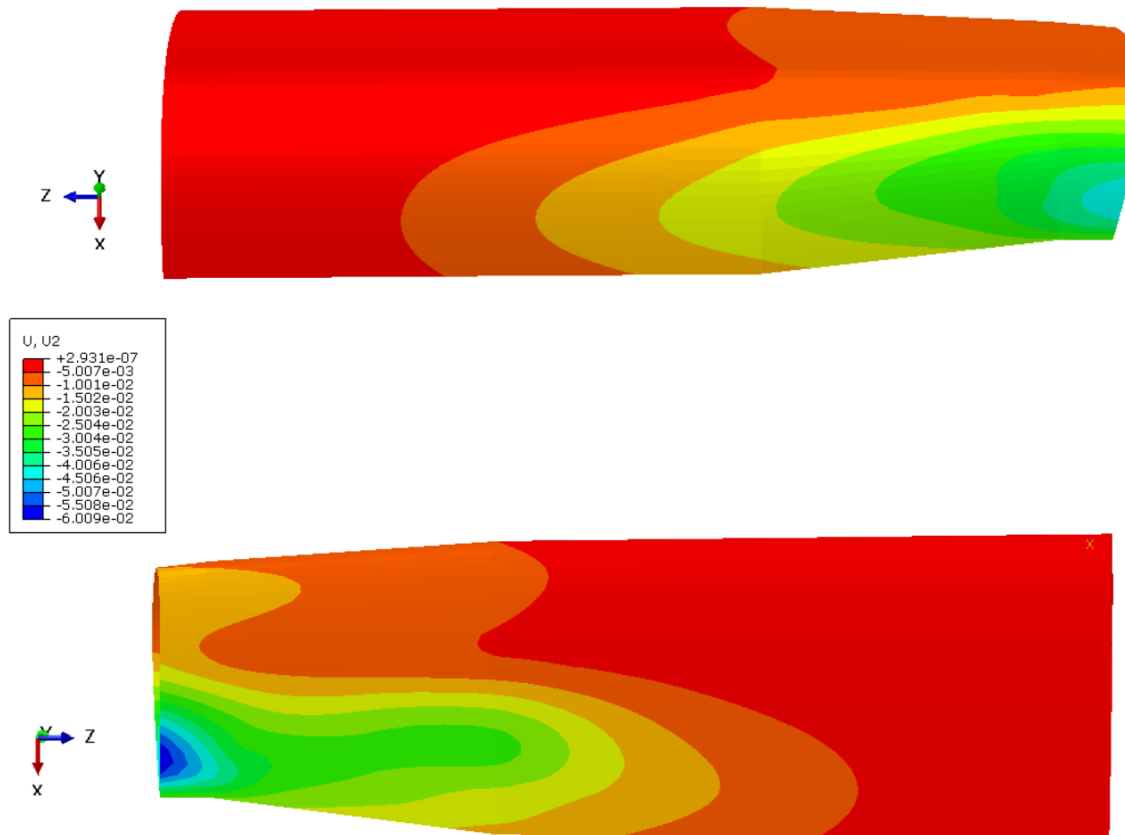


Slika 47. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed vlačnog napreznja prema Hashin kriteriju u točki G

Pri krajnjem normalnom opterećenju $n = 4,5$ dolazi do popuštanja matrice uslijed vlačnog napreznja. Najveća vrijednost po Hashin-ovom kriteriju pojavljuje se u matrici oplata krila pri vrhu krila. U tom dijelu vrijednost Hashin-ovog kriterija popuštanja iznosi 7,79, a vrijednost granice ,za matrice kod kojih ne dolazi do popuštanja, iznosi 1.

8.4. Točka F

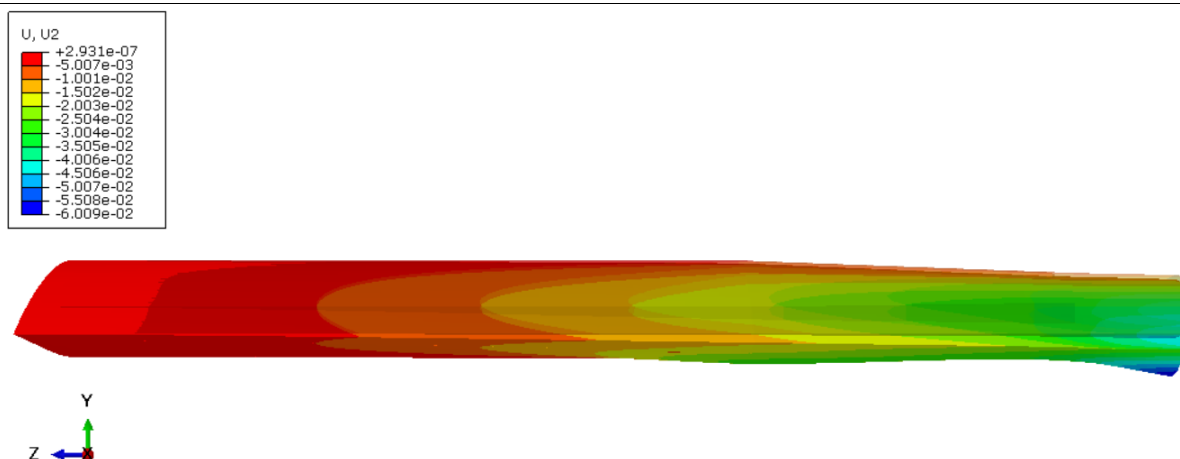
U točki F brzina iznosi $V_F = 33,65 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ i normalno opterećenje je $n = -1,5$. Navedeno normalno opterećenje je granično normalno opterećenje u negativnom području. Pri tom opterećenju ne smije doći do popuštanja konstrukcije.



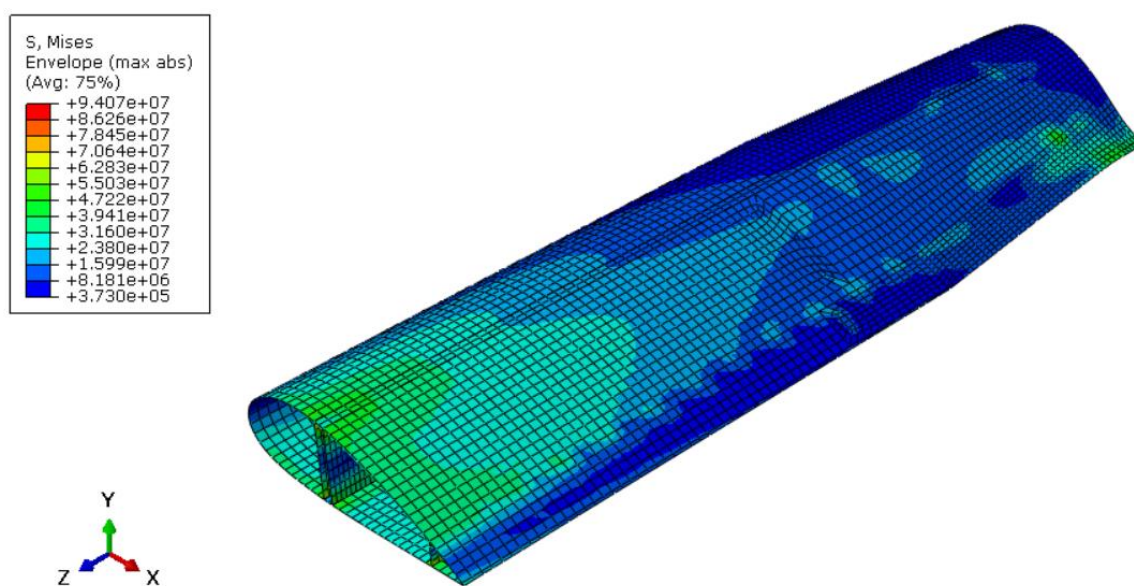
Slika 48. Pomaci [m] krila po osi Y u točki F

Maksimalni pomak po osi Y iznosi 60,09 mm te se nalazi na donjaci vrha krila.

Na slici 49 prikazan je deformirani oblik krila u usporedbi s neopterećenim krilom.

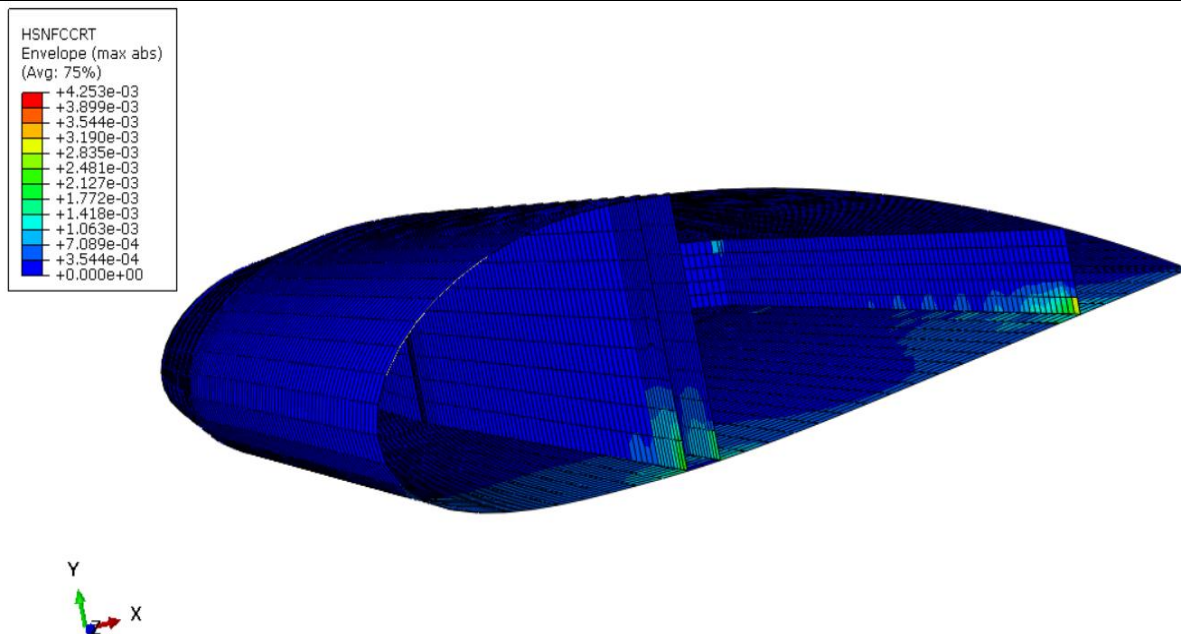


Slika 49. Deformirani oblik krila u točki F, vrijednosti pomaka su u [m]

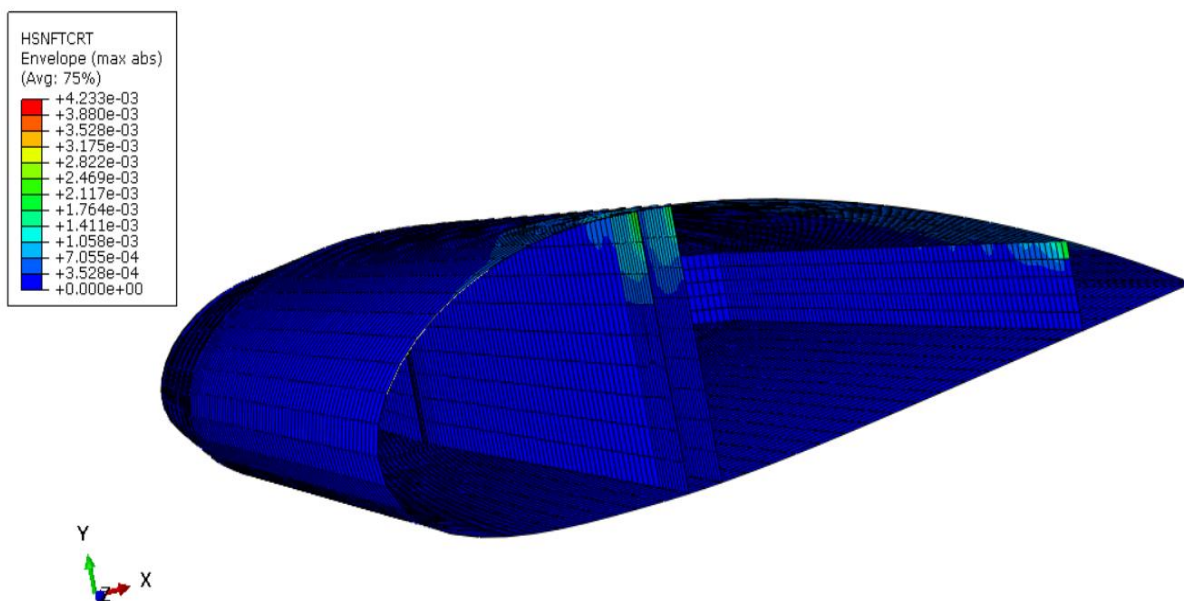


Slika 50. Raspodjela napreznja [Pa] prema von Mises-u u točki F

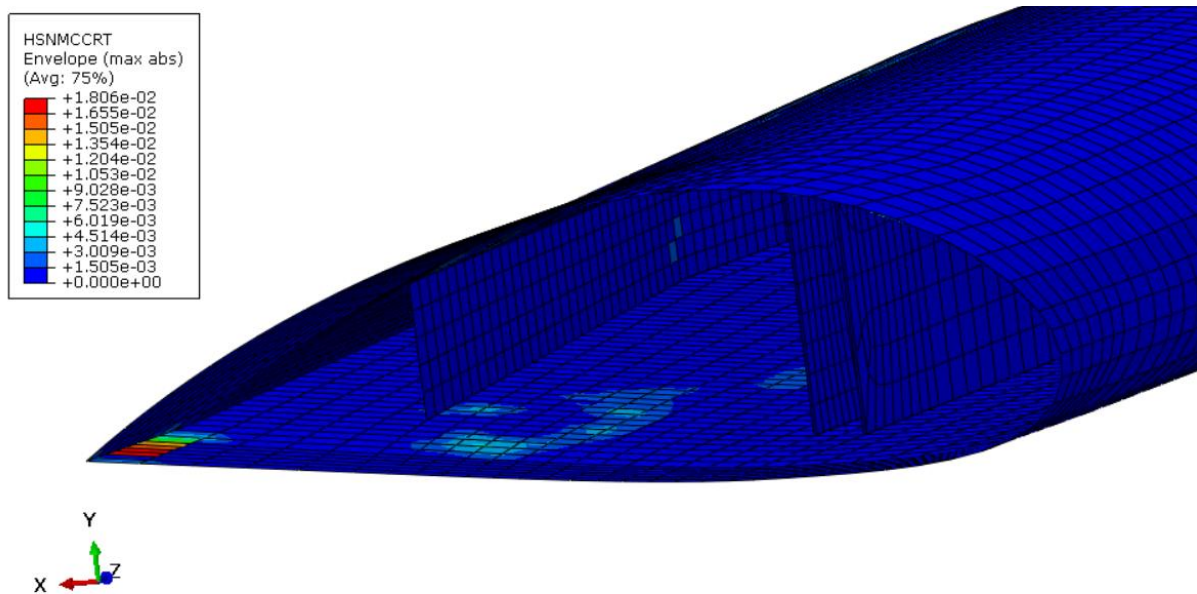
Najveće ekvivalentno opterećenje prema von Mises-u nastaje na spoju stražnje ramenjače i oplatae.



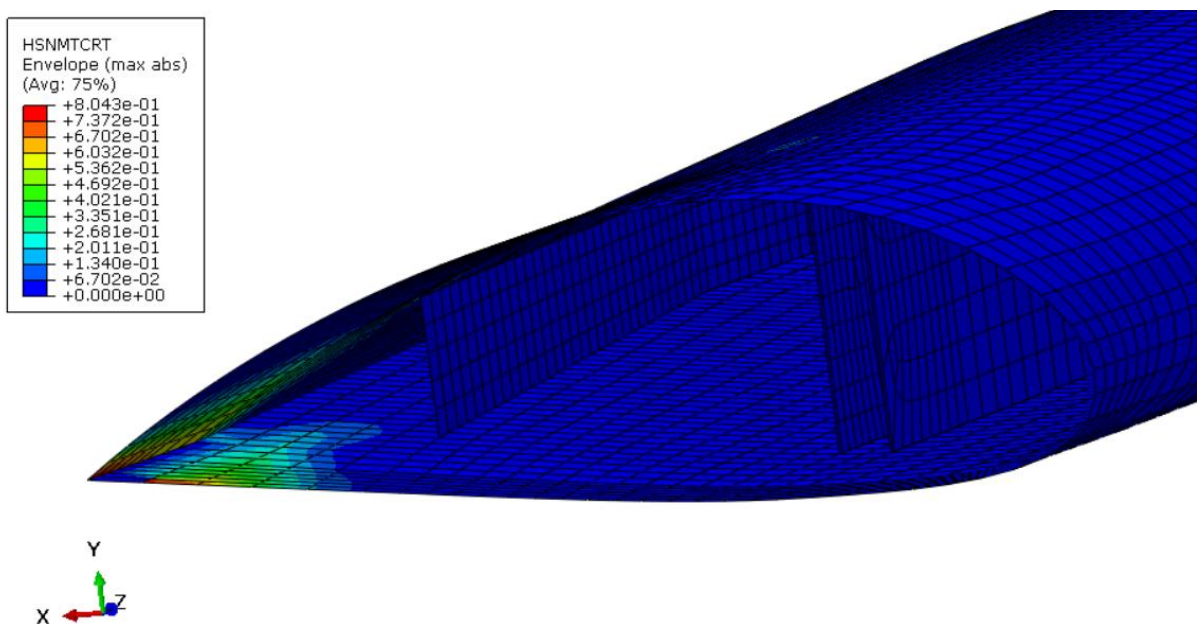
Slika 51. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki F



Slika 52. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki F



Slika 53. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki F

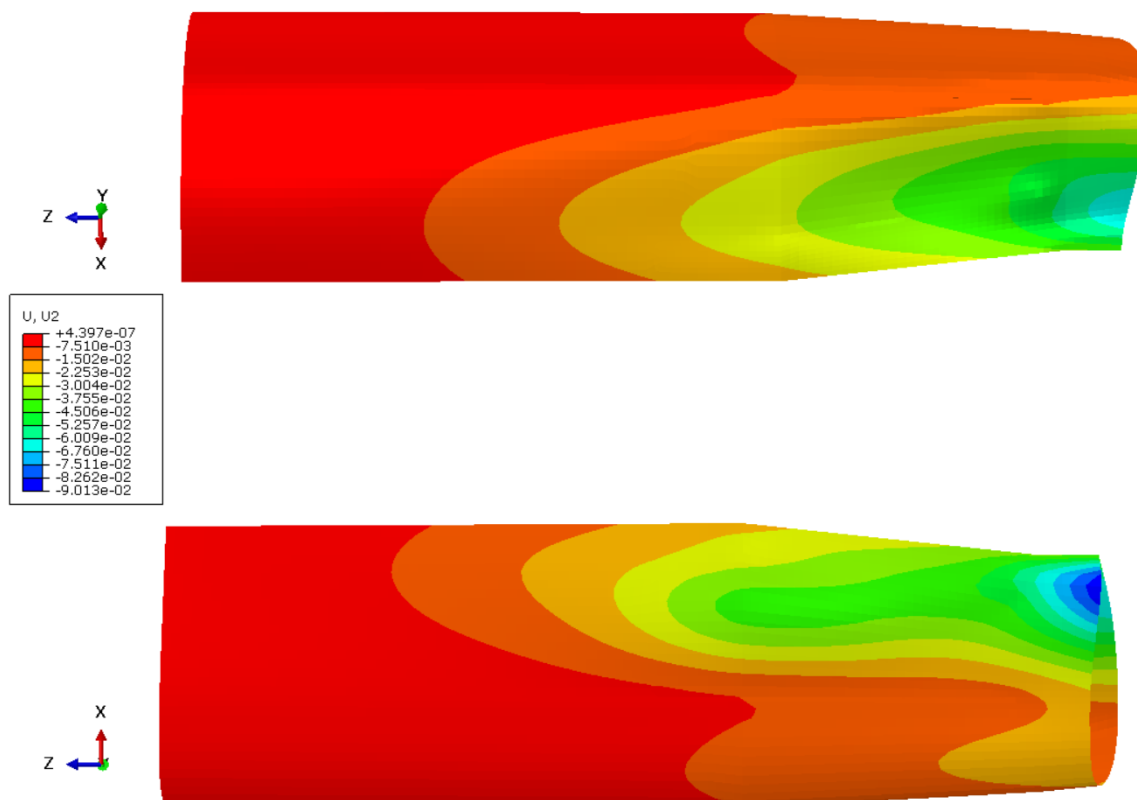


Slika 54. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju u točki F

Za naprezanje pri normalnom opterećenju $n = -1,5$ ne dolazi do popuštanja konstrukcije što je i očekivano za negativno granično normalno opterećenje. Najveća vrijednost Hashin-ovog kriterija popuštanja iznosi 0,8043 i nalazi se na donjaci pri vrhu krila.

8.5. Točka J

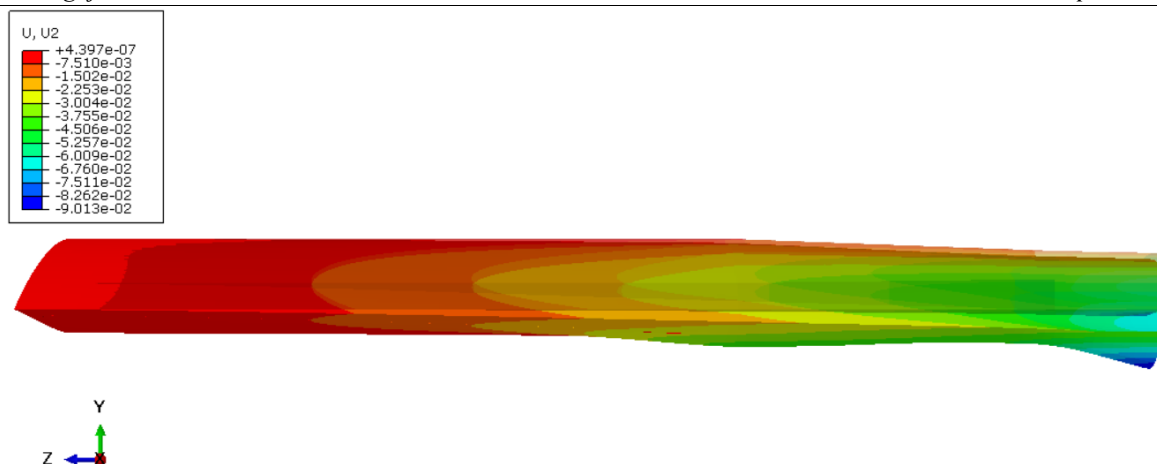
U točki J brzina iznosi $V_J = 41 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ i normalno opterećenje je $n = -2,25$. To je krajnje negativno normalno opterećenje te može doći do oštećenja konstrukcije kao i u točki G ali ne smije doći do loma konstrukcije barem 3 sekunde [12].



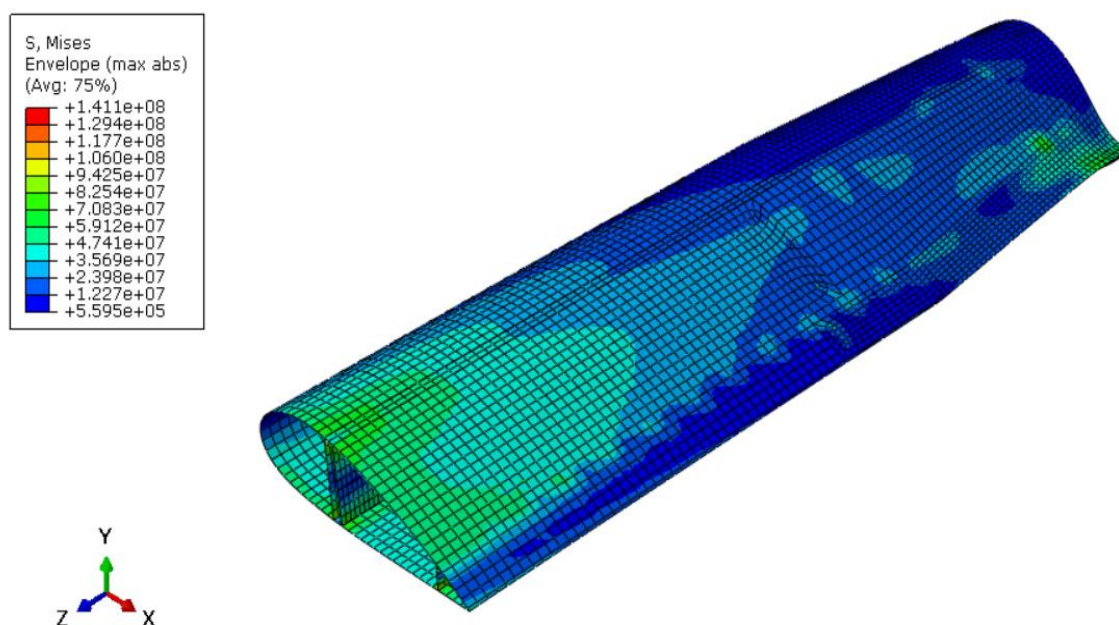
Slika 55. Pomak [m] krila po osi Y u točki J

Najveći pomak po osi Y se pojavljuje na oplati pri vhu krila i iznosi 0,09013 m.

Na slici 53 prikazan je deformirani oblik krila u usporedbi s neopterećenim krilom.

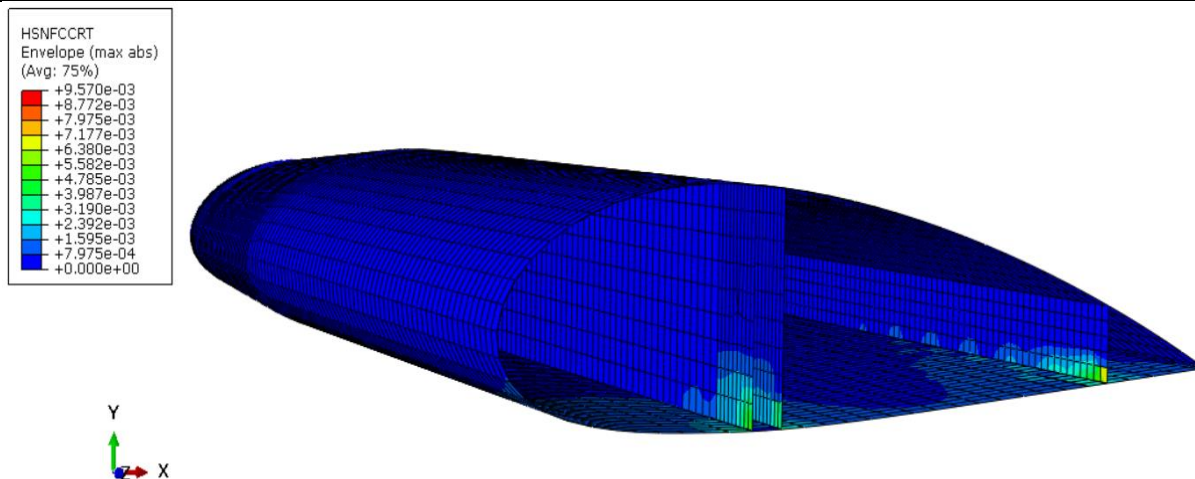


Slika 56. Deformirani oblik krila u točki J, vrijednosti pomaka su u [m]

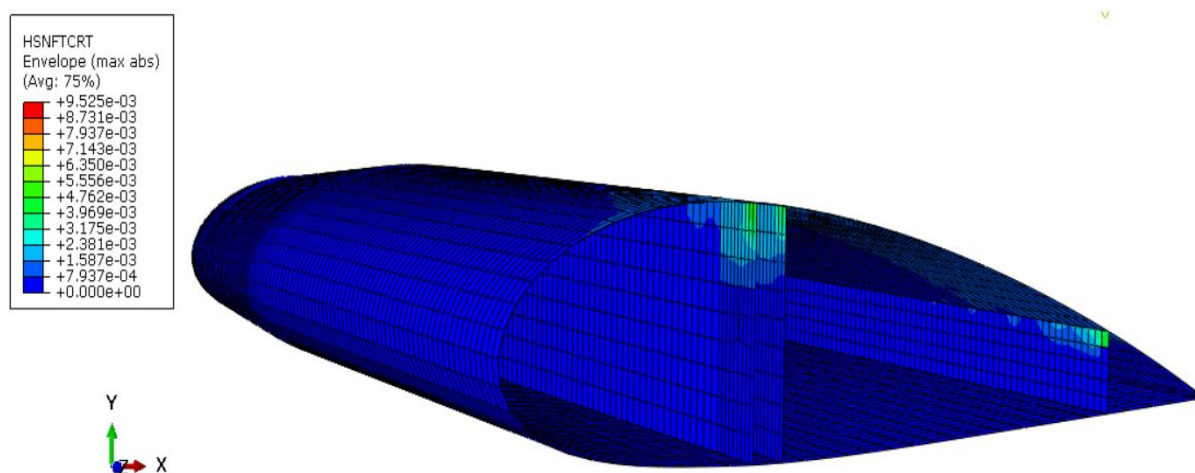


Slika 57. Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u u točki J

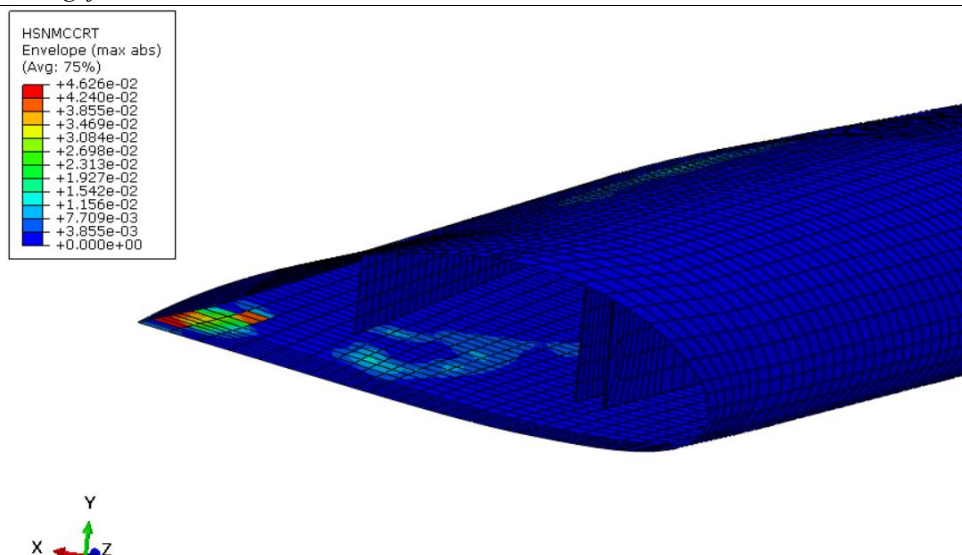
Najveće ekvivalentno opterećenje prema von Mises-u nastaje na spoju stražnje ramenjače i oplate.



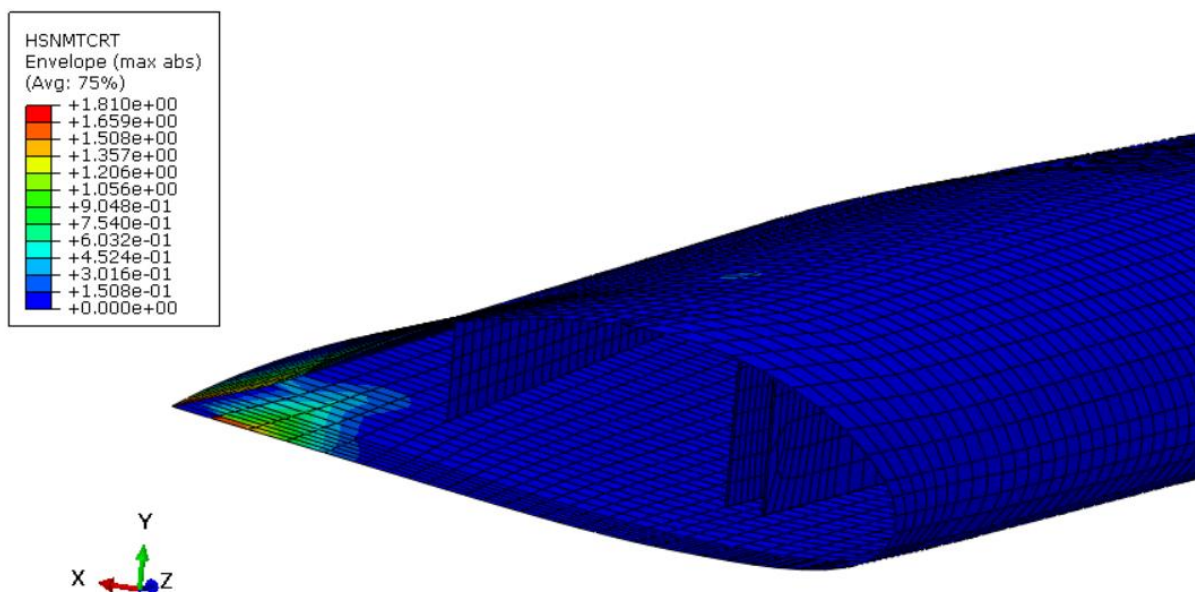
Slika 58. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed tlačnog napreznja prema Hashin kriteriju u točki J



Slika 59. Raspodjela kriterija popuštanja [-] vlakana uslijed vlačnog napreznja prema Hashin kriteriju u točki J



Slika 60. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed tlačnog napreznja prema Hashin kriteriju u točki J



Slika 61. Raspodjela kriterija popuštanja [-] matrice uslijed vlačnog napreznja prema Hashin kriteriju u točki J

Pri krajnjem normalnom opterećenju $n = -2,25$ dolazi do popuštanja matrice uslijed tlačnog napreznja i iznosi 1,81.

9. ZAKLJUČAK

U ovom radu provedena je numerička analiza krila hidroaviona za različite brzine i normalna opterećenja. Navedena numerička analiza provedena je u programu *Abaqus*.

Rezultati analize provedene za karakteristične točke V-n dijagrama A, F, G, J, S pokazuju kako neće doći do oštećenja konstrukcije krila sve dok se zrakoplov nalazi unutar ovojnice leta prikazane u V-n dijagramu.

Prema dobivenim rezultatima može se zaključiti da je potrebno prednju i stražnju ramenjaču produžiti do kraja krila ili dodati rebra kako bi se eliminirala koncentracija naprezanja na oplati pri vrhu krila.

Za krajnja normalna opterećenja dolazi do popuštanja matrice uslijed vlačnog naprezanja po Hashin-ovom kriteriju popuštanja.

Za daljni nastavak rada i povećanje točnosti rezultata trebalo bi stražnju ramenjaču izvesti kao sendvič konstrukciju te napraviti analizu s plovkom. Također, za pouzdaniji proračun čvrstoće trebalo bi provesti analizu otpornosti na udarna oštećenja krila pri udaru plovka u vodenu površinu.

LITERATURA

- [1] Seaplane - Wikipedia, <https://en.wikipedia.org/wiki/Seaplane>, Pristupio: 27.04.2022.
- [2] AIRFISH 8 – Wigetworks, <https://www.wigetworks.com/airfish-8>, Pristupio: 27.04.2022.
- [3] U.S. Department of Transportation, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, Flight Standards Service, Aviation Maintenance Tehnical Handbook - Airframe, Volume 1, 2012.
- [4] EQUATOR AIRCRAFT ,<https://www.equatorair.de/flwing.htm>, Pristupio: 28.04.2022.
- [5] Guidelines for QFLR5 v0.03 , XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers, 2009.
- [6] Slobodan Janković, Milan Vrdoljak, Predavanja iz kolegija iz Performanse Zrakoplova, Sveučilište u Zagrebu, 2016.
- [7] Flight Envelope – Support, <https://www.uavnavigation.com/support/kb/general/general-system-info/flight-envelope>, Pristupio: 01.05.2022.
- [8] Finzir I.: Završni rad, Zagreb, 2016.
- [9] Smojver I., Mehanika kompozitnih materijala, ver. 06/2007, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Sveučilište u Zagrebu, 2007.
- [10] Core Materials, Airex C70, Universal Structural Foam DATA SHEET 07.2011 - Replaces 08.2010, 2010.
- [11] Chun H. Wang, Cong N. Duong, Bonded Joints and Repairs to Composite Airframe Structures, 2016.
- [12] Ultimate Load SKYbrary Aviation Safety, <https://skybrary.aero/articles/ultimate-load>, Pristupio: 02.05.2022.