

Numeričko modeliranje naprezanja u konstrukciji krila pri različitim kutovima strijele

Jelić, Domagoj

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://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:273410>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-01-12**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Domagoj Jelić

Zagreb, 2020.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentori:

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

Student:

Domagoj Jelić

Zagreb, 2020.

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

Zahvaljujem se mentoru Doc. dr. sc. Darku Ivančeviću na pruženoj pomoći i ukazanim savjetima kod izrade ovog rada, kao i svojoj obitelji koja mi je bila potpora tokom studiranja.

Domagoj Jelić



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



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Domagoj Jelić** Mat. br.: 0035207742

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Numeričko modeliranje napreznja u konstrukciji krila pri različitim kutovima strijele**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Numerical stress analysis in the wing structure at various sweep angles**

Opis zadatka:

U radu je potrebno numerički modelirati utjecaj kuta strijele krila aviona na raspodjelu napreznja u elementima konstrukcije krila. Analizu provesti za generičku konstrukciju krila s dvije ramenjače, rebrima, oplatom i uzdužnicama, a u numeričkom proračunu razmatrati samo torzijsku kutiju krila. Uzdužnice krila potrebno je modelirati pojednostavljeno, koristeći model za procjenu ekvivalentne krutosti panela ojačanog uzdužnicama.

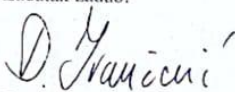
Opterećenje konstrukcije krila modelirati pojednostavljeno, a geometriju krila, razmještaj i debljine pojedinih elemenata konstrukcije potrebno je odabrati na temelju podataka za putnički avion sličan avionu Airbus A-320. Pritom je potrebno koristiti dostupan program koji omogućuje parametarsko modeliranje geometrije konstrukcije krila. U radu provesti analizu napreznja za najmanje tri numerička modela koji se razlikuju samo po kutu strijele krila. Rubne uvjete kojima se modelira spajanje krila s konstrukcijom trupa modelirati pojednostavljeno, a u radu navesti sva korištena pojednostavljenja.

Za numeričku analizu koristiti program Abaqus/Standard, a analizu provesti kao geometrijski linearnu ili nelinearnu po potrebi. Pri definiciji numeričkog modela koristiti mehanička svojstva aluminijskih legura koje se koriste u zrakoplovnim konstrukcijama. Zaključke provedene analize potrebno je usporediti s rezultatima iz dostupne literature. U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:
28. studenog 2019.

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.

Zadatak zadao:

 Doc. dr. sc. Darko Ivančević

Predsjednik Povjerenstva:

 Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

1. UVOD	1
2. KONSTRUKCIJA KRILA.....	3
2.1. Oplata	3
2.2. Ramenjače	3
2.3. Uzdužnice	4
2.4. Rebra	5
3. GEOMETRIJA KRILA.....	6
3.1. Dimenzije krila	8
4. NUMERIČKI MODEL TORZIJSKE KUTIJE KRILA	10
4.1. Materijali	10
4.2. Izbor materijala.....	10
4.3. Konstrukcijski elementi krila	11
4.4. Mreža konačnih elemenata.....	14
4.5. Opterećenje i rubni uvjeti.....	16
5. REZULTATI	20
5.1. Rezultati numeričke analize torzijskih kutija	20
6. ZAKLJUČAK.....	30
7. LITERATURA	31

POPIS SLIKA

Slika 1.	Geometrijske karakteristike zrakoplova Airbus A320 [2].....	2
Slika 2.	Osnovni konstrukcijski dijelovi krila [3].....	3
Slika 3.	Ramenjača [3]	4
Slika 4.	Najčešći oblici uzdužnica [5].....	4
Slika 5.	Prikaz rebara sa ramenjačama kod krila sa kutom strijele krila.....	5
Slika 6.	Parametri modela krila – bokocrt [6]	6
Slika 7.	Parametri modela krila – tlocrt [6]	7
Slika 8.	Izometrija modela s kutom strijele krila 15°.....	8
Slika 9.	Sva tri modela promatranih krila, dimenzije su u [m].....	9
Slika 10.	Torzijske kutije sva tri modela.....	11
Slika 11.	Ramenjače.....	12
Slika 12.	Oplata modela s kutom strijele krila 25°	13
Slika 13.	Mreža konačnih elemenata	15
Slika 14.	Prikaz konvergencije rješenja modela sa kutom strijele krila 35°	15
Slika 15.	Tlačno opterećenje sile uzgona	16
Slika 16.	Opterećenje konstrukcije krila težinom motora.....	17
Slika 17.	Razmještaj spremnika goriva [9]	18
Slika 18.	Tlačno opterećenje spremnika	19
Slika 19.	Uklještenje torzijske kutije	19
Slika 20.	Raspodjela naprezanja [Pa] prema on Mises-u za model sa kutom strijele 15°	20
Slika 21.	Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u za model sa kutom strijele krila 25°	21
Slika 22.	Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u za model sa kutom strijele krila 35°	22
Slika 23.	Pomaci [m] u smjeru osi Y za sva tri modela uz isti faktor povećanja deformiranog oblika	23
Slika 24.	Prikaz odabira pojaseva ramenjača za izradu dijagrama rasporeda ekvivalentnih naprezanja u ovisnosti o poluraspona krila.....	24
Slika 27.	Von Mises naprezanja [Pa] u gornjem pojasu stražnje ramenjače za sva tri modela	26
Slika 28.	Von Mises naprezanja [Pa] u donjem pojasu stražnje ramenjače za sva tri modela	26
Slika 29.	Von Mises naprezanja [Pa] u donjem pojasu pomoćne ramenjače za sva tri modela	28
Slika 30.	Von Mises naprezanja [Pa] u gornjem pojasu pomoćne ramenjače za sva tri modela	28

POPIS TABLICA

Tablica 1. Raspodjela i orijentacija rebara modela s kutom strijele krila 25°	5
Tablica 2. Vrijednosti parametara krila	6
Tablica 3. Podaci o krilu [2].....	8
Tablica 4. Svojstva aluminijskih legura [7]	11
Tablica 5. Debljina ramenača sva tri modela	12
Tablica 6. Debljina rebara i neopterećene oplata [6].....	13
Tablica 7. Broj i vrsta konačnih elemenata za sva tri modela.....	14
Tablica 8. Iznosi tlakova p_L na donjaku i površina za sva tri modela.....	16
Tablica 9. Iznosi tlakova p_m na donjaku i površina za sva tri modela	17
Tablica 10. Iznosi tlakova p_g na gornjaku i površina za sva tri modela	18
Tablica 11. Iznos naprezanja u korijenu krila pojasa stražnje ramenače.....	27
Tablica 12. Iznos naprezanja u korijenu krila pojasa prednje ramenače	27
Tablica 13. Masa torzijskih kutija	29

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
<i>A</i>	m^2	Površina krila
A	N/m	Matrica istežne krutosti
<i>A_d</i>	m^2	Površina donjake krila po kojoj djeluje uzgon
<i>A_g</i>	m^2	Površina gornjake krila po kojoj djeluje tlak na spremnik
<i>A_m</i>	m^2	Površina donjake krila po na kojoj je ovješeni motor
B	N	Matrica spregnute krutosti
<i>c_r</i>	m	Duljina tetive u vrhu krila
<i>c_t</i>	m	Duljina tetive u korijenu krila
D	Nm	Matrica savojne krutosti
<i>D₂</i>	m	Poluraspon krila
<i>DA(i)</i>	m	Dihedral <i>i</i> -tog dijela krila
<i>E</i>	N/m^2	Young-ov modul
<i>E(i)</i>	m	Udaljenost <i>i</i> -tog rebra od korijena krila
<i>EA</i>	-	Vektor orijentacije rebara
<i>F_g</i>	N	Sila težine goriva
<i>F_L</i>	N	Sila uzgona
<i>F_m</i>	N	Sila težine motora
<i>g</i>	m/s^2	Ubrzanje sile teže
<i>M_a</i>	-	Machov kritični broj
<i>m_g</i>	kg	Masa goriva
<i>m_m</i>	kg	Masa motora
<i>m_{uk}</i>	kg	Masa zrakoplova Airbus A320
<i>n</i>	-	Normalno opterećenje
<i>p_g</i>	N/m^2	Tlak koji djeluje na gornjaci krila
<i>p_L</i>	N/m^2	Tlak koji djeluje na donjaci krila
<i>p_m</i>	N/m^2	Tlak koji djeluje na donjaku krila gdje je ovješeni motor
<i>SWA(i)</i>	°	Kut strijele krila <i>i</i> -tog dijela
<i>S_{wa1}</i>	°	Kut strijele krila prvog dijela
<i>S_{wa2}</i>	°	Kut strijele krila drugog dijela
<i>TR(i)</i>	-	Suženje <i>i</i> -tog dijela krila
<i>σ_M</i>	N/m^2	Vlačna čvrstoća
<i>σ_y</i>	N/m^2	Granica tečenja
<i>ν</i>	-	Poissonov koeficijent
<i>ρ</i>	kg/m^3	Gustoća

INDEKSI

<i>i</i>	-	<i>i</i> -ti dio krila
----------	---	------------------------

SAŽETAK

Predmet ovog rada je numerička analiza naprezanja krila s različitim kutovima strijele krila u programskom paketu *Abaqus/Standard*.

Konstruktivski elementi krila te geometrija i dimenzije promatranog krila opisani su u drugom i trećem poglavlju.

U četvrtom poglavlju prikazana su svojstva materijala različitih konstrukcijskih elemenata, opisani su postupci izrade mreže konačnih elemenata te su prikazana korištena opterećenja i rubni uvjeti.

U petom poglavlju prikazana su naprezanja i progibi koja se javljaju u torzijskoj kutiji te su grafički prikazana naprezanja u gornjim i donjim pojasevima prednje, stražnje i pomoćne ramenjače.

Zaključak se nalazi u šestom poglavlju.

Ključne riječi: krilo sa kutom strijele krila, torzijska kutija, numerička analiza, ekvivalentni panel.

SUMMARY

The content of this thesis is numerical stress analysis of wing at various sweep angles using *Abaqus/Standard* software package.

Structural elements, wing dimensions and geometry of the analysed wing are described in the second and third chapters.

In the fourth chapter, material properties of various structural elements are shown, the process of finite element mesh generation is described and the applied loads and boundary conditions are shown.

The fifth chapter shows stress and deflection that occur in the wing box as well as graphs which show the stress states in the lower and higher spar caps of front, rear and auxiliary spar.

The conclusion is given in the sixth chapter.

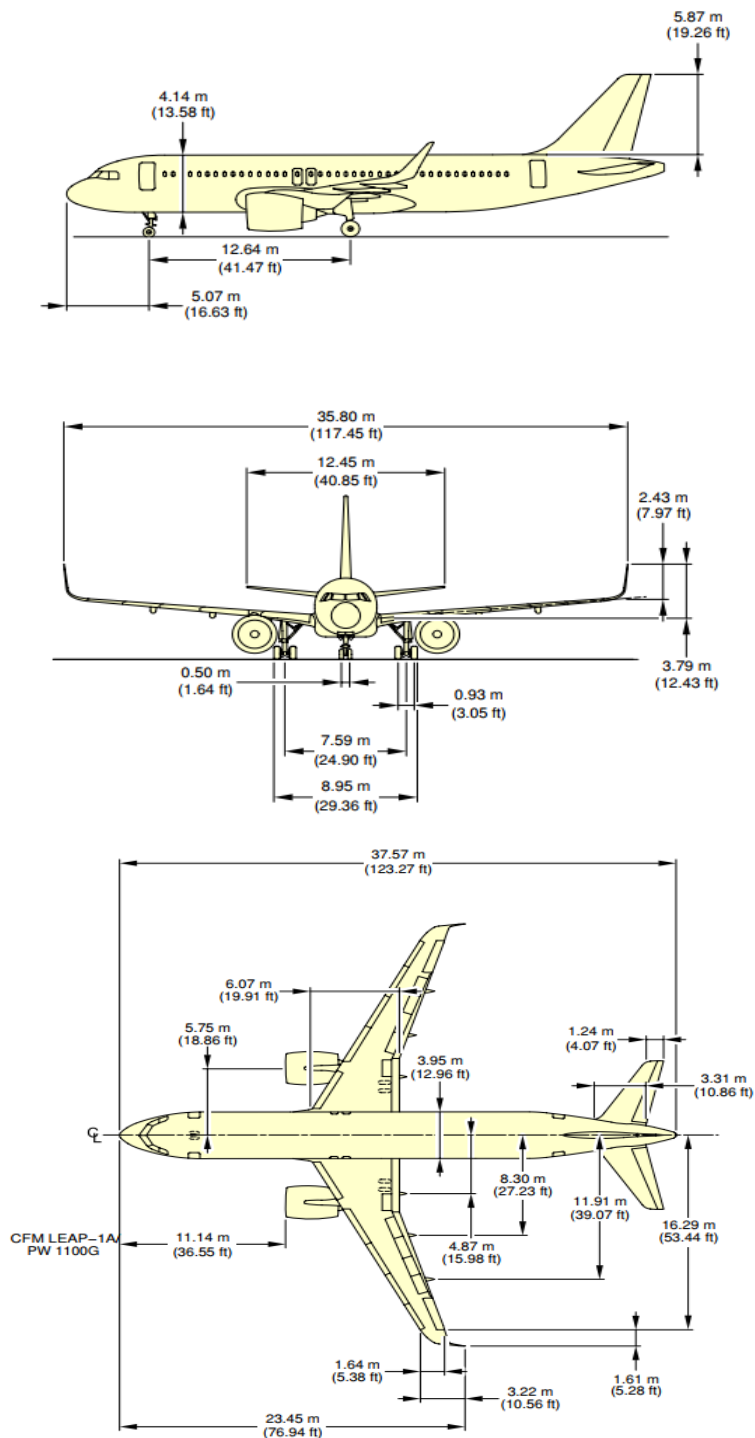
Key words: swept wing, wing box, numerical analysis, equivalent panel.

1. UVOD

Glavni cilj pri projektiranju putničkih aviona je biti što učinkovitiji pa se zato koriste krila s kutom strijele krila. Pri transoničnim brzinama krilo s kutom strijele krila stvara manje otpora nego krilo bez kuta strijele krila. Smanjenje otpora posljedica je nasmučavanja zraka na krilo pod kutom, a ne okomito kao kod krila bez kuta strijele. Kada se ta brzina rastavi na dva vektora, jedan paralelan s krilom, a drugi okomit, vidljivo je da brzina paralelna s krilom nema utjecaja na krilo, a ona okomita manja je od stvarne brzine kojom zrakoplov leti te se zbog toga udarni valovi formiraju kasnije i povećava se Ma_{krit} [1]. Kut strijele krila može biti prema nazad, naprijed, pa čak i promjenjiv. Kod putničkog zrakoplova Airbus A320, kao i kod mnogih ostalih koji služe u te svrhe, krila su izvedena s postavkom kuta strijele prema nazad. Na osnovu toga podatka napravljen je i ovaj rad u kojemu su razmatrana naprezanja koja se javljaju u torzijskoj kutiji gore spomenutog zrakoplova.

Provela se numerička analiza za različite postavke kuta strijele, točnije kutovi strijele krila su pretpostavljeni u iznosima od 15° , 25° i 35° s ciljem određivanja utjecaja kuta strijele na stanje naprezanja u pojedinim dijelovima konstrukcije. Torzijska kutija sadržava prednju, stražnju i pomoćnu ramenjaču, kao i rebra i oplatu, a uzdužnice su modelirane pojednostavljeno, koristeći model za procjenu ekvivalentne krutosti panela ojačanog uzdužnicama. Pri numeričkoj analizi je korišten model pojednostavljene torzijske kutije koja nema poklopaca, otvora i spojnih elemenata, a svi spojevi među elementima smatraju se čvrstim. U ovom radu su, korištenjem modela za procjenu ekvivalentne krutosti panela ojačanog uzdužnicama, razmatrani momenti površina uzdužnica i momenti inercije, a promatrana opterećenja su uzgon i sila težine uslijed motora i goriva u spremniku.

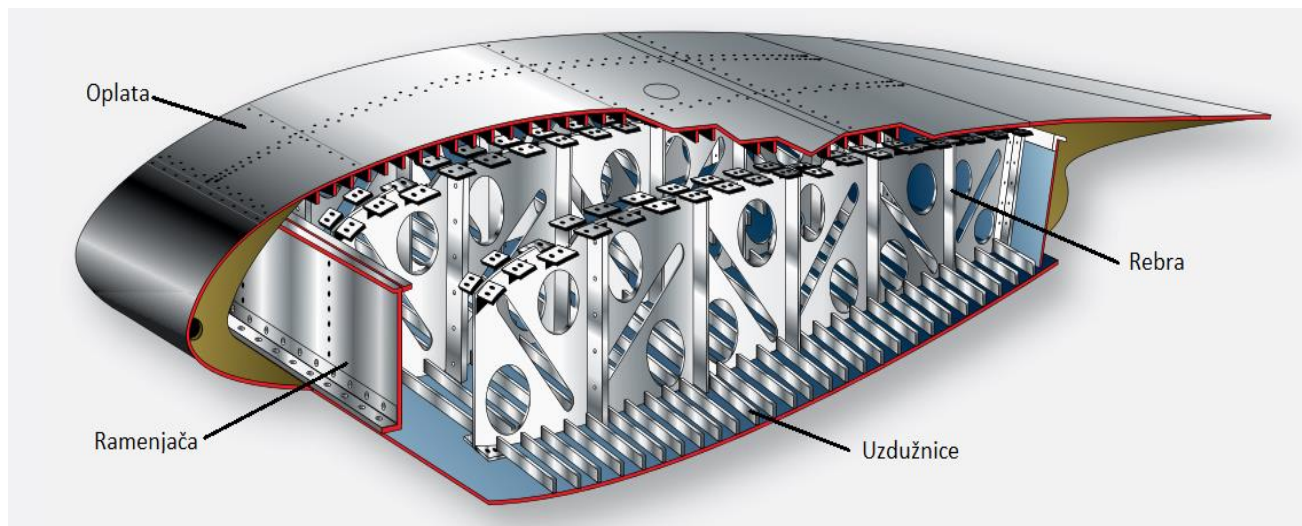
Na slici 1. prikazane su geometrijske karakteristike zrakoplova Airbus A320.



Slika 1. Geometrijske karakteristike zrakoplova Airbus A320 [2]

2. KONSTRUKCIJA KRILA

Krila putničkih zrakoplova su izrađena tako da opterećenje preuzimaju unutarnji konstrukcijski dijelovi krila povezani s oplatom. Osnovni konstrukcijski dijelovi krila su rebra, ramenjače, uzdužnice i oplata. Na slici 2. prikazani su osnovni konstrukcijski dijelovi krila.



Slika 2. Osnovni konstrukcijski dijelovi krila [3]

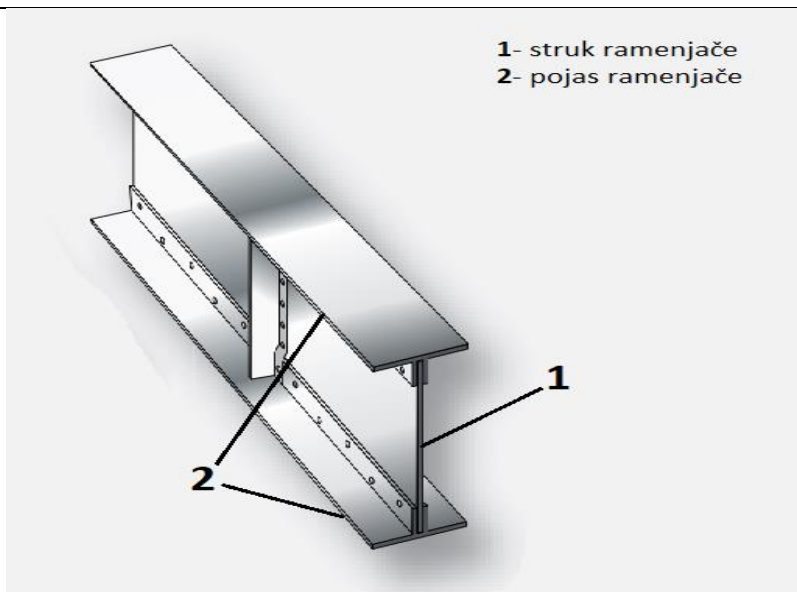
2.1. Oplata

Oplata krila većinom je konstruirana kao nosiva oplata, to znači da i oplata preuzima dio opterećenja na krilo. Na taj način ostali konstrukcijski elementi krila mogu biti tanji pa je i masa krila manja što je prednost u zrakoplovnoj industriji. Oplata se izrađuje većinom od legura aluminija [3].

2.2. Ramenjače

Ramenjače su glavni nosivi element konstrukcije krila. Postavljene su kroz cijeli raspon krila. Najveći dio naprezanja dok je zrakoplov na zemlji ili u zraku preuzimaju ramenjače tako da moraju biti izrađene od materijala koji imaju visok modul elastičnosti i veliku vrijednost granice tečenja.

Najčešće se koriste ramenjače napravljene od aluminijske legure koje se sastoje od pojasa i struka međusobno spojenih zakovicama, kao što je prikazano na slici 3.

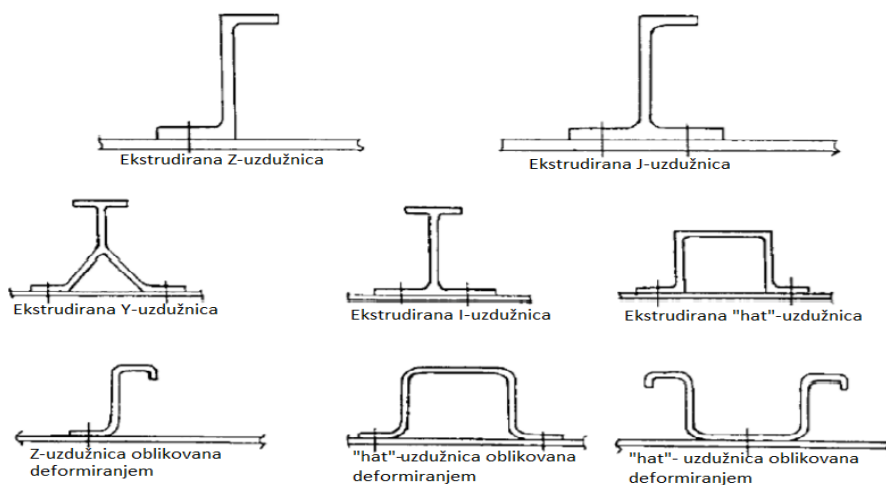


Slika 3. Ramenjača [3]

Najčešće krilo ima dvije ramenjače. U nekim slučajevima se dodaje pomoćna ramenjača. Razlika između glavne i pomoćne ramenjače je u duljini (glavna ramenjača se proteže duž krila, dok pomoćna ne) i u tome što se glavna ramenjača spaja na trup, a pomoćna se ne spaja na trup. Pomoćna ramenjača služi kao oslonac za upravljačke površine krila [3].

2.3. Uzdužnice

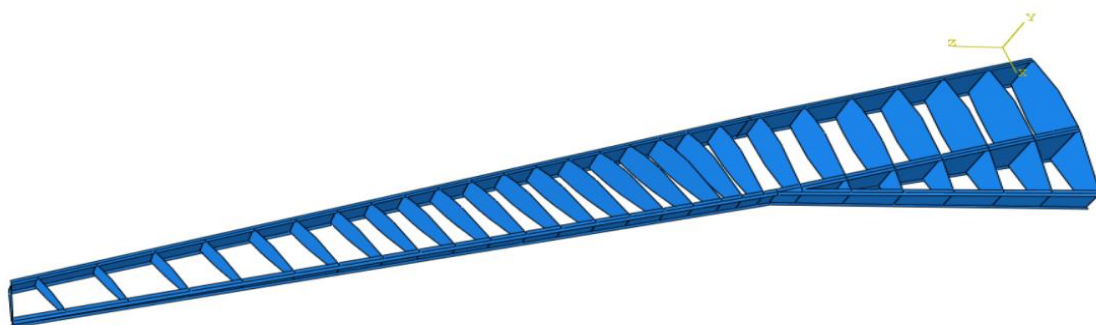
Uzdužnice su uzdužni elementi koji ukrućuju oplatu i preuzimaju savijanje konstrukcije krila. Prenose naprezanja s oplata preko rebara na ramenjače. U usporedbi s ostalim konstrukcijskim elementima krila, uzdužnice imaju najmanji poprečni presjek. Kao materijal koriste se aluminijive legure, a izrađuju se isprešavanjem ili oblikovanjem deformiranjem [4]. Najčešći su „hat“, J, I, Y, Z oblici koji su prikazani na slici 4.



Slika 4. Najčešći oblici uzdužnica [5]

2.4. Rebra

Rebra su poprečni konstrukcijski elementi krila. Zajedno s ramenjačama i uzdužnicama čine aerodinamički oblik krila. U slučaju da je krilo ravno (bez kuta strijele krila) postavljena su okomito na ramenjače. Veći razmak među rebrima je povoljan zato jer će se masa krila smanjiti i u tom slučaju je manje rebara na kojima može nastati oštećenje, ali onda može doći do izvijanja oplata pri manjem opterećenju. Većinom se krila konstruiraju tako da razmak među rebrima nije konstantan, već se razmak povećava prema vrhu krila [5]. Na slici 5. je prikazana torzijska kutija sa kutom strijele krila 15° bez oplata.



Slika 5. Prikaz rebara sa ramenjačama kod krila s kutom strijele krila

U tablici 1. prikazana je udaljenost rebara od korijena krila te kut zakreta svakog rebara za model s kutom strijele krila 25° . Kut zakreta rebara je kut između korijena krila i rebara. Podatci su dobiveni iz programskog koda u programu *Matlab* [6].

Tablica 1. Raspodjela i orijentacija rebara modela s kutom strijele krila 25°

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

3. GEOMETRIJA KRILA

Geometrija krila je generirana pomoću programskog koda u programu *Matlab* koji je razvijen za potrebe diplomskog rada [6] i u ovom poglavlju će biti ukratko objašnjene glavne mogućnosti programa koje su potrebne za razumijevanje ovog rada.

Unutar koda izmjenjeni su parametri kuta strijele krila, a svi ostali parametri su ostali isti. Pokretanjem skripte u programu *Matlab* pokreće se program *Solidworks* u kojem je prikazano krilo s parametrima koji su prethodno odabrani.

Krilo se sastoji od dva dijela tako da su određeni parametri drugačiji kod svakog dijela. Aeroprofil prvog dijela krila je NACA 653618, a drugi dio krila ima aeroprofil NACA 633618. Razlike između tih aeroprofila je u poziciji maksimalne debljine. Maksimalna debljina oba aeroprofila je 18% . Kod prvog aeroprofila ta debljina se nalazi na 39,8% tetive, a drugog na 34,7% tetive. Maksimalna zakrivljenost kod oba aeroprofila je 3,3% na 50% tetive. Vrijednosti parametara suženja krila ($TR(i)$), dihedrala krila ($DA(i)$) dani su u tablici 2. i isti su kod sve tri vrijednosti kuta strijele krila koji su promatrani.

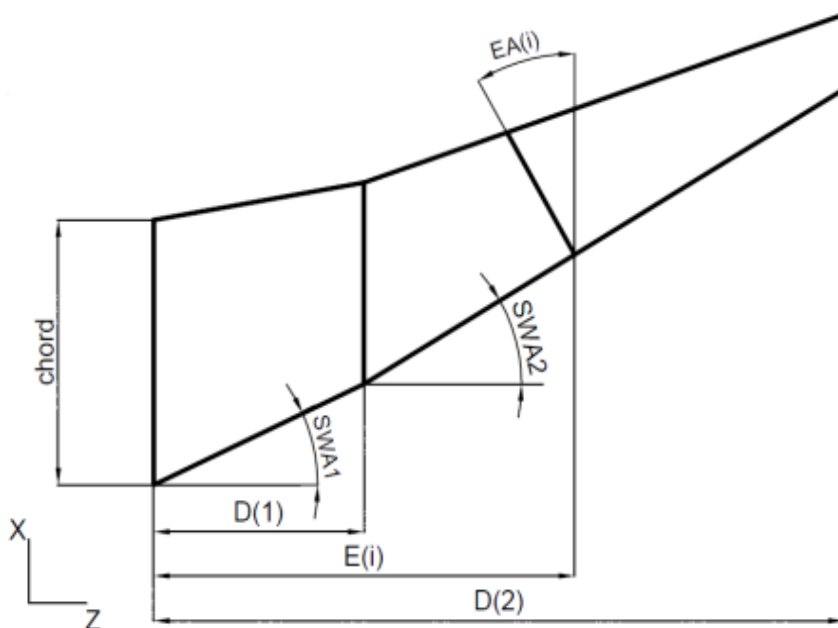
Tablica 2. Vrijednosti parametara krila

	1. Dio krila	2. Dio krila
Suženje krila $TR(i)$ [-]	0,63	0,28
Dihedral krila $DA(i)$ [°]	2	1,5



Slika 6. Parametri modela krila – bokocrt [6]

Parametri DA_1 i DA_2 predstavljaju dihedral prvog odnosno drugog dijela krila.



Slika 7. Parametri modela krila – tlocrt [6]

Parametri $E(i)$ i $EA(i)$ služe za modeliranje rebara krila. Parametar E prikazuje udaljenost rebara od korijena krila, a parametar EA prikazuje orijentaciju rebara [6]. Indeks i označuje prvi (1) ili drugi (2) dio krila.

U promatranom krilu generirano je 27 rebara od kojih samo rebara u korijenu i vrhu krila nisu zakrenuta.

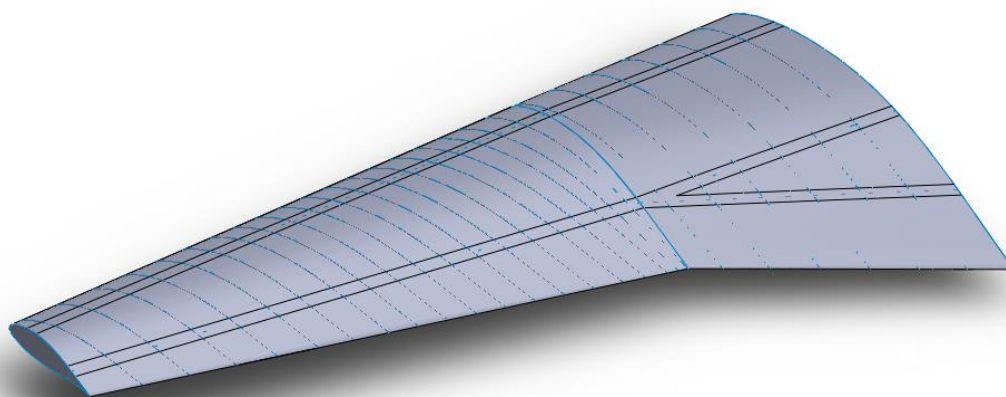
3.1. Dimenzije krila

Zrakoplov Airbus A320 je avion na primjeru čijeg krila je provedena numerička analiza napreznja te je model s kutom strijele krila 25° također razmatran. Dimenzije krila zrakoplova Airbus A320 preuzete su iz literature [2] i prikazane su u tablici 3.

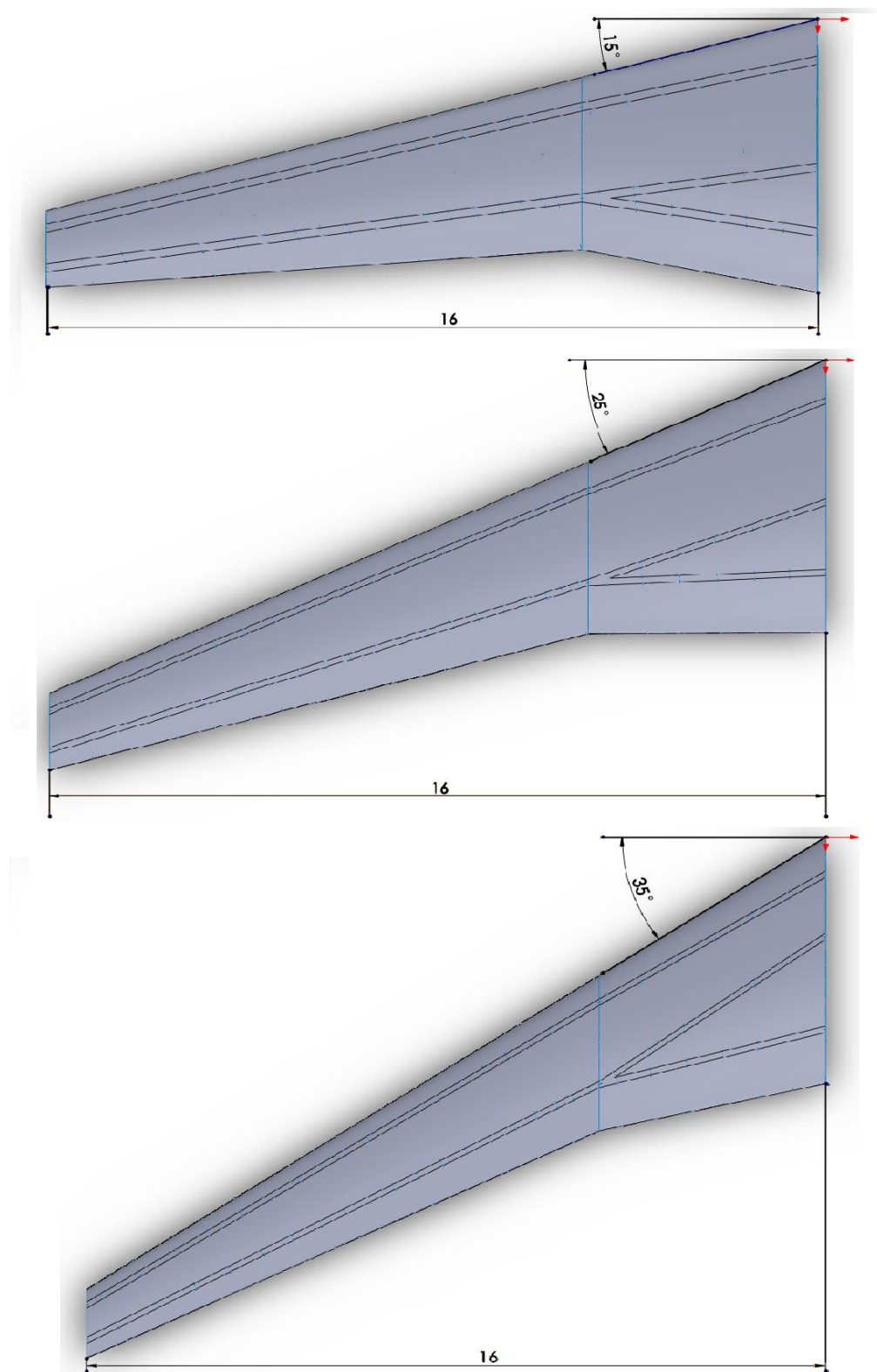
Tablica 3. Podaci o krilu [2]

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
Kut strijele krila prvog dijela krila [°]	s_{wa1}	25
Kut strijele krila drugog dijela krila [°]	s_{wa2}	25

Na slikama 8 i 9 prikazani su model krila te tlocrti modela krila s kutom strijele krila koji iznosi 15° , 25° , 35° .



Slika 8. Izometrija modela s kutom strijele krila 15°



Slika 9. Sva tri modela promatranih krila, dimenzije su u [m]

4. NUMERIČKI MODEL TORZIJSKE KUTIJE KRILA

Promatrana su tri različita modela prilikom numeričke analize naprezanja torzijske kutije. Radi pojednostavljenja, niti jedan model nema uzdužnice, već je korišten model za procjenu ekvivalentne krutosti panela ojačanog uzdužnicama. Analiza čvrstoće konstrukcije krila izvršena je u programskom paketu *Abaqus/Standard* kao geometrijski i materijalno linearna.

4.1. Materijali

Prilikom izrade zrakoplova teži se tome da bude što lakši i učinkovitiji. Zbog toga su se dugi niz godina koristile aluminijske legure koje su prihvatljive po cijeni, a imaju dobar omjer težine i čvrstoće. Pojavom novih tehnologija počeli su se koristiti kompoziti ojačani ugljičnim vlaknima. Ugljičnim vlaknima ojačani kompozitni materijali imaju veću vrijednost specifičnog modula elastičnosti i specifične čvrstoće što omogućava izradu konstrukcije manje mase u usporedbi s konstrukcijama izrađenih od legura aluminija.

4.2. Izbor materijala

Prilikom izbora materijala potrebno je uzeti u obzir način opterećenja pojedinih konstrukcijskih elemenata.

Ramenjača je dio krila koji podnosi najveća opterećenja pa je prema [7] izabrana aluminijska legura Al 7050-T7451. Al 7050-T7451 spada pod seriju 7000 vučenih aluminijskih legura koja ima visoku žilavost i čvrstoću.

Rebra prenose opterećenja preko oplata i uzdužnica na ramenjače pa je izabrana aluminijska legura visoke čvrstoće Al 7075-T6 [7].

Određen je dio oplata koji je, zbog složenosti tog dijela konstrukcije, neopterećen, a služi za prihvat i smještaj podvozja, stoga je potrebno detaljnije modelirati konstrukciju što prelazi opseg ovog rada. Za neopterećenu oplatu odabrana je legura aluminija Al 7050-T7451.

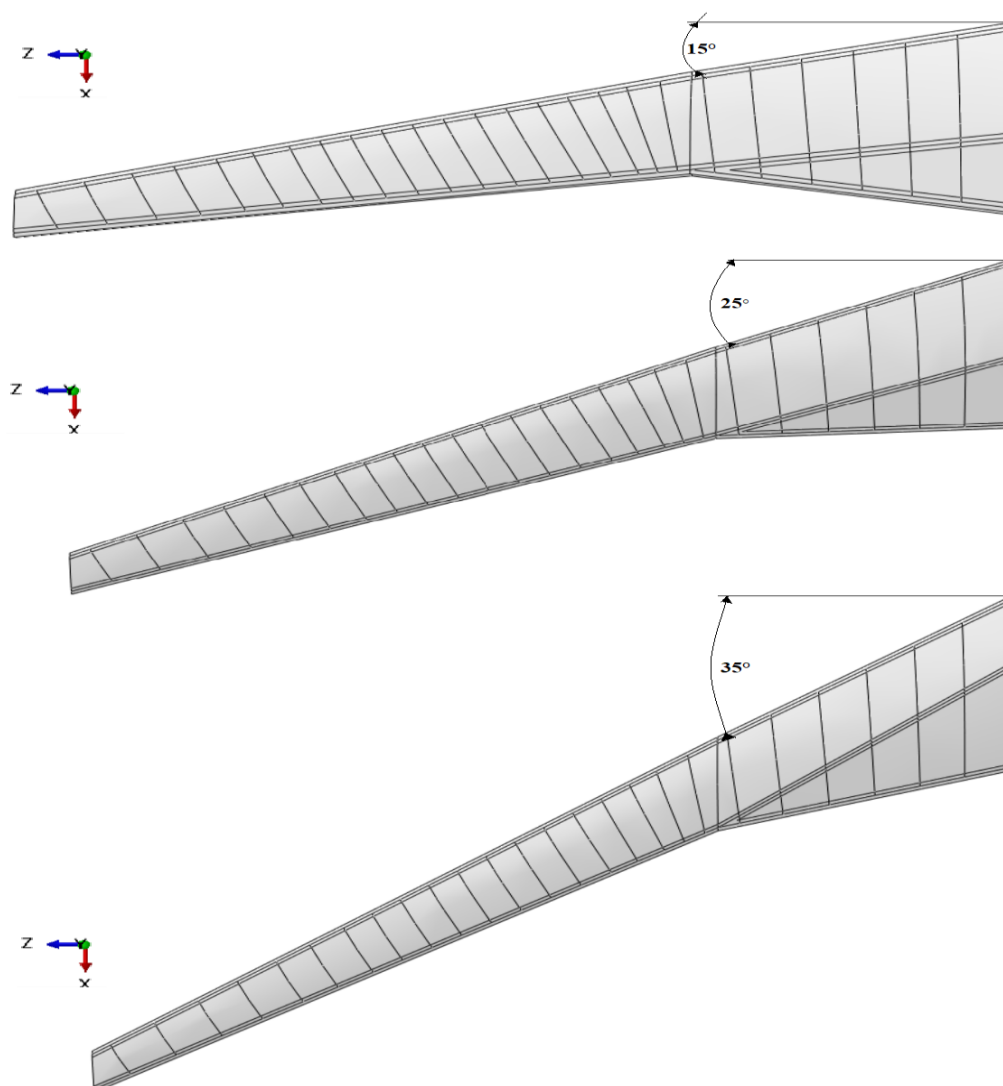
Opterećena oplata i uzdužnice zamjenjene su ekvivalentnim panelom koji je proračunat pomoću koda u programu *Matlab* iz literature [6]. Prilikom izračuna korištena su svojstva aluminijske legure 7072.

Tablica 4. Svojstva aluminijskih legura [7]

Materijal	Al 7075-T6	Al 7075-T7451
Modul elastičnosti E [GPa]	71,7	71,7
Gustoća materijala ρ [kg/m ³]	2796	2830
Poissonov koeficijent ν [-]	0,33	0,3
Granica tečenja σ_y [MPa]	468,84	407,51
Vlačna čvrstoća σ_M [MPa]	572	524

Podaci o svojstvima aluminijskih legura, koja su prikazana u tablici 4, preuzeti su iz [7].

4.3. Konstrukcijski elementi krila



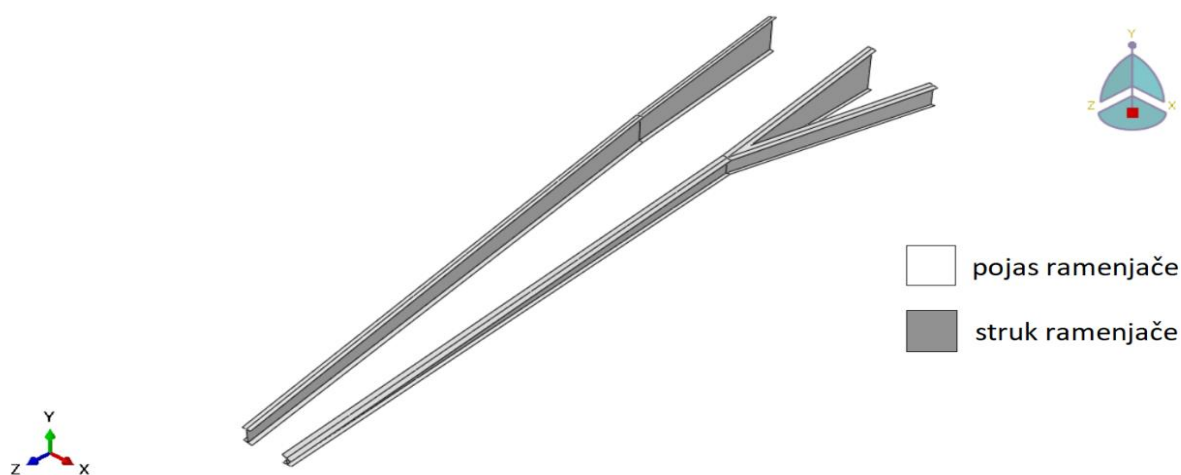
Slika 10. Torzijske kutije sva tri modela

Na slici 10. prikazane su torzijske kutije krila koje su korištene za analizu čvrstoće u programskom paketu *Abaqus/Standard*.

Konstruktivski elementi sve tri torzijske kutije su od istog materijala, ali različite debljine. Što je veći kut strijele krila to su veća naprezanja u krilu pa je potrebno povećavati debljinu konstrukcijskih elemenata kako bi torzijska kutija izdržala opterećenja u letu.

Debljina konstrukcijskih elemenata je modelirana tako da bi nakon provedenih analiza konstrukcija zadovoljila kriterij čvrstoće i pod pretpostavkom da se debljina elemenata ne mijenja duž raspona konstrukcije. U nekim sljedećim fazama optimizacije masa konstrukcije mogla bi se smanjiti.

Na slici 11. prikazane su prednja, stražnja i pomoćna ramenjača, a u tablici 5. navedene su debljine i materijal za sve ramenjače različitih torzijskih kutija. Debljine su određene nakon provedenih analiza.



Slika 11. Ramenjače

Tablica 5. Debljina ramenjača sva tri modela

Kut strijele krila [°]	Debljina [mm]	
	Pojas	Struk
15	8,4	37
25	14,8	43
35	21,7	55

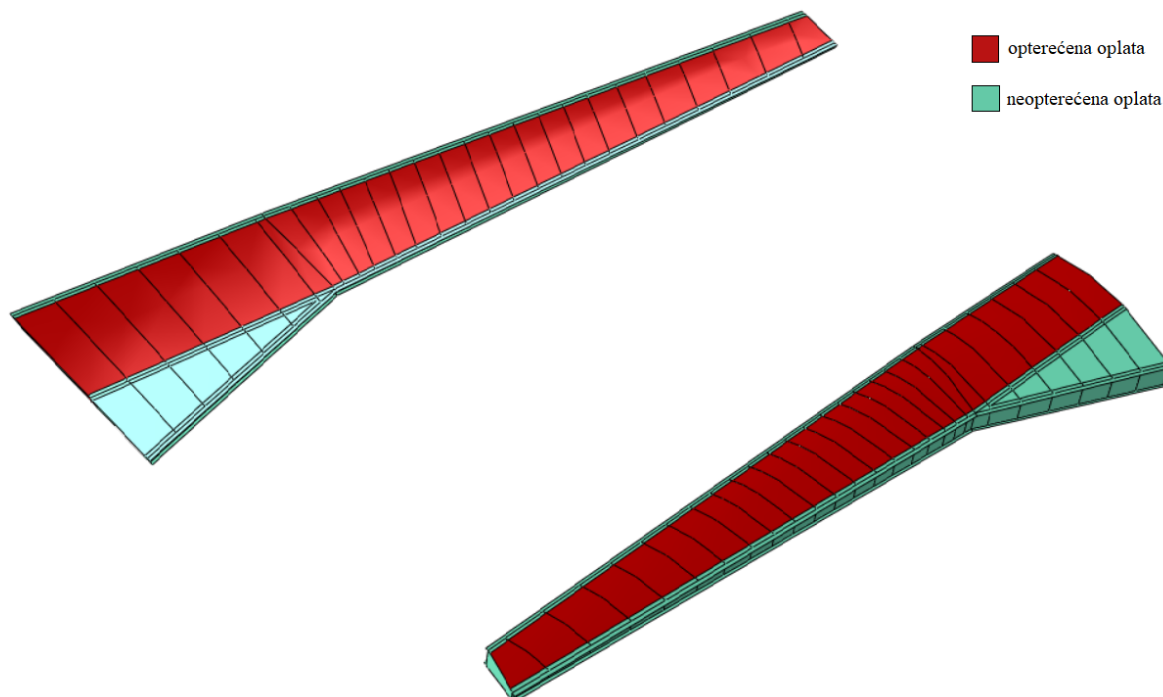
Vidljivo je da pri istom opterećenju debljina elemenata pojasa i struka mora biti veća što je kut strijele krila veći, a samim time i masa krila je veća.

Rebra i neopterećena oplata su iste debljine kod sva tri modela što se može vidjeti u tablici 6.

Tablica 6. Debljina rebara i neopterećene oplata [6]

Element	Debljina [mm]
Rebro	50
Neopterećena oplata	2,5

Debljina opterećene oplata određena je modelom za procjenu ekvivalentne krutosti iz programskog koda *Matlab* [6]. Debljina ekvivalentnog panela iznosi 1.4 mm. U programskom kodu iz [6] dobivena je matrica krutosti kojom su opisana svojstva opterećene oplata. U programskom paketu *Abaqus/Standard* pod modulom *Property* izabere se opcija *Create Section* zatim *Shell/General Shell Stiffness* te ispuni matricu krutosti. Nakon toga se opcijom *Assign Section* odabere opterećena oplata. Na slici 12. prikazana je opterećena i neopterećena oplata.



Slika 12. Oplata modela s kutom strijele krila 25°

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 6,868 \cdot 10^7 & 2,266 \cdot 10^7 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 2,266 \cdot 10^7 & 1,377 \cdot 10^8 & 0 & 0 & 574570 & 0 \\ 0 & 0 & 2,301 \cdot 10^7 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 4,6358 & 1,5298 & 0 \\ 0 & 574570 & 0 & 1,5298 & 8799,4 \cdot 10^3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1,553 \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

U matrici (4.1) prikazana je matrica krutosti \mathbf{K} ekvivalentnog panela oplata. Matrica krutosti je izračunata pomoću programskog koda u programu *Matlab* iz [6]. Matrice krutosti ostala dva modela se zbog male razlike u površinama ne mijenjaju pa nisu prikazane. Model za procjenu ekvivalentne krutosti panela ojačanog uzdužnicama znatno pojednostavljuje promatrani model zato što se ne trebaju modelirati uzdužnice za numeričku analizu čvrstoće. Nedostatak modela je taj što se u programu *Abaqus/Standard* se ne mogu prikazati rezultati naprezanja na dijelovima gdje se koristio navedeni model.

4.4. Mreža konačnih elemenata

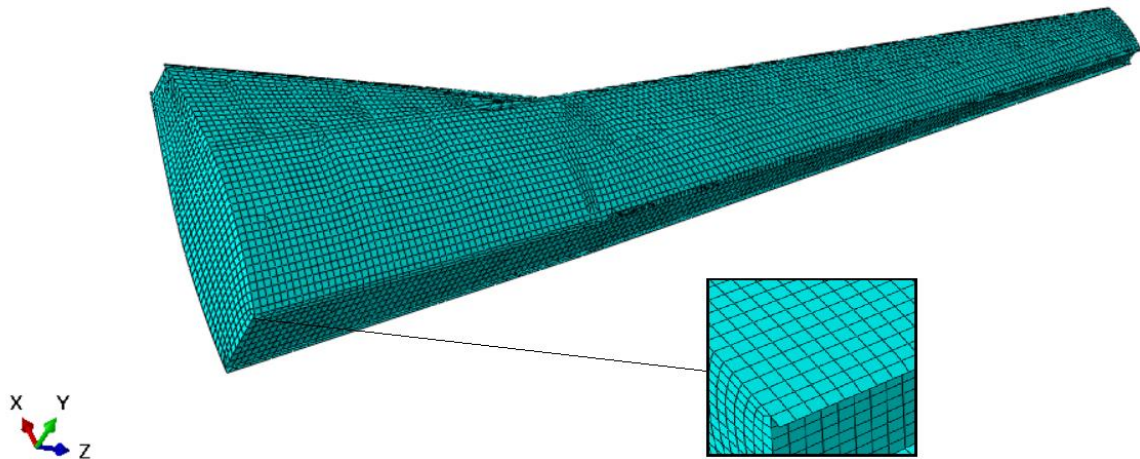
Prilikom kreiranja mreže konačnih elemenata u modulu *Mesh* opcijom *Assign Element Type* odabrani su četverokutni ljuskasti konačni elementi reducirane integracije *S4R* i osnovni trokutni elementi *S3*. Pod opcijom *Assign Mesh Controls* odabrano je da konačni elementi pretežito budu četverokutni i da mreža konačnih elemenata bude strukturirana.

U tablici 7. prikazan je broj i vrsta konačnih elemenata za sva tri modela.

Tablica 7. Broj i vrsta konačnih elemenata za sva tri modela

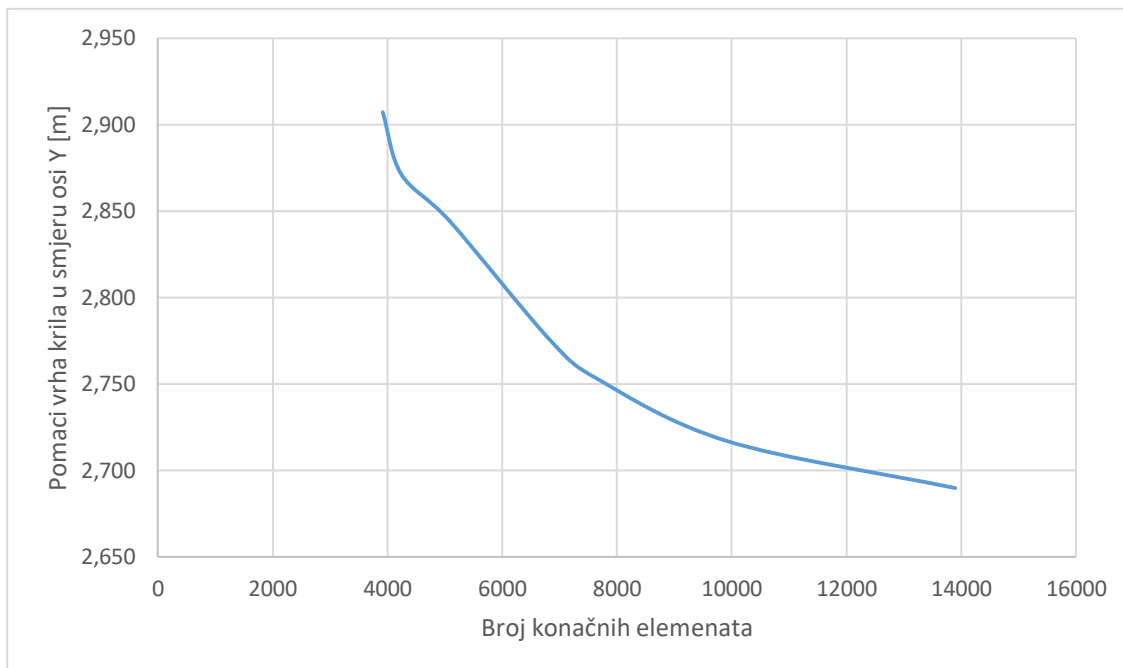
Kut strijele krila [°]	Broj različitih tipova elemenata		Ukupan broj elemenata	Broj čvorova
	S4R	S3		
15	12706	76	12782	12117
25	14562	73	14635	13961
35	13813	80	13893	13234

Na slici 13. prikazana je mreža konačnih elemenata i detalj mreže modela s kutom strijele krila 15°. Mreža konačnih elemenata za ostala dva modela nije prikazana zato što su vrlo slične modelu sa kutom strijele krila 15°.



Slika 13. Mreža konačnih elemenata

Na slici 14. prikazana je konvergencija rezultata za najveće pomake u elementu modela s kutom strijele krila 35° . Kod ostalih modela rezultati su slični pa zato nisu prikazani.



Slika 14. Prikaz konvergencije rješenja modela sa kutom strijele krila 35°

Vidljivo je da su vrijednosti pomaka najveće pri mreži od 3900 konačnih elemenata i iznose 2,91 m dok ta vrijednost pomaka konvergira vrijednosti od 2,69 m pri mreži od 13900 konačnih elemenata. Korištena je mreža sa 13900 konačnih elemenata.

4.5. Opterećenje i rubni uvjeti

Razmatraju se tri različita opterećenja na krilo koja su zadana pomoću tlaka. Glavno opterećenje je uzgon koji se pojavljuje radi strujanja zraka oko aeroprofila. U analizi će se prikazati kao tlak na donjaku zato jer se prilikom strujanja oko aeroprofila na gornjaci pojavljuje niži tlak, a na donjaci viši, pa je tako rezultatni tlak na donjaci. Realna raspodjela tlaka po donjaci nije linearna, već je tlak u vrhu krila najmanji. Povećanjem kuta strijele krila uzgon se smanjuje zbog toga što komponenta brzine, koja je okomita na krilo, manja od stvarne brzine. Tlak uzgona pretpostavljen je kao linearan po cijeloj donjaci zbog pojednostavljenja analize. Sila uzgona je izračunata kao umnožak težine zrakoplova, gravitacije i opterećenja.

$$F_L = m_{uk} * g * n \quad (4.2)$$

Masa zrakoplova je 42000 kg prema [2], a kao opterećenje uzeto je $n=3$ zato što je to faktor opterećenja za granično opterećenje prema kojem je trebalo dimenzionirati elemente konstrukcije. U svrhu dobivanja tlaka koji djeluje na donjaku slia uzgona se mora podijeliti s površinom donjake A_d .

$$p_L = \frac{F_L}{A_d} \quad (4.3)$$

U tablici 8. su prikazani iznosi tlakova p_L na donjaku krila.

Tablica 8. Iznosi tlakova p_L na donjaku i površina za sva tri modela

Kut strijele krila	Iznos tlaka p_L na donjaku [Pa]	Površina A_d [m ²]
15°	39885	30,98
25°	41492,21	29,78
35°	43693	28,28



Slika 15. Tlačno opterećenje sile uzgona

Sila težine motora ovješnog između 7. i 9. rebra računa se prema jednadžbi

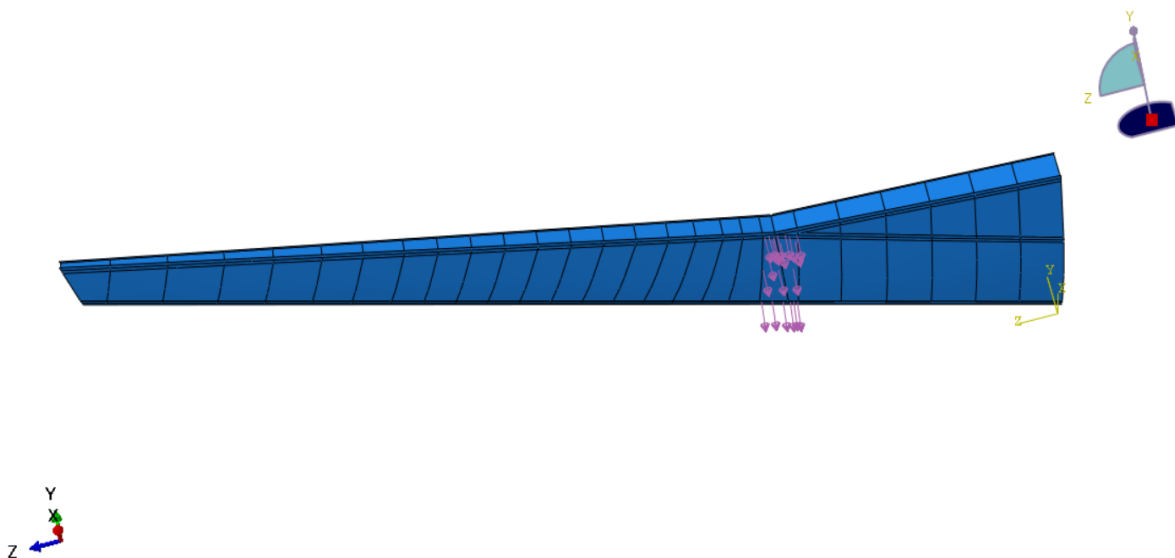
$$F_m = m_m * g * n , \quad (4.4)$$

gdje je masa motora $m_m = 2270$ kg [8] i opterećenje $n=3$.

Tlak p_m je dobiven dijeljenjem sile težine motora i površine A_m između 7. i 9. rebra. Na slici 16. prikazano je opterećenje konstrukcije težinom motora. U tablici 9. su prikazani iznosi tlakova p_m na donjaku krila.

Tablica 9. Iznosi tlakova p_m na donjaku i površina za sva tri modela

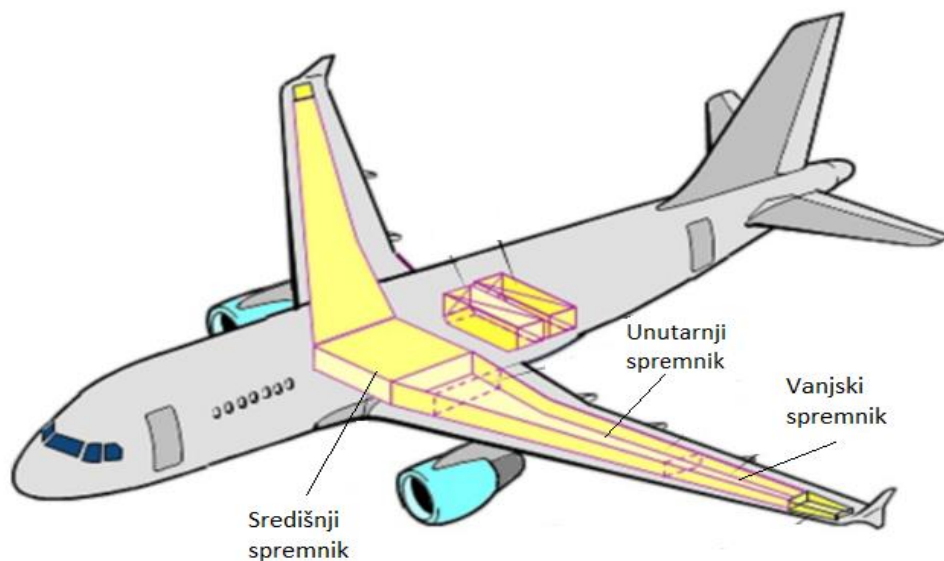
Kut strijele krila	Iznosi tlaka p_m [Pa]	Površina A_m [m ²]
15°	52585,26	1,27
25°	52174,45	1,28
35°	52174,45	1,28



Slika 16. Opterećenje konstrukcije krila težinom motora

Težina spremnika u krilu je opterećenje koje rasterećuje krilo na gornjaci krila. Spremnik se sastoji od dva dijela, ali u ovoj analizi se uzela njihova ukupna masa koja iznosi

$m_g = 6244$ kg. Na slici 17. prikazan je razmještaj spremnika u krilu zrakoplova Airbus A320.



Slika 17. Razmještaj spremnika goriva [9]

Normalno opterećenje goriva računa se prema jednadžbi

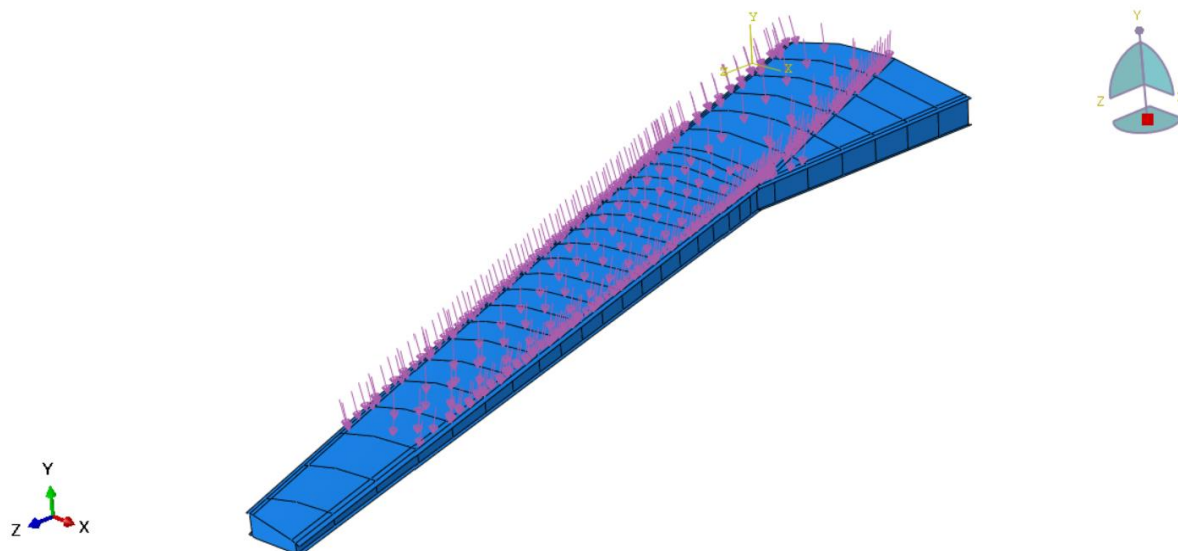
$$F_g = m_g * g * n . \quad (4.5)$$

Tlak koji djeluje na gornjaku dobije se dijeljenjem sile težine goriva sa površinom A_g koju zauzima spremnik goriva. U tablici 10. su prikazani iznosi tlakova na gornjaku i pripadajućih površina.

Tablica 10. Iznosi tlakova p_g na gornjaku i površina za sva tri modela

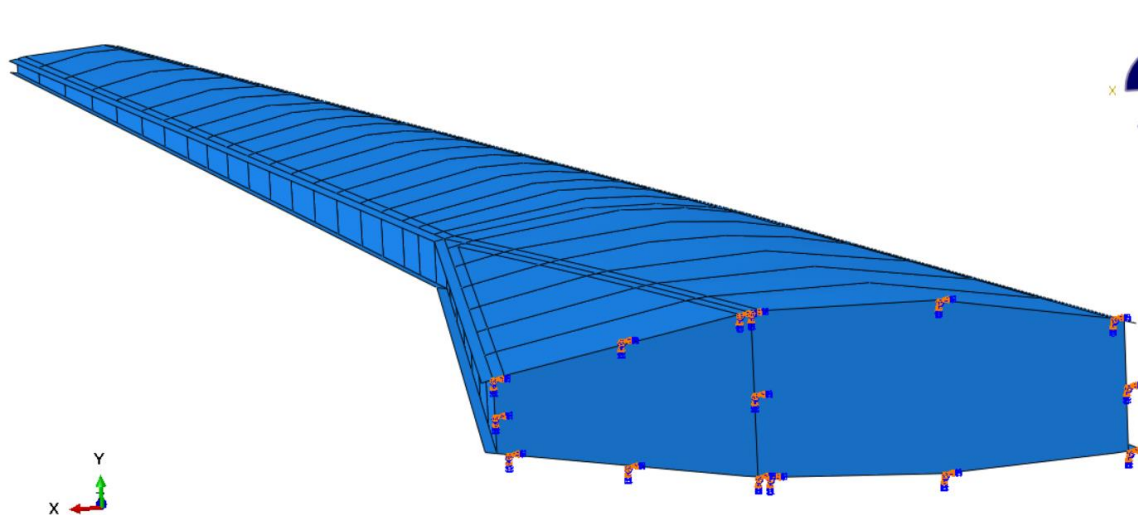
Kut strijele krila	Iznos tlaka p_g [Pa]	Površina A_g [m ²]
15°	7186,94	25,56
25°	7295,4	25,18
35°	7813,62	23,51

Na slici 18. prikazano je opterećenje na gornjaci.



Slika 18. Tlačno opterećenje spremnika

Rubni uvjeti su zadani kao uklještenje prvog rebra i prikazani su na slici 19.

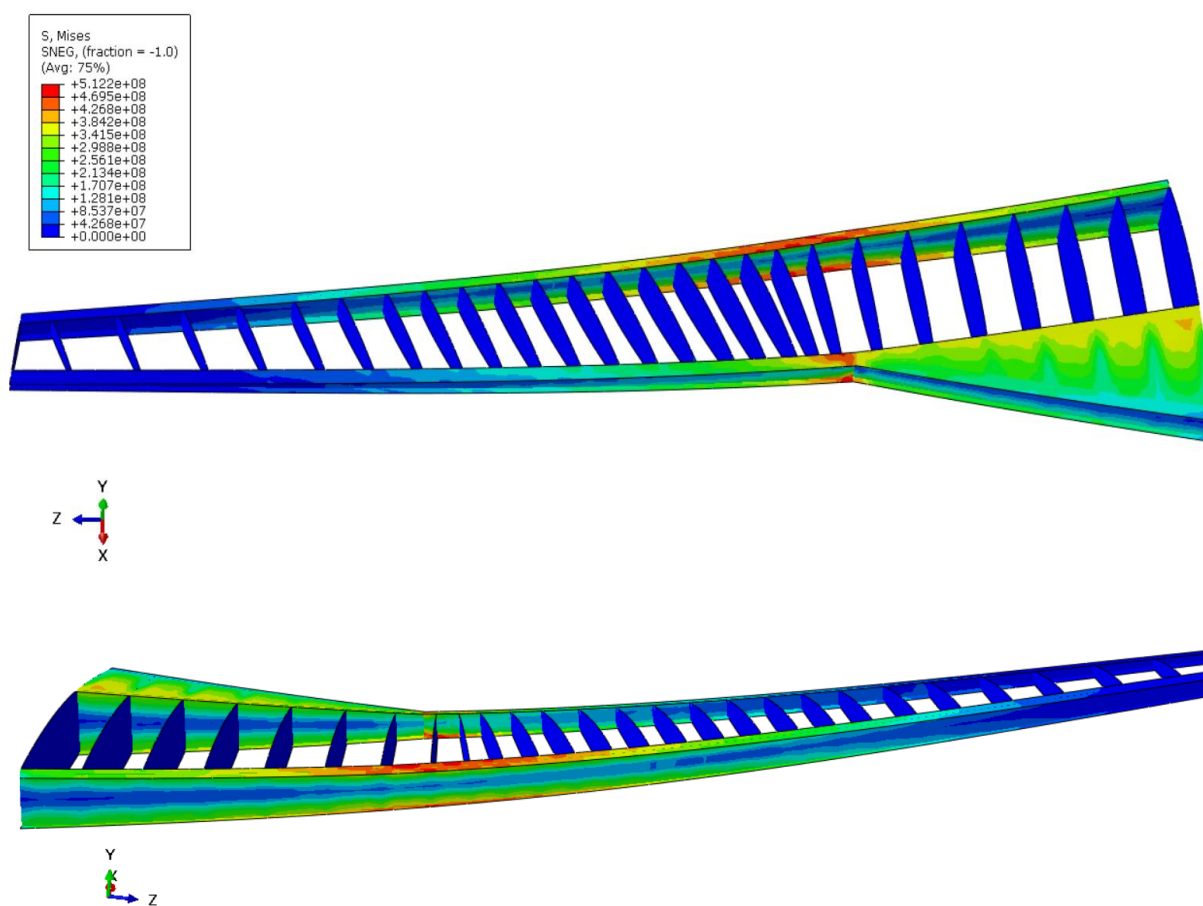


Slika 19. Uklještenje torzijske kutije

5. REZULTATI

5.1. Rezultati numeričke analize torzijskih kutija

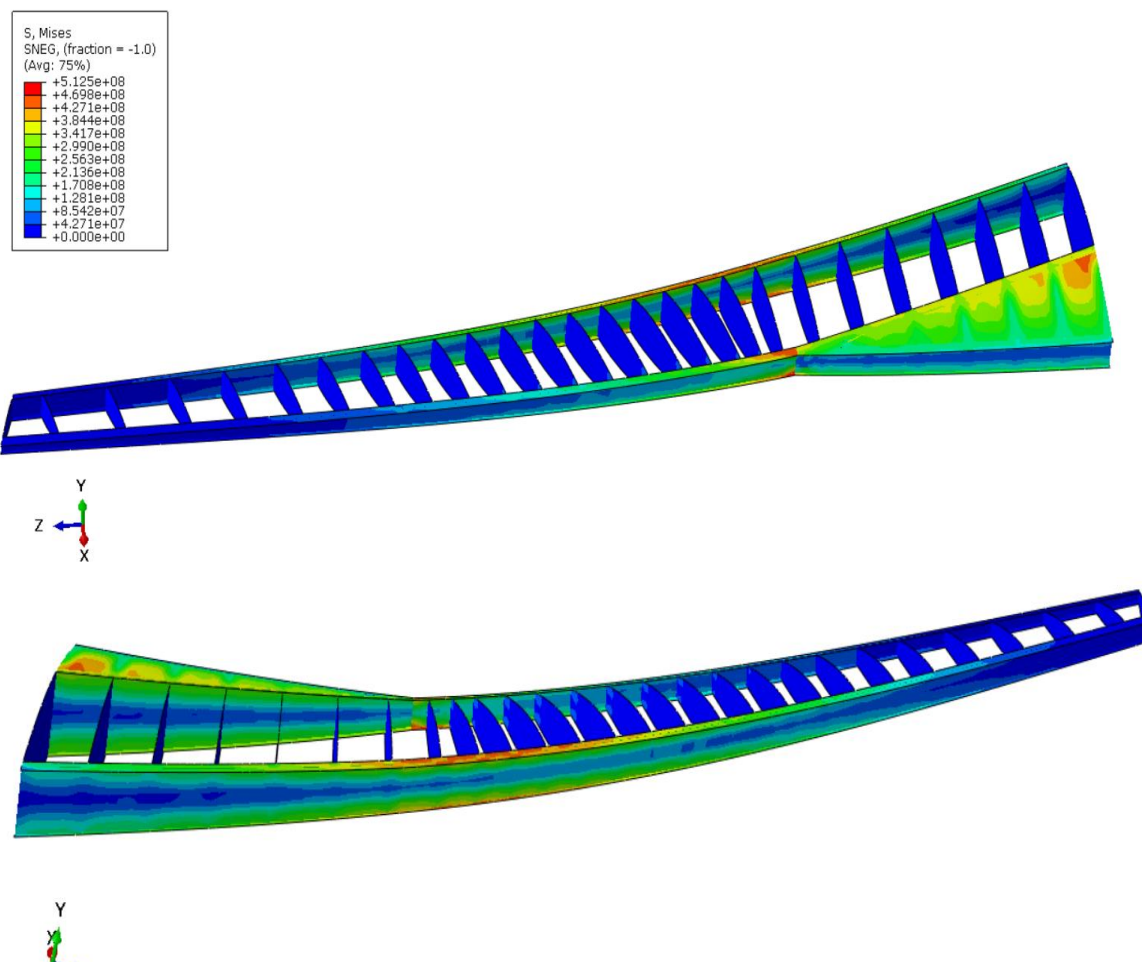
Rezultati se u ovom poglavlju uspoređuju prema kutu strijele krila. Sva tri modela su dimenzionirana tako da maksimalno naprezanje u torzijskoj kutiji iznosi 512 MPa kako ne bi bilo veće od vlačne čvrstoće materijala. Da se postigne približno isto maksimalno naprezanje u sva tri modela moraju se drugačije dimenzionirati konstrukcijski elementi. Napreznja u oplati nisu prikazana jer je korišten model ekvivalentne krutosti krila, čija se matrica može vidjeti pod (4.1), zbog kojeg oplata nema materijalnih točaka integracije. Na slici 20. prikazana su napreznja prema von Mises-u za torzijsku kutiju s kutom strijele 15° .



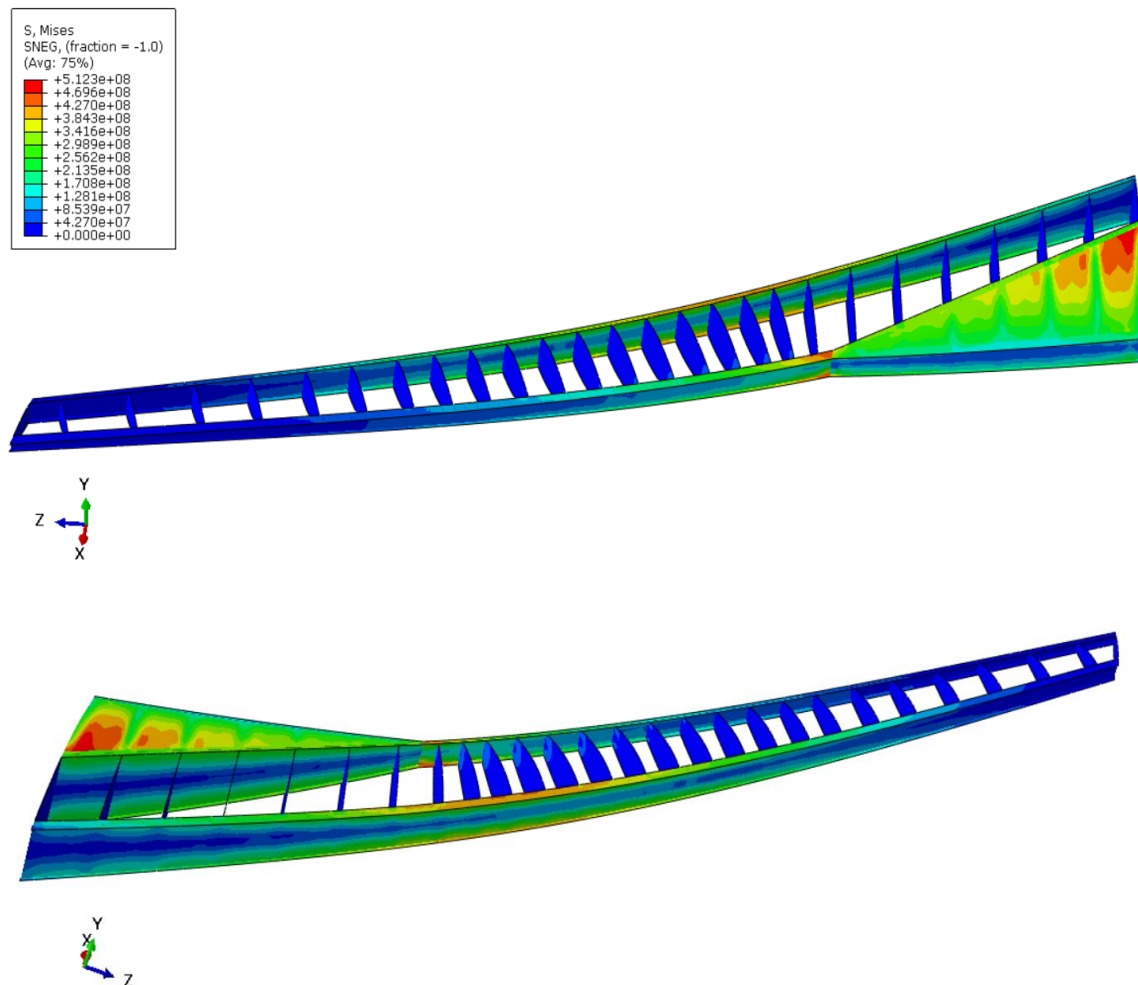
Slika 20. Raspodjela napreznja [Pa] prema von Mises-u za model s kutom strijele 15°

Vidljivo je da se najveće napreznje pojavljuje na spoju pomoćne i stražnje ramenjače, u dijelu gdje je ovješena motor, te u pojasu prednje ramenjače.

Na slici 21. prikazana je poprilično slična raspodjela napreznja kao za model s kutom strijele krila 15° uz razliku što se sve više napreznja koncentrira na oplati omeđenoj stražnjom i pomoćnom ramenačom.



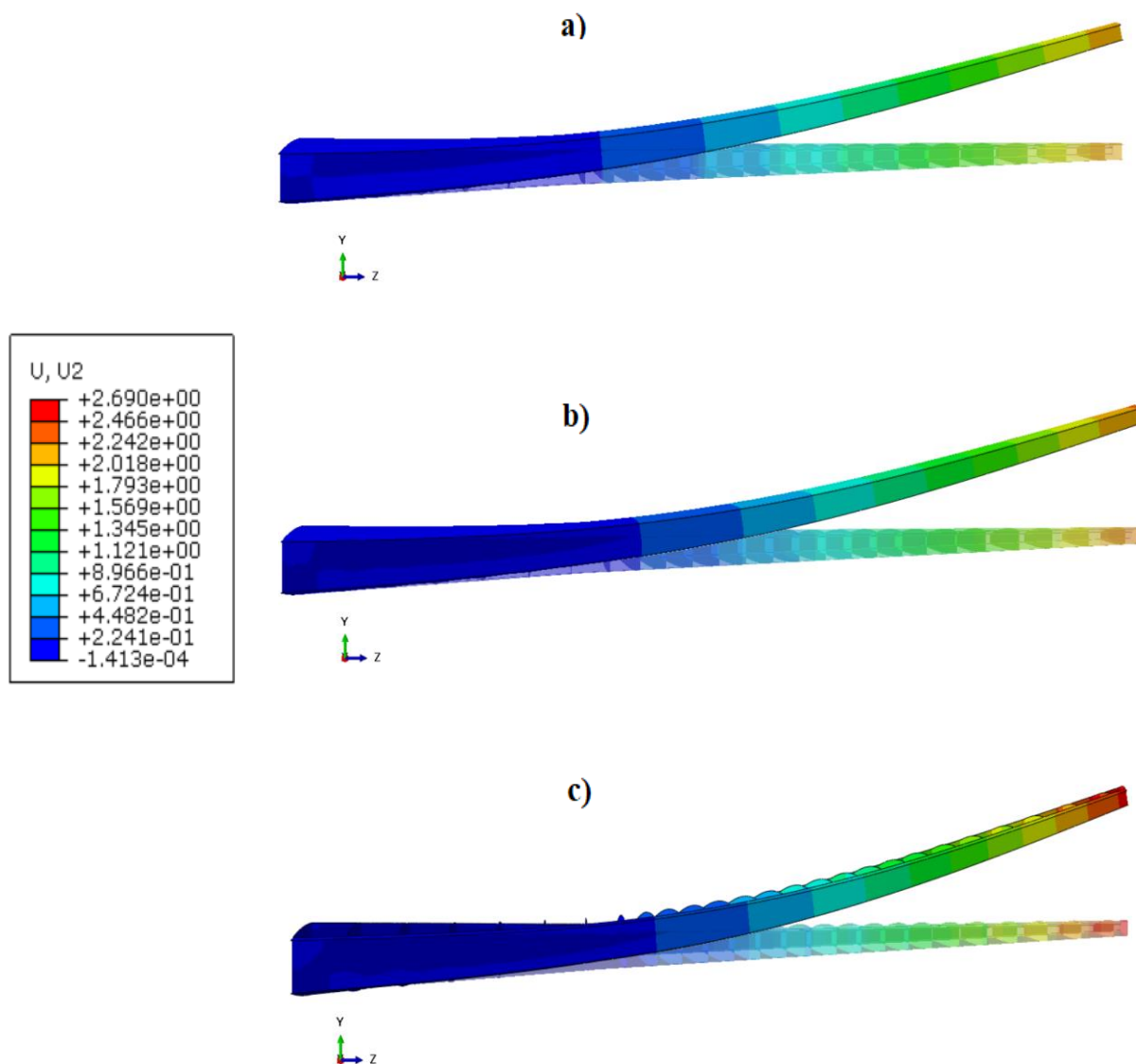
Slika 21. Raspodjela napreznja [Pa] prema von Mises-u za model s kutom strijele krila 25°



Slika 22. Raspodjela naprezanja [Pa] prema von Mises-u za model s kutom strijele krila 35°

Na slici 22. prikazana je raspodjela ekvivalentnih naprezanja u modelu s kutom strijele krila 35° . Vidljivo je da se povećanjem kuta strijele krila koncentriraju znatno veća naprezanja na oplati omeđenoj stražnjom i pomoćnom ramenjačom te na rebrima. Kod geometrije modela s kutom strijele krila 35° pojavljuje se neobična promjena kuta strijele stražnje ramenjače. Ta promjena se pojavljuje zbog odabranog kuta strijele krila. Kada bi stražnja ramenjača za kut strijele krila 35° bila bez loma izlazila bi van torzijske kutije. U programskom kodu u programu *Matlab* iz [6] moguće je promijeniti položaj stražnje ramenjače, ali to neće utjecati na zaključke rada.

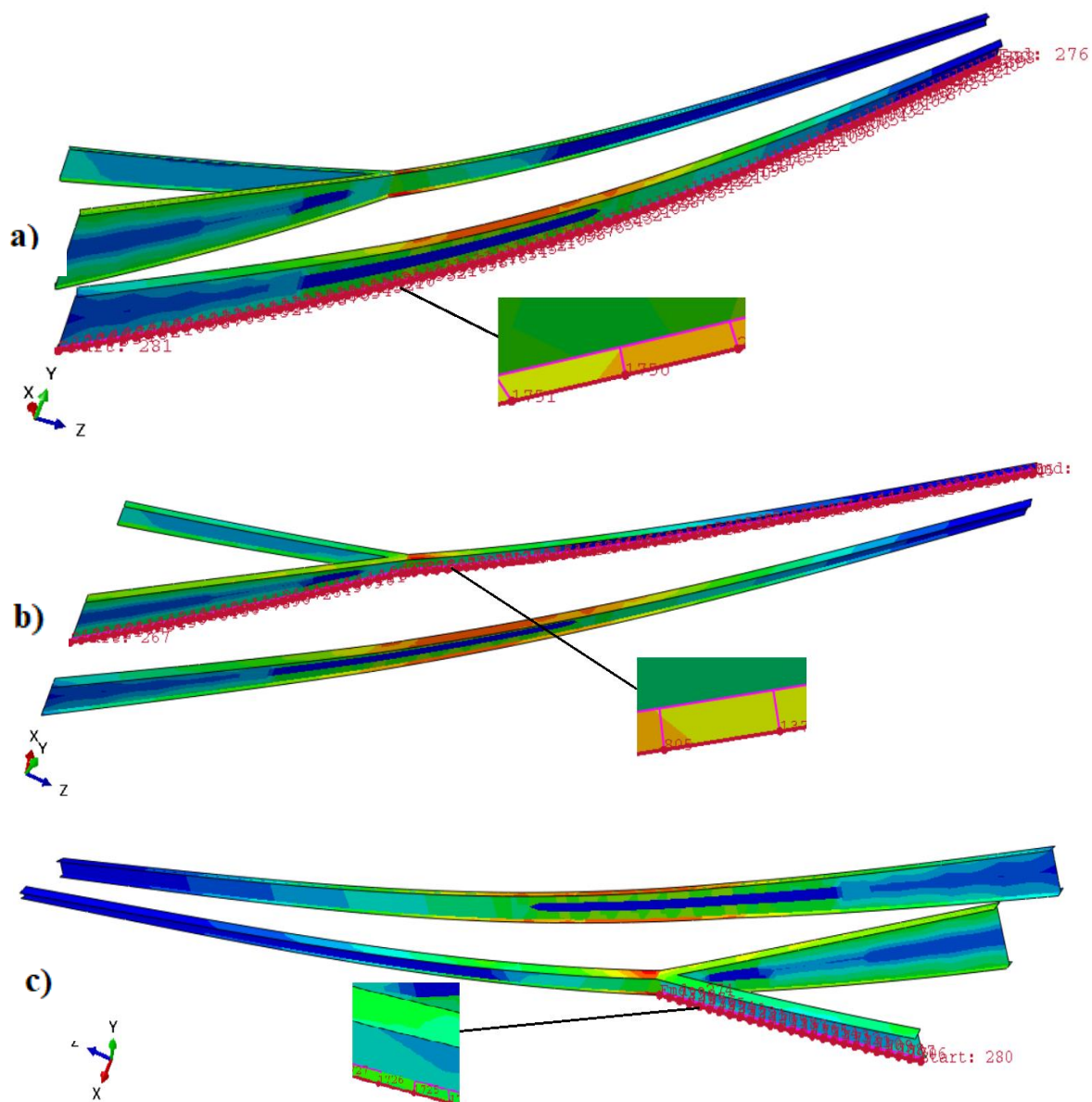
Na slici 23. a) prikazan je pomak po osi Y za torzijsku kutiju sa kutom strijele krila 15° , 23. b) prikazuje pomake po osi Y torzijske kutije s kutom strijele krila 25° i 23. c) prikazuje pomake po osi Y torzijske kutije s kutom strijele krila 35° .



Slika 23. Pomaci [m] u smjeru osi Y za sva tri modela uz isti faktor povećanja deformiranog oblika

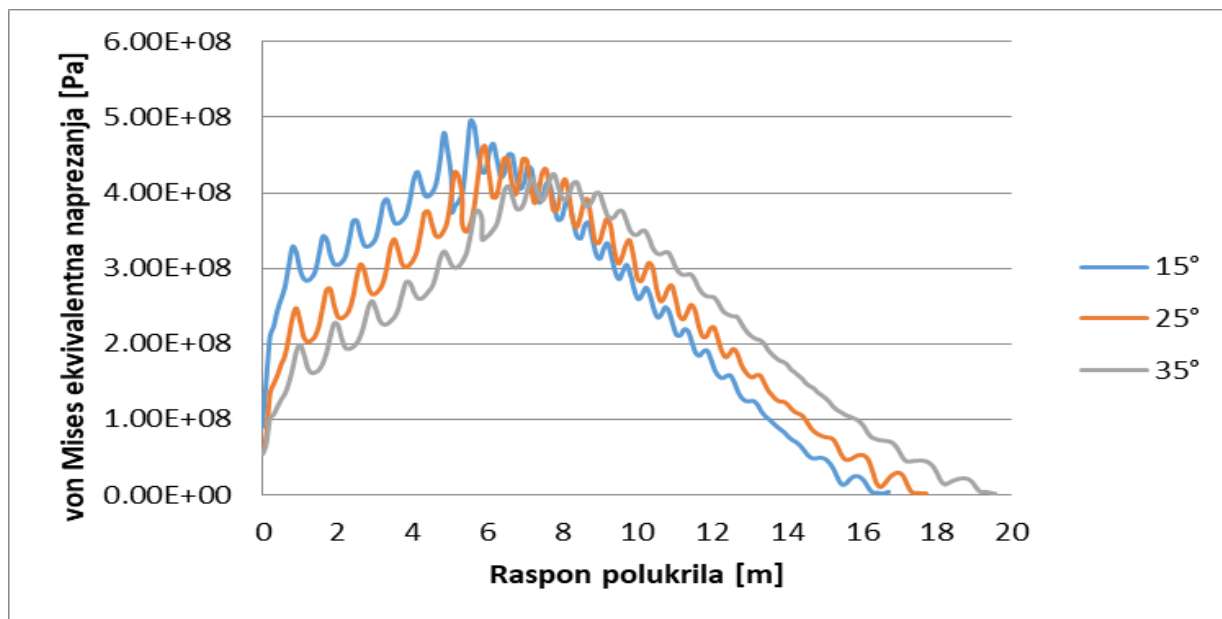
Iz rezultata prikazanih na slici 23. vidljivo je da se maksimalni progib ne mijenja linearno s povećanjem kuta strijele krila. Razlika u progibu na vrhu krila između modela s kutom strijele 15° i 25° je samo 0,126 m, dok je kod modela sa kutom strijele krila 35° progib u vrhu krila veći za 0,307 m u usporedbi s modelom sa kutom strijele 25° .

Za prikazivanje rasporeda ekvivalentnih napreznja po polurasponu krila za pojaseve prednje, stražnje i pomoćne ramenjače korištena je opcija *Path* pod modulom *Visualization* u programskom paketu *Abaqus/Standard*. Nakon što se odabere dio modela za koji se želi prikazati raspored ekvivalentnih napreznja izabire se u ovisnosti o čemu se želi pokazati. Za prikaz po polurasponu krila odabire se opcija *True Distance*. Na slici 24. prikazani su odabrani donji pojasevi a) prednje, b) stražnje i c) pomoćne ramenjače uz detalje.

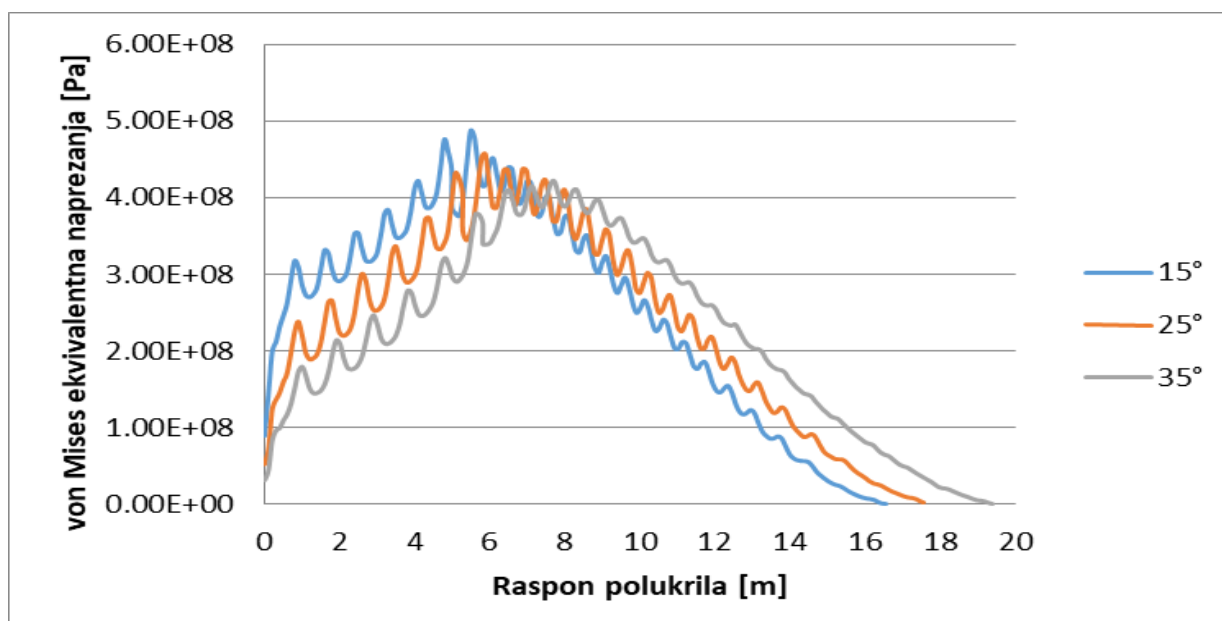


Slika 24. Prikaz odabira pojaseva ramenjača za izradu dijagrama rasporeda ekvivalentnih napreznja u ovisnosti o poluraspona krila

Pojasevi ramenjača preuzimaju normalne sile kod savijanja krila pa su najviše opterećene, stoga je prikazan raspored ekvivalentnih napreznja po rasponu polukrila.

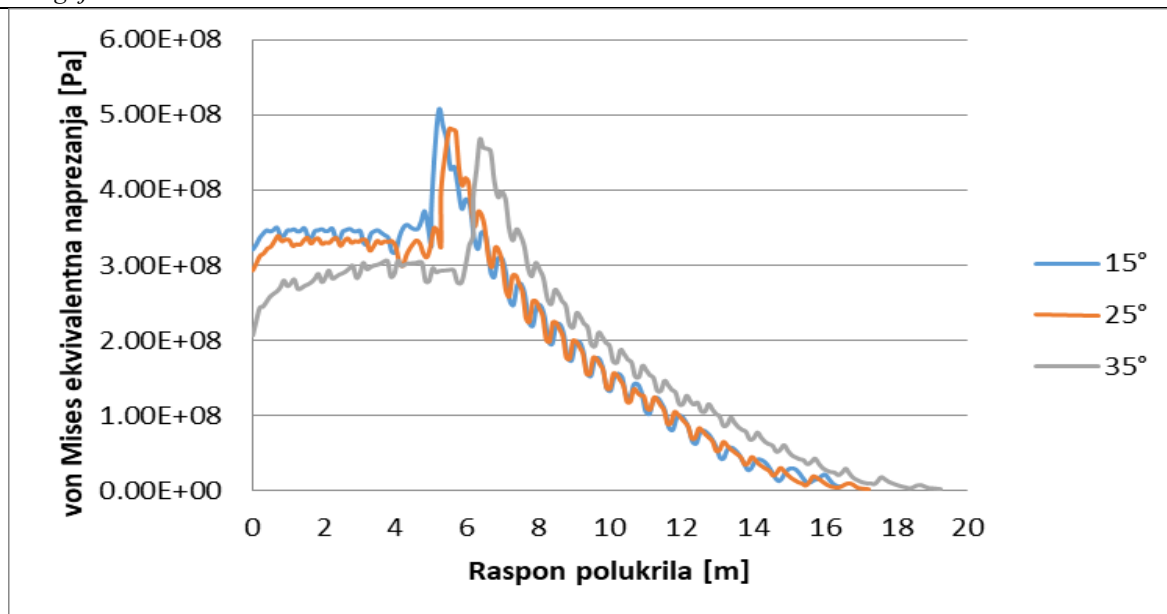


Slika 25. Von Mises naprezanja [Pa] u donjem pojasu prednje ramenjače za sva tri modela

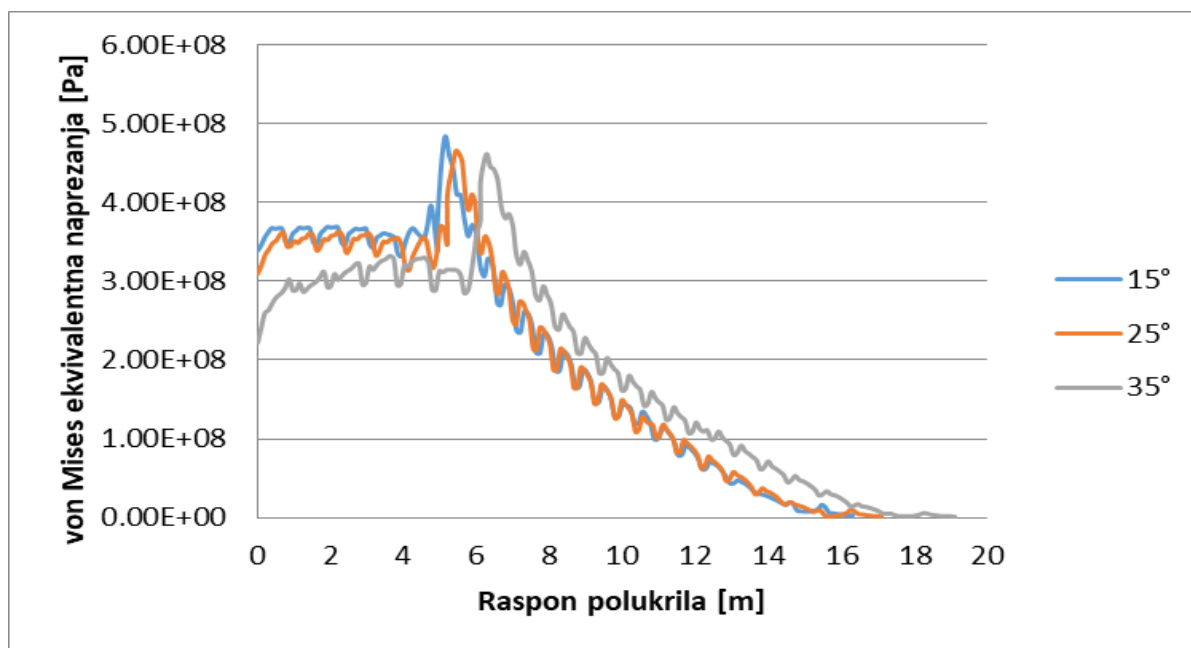


Slika 26. Von Mises naprezanja [Pa] u gornjem pojasu prednje ramenjače za sva tri modela

Na slikama 25. i 26. vidljiva je raspodjela naprezanja po rasponu polukrila za donji i gornji pojas prednje ramenjače za sva tri modela. Kod modela s kutom strijele krila 15° najveće naprezanje se pojavljuje na najmanjem rasponu krila i ima najveći iznos u usporedbi s druga dva modela. Kod modela s kutovima strijele krila 25° i 35° maksimalno naprezanje je podjednako. Što je kut strijele krile veći to se dalje od korijena krila javlja maksimalno naprezanje u pojasu ramenjače zbog toga što se povećanjem kuta strijele krila povećava i duljina ramenjače. Najveća razlika u raspodjeli naprezanja između donjeg i gornjeg pojasa prednje ramenjače je između 12 m od korijena krila i vrha krila.



Slika 26. Von Mises naprezanja [Pa] u donjem pojasu stražnje ramenjače za sva tri modela



Slika 25. Von Mises naprezanja [Pa] u gornjem pojasu stražnje ramenjače za sva tri modela

Na slikama 26. i 27. prikazana je raspodjela naprezanja po rasponu polukrila za donji i gornji pojas stražnje ramenjače za sva tri modela. Maksimalno naprezanje koje se pojavljuje u donjem i gornjem pojasu stražnje ramenjače je vrlo slično za modele s kutom strijele krila 25° i 35°. Isto kao i kod pojaseva prednje ramenjače, porastom kuta strijele maksimalno naprezanje se javlja dalje od korijena krila. Između 6 m od korijena krila i vrha krila modeli s kutom strijele krila 15° i 25° imaju približno istu raspodjelu naprezanja po rasponu.

Ekvivalentna naprezanja u korijenu krila znatno su veća u pojasu stražnje ramenjače u odnosu na prednju ramenjaču. Naprezanja su najveća u pojasevima stražnje ramenjače, a kod pojaseva prednje ramenjače raspodjela naprezanja nije toliko skokovita, već je ujednačenija. Razlog naglog skoka naprezanja kod pojasa stražnje ramenjače je spoj s pomoćnom ramenjačom.

U dijagramima koji prikazuju raspodjelu naprezanja za pojaseve stražnje ramenjače vidljivo je da s povećanjem kuta strijele naprezanje u korijenu krila opada. U tablici 11. prikazani su iznosi naprezanja u pojasu stražnje ramenjače u korijenu krila.

Tablica 11. Iznos naprezanja u korijenu krila pojasa stražnje ramenjače

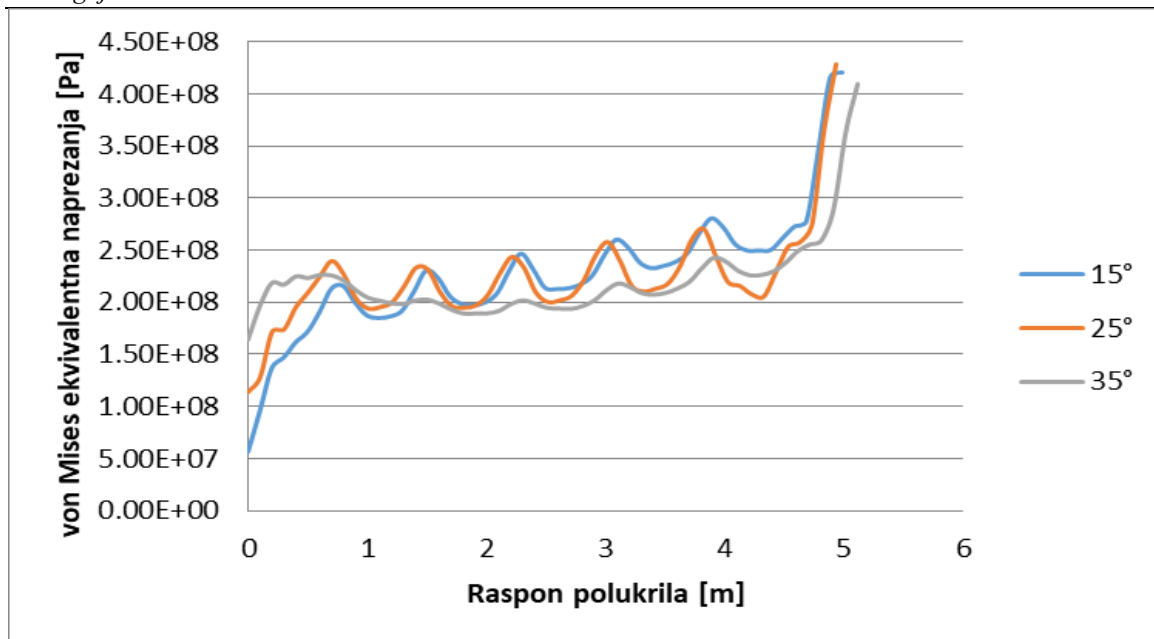
Kut strijele krila [°]	Naprezanja u donjem pojasu stražnje ramenjače [MPa]	Naprezanja u gornjem pojasu stražnje ramenjače [MPa]
15	320	339
25	293	311
35	206	223

U tablici 12. prikazani su iznosi naprezanja u pojasu prednje ramenjače u korijenu krila.

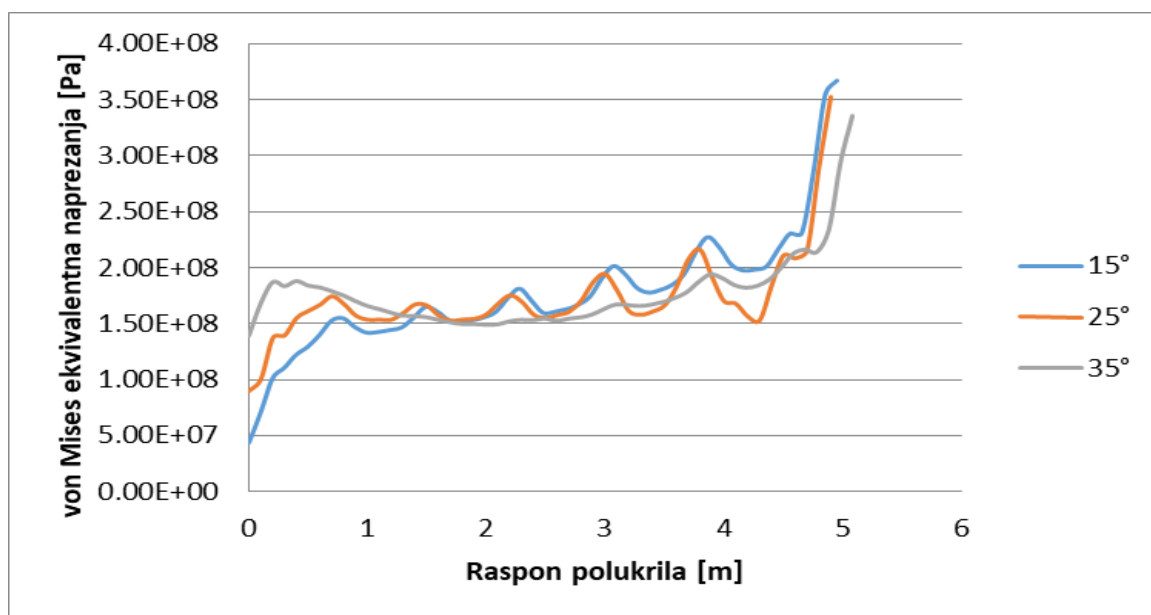
Tablica 12. Iznos naprezanja u korijenu krila pojasa prednje ramenjače

Kut strijele krila [°]	Naprezanje u donjem pojasu prednje ramenjače [MPa]	Naprezanje u gornjem pojasu prednje ramenjače [MPa]
15	89,8	89,5
25	54,6	51,7
35	53,1	32

Pojas stražnje ramenjače je znatno više opterećen u korijenu u usporedbi s pojasom prednje ramenjače. Najveća razlika u naprezanjima kod pojasa stražnje ramenjače je među modelima s kutovima strijele krila 25° i 35°. Razlika u naprezanju donjeg pojasa stražnje ramenjače iznosi 87 MPa, a u gornjem pojasu je 88 MPa.



Slika 27. Von Mises naprezanja [Pa] u donjem pojasu pomoćne ramenjače za sva tri modela



Slika 28. Von Mises naprezanja [Pa] u gornjem pojasu pomoćne ramenjače za sva tri modela

Na slikama 29. i 30. prikazana je raspodjela naprezanja po rasponu polukrila za donje i gornje pojaseve pomoćnih ramenjača za sva tri modela. Razlika među rezultatima pomoćne ramenjače od prednje i stražnje ramenjača je ta što se u početku pomoćne ramenjače najveće naprezanje javlja kod modela s kutom strijele krila 35°, a ne kod modela s kutom strijele krila 15°.

Najveće naprezanje kod svih modela se javlja u donjem pojasu stražnje ramenjače na spoju pomoćne i stražnje ramenjače.

Kao što je već navedeno, sve tri torzijske kutije su dimenzionirane tako da konstrukcija zadovoljava kriterij granične čvrstoće prema kojemu vrijednost naprezanja ne prelazi iznos vlačne čvrstoće materijala. U tablici 13. prikazana je razlika u masi sva tri modela.

Tablica 13. Masa torzijskih kutija

Kut strijele krila [°]	15	25	35
Masa torzijske kutije [kg]	6325	6684	7779

Razlika u masi između modela s kutem strijele krila 15° i 25° nije velika, a masa modela s kutem strijele krila 35° odskaka od prva dva modela kao što je bio slučaj kod maksimalne vrijednosti progiba.

6. ZAKLJUČAK

U ovom radu provedena je numerička analiza za tri različite izvedbe torzijskih kutija koje se razlikuju po kutu strijele krila i debljini pojedinih konstrukcijskih elemenata.

Numerička analiza provedena je metodom konačnih elemenata u programskom paketu *Abaqus/Standard*.

Povećanjem kuta strijele krila znatno su se povećavale debljine konstrukcijskih elemenata torzijske kutije kako bi se maksimalno opterećenje smanjilo ispod vlačne čvrstoće odabranih aluminijskih legura. Razlika u progibu vrha krila, te masi torzijske kutije nije velika kod modela sa kutem strijele krila 15° i 25° . Model s kutom strijele krila 35° znatno je teži te je progib znatno veći u usporedbi s preostala dva modela.

Najopterećeniji dijelovi polukrila su spoj pomoćne i stražnje ramenjače, pojas prednje ramenjače u području oko prijelaza prvog dijela krila u drugi, te pojednostavljena neopterećena oplata kod modela s kutom strijele krila 25° i 35° . Stražnja ramenjača je znatno više opterećena u korijenu krila u odnosu na pomoćnu i prednju ramenjaču. To je očekivano zbog same geometrije krila s velikim kutom strijele, opterećenje se premješta prema nazad u odnosu na korijen krila. Naprezanja i pomaci se ne mijenjaju linearno sa povećanjem kuta strijele krila kao što je i prikazano u literaturi [10].

Na navedene zaključke utječu uvedena pojednostavljena prilikom opterećenja torzijske kutije, zadavanja rubnih uvjeta te određivanje jednolike debljine elemenata duž raspona.

Za nastavak rada i detaljniju analizu potrebno je provesti aerodinamičku analizu za sva tri modela kako bi se dobila točnija raspodjela opterećenja i oplatu modelirati s uzdužnicama.

7. LITERATURA

- [1] Balaji, R. I P. K. Dash: Swept wing aerodynamics at transonic speeds and at different turbulence levels, *International Journal Of Current Research*, 9(6), 52521, 2017.
- [2] Airbus A320: Aircraft Characteristics; Airport and Maintenance planning, 2005.
- [3] Airman Testing Standards Branch, U.S. Department of Transportation: Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe, 2012.
- [4] Ambri, Ramandeep Kaur: Spars and Stringers – Function and Designing, 2014.
- [5] Niu, M.C.Y.: Airframe Structural Design, Conmillit Press LTD., Hong Kong, 1995.
- [6] Magdic, H.: Diplomski rad, Zagreb, 2019.
- [7] Military Handbook, Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures, Department of Defense, USA, 1998.
- [8] <https://web.archive.org/web/20090324063359/http://www.cfm56.com/products/cfm56-5a/9671>, rujan 2020.
- [9] <https://services.airbus.com/en/flight-operations/system-upgrades/operations-extension/additional-center-tanks-act.html>, rujan 2020.
- [10] M.L. Williams: A review of certain Analysis Methods for Swept-Wing Structures , *Journal of the Aeronautical Sciences*, 19(9), 615, 1952.