

Procjena mase konstrukcije krila putničkog zrakoplova

Žeger, Anamarija

Undergraduate thesis / Završni rad

2020

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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:235:004269>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-28**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Anamarija Žeger

Zagreb, 2020.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentori:

Doc. dr. sc. Darko Ivančević, mag. ing aeroing.

Studentica:

Anamarija Žeger

Zagreb, 2020.

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

Zahvaljujem se mentoru doc. dr. sc. Darku Ivančeviću na stručnom vodstvu.

Anamarija Žeger



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:	
Ur.broj:	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Anamarija Žeger** Mat. br.: 0035206446

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Procjena mase konstrukcije krila putničkog aviona**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Weight estimation of the wing structure of a passenger aircraft**

Opis zadatka:


U radu je potrebno razmotriti dostupne polu-empirijske metode za procjenu mase konstrukcije krila koje se koriste u preliminarnom projektiranju zrakoplova. Odabrane metode programirati koristeći programe Mathematica, Matlab ili slične programe za računalnu matematiku.

U sljedećoj fazi rada, temeljem dostupnih podataka, numeričkim proračunom čvrstoće procijeniti masu konstrukcije krila i dobivenu vrijednost usporediti s masama procijenjenim polu-empirijskim metodama. Pritom je potrebno analizirati krila aviona Airbus A-320 i Boeing 747, pri čemu je moguće koristiti postojeće geometrije modela za izradu numeričkog modela. U numeričkom modelu koristiti mehanička svojstva materijala koji se koriste u metalnim zrakoplovnim konstrukcijama.

Konstrukciju krila modelirati pojednostavljeno, a u radu obrazložiti uvedena pojednostavljenja. Model konstrukcije krila treba sadržavati prednju i stražnju ramenjaču, pomoćnu ramenjaču, rebra i oplatu, a uzdužnice modelirati pojednostavljeno, koristeći odgovarajuće metode. U analizi čvrstoće krila potrebno je razmatrati torzijsku kutiju krila. Opterećenje i rubne uvjete potrebno je modelirati pojednostavljeno, a debljine pojedinih dijelova konstrukcije odrediti korištenjem standardnih kriterija tečenja koji se koriste za aluminijske legure. U zaključku rada nužno je dati kritički osvrt na dobivene rezultate. U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:
28. studenog 2019.

Zadatak zadao:


Doc. dr. sc. Darko Ivančević

Datum predaje rada:
1. rok: 21. veljače 2020.
2. rok (izvanredni): 1. srpnja 2020.
3. rok: 17. rujna 2020.

Predviđeni datumi obrane:
1. rok: 24.2. – 28.2.2020.
2. rok (izvanredni): 3.7.2020.
3. rok: 21.9. - 25.9.2020.

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Sadržaj

<i>Sadržaj</i>	<i>I</i>
<i>Popis slika</i>	<i>II</i>
<i>Popis tablica</i>	<i>III</i>
<i>Popis oznaka</i>	<i>IV</i>
<i>Sažetak</i>	<i>V</i>
<i>Summary</i>	<i>VI</i>
1 Uvod.....	1
2 Polu-empirijska metoda za procjenu mase konstrukcije krila.....	4
2.1. Procjena mase konstrukcije zrakoplova Airbus A-320.....	6
2.2. Procjena mase konstrukcije zrakoplova Boeing 747.....	7
3 Numerički proračun čvrstoće torzijske kutije krila.....	8
3.1. Svojstva materijala.....	8
3.2. Konstrukcijski elementi krila.....	9
3.2.1. Debljine elemenata konstrukcije zrakoplova A-320.....	11
3.2.2. Debljine elemenata konstrukcije zrakoplova B747.....	12
3.3. Opterećenja i rubni uvjeti.....	14
3.3.1. Opterećenja i rubni uvjeti zrakoplova A-320.....	15
3.3.2. Opterećenja i rubni uvjeti zrakoplova B747.....	16
3.4. Mreža konačnih elemenata.....	17
4 Rezultati.....	19
4.1. Rezultati analize torzijske kutije zrakoplova A-320.....	19
4.2. Rezultati analize torzijske kutije zrakoplova B747.....	21
4.3. Usporedba masa dobivenih različitim metodama.....	24
5 Zaključak.....	25
<i>Literatura</i>	<i>26</i>

Popis slika

Slika 1.1: Airbus A-320 [1]	2
Slika 1.2 Boeing 747 [3].....	3
Slika 3.1 Torzijska kutija zrakoplova A-320, dimenzije su u [m].....	9
Slika 3.2: Torzijska kutija zrakoplova B747, dimenzije su u [m]	10
Slika 3.3: Matrica krutosti [N/m], [N], [Nm] a) donjake i b) gornjake	11
Slika 3.4: Debljine konstrukcijskih elemenata zrakoplova A-320	11
Slika 3.5: Rebra i oplata zrakoplova B747	12
Slika 3.6: Debljine ramenjača B747	13
Slika 3.7: Opterećenja i rubni uvjeti numeričkog modela zrakoplova A-320	15
Slika 3.8: Opterećenja i rubni uvjeti numeričkog modela zrakoplova B747.....	16
Slika 3.9: Mreža konačnih elemenata i detalj mreže modela zrakoplova A-320	17
Slika 3.10: Mreža konačnih elemenata i detalj mreže modela zrakoplova B747	18
Slika 4.1: Naprezanja [Pa] prema von Mises-u za krilo A-320.....	19
Slika 4.2: Von Mises naprezanja u pojasu prednje ramenjače zrakoplova A-320	20
Slika 4.3: Von Mises naprezanja po pojasu stražnje ramenjače zrakoplova A-320.....	20
Slika 4.4: Pomaci [m] u smjeru osi y za krilo A-320.....	21
Slika 4.5: Krilo realne konstrukcije zrakoplova B747 [10].....	21
Slika 4.6: Naprezanja prema Von Misesu [Pa] za B747	22
Slika 4.7: Von Mises naprezanja po pojasu prednje ramenjače zrakoplova B747	22
Slika 4.8: Von Mises naprezanja po pojasu stražnje ramenjače zrakoplova B747	23
Slika 4.9: Pomaci [m] u smjeru osi y za krilo B747	23

Popis tablica

Tablica 1.1:	Osnovne dimenzije i karakteristike zrakoplova A-320 [1]	2
Tablica 1.2:	Osnovne dimenzije i karakteristike zrakoplova B747 [4]	3
Tablica 2.1:	Geometrijska svojstva krila A-320 [1]	6
Tablica 2.2:	Geometrijska svojstva krila B747 [4]	7
Tablica 3.1:	Svojstva aluminijskih legura [7]	9
Tablica 3.2:	Masa, debljina i materijal konstrukcijskih elemenata zrakoplova A-320	12
Tablica 3.3:	Masa, debljina i materijal konstrukcijskih elemenata zrakoplova B747	13
Tablica 3.4:	Vrsta i broj konačnih elemenata modela zrakoplova A-320 i B747	18
Tablica 4.1:	Usporedba masa torzijskih kutija zrakoplova A-320 i B747	24
Tablica 4.2:	Rezultati polu-empirijske metode ukupne mase krila zrakoplova	24

Popis oznaka

Oznaka	Jedinica	Opis
A	m^2	površina oplata
AR	-	vitkost
b	m	poluraspon krila
c_r	m	Duljina tetive u korijenu krila
c_t	m	Duljina tetive u vrhu krila
E	Pa	Modul elastičnosti
F	N	Sila uzgona polukrila
F_g	N	Sila težine goriva
F_m	N	Sila težine motora
g	m/s^2	Ubrzanje sile teže
m_g	kg	Masa goriva
m_m	kg	Masa motora
m_{opl}	kg	Masa oplata
m_{uk}	kg	Maksimalna poletna masa zrakoplova
M_W	kg	Masa krila
n	-	Faktor opterećenja
S_W	m^2	Promatrana površina krila
t/c	%	Omjer debljine i tetive
t_{eq}	m	Ekvivalentna debljina oplata
W_f	kg	Masa goriva u krilu
Λ	$^\circ$	Kut strijele krila
λ	-	Suženje krila
ν	-	Poissonov koeficijent
ρ	kg/m^3	Gustoća materijala
σ_y	Pa	Granica tečenja

Sažetak

Zadatak ovog Završnog rada je usporediti procijenjene mase konstrukcije krila dobivene pomoću polu-empirijskih metoda koje se koriste u preliminarnom projektiranju zrakoplova i numeričkim proračunom čvrstoće. U radu je proračun proveden programom za numeričku analizu metode konačnih elemenata Abaqus/Standard. U prvom poglavlju opisane su specifikacije zrakoplova Airbus A-320 i Boeing 747 čije su torzijske kutije krila analizirane u ovom radu. Drugo poglavlje govori o polu-empirijskoj metodi, dok je u trećem objašnjena analiza čvrstoće torzijskih kutija. Zatim slijedi usporedba rezultata dvaju metoda te zaključak gdje je cijeli rad ukratko izložen.

Ključne riječi: torzijska kutija krila, polu-empirijska metoda, metoda konačnih elemenata, putnički zrakoplov, procjena mase.

Summary

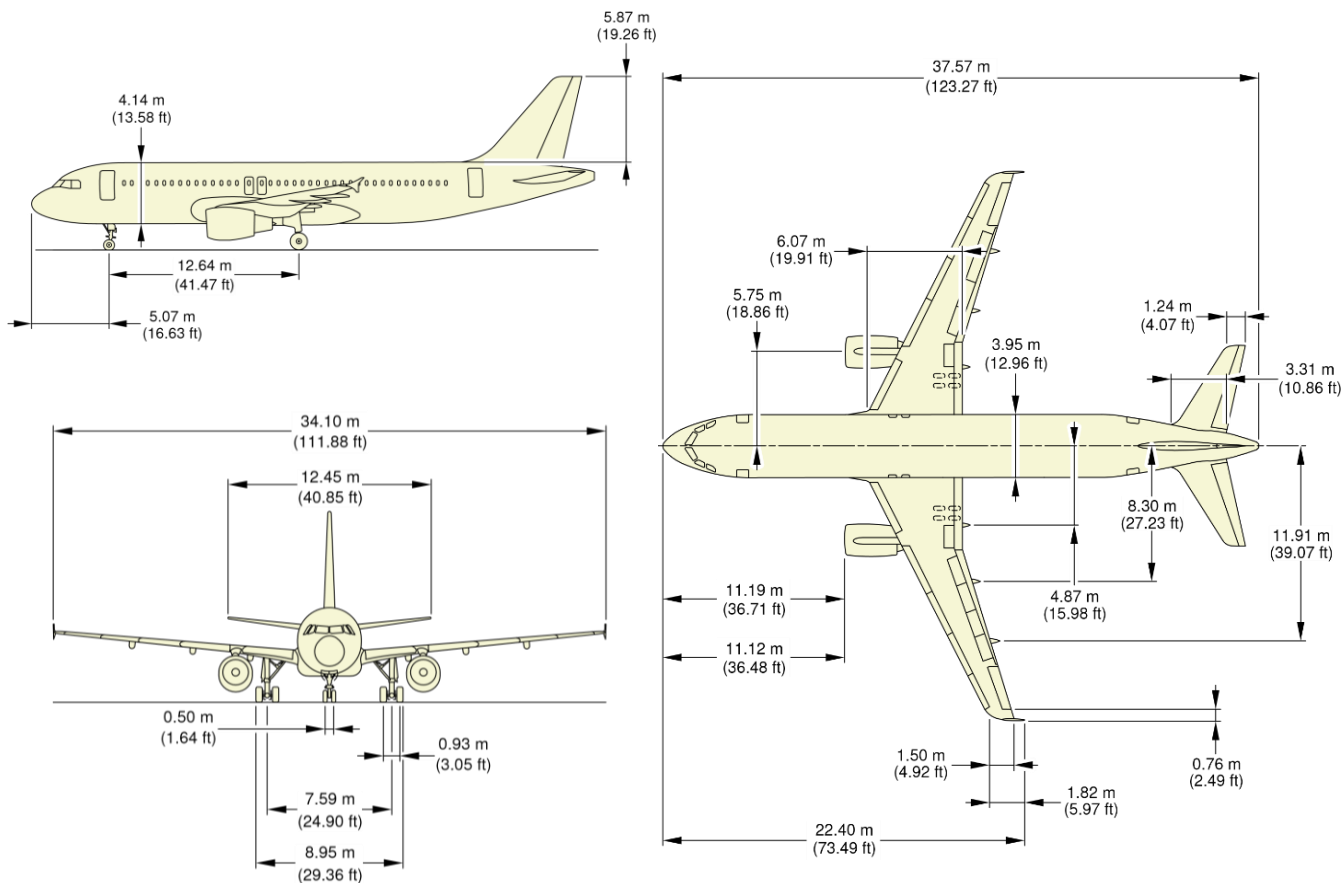
The task of this Bachelor thesis is to compare the estimated wing structure masses obtained using semi-empirical methods used in preliminary aircraft design and numerical strength calculation. In this work, the calculation was performed by the program for numerical analysis using the finite element method Abaqus/Standard. The first chapter describes the specifications of the Airbus A-320 and Boeing 747 aircraft whose wing boxes are analysed in this work. The second chapter introduces the semi-empirical method, while the third explains the strength analysis of the wing boxes. This is followed by a comparison of the results of the two methods and a conclusion in which the complete work is briefly presented.

Key words: wing torsion box, semi-empirical method, finite element method, passenger aircraft, mass prediction.

1 | Uvod

Tijekom razvoja novog tipa zrakoplova, masa ima veliki utjecaj na ukupne performanse i troškove razvoja zrakoplova u samom početku konstruiranja. Smanjenje mase utječe na spuštanje operativne mase zrakoplova, dopuštajući zrakoplovu letenje na većim dometima. Krilo putničkog zrakoplova najteža je konstrukcijska komponenta te je stoga naglasak oduvijek bio na točnosti procjene mase konstrukcije krila. U radu je bilo potrebno razmotriti dvije metode procjene mase konstrukcije krila zrakoplova: polu-empirijska metoda i numerički proračun čvrstoće. Svaka metoda ima svoje određene prednosti i ograničenja. Polu-empirijske metode koriste se za procjenu mase primarnih komponenata konstrukcije zrakoplova kao što su krilo, trup i podvozje. Procjena mase vrši se pomoću analitičkih jednadžbi koje kombiniraju geometrijske parametre, faktore opterećenja i projektirane brzine zrakoplova. Pri numeričkom proračunu čvrstoće korištena je postojeća geometrija modela krila koja se analizira u programu Abaqus/Standard. Torzijska kutija pritom sadržava prednju i stražnju ramenjaču, pomoćnu ramenjaču, rebra i oplatu, te uzdužnice. U razmatranje su uzete inercijske sile kao i rasterećenje od goriva i motora.

Analizirano je krilo zrakoplova Airbus A-320 prikazan na slici 1.1. Airbus A-320 je dvomotorni linijski zrakoplov koji je prvi je zrakoplov obitelji A-320. Isto tako je prvi putnički zrakoplov s ugrađenim *fly-by-wire* sustavom upravljanja. Obitelj A-320 čine još zrakoplovi A-318, A-319 i A-321. Međusobno se razlikuju po dimenzijama i svojim karakteristikama kao što su masa, brzina, broj mjesta za putnike i sl. Preporučeni tip motora za ovaj zrakoplov je motor PW1100G PurePower od firme Pratt and Whitney ili LEAP-1A od firme CFM International.



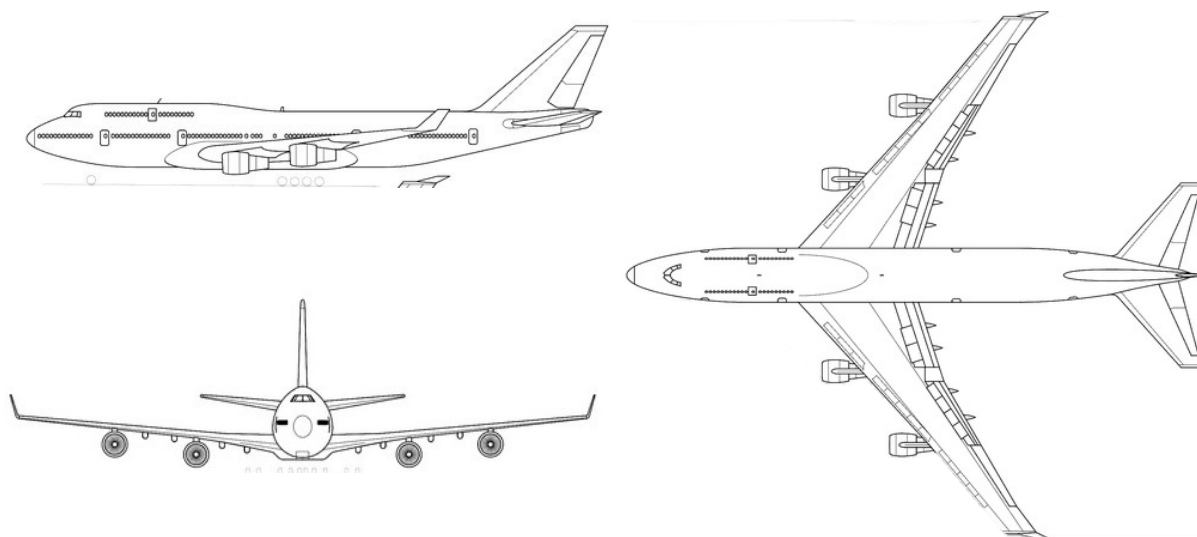
Slika 1.1: Airbus A-320 [1]

Osnovne dimenzije zrakoplova i njegove karakteristike dane su u Tablica 1.1

Tablica 1.1: Osnovne dimenzije i karakteristike zrakoplova A-320 [1]

Naziv	Iznos
Dužina trupa [m]	37,57
Širina trupa [m]	3,95
Visina [m]	11,76
Raspon krila [m]	34,10
Maksimalna brzina [km/h]	875
Dolet [km]	6 900
Maksimalna poletna masa [kg]	78 000

Analizirano je i krilo zrakoplova Boeing 747 prikazanog na slici 1.2. Boeing 747 je četveromotorni širokotrupni linijski putnički zrakoplov, a predstavlja jednog od najvećih putničkih zrakoplova, uz Airbus A380. Zrakoplov pogone motori Pratt & Whitney PW4062, General Electric CF6-80C2, i Rolls-Royce RB211-524.



Slika 1.2 Boeing 747 [3]

Osnovne dimenzije zrakoplova i njegove karakteristike dane su u Tablica 1.2.

Tablica 1.2: Osnovne dimenzije i karakteristike zrakoplova B747 [4]

Naziv	Iznos
Dužina trupa [m]	70,67
Širina trupa [m]	6,5
Visina [m]	18,77
Raspon krila [m]	64,44
Maksimalna brzina [km/h]	988
Dolet [km]	13 445
Maksimalna poletna masa [kg]	396 900

2 | Polu-empirijska metoda za procjenu mase konstrukcije krila

Polu-empirijski odnosi dobivaju se iz teorijske formulacije i zatim se dorađuju sa statističkim podacima za procjenu mase komponenata zrakoplova, prema [5]. Koriste se kada su dostupna pojednostavljena konstrukcije zrakoplova. Različiti oblici polu-empirijskih formula predloženi su od strane različitih analitičara, a sve se temelje na ključnim parametrima. Utjecaj povećanja veličine parametara na masu prikazuje se povećanjem mase za (↑) ili smanjenjem za (↓). Na primjer, L (↑) znači da se težina komponente povećava kad se duljina poveća. Nakon toga slijede polu-empirijski odnosi koji koriste statičke podatke radi prilagodbe formula. Točnost metode ovisi o tome koliko je konstrukcija detaljno opisana.

Parametri krila su njegova referentna površina S_W (↑); vitkost, AR (↑); kut strijele krila na četvrtini tetive, $\Lambda_{1/4}$ (↑); suženje krila, λ (↑); srednji omjer debljine i tetive krila, t/c (↓); najveća dopuštena brzina zrakoplova, V (↑); faktor opterećenja zrakoplova, n (↑); prevoženo gorivo, (↓); i motori smješteni na krilima, (↓). Vitkost i površina krila daju raspon krila, b . Budući da je kut strijele krila na četvrtini tetive, $\Lambda_{1/4}$, izražen u kosinusu kuta, stavlja se u nazivnik, kao što povećanje omjera t/c smanjuje težinu krila tako da krilo ima veću krutost. Za utvrđenu opću analitičku jednadžbu mase krila, korištena je izvorna nomenklatura prema [5] te je dana izrazom

$$M_W = K(M_{dg}N_z)^{x_1} S_W^{x_2} AR^{x_3} \left(\frac{t}{c}\right)^{x_4} (1 + \lambda)^{x_5} (\cos\Lambda_{1/4})^{x_6} \left(\frac{B}{C}\right)_t^{x_7} S_{CS}^{x_8}, \quad (2.1)$$

gdje je:

C = duljina tetive u korijenu krila,

B = širina torzijske kutije u korijenu krila,

S_{CS} = referentna površina upravljačke površine krila,

M_{dg} = maksimalna poletna masa.

Jednadžba (2.1) potom je modificirana tako da izraz $(M_{dg}N_z)^{x1}$ u nomenklaturi prema [5] iznosi $(MTOW \times n_{ult})^{0.48}$, a izraz $\left(\frac{B}{C}\right)_t^{x7} S_{CS}^{x8}$ se zamjenjuje faktorom 1,005 te se uključuje u faktor K . Pošto je opterećenje uzgona usmjereno prema gore, masa koju nosi krilo (npr. gorivo i motori) smanjuje savijanje što rezultira rasterećenjem krila. Jednadžba (2.1) sada je zamijenjena modificiranom jednadžbom (2.2) izraza:

$$M_W = c_w \times k_{uc} \times k_{sl} \times k_{sp} \times k_{wl} \times k_{re} \times (MTOW \times n_{ult})^{0.48} \times S_W^{0.78} \times AR \times (1 + \lambda)^{0.4} \times \frac{\times(1-W_f/MTOW)^{0.4}}{[(\cos\Lambda)\times t/c^{0.4}]}, \quad (2.2)$$

gdje je:

$c_w = 0,0215$ za zakrilca na krilu,

$k_{uc} = 1,002$ za podvozje postavljeno na krilu; u suprotnom, 1,0 ,

$k_{sl} = 1,004$ za krilo s pretkrilcima,

$k_{sp} = 1,001$ za krilo koje ima spojler,

$k_{wl} = 1,002$ za krilo s *wingletima*,

$k_{re} = 1$ za slučaj u kojemu motori nisu na krilu, 0,98 za dva motora i 0,95 za četiri motora,

$n_{ult} = 4,215$ vrijedi za krajnje opterećenje (uobičajeno krajnje opterećenje iznosi 4.5).

Ako se koristi kompozitni materijali, masa se mijenja faktorom upotrebe. Na primjer, korištenjem kompozitne konstrukcije, masa se smanjuje za taj faktor, radi lakših materijala odnosno ako je ušteda mase od 10%, tada vrijedi

$$M_{Wkomp} = 0.9 \times M_{Wmetal} \cdot \quad (2.3)$$

No u promatranom slučaju koriste se metalne konstrukcije.

Izrazi su programirani kodom u programu *Matlab*, u kojem se upisivanjem parametara odabranog zrakoplova procijenila masa krila.

2.1. Procjena mase konstrukcije zrakoplova Airbus A-320

Pretpostavlja se krilo zrakoplova Airbus A-320 na kojem se nalaze zakrilca, pretkrilca, podvozje, dva motora te krilo koje nema *wingleta*, stoga se koriste sljedeći koeficijenti za jednadžbu (1.2): $c_w = 0,0215$, $k_{uc} = 1,002$, $k_{sl} = 1,004$, $k_{sp} = 1,001$, $k_{wl} = 1$, $k_{re} = 0,98$, uz maksimalnu poletnu masu iz tablice 1.1. te ostalih geometrijskih svojstava krila iz tablice 2.1.

Tablica 2.1: Geometrijska svojstva krila A-320 [1]

Naziv	Oznaka	Iznos
Poluraspon krila [m]	b	16
Promatrana površina krila [m ²]	S_W	62,46
Vitkost [-]	AR	4,1
Duljina tetive u korijenu krila [m]	c_r	6,1
Duljina tetive na vrhu krila [m]	c_t	1,708
Suženje krila [-]	λ	0,28
Kut strijele krila [°]	Λ	25
Omjer debljine i tetive [%]	t/c	11,92
Masa goriva u krilu [kg]	W_f	15 500

Procjena mase izvršena programskim kodom u *Matlabu* iznosi 2 539,6 kg.

Ako se pretpostavi model krila samo s dvaju motora, bez pretkrilca, zakrilca te spojlera, odnosno koeficijenti c_w , k_{uc} , k_{sl} , k_{sp} , k_{wl} su jednaki 1, jednadžba (2.2) poprima oblik

$$M_W = k_{re} \times (\text{MTOW} \times n_{ult})^{0,48} \times S_W^{0,78} \times AR \times (1 + \lambda)^{0,4} \times \frac{(1 - W_f/\text{MTOW})^{0,4}}{[(\cos\Lambda) \times t/c^{0,4}]}, \quad (2.4)$$

pri kojoj se dobije nerealna masa polukrila od 117 303 kg. Izostavljanjem određenih parametara krila, analitičku jednadžbu potrebno je doraditi iterativnim postupkom s točnijim podacima, što može zahtijevati i ponovno postavljanje komponenti zrakoplova.

2.2. Procjena mase konstrukcije zrakoplova Boeing 747

Pretpostavlja se krilo zrakoplova Boeing 747 na kojem se nalaze zakrilca, pretkrilca, podvozje, četiri motora te krilo koje nema *wingleta* stoga se koriste sljedeći koeficijenti za jednadžbu (1.2): $c_w = 0,0215$, $k_{uc} = 1,002$, $k_{sl} = 1,004$, $k_{sp} = 1,001$, $k_{wl} = 1$, $k_{re} = 0,95$, uz maksimalnu poletnu masu iz tablice 1.2. te ostalih geometrijskih svojstava krila iz tablice 2.2.

Tablica 2.2: Geometrijska svojstva krila B747 [4]

Naziv	Oznaka	Iznos
Poluraspon krila [m]	b	29
Promatrana površina krila [m ²]	S_w	255,64
Vitkost [-]	AR	3,3
Duljina tetive u korijenu krila [m]	c_r	14,5
Duljina tetive na vrhu krila [m]	c_t	3
Suženje krila [-]	λ	0,21
Kut strijele krila [°]	Λ	35
Omjer debljine i tetive [%]	t/c	13,44
Masa goriva u krilu [kg]	W_f	154 160

Procjena mase dobivena programskim kodom u *Matlabu* iznosi 12 020 kg.

Kao i u prethodnome slučaju, pretpostavljanjem modela krila s četiri motora, gdje su ostali koeficijenti jednaki 1, vrijedi jednadžba (2.4) prema kojoj se dobila nerealna masa polukrila od 555 180 kg.

3 | Numerički proračun čvrstoće torzijske kutije krila

Za analizu torzijske kutije napravljeni su modeli koji koriste model ekvivalentne krutosti panela ojačanog uzdužnicama. U programskom paketu Abaqus, proveden je proračun čvrstoće za cijeli model torzijske kutije. Analize čvrstoće provedene su opterećenjem sile uzgona, težine motora te težine goriva. Izrađena geometrija modela preuzeta je iz diplomskog kolege Magdića [9] s određenim izmjenama komponenata radi što realnijih rezultata.

3.1. Svojstva materijala

U novijim zrakoplovnim konstrukcijama najznačajniju primjenu imaju kompozitni materijali, te ih slijede metalni materijali. U radu su korištena mehanička svojstva materijala koja se koriste u metalnim zrakoplovnim konstrukcijama, odnosno pretežno svojstva aluminijskih legura. Aluminijske legure posjeduju izvrsna mehanička svojstva, tj. visoku čvrstoću i manju masu u odnosu na iste odljevke drugih metala. Postoje različite vrste koje se u skladu sa svojim svojstvima koriste pri različitim opterećenjima, prema [6]. Donjaka oplata krila opterećena je vlačno, dok je gornjaka oplata opterećena tlačno. Stoga je za donjaku oplata krila izabrana aluminijska legura 2024 – T351, koja ima veću vlačnu čvrstoću. S druge strane, za gornjaku oplata odabrana je aluminijska legura 7075 – T6, koja ima veću tlačnu čvrstoću da ne bi došlo do naprezanja koja prelaze tlačnu granicu tečenja. Ramenjače su drugog materijala jer na sebe preuzimaju najveća opterećenja. Stoga je izabrana aluminijska legura 7050 – T7451 koja posjeduje bolja mehanička svojstva. Svojstva korištenih aluminijevih legura prikazana su u tablici 3.1.

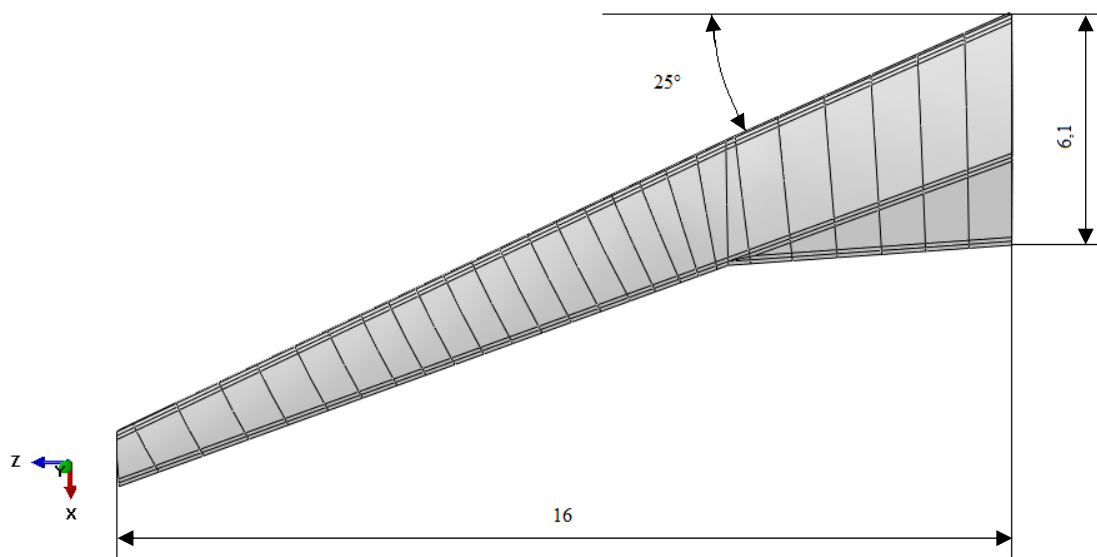
Tablica 3.1: Svojstva aluminijskih legura [7]

Materijal	2024 – T351	7050 – T7451	7075 – T6
Gustoća materijala ρ [kg/m ³]	2768	2830	2796
Modul elastičnosti E [GPa]	74	71,7	71,7
Poissonov koeficijent ν [-]	0,3	0,3	0,33
Granica tečenja σ_y [MPa]	363	407,51	468,84

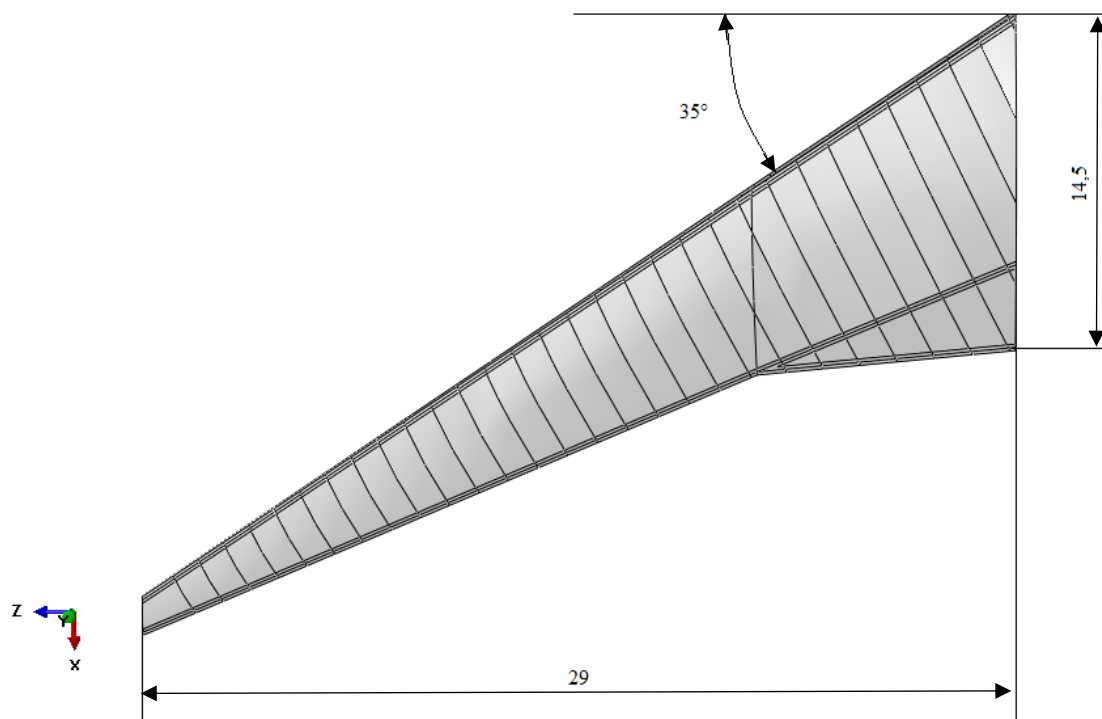
Mehanička svojstva aluminijskih legura preuzeta su iz [7].

3.2. Konstrukcijski elementi krila

Rebra su poprečni konstrukcijski elementi koja osiguravaju aerodinamični oblik krila te prenose opterećenja s oplata na ramenjače. Ramenjače su osnovni konstrukcijski dio krila, sastavljene od struka ramenjače i pojasa ramenjače. Struk ramenjače preuzima na sebe opterećenja uslijed poprečnih sila i momenta torzije dok pojas ramenjače preuzima na sebe veliki dio opterećenja uslijed savijanja. Analizirani modeli torzijskih kutija prikazani su na slici 3.1. za Airbus A-320 i na slici 3.2. za Boeing 747.



Slika 3.1 Torzijska kutija zrakoplova A-320, dimenzije su u [m]



Slika 3.2: Torzijska kutija zrakoplova B747, dimenzije su u [m]

Kod realnih konstrukcija krila debljina oplata, rebara i ramenjače variraju pa ih je stoga potrebno modelirati pojednostavljeno da bi se mogla provesti numerička analiza.

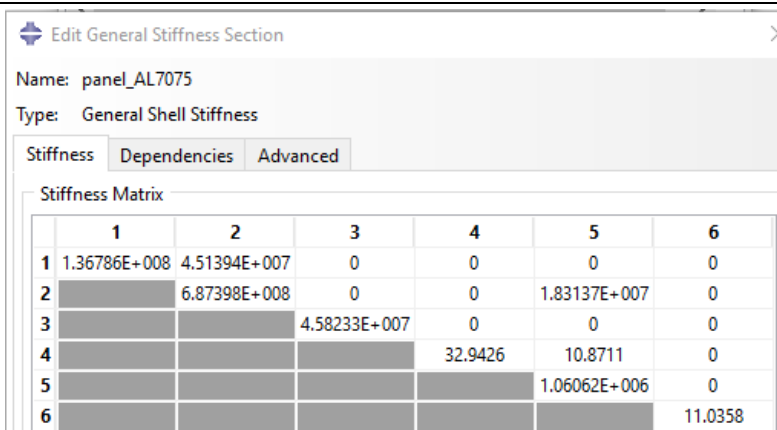
Materijal i debljina opterećene oplata jednaki su kod oba modela torzijskih kutija. Oplata je modelirana *Shell General Stiffness Section*-om koji koristi model s ekvivalentnom krutosti, pa ne postoje materijalne točke integracije radi čega se masa oplata ne može procijeniti pomoću programa Abaqus/CAE. U programskom kodu *Matlab*, prema [9], debljina ekvivalentnog modela iznosi 1,7 mm te je dobivena matrica krutosti koja opisuje svojstva opterećene oplata. Matrica krutosti oplata prikazana je na slici 3.3. pod a) za donjaku i pod b) za gornjaku.

+ Edit General Stiffness Section ×
 Name: panel_AL2024
 Type: General Shell Stiffness
 Stiffness Dependencies Advanced

a)

	1	2	3	4	5	6
1	1.38242E+008	4.14725E+007	0	0	0	0
2		7.06517E+008	0	0	1.89011E+007	0
3			4.83846E+007	0	0	0
4				33.2932	9.98797	0
5					1.09464E+006	0
6						11.6526

b)



	1	2	3	4	5	6
1	1.36786E+008	4.51394E+007	0	0	0	0
2		6.87398E+008	0	0	1.83137E+007	0
3			4.58233E+007	0	0	0
4				32.9426	10.8711	0
5					1.06062E+006	0
6						11.0358

Slika 3.3: Matrica krutosti [N/m], [N], [Nm] a) donjake i b) gornjake

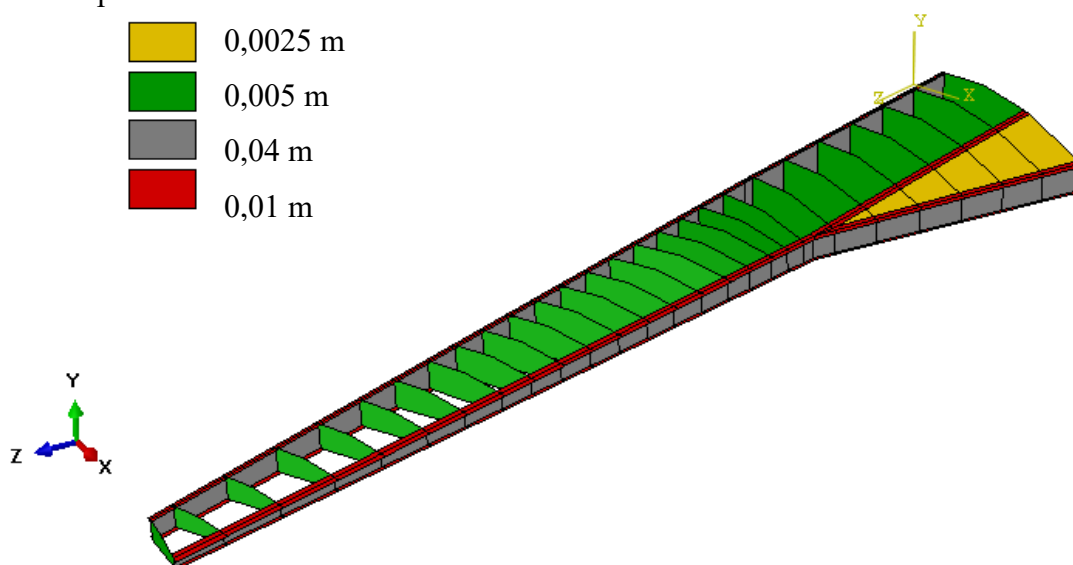
Stoga se masa oplata računa analitički te se dodaje na masu ostalih konstrukcijskih elemenata izračunatih u *Abaqusu*. Masa oplata računa se prema izrazu

$$m_{opl} = t_{eq} \cdot A \cdot \rho, \quad (3.1)$$

gdje je t_{eq} ekvivalentna debljina oplata, A je površina oplata, a ρ gustoća materijala oplata.

3.2.1. Debljine elemenata konstrukcije zrakoplova A-320

Debljine rebara, ramenjača i oplata prikazane su na slici 3.4. Oplata prema [2] ne sadrži uzdužnice niti rebra radi smještanja podvozja u krilo26, te izostavljanjem tog dijela pojednostavljuje se izračun za silu uzgona. Struk i pojas ramenjači te rebra jednakih su debljina po čitavom rasponu.



Slika 3.4: Debljine konstrukcijskih elemenata zrakoplova A-320

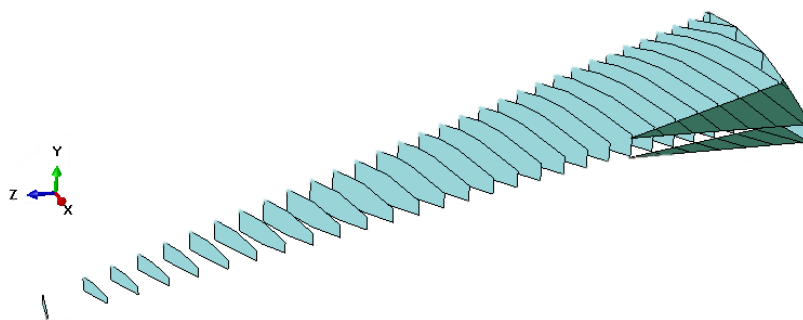
Korištene debljine i materijali te dobivena masa konstrukcijskih elemenata prikazani su u tablici 3.2.

Tablica 3.2: Masa, debljina i materijal konstrukcijskih elemenata zrakoplova A-320

Naziv elementa	Materijal	Debljina [m]	Masa [kg]
Oplata	Al7050 – T451	0,0025	42,2
Rebra	Al7075 – T6	0,005	371,9
Struk ramenjače	Al7050 – T451	0,04	1972,92
Pojas ramenjače	Al7050 – T451	0,01	298,73
Ekvivalentna oplata donjake	Al2024 – T351	0,0017	116,7
Ekvivalentna oplata donjake	Al7075 – T6	0,0017	118,35
Σ			2920,8

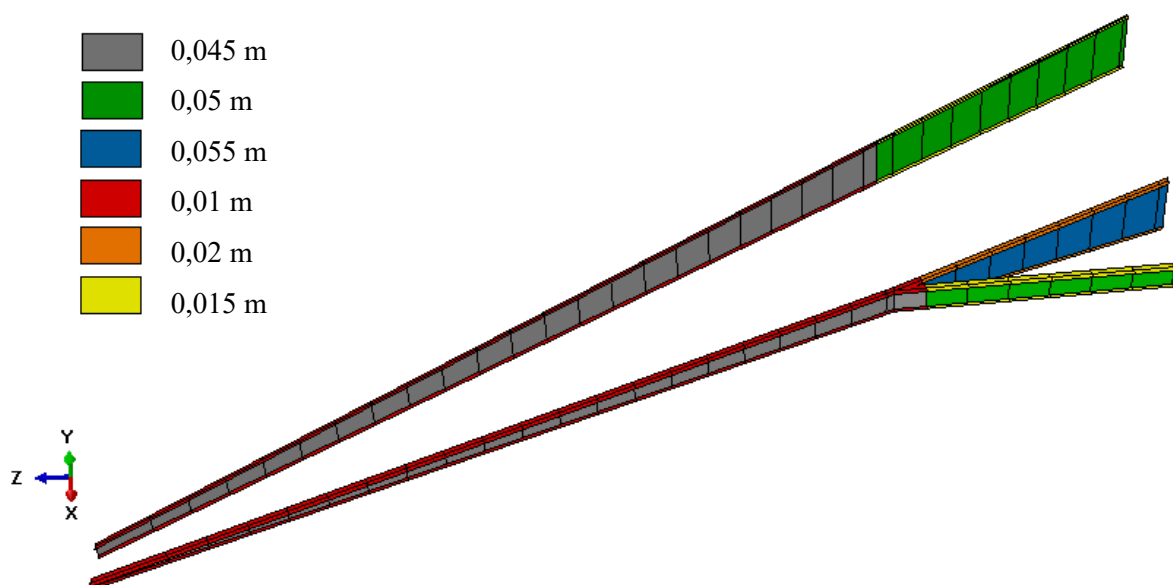
3.2.2. Debljine elemenata konstrukcije zrakoplova B747

Na slici 3.5 su prikazana rebra i oplata, koja isto tako ne sadrži rebra niti uzdužnice.



Slika 3.5: Rebra i oplata zrakoplova B747

Debljine dijelova ramenjača prikazane su na slici 3.6 te se mijenjaju ovisno o promatranom dijelu krila. Prikazane vrijednosti debljina ramenjača, pa tako i mase određene su nakon provođenja analize čvrstoće u *Abaqusu*.



Slika 3.6: Debljine ramenjača B747

Korištene debljine i materijali konstrukcijskih elemenata te dobivena masa prikazana je u tablici 3.3.

Tablica 3.3: Masa, debljina i materijal konstrukcijskih elemenata zrakoplova B747

Naziv elementa	Materijal	Debljina [m]	Masa [kg]
Oplata	Al7050 – T451	0,0025	131
Rebra	Al7075 – T6	0,005	2559,6
Struk ramenjače	Al7050 – T451	0,045	9028,3
		0,05	
		0,055	
Pojas ramenjače	Al7050 – T451	0,01	1031
		0,015	
		0,02	
Ekvivalentna oplata donjake	Al2024 – T351	0,0017	558,54
Ekvivalentna oplata donjake	Al7075 – T6	0,0017	567,57
Σ			13 876,01

3.3. Opterećenja i rubni uvjeti

Krilo je opterećeno silama uslijed djelovanja uzgona, te silama uslijed težine motora i sile težine goriva. Opterećenje na krilu zadano je kao tlak. Uzgon nastaje pri strujanju zraka uz aeroprofil krila, gdje se na donjaci javlja viši tlak, a na gornjaci niži, stoga se opisuje kao tlak s djelovanjem na donjaci krila. Korišteno je opterećenje modela prema radu kolege Magdića [9], gdje uzgon nije konstantan duž poluraspona. Uzeta je samo raspodjela uzgona koja djeluje po polurasponu krila, te je konačna raspodjela tlakova aproksimirana polinomom osmog stupnja. No radi pojednostavljenja analize, tlak uzgona prikazan je linearno po donjaci krila. Za normalno opterećenje uzet je faktor opterećenja $n = 3$ za granično opterećenje prema kojemu su se dimenzionirali elementi konstrukcije krila. Za $n = 3$ vrijedi ukupna sila prema izrazu

$$F = \frac{1}{2} m_{uk} \cdot g \cdot n . \quad (3.2)$$

Sila se dijeli s površinom na koju djeluje uzgon da bi se dobila raspodjela tlaka po površini krila. Sila motora uzrokovana težinom motora uvećana za normalno opterećenje dana je izrazom

$$F_m = m_m \cdot g \cdot n , \quad (3.3)$$

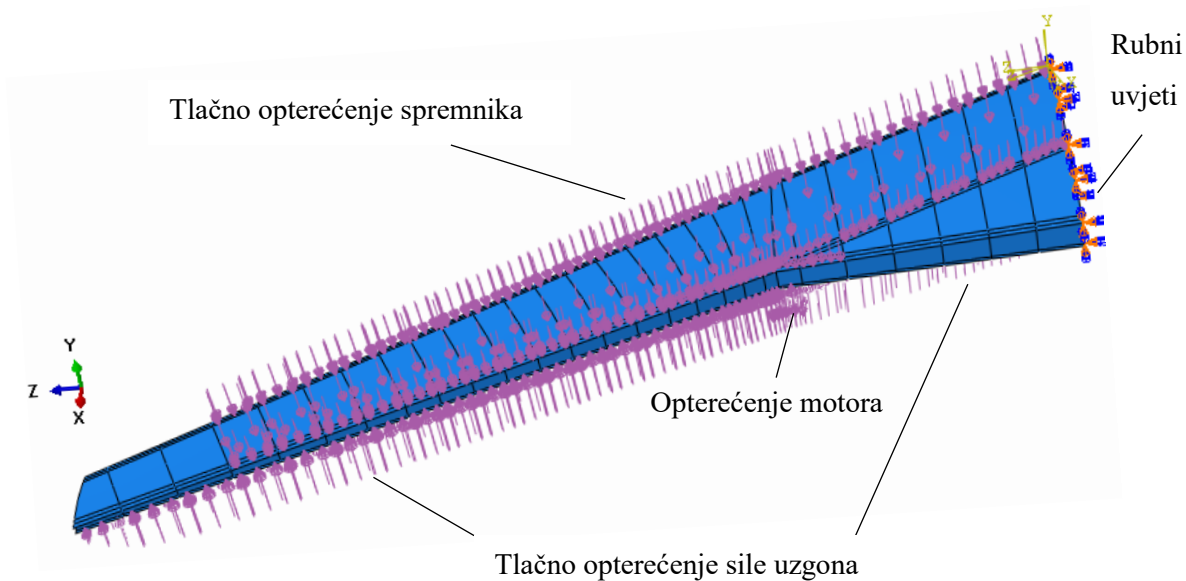
koja se dijeli s površinom između rebara, gdje je smješten motor da bi odredila vrijednost tlaka. Za silu goriva uzeta je ukupna masa spremnika goriva dana prema jednadžbi

$$F_g = m_g \cdot g \cdot n . \quad (3.4)$$

Dobivena sila prema (3.4) dijeli se s površinom krila koju zauzima spremnik goriva da bi se odredili tlakovi. Težina spremnika u krilu daje opterećenje koje rasterećuje krilo na gornjaci krila.

3.3.1. Opterećenja i rubni uvjeti zrakoplova A-320

Rubni uvjeti zadani su na spoju krila i trupa zrakoplova. Onemogućeni su pomaci i rotacije oplata i ramenjača u smjeru te oko osi X , Y i Z . Opterećenja koja djeluju na model torzijske kutije i rubni uvjeti prikazani su na slici 3.7.

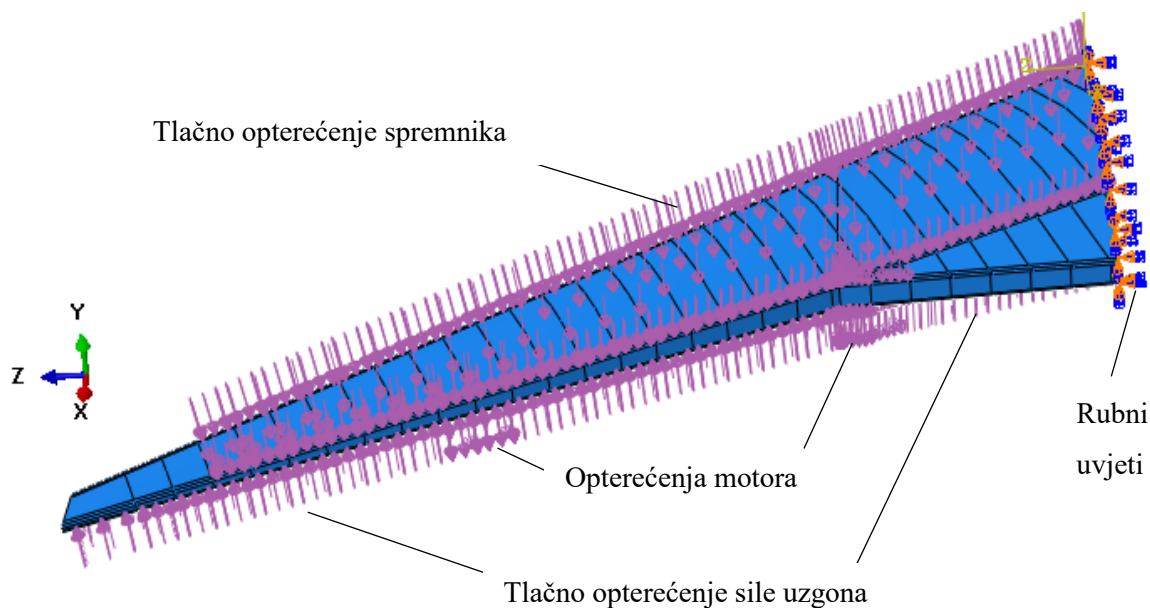


Slika 3.7: Opterećenja i rubni uvjeti numeričkog modela zrakoplova A-320

Ukupna sila koja djeluje na polukrilo prema (3.2) podijeljena s površinom $55,17 \text{ m}^2$ daje opterećenje iznosa $20\,804 \text{ Pa}$. Masa motora iznosi $3\,153 \text{ kg}$ je smještena između 7. i 9. rebra, stoga se dobivena sila motora prema (3.3) dijeli s površinom $1,39 \text{ m}^2$ što daje opterećenje iznosa $66\,757,4 \text{ Pa}$. Masa spremnika goriva iznosa $6\,243,5 \text{ kg}$ uvrštena u (3.4) daje silu goriva. Sila podijeljena s površinom $27,175 \text{ m}^2$ daje opterećenje iznosa $6\,761,6 \text{ Pa}$.

3.3.2. Opterećenja i rubni uvjeti zrakoplova B747

Rubni uvjeti zadani su na spoju krila i trupa zrakoplova. Onemogućeni su pomaci i rotacije oplata i ramenjača u smjeru te oko osi X , Y i Z . Opterećenja koja djeluju na model torzijske kutije i rubni uvjeti prikazani su na slici 3.8.

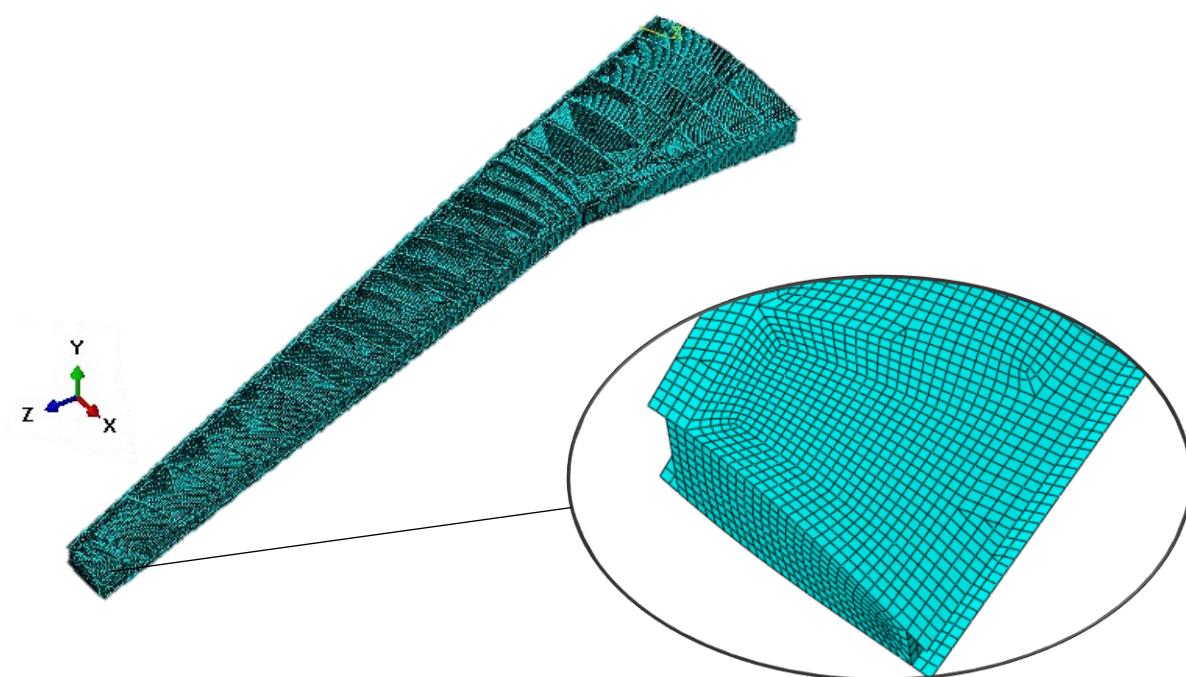


Slika 3.8: Opterećenja i rubni uvjeti numeričkog modela zrakoplova B747

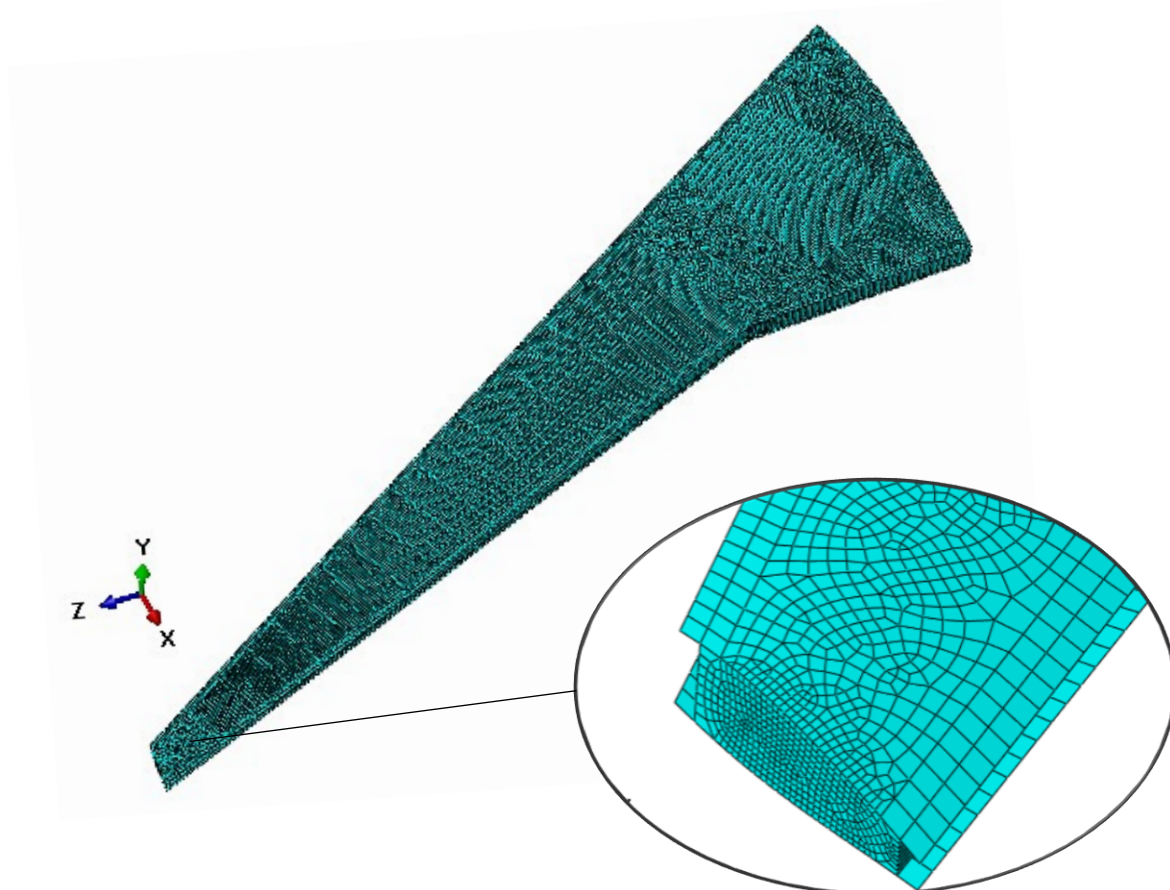
Ukupna sila koja djeluje na polukrilo prema (3.2) podijeljena s površinom $131,1 \text{ m}^2$ daje opterećenje iznosa $44\,549 \text{ Pa}$. Zrakoplov Boeing 747 sadrži četiri motora smještena na krilima, gdje masa jednog motora iznosi $4\,390 \text{ kg}$, stoga je potrebno uzeti u obzir težinu dva motora koja djeluju na površini donjake krila. Težina prvog motora smještena je između 9. i 11. rebra i djeluje na površini $11,33 \text{ m}^2$ što prema (3.3) daje opterećenje iznosa $11\,403,15 \text{ Pa}$, dok težina drugog motora koja djeluje na površini $6,87 \text{ m}^2$ između 20. i 22. rebra daje $18\,806,07 \text{ Pa}$. Masa spremnika goriva iznosa $9\,266,4 \text{ kg}$ uvrštena u (3.4) daje silu goriva, koja podijeljena s površinom $126,68 \text{ m}^2$ daje opterećenje od $2\,152,75 \text{ Pa}$.

3.4. Mreža konačnih elemenata

Mreža konačnih elemenata kreira se unutar modula *Mesh*. Naredbom *Assign Element Type* kreira se mreža konačnih elemenata koja se sastoji od pravokutnih reduciranih elemenata *S4R* i trokutastih ljuskastih konačnih elemenata *S3*. Mreža konačnih elemenata i detalj mreže modela prikazan je na slici 3.9. za A-320 i na slici 3.10. za B747.



Slika 3.9: Mreža konačnih elemenata i detalj mreže modela zrakoplova A-320



Slika 3.10: Mreža konačnih elemenata i detalj mreže modela zrakoplova B747

Ukupan broj i vrsta elemenata prikazana je u tablici 3.5.

Tablica 3.4: Vrsta i broj konačnih elemenata modela zrakoplova A-320 i B747

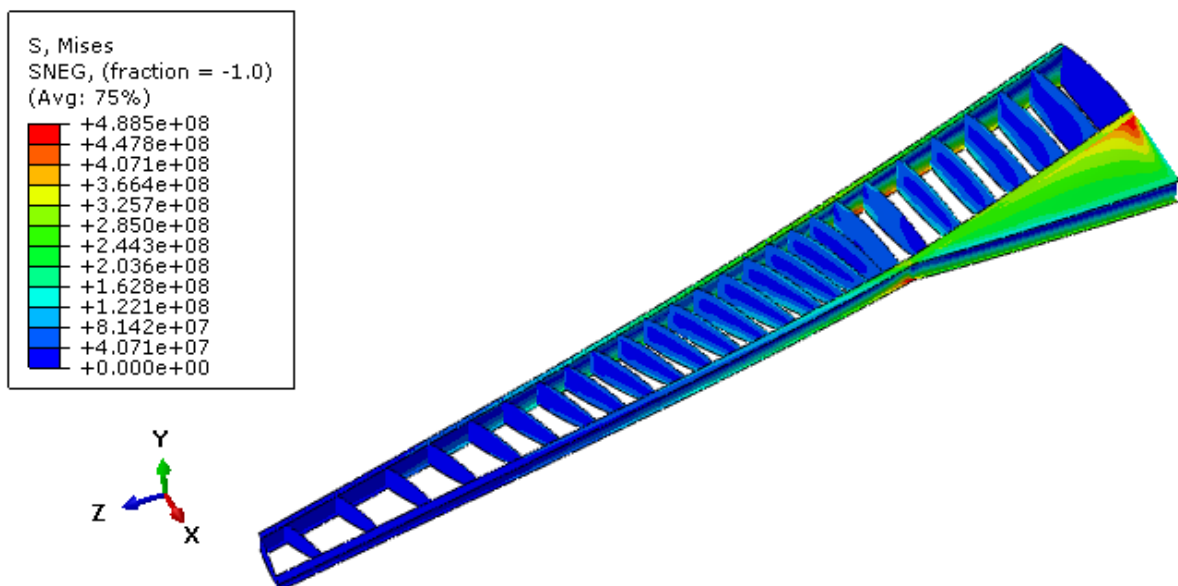
Elementi	Airbus A-320	Boeing 747
<i>S4R</i>	115 011	48276
<i>S3</i>	88	399
Σ	115 009	48675

Korišteni modeli preuzeti su od kolege Magdića [9] te krilo Airbusa A-320, manjih dimenzija, ima duplo više elemenata od Boeinga 747, radi čega bi se trebala povesti analiza konvergencije rješenja za krilo B747.

4 Rezultati

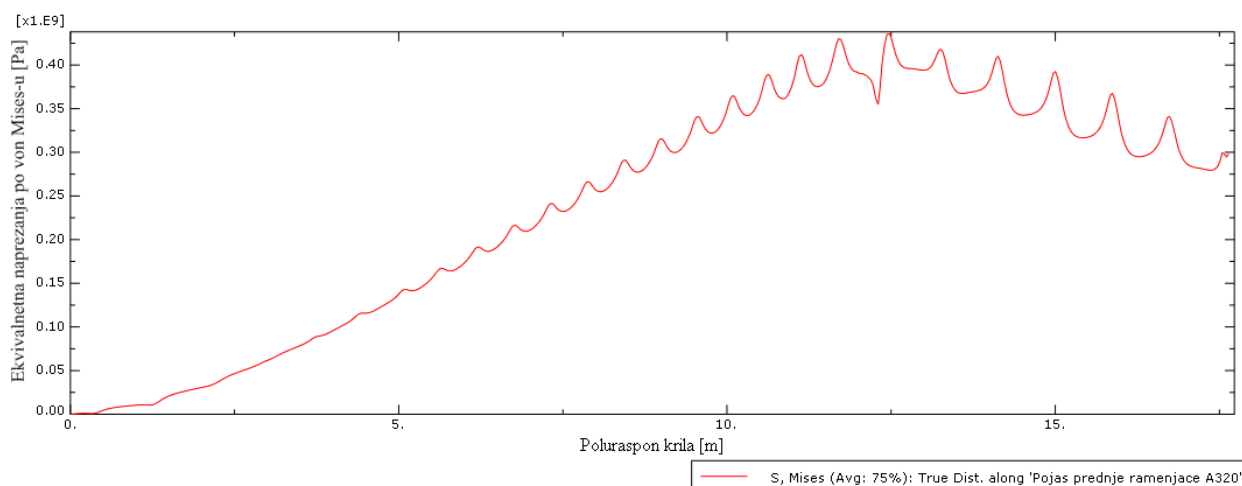
4.1. Rezultati analize torzijske kutije zrakoplova A-320

Rezultati analize torzijske kutije su prikazani bez oplata pošto se koriste modeli s ekvivalentom krutošću krila. Naprezanja prema von Mises-u za normalno opterećenje ($n = 3$) prikazana su slikom 4.1.



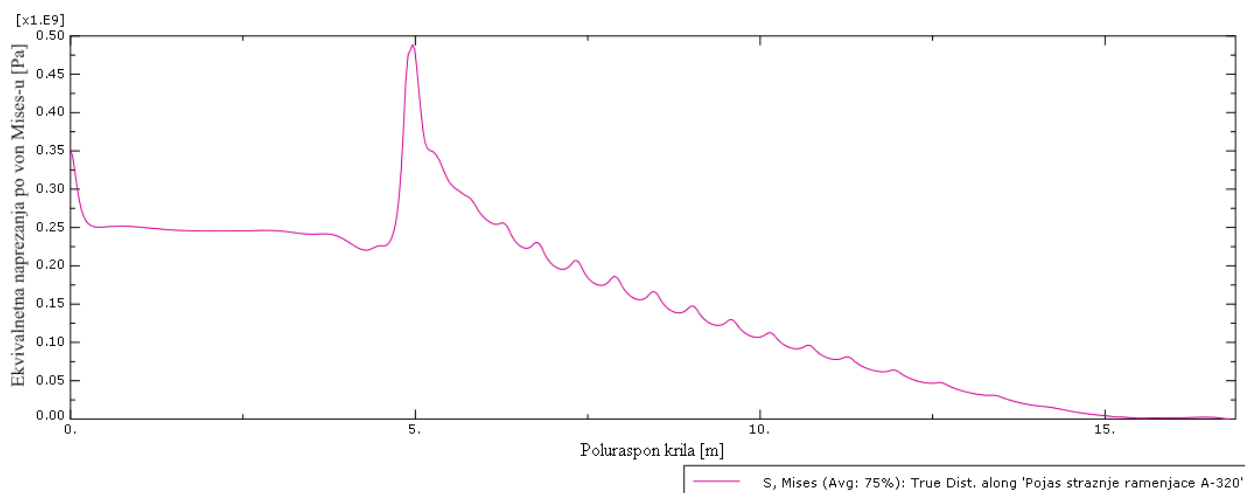
Slika 4.1: Naprezanja [Pa] prema von Mises-u za krilo A-320

Na slici 4.2. prikazana je raspodjela von Mises ekvivalentnih naprezanja po pojasu prednje ramenjače u ovisnosti o udaljenosti vrha krila od korijena. Najveća vrijednost naprezanja uslijed normalnog opterećenja u pojasu donjeg dijela prednje ramenjače javlja se na udaljenosti 12,48 m od vrha krila iznosa 436 MPa.



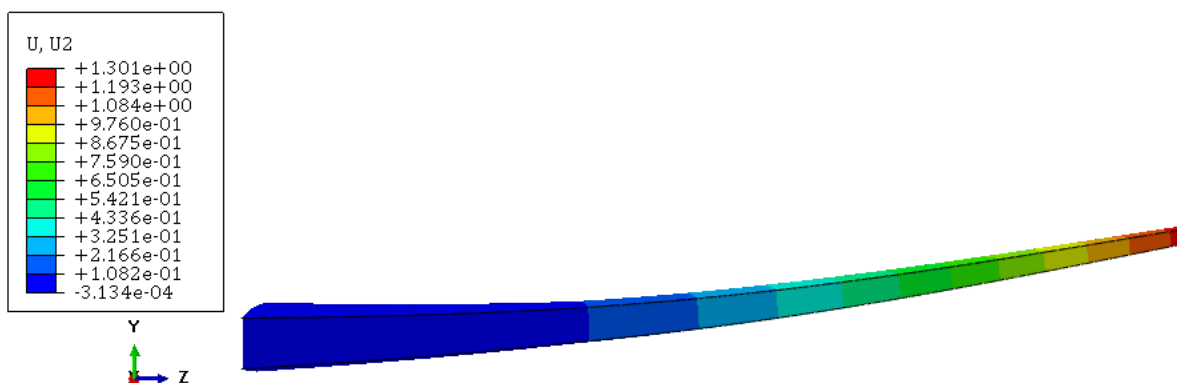
Slika 4.2: Von Mises naprezanja u pojasu prednje ramenjače zrakoplova A-320

Raspodjela von Mises ekvivalentnih naprezanja po rasponu donjeg pojasa stražnje ramenjače prikazana je na slici 4.3. Najveća koncentracija naprezanja iznosi 488 MPa na udaljenosti 4,96 m od korijena krila.



Slika 4.3: Von Mises naprezanja po pojasu stražnje ramenjače zrakoplova A-320

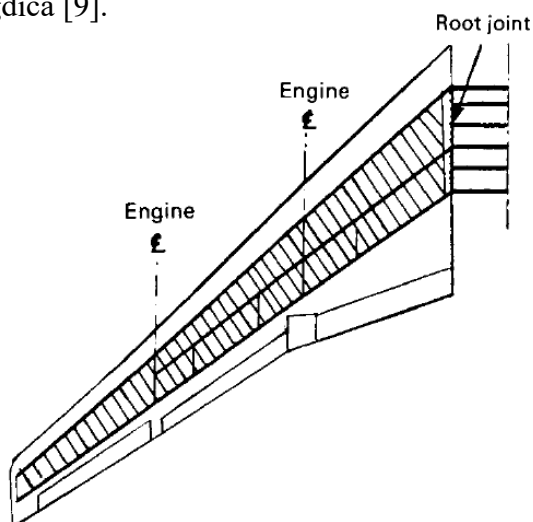
Rezultati pomaka pri normalnom opterećenju ($n = 3$) prikazani su na slici 4.4 za A-320. Najveći pomaci nalaze se u vrhu krila, dok se najmanji, zbog rubnih uvjeta uklještenja, nalaze u korijenu krila.



Slika 4.4: Pomaci [m] u smjeru osi y za krilo A-320

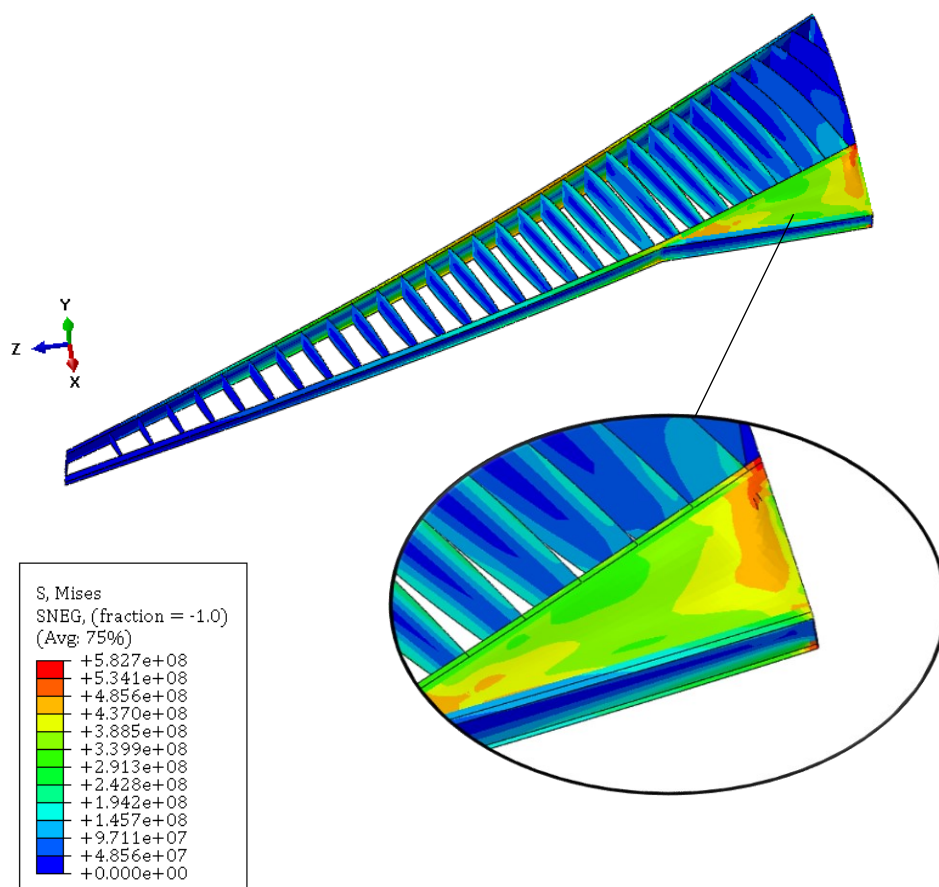
4.2. Rezultati analize torzijske kutije zrakoplova B747

Naprezanja kod B747 su veća u korijenu krila radi zadanih rubnih uvjeta te na ramenjačama što bi se moglo pobliže modelirati, no detaljna analiza rubnih uvjeta prelazila bi okvire ovog rada. U realnoj konstrukciji zrakoplova torzijska kutija sadrži i srednju ramenjaču koja bi svakako preuzela dio tog opterećenja, što se vidi na slici 4.5, no ona nije modelirana jer je model preuzet iz rada kolege Magdića [9].



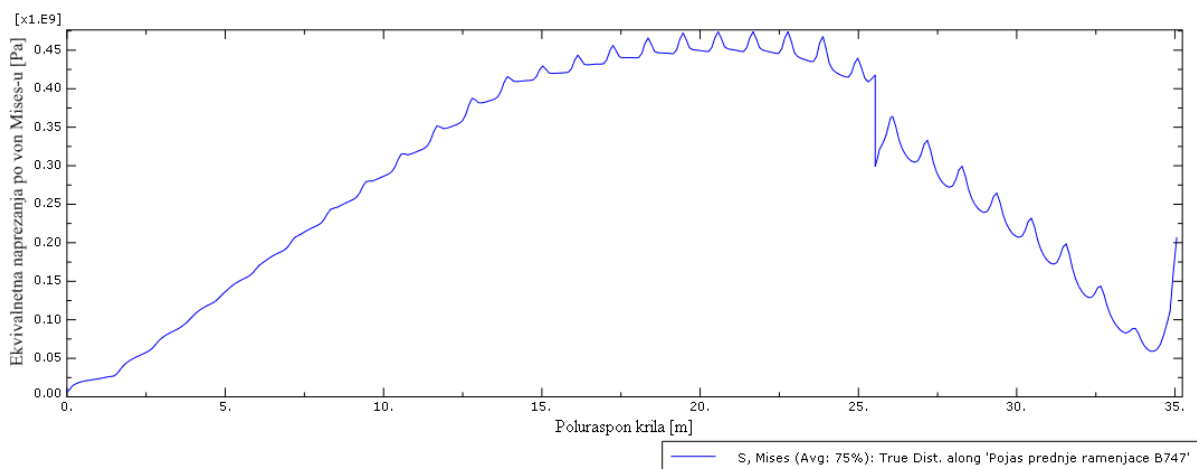
Slika 4.5: Krilo realne konstrukcije zrakoplova B747 [10]

Model torzijske kutije dobiven je korištenjem programa koji omogućuje parametrizirano generiranje geometrije krila sa standardnim elementima konstrukcije krila te zbog toga nema te dodatne ramenjače. Naprezanja prema von Mises-u za normalno opterećenje ($n = 3$) prikazana su slikom 4.6.



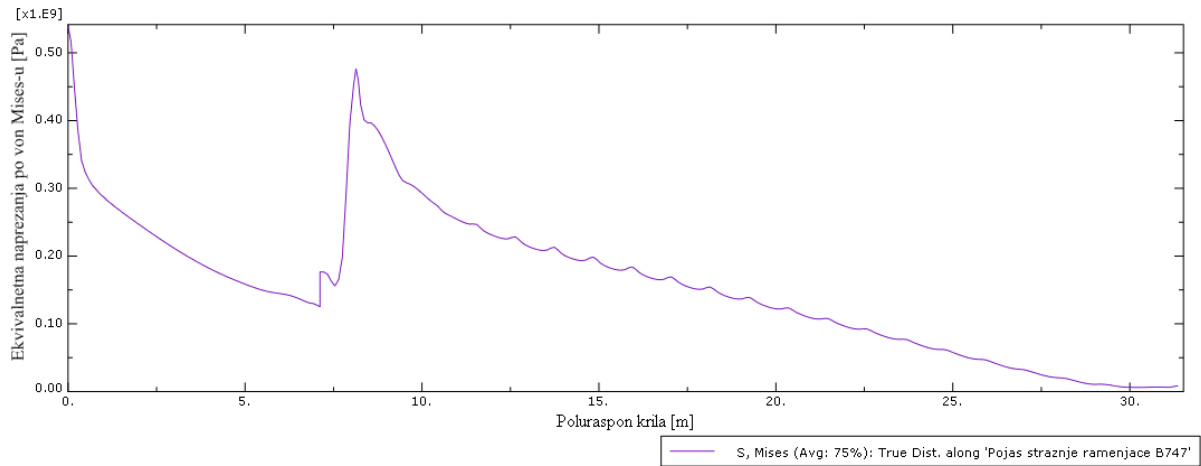
Slika 4.6: Naprezanja prema Von Misesu [Pa] za B747

Na slici 4.7. prikazana je raspodjela von Mises ekvivalentnih naprezanja po donjem pojasu prednje ramenjače u ovisnosti o udaljenosti vrha krila od korijena. Najveće naprezanje iznosa 474 MPa, javlja se na rasponu 22,78 m.



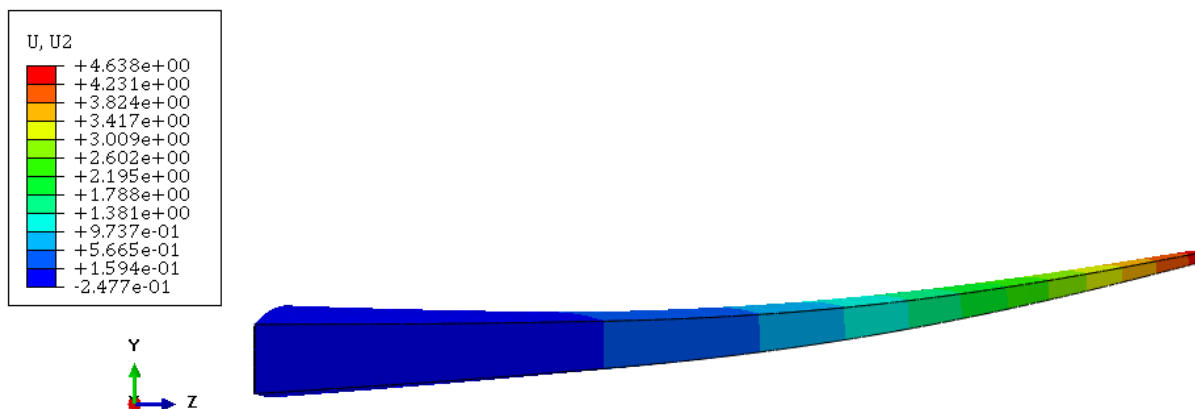
Slika 4.7: Von Mises naprezanja po pojasu prednje ramenjače zrakoplova B747

Raspodjela von Mises ekvivalentnih napreznja po donjem pojasu stražnje ramenjače u ovisnosti o udaljenosti korijena krila od vrha, prikazana je na slici 4.8. Najveća koncentracija napreznja iznosi 539 MPa u korijenu krila.



Slika 4.8: Von Mises napreznja po pojasu stražnje ramenjače zrakoplova B747

Rezultati pomaka pri normalnom opterećenju ($n = 3$) prikazani su na slici 4.9. Najveći pomak u smjeru osi y iznosi 4,64 m te se nalazi na vrhu krila.



Slika 4.9: Pomaci [m] u smjeru osi y za krilo B747

4.3. Usporedba masa dobivenih različitim metodama

Kao što je prethodno objašnjeno, oplata je modelirana ekvivalentnim panelom te program Abaqus/Standard ne može procijeniti masu oplata. Masa oplata računa se prema (3.1) te se dodaje ostalim konstrukcijskim elementima. U tablici 4.1. prikazani su rezultati masa torzijskih kutija dobiveni objema metodama.

Tablica 4.1: Usporedba masa torzijskih kutija zrakoplova A-320 i B747

	Polu-empirijska metoda	Numerički proračun
Airbus A-320	2 539,6 kg	2 920,8 kg
Boeing 747	12 020 kg	13876,01 kg

Ukupna masa cijelog raspona krila dobivena polu-empirijskom metodom prikazana je u tablici 4.2. Pod ukupnom masom krila podrazumijevaju se još razni sustavi poput sustava hidraulike i pneumatike, pumpe za sustav goriva, električni vodovi, aktuatori, podvozje i sl.

Tablica 4.2: Rezultati polu-empirijske metode ukupne mase krila zrakoplova

Airbus A-320	8 616 kg
Boeing 747	41 279 kg

Na masu krila utječe i postojanost različitih kontrolnih površina. Prisustvo površina pretkrilca, zakrilca ili spojlera rezultira povećanjem mase krila zrakoplova. Pretkrilca i zakrilca doprinose povećanju vrijednosti sile uzgona, dok spojleri povećavaju otpor zrakoplova uz smanjenje uzgona.

5 | Zaključak

U ovom radu provedena je procjena mase torzijske kutije različitim metodama dvaju zrakoplova: Airbus A-320 i Boeing 747. U polu-empirijskoj metodi preko već unaprijed određenih koeficijenata promatranog modela, uz ostalu geometriju krila, dolazi se do rezultata mase. Pri numeričkoj analizi u programskom paketu *Abaqus*, preuzet je već modeliran model torzijske kutije, čija se opterećenja i debljine konstrukcijskih elemenata dodatno mijenjaju nakon provedenih analiza čvrstoće. Analiza čvrstoće prikazuje najopterećeniji dio koji se javlja na području spoja stražnje i pomoćne ramenjače, male progibe krila te nikakvu pojavu plastičnih deformacija, koje mogu biti posljedica pojednostavljenja konstrukcije.

Dobivene mase se čine realnima za ovako modeliranu torzijsku kutiju krila te greška rezultata metoda procjene mase je manja od 10%. Može se zaključiti da je polu-empirijska metoda svakako jednostavnija za procjenu ukupne mase krila, no za određene konstrukcijske elemente krila, poput rebara i ramenjača još uvijek se ne može procijeniti njihov učinak na masu krila, u čemu numerički proračun ipak prednjači.

Literatura

- [1] Airbus A319: Aircraft Characteristic; Airport and Maintenance planning, 1985.
- [2] Airbus A319: Structural Repair Manual
- [3] https://www.the-blueprints.com/blueprints/modernplanes/boeing/73452/view/boeing_747-400/, rujan 2020
- [4] <http://janes.migavia.com/usa/boeing/boeing-747-400.html>, kolovoz 2020
- [5] Ajoy Kumar Kundu: Aircraft Design, Cambridge Aerospace, 2010.
- [6] Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures, United States Department of Defense, 2003.
- [7] Davis, J. R.: Aluminum and Aluminum Alloys, ASM International, 1993.
- [8] Simulia Abaqus 6.14: Analysis User's Guide
- [9] Magdić, H.: Diplomski rad, Zagreb, 2019.
- [10] Michael Chun-Yung Niu: Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures, Conmilit Pres Ltd, 1989.