

# Proračun čvrstoće konstrukcije krila transportnog aviona opterećenog inercijskim silama

---

**Vidović, Sara**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2024**

*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:235:065863>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2025-02-07**

*Repository / Repozitorij:*

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# ZAVRŠNI RAD

**Sara Vidović**

Zagreb, 2024.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# ZAVRŠNI RAD

Mentor:

Izv. prof. dr. sc. Darko Ivančević

Student:

Sara Vidović

Zagreb, 2024.

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

Zahvaljujem se svom mentoru izv. prof. dr. sc. Darku Ivančeviću na ukazanom povjerenju, podršci, strpljenju i razumijevanju te na pruženoj pomoći prilikom pisanja ovog rada.

Zahvaljujem se prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku na pruženoj pomoći.

Zahvaljujem se prijateljima i kolegama koji su bili uz mene tijekom studiranja, pružali mi podršku i pomoć te time olakšali i uljepšali ovaj period života.

Konačno, zahvaljujem se svojim najmilijima na ljubavi, razumijevanju i podršci koju mi uvijek pružaju.

Sara Vidović



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 – 04 / 24 – 06 / 1	
Ur.broj: 15 – 24 –	

## ZAVRŠNI ZADATAK

Student: Sara Vidović JMBAG: 0119049181

Naslov rada na hrvatskom jeziku: Proračun čvrstoće konstrukcije krila transportnog aviona opterećenog inercijskim silama

Naslov rada na engleskom jeziku: Stress analysis of a transport aircraft wing structure loaded with inertial loads

Opis zadatka:

Konstrukcija krila aviona je opterećena momentom savijanja, poprečnim silama i momentom uvijanja. Iznosi i raspodjele opterećenja krila pri manevriranju ovise o parametrima leta, a dimenzioniranje elemenata konstrukcije krila se provodi s obzirom na opterećenja u kritičnim točkama iz  $V-n$  dijagrama. Zadatak završnog rada je provesti numerički proračun čvrstoće krila aviona opterećenog inercijskim silama pri manevriranju kod kritičnih točaka iz  $V-n$  dijagrama.

U radu je potrebno:

- odabrati geometrijske parametre razmatrane konstrukcije krila s obzirom na postojeći tip aviona
- konstruirati  $V-n$  dijagram razmatranog aviona
- numerički proračun provesti primjenom programa *Abaqus/Standard*\*
- izraditi numerički model pojednostavljene konstrukcije krila
- dimenzionirati konstrukcijske elemente s obzirom na granična i krajnja opterećenja iz  $V-n$  dijagrama
- numerički proračun provesti kao materijalno nelinearan
- objasniti korištene pretpostavke i pojednostavljenja.

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

Zadatak zadan:

24. 4. 2024.

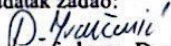
Datum predaje rada:

2. rok (izvanredni): 11. 7. 2024.  
3. rok: 19. i 20. 9. 2024.

Predviđeni datumi obrane:

2. rok (izvanredni): 15. 7. 2024.  
3. rok: 23. 9. – 27. 9. 2024.

Zadatak zadao:

  
izv. prof. dr. sc. Darko Ivančević

Predsjednik Povjerenstva:

  
prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

## SADRŽAJ

SADRŽAJ .....	I
POPIS SLIKA .....	II
POPIS TABLICA.....	IV
POPIS OZNAKA .....	V
SAŽETAK.....	VII
SUMMARY .....	VIII
1. UVOD.....	1
2. KONSTRUKCIJA KRILA.....	2
2.1. Osnovni konstruktivni elementi krila.....	2
2.1.1. Oplata.....	3
2.1.2. Uzdužnice .....	3
2.1.3. Rebra .....	4
2.1.4. Ramenjače.....	4
2.2. Spoj krila i trupa.....	5
2.3. Materijali.....	6
3. GEOMETRIJA KRILA .....	7
4. V-n DIJAGRAM .....	9
5. NUMERIČKI MODEL .....	12
5.1. Materijali.....	12
5.2. Debljine konstruktivnih elemenata krila .....	13
5.3. Opterećenje i rubni uvjeti.....	16
5.4. Mreža konačnih elemenata.....	22
6. REZULTATI .....	24
6.1. Granično opterećenje +3g (točke A i B) .....	24
6.1.1. Prvi slučaj.....	24
6.1.2. Drugi slučaj.....	25
6.1.3. Treći slučaj.....	27
6.1.4. Četvrti slučaj .....	28
6.1.5. Peti slučaj.....	29
6.2. Krajnje opterećenje +4,5g (točke G i H).....	30
6.3. Granično opterećenje -1,5g (točke C i D) .....	32
6.4. Krajnje opterećenje -2,25g (točke E i F).....	33
6.5. Raspodjela naprežanja na uzdužnicama.....	34
6.6. Usporedba raspodjele ukupnih pomaka za sva opterećenja.....	35
7. ZAKLJUČAK.....	37
LITERATURA.....	38

**POPIS SLIKA**

Slika 1.1 Flyer I [1] .....	1
Slika 1.2 Airbus A319 [2] .....	1
Slika 2.1 Osnovni konstruktivni elementi krila [3] .....	2
Slika 2.2 Pozicija krila u odnosu na trup [4] .....	2
Slika 2.3 Oblici profila uzdužnica [5] .....	3
Slika 2.4 Izvedba s dvostrukom oplatom [5].....	3
Slika 2.5 Položaj rebara u tlocrtu krila [5] .....	4
Slika 2.6 Osnovni konstruktivni elementi sastavljene ramenjače [5] .....	4
Slika 2.7 Različite izvedbe ramenjača [5].....	5
Slika 2.8 Diskretan spoj u tri točke [5].....	5
Slika 2.9 Kontinuirani spoj [5].....	6
Slika 3.1 Model krila s oplatom i bez oplata .....	8
Slika 4.1 V-n dijagram .....	10
Slika 5.1 Svojstva materijala u plastičnom području .....	12
Slika 5.2 Debljine pojasa i struka ramenjača .....	13
Slika 5.3 Debljine oplata gornjake krila.....	13
Slika 5.4 Debljine oplata donjake krila .....	14
Slika 5.5 Debljine rebara .....	14
Slika 5.6 Poprečni presjek uzdužnica, dimenzije su u [m].....	15
Slika 5.7 Profil uzdužnica .....	15
Slika 5.8 Aproksimacija raspodjele tlaka po polurasponu krila [7] .....	16
Slika 5.9 Rezultanta sila uzgona .....	17
Slika 5.10 Opterećenje motora .....	18
Slika 5.11 Opterećenje goriva .....	19
Slika 5.12 Površina $S_\delta$ [9].....	19
Slika 5.13 Načini modeliranja opterećenja od krilca .....	21
Slika 5.14 Rubni uvjet.....	21
Slika 5.15 Mreža konačnih elemenata s oplatom i bez oplata .....	22
Slika 5.16 Konvergencija rješenja.....	23
Slika 6.1 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +3g, prvi slučaj .....	24
Slika 6.2 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +3g, prvi slučaj .....	25
Slika 6.3 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +3g, drugi slučaj.....	26
Slika 6.4 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +3g, drugi slučaj .....	26
Slika 6.5 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +3g, treći slučaj .....	27
Slika 6.6 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +3g, treći slučaj.....	27
Slika 6.7 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +3g, četvrti slučaj.....	28
Slika 6.8 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +3g, četvrti slučaj.....	28
Slika 6.9 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +3g, peti slučaj .....	29
Slika 6.10 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +3g, peti slučaj.....	29
Slika 6.11 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +4,5g .....	30
Slika 6.12 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +4,5g .....	31
Slika 6.13 Raspodjela plastičnih deformacija [-] na gornjaci krila za opterećenje +4,5g.....	31
Slika 6.14 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje -1,5g .....	32

---

Slika 6.15 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje -1,5g .....	32
Slika 6.16 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje -2,25g .....	33
Slika 6.17 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje -2,25g .....	33
Slika 6.18 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] na uzdužnicama za različita opterećenja.....	34
Slika 6.19 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za sva opterećenja .....	35



**POPIS TABLICA**

Tablica 3.1 Dimenzije krila [11] .....	7
Tablica 4.1 Karakteristike zrakoplova A-319 [10].....	9
Tablica 5.1 Svojstva aluminijskih legura [12] [13].....	12
Tablica 5.2 Iznosi rezultantne sile uzgona u odnosu na faktor normalnog opterećenja.....	16
Tablica 5.3 Iznosi opterećenja motora u odnosu na faktor normalnog opterećenja.....	17
Tablica 5.4 Iznosi opterećenja goriva u odnosu na faktor normalnog opterećenja.....	18
Tablica 5.5 Vrste i broj konačnih elemenata modela .....	22

**POPIS OZNAKA**

Oznaka	Jedinica	Opis
$b$	m	Raspon krila
$c_r$	m	Duljina tetive u korijenu krila
$c_t$	m	Duljina tetive u vrhu krila
$c_{l\alpha}$	1/rad	Gradijent uzgona profila po napadnom kutu
$c_{l\delta}$	1/rad	Gradijent profila po otklonu krilca
$C_L$	-	Koeficijent uzgona krila
$C_{Lmax}$	-	Najveći koeficijent uzgona krila
$C_{L\alpha}$	1/rad	Gradijent uzgona krila po napadnom kutu
$C_{N\delta}$	1/rad	Gradijent normalne sile po otklonu upravljačke površine
$E$	Pa	Modul elastičnosti
$F_m$	N	Sila motora
$F_n$	N	Rezultantna sila uzgona
$g$	m/s <sup>2</sup>	Ubrzanje Zemljine sile teže
$K_f$	-	Koeficijent korekcije zbog nelinearnosti
$L$	N	Sila uzgona
$L_\delta$	N	Sila uzgona od krilaca
$m$	kg	Masa zrakoplova
$m_g$	kg	Masa goriva
$m_m$	kg	Masa motora
$n$	-	Normalno opterećenje
$p$	Pa	Tlak
$p_g$	Pa	Tlak uslijed težine goriva
$p_m$	Pa	Tlak uslijed težine motora
$p_{\delta 1}$	Pa	Tlak uslijed sile uzgona od krilaca za prvi način modeliranja
$p_{\delta 2}$	Pa	Tlak uslijed sile uzgona od krilaca za drugi način modeliranja
$S$	m <sup>2</sup>	Površina krila
$S_g$	m <sup>2</sup>	Površina na koju djeluje težina goriva
$S_m$	m <sup>2</sup>	Površina na koju djeluje težina motora
$S_\delta$	m <sup>2</sup>	Površina dijela noseće površine na kojoj se nalaze krilca
$V$	m/s	Brzina leta
$V_A$	m/s	Manevarska brzina u točki A
$V_C$	m/s	Brzina krstarenja
$V_d$	m/s	Brzina poniranja
$V_D$	m/s	Manevarska brzina u točki D
$V_E$	m/s	Brzina leta u točki E
$V_H$	m/s	Brzina leta u točki H

---

$V_{stall}$	m/s	Brzina sloma uzgona
$W$	N	Težina zrakoplova
$\delta_l$	°	Otklon krilaca
$\lambda$	-	Suženje krila
$\Lambda$	°	Kut strijele
$\Lambda_{HL}$	°	Kut strijele stražnje ramenjače
$\nu$	-	Poissonov koeficijent
$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	Gustoća
$\sigma_y$	MPa	Granica tečenja
$\phi$	°	Kut dihedrala krila

---

**SAŽETAK**

Zadatak ovog rada je proračun čvrstoće konstrukcije krila transportnog aviona opterećenog inercijskim silama u kritičnim točkama V-n dijagrama.

U prvom dijelu rada opisani su konstruktivni elementi krila te njihove različite izvedbe.

U drugom dijelu rada opisan je postupak modeliranja geometrije krila, postupak konstruiranja V-n dijagrama, njegovo značenje i karakteristične brzine. Nadalje, opisan je postupak numeričkog modeliranja krila u programu *Abaqus*, korišteni materijali, opterećenja i rubni uvjeti. Na samom kraju dani su rezultati analize i zaključak.

Ključne riječi: strelasto krilo, metoda konačnih elemenata, analiza čvrstoće, V-n dijagram

---

**SUMMARY**

The aim of this work is to perform a stress analysis of a transport aircraft wing structure loaded with inertial loads at the critical points in the V-n diagram.

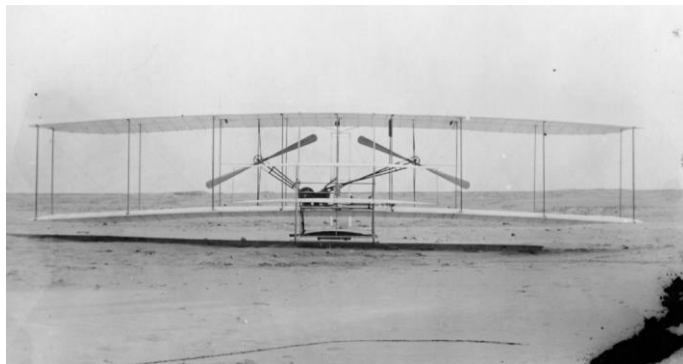
The first part of the work describes the main structural elements of the wing and their various configurations.

The second part describes the procedure for modelling the wing geometry, plotting the V-n diagram, its meaning and characteristic speeds. Furthermore, it describes the procedure of numerical modelling of the wing in the *Abaqus* software, including the materials used, loads and boundary conditions. Finally, the results of the analysis and the conclusion are presented.

Key words: swept wing, Finite Element Method, stress analysis, V-n diagram

## 1. UVOD

Još od davnih vremena ljudi su imali želju letjeti kao ptice pa su stoljećima na razne načine pokušavali konstruirati upravljiv zrakoplov. Ispočetka su zrakoplovi imali jednostavnu konstrukciju poput zrakoplova Flyer I na slici 1.1 kojeg su konstruirali braća Wright te se njima upravljalo deformiranjem konstrukcije cijelog krila.



Slika 1.1 Flyer I [1]

Zrakoplovi danas imaju više upravljačkih površina kao što su krilca, kormilo visine i kormilo pravca, ali i dalje je krilo osnovna nosiva površina preko koje se ostvaruje uzgon kao posljedica razlike tlaka na gornjaci i donjaci. Osnovni konstrukcijski elementi krila su oplata, ramenjača, uzdužnice i rebra. Ovi elementi zajedno čine torzijsku kutiju krila koja preuzima najveći dio opterećenja.

U ovom radu analizirano je ponašanje konstrukcije pojednostavljene torzijske kutije zrakoplova Airbus A319 na slici 1.2 s obzirom na opterećenja pri manevriranju u kritičnim točkama V-n dijagrama.

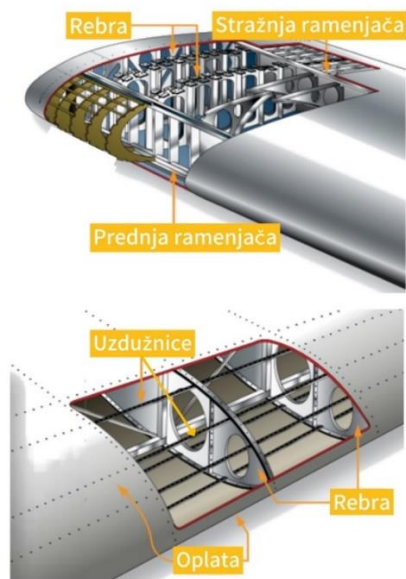


Slika 1.2 Airbus A319 [2]

## 2. KONSTRUKCIJA KRILA

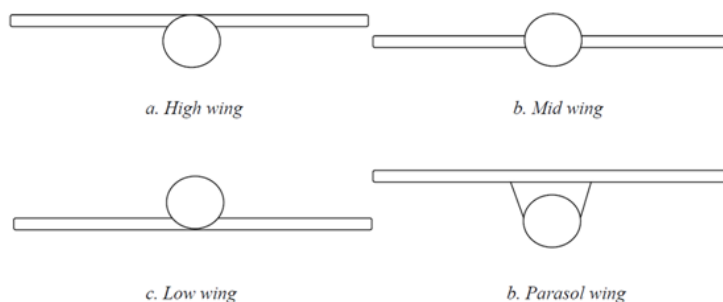
### 2.1. Osnovni konstruktivni elementi krila

Osnovni konstruktivni elementi klasične konstrukcije krila su oplata, uzdužnice, rebra i ramenjača te oni skupa čine torzijsku kutiju koja preuzima najveći dio opterećenja kao što je rečeno u prethodnom poglavlju. Isti su prikazani na slici 2.1.



Slika 2.1 Osnovni konstruktivni elementi krila [3]

Uz ove osnovne konstruktivne elemente, krilo čine i zakrilca, krilca, završetak krila te spremnik goriva. Krila mogu biti učvršćena na trup na različite načine koji će biti objašnjeni u sljedećem potpoglavlju, mogu biti različitih oblika te mogu biti različito pozicionirani u odnosu na trup ovisno o tipu zrakoplova, što je prikazano na slici 2.2. Krila pozicionirana na donjem dijelu trupa najčešća su izvedba kod putničkih zrakoplova kao što je promatrani Airbus A319.



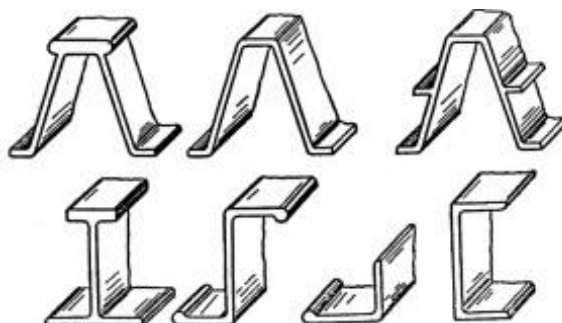
Slika 2.2 Pozicija krila u odnosu na trup [4]

### 2.1.1. Oplata

Oplata prekriva unutarnju konstrukciju krila te mu daje željeni aerodinamički oblik. Ima ključnu ulogu u održavanju oblika krila te preuzima veliki dio tlačnih i vlačnih naprezanja uslijed savijanja ukoliko je izvedena masivno tj. kao potpuno nosiva [5]. Najčešće se izrađuje od aluminijskih legura ili kompozita ojačanih ugljičnim ili staklenim vlaknima. Od izuzetne je važnosti da je površina oplata što glađa kako bi aerodinamički otpor bio što manji. Time se postiže veća brzina i dolet.

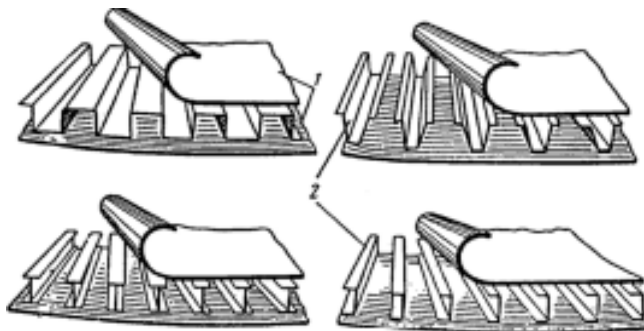
### 2.1.2. Uzdužnice

Uzdužnice su uzdužni elementi spojeni direktno na oplatu krila. Osim što krilu osiguravaju dodatnu krutost, također prenose opterećenje s oplata na ramenjaču. Mogu biti različitih oblika: "hat", Z, I, L ili U; prikazanih na slici 2.3.



Slika 2.3 Oblici profila uzdužnica [5]

Postoje i izvedbe s dvostrukom oplatom, no izbjegavaju se zbog teškog otkrivanja oštećenja, odnosno pukotina, na unutarnjoj oplati [5]. Takva izvedba prikazana je na slici 2.4.

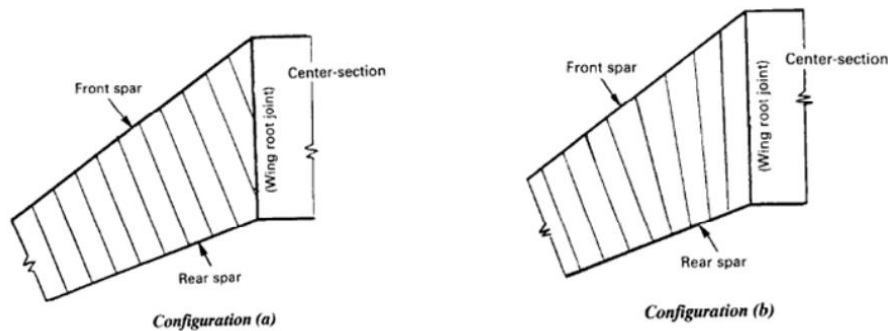


Slika 2.4 Izvedba s dvostrukom oplatom [5]



### 2.1.3. Rebra

Rebra su poprečni konstruktivni elementi krila. Kao i uzdužnice, prenose opterećenje s oplata na ramenjaču te krilu daju aerodinamičan oblik. Položaj rebara u tlocrtu krila prikazan je na slici 2.5.

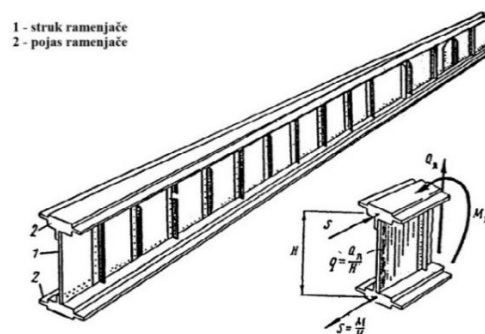


Slika 2.5 Položaj rebara u tlocrtu krila [5]

Konfiguracija (a) na slici 2.5 prikazuje međusobno paralelna rebra okomita na stražnju ramenjaču dok konfiguracija (b) prikazuje rebra kojima se kut prema prednjoj i stražnjoj ramenjači mijenja, a moguća je i kombinacija ovih dviju konfiguracija ovisno o položaju prema korijenu krila [5]. Konstrukcija krila zrakoplova Airbus A319 koja je analizirana u ovom radu ima konfiguraciju (b).

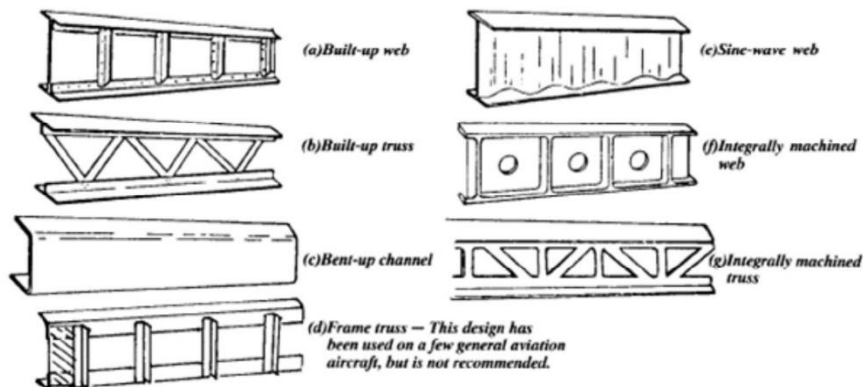
### 2.1.4. Ramenjače

Ramenjača je uzdužni konstruktivni element koji se sastoji od struka i pojasa kako je prikazano na slici 2.6. Struk ramenjače preuzima opterećenje koje nastaje uslijed poprečnih sila te sile koje nastaju uslijed momenta torzije, a pojas ramenjače preuzima vlačna i tlačna naprezanja koja nastaju uslijed momenta savijanja [5].



Slika 2.6 Osnovni konstruktivni elementi sastavljene ramenjače [5]

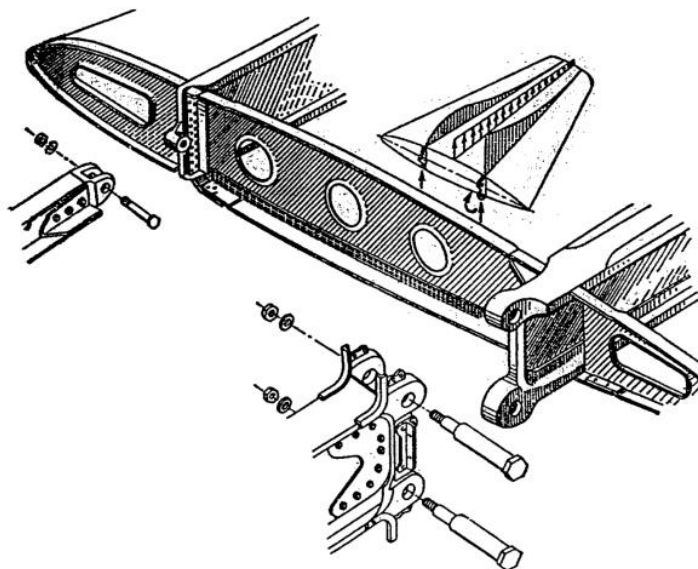
Izvedbe ramenjača mogu biti različite kao što je prikazano na slici 2.7. Kod sastavljenih ramenjača manja je mogućnost propagacije pukotina što je poželjno, ali ih je potrebno spojiti zakovicama te su veće mase od ramenjača izvedenih iz jednog komada.



Slika 2.7 Različite izvedbe ramenjača [5]

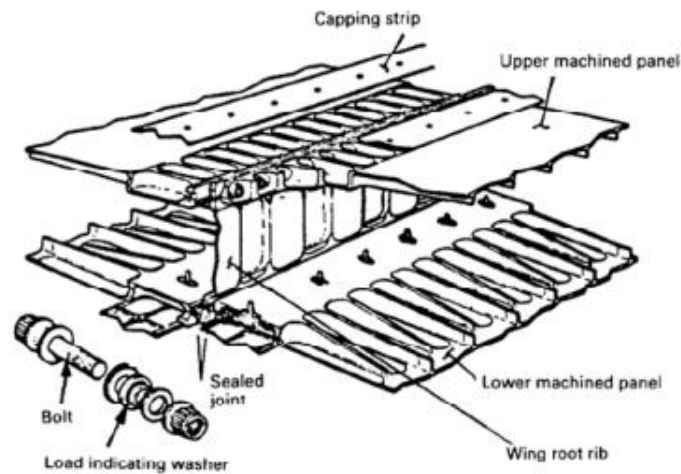
## 2.2. Spoj krila i trupa

Spoj krila i trupa može biti diskretan ili kontinuiran. U kontinuiranom spoju zatici mogu biti postavljeni vertikalno ili horizontalno. Horizontalno postavljeni zatici preuzimaju opterećenje uslijed momenta torzije, momenta savijanja te poprečnih sila, a vertikalno postavljeni zatici preuzimaju opterećenje uslijed momenta torzije i momenta savijanja. Na slici 2.8 prikazan je diskretan spoj u tri točke kod lovačkog aviona starije generacije. U ovom radu je spoj krila i trupa modeliran pojednostavljeno kako je objašnjeno u poglavlju 5.3.



Slika 2.8 Diskretan spoj u tri točke [5]

Na slici 2.9 prikazan je kontinuirani spoj putničkog aviona.



Slika 2.9 Kontinuirani spoj [5]

### 2.3. Materijali

Zrakoplovni materijali općenito moraju ispunjavati određene funkcionalne i eksploatacijske zahtjeve kao što su mala masa, visoka mehanička otpornost u uvjetima statičkog opterećenja i visoka specifična čvrstoća, zadovoljavajuća krutost i specifična krutost, otpornost na umor, otpornost na naglo širenje pukotina itd. [6]. Za konstrukciju krila najviše se koriste aluminijske legure, čelične legure, titanove legure te vlaknima ojačani polimerni kompoziti koji u najvećoj mjeri ispunjavaju prethodno navedene zahtjeve.

### 3. GEOMETRIJA KRILA

Krilo koje je analizirano u ovom radu modelirano je na temelju geometrije krila zrakoplova Airbus A319 za potrebe diplomskog rada [7] te će ovdje biti ukratko prikazan postupak modeliranja u svrhu boljeg razumijevanja ovog rada.

S obzirom na to da se u radu provodi analiza čvrstoće samo za torzijsku kutiju krila, nisu modelirana pretkrilca, krilca, zakrilca i ostali mehanizmi. Također, nisu uzeti u obzir spoj podvozja i krila te spoj krila i trupa, nema servisnih otvora na donjaci te su spojevi između dijelova konstrukcije pojednostavljeni.

Prvi korak bio je parametrizacija krila pomoću *Matlab* programskog koda koji je razvijen u [7], a drugi korak bio je pokretanje dobivene skripte u programu *Solidworks* te brisanje površina napadnog i izlaznog ruba krila čime je dobivena geometrija torzijske kutije koja će biti dalje korištena za numeričku analizu u programu *Abaqus*.

Dimenzije krila prikazane su u tablici 3.1.

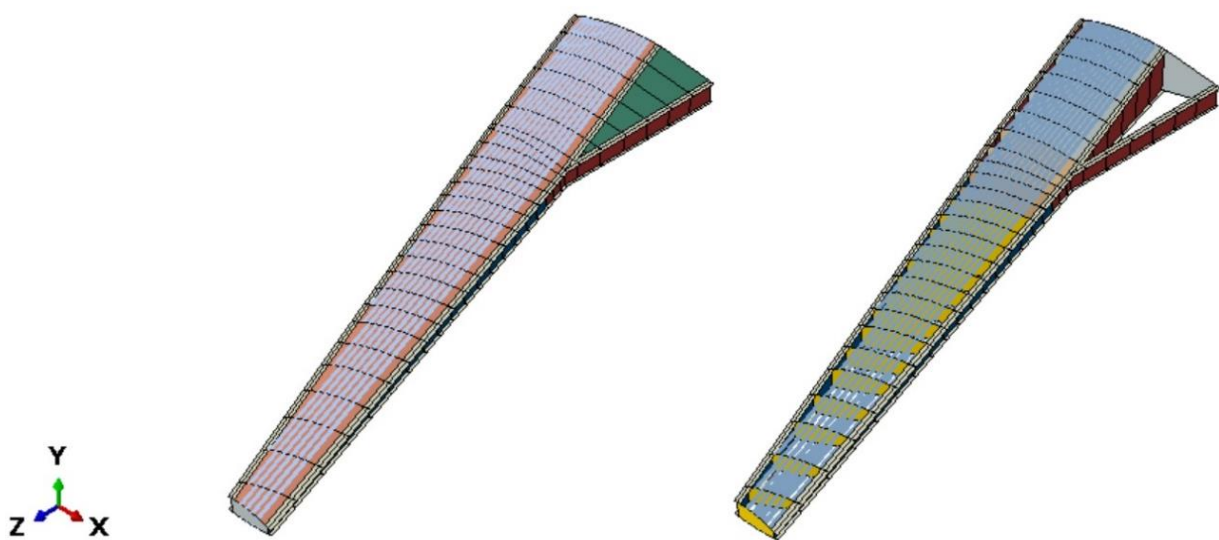
**Tablica 3.1 Dimenzije krila [11]**

DIMENZIJA	OZNAKA	IZNOS
Raspon krila [m]	$b$	32
Površina krila [m <sup>2</sup> ]	$S$	122,4
Duljina tetive u korijenu krila [m]	$c_r$	6,1
Duljina tetive u vrhu krila [m]	$c_t$	1,708
Suženje krila prvog dijela	$\lambda_1$	0,63
Suženje krila drugog dijela	$\lambda_2$	0,28
Kut strijele prvog dijela [°]	$A_1$	25
Kut strijele drugog dijela [°]	$A_2$	25
Kut dihedrala prvog dijela [°]	$\Phi_1$	2
Kut dihedrala drugog dijela [°]	$\Phi_2$	1,5

Odabrana su i dva aeroprofila NACA 65 3618 i NACA 63 3618 koja približno odgovaraju traženom s obzirom na to da podaci o aeroprofilima putničkih zrakoplova nisu dostupni.

Rebara ukupno ima 27 te je njihova orijentacija pretpostavljena na temelju dostupnih skica koje prikazuju raspored unutarnjih elemenata konstrukcije krila razmatranog aviona. U prvom dijelu

krila orijentacija rebara se mijenja s korakom od  $1^\circ$ , u drugom dijelu orijentacija prvih četiriju rebara mijenja se postepeno, a ostala rebra postavljena su pod kutom od  $25^\circ$  te su okomita na prednju ramenjaču. Prednja ramenjača postavljena je pod kutom strijele od  $25^\circ$ , stražnja pod kutom strijele od  $17^\circ$ , a pomoćna ramenjača okomita je na uzdužnu os zrakoplova, spaja se sa stražnjom ramenjačom na mjestu gdje se motor spaja na konstrukciju krila te tako predstavlja ojačanje konstrukcije. Uzdužnice su modelirane naknadno u programu *Abaqus* kao gredni elementi. Na slici 3.1 prikazana je geometrija modela krila sa svim prethodno navedenim konstruktivnim elementima.



Slika 3.1 Model krila s oplatom i bez oplata

## 4. V-n DIJAGRAM

Sila uzgona predstavlja najveće opterećenje konstrukcije krila te se njome upravlja zrakoplovom. Odnos intenziteta sile uzgona  $L$  prema težini zrakoplova  $W$  naziva se normalno opterećenje te izraz glasi [9]:

$$n = \frac{L}{W}. \quad (1)$$

Ako se prethodni izraz proširi izrazom za silu uzgona dobije se

$$n = \frac{\rho V^2 S C_L}{2W}, \quad (2)$$

gdje je  $\rho$  gustoća,  $V$  je brzina leta,  $S$  je površina krila, a  $C_L$  je koeficijent uzgona. Iz izraza (2) može se uočiti da normalno opterećenje  $n$  ovisi o kvadratu brzine  $V$  i koeficijentu uzgona  $C_L$  [9].

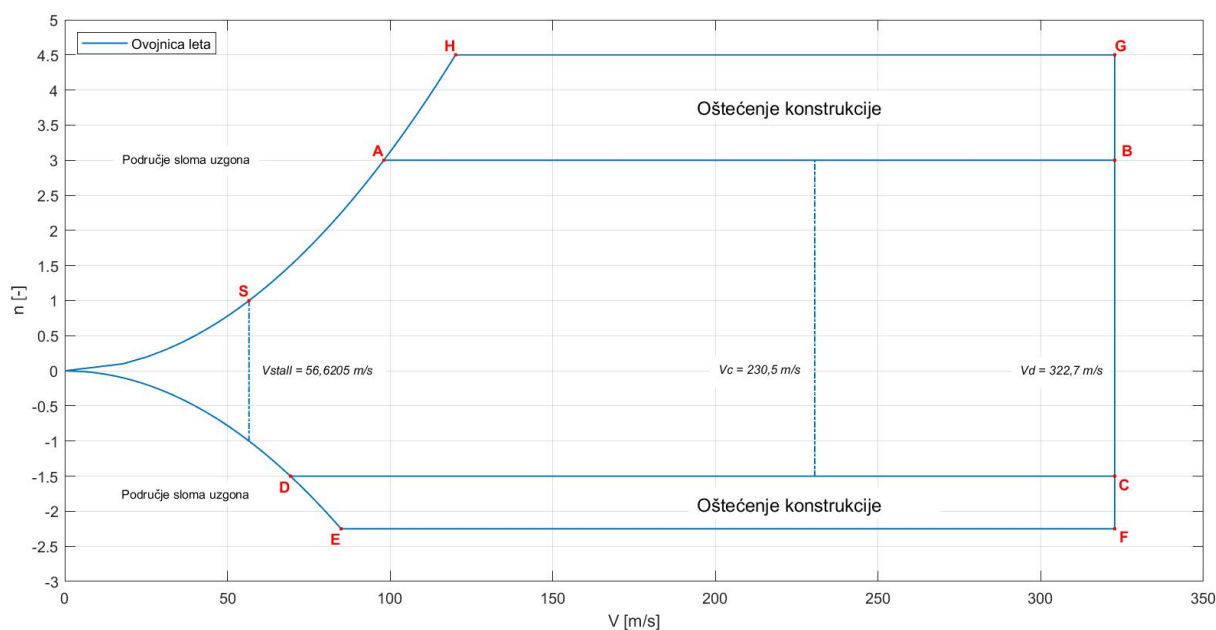
Za potrebe izračuna opterećenja konstrukcije na temelju kojeg je provedeno dimenzioniranje elemenata konstrukcije krila u numeričkom proračunu bilo je potrebno konstruirati i opisati osnovni V-n dijagram u kojem nije uzet u obzir utjecaj vjetra. Konstruiran je u programu *Matlab* te su u tablici 4.1 prikazane karakteristike zrakoplova koja je bilo potrebno unijeti u kod.

**Tablica 4.1 Karakteristike zrakoplova A-319 [10]**

<b>SVOJSTVO</b>	<b>VRIJEDNOST</b>
Najveća poletna masa [kg]	73500
Najveći koeficijent uzgona krila [-]	3
Površina krila [m <sup>2</sup> ]	122,4
Brzina krstarenja [m/s]	230,5

Najveći pozitivni faktor opterećenja iznosi 3, a najveći negativni faktor opterećenja iznosi -1,5 koji predstavljaju pozitivno i negativno granično opterećenje. Ako se faktore pomnoži standardnim faktorom sigurnosti u zrakoplovstvu koji iznosi 1,5 dobiju se krajnja opterećenja koja iznose 4,5 i -2,25.

V-n dijagram konstruiran uz prethodno navedene podatke prikazan je na slici 4.1.



Slika 4.1 V-n dijagram

Kao što je prethodno navedeno, opterećenje u točkama A, B, C i D naziva se granično opterećenje, a opterećenje u točkama E, F, G i H naziva se krajnje opterećenje. Ukoliko bi opterećenje bilo veće od krajnjeg opterećenja došlo bi do loma konstrukcije. Područje omeđeno točkama A, B, C i D te brzinom sloma uzgona  $V_{stall}$  predstavlja sigurno područje leta u kojem nema oštećenja konstrukcije, dok područja omeđena točkama A, B, G i H te C, D, E i F predstavljaju područja u kojima su dozvoljena oštećenja i plastične deformacije.

Parabole na lijevoj strani dijagrama dobivene su uvrštavanjem najvećeg koeficijenta uzgona krila u izraz (2) za normalno opterećenje te predstavljaju aerodinamičko ograničenje zato što koeficijent uzgona ne može biti veći od  $C_{Lmax}$ , inače bi došlo do sloma uzgona.

Za izračun opterećenja u sljedećem poglavlju potrebne su karakteristične brzine zrakoplova. Prva karakteristična brzina već je spomenuta, a to je brzina sloma uzgona koja se dobije uvrštavanjem faktora opterećenja  $n = 1$  i najvećeg koeficijenta uzgona  $C_{Lmax} = 3$  u izraz

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2nmg}{\rho SC_{Lmax}}} = 56,62 \text{ m/s.} \quad (3)$$

Druga karakteristična brzina u točkama A i D zove se manevarska brzina. To je najveća moguća brzina pri kojoj neće doći do oštećenja zrakoplova ukoliko se upravljачke površine otklone

maksimalno. Dobije se uvrštavanjem najvećeg pozitivnog faktora opterećenja  $n = 3$  i najvećeg koeficijenta uzgona  $C_{Lmax} = 3$  u izraz

$$V_A = \sqrt{\frac{2nmg}{\rho S C_{Lmax}}} = 98,07 \text{ m/s} \quad (4)$$

za točku A.

Uvrštavanjem najvećeg negativnog faktora opterećenja  $n = |-1,5|$  i najvećeg koeficijenta uzgona  $C_{Lmax} = 3$  u izraz

$$V_D = \sqrt{\frac{2nmg}{\rho S C_{Lmax}}} = 69,35 \text{ m/s} \quad (5)$$

dobije se brzina za točku D.

Treća karakteristična brzina u točkama B, C, F i G naziva se brzina poniranja te predstavlja ograničenje zbog aeroelastičnih pojava tj. to je najveća moguća brzina leta kojom zrakoplov može letjeti, a da uslijed porasta dinamičkog tlaka ne dođe do oštećenja konstrukcije. Računa se prema izrazu [16]:

$$V_d = 1,4V_c = 322,7 \text{ m/s}, \quad (6)$$

gdje je  $V_c$  brzina krstarenja čiji je iznos prikazan u tablici 4.1.

Brzine u točkama E i H mogu se izračunati kao brzine u točkama A i D, uz promjenu faktora opterećenja. Za točku E faktor opterećenja iznosi  $n = |-2,25|$ , a za točku H iznosi  $n = 4,5$  pa su onda brzine:

$$V_E = 84,93 \text{ m/s}, \quad (7)$$

$$V_H = 120,14 \text{ m/s}. \quad (8)$$



## 5. NUMERIČKI MODEL

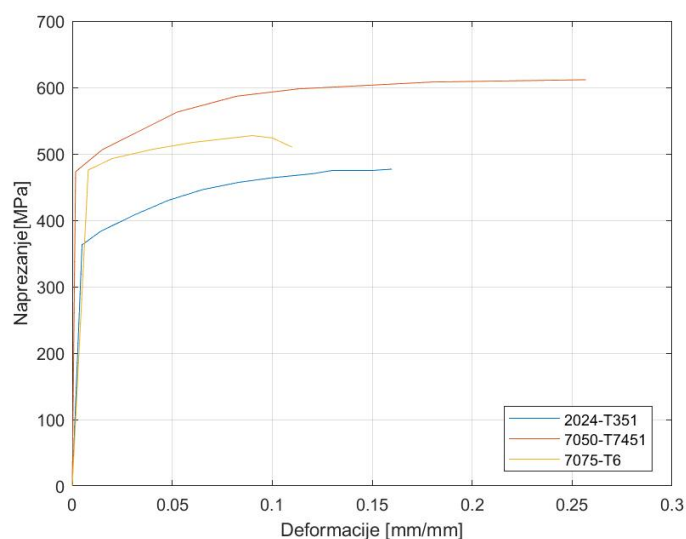
### 5.1. Materijali

Za ovaj model krila korištene su tri različite aluminijske legure. Odabrane su ovisno o svojstvima i o opterećenju koje na sebe preuzima određeni konstruktivni element. Oplata donjake opterećena je vlačno, stoga je bilo potrebno odabrati materijal koji ima veću vlačnu čvrstoću, dok je oplata gornjake opterećena tlačno pa je bilo potrebno odabrati materijal koji ima veću tlačnu čvrstoću. Ramenjače preuzimaju najveći dio opterećenja, stoga je bilo potrebno odabrati materijal koji ima visok modul elastičnosti te veliko plastično područje kako ne bi došlo do loma konstrukcije. Tako je za oplatu donjake odabrana legura 2024-T351 [12], za oplatu gornjake 7075-T6 [13], a za ramenjače 7050-T7451 [12]. Svojstva materijala prikazana su u tablici 5.1.

Tablica 5.1 Svojstva aluminijskih legura [12] [13]

MATERIJAL	2024 – T351	7075 – T6	7050 – T7451
Modul elastičnosti $E$ [GPa]	74	71,7	71,7
Poissonov koeficijent $\nu$ [-]	0,3	0,33	0,3
Gustoća materijala $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	2768	2796	2830
Granica tečenja $\sigma_y$ [MPa]	363	468,84	407,51

Za analizu su korišteni i podaci naprezanja i deformacija u plastičnom području prema [14] te su prikazani dijagramima na slici 5.1.

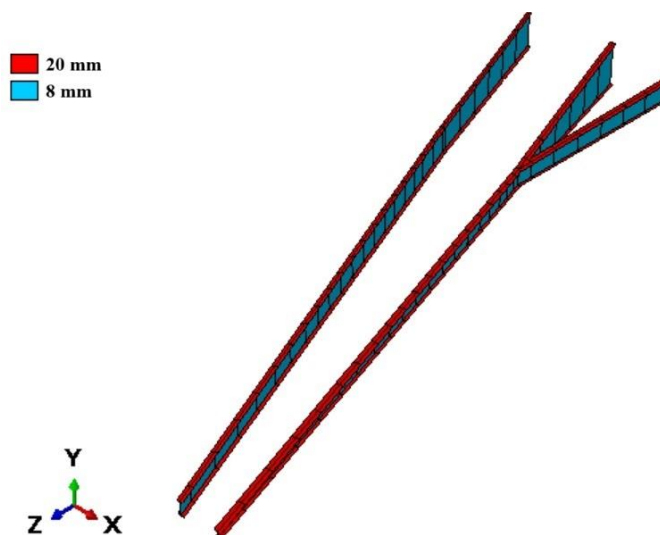


Slika 5.1 Svojstva materijala u plastičnom području

## 5.2. Debljine konstruktivnih elemenata krila

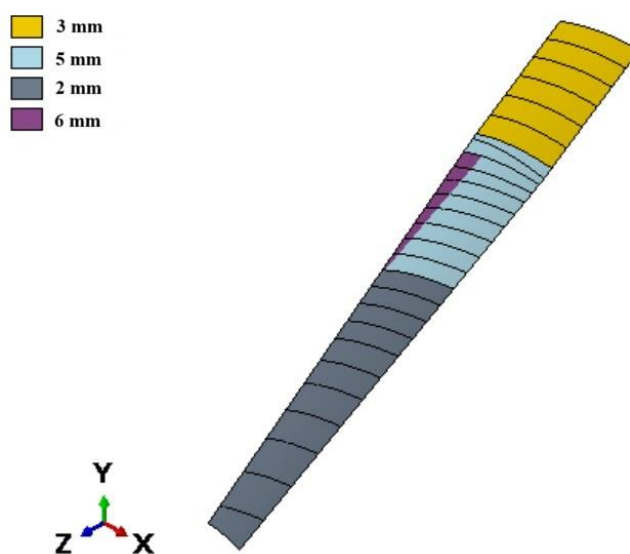
Debljine konstruktivnih elemenata krila nisu jednake duž cijelog krila već se mijenjaju ovisno o tome koliko je krilo opterećeno na određenom dijelu. Tako na mjestu gdje se motor spaja na konstrukciju krila, oplata i rebra moraju imati veću debljinu uslijed većeg opterećenja.

Debljina struka svih ramenjača iznosi 8 mm, a debljina pojasa iznosi 20 mm. Na slici 5.2 prikazane su prednja, stražnja te pomoćna ramenjača s pripadajućim debljinama pojasa i struka.



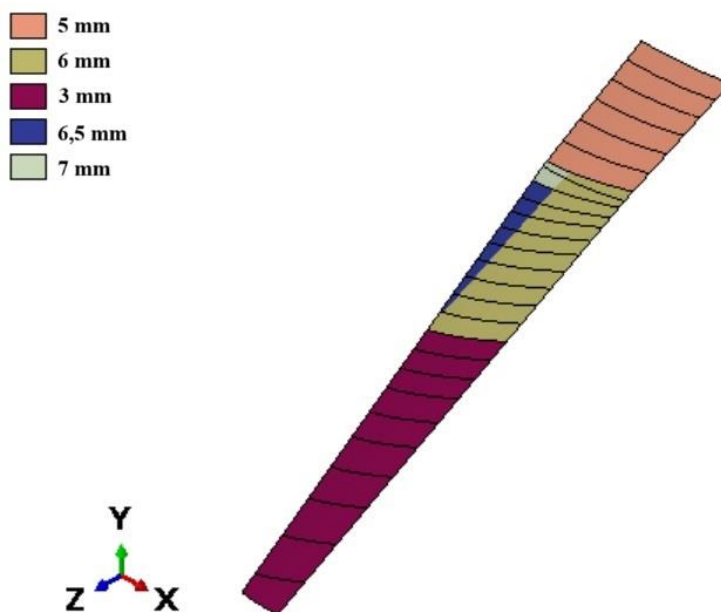
Slika 5.2 Debljine pojasa i struka ramenjača

Debljine oplata gornjake prikazane su na slici 5.3. Oplata je zadebljana na mjestima većeg opterećenja npr. na mjestu gdje se motor spaja na konstrukciju krila.



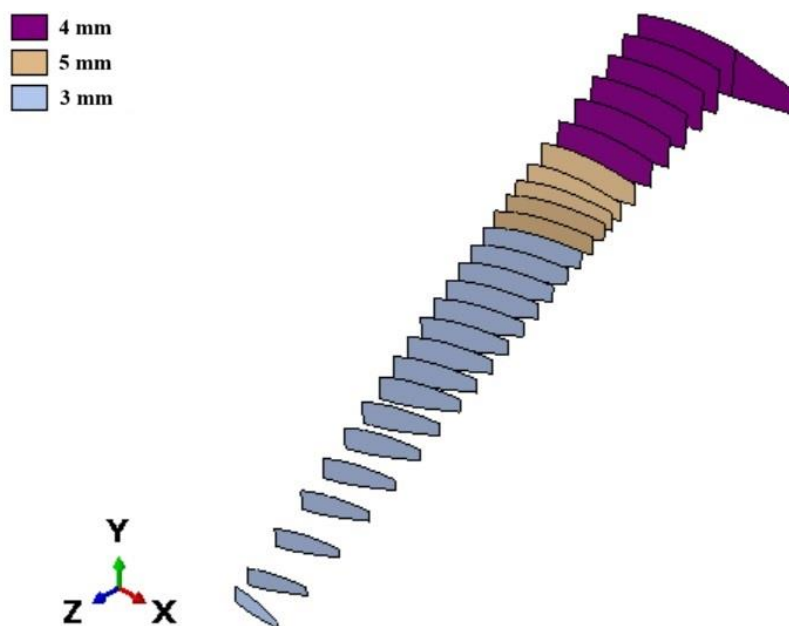
Slika 5.3 Debljine oplata gornjake krila

Debljine oplata donjake krila prikazane su na slici 5.4. Oplata donjake ima veću debljinu od oplata gornjake jer je više opterećena te je također zadebljana na mjestima većeg opterećenja.



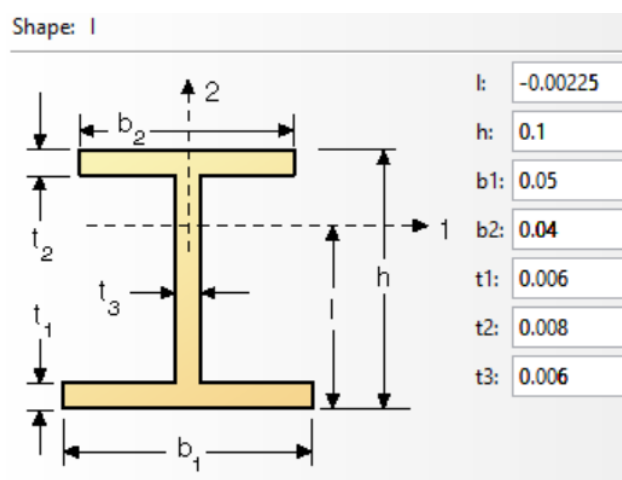
Slika 5.4 Debljine oplata donjake krila

Debljine rebara prikazane su na slici 5.5 te se može uočiti da su zadane veće debljine na mjestu spoja motora i krila.



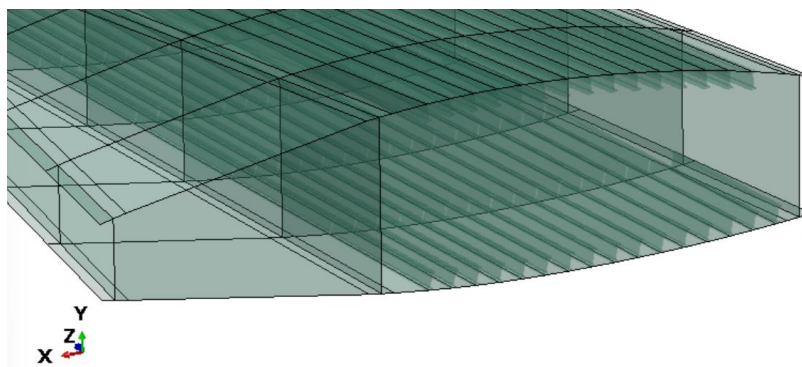
Slika 5.5 Debljine rebara

Uzdužnice su modelirane kao gredni konačni elementi. Odabrana je legura 7075-T6, zakrenute su za  $30^\circ$  od  $z$  - osi te im je dodan poprečni presjek koji je prikazan na slici 5.6.



Slika 5.6 Poprečni presjek uzdužnica, dimenzije su u [m]

Slika 5.7 prikazuje profil uzdužnica na modelu. Na gornjaci je postavljeno 15 uzdužnica, a na donjaci 16. Razmak među uzdužnicama iznosi 130 mm i na gornjaci i na donjaci krila.



Slika 5.7 Profil uzdužnica

Krilo je dimenzionirano za opterećenje  $+3g$ , za sve slučajeve koji su opisani u poglavlju 6. Ukupna masa ovako dimenzioniranog krila iznosi 3060,02 kg, dok ukupna masa krila iz [7] iznosi 3761,53 kg. U ovom modelu je znatno smanjena debljina struka ramenjača u odnosu na model iz [7] što je uvelike pridonijelo smanjenju mase.

### 5.3. Opterećenje i rubni uvjeti

Glavno opterećenje krila je sila uzgona koja nastaje kao posljedica razlike tlaka na gornjaci i donjaci krila, ali potrebno je uzeti u obzir i inercijske sile pri manevriranju. Kako je odnos sile uzgona i težine zrakoplova faktor normalnog opterećenja  $n$ , opisan u poglavlju 4, resultantna sila uzgona na polukrilo računa se prema izrazu:

$$F_n = \frac{m}{2} \cdot g \cdot n, \quad (9)$$

gdje je  $m$  ukupna masa zrakoplova.

U tablici 5.2 prikazani su iznosi resultantne sile uzgona za različite faktore normalnog opterećenja  $n$ .

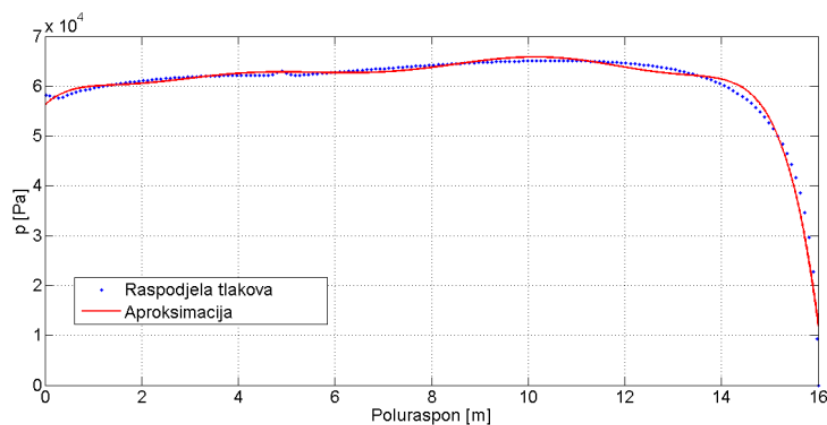
**Tablica 5.2 Iznosi resultantne sile uzgona u odnosu na faktor normalnog opterećenja**

Faktor normalnog opterećenja $n$	Resultantna sila uzgona $F_n$ [N]
4,5	1 622 329
3	1 081 553
-1,5	-540 776
-2,25	-811 164

Raspodjela tlaka po polurasponu krila aproksimirana je polinomom osmog stupnja za potrebe diplomskog rada [7] te glasi:

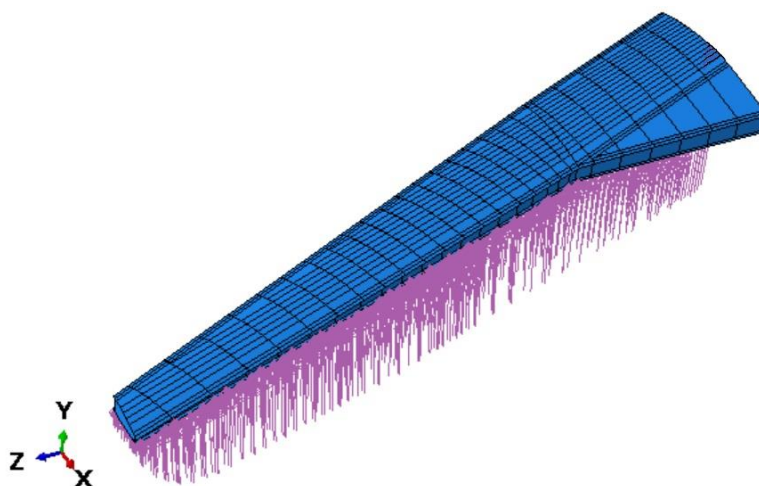
$$p = -0,01 \cdot Z^8 + 0,58 \cdot Z^7 - 13,37 \cdot Z^6 + 168,93 \cdot Z^5 - 1158,16 \cdot Z^4 + 4411,65 \cdot Z^3 - 8883,58 \cdot Z^2 + 9257,24 \cdot Z + 56228,61. \quad (10)$$

Na slici 5.8 prikazana je aproksimacija krivulje raspodjele tlaka po polurasponu krila.



**Slika 5.8 Aproksimacija raspodjele tlaka po polurasponu krila [7]**

Pomoću ove aproksimacije raspodjele tlaka na model je zadana rezultantna sila uzgona kao tlak koji djeluje tlačno na donjaku krila. Slika 5.9 prikazuje rezultantnu silu uzgona na krilo.



Slika 5.9 Rezultanta sila uzgona

Motor koji je spojen na konstrukciju krila između 7. i 8. rebra opterećuje krilo svojom težinom pa se sila motora računa prema izrazu:

$$F_m = m_m \cdot g \cdot n, \quad (11)$$

gdje je  $m_m$  masa motora koja u ovom slučaju iznosi 3153 kg. Opterećenje motora na modelu zadano je kao tlak koji djeluje vlačno na donjaku te se računa prema izrazu:

$$p_m = \frac{F_m}{S_m}, \quad (12)$$

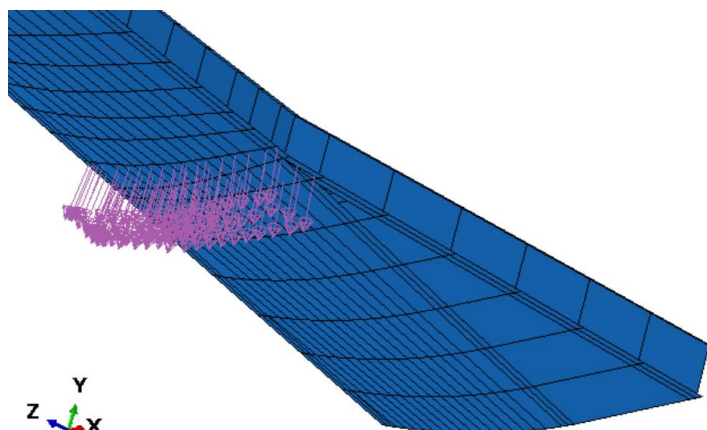
gdje je  $S_m$  površina između 7. i 8. rebra i iznosi 1,39 m<sup>2</sup>.

U tablici 5.3 prikazani su iznosi sile motora odnosno tlaka za različite faktore normalnog opterećenja  $n$ .

Tablica 5.3 Iznosi opterećenja motora u odnosu na faktor normalnog opterećenja

Faktor normalnog opterećenja $n$	Sila motora $F_m$ [N]	Tlak $p_m$ [Pa]
4,5	139 189	100 136
3	92 793	66 758
-1,5	-46 396	-33 378
-2,25	-69 595	-50 068

Na slici 5.10 prikazano je opterećenje motora na krilo.



Slika 5.10 Opterećenje motora

Na gornjaci krila zadan je tlak kao posljedica težine goriva u spremniku koja rasterećuje krilo. Promatrani zrakoplov ima dva spremnika goriva: unutarnji i vanjski; no ovdje će opterećenje biti izračunato s ukupnom masom goriva. Tlak kojim gorivo rasterećuje gornjaku krila računa se prema izrazu:

$$p_g = \frac{m_g \cdot g \cdot n}{S_g}, \quad (13)$$

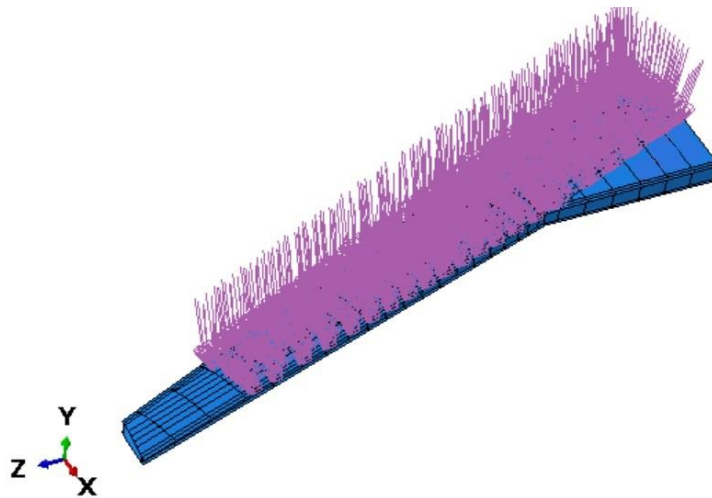
gdje je  $m_g$  ukupna masa goriva koja iznosi 636,4 kg, a  $S_g$  je površina po kojoj je raspodijeljeno opterećenje od goriva te iznosi 27,175 m<sup>2</sup>.

U tablici 5.4 prikazani su iznosi opterećenja goriva za različite faktore normalnog opterećenja  $n$ .

Tablica 5.4 Iznosi opterećenja goriva u odnosu na faktor normalnog opterećenja

Faktor normalnog opterećenja $n$	Tlak $p_g$ [Pa]
4,5	1034
3	689
-1,5	-345
-2,25	-517

Na slici 5.11 prikazano je opterećenje goriva na krilo.



Slika 5.11 Opterećenje goriva

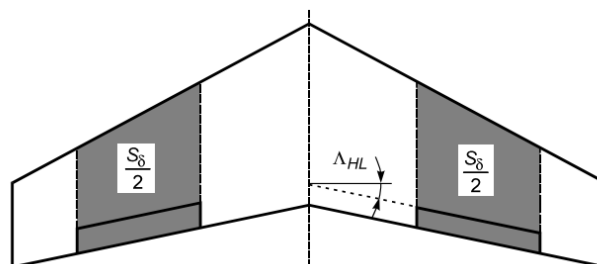
Iako krilca nisu modelirana, uzeta je u obzir i sila uzgona koja nastaje kao posljedica otklona istih, a računa se prema izrazu [9]:

$$L_{\delta} = \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \cdot C_{N\delta} \cdot \delta_l, \quad (14)$$

gdje je  $\rho$  gustoća zraka,  $V$  je brzina leta,  $S$  je površina krila,  $C_{N\delta}$  je gradijent po otklonu upravljačke površine (u ovom slučaju krilaca), a  $\delta_l$  je otklon krilaca. Gradijent po otklonu upravljačke površine računa se prema izrazu [9]:

$$C_{N\delta} = 0,9 \cdot \frac{S_{\delta}}{S} \cdot \frac{C_{L\alpha}}{c_{l\alpha}} \cdot c_{l\delta} \cdot \cos \Lambda_{HL} \cdot K_f, \quad (15)$$

gdje je  $S_{\delta}$  dio noseće površine na kojoj se nalaze krilca kao što je prikazano na slici 5.12,  $C_{L\alpha}$  je gradijent uzgona krila po napadnom kutu,  $c_{l\alpha}$  je gradijent uzgona profila po napadnom kutu,  $c_{l\delta}$  je gradijent profila po otklonu krilca,  $\Lambda_{HL}$  je kut strijele stražnje ramenjače, a koeficijent  $K_f$  je korekcija zbog nelinearnosti.



Slika 5.12 Površina  $S_{\delta}$  [9]



Ukoliko se izraz za gradijent po otklonu krilaca  $C_{N\delta}$  uvrsti u izraz za silu uzgona od krilaca  $L_\delta$  (14), dobije se konačan izraz:

$$L_\delta = \frac{\rho V^2}{2} \cdot 0,9 \cdot S_\delta \cdot \frac{C_{L\alpha}}{c_{l\alpha}} \cdot c_{l\delta} \cdot \cos \Lambda_{HL} \cdot K_f \cdot \delta_l, \quad (16)$$

koji će se koristiti za izračun. Budući da je u ovom radu analizirana čvrstoća konstrukcije polukrila, potrebno je uvrstiti pola površine  $S_\delta$  koja iznosi 6,71 m<sup>2</sup>. Podaci o gradijentu uzgona krila i profila preuzeti su iz [15] te iznose:  $C_{L\alpha} = 4,32$  i  $c_{l\alpha} = 7,28$ . Koeficijent korekcije i gradijent profila određeni su prema dijagramima iz [9] te iznose:  $K_f = 0,65$  i  $c_{l\delta} = 4,75$ . Stražnja ramenjača postavljena je pod kutom strijele od 17° pa je onda  $\Lambda_{HL} = 17^\circ$ , a gustoća iznosi  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ . Zbog nedostupnosti podataka o kutu otklona krilaca biti će izračunata sila uzgona od krilaca za točku A u V-n dijagramu i maksimalni otklon od 25° te će se taj iznos uzeti i za ostale točke. Brzina u točki A prema izrazu (4) iznosi 98,07 m/s pa je sila uzgona od krilaca konačno:

$$L_\delta = 27195 \text{ N}. \quad (17)$$

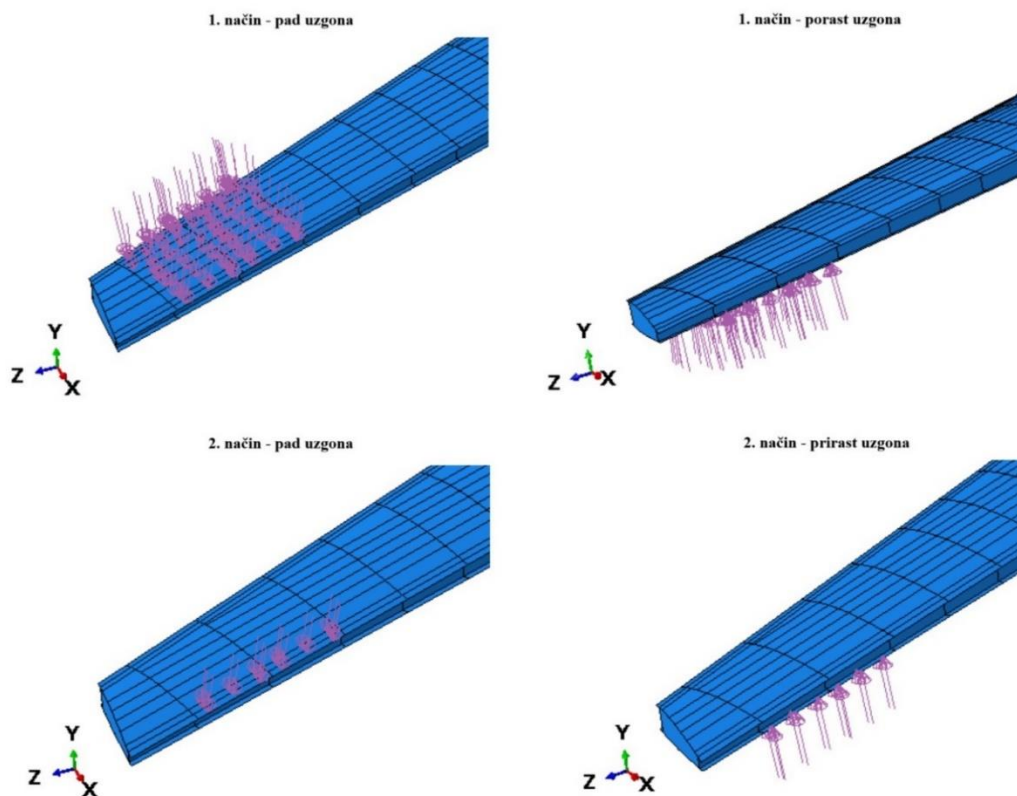
Kao i ostala opterećenja, i ovo je zadano kao tlak na površinu. S obzirom na to da se svakako radi o aproksimaciji tj. nije uzeta u obzir različita raspodjela tlaka duž tetive aeroprofila, opterećenje je modelirano na dva načina: kao tlak preko cijele površine  $S_\delta/2$  i kao tlak na dio površine stražnje ramenjače na koju se spaja krilce. Kako model ne sadrži površine napadnog i izlaznog ruba, površinu  $S_\delta/2$  treba umanjiti za iznos istih pa će stvarna površina iznositi  $S_1 = 3,12 \text{ m}^2$ , a površina stražnje ramenjače na koju djeluje ovo opterećenje iznosi  $S_2 = 0,25 \text{ m}^2$ .

Konačno, opterećenja od krilca za oba načina modeliranja iznose:

$$p_{\delta 1} = \frac{L_\delta}{S_1} = 8716 \text{ Pa}, \quad (18)$$

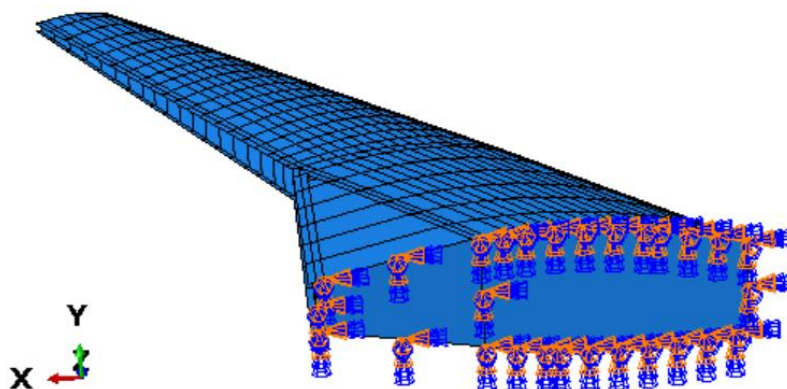
$$p_{\delta 2} = \frac{L_\delta}{S_2} = 108780 \text{ Pa}. \quad (19)$$

Na slici 5.13 prikazani su prethodno opisani načini modeliranja opterećenja od krilca uz prirast ili pad uzgona.



Slika 5.13 Načini modeliranja opterećenja od krilca

Detaljno modeliranje spoja krila i trupa prelazilo bi okvire ovog rada pa je spoj aproksimiran jednim rubnim uvjetom tj. uklještenjem prvog rebra koje je prikazano na slici 5.14.



Slika 5.14 Rubni uvjet

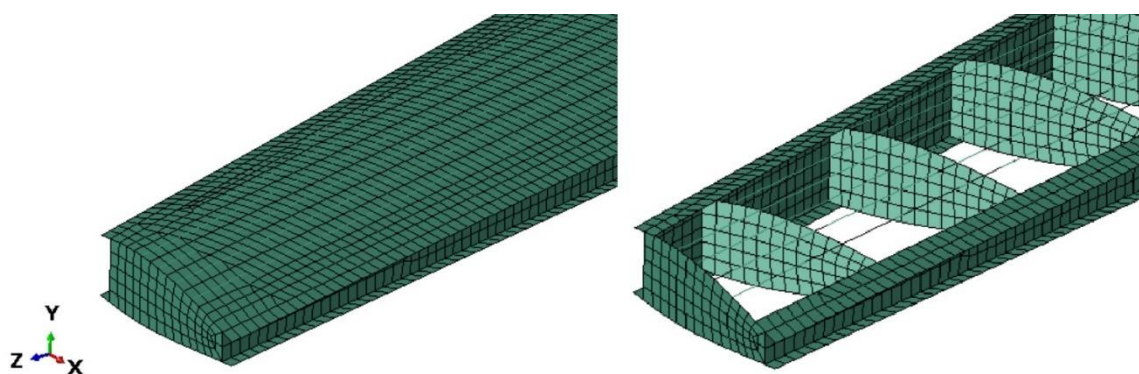
#### 5.4. Mreža konačnih elemenata

Numerički model torzijske kutije diskretiziran je grednim elementima prvog reda B31, osnovnim trokutnim elementima S3 te četverokutnim ljuskastim konačnim elementima reducirane geometrije S4R. U tablici 5.5 prikazane su vrste i broj konačnih elemenata modela.

Tablica 5.5 Vrste i broj konačnih elemenata modela

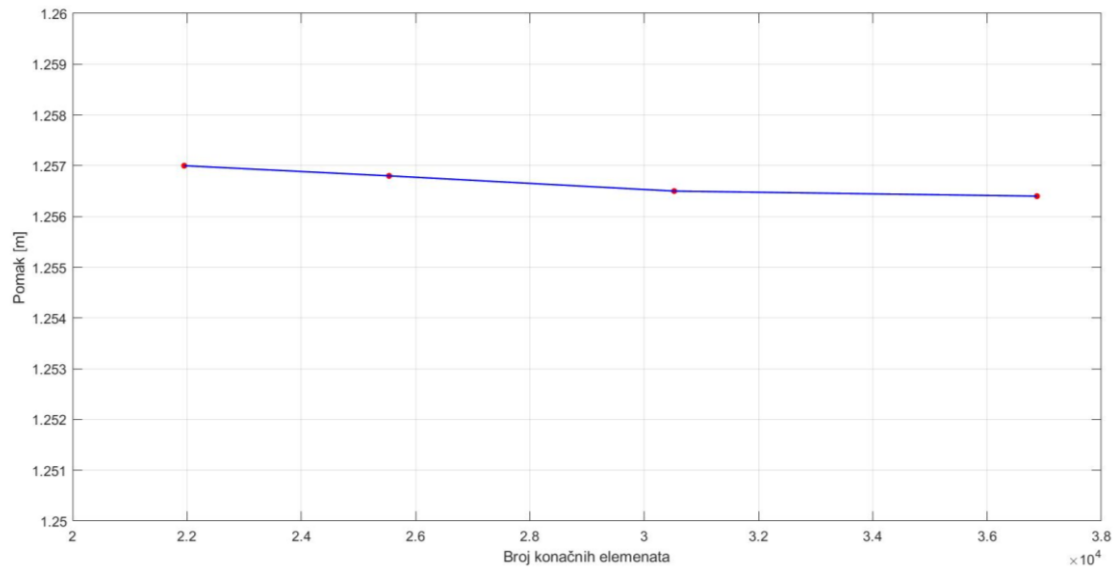
VRSTA ELEMENTA	BROJ	UKUPAN BROJ ELEMENTATA
S3	146	36 873
S4R	30 591	
B31	6 136	

Na slici 5.15 prikazani su detalji mreže konačnih elemenata s oplatom i bez oplata.



Slika 5.15 Mreža konačnih elemenata s oplatom i bez oplata

Provedena je i analiza konvergencije rješenja za pomak čvora na vrhu krila variranjem gustoće mreže konačnih elemenata odnosno broja konačnih elemenata. Dijagram na slici 5.16 prikazuje pomak čvora na vrhu krila u odnosu na broj konačnih elemenata. Može se zaključiti da je odabrana dobra mreža s obzirom na to da je pomak za različit broj konačnih elemenata jednak tj. rješenja konvergiraju.



**Slika 5.16** Konvergencija rješenja

## 6. REZULTATI

Kao što je navedeno u potpoglavlju 5.3, za izračun sile uzgona od krilca unesena je brzina u točki A iz V-n dijagrama te je taj iznos korišten i za ostale točke tj. za sva granična i krajnja opterećenja uzeta je u obzir ista sila uzgona. U sljedećim potpoglavljima prikazani su rezultati numeričke analize.

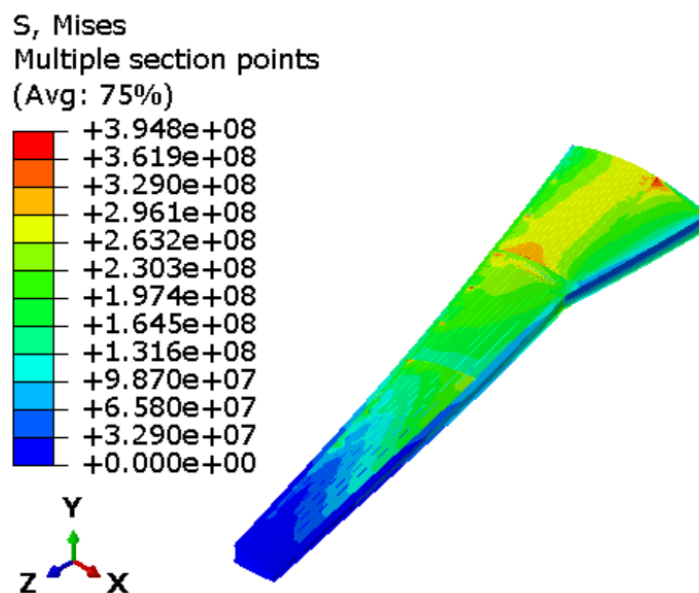
### 6.1. Granično opterećenje +3g (točke A i B)

Za ovo opterećenje provedena je analiza za više slučajeva ovisno o tome ima li opterećenja od krilca i ukoliko ima, radi li se o prirastu ili padu uzgona te na kojoj površini djeluje. Samo je za ovo opterećenje razmatrano kako utječe način modeliranja krilca, za ostala opterećenja razmatran je samo jedan način.

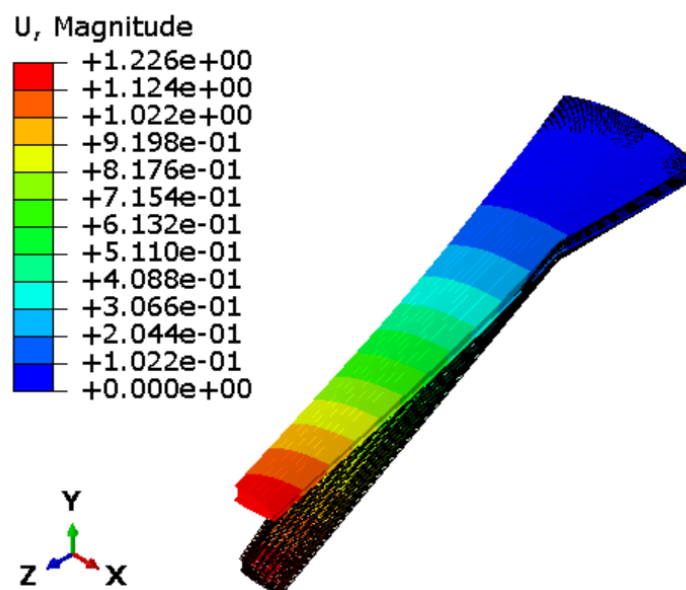
#### 6.1.1. Prvi slučaj

U prvom slučaju nije uzeto u obzir opterećenje od krilca.

Slika 6.1 prikazuje raspodjelu ekvivalentnih von Mises naprezanja, a slika 6.2 prikazuje raspodjelu ukupnih pomaka.



Slika 6.1 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +3g, prvi slučaj



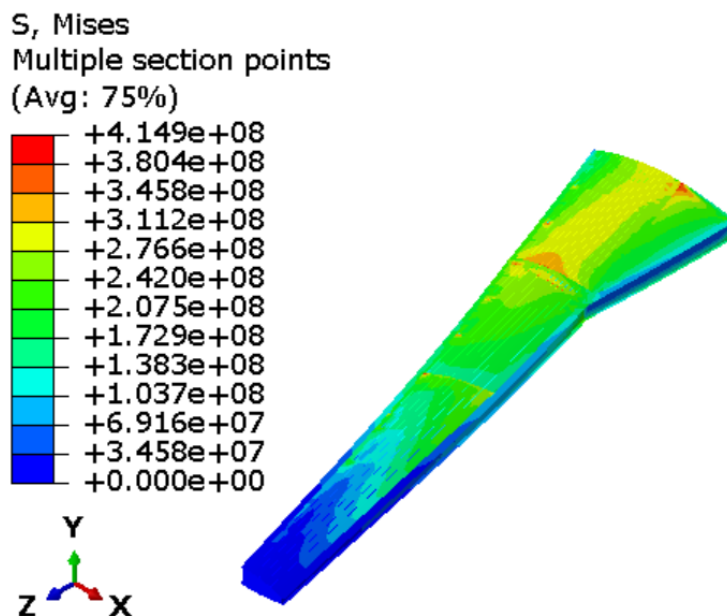
Slika 6.2 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +3g, prvi slučaj

Najveće naprezanje za ovaj slučaj iznosi 394,8 MPa. Na mjestu najvećeg naprezanja oplata je konstruirana od aluminijske legure 7075-T6 čija je granica tečenja 468,84 MPa. Dakle, najveće naprezanje je za 74,04 MPa manje od granice tečenja materijala na tom mjestu. Najveći pomak iznosi 1,226 m.

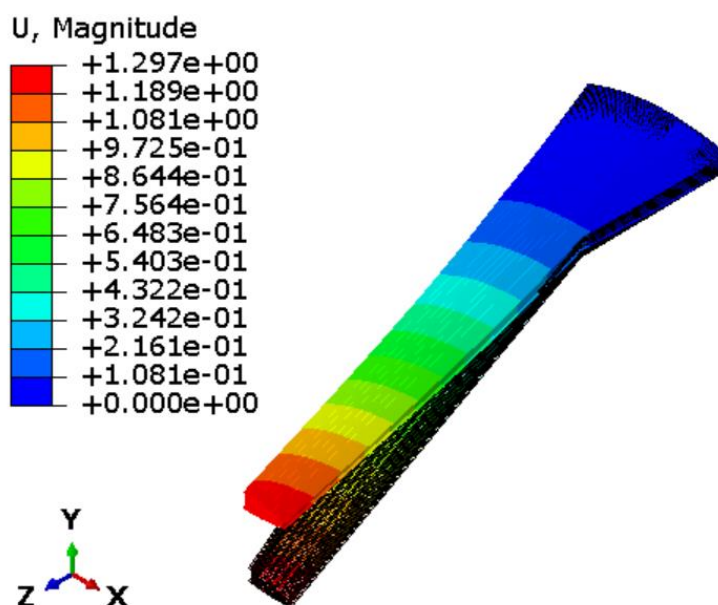
### 6.1.2. Drugi slučaj

U drugom slučaju uzima se u obzir opterećenje od krilca modelirano na površini krila prikazanoj na slici 5.13, za slučaj prirasta uzgona.

Slika 6.3 prikazuje raspodjelu ekvivalentnih von Mises naprezanja, a slika 6.4 prikazuje raspodjelu ukupnih pomaka.



Slika 6.3 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +3g, drugi slučaj



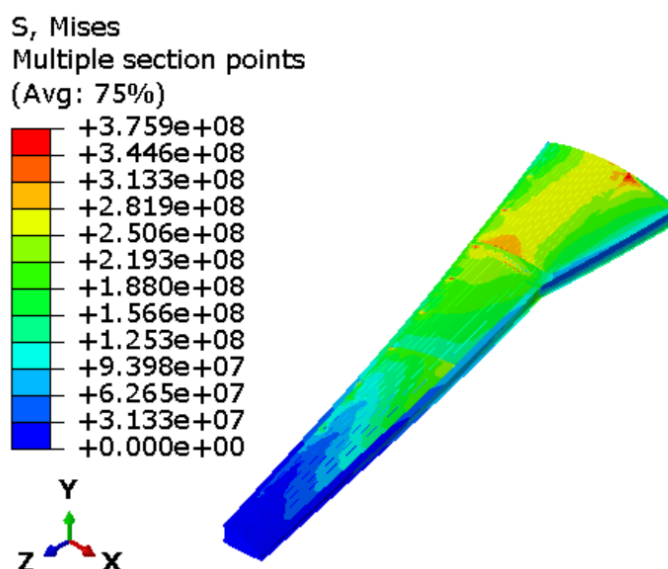
Slika 6.4 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +3g, drugi slučaj

Došlo je do povećanja najvećeg naprezanja za 20,1 MPa u odnosu na prethodni slučaj i iznosi 414,9 MPa te se nalazi na istom mjestu. Najveće naprezanje je u ovom slučaju za 53,94 MPa manje od granice tečenja materijala na tom mjestu. Najveći pomak iznosi 1,297 m što je za 0,071 m više od pomaka za prethodni slučaj.

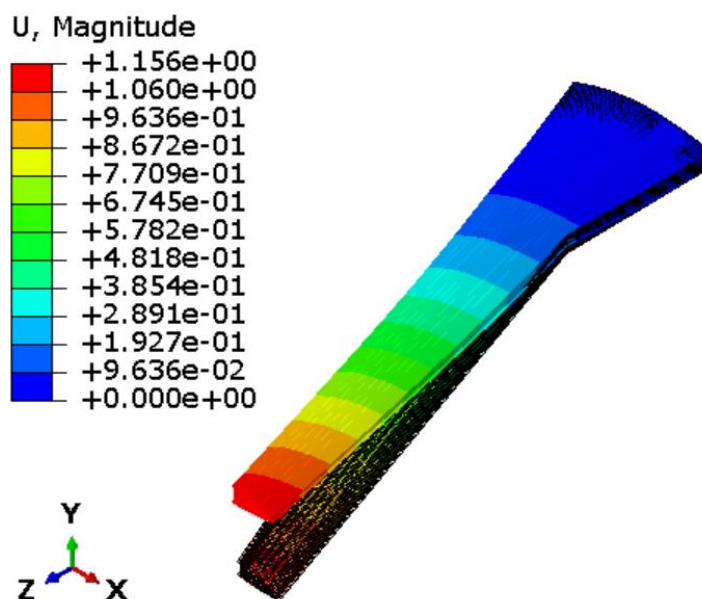
### 6.1.3. Treći slučaj

U trećem slučaju uzima se u obzir opterećenje od krilca modelirano na površini krila prikazanoj na slici 5.13, za slučaj prirasta uzgona.

Slika 6.5 prikazuje raspodjelu ekvivalentnih von Mises naprezanja, a slika 6.6 prikazuje raspodjelu ukupnih pomaka.



Slika 6.5 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +3g, treći slučaj



Slika 6.6 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +3g, treći slučaj

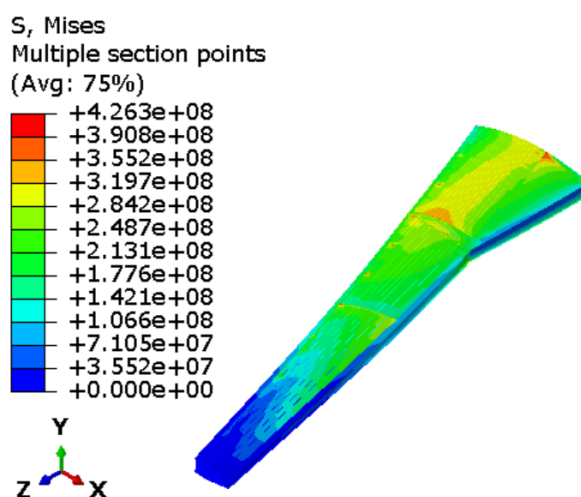


Najveće naprezanje za ovaj slučaj manjeg je iznosa od najvećih naprezanja u prvom i drugom slučaju, iznosi 375,9 MPa i nalazi se na istom mjestu. Za ovaj slučaj, iznos najvećeg naprezanja je za 92,94 MPa manji od granice tečenja materijala na tom mjestu. Najveći pomak također je manjeg iznosa od najvećih pomaka u prvom i drugom slučaju te iznosi 1,156 m.

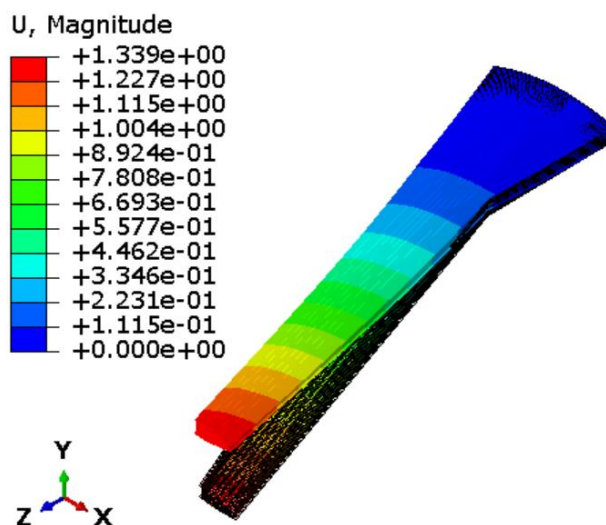
#### 6.1.4. Četvrti slučaj

U četvrtom slučaju uzima se u obzir opterećenje od krilca modelirano na dio površine stražnje ramenjače prikazanoj na slici 5.13, za slučaj prirasta uzgona.

Slika 6.7 prikazuje raspodjelu ekvivalentnih von Mises naprezanja, a slika 6.8 prikazuje raspodjelu ukupnih pomaka.



Slika 6.7 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +3g, četvrti slučaj



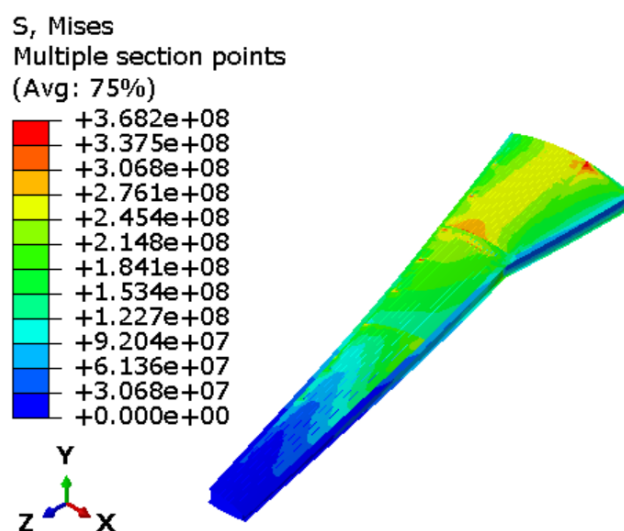
Slika 6.8 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +3g, četvrti slučaj

Najveće naprezanje za ovaj slučaj iznosi 426,3 MPa i to je najveće naprezanje u ovih pet slučajeva. Za ovaj slučaj razlika između najvećeg naprezanja i granice tečenja materijala je najmanja te iznosi 42,54 MPa. Najveći pomak iznosi 1,339 m i to je ujedno i najveći pomak u ovih pet slučajeva.

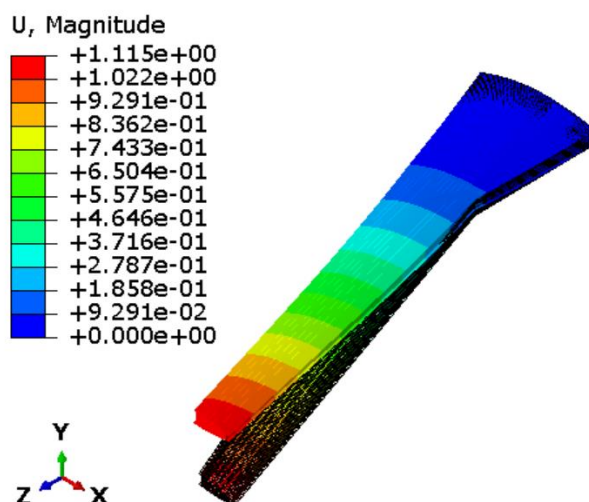
### 6.1.5. Peti slučaj

U petom slučaju uzima se u obzir opterećenje od krilca modelirano na dio površine stražnje ramenjače prikazanoj na slici 5.13, za slučaj pada uzgona.

Slika 6.9 prikazuje raspodjelu ekvivalentnih von Mises naprezanja, a slika 6.10 prikazuje raspodjelu ukupnih pomaka.



Slika 6.9 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +3g, peti slučaj



Slika 6.10 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +3g, peti slučaj

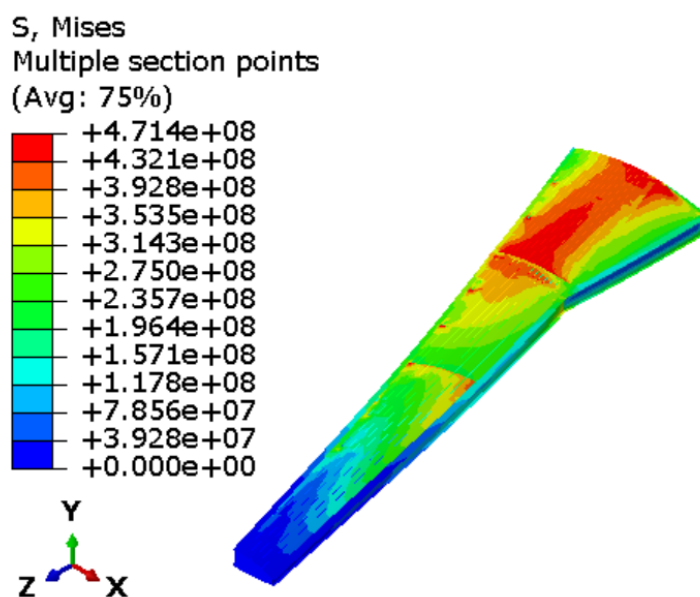
Najveće naprezanje za ovaj slučaj iznosi 368,2 MPa i to je najmanji iznos naprezanja u ovih pet slučajeva. Razlika između najvećeg naprezanja i granice tečenja materijala iznosi 100,64 MPa. Najveći pomak iznosi 1,115 m i to je ujedno i najmanji pomak u ovih pet slučajeva.

Iz priloženih rezultata vidljivo je da je krilo najviše opterećeno u četvrtom slučaju tj. kada su krilca modelirana na dio površine stražnje ramenjače prikazane na slici 5.11, za slučaj prirasta uzgona. Krilo je najmanje opterećeno u petom slučaju tj. kada su krilca modelirana na dio površine stražnje ramenjače prikazane na slici 5.13, za slučaj pada uzgona. Može se zaključiti da za slučaj prirasta uzgona način modeliranja opterećenja od krilca ne utječe puno na iznose naprezanja i ukupne pomake, isto tako i za pad uzgona. Također, iznosi naprezanja i ukupnih pomaka za slučajeve s padom uzgona manji su nego u prvom slučaju u kojem nema utjecaja krilca.

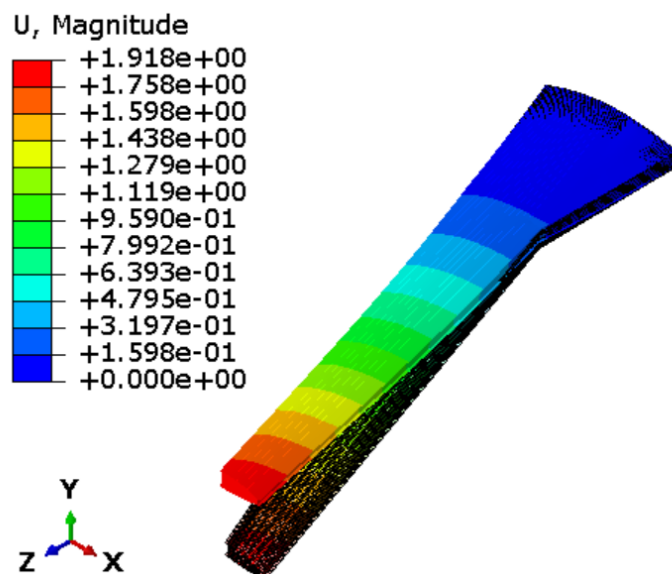
## 6.2. Krajnje opterećenje +4,5g (točke G i H)

Za ovo opterećenje provedena je analiza za drugi slučaj odnosno uzima se u obzir opterećenje od krilaca modelirano na površinu krila prikazanu na slici 5.13, za slučaj prirasta uzgona.

Slika 6.11 prikazuje raspodjelu ekvivalentnih von Mises naprezanja, a slika 6.12 prikazuje raspodjelu ukupnih pomaka.



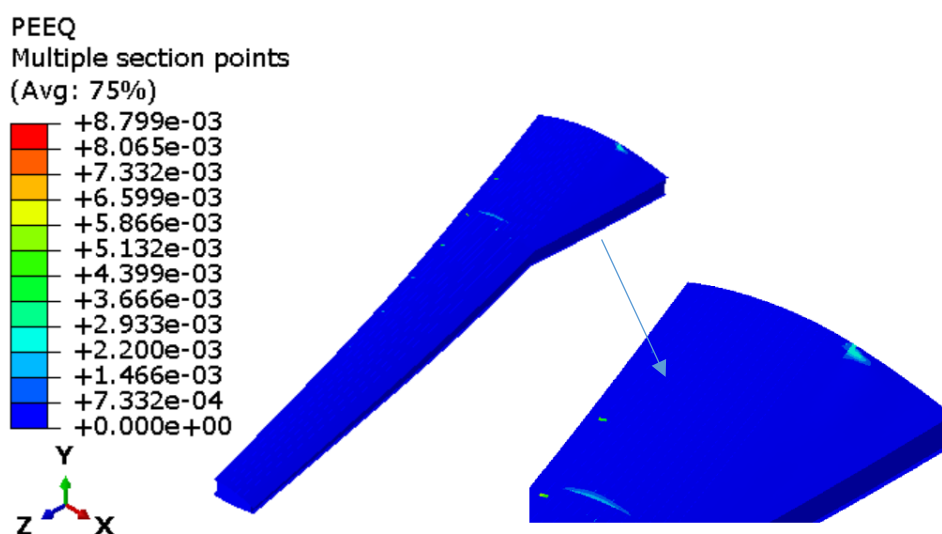
Slika 6.11 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje +4,5g



Slika 6.12 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje +4,5g

Najveće naprezanje za ovaj slučaj iznosi 471,4 MPa, što je za 45,1 MPa više od najvećeg naprezanja za opterećenje +3g. Najviše su opterećene uzdužnice i oplata prema korijenu krila. Najveće naprezanje je za 2,56 MPa veće od granice tečenja materijala što je očekivano budući da su za opterećenje +4,5g dopuštene plastične deformacije. Najveći pomak iznosi 1,918 m, što je 0,579 m više od najvećeg pomaka za opterećenje +3g.

Slika 6.13 prikazuje raspodjelu plastičnih deformacija na gornjaci krila.



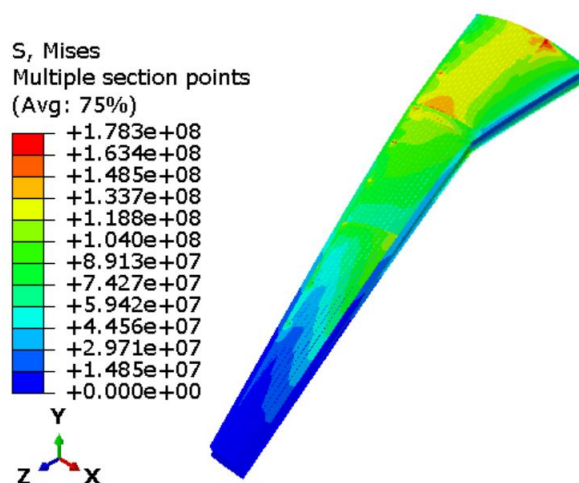
Slika 6.13 Raspodjela plastičnih deformacija [-] na gornjaci krila za opterećenje +4,5g

Najveće plastične deformacije iznose otprilike 0,88% i nalaze se na oplati donjake krila. Budući da prekidna deformacija materijala od kojeg je konstruirana oplata iznosi 0,16 mm/mm, može se zaključiti da je konstrukcija predimenzionirana odnosno debljina pojedinih dijelova bi se mogla dodatno smanjiti, ali to nije bilo moguće jer model ne bi zadovoljavao uvjet granične čvrstoće.

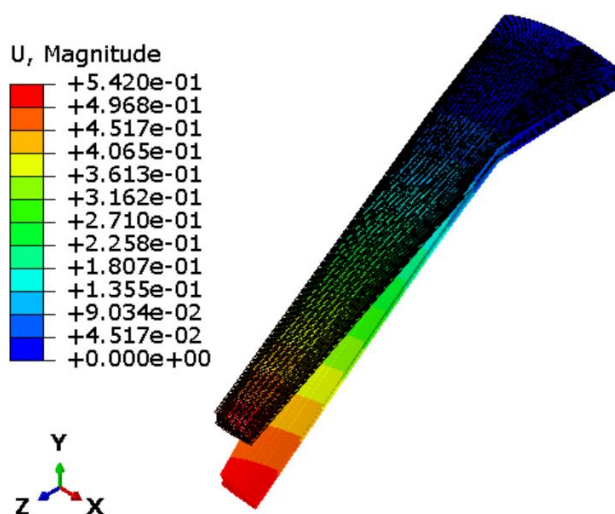
### 6.3. Granično opterećenje -1,5g (točke C i D)

Za ovo opterećenje provedena je analiza za drugi slučaj odnosno uzima se u obzir opterećenje od krilaca modelirano na površinu krila prikazanu na slici 5.13, za slučaj prirasta uzgona.

Slika 6.14 prikazuje raspodjelu ekvivalentnih von Mises naprezanja, a slika 6.15 prikazuje raspodjelu ukupnih pomaka.



Slika 6.14 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje -1,5g



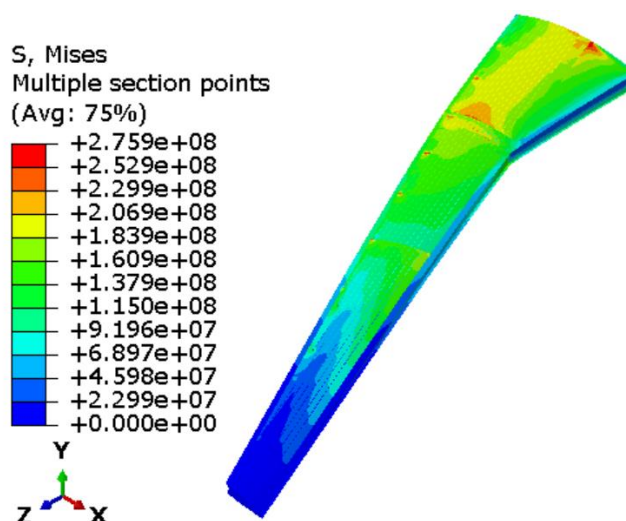
Slika 6.15 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje -1,5g

Najveće naprezanje za ovaj slučaj iznosi 178,3 MPa i nalazi se na istom mjestu kao za opterećenje +3g. Za ovo opterećenje najveće naprezanje je za 290,54 MPa manje od granice tečenja materijala na tom mjestu. Najveći pomak iznosi 0,542 m što je za 0,797 m manje od najvećeg pomaka za opterećenje +3g.

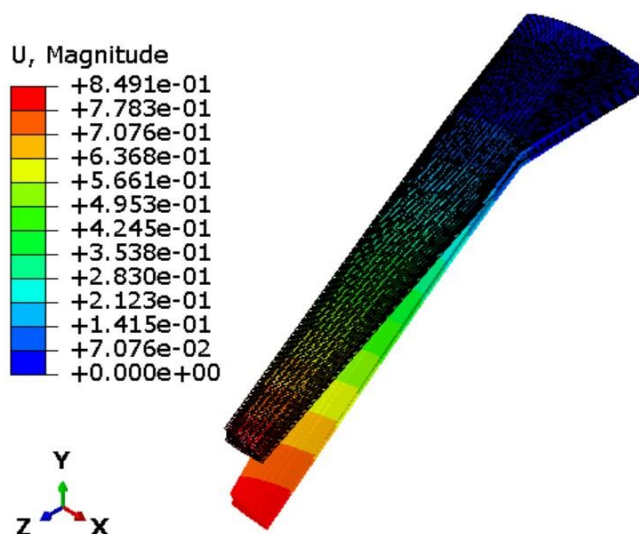
#### 6.4. Krajnje opterećenje -2,25g (točke E i F)

Za ovo opterećenje provedena je analiza za drugi slučaj odnosno uzima se u obzir opterećenje od krilaca modelirano na površinu krila prikazanu na slici 5.13, za slučaj prirasta uzgona.

Slika 6.16 prikazuje raspodjelu ekvivalentnih von Mises naprezanja, a slika 6.17 prikazuje pomake.



Slika 6.16 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] za opterećenje -2,25g

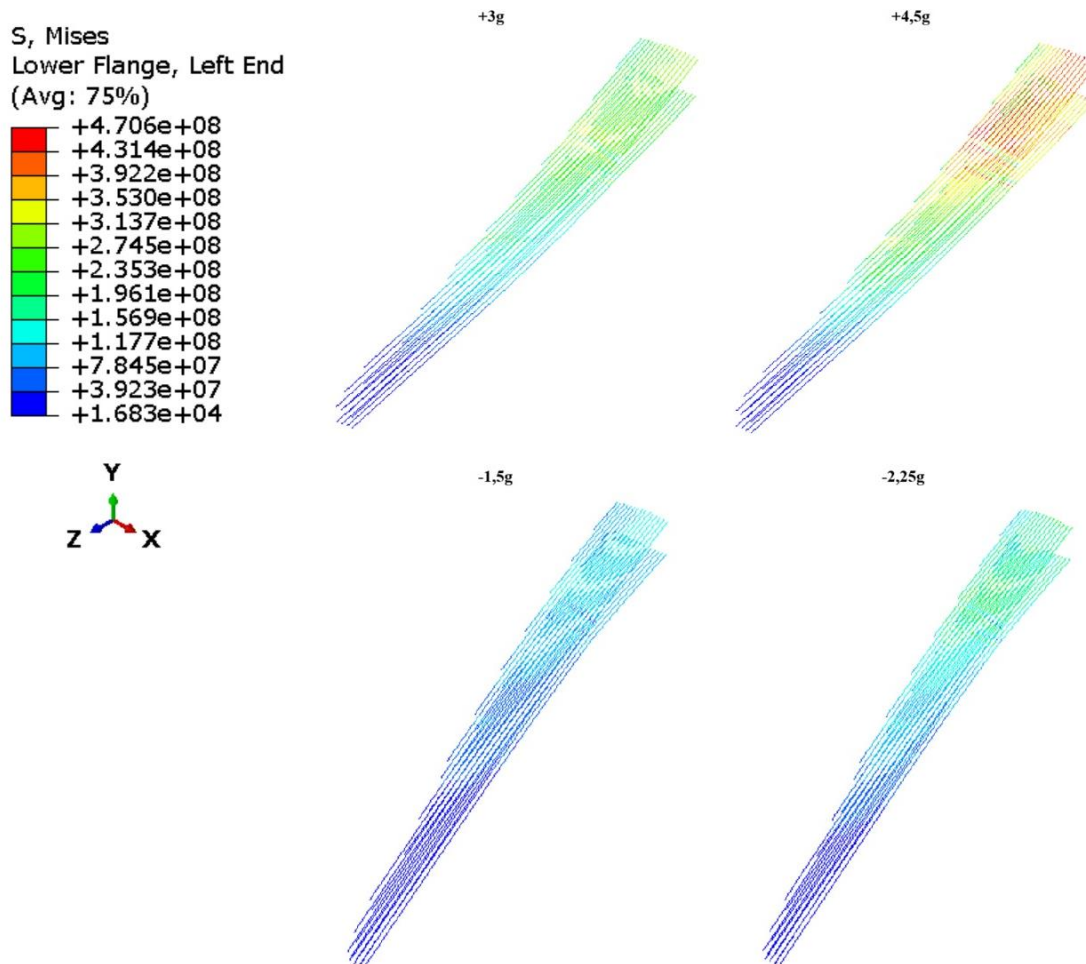


Slika 6.17 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za opterećenje -2,25g

Najveće naprezanje za ovaj slučaj iznosi 275,9 MPa, nalazi se na istom mjestu kao i za opterećenje +3g i -1,5g te je za 192,94 MPa manje od granice tečenja materijala na tom mjestu. Najveći pomak iznosi 0,8491 m što je za 0,4899 m manje od najvećeg pomaka za opterećenje +3g te za 0,3071 m veće od najvećeg pomaka za opterećenje -1,5g.

### 6.5. Raspodjela naprezanja na uzdužnicama

Na slici 6.18 prikazana je raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja za različita opterećenja, za drugi slučaj odnosno uzima se u obzir opterećenje od krilaca modelirano na površinu krila prikazanu na slici 5.13, uz prirast uzgona.

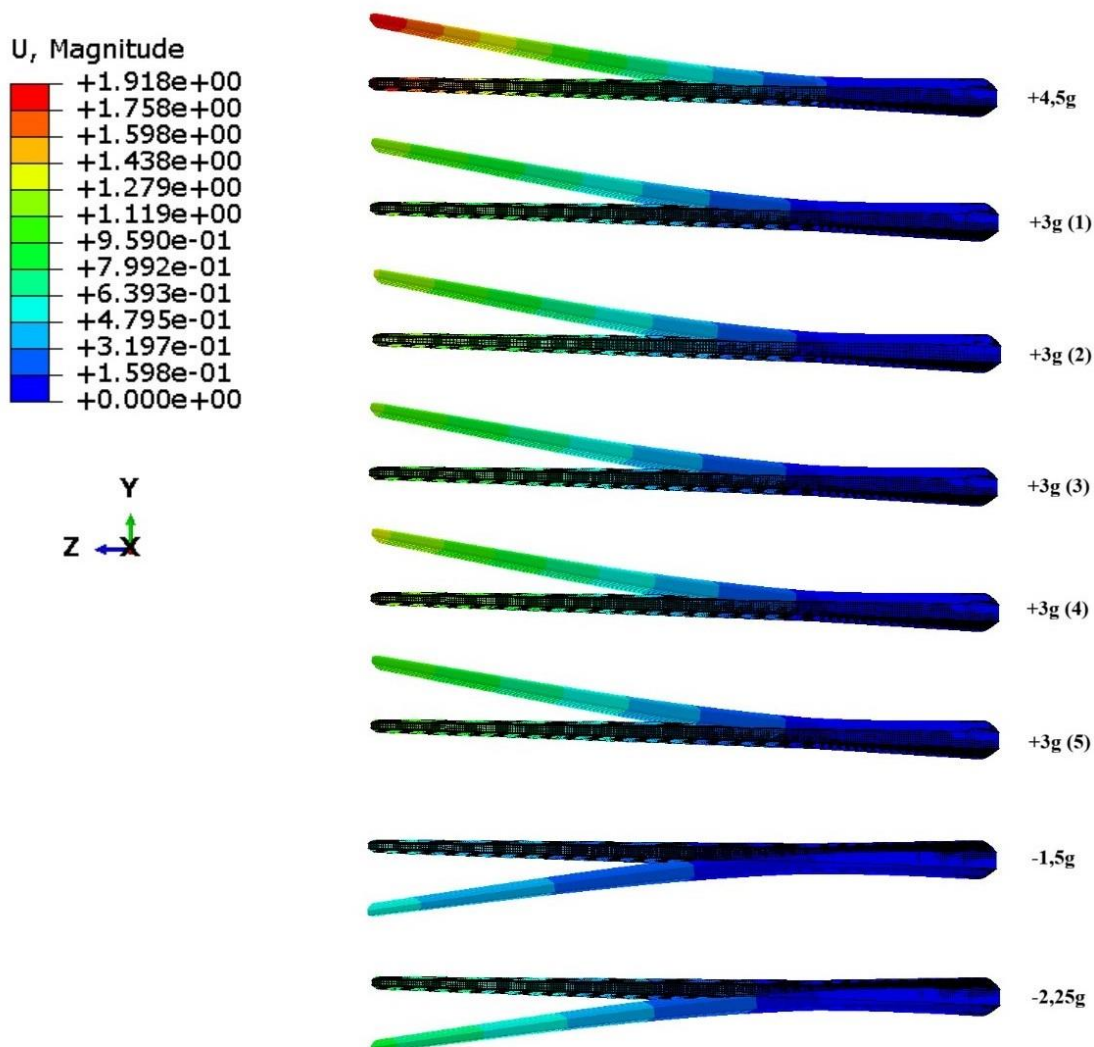


Slika 6.18 Raspodjela ekvivalentnih von Mises naprezanja [Pa] na uzdužnicama za različita opterećenja

Vidljivo je da su uzdužnice za sva četiri slučaja najopterećenije prema korijenu krila bliže stražnjoj ramenjači. Najveće naprezanje na uzdužnicama za opterećenje +4,5g iznosi 470,6 MPa, za opterećenje +3g iznosi 353 MPa, za opterećenje -1,5g iznosi 165,2 MPa te za opterećenje -2,25g iznosi 256,7 MPa. Uzdužnice su konstruirane također od aluminijske legure 7075-T6 čija je granica tečenja 468,84 MPa pa se može zaključiti da samo pri opterećenju +4,5g dolazi do plastičnih deformacija na uzdužnicama.

## 6.6. Usporedba raspodjele ukupnih pomaka za sva opterećenja

Na slici 6.19 prikazana je raspodjela ukupnih pomaka za sva opterećenja.



Slika 6.19 Raspodjela ukupnih pomaka [m] za sva opterećenja



Iz prethodno priloženih rezultata i rezultata sa slike 6.19 vidljivo je da je najveći ukupni pomak za opterećenje +4,5g te iznosi 1,918 m, a najmanji ukupni pomak iznosi 0,542 m za opterećenje -1,5g.

Ako se usporede rezultati ukupnih pomaka za različite slučajeve opterećenja +3g, uočava se da je najveći ukupni pomak u četvrtom slučaju tj. kada je opterećenje od krilca modelirano na dio površine stražnje ramenjače prikazane na slici 5.13, uz prirast uzgona. Najmanji ukupni pomak je u petom slučaju tj. kada je opterećenje od krilca modelirano na dio površine stražnje ramenjače prikazane na slici 5.13, uz pad uzgona.

---

## 7. ZAKLJUČAK

Provedenom analizom zaključuje se da je ovakav model krila najopterećeniji na spoju motora s konstrukcijom krila te prema korijenu krila stoga bi se ta područja mogla dodatno ojačati podebljavanjem oplata ili dodavanjem uzdužnica.

Iz rezultata za granično opterećenje +3g vidi se da sila uzgona od krilaca ima najviše utjecaja u četvrtom slučaju tj. kada ja modelirana kao tlak na dio stražnje ramenjače, uz prirast uzgona. U tom slučaju najveće naprezanje je za 31,5 MPa veće nego u prvom slučaju kada sila uzgona od krilaca nije uzeta u obzir, što nije zanemarivo.

Iz rezultata za naprezanje na uzdužnicama vidi se da su najopterećenije prema korijenu krila, bliže stražnjoj ramenjači te da će za opterećenje +4,5g doći do plastičnih deformacija na njima. Dodavanjem uzdužnica u tom području smanjilo bi se opterećenje na iste.

S obzirom na to da su u ovom radu pojednostavljena geometrija krila i opterećenja, za detaljniju analizu potrebno je dodati ostale upravljačke površine, servisne otvore, podvozje i slično te provesti aerodinamičku analizu krila kako bi se dobila točnija opterećenja.

---

**LITERATURA**

- [1] [https://www.wright-brothers.org/Information\\_Desk/Just\\_the\\_Facts/Airplanes/Flyer\\_I.htm](https://www.wright-brothers.org/Information_Desk/Just_the_Facts/Airplanes/Flyer_I.htm), kolovoz 2024.
- [2] <https://www.jetex.com/aircraft/a319/>, kolovoz 2024.
- [3] <https://www.abbottaerospace.com/aa-sb-001/22-aircraft-specific-design-features-and-design-methods/22-16-57-wings/22-16-2-main-wing-box/>, kolovoz 2024.
- [4] <https://havkar.com/en/blog/view/main-components-in-the-aircraft-structure-and-describe-their-function-wings/80>, kolovoz 2024.
- [5] Smojver, I.: Autorizirana predavanja iz kolegija Konstrukcija zrakoplova I, Zagreb, 2015.
- [6] D. Ćorić, T. Filetin: Materijali u zrakoplovstvu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Ivana Lučića 5, Zagreb, 2012.
- [7] Magdić, H. : Diplomski rad, Zagreb, 2019.
- [8] Airbus 319 Structural Repair Manual
- [9] S. Janković, M. Vrdoljak: Performanse zrakoplova, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2022.
- [10] <https://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-a/table-1/table.htm>, rujan 2024.
- [11] Airbus A319: Aircraft Characteristic; Airport and Maintenance planning, 1995.
- [12] Prasad N. E., Wanhill R. J. H.: Aerospace Materials and Material Technologies, Springer, 2017.
- [13] Totten G. E., Tiryakioglu M., Kessler O.: Encyclopedia of Aluminum and Its Alloys, CRC Press, 2018.
- [14] Military Handbook, Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures, Department of Defense USA, 1998.
- [15] Janković, S.: Procjena aerodinamičkih koeficijenata modela putničkog zrakoplova, Elaborat TP-01/0120-01/A1, FSB, Zavod za zrakoplovstvo. 2002.
- [16] European Aviation Safety Agency: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS