Parametrizacija numeričkog modela za preliminaran proračun čvrstoće konstrukcije krila velikog putničkog aviona

Magdić, Hrvoje

Master's thesis / Diplomski rad

2019

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:235:897990

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-29**

Repository / Repozitorij:

Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet strojarstva i brodogradnje

DIPLOMSKI RAD

Hrvoje Magdić

Zagreb, 2019.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet strojarstva i brodogradnje

DIPLOMSKI RAD

parametrizacija numeričkog modela za preliminaran proračun čvrstoće konstrukcije krila velikog putničkog aviona

Mentor:
doc. dr. sc. Darko Ivančević

Student:
Hrvoje Magdić

Zagreb, 2019.

Zahvaljujem mentoru doc. dr. sc. Darku Ivančeviću na stručnom vodstvu, susretljivosti i zanimljivoj temi rada.
Zahvaljujem asistentu Marijanu Andriću, mag. ing. aeroing. na pomoći i savjetima u izradi rada.
Također zahvaljujem svojim roditeljima i obitelji na podršci tijekom studiranja.

Izjava

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

Zagreb, ožujak 2019. Hrvoje Magdić

— Ovdje umetni tekst zadataka za diplomski rad! —

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:	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Hrvoje Magdić** Mat. br.: 0035187114

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Parametrizacija numeričkog modela za preliminaran proračun čvrstoće konstrukcije krila velikog putničkog aviona**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Parametrized numerical model for preliminary structural analysis of a large passenger aircraft**

Opis zadatka:

Za generičku konstrukciju krila velikog putničkog aviona potrebno je napraviti parametrizaciju numeričkog modela koja će omogućiti preliminaran proračun čvrstoće krila. Generički model konstrukcije krila treba sadržavati prednju, stražnju i pomoćnu ramenjaču, rebra, oplatu i uzdužnice. Parametrizacijom je potrebno omogućiti promjenu geometrijskih i konstruktivnih parametara krila – aeroprofil, kut strijele, suženje krila, orijentaciju i razmak rebara, te poprečni presjek i razmak uzdužnica. Dodatno je potrebno na pojednostavljen način omogućiti odabir debljine pojedinih elemenata konstrukcije krila, čime se omogućava primjena modela za inicijalnu procjenu mase konstrukcije krila.

Numerički model treba biti prilagođen za proračun čvrstoće u programu Abaqus/Standard, a za parametrizaciju geometrije potrebno je koristiti CAD programe ili pretprocesor Abaqus/CAE. Geometriju konstrukcije krila je potrebno pojednostavljeno modelirati, uzimajući u obzir samo torzijsku kutiju krila, a posebnu pozornost je potrebno posvetiti načinu modeliranja uzdužnica. Pritom je potrebno koristiti model za procjenu ekvivalentne krutosti panela ojačanog uzdužnicama koji omogućuje pojednostavljenu izradu numeričkog modela konstrukcije krila. Navedenu metodologiju je potrebno implementirati u numerički model te verificirati usporedbom s rezultatima analitičkog modela.

Parametrizacija konstrukcije krila treba uzeti u obzir i pojednostavljeno opterećivanje konstrukcije krila koja će omogućiti dimenzioniranje pojedinih konstruktivnih elemenata i procjenu mase konstrukcije krila s obzirom na granično opterećenje konstrukcije. U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:	Rok predaje rada:	Predviđeni datumi obrane:
17. siječnja 2019.	21. ožujka 2019.	27., 28. i 29 ožujka 2019.

Zadatak zadao: Predsjednik Povjerenstva:

Doc. dr. sc. Darko Ivančević Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Sadržaj

Sadržaj vi

Popis slika viii

Popis tablica xi

Popis oznaka xii

Sažetak xv

Summary xvi

1. Uvod 1

2. Geometrija krila 4

2.1. Parametrizacija krila 4

2.2. Dimenzije krila 6

2.3. Analiza aeroprofila 9

2.4. Analiza krila 9

2.5. V-n dijagram 10

3. Model panela 12

3.1. Teorija ekvivalentne debljine panela 12

3.2. Analitički proračun 14

3.3. Model panela s grednim elementima 17

3.4. Model panela s ljuskastim uzdužnicama 20

4. Numerički model torzijske kutije krila **22**

4.1. Materijali 22
4.2. Konstrukcijski elementi krila 23
4.3. Opterećenje i rubni uvjeti 27
4.4. Mreža konačnih elemenata 29
4.5. Modeli krila putničkih zrakoplova 30

5. Rezultati **32**

5.1. Validacija modela ekvivalentne debljine panela 32
5.2. Rezultati numeričke analize modela krila 37
5.3. Rezultati analize torzijske kutije zrakoplova B747-400 i A380-800 42

6. Zaključak **44**

Popis slika

1.1 Airbus A319 [1] . . . 2
1.2 Razmještaj spremnika goriva [6] . . . 3

2.1 Raspored rebara [7] . . . 5
2.2 Parametri modela krila - bokocrt . . . 6
2.3 Parametri modela krila - tlocrt . . . 6
2.4 Tlocrt generiranog krila . . . 8
2.5 Tlocrt generiranog krila . . . 9
2.6 Raspodjela koeficijent tlaka po rasponu krila . . . 10
2.7 V-n dijagram . . . 11

3.1 Dimenzije poprečnog presjeka panela . . . 15
3.2 Dimenzije panela . . . 16
3.3 Načini opterećenja ekvivalentnog panela a) tlačno, b) izvijanje i c) savijanje 16
3.4 a) Savojno opterećenje i rubni uvjeti; b) Numerički model ljuske s ekvivalentnom debljinom . . . 17
3.5 Model panela s grednim elementima . . . 18
3.6 Dimenzije poprečnog presjeka uzdužnica u *Abaqus*-u [m] . . . 18
3.7 Orijentacija uzdužnica . . . 19
3.8 Opterećenja i rubni uvjeti za a) tlačno b) izvijanje i c) savijanje d); numerički model panela s grednim elementima . . . 19
3.9 Model panela s dimenzijama . . . 20
3.10 Panel s ljuskastim uzdužnicama opterećen a)tlačno i na b)izvijanje . . . 21

3.11 Panel s ljuskastim uzdužnicama opterećen savojno 21
3.12 Numerički model panela s ljuskastim uzdužnicama 21

4.1 Modeli torzijske kutije a) ekvivalentni panel i b) panel s uzdužnicama . . 23
4.2 Tlačno opterećenje 24
4.3 Rebra i neopterećena oplata 25
4.4 Orijentacija materijala na a) gornjaci i b) donjaci 26
4.5 Dimenzije uzdužnica u programu *Abaqus* 26
4.6 Aproksimacija raspodjele tlakova po polursponu krila 28
4.7 Numerički model s svim opterećenjima 29
4.8 Numerički model s rubnim uvjetima 29
4.9 Detalj mreže numeričkog modela 30
4.10 Modeli torzijskih kutija zrakoplova a) A380-800 i b) B747-400 31

5.1 Pomak u smjeru osi Y pri tlačnom opterećenju [m] 32
5.2 Pomak u smjeru osi Y pri izvijanju [m] 33
5.3 Pomak u smjeru osi Y pri savojnom opterećenju [m] 34
5.4 Raspodjela ekvivalentnog von Mises naprezanja [Pa] 35
5.5 Raspodjela ekvivalentnog von Mises naprezanja [Pa] 36
5.6 Raspodjela ekvivalentnog von Mises naprezanja [Pa] 36
5.7 Raspodjela ekvivalentnog von Mises naprezanja [Pa] 36
5.8 Konvergencija točke na ramenjači modela za različita opterećenja 37
5.9 Pomaci [m] u smjeru osi Y za opterećenje n=3 38
5.10 Naprezanja [Pa] prema von Mises-u torzijske kutije s ekvivalentnim panelom 38
5.11 Naprezanja [Pa] prema von Mises-u torzijske kutije s grednim elementima 39
5.12 Ekvivalentna plastična deformacija [-] torzijske kutije s ekvivalentnim panelom 39
5.13 Ekvivalentna plastična deformacija [-] torzijske kutije s grednim elementima 39
5.14 Pomaci [m] u smjeru osi Y za n=4,5 40
5.15 Naprezanja [Pa] prema von Mises-u torzijske kutije s ekvivalentnim panelom za n=4,5 40
5.16 Naprezanja [Pa] prema von Mises-u torzijske kutije s grednim elementima za n=4,5 41

5.17 Ekvivalentna plastična deformacija [-] torzijske kutije s ekvivalnetnim panelom pri n=4,5 41
5.18 Ekvivalentna plastična deformacija [-] torzijske kutije s grednim elementima pri n=4,5 41
5.19 Pomaci [m] pri opterećenju n=3 za krilo B747-400 42
5.20 Pomaci [m] pri opterećenju n=3 za krilo A380-800 42

Popis tablica

1.1 Osnovne dimenzije i karakteristike zrakoplova A319 [2], [3] 2

2.1 Geomterijska svojstva krila [3] 7
2.2 Raspodjela i orijentacija rebara 8

3.1 Model ekvivalentnog panela i njegove dimenzije 15

4.1 Svojstva aluminijevih legura 23
4.2 Debljina ramenjača i vrsta materijala 24
4.3 Debljina ramenjača i vrsta materijala 25
4.4 Dimenzije poprečnog presjeka panela 25
4.5 Dimenzije krila B747-400 [17] i A380-800 [18] 31

5.1 Usporedba rezultata pomaka uslijed dva slučaja opterećenja 34
5.2 Usporedba rezultata faktora granice proporcionalnosti 35
5.3 Usporedba mase panela 37
5.4 Usporedba mase panela 42
5.5 Mase torzijske kutije zrakoplova B747-400 i A380-800 43

Popis oznaka

A površina krila, [m^2] . . . 7
A matrica istezne krutosti, [N/m] . . . 12
$A_{ij}{}'$ materica istezne krutosti oplate, [N/m] . . . 13
$A_{ij}{}''$ materica istezne krutosti uzdužnica, [N/m] . . . 13
A_{uzd} površina jedne uzdužnice, [m^2] . . . 14
B matrica spregnute krutosti, [N] . . . 12
$B_{ij}{}'$ materica spregnute krutosti oplate, [N] . . . 13
$B_{ij}{}''$ materica spregnute krutosti uzdužnica, [N] . . . 13
b raspon krila, [m] . . . 27
b razmak između uzdužnica, [m] . . . 15
c_l koeficijent uzgona aeroprofila, [-] . . . 9
$C_{L,max}$ maksimalni koeficijent uzgona zrakoplova, [−] . . . 10
c_r duljina tetive u korijenu krila, [m] . . . 7
c_t duljina tetive u vrhu krila, [m] . . . 7
c_x promjena duljina tetive , [m] . . . 27
$DA(i)$ dihedral i–tog dijela krila, [°] . . . 5
d_{a2} kut dihedrala drugog dijela krila, [°] . . . 7
d_{a1} kut dihedrala prvog dijela krila, [°] . . . 7
D matrica savojne krutosti, [Nm] . . . 12
$D_{ij}{}'$ materica savojne krutosti oplate, [Nm] . . . 13
$chord$ duljina korijena krila, [m] . . . 5
$D(2)$ ukupna duljina krila, [m] . . . 5

D_{ij}'' materica savojne krutosti uzdužnica, [Nm] . . . 13
D_2 poluraspon krila, [m] . . . 7
D vektor duljina krila, [m] . . . 5
$D(1)$ udljenost od korijena krila do kraja prvog dijela krila, [m] . . . 5
D dužina panela, [m] . . . 14
d_y promjena duljine segmenta po polurasponu krila, [m] . . . 28
E vektor udaljenosti rebara od korijena krila, [m] . . . 5
EA vektor orijentacija rebara, [°] . . . 5
E modul elastičnosti za izotropan materijal, [N/m^2] . . . 13
F_m težina motora, [N] . . . 28
F_n sila uzgona polukrila , [N] . . . 27
G modul smicanja za izotropan materijal, [N/m^2] . . . 13
g ubrzanje sile teže, [m/s^2] . . . 10
m_g masa goriva, [kg] . . . 29
F_g težina goriva, [N] . . . 29
h debljina oplate, [m] . . . 13
L sila uzgona krila, [N] . . . 10
L_r duljina opterećenog dijela oplate u korijenu krila,, [m] . . . 27
L_t duljina opterećenog dijela oplate u vrhu krila,, [m] . . . 27
L ukupna širina panela, [m] . . . 14
m maskimalna poletna masa, [kg] . . . 10
M matrica momenta u panelu, [N] . . . 12
m_{eq} ekvivalentna masa panela, [kg] . . . 14
m_m masa motora, [kg] . . . 28
n normalno opterećenje, [-] . . . 4
N matrica sila u panelu, [N] . . . 12
n broj uzdužnica, [-] . . . 14
p raspodjela tlakova po polurasponu krila, [Pa] . . . 28
$spar_f$ postotak jedinične tetive prednje ramenjče, [%] . . . 5
$spar_r$ postotak jedinične tetive stražnje ramenjče, [%] . . . 5
S_{ref} referenta površina krila, [m^2] . . . 10
$SW(i)$ strijela napadnog ruba i–tog dijela krila, [°] . . . 5

s_{wa2} kut strijele drugog dijela, [°] . . . 7
s_{wa1} kut strijele prvog dijela, [°] . . . 7
t_{eq} ekvivalentna debljina panela, [m] . . . 14
$TR(i)$ suženje i–tog dijela krila, [-] . . . 5
t_{r2} suženje krila drugog dijela, [-] . . . 7
t_{r1} suženje krila prvog dijela, [-] . . . 7
V brzina zrakoplova, [m/s] . . . 4
V_C brzina krstarenja, [m/s] . . . 11
V_D brzina poniranja, [m/s] . . . 11
W sila težine zrakoplova, [N] . . . 10
X,Y,Z globalne koordinatne osi . . . 4
X'',Y'',Z'' pomoćni koordinatni sustav materijala $CSYS$ . . . 26
z_n koordinata Z sredine diferencijalnog segmenta površine, [m] . . . 27
α napadni kut krila, [°] . . . 9
Δz_i udaljenost od srednje površine oplate do i-te površine , [m] . . . 15
$\boldsymbol{\epsilon^0}$ tenzora deformacije za referentnu površinu, [m] . . . 12
$\boldsymbol{\kappa}$ zakrivljenost srednje površine, [-] . . . 12
ν Poissonov koeficijent, [-] . . . 13
ρ gustoća zraka, [kg/m^3] . . . 10
σ_y granica tečenja, [Pa] . . . 23

Indeksi

i i–ti dio krila, [-] . . . 5

Sažetak

Zadatak ovog diplomskog rada je preliminarno modelirati i dimenzionirati osnovne konstrukcijske elemente torzijske kutije krila velikog putničkog zrakoplova. U radu je korišten program za numeričku analizu metodom konačnih elemenata *Abaqus/Standrad*. U prvom poglavlju opisane su specifikacije zrakoplova Airbus A319 čija je torzijska kutija krila analizirana u ovom radu. Drugo poglavlje opisuje izrađeni kod u programu *Matlab* za generičko modeliranje geometrije krila aviona u programu *SolidWorks*. Provedene su i aerodinamičke analize aeroprofila i krila u programu *XFLR5*. Također je napravljen i V-n dijagram koji je korišten pri analizi čvrstoće konstrukcije krila. U trećem poglavlju je opisana teorija ekvivalentne debljine panela čiji je model uspoređen s dva numerička modela. Četvrto poglavlje sadrži analizu čvrstoće torzijskih kutija krila u programu *Abaqus/Standard*. Opisani su koraci tijekom izrade modela torzijskih kutija te su navedeni konstrukcijski elementi krila. Postupak izračuna opterećenja je također opisan. U petom poglavlju navedeni su dobiveni rezultati, a u šestom slijedi zaključak gdje je cijeli rad ukratko izložen.

Ključne riječi: torzijska kutija, generičko krilo, ekvivalentni panel, konačni elementi, putnički zrakoplov

Summary

The aim of this master's thesis work is preliminary modeling and sizing of the wing box structure of a large passenger airplane. The structural strength of the wing box was analyzed using *Abaqus/Standard*. Specifications of the airplane Airbus A319, whose wing box models was analyzed in this work, are presented in the introduction of the thesis. The second chapter describes parametric modeling *Matlab* code for generic designing wing box structure in the software *Solidworks*. The analysis of the wing and the wing's profiles using the program *XFLR5* are also presented. The V-n diagram, which was used for the structural analysis in this work, is also described in this chapter. In the third chapter the theory of the equivalent panel thickness is presented whose model was compared with two numerical models. The fourth chapter describes the structural analysis of the wing boxes in the finite element software *Abaqus/Standard*. The steps for the definition of the numerical models are described in this chapter. These steps include the description of the wing structural elements and the process for the definition of the load. The results are presented in the fifth chapter while the conclusion, in which the whole process is recapitulated, is the final chapter of this work.

Keywords: wing box, generic wing, equivalent panel, finite elements, passenger airplane

1 Uvod

Prilikom preliminarnog proračuna čvsrtoće konstrukcije krila numeričkog modela potrebno je konstrukciju modelirati u jednom od dostupnih CAD programa. Često se na dio modeliranja tijekom preliminarnog proračuna čvrstoće krila gubi najviše vremena, ovisno o kompleksnosti modela i broju modela koji trebaju biti modelirani. Modeli krila imaju određene dimenzije i parametre koji definiraju izgled cijelog krila. Pomoću tih parametara u ovom radu je izrađen programski kod koji unošenjem tih parametara sam pokreće pogram *Solidworks* i izrađuje model geometrije krila koji je prilagođen za izradu numeričkog modela za proračun čvrstoće. Konstrukcijski elementi koje je moguće modelirati pomoću programskog koda su prednja i stražnja ramenjača te pomočna ramenjača, rebra i panel. Unutar programskog koda također je moguće odabrati varijantu modela krila s pojasevima ramenjača. Svi konstrukcijski elementi modelirani su *Surface* geometrijom jer će tankostijena konstrukcija biti diskretizirana ljuskastim konačnim elementima. Veliki dio vremena potroši se na modeliranja uzdužnica, zato se u radu testira i koristi model s ekvivalentnom debljinom panela. Modelirani model krila se analizira u programu *Abaqus/CAE* radi ustanovljenja njegove čvrstoće.
U analizi su modelirani i dimenzionirani glavni nosivi elementi konstrukcije krila za koju je korišten model torzijske kutije kao i konstrukcija izrađena od aluminijskih legura. Torzijska kutija krila će pritom sadržavati rebra, prednju i stražnju ramenjaču, pomoćnu ramenjaču, te različite primjene izrade panela koji sadrži uzdužnice i oplatu krila. Numerički model proračuna čvrtoće konstrukcije pojednostavljen je korištenjem tehnike ekvivalentne debljine panela i korištenjem grednih elemenata kao uzdužnica. Model torzijske kutije je pojednostavljen te nema otvora, poklopaca ili oslabljenja kons-

trukcije. Spojevi između konstrukcijskih elemenata se smatraju čvrstima i bez spojnih elemenata. Glavno opterećenje je uzgon koji nastaje zbog oblika profila krila. Razmatrana rasterećenja konstrukcije su sila teža motora i sila teža goriva unutar krila. Također su razmatrani momenti inercije i momenti površina uzdužnica pri korištenju modela ekvivalentnog panela.

Analizirano je krilo zrakoplova *Airbus* A319 slika 1.1. Za taj tip zrakoplova je dostupna litaratura u kojoj je bila detaljno opisana konstrukcija zrakoplova pomoću koje se je model torzijske kutije točnije modelirao što je omogučilo vjerniju analizu čvrstoće. *Airbus A319* je dvomotorni linijski zrakoplov koji pripada skupini zrakoplova *A320*.

Tu skupinu još čine zrakoplovi *A318*, *A320* i *A321*. Oni ze razlikuju po svojim dimenzijama i karakteristikama kao što su dolet, brzina, masa, broj mjesta za putnike, mjesto za putnu prtljagu i dr.



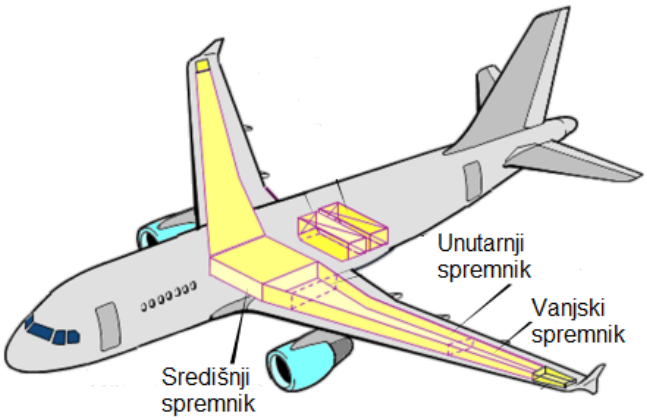
Slika 1.1: Airbus A319 [1]

Karakteristike zrakoplova i osnovne dimenzije dane su u tablici 1.1.

Tablica 1.1: Osnovne dimenzije i karakteristike zrakoplova A319 [2], [3]

Naziv	Iznos
Širina trupa [m]	4,14
Dužina [m]	33,84
Visina [m]	6,1
Raspon krila [m]	35,8
Maksimalna poletna masa [kg]	78 000
Maksimalna brzina [m/s]	250,6
Brzina krstarenja [m/s]	230
Dolet [km]	7 700

Preporučeni tip motora za ovaj zrakoplov prema [3] su LEAP-1A od tvrtke CFM International ili motor PW1100G PurePower od tvrtke *Pratt and Whitney*. Kako su detaljniji podaci za tip motora tvrtke *CFM International* detaljniji, odabran je motor LEAP-1A koji s gorivom ima masu 3 153 kg [4].
Mehanika i elektronika koja se nalazi u krilu zrakoplova nisu se razmatrali ali su se uzeli u obzir spremnici goriva smješteni u krilu. Spremnici goriva se djele na vanjski koji je kapaciteta od 5 539,5 kg i unutarnji od 704 kg prema [5]. Na slici [1.2] je prikazan njihov raspored.



Slika 1.2: Razmještaj spremnika goriva [6]

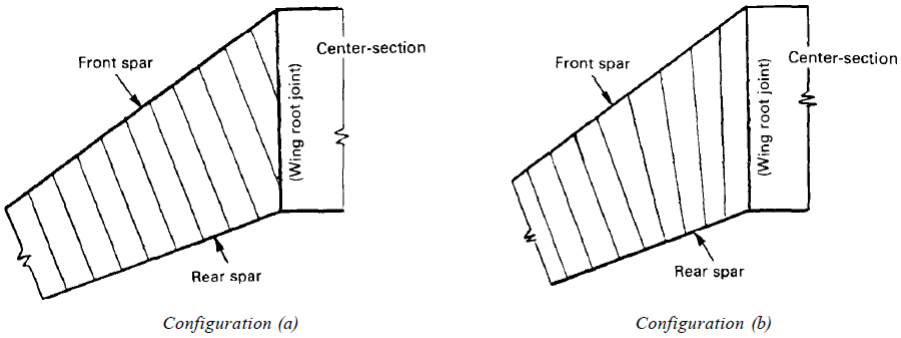
2 Geometrija krila

Numerička analiza krila provedena je za jedan tip rasporeda unutrašnjih elemenata krila kao što su rebra, ramenjače te pojasevi ramenjača. Radi brže provedbe cijele analize izrađen je programski kod u programu *Matlab*. Programskim kodom se mogu varirati parametri duljine tetive u korijenu i vrhu krila, pozicije ramenjača, pozicije rebara i njihovu orijentaciju, širinu pojasa ramenjača, strijelu napadnog kuta krila i dihedral krila. Također program omogućuje korištenje dva različita aeroprofila ili samo jednu vrstu aeroprofila. U daljnjim poglavljima bit će opisan rad programskog koda i opisane provedene aerodinamičke analize krila i aeroprofila. Sila uzgona je osnovno opterećenje krila i računat će se prema vrijednostima iz V-n dijagram za realan manevarski slučaj.

2.1. Parametrizacija krila

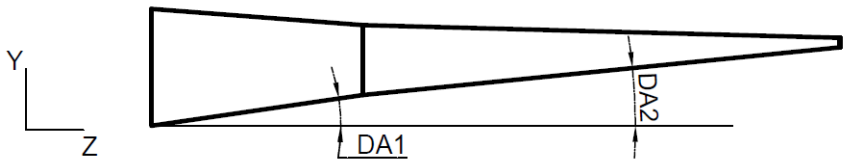
Pogramski kod u programu *Matlab* pisan je u jednoj datoteci pod imenom *solid_wing.m*. Prvi korak pri modeliranju krila je odabir korištenja jednog ili dva aeroprofila. Program omogućuje modeliranje krila sa simetričnim i nesimteričnim aeroprofilom. Također, prilikom modeliranja modela krila od dva dijela, moguće je unijeti dva različita aeroprofila kako je korišteno u razmatranom modelu. Koordinate aeroprofila moraju biti dane u vrsti datoteke *.txt* s dva odvojena stupca koji redom predastavljaju koordinate duljine i visine tetive, X i Y, a koordinata Z će biti dodana unutar samog programa ovisno o zadanim parametrima.
Dimenzije prikazane na slikama 2.2 i 2.3 definirane su prema koordinatnom sustavu koji je zadan u programu *Solidworks*, gdje je os X dimenzija širine krila, os Y visine krila

i os Z dužine krila. Prva dimenzija je širina korijena krila i naziva se *chord*. Vektor **D** sastoji se od dvije dimenzije koje opisuju duljinu prvog dijela od korijena krila ($D(1)$) i ukupnu duljinu krila ($D(2)$). Unosom tih dimenzija gotova je oplata krila.
Rebra su važan dio konstrukcije krila jer osim što daju aerodinamičnu formu krila na sebe preuzimaju i opterećenja tlaka zraka u letu preko oplate i prenose ga na ramenjaču. Orijentacija može varirati ali prema [7] preporuča se da su rebra uvijek okomita na jednu od ramenjača. Na slici [2.1] su prikazana dva načina koji se koriste pri formiranju orijentacija i razmaka rebara u blizini korijena krila.

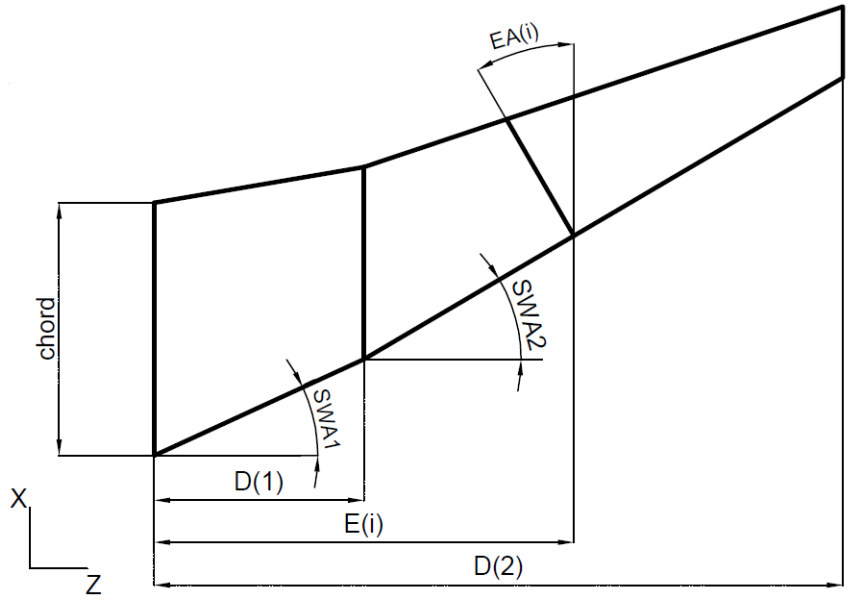


Slika 2.1: Raspored rebara [7]

Parameri koji se odnose za modeliranje rebra krila su vektor **E** i vektor **EA**. Vektor **E** određuje udaljenost od korijena krila do vrha rebra po koordinatnoj osi Z. Vektor EA određuje orijentaciju rebra u odnosu na pozitivni kut od osi X oko koordinatne osi Y. Rebra u korijenu krila i na vrhu krila generiraju se sama te ih nije potrebno zadavati u vektorima **E** i **EA** jer je njihova orijentacija uvijek jednaka 0° a pozicija je definirana matricom **D**.
Modeliranje krila podijeljeno je na dva dijela pa je tako i dio ulaznih parametra podijeljen. Parametri $TR(i)$, $SWA(i)$ i $DA(i)$ su redom suženje krila, strijela napadnog ruba i dihedral krila za prvi $i = 1$ i drugi $i = 2$ dio krila.
Ramenjače se crtaju prema podacima koji definiraju na kojem se postotku jedinične tetive one nalaze, a nazivaju se *spar_f* i *spar_r*. Srednja ramenjača produžetak je drugog dijela izlaznog ruba krila do korijena krila i njezina pozicija ne može se direktno mijenjati kao ostali ulazni parametri.



Slika 2.2: Parametri modela krila - bokocrt



Slika 2.3: Parametri modela krila - tlocrt

Nakon unosa svih parametara i pokrenute generirane skripte pod nazivom *solid-krilo.swb* unutar programa *Solidworks* potrebno je pobrisati površine napadnog i izlaznog ruba krila. Time je dobivena torzijska kutija krila koja se kao format modela *.x_t* (Parasolid) pokreće pomoću programa *Abaqus*.

2.2. Dimenzije krila

Dimenzije geometrije krila preuzete su od zrakoplova Airbus A319 prema [3], a prikazane su u tablici 2.1.

Tablica 2.1: Geomterijska svojstva krila [3]

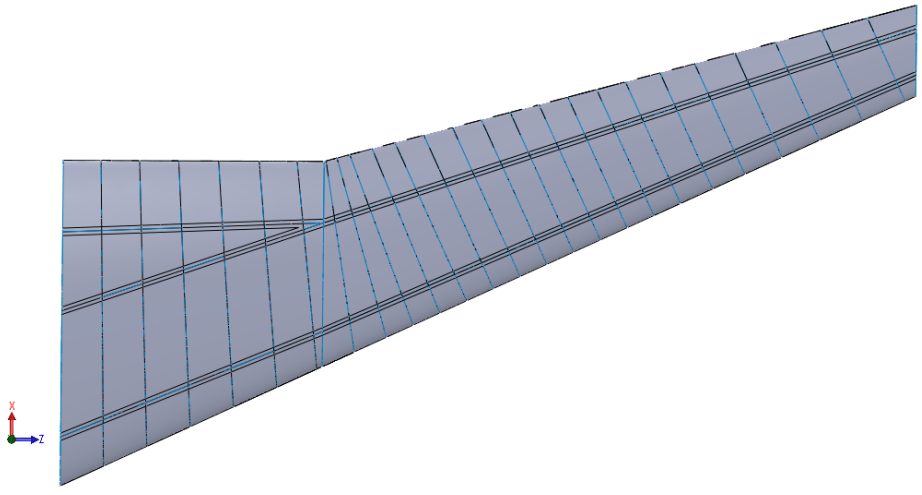
Naziv	Oznaka	Iznos
Poluraspon krila [m]	D_2	16
Površina krila [m^2]	A	110,34
Duljina tetive u korijenu krila [m]	c_t	6,1
Duljina tetive na vrhu krila [m]	c_r	1,708
Suženje krila prvog dijela	t_{r1}	0,63
Suženje krila dugog dijela	t_{r2}	0,28
Kut strijele prvog dijela [°]	s_{wa1}	25
Kut strijele dugog dijela [°]	s_{wa2}	25
Kut dihedrala krila prvog dijela [°]	d_{a1}	2
Kut dihedrala krila dugog dijela [°]	d_{a2}	$1,5$

Osim dimenzija krila odabrani su i aeroprofili. Aeroprofili putničkih komercijalnih zrakoplova su poslovna tajna zrakoplovnih tvrtki te njihovi podaci nisu dostupni javnosti. Zbog toga su odabrani aeroprofili približne debljine i zakrivljenosti prema [5]. Odabrani su aeroprofili tipa NACA 65 3618 i NACA 63 3618 slika [2.5]. NACA 65 3618 aeroprofil odabran je za dio krila od korijena krila do srednjeg dijela krila jer je njegova najveća debljina pomaknuta prema izlaznom rubu krila što je pogodno radi većih dimenzija ramenjača. Debljine aeroprofila se ne razlikuju ali je kod NACA 63 3618 aeroprifila najveća debljina postavljena više prema prednjem dijelu ramenjače što je pogodno radi preuzimanja većeg dijela opterećenja. Razmještaj rebara i njihova orijentacija odabrana je proizvoljno s ciljem zadržavanja jednakog broja rebara, kao što daje [5], i zadovoljavajuće krutosti konstukcije torzijske kutije krila. Rebra su u prvom dijelu krila orijentirana tako da se njihove orijentacije mijenjaju postepeno s korakom od 1°. U drugom dijelu krila prva 4 rebra su orijentirana s promjenjivim korakom tako da prijelaz iz manjih kutova u kut od 25° ne bude skokovit s ciljem povećanja krustosti konstrukcije. Rebra koja su postavljena pod kutom od 25° okomita su na napadni rub krila kao prijedlog rasporeda iz [5]. Udaljenost 27 rebara i njihovih kutova zakreta zapisani su u tablici 2.2. Dimenzije duljine i kutovi računaju se kako je napisano u poglavlju 1.

Tablica 2.2: Raspodjela i orijentacija rebara

Br.	Raspodjela duž Z osi [m]	Kut [°]	Br.	Raspodjela duž Z osi [m]	Kzt [°]	Br.	Raspodjela duž Z osi [m]	Kut [°]
1.	0,00	0	10.	6,60	21	19.	11,10	25
2.	0,81	1	11.	7,10	23	20.	11,60	25
3.	1,62	2	12.	7,60	25	21.	12,20	25
4.	2,43	3	13.	8,10	25	22.	12,80	25
5.	3,24	4	14.	8,60	25	23.	13,50	25
6.	4,05	5	15.	9,10	25	24.	14,20	25
7.	4,80	6	16.	9,60	25	25.	15,00	25
8.	5,50	9	17.	10,10	25	26.	15,80	25
9.	6,10	16	18.	10,60	25	27.	17,00	0

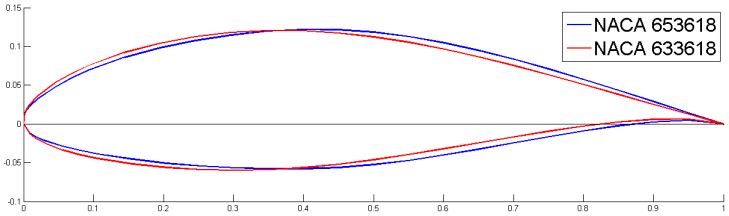
Širina pojasa uzdužnica svih ramenjača je 0,09 m i prikazane su kao i rebra na modelu na slici [2.4].



Slika 2.4: Tlocrt generiranog krila

2.3. Analiza aeroprofila

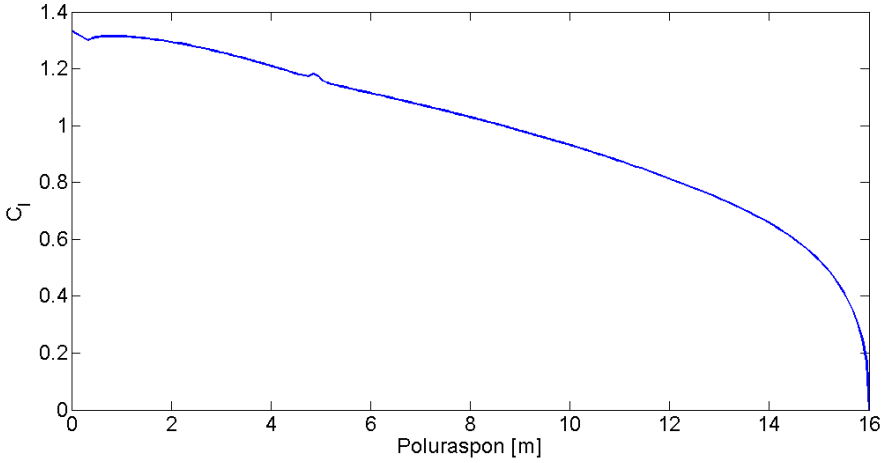
Program *XFLR5* koristi se za aerodinamičku analizu krila i aeroprofila, a sadrži veliki broj metoda analiza i razne prikaze rezultata. Unutar tog programa napravljena je analiza za raspon *Re* u iznosu od 150 000 do 5 000 000 za kutove od -5° do 15°. Analiza je provedena za dva aeroprofila i očitane su vrijednosti najvećeg uzgona aeroprofila prije dolaska do sloma uzgona i njegov odgovarajući napadni kut α. Za aeroprofil NACA 65 3618 očitane su vrijednosti C_l=1,2504 i kut od 7,5°. Za drugi aeroprofil NACA 63 3618 očitane su vrijednosti C_l=1,4039 i napadni kut od 10,25°.



Slika 2.5: Tlocrt generiranog krila

2.4. Analiza krila

Osim mogućnosti analize aeroprofila program XFLR5 omogućuje i i analizu krila. Program nudi tri metode analiza metodu noseće linije (LLT), teoriju vrtložnih osi i 3-D panelnu metodu. Za ovu analizu primjenjena je panelna metoda jer je ona točnija za male Reynolds-ove brojeve što je za preliminarnu analizu dovoljno dobar rezultat. Analiza je provedena za brzinu od 179 m/s i napadnog kuta od $\alpha = 9,03°$ za proračun lokalnog koeficijenta uzgona. U programu XFLR5 postoji mogućnost spremanja podataka u obliku .txt datoteke. Iz te datoteke preuzeti su razultati za koeficjent uzgona koji je potrebno pomnožiti s promjenjivom duljinom tetive po rasponu krila i podijeliti sa srednjom aerodinamičkom tetivom. Promjenjiva duljina tetive kao i srednja aerodinamička tetiva izračunati su u provedenoj analizi za isto krilo i također se nalaze u .txt datoteci. Na slici 2.6 je prikazana raspodjela lokalnog koeficijenta uzgona po polurasponu krila.



Slika 2.6: Raspodjela koeficijent tlaka po rasponu krila

Raspodjela lokalnog koeficijenta potrebna je za proračun uzgona koji će više biti razrađen u poglavlju numeričkog modela torzijske kutije krila 4.3.

2.5. V-n dijagram

Konstrukcija zrakoplova različito je opterećena pri različitim brzinama i manevrima koje zrakoplov vrši. Pokazatelj koji uzima u obzir brzine i opterećenje zrakoplova je V-n dijagram. Vrlo je važno da zrakoplov ne prelazi granice izvan kojih može doći do oštećenja konstrukcije ili sloma uzgona. Za određivanje granica unutar zrakoplova uzete su granične vrijednosti normalnog opterećenja od 3 i -1. Te vrijednosti pomnožene su sigurnosnim faktorom od 1.5 kako bi se dobile vrijednosti opterećenja iznad koji zrakoplovna konstrukcija neće izdržati. Formulacija normalnog opterećenja glasi

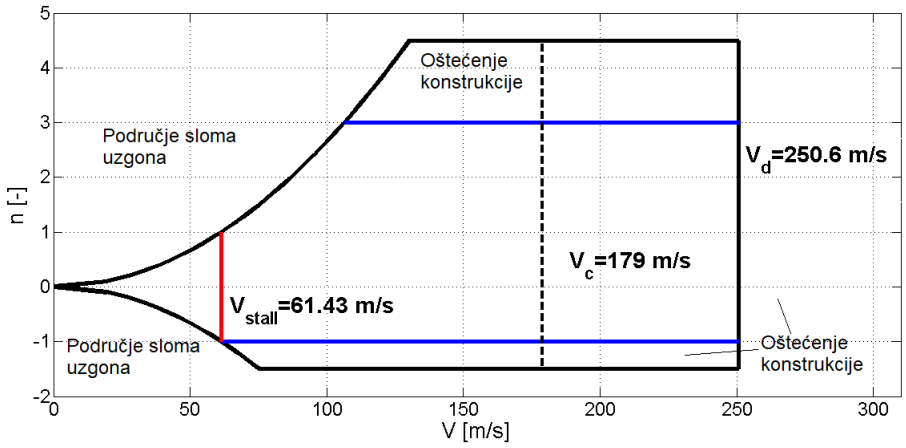
$$n = \frac{L}{W} = \frac{\rho \cdot S_{ref} \cdot C_{L,max} \cdot V^2}{2 \cdot m \cdot g}, \tag{2.1}$$

gdje je ρ gustoća struje zraka, S_{ref} površina krila, $C_{L,max}$ je maksimalni koeficijent uzgona aeroprofila i iznosi 3, V je brzina zrakoplova i m je masa zrakoplova pri polijetanju. Za slučaj kada je n=1 dobije se brzina sloma uzgona iz jednadžbe 2.1 u iznosu od 61,43 m/s. Kako je preuzeta najveća poletna masa zrakoplova, tako je pruzet iz [2] i najveći ostvarivi koeficijent uzgona aeroprofila. Najveća brzina koju zrakoplov može ostvariti je

brzina poniranja, odnosno, to je brzina koja je 1,4 puta veća od brzine krstarenja koja iznosi 179 m/s. Tada brzina poniranja V_D [8] iznosi

$$V_D = 1,4 \cdot V_C = 250,6 \ \frac{m}{s}. \tag{2.2}$$

Nakon izračunatih svih potrebnih rezultata izrađen je V-n dijagram i prikazan na slici 2.7.



Slika 2.7: V-n dijagram

Karakteristične vrijednosti normalnog opterećenja za koje je provedena analiza torzijske kutije krila zrakoplova iznose 3 i 4,5 pri brzini od 179 m/s. Kako se radi o preliminarnom proračunu čvrstoće torzijske kutije krila zrakoplova neće se uzeti u obzir naleti vjetra jer se smatra kako je opterećenje dovoljno veliko da obuhvati i taj prirast normalnom opterećenju.

3 Model panela

Za preliminaran proračun krila pogodno je koristiti što jednostavniji model koji ne zahtjeva detaljno modeliranje geometrije krila i njihove čvrstoće. Iz tog razloga u analizi krila korištena su dva modela koji pojednostavljuju analizu. Prvi model koji se bazira na analitičkom proračunu koristi ekvivalentnu debljinu panela. Drugi model je korištenje grednih elemenata kao uzdužnica na oplati panela u programu *Abaqus*. Prije samog proračuna modela krila potrebno je provjeriti hoće li analitički proračun ekvivalentne debljine panela zadovoljiti rezultate numeričkog modela s modeliranim svim uzdužnicama, kao i model s grednim elementima.
Teorija za ekvivalentni ojačani panel uzdužnicama izrađenih od izotropnog homogenog materijala bazira se na teoriji višeslojnih ortotropnih kompozitnih ploča. Jednadžbe koje će biti prikazane i izvedene koristit će se za numeričku analizu izvijanja, savijanja te tlačnog opterećenja panela.

3.1. Teorija ekvivalentne debljine panela

U ovoj analizi teorije razmatrat će se panel s uzdužnicima usmjerenim u smjeru osi Y dok ih u smjeru osi X neće biti, kako je prikazano slikom 3.1. Konstitutivna jednadžba višeslojnih kompozita glasi

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\epsilon^0} \\ \boldsymbol{\kappa} \end{bmatrix}, \tag{3.1}$$

gdje je matrica $\mathbf{A}$ matrica istezne krutosti, matrica $\mathbf{B}$ je matrica spregnute krutosti, a matrica $\mathbf{D}$ je matrica savojne krutosti. Sve navedene matrice krutosti odnose se na

krutost ukupnog panela, a svaki član matrica je zbroj krutosti oplate i uzdužnice prema jednadžbi (3.2), iz literature [9] glasi

$$\begin{aligned} A_{ij} &= A_{ij}^{'} + A_{ij}^{''}, \\ B_{ij} &= B_{ij}^{'} + B_{ij}^{''}, \\ D_{ij} &= D_{ij}^{'} + D_{ij}^{''}, \end{aligned} \tag{3.2}$$

gdje se jedna oznaka apostrofa odnosi na oplatu, a dvije oznake apostofa na uzdužnice. Matrice krutosti za oplatu od izotropnog materijala glase:

$$\begin{aligned} A_{ij}^{'} &= \begin{bmatrix} A_{11}^{'} & A_{11}^{'} & A_{16}^{'} \\ A_{12}^{'} & A_{22}^{'} & A_{26}^{'} \\ A_{16}^{'} & A_{26}^{'} & A_{66}^{'} \end{bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{bmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{\nu E}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{\nu E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & G \end{bmatrix} dz = h \begin{bmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{\nu E}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{\nu E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & G \end{bmatrix}, \\ B_{ij}^{'} &= \begin{bmatrix} B_{11}^{'} & B_{11}^{'} & B_{16}^{'} \\ B_{12}^{'} & B_{22}^{'} & B_{26}^{'} \\ B_{16}^{'} & B_{26}^{'} & B_{66}^{'} \end{bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{bmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{\nu E}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{\nu E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & G \end{bmatrix} z dz = 0 \ , \\ D_{ij}^{'} &= \begin{bmatrix} D_{11}^{'} & D_{11}^{'} & D_{16}^{'} \\ D_{12}^{'} & D_{22}^{'} & D_{26}^{'} \\ D_{16}^{'} & D_{26}^{'} & D_{66}^{'} \end{bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{bmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{\nu E}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{\nu E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & G \end{bmatrix} z^2 dz = \frac{h^3}{12} \begin{bmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{\nu E}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{\nu E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & G \end{bmatrix}, \end{aligned} \tag{3.3}$$

gdje je h debljina oplate, E modul elastičnosti, ν Poissonov faktor i G smični modul elastičnosti koji se računa prema izrazu (3.4). Matrica $\mathbf{B}$ jednaka nuli zbog simetričnosti oplate oko njene srednje ravnine. Unutarnje sile i moment uzdužnica uzimamo u obzir samo koje se odnose na koordinatnu os Y. U jednadžbama matrica $\mathbf{A}^{''}$, $\mathbf{B}^{''}$ i $\mathbf{D}^{''}$ prema [9] stoji da se odnose na ukupan broj uzdužnica na panelu. Za tu jednadžbu rezultati nisu bili zadovoljavajući u usporedbi s numeričkim rješenjem pa su prema literaturi [10] primjenjene jednadžbe koje se odnose samo za jednu uzdužnicu.

Jednadžba za smični modul elastičnosti glasi:

$$G = \frac{E}{2 \cdot (1+\nu)}. \tag{3.4}$$

Jednadžbe elemenata matrica krutosti $\mathbf{A}''$, $\mathbf{B}''$ i $\mathbf{D}''$ za uzdužnice usmjerene u smjeru osi Y glase [10]

$$A''_{22} = \frac{1}{b}\sum_{i=1}^{n}\left(E \cdot d_i \cdot t_i\right);$$
$$B''_{22} = \frac{1}{b}\sum_{i=1}^{n}\left(E \cdot d_i \cdot t_i \cdot \Delta z_i\right); \tag{3.5}$$
$$D''_{22} = \frac{1}{b}\sum_{i=1}^{n}\left[E \cdot d_i \cdot \left(\frac{t_i^3}{12} + t_i \cdot \Delta z_i^2\right)\right],$$

gdje je E modul elastičnosti uzdužnica, b je razmak između uzdužnica, a d_i,t_i i Δz_i su definirane na slici 3.1. Vrijednosti ostalih članova matrica krutosti $\mathbf{A}''$, $\mathbf{B}''$ i $\mathbf{D}''$ jednake su nuli. Prilikom provođenja analize ustanovljeno je kako se za ovu teoriju moraju koristiti uzdužnice simetričnog presjeka oko osi Z kako ne bi došlo do smanjenja vrijednosti kritične sile. Također je primjenjen izračun momenta površine i momenta inercije presjeka uzdužnice oko srednje plohe oplate koji je predložen u [10].
Prema literaturi [11] izračunata je ekvivalentna debljina panela prema izrazu

$$t_{eq} = h + n \cdot \frac{A_{uzd}}{L}, \tag{3.6}$$

gdje je h debljina oplate panela, n broj uzdužnica na panelu, A_{uzd} je površina poprečnog presjeka uzdužnice i L je ukupna širina panela. Nakon tako izračunate debljine panela, masa panela se računa prema izrazu

$$m_{eq} = t_{eq} \cdot L \cdot D \cdot \rho, \tag{3.7}$$

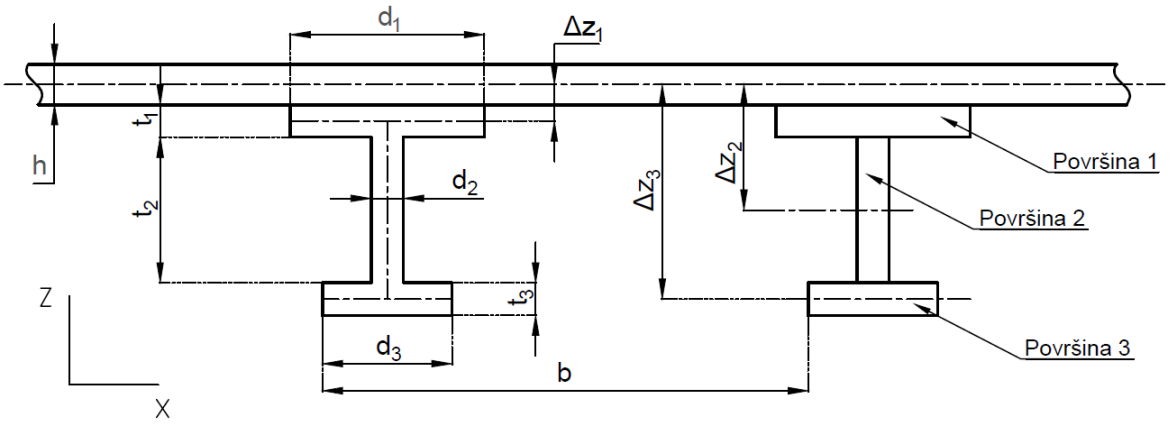
gdje je D dužina panela, a ρ gustoća materijala panela.

3.2. Analitički proračun

Panel je izrađen od aluminijeve legure 7072 [12] i ojačan je s 9 jednakih uzdužnica I profila. Dimenzije panela su prikazane na slici 3.1 i njihove vrijednosti zapisane u tablici 3.1. Modul elastičnosti iznosi 68 GPa, a Poissonov faktor 0,33.

Tablica 3.1: Model ekvivalentnog panela i njegove dimenzije

	i=1	i=2	i=3
d_i	0,024 m	0,0009 m	0,016 m
t_i	0,0009 m	0,0182 m	0,0009 m
Δz_i	0,0009 m	0,01045 m	0,02 m
b	0,05 m		
L	0,45 m		
D	0,45 m		

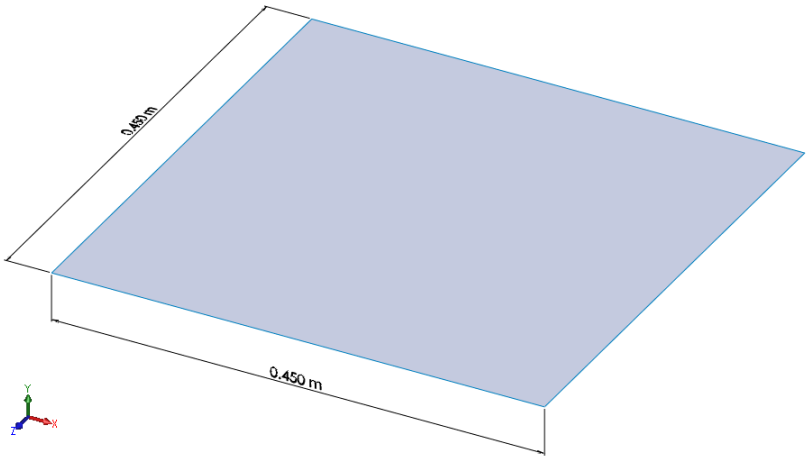


Slika 3.1: Dimenzije poprečnog presjeka panela

Gornje vrijednosti uvrštavaju se u jednadžbe (3.3), (3.4) i (3.5) matričnog oblika. Sustav matrica **A**, **B** i **D** je jednak

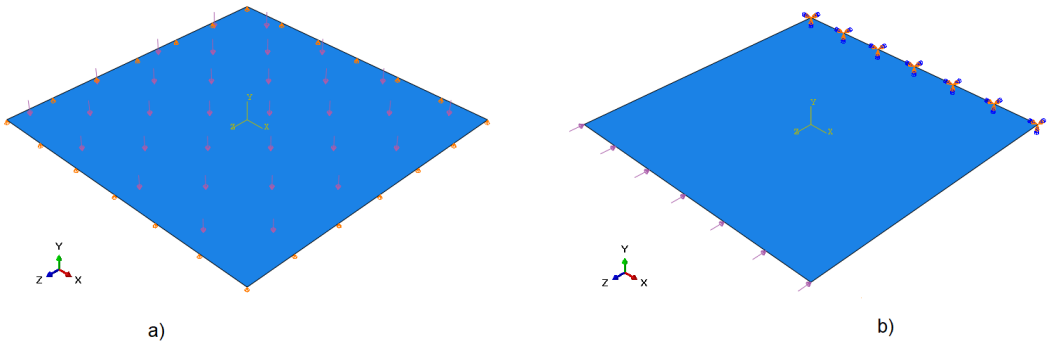
$$\begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 6,868 \cdot 10^7 & 2,266 \cdot 10^7 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 2,266 \cdot 10^7 & 1,399 \cdot 10^8 & 0 & 0 & 6,509 \cdot 10^5 & 0 \\ 0 & 0 & 2,301 \cdot 10^7 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 4,635 & 1,529 & 0 \\ 0 & 6,509 \cdot 10^5 & 0 & 1,529 & 1,091 \cdot 10^4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1,553 \end{bmatrix}. \quad (3.8)$$

Dobivene vrijednosti matrica krutosti u program *Abaqus* modelirana je ljuskasta ploča dimenzija 0,45 m x 0,45 m, kako je prikazano na slici 3.2. U dijelu zadavanja svojstva materijala ploče pod nazivom *Create Section*, odabran je *General Shell Stiffness* gdje su uvrštene vrijednosti matrica krutosti.



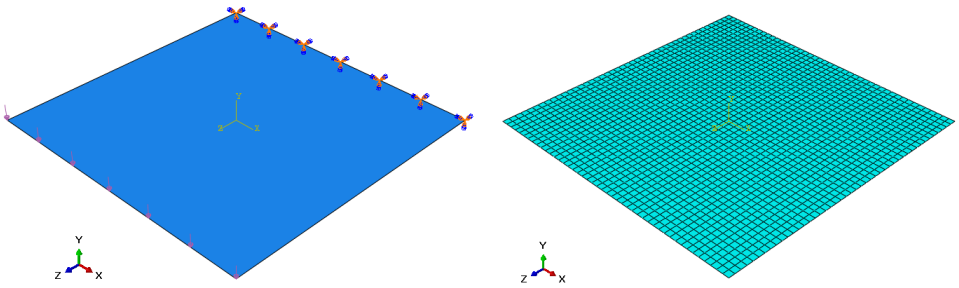
Slika 3.2: Dimenzije panela

Na slici 3.3 prikazana su opterećenja i rubni uvjeti za tri slučaja: prvi slučaj je tlačno opterećena ploča koja je jednostavno oslonjena na sva četiri ruba; drugi slučaj je rubno opterećenje postavljeno samo na jednom rubu u ravnini panela i rubni uvjeti uklještenja samo na jednom rubu. Treći način opterećenja je usmjereno okomito na panel, a uklještenje je jednako kao i za slučaj izvijanja. Tlačno opterećenje na ploči iznosi 100 kPa, rubno opterećenje izvijanja na ploču djeluje u iznosu od 1 N, a opterećenje izvijanja je u iznosu od 10 000 N/m.



Slika 3.3: Načini opterećenja ekvivalentnog panela a) tlačno, b) izvijanje i c) savijanje

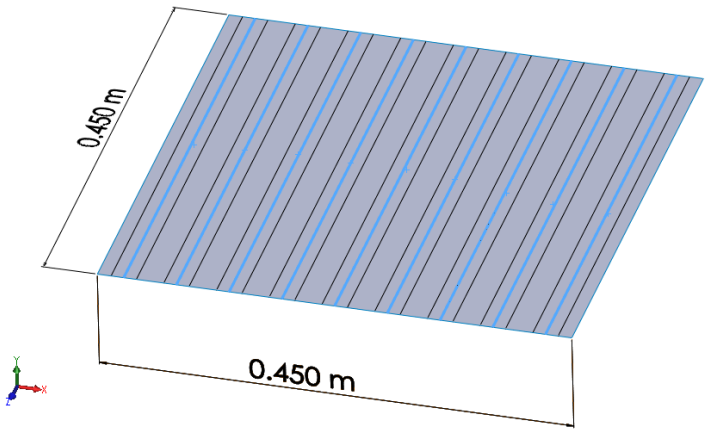
Raspodjela opterećenja i rubni uvjeti za slučaj savijanja ekvivalentnog panela prikazan je na slici 3.4 a). Broj konačnih elemenata i njihov raspored prikazan je na slici 3.4 b). Korišten je tanki dvostruko zakrivljeni ljuskasti elementi *S4R*, a model broji 2025 elemenata i 2116 čvorova.



Slika 3.4: a) Savojno opterećenje i rubni uvjeti; b) Numerički model ljuske s ekvivalentnom debljinom

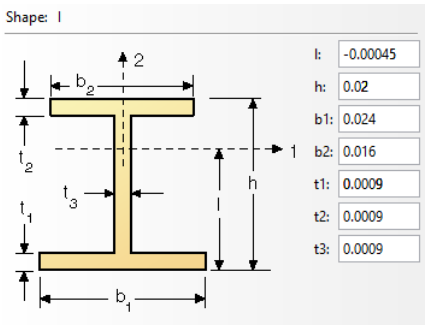
3.3. Model panela s grednim elementima

Prednost korištenja modela s grednim elementima je što nije potrebno modelirati kompliciran raspored uzdužnica duž krila koji često mijenjaju smjer po više koordinatnih osi. Nakon ucrtanih rubova pomoću naredbe *Split Line* na površini oplate koristila se je naredba *Create Stringer*, u programu *Abaqus*, označili su se svi željeni rubovi koji predstavljaju gredne elemente. Korištena je opcija pomoću koje su definirani svi rubovi, a zatim ih definirali kao jedan ojačani element (*Stringer*). Time je svaki ucrtani rub jedna uzdužnica profila koji je predhodno naznačen naredbom *Create Profile*. Korištenjem naredbe *Stringer* nije potrebno dodatno povezivati čvorove konačnih elementata grede i konačne elemente oplate na kojoj se nalaze gredni elementi uzdužnica jer su već povezani. Model je istih dimenzija kao ekvivalentni panel samo što ima modelirane linije s razmakom od 0,05 m, i one su označene plavom bojom na slici 3.5.



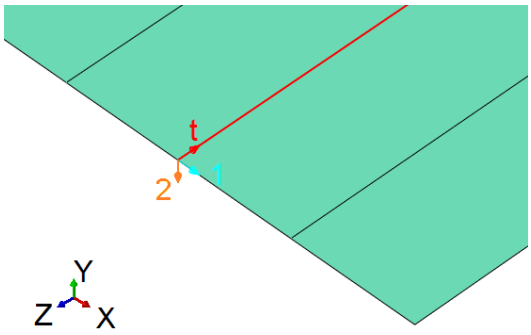
Slika 3.5: Model panela s grednim elementima

Pomoću naredbe *Create Profile* potrebno je definirati dimenzije poprečnog presjeka uzdužnica. Dimenzija s oznakom I na slici 3.6 predstavlja udaljenost gornjeg dijela uzdužnice od srednje osi oplate profila. Ta udaljenost je negativna jer se je željela ostvariti pozicija uzdužnica tako da je smještena ispod oplate.



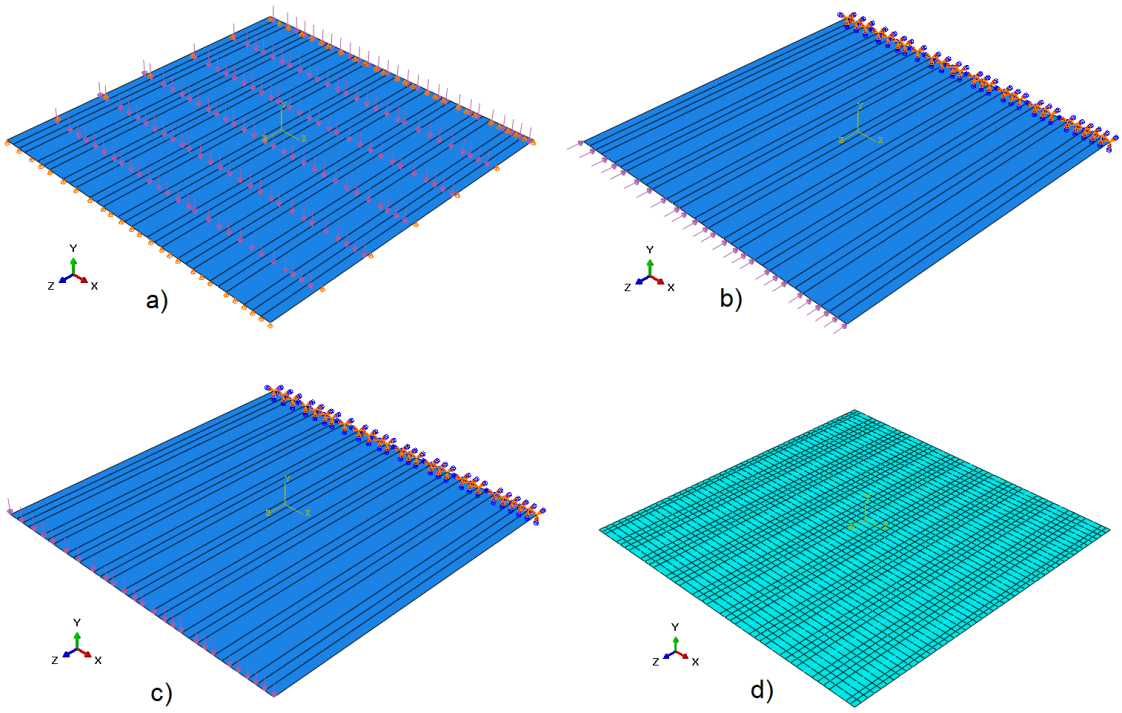
Slika 3.6: Dimenzije poprečnog presjeka uzdužnica u *Abaqus*-u [m]

Sukladno tako definiranoj udaljenosti potrebno je i pravilno definirati tangentu i normalu uzdužnica prema [13]. Smjer tangente i normale uzdužnica utječe na moment inercije i moment površine poprečnog presjeka uzdužnice kao i na čvrstoću panela. Na slici 3.7 su prikazane pravilno usmjerena tangenta i normale.



Slika 3.7: Orijentacija uzdužnica

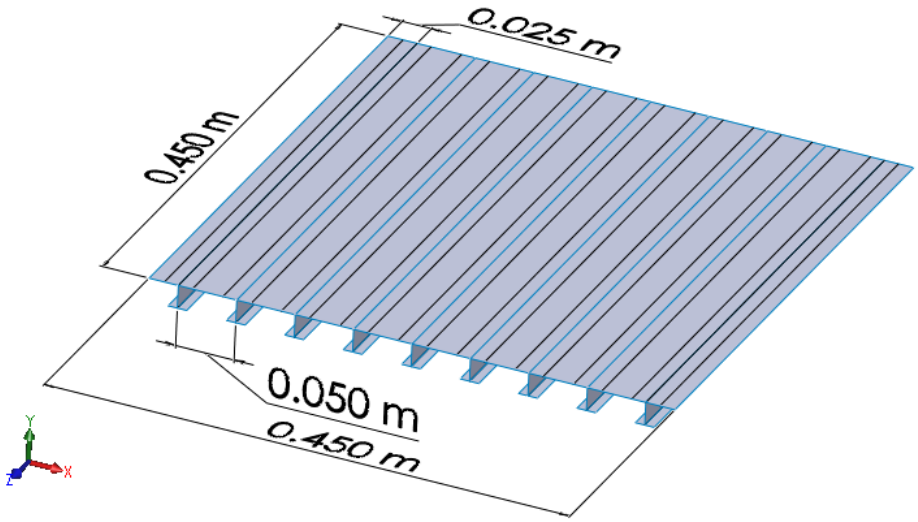
Model je također opterećen i oslonjen na isti način kao ekvivalentni model kako je prikazano na slikama 3.8 a), b) i c). Mreža konačnih elemenata prikazana je na slici 2.6 d). Mreža konačnih elemenata sastoji se od ukupno 2585 elemenata od čega je 2162 četverokutnih ljskastih elemenata tipa *S4R*, a 423 grednih konačnih elemenata tipa *B31*. Ukupan broj čvorova je 2256.



Slika 3.8: Opterećenja i rubni uvjeti za a) tlačno b) izvijanje i c) savijanje d); numerički model panela s grednim elementima

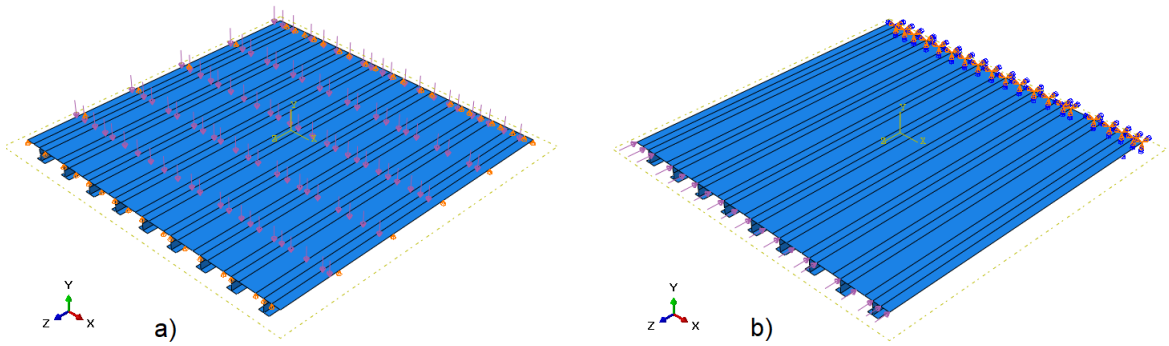
3.4. Model panela s ljuskastim uzdužnicama

Numerički model ima isti raspored i broj uzdužnica I profila kao što ima analitički proračun ekvivalentnog panela prema slici 3.1, ali su one ovdje modelirane kako je prikazano na slici 3.9.

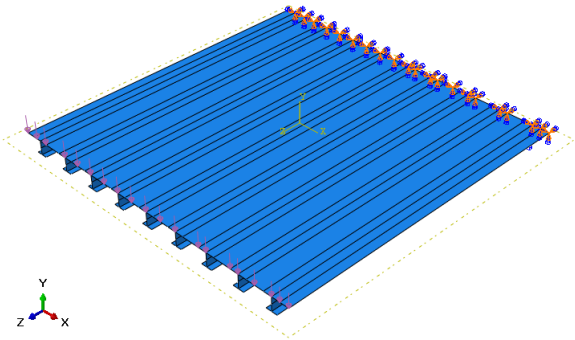


Slika 3.9: Model panela s dimenzijama

Vrijednosti dimenzija poprečnog presjeka uzdužnica jednake su onima u tablici 3.1. Rubni uvjeti također su definirani za tri varijante opterećenja. Prva varijanta je tlačno opterećenje s jednostavno oslonjenim rubovima panela. Poprečni presjeci uzdužnica su slobodno oslonjeni. Druga varijanta opterećenja je izvijanje s rubnim opterećenjm na oplatu panela i rubnim uvjetima uklještenja na jednom rubu panela gdje su uklješteni završetci uzdužnica i oplate. Treće opterećenje je savojno s okomitim rubnim silama na rub panela i rubnim uvjetima uklještenja. Vrijednosti opterećenja i rubnih sila na panel jednake su onima za ekvivalnetni panel. Opterećenja i rubni uvjeti na tlak i izvijanje prikazani su na slici 3.10 a) i b), a savijanje na slici 3.11.

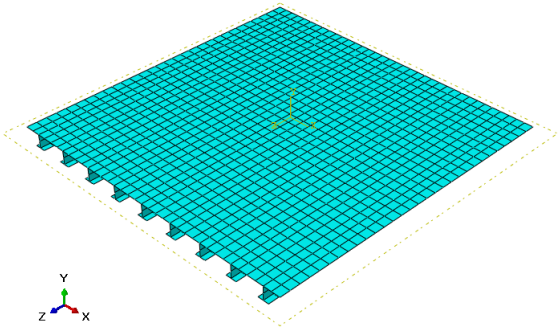


Slika 3.10: Panel s ljuskastim uzdužnicama opterećen a)tlačno i na b)izvijanje



Slika 3.11: Panel s ljuskastim uzdužnicama opterećen savojno

Mreža konačnih elemenata prikazana je na slici 3.12. Vrsta konačnog elementa jednaka je kao i za ekvivalnetni panel ali je broj konačnih elemenata 2160 i broj čvorova 2263. Rezultati usporedbe različitih načina modeliranja ojačanog panela su navedeni u poglavlju 5.1.



Slika 3.12: Numerički model panela s ljuskastim uzdužnicama

4 Numerički model torzijske kutije krila

Za analizu torzijske kutije napravljena su dva modela s različitim načinom modeliranja panela krila i njihovim proračunom. Prvi model torzijske kutije koristit će model ekvivalentne debljine za koji je analitički proračunata matrica krutosti oplate, a numerički, pomoću programa *Abaqus*, proračunala se je čvrstoća i deformacija za cijeli model torzijske kutije. Drugi model je potpuno numerički i koristi se primjena grednih elemenata kao uzdužnice koje zajedno s oplatom čine panel torzijske kutije.

4.1. Materijali

Kompozitni materijali danas su najrasprostranjeniji materijali na zrakoplovima, ali od legura najviše se koriste aluminijeve legure. Postoje različite vrste aluminijevih legura koje se sukladno s svojim svojstvima koriste pri različitim opterećenjima. Osim opterećenja pri odabiru aluminijevih legura pazilo se na način proizvodnje oblika za konstrukcijske elemente torzijske kutije krila. Pri opterećenju krila donjaka oplate je opterećen vlačno pa je odbrana aluminijska legura 2024-T351, prema [14] koja ima veću vlačnu čvrstoću. S druge strane, za gornjak oplate koji je opterećen po poprečnom presjeku na tlak odabrana je aluminijska legura 7075-T6, prema [15], koja ima veću tlačnu čvrstoću kako nebi došlo do prevelikog pomaka vrha krila u smjeru vertikalne koordinatne osi. Ramenjače su konstrukcijski elementi koji na sebe preuzimaju najveći dio opterećenja, stoga je odabrana alumnijska legura 7050-T7451, prema [14], koja ima visok modul elastičnosti ali i veliko plastično područje koje omogućuje da i usljijed prekoračenja elastičnosti materijala ne dođe do loma konstrukcije. U tablici 4.1 su dana

svojstva korištenih alumnijskih legura.

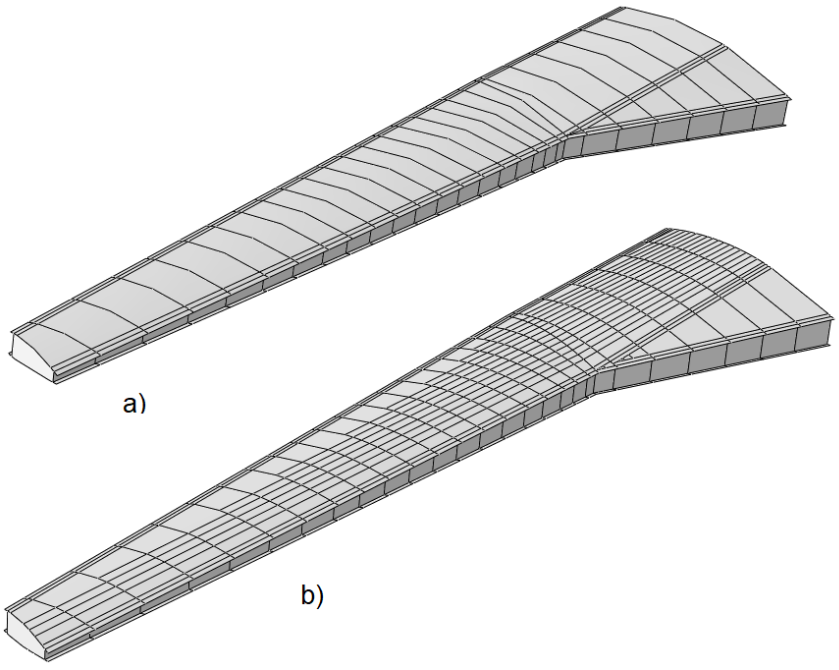
Tablica 4.1: Svojstva aluminijevih legura

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

Podaci naprezanja i deformacije za aluminijske legure u plastičnom području također su korištena pri analizi čvrstoće torzijske kutije krila, i preuzeti su iz [16].

4.2. Konstrukcijski elementi krila

Na slici 4.1 su prikazana dva modela koja su se analizirala kako je i opisano u uvodnom dijelu poglavlja.



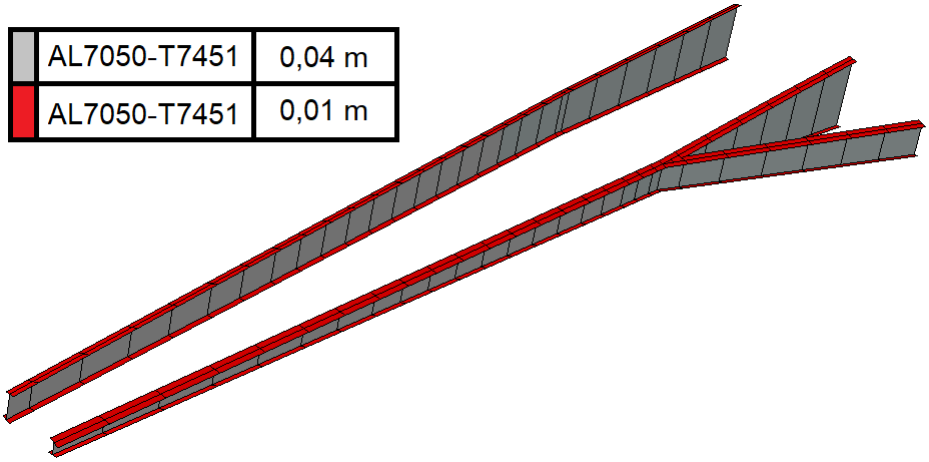
Slika 4.1: Modeli torzijske kutije a) ekvivalentni panel i b) panel s uzdužnicama

Krila su jednakih dimenzija, s razlikom u modeliranju panela, pa su korišteni materijali i debljine kod strukova ramenjača, pojaseva ramenjača, rebara i neopterećene oplate jednaki kod oba krila. Za strukove ramenjača i pojaseva ramenjača debljina i vrsta korištenih materijala prikazane su u tablici 4.2.

Tablica 4.2: Debljina ramenjača i vrsta materijala

Naziv elementa	Materijal	Debljina [m]
Struk	AL7050 - T7451	0,04
Pojas	AL7050 - T7451	0,01

Kako su sve ramenjače jednakih debljina, svi pojasevi prikazani su crvenom bojom a struk ramenjača su prikazani sivom bojom na slici 4.2.



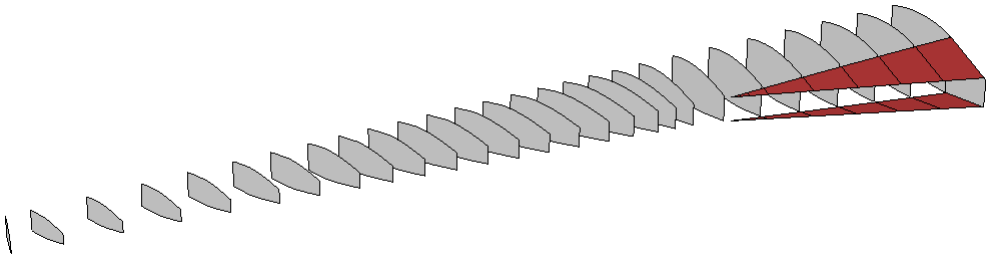
Slika 4.2: Tlačno opterećenje

U tablici 4.3 prikazane su vrijednosti za rebra i oplatu koja nije opterećena i ne sadrži uzdužnice kako je prikazana u [5].

Tablica 4.3: Debljina ramenjača i vrsta materijala

Naziv elementa	Materijal	Debljina [m]
Rebra	AL7075 - T6	0,05
Oplata	AL7050 - T7451	0,0025

Na slici 4.3 prikazana su rebra sivom bojom i neopterećena oplata. Oplata je neopterećena jer prema [5] ne sadrži uzdužnice niti je ne podupiru rebra, koja su uklonjena kako bi podvozje moglo biti smješteno u krilo, te bi na tom mjestu u analizi dolazilo do prevelikih oštećenja koja nisu realna. Izostavljanjem tog dijela oplate pogodno je jer pojednostavlja izračun opterećenja uzgona kako je objašnjeno pogavlju 4 objašnjeno.



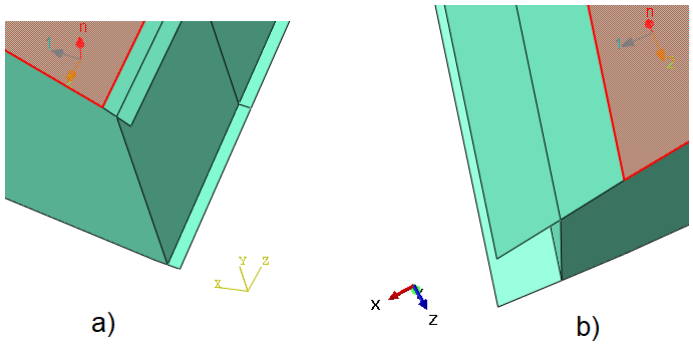
Slika 4.3: Rebra i neopterećena oplata

Ekvivalentni panel za krilo računa se na isti način kako je opisano i provedeno u poglavlju 3 ovog rada. Dimenzije uzdužnica I profila prikazane su u tablici 4.4.

Tablica 4.4: Dimenzije poprečnog presjeka panela

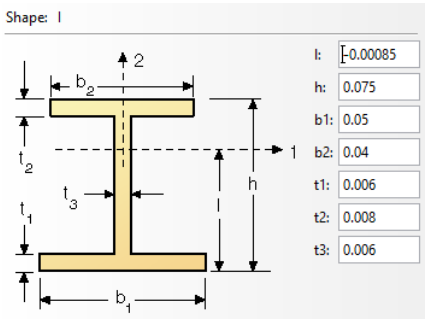
	i=1	i=2	i=3
d_i	0,05 m	0,006 m	0,04 m
t_i	0,008 m	0,07 m	0,006 m
Δz_i	0,0049 m	0,0383 m	0,0728 m
b	0,123 m		
h	0,0017 m		

Vrijednost b je udaljenost između dvije uzdužnice, a dobivena je kao prosječna vrijednost duž cijelog krila. Dimenzija h je debljina oplate gornjaka i donjaka. Dimenzije uzdužnica za gornjake i donjake oplate su jednake, ali se razlikuju po vrsti materijala. Pri dodjeljivanju svojstva materijala geometriji panela potrebno je definirati orijentaciju materijala zbog promjene kuta uzdužnica u odnosu na korišteni analitički model. Orijentacija materijala je zakrenuta za 30° stupnjeva u odnosu na koordinatnu os Z u X-Z ravnini. Modeliran je pomoćni koordinatni sustav naredbom *Datum CSYS*. Pri definiciji orijentacije materijala potrebno je usmjeriti normalu na površinu oplate tako da su lokalne osi 1 i 2 usmjerene kao i osi X' i Z' novog koordinatnog sustava. Na slici 4.4 je prikazana orijentacija za gornjake i donjake ekvivalentnog panela.



Slika 4.4: Orijentacija materijala na a) gornjaci i b) donjaci

Uzdužnice na modelu koji koristi gredne elemente je potrebno definirati na jednak način kao kod primjera u poglavlju 3. Uzdužnice su zakrenute za 30° od koordinatne osi Z. Poprečni presjek uzdužnica također je definiran na jednak način, a njihove dimenzije su prikazane na slici 4.5.



Slika 4.5: Dimenzije uzdužnica u programu *Abaqus*

4.3. Opterećenje i rubni uvjeti

Opterećenje na krilu je zadano kao tlak koji u obzir uzima tri različite vrste opterećenja. Glavno opterećenje je uzgon koji nastaje pri strujanju zraka uz aeroprofil krila. Na gornjaci se javlja niži tlak, a na donjaci viši tlak čiji je rezultantni tlak koji će se opisivati kao tlak koji djeluje na donjaci krila. Kako se u ovom radu ne promatra cijelo krilo nego samo dio krila koji je omeđen ramenjačama raspodjela tlaka uzgona po tetivi i rasponu nije bio uzet u obzir jer je za preliminaran proračn predetaljan. U obzir je uzeta samo raspodjela uzgona po polurasponu krila. Iz V-n dijagrama preuzeta su normalna opterećenja krila 3 i 4,5. Ukupne sila koje tada djeluje na polukrilo za ta dva normalna opterećenja prema formulaciji:

$$F_n = \frac{m_{uk}}{2} \cdot g \cdot n, \tag{4.1}$$

iznose 1 147 770 N za opterećenje 3 i 1 721 655 N za opterećenje 4,5. Za raspodjelu keoficijenta tlaka po rasponu krila, koja je dobivena u poglavlju 2.4, izračunata je jednaka raspodjela ali iznosa koji odgovara tlakovima po površini krila. Površina ispod raspodjele koeficijenata tlakova je diskretizirana na diferencijalne površine pomoću trapeznog pravila. Svaki segmenti površine su podijeljeni s ukupnom površinom koja se nalazi ispod raspodjele tlakova i pomnožili s odgovarajućom ukupnom silom uzgona po polurasponu krila. Time su se dobili diferencijalne sile koje djeluju po rasponu krila. Za izračun površine na koju djeluju diferencijalne sile uzgona napisana je linearna funkcija promjene tetive od korijena krila do vrha krila ali samo za tetive između prednje i stražnje ramenjače. Takva linearna raspodjela promjene tetive je moguća jer se tako mijenja označena površina krila u programu *Abaqus*, na koju će djelovati uzgon. Formulacija za linearnu raspodjelu tetiva glasi

$$c_x = L_r - \frac{L_r - L_t}{b/2} \cdot z_n, \tag{4.2}$$

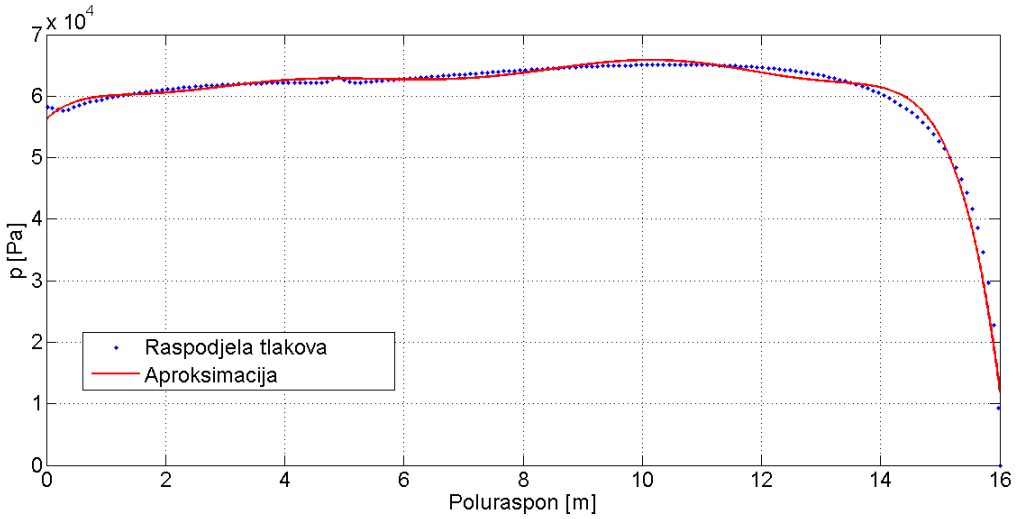
gdje je L_r duljina opterećenog dijela oplate u korijenu krila, L_t je duljina opterećenog dijela oplate u vrhu krila, $\frac{b}{2}$ je poluraspon i z_n je koordinata Z sredine diferencijalnog segmenta površine. Konačna raspodjela tlakova po polurasponu krila izračunata je dijeljenjem diferencijalnih sila s umnoškom promjene tetive po rasponu krila i koordinatom sredine diferencijalnog segmenta površine na koji djeluje sila, i ona glasi

$$p = \frac{F}{c_x \cdot d_y}. \tag{4.3}$$

Konačna raspodjela tlakova je aproksimirana polinomom osmog stupnja, koji glasi

$$\begin{aligned} p = &-0,01 * Z^8 + 0,58 * Z^7 - 13,73 * Z^6 \\ &+ 168,93 * Z^5 - 1158,16 * Z^4 + 4411,65 * Z^3 \\ &- 8883,58 * Z^2 + 9257,24 * Z + 56228,61. \end{aligned} \tag{4.4}$$

Aproksimacija krivulje promjene tlaka po rasponu krila prikazana je na slici 4.6.



Slika 4.6: Aproksimacija raspodjele tlakova po polursponu krila

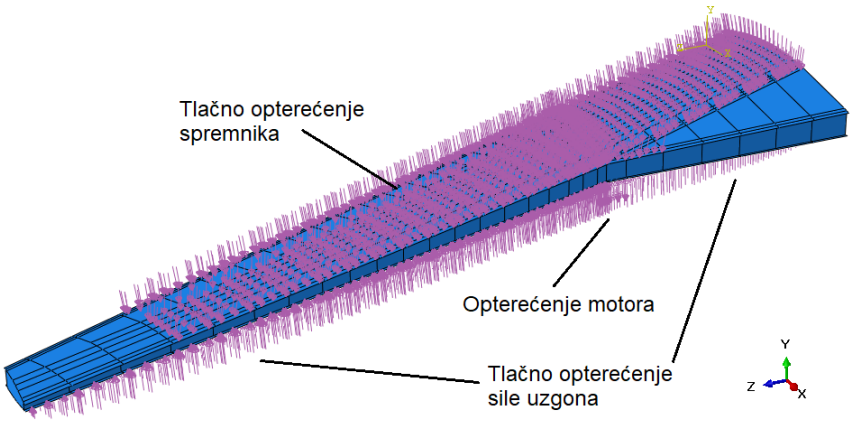
Opterećenje motora koji je ovješen između 7. i 8. rebra i djeluje težinom uvećanom za normalna opterećenja 3 i 4.5, prema jednadžbi

$$F_m = m_{motor} \cdot g \cdot n, \tag{4.5}$$

ti iznosi sila su 92 792 N za n=3 i 139 189 N za n=4,5. Kako je cijeli dio između 7. i 8. rebra opterećen na vlak uzeta je površina iznosa 1,39 m^2 koji odgovara površini donjake između tih rebara i podjelila iznose sila motora. Iznosi tih tlakova koji djeluju na krilo su iznosa 66 756 Pa i 100 135 Pa. Opterećenje koje rasterećuje krilo na gornjaci krila zrakoplova je težina spremnika u krilu. Spremnici su podijeljeni na dva dijela ali u ovom slučaju uzeta je njihova ukupna masa i podijeljena na površinu krila od 27,175 m^2 koju zauzima spremnik goriva, prema jednadžbi

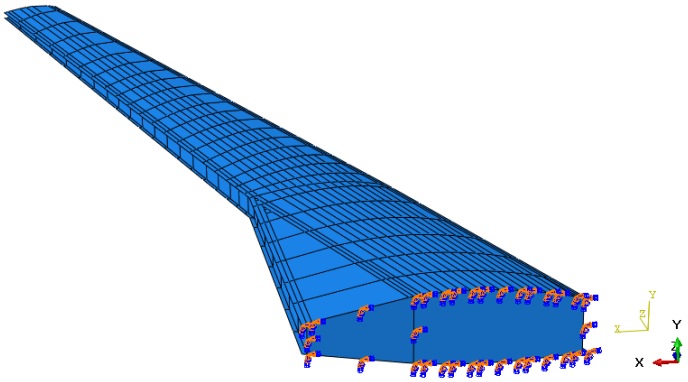
$$F_g = m_{gorivo} \cdot g \cdot n, \tag{4.6}$$

također se dobije iznos za n=3 normalno opterećenje koji iznosi 689,2 Pa i za normalno opterećenje n=4,5 od 1033,8 Pa. Opterećenja su jednaka za model s ekvivalentnim panelom i model s grednim elementima kao uzdužnicama, te je na slici 4.7 prikazan je samo model s grednim elementima.



Slika 4.7: Numerički model s svim opterećenjima

Rubni uvjeti su uklještenje prvog rebra i prikazani su na slici 4.8.

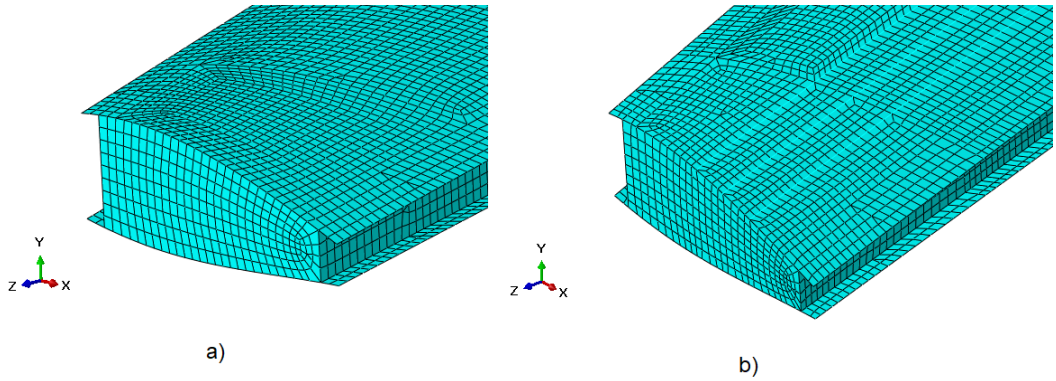


Slika 4.8: Numerički model s rubnim uvjetima

4.4. Mreža konačnih elemenata

Numerički modeli torzijske kutije su diskretizirani četverokutnim ljuskastim konačnim elemenatima reducirane integracije *S4R*, osnovnim trokutnim elementima *S3*, te grednim

elementima prvog reda *B31* za geometriju modela s uzdužnicama. Model s uzdužnicama ukupno ima 121 303 elmenata od koji je 9734 grednih *B31* elemenata, 111 692 linearnih kvardtičnih *S4R* i 177 lineanih trokutastih *S3* elemenata. Model torzijske kutije s ekvivalentnim panelom ima ukupno 115 099 elemenata od kojih je 115 011 linearno kvadratičnih tipa *S4R*, a 88 linearno trokutstih tipa *S3*. Na slici 4.9 je prikazan detalj konačnih elementa za oba modela.



Slika 4.9: Detalj mreže numeričkog modela

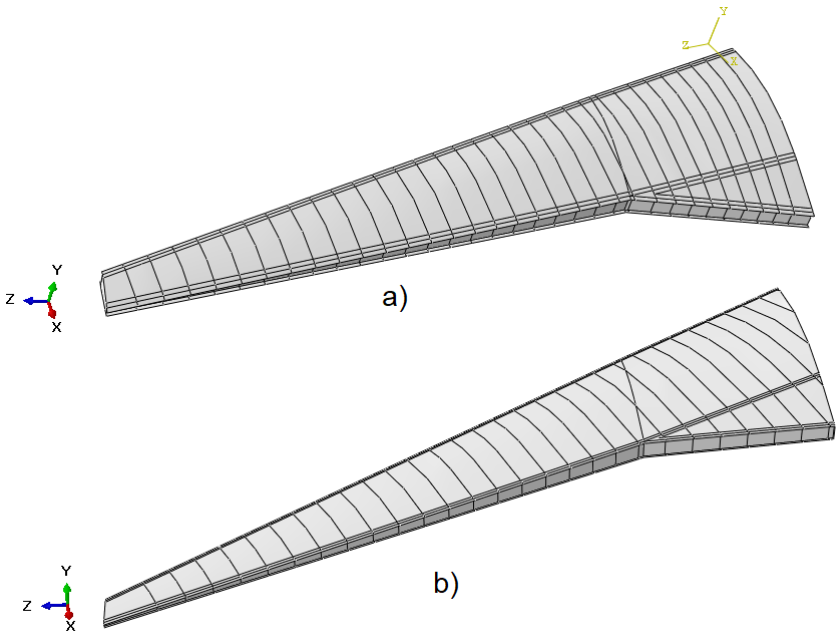
4.5. Modeli krila putničkih zrakoplova

Nakon provedene analize za torzijsku kutiju zrakoplova Airbus A319, na temelju dobivenih dimenzija debljina krila, preliminarno će se analizirati torzijske kutije zrakoplova Boeing 747-400 i zrakoplova Airbus A380. Cilj ove analize je pokazati procjenu mase zrakoplova pomoću izrađenog programskog koda i pokazati primjenu modela ekvivalentnog panela. Analize čvrtoće također su provedena opterećenjem sile uzgona prema jednadžbi (3.2) podijeljenoj s površinom donjaka. Dimenzije i parametri krila zrakoplova Boeing 747-400 i Airbus A380-800 prikazane su u tablici 4.5.

Tablica 4.5: Dimenzije krila B747-400 [17] i A380-800 [18]

	Boeing 747-400	Airbus A380
Maksimalna poletna masa [tona]	396,9	650
Površina na koju djeluje uzgon m^2	131,1	212,78
Poluraspon krila [m]	29	36
Duljina tetive u korijenu krila [m]	14,5	17,7
Duljina tetive na vrhu krila [m]	3	3,8
Kut strijele prvog dijela [°]	35	30
Kut strijele dugog dijela [°]	35	30
Kut dihedrala krila prvog dijela [°]	2	2
Kut dihedrala krila dugog dijela [°]	1,5	1,5

Modeli torzijskih kutija prikazani su na slici 4.10.

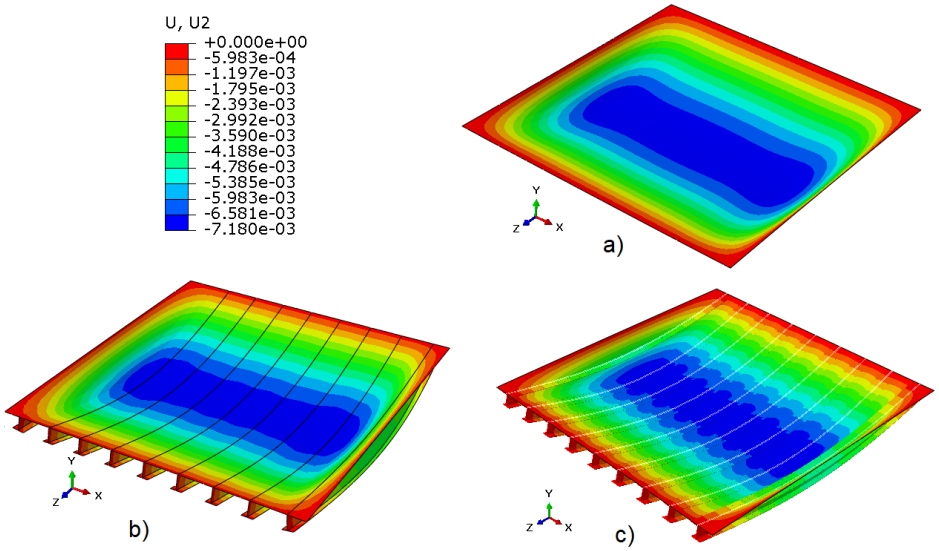


Slika 4.10: Modeli torzijskih kutija zrakoplova a) A380-800 i b) B747-400

5 Rezultati

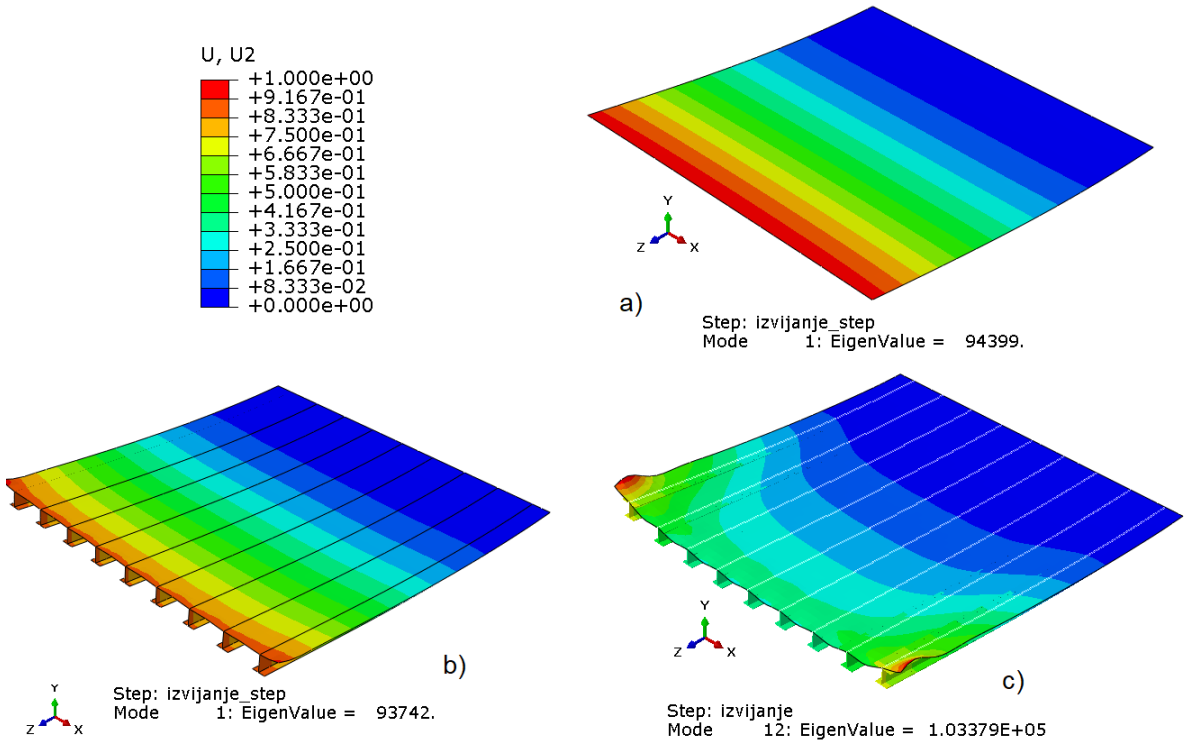
5.1. Validacija modela ekvivalentne debljine panela

Kako je prikazano u prošlim poglavljima provedene su analize za tri tipa opterećenja na panel ekvivalentne debljine čija se krutost računala pomoću analitičke metode, panel s uzdužnicama kao grednim elementima i panel s ljuskastim uzdužnicama. Rezultat za opterećenje izvijanjem je koeficijent koji pokazuje koliko se puta može povećati početna sila a da ne dođe one kritične sile pri kojoj bi se panel izvio. Rezultati pomaka u smjeru koordinatne osi Y za tlačno opterećenje prikzani su na slikama 5.1 a) ekvivalentni panel b) panel s ljuskstim uzdužnicama i c) panel s grednim elementima.



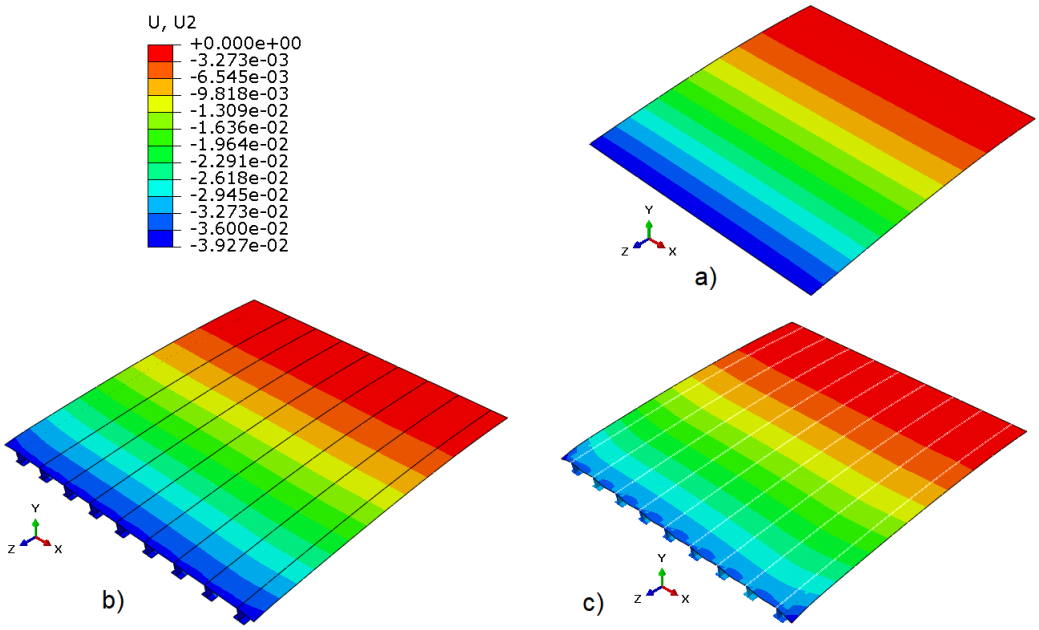
Slika 5.1: Pomak u smjeru osi Y pri tlačnom opterećenju [m]

Na slici 5.2 prikazan je prvi načini izvijanja za a) ekvivalentni panel b) panel s ljuskstim uzdužnicama, a za c) panel s grednim elementima prikazan je 12. način izvijanja, za koji je svojstvena vrijednost bila približno jednaka svojstvenim vrijednostima ostalih modela. Također su za sve panele prikazani i pomaci u smjeru osi Y. Može se primjetiti kako su pomaci i načini izvijanja za model ekvivalentnog panela i modela s ljuskastim elementima vrlo slični, dok se model s grednim elementima dosta razlikuje i po pomacima i po svojstvenim vrijednostima.



Slika 5.2: Pomak u smjeru osi Y pri izvijanju [m]

Na slici 5.3 prikazani rezultati pomaka u smjeru koordinatne osi Y za savojno opterećenje za a) ekvivalentni panel b) panel s ljuskstim uzdužnicama i c) panel s grednim elementima. Pri savojnom opterećenju pomaci su vrlo sličnog rasporeda za sve modele.



Slika 5.3: Pomak u smjeru osi Y pri savojnom opterećenju [m]

U tablici 5.1 prikazana je usporedba rezultata pomaka uslijed tlačnog i savojnog opterećenja. Kod opterećenja izvijanjem mjerodavne su vlastite vrijednosti , zato nisu navedeni pomaci u tablici 5.1.

Tablica 5.1: Usporedba rezultata pomaka uslijed dva slučaja opterećenja

Vrsta opterećenja	Pomak u smjeru osi Y	Ekvivalentni panel	Panel s ljuskastim uzdužnicama	Panel s grednim elementima
Tlačno	$U_{2,max}$ [m]	$-7,180 \cdot 10^{-3}$	$-7,470 \cdot 10^{-3}$	$-7,610 \cdot 10^{-3}$
Savojno	$U_{2,max}$ [m]	$-3,93 \cdot 10^{-2}$	$-4,08 \cdot 10^{-2}$	$-4,70 \cdot 10^{-2}$

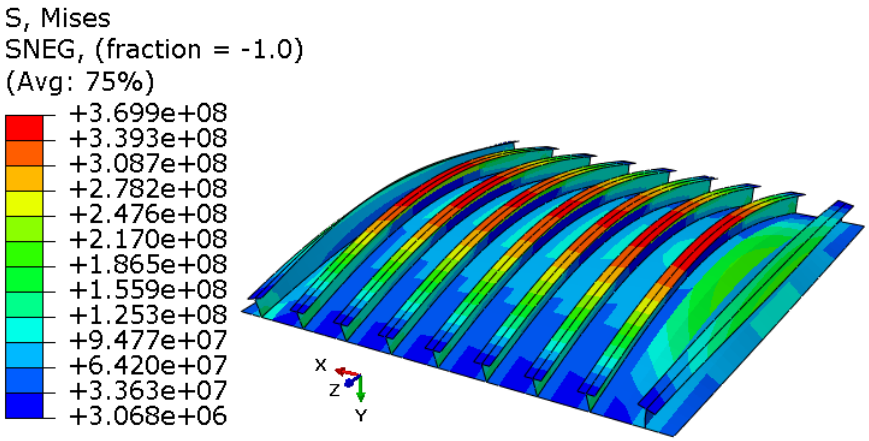
Iz rezultata se vidi kako se pomaci za tlačno opterećenje vrlo malo razlikuju, svi pomaci se ne razlikuju više od 6 %. Pomaci pri savojnom opterećenje ekvivalentnog panela i panela s ljuskastim uzdužnicama se razlikuju manje od 5 %, dok je pomak panela s grednim elementima znatno veći te se vidi kako za taj panel će biti veće greške pri računanju pomaka.

U tablici 5.2 prikazane su vlastite vrijednosti za sva tri modela panela. Kritična opterećenja panela su umnožak vlastitih vrijednosti s početnim opterećenjem od 1 N/m.

Tablica 5.2: Usporedba rezultata faktora granice proporcionalnosti

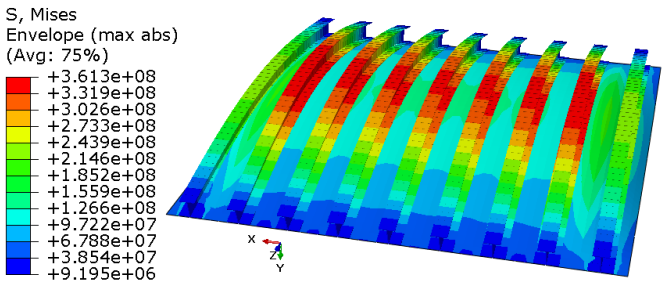
Vrsta opterećenja	Vlastita vrijednost	Ekvivalentni panel	Panel s ljuskastim uzdužnicama	Panel s grednim elementima
Izvijanje	λ	94 399	93 742	103 379

Naprezanja prema von Mises-u ne mogu biti određena za ekvivalentni panel jer se unosom matrice krutosti, program *Abaqus* ne prepoznaje debljinu panela, a mogućnost naknadnog dodavanja nije moguća [19]. Iz tog razloga prikazani su samo rezultati za panel s ljuskastim uzdužnicama i panel s grednim elemntima za slučaj savojnog i tlačnog opterećenja na slikama 5.4, 5.5, 5.6 i 5.7.



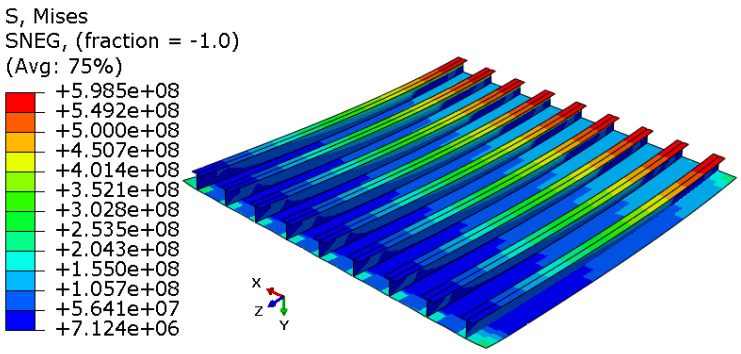
Slika 5.4: Raspodjela ekvivalentnog von Mises naprezanja [Pa]

Na slici 5.4 je prikazan panel s tankostijenim uzdužnicama,a na 5.5 panel s grednim elementima.

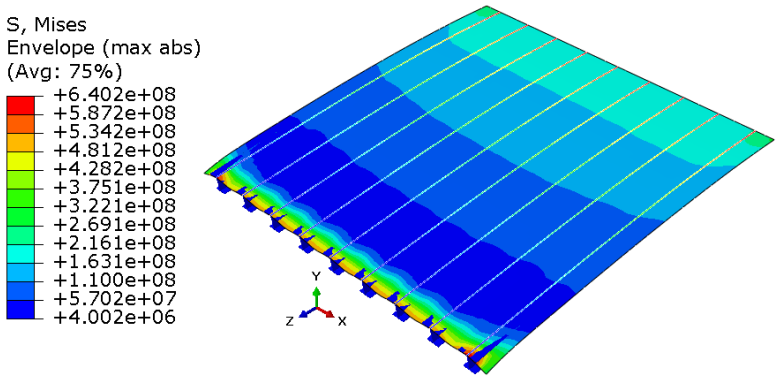


Slika 5.5: Raspodjela ekvivalentnog von Mises naprezanja [Pa]

Slika 5.6 preikazuje panel s tanksotijenim uzdužnicama, a na slici 5.7 panel s grednim elementima.



Slika 5.6: Raspodjela ekvivalentnog von Mises naprezanja [Pa]



Slika 5.7: Raspodjela ekvivalentnog von Mises naprezanja [Pa]

Masa ekvivalentnog panela izračunata je prema izrazu (3.6), a masa numeričkog modela dobivena je iz programa *Abaqus*. Vrijednosti masa uspoređene su u tablici 5.3

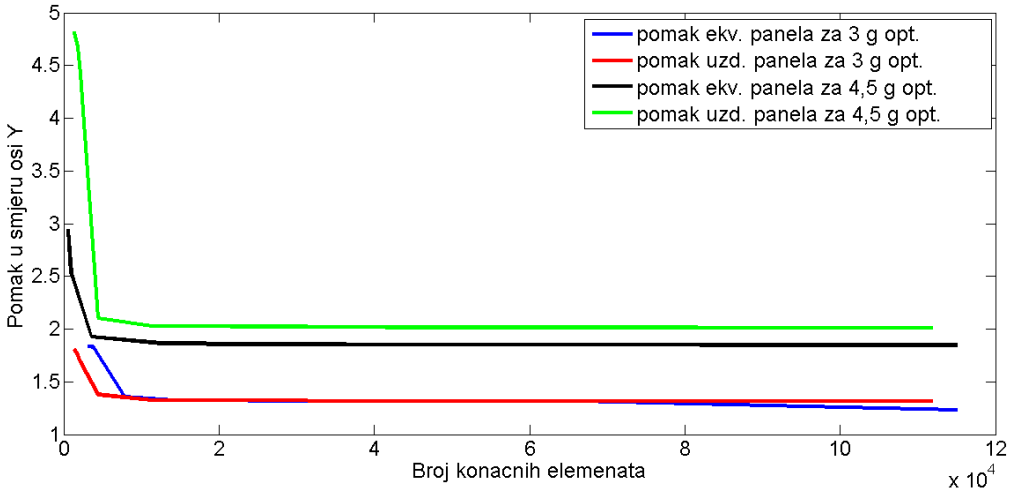
Tablica 5.3: Usporedba mase panela

	Ekvivalentni panel	Panel s ljuskastim uzdužnicama	Panel s grednim elementima
masa [kg]	1,12266	1,12266	1,10429

Rezultati masa iz tablice 5.3 jako se dobro poklapaju i razlike između njih nisu veće od 2 %. Nakon provedenih analiza i proračuna može se reći kako analitički proračun ekvivalentnog panela zadovoljava i u pogledu čvrstoće i mase u usporedbi s numeričkim proračunom panela s ljuskastim uzdužnicama, dok najveće odstupanje ima model panela s grednim elementima u pogledu naprazanja pri tlačnom opterećenju i pomaka pri savojnom opterećenju.

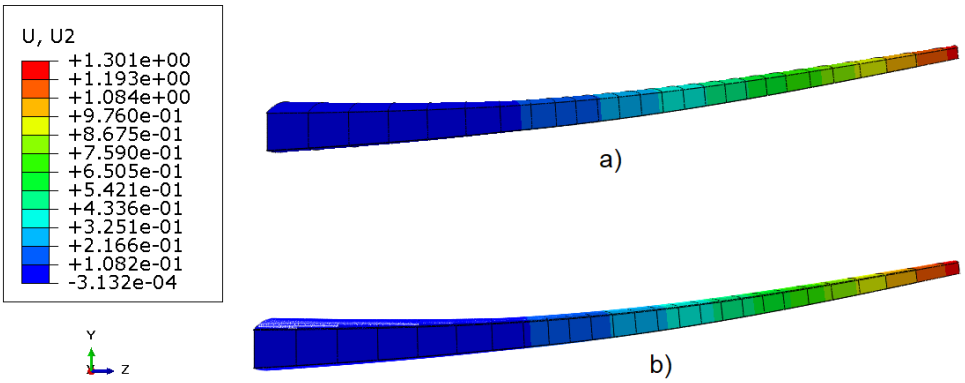
5.2. Rezultati numeričke analize modela krila

Na slici 5.8 prikazana je konvergencija pomaka za oba modela, a promatrana točka je na prednjoj ramenjači na vrhu krila. Pri n=4.5 puno su veće razlike između dva modela jer model s ekvivalentnim panelom ne može imati plastičnost u oplati jer nema ni naprezanja kako je već opisano za ekvivalentni panel u poglavlju 5.1.



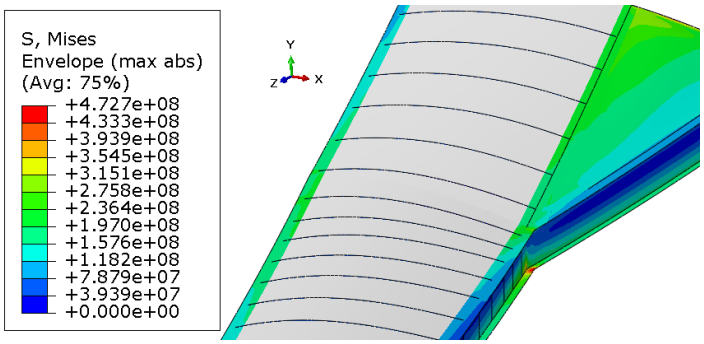
Slika 5.8: Konvergencija točke na ramenjači modela za različita opterećenja

Rezultati se u ovom poglavlju uspoređuju prema normalnom opterećenju n. Pomaci pri opterećenju n=3 za torzijsku kutiju krila s ekvivalentnim panelom prikazan je na slici 5.9 a) i za torzijsku kutiju krila s gradnim elementima na slici 5.9 b). Maksimalni pomak u smjeru osi Y iznosi oko 1,3 m s odstupanjem u rezultatu od 5 %. Najveći pomaci su u vrhu krila, a najmanji, zbog zadanih rubnih uvjeta uklještenja u korijenu krila.

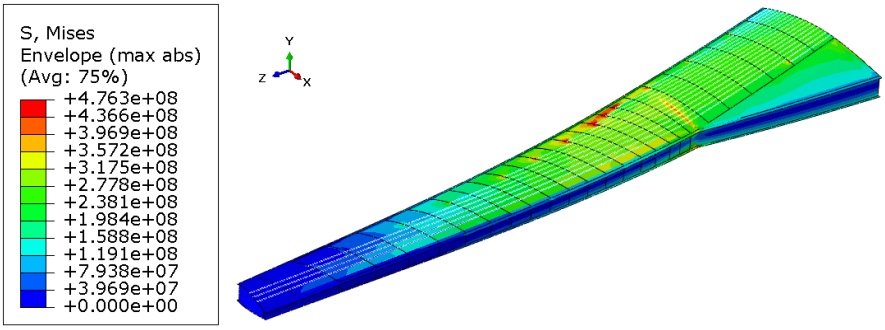


Slika 5.9: Pomaci [m] u smjeru osi Y za opterećenje n=3

Za normalno opterećenje n=3 prikazana su naprezanja prema von Mises-u na slikama 5.10 i 5.11 za dva modela. Sve slike pomaka prikazanse su za faktor povećanja 1. Mjesta na kojem se pojavljuju najveća naprezanja razlikuju se kod dva modela. Na modelu s ekvivalentnim panelom najveća naprezanja su na mjestu spoja pomoćne ramenjače sa stražnjom ramenjačom, a na modelu s grednim elementima najveće naprezanje javlja se na oplati torzijske kutije. Razlog pojavljivanja najvećeg naprezanja na oplati su spojevi uzdužnica s rebrima koji stvaraju veće koncentracije naprezanja.

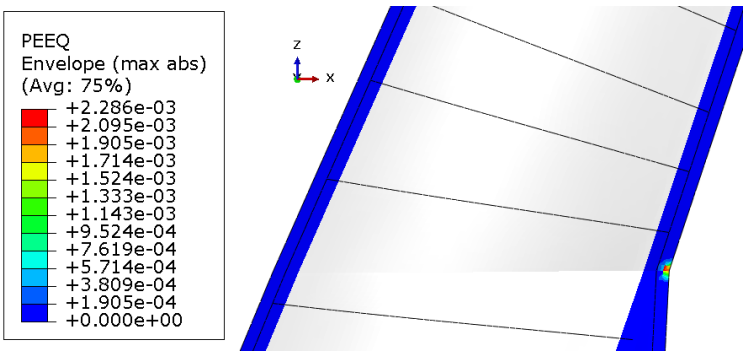


Slika 5.10: Naprezanja [Pa] prema von Mises-u torzijske kutije s ekvivalentnim panelom

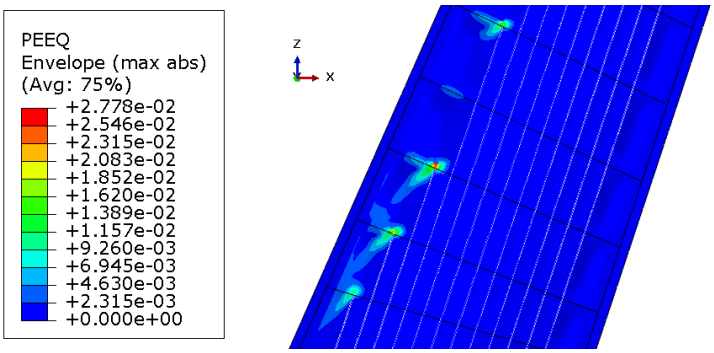


Slika 5.11: Naprezanja [Pa] prema von Mises-u torzijske kutije s grednim elementima

Ekvivalentne plastične deformacije se javljaju na modelima vrlo su male kako se vidi na slikama 5.12 i 5.13. Na modelu s grednim elementima javljaju se veće plastične deformacije upravo zbog spoja uzdužnica s rebrima.

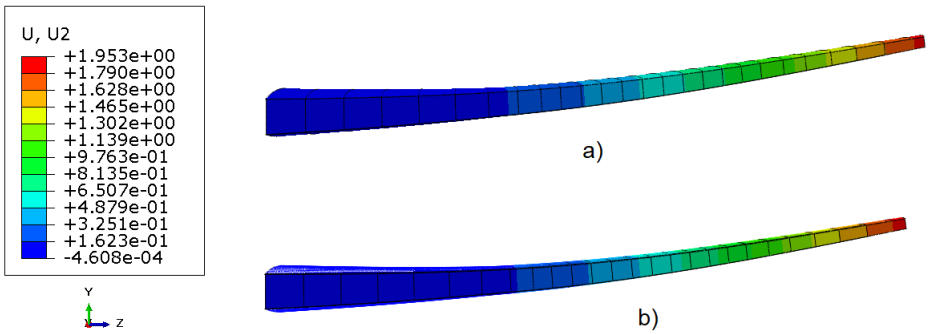


Slika 5.12: Ekvivalentna plastična deformacija [-] torzijske kutije s ekvivalentnim panelom



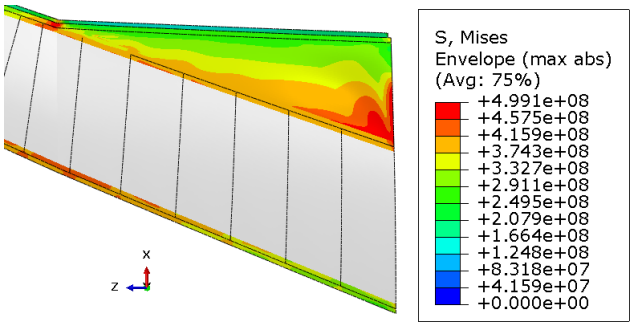
Slika 5.13: Ekvivalentna plastična deformacija [-] torzijske kutije s grednim elementima

Na slici 5.13 su prikazane plastične pojave kojih nebi smjelo biti pri opterećenju n=3, zato bi na tom dijelu trebalo ojačati konstrukciju ili detaljnije modelirati. Rezultati za normalno opterećenje 4,5 prikazani su u nastavku poglavlja. Na slici 5.14 a) su prikazani pomaci u smjeru osi Y za torzijsku kutiju s ekvivalentnim panelom a na slici 5.14 b) za torzijsku kutiju s grednim elementimaa. Maksimalni pomak u smjeru osi Y iznosi oko 2 m što je veće za oko 60 % u odnosu na rezultate za normlano opterećenje n=3. Greška između dva modela je oko 7 %, što je još uvijek vrlo dobar rezultat. Faktor povećanja deformacija jednak je 1.

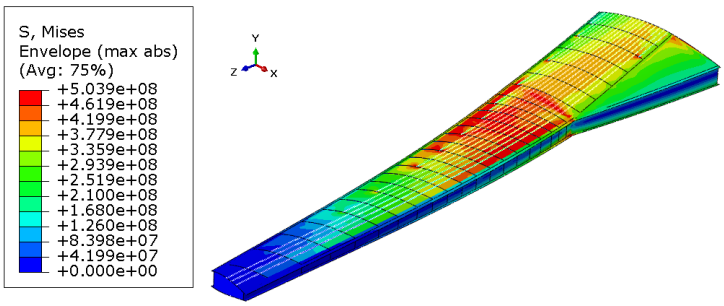


Slika 5.14: Pomaci [m] u smjeru osi Y za n=4,5

Naprezanja prema von Misesu prikazana su na slikama 5.15 i 5.16 za dva modela. Naprezanja su se kod modela s ekvivalentnim panelom povećala u korijenu krila i mjestu spoja pomoćne i stražnje ramenjače. Kod modela s grednim elementima povećala su se naprezanja na mjestima spoja stražnje i prednje ramenjače. Usporedbom naprezanja vidimo kako se ona razlikuju za oko 1 %.

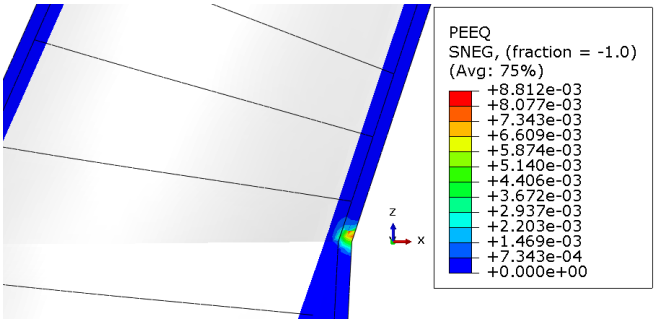


Slika 5.15: Naprezanja [Pa] prema von Mises-u torzijske kutije s ekvivalentnim panelom za n=4,5

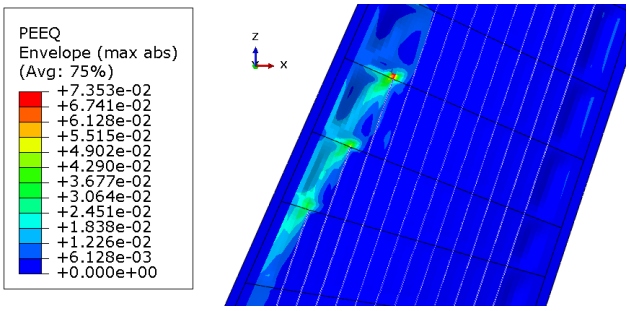


Slika 5.16: Naprezanja [Pa] prema von Mises-u torzijske kutije s grednim elementima za n=4,5

Rezultati ekvivalentna plastične deformacije za n=4,5 je prikazana na slikama 5.17 i 5.18 te se može primjetiti kako se povećava na isitm mjestima gdje su se pojavila i pri normalnom opterećenju n=3, ali to povećanje nije veliko te neće doći do loma konstrukcije ali će doći do trajnog oštećenja konstrukcije.



Slika 5.17: Ekvivalentna plastična deformacija [-] torzijske kutije s ekvivalnetnim panelom pri n=4,5



Slika 5.18: Ekvivalentna plastična deformacija [-] torzijske kutije s grednim elementima pri n=4,5

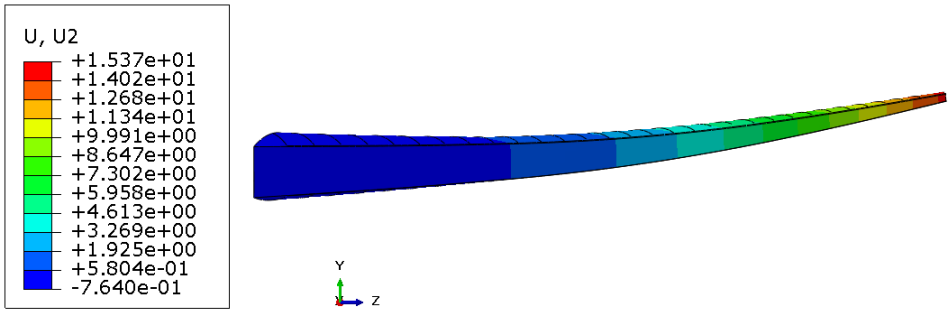
Tablica 5.4 prikazuje usporedbu masa modela torzijske kutije krila.

Tablica 5.4: Usporedba mase panela

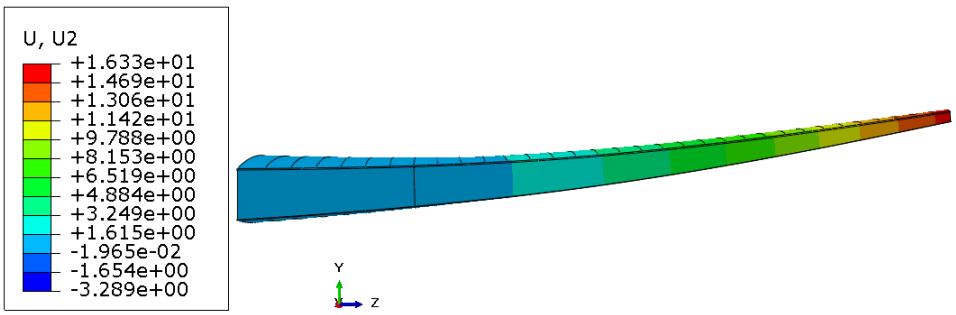
	Torzijska kutija s ekvivalentnim panelom	Torzijska kutija s grednim elementima
ukupna masa [kg]	3 836,71	3 761,53

5.3. Rezultati analize torzijske kutije zrakoplova B747-400 i A380-800

Razultati pomaka pri normalnom opterećenju n=3 prikazana su na slici 5.19 za B747-400 i na slici 5.20 za A380-800.



Slika 5.19: Pomaci [m] pri opterećenju n=3 za krilo B747-400



Slika 5.20: Pomaci [m] pri opterećenju n=3 za krilo A380-800

Rezultati masa su prikazani u tablici 5.5.

Tablica 5.5: Mase torzijske kutije zrakoplova B747-400 i A380-800

	Boeing 747-400	Airbus A380
Masa torzijske kutije [kg]	16 496	26 427

6 Zaključak

U ovom radu napravljena je numerička analiza za tri različite izvedbe modela panela. Modeli panela su istih dimenzija i istih materijalnih svojstva. Analizirala su se tlačna i savojna opterećenja te opterećenje na izvijanje. Prvi model koristio je teoriju ekvivalentne debljine panela čija je matrica krutosti računata analitički u programu *Matlab*. Uzdužnice drugog modela su modelirane tankostijenom konstrukcijom koja je pri analizi diskretizirana ljuskastim konačnim elementima. Treći model je koristio uzdužnice modelirane grednim elementima. Analiza je provedena kako bi se validirala točnost teorije ekvivalentne debljine panela za preliminaran proračun čvrstoće konstrukcije krila. Nakon provedene analize za tri različita modela panela ustanovljeno je kako su pomaci pri različitim opterećenjima u dozvoljenim granicama odstupanja. Uzimanjem modela s tankostijenom konstrukcijom uzdužnica kao referentni model, vidimo kako su ta odstupanja unutar 5 % greške u odnosu na druga dva modela. Od dva modela pojednostavljene konstrukcije ozdužnica, ekvivalentni panel ima bolje rezultate mase i pomaka u odnosu na model s grednim elementima. Gredni element ima prednost u slučaju kada je potrebno prikazati naprezanja, jer ekvivalentni model ne može prikazati rezultate naprezanja budući da numerički program ne prepoznaje debljinu konstrukcije. Nakon ustanovljenih rezultata modela panela izrađena su dva modela torzijske kutije krila u koje se primijenio ekvivalentni panel i panel s grednim elementima. Torzijska kutija je preuzeta od zrakoplova Airbus A319 te su se prema dostupnoj literaturi modelirala rebra i ramenjače. S odabranim aeroprofilima i pomoću programskog koda koji je izrađen u programu *Matlab* modelirala se je torzijska kutija u programu *SolidWorks*. Nakon provedene analize u programu *Abaqus/Standard* za dva modela torzijske kutije

primjećuje se kako su pri normalnom opterećenju n=3, odstupanja pomaka za dva modela manja nego pri normalnom opterećenju n=4,5. Rezultati naprezanja prema von Misesu imaju najveće vrijednosti na spoju stražnje i pomoćne ramenjače kod ekvivalentnog modela, a kod modela s grednim elementima najveća su naprezanja na oplati. Razlog velikih naprezanja su mjesta spoja rebara i ramenjača koja se ponašaju kao koncentracije naprezanja. Kod modela s ekvivalentnim panelom to ne možemo uočiti jer numerički model ne može računati naprezanja pa tako plastične deformacije. Ekvivalentna plastična deformacija javlja se i pri normalnom opterećenju od n=3 pri kojem se ne bi smjela javljati plastičnost materijala. Lokalnim ojačavanjem tih dijelova konstrukcije ili detaljnijim modeliranjem tog dijela konstrukcije mogla bi se izbjeći pojava plastičnih deformacija. Rezultati masa konstrukcija torzijskih kutija jako se dobro slažu jer im je greška manja od 5 %. Na kraju samog rada provedena je procjena mase i analiza pomaka modela torzijske kutije putničkih zrakoplova Airbus A380-800 i Boeing 747-400. Razultati masa i pomaka se čine realnima za ovu kratku analizu i s ograničenim informacijama u konstrukciji. Za mogući daljnji rad predlaže se provjera izvijanja dijelova torzijske kutije krila zrakoplova A319 te detaljnije modeliranje konstrukcijskih elemenata kao što je oplata krila gdje je potrebno modelirati ojačanja. Radom se je ustanovilo kako je primjenjena teorija evivalentnog panela prikladna pri preliminarnoj analizi panela krila.

Literatura

[1] https://www.aircharterservice.com/aircraft-guide/group/airbus-europe/airbusa319, ožujak 2019.

[2] https://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-a/table-1/table.htm, ožujak 2019.

[3] Airbus A319: Aircraft Characteristic; Airport and Maintenance planning, 1995. g

[4] EASA; Type-Certificate Data Ssheet; for Engine LEAP-1A and LEAP-1C series engines, 2018.

[5] Airbus A319: Structural Repair Manual

[6] https://services.airbus.com/upgrade/operations/operations-extension/additional-center-tanks-ac, ožujak 2019.

[7] Niu, M.C.Y.: Airframe Structural Design, Conmilit Press LTD., Hong Kong, 1995.

[8] European Aviation Safety Agency: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25

[9] Birman, V.: Plate Structures, Solid Mechanics and Its Applications, Springer Netherlands, 2011.

[10] Zhao Q., Ding Y., Jin H.: A Layout Optimization Method of Composite Wing Structures Based on Carrying Efficiency Criterion, Chinese Journal of Aeronautics, Elsevier, 2011.

[11] Venter, G.: Multidisciplinary Optimization of a Transport Aircraft Wing using Particle Swarm Optimization, AIAA 2002–5644, 2002.

[12] Davis, J. R.: Aluminum and Aluminum Alloys, 1993.

[13] Simulia Abaqus 6.14: Analysis User's Guide, Beam element cross-section orientation

[14] Prasad N. E., Wanhill R. J. H.:Aerospace Materials and Material Technologies, Springer, 2017.

[15] Totten G. E., Tiryakioglu M., Kessler O.: Encyclopedia of Aluminum and Its Alloys,CRC Press , 2018.

[16] Military Handbuook, Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures,Department of Defense USA, 1998.

[17] http://janes.migavia.com/usa/boeing/boeing-747-400.html, ožujak 2019

[18] Airbus A380: Aircraft Characteristic; Airport and Maintenance planning, 2005. g

[19] Simulia Abaqus 6.14: Analysis User's Guide, Shell section behavior