Analiza čvrstoće pojednostavljene konstrukcije strelastog krila

Krišto, Stanko

Undergraduate thesis / Završni rad

2018

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:235:874927

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-28**

Repository / Repozitorij:

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







SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Stanko Krišto

Zagreb, 2018.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentor: Student:

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

Zagreb, 2018.

IZJAVA

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

Stanko Krišto

ZAHVALA

Prvenstveno se zahvaljujem svojoj obitelji i djevojci na podršci koju su mi pružili tijekom studiranja.

Također se zahvaljujem mentoru doc.dr.sc. Darku Ivančeviću na stručnom vodstvu i zanimljivoj temi završnog rada.

Stanko Krišto

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: **Stanko Krišto** Mat. br.: 0035198702

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza čvrstoće pojednostavljene konstrukcije strelastog krila**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Stress Analysis of a Simplified Swept Wing Structure**

Opis zadatka:

Izvršiti numerički proračun čvrstoće pojednostavljene konstrukcije strelastog krila s obzirom na opterećenja pri manevriranju. Geometrijske parametre pojednostavljenog strelastog krila treba zadati tako da odgovaraju vrijednostima aviona Airbus A320. Pri izradi numeričkog modela potrebno je zanemariti dijelove konstrukcije čije bi razmatranje spadalo u detaljnu analizu konstrukcije krila, a u opisu numeričkog modela potrebno je opisati sva korištena pojednostavljenja. Pri definiciji materijalnih modela koristiti aluminijske legure uobičajene u zrakoplovnim konstrukcijama.

Proračun konstrukcije strelastog krila je potrebno provesti s obzirom na inercijske sile pri manevriranju, a potrebno je modelirati i utjecaj rasterećenja konstrukcije krila težinom goriva u krilu. Pri tome treba provesti analize za kritične točke opterećenja u V-n dijagramu u pozitivnom i negativnom području. Maksimalne vrijednosti opterećenja zadati prema podacima za avion Airbus A320.

Numeričku analizu je potrebno provesti u programu Abaqus/Standard, a proračun izvršiti kao materijalno i geometrijski linearan (nelinearan, ukoliko je potrebno). Pri proračunavanju čvrstoće aluminijske konstrukcije potrebno je procijeniti mogućnost pojave plastičnih deformacija s obzirom na Von Mises ekvivalentno naprezanje.

U radu navesti korištenu literaturu te eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:

30. studenog 2017.

Rok predaje rada:
1. rok: 23. veljače 2018.
2. rok (izvanredni): 28. lipnja 2018.
3. rok: 21. rujna 2018.

Predviđeni datumi obrane:
1. rok: 26.2. - 2.3. 2018.
2. rok (izvanredni): 2.7. 2018.
3. rok: 24.9. - 28.9. 2018.

Zadatak zadao:

Doc. dr. sc. Darko Ivančević

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

SADRŽAJ

1. UVOD 1

2. KONSTRUKCIJA KRILA 2

2.1. Osnovni elementi konstrukcije krila 2

2.2. Različite konstrukcijske izvedbe elemenata krila 3
2.2.1. Ramenjače 3
2.2.2. Rebra 3
2.2.3. Uzdužnice 4
2.2.4. Spoj krila i trupa 5
2.2.5. Materijali korišteni za izradu konstrukcije krila 6

3. GEOMETRIJA KRILA 7

4. NUMERIČKI MODEL 12

4.1. Materijal 12

4.2. Debljine dijelova konstrukcije krila 13

4.3. Definiranje uzdužnica 14

4.4. Ramenjače 15

4.5. Opterećenja 15

4.6. Rubni uvjeti 19

4.7. Mreža konačnih elemenata 20

5. REZULTATI 21

6. ZAKLJUČAK 29

POPIS SLIKA

Slika 1.1 Zrakoplov braće Wright [1] 1
Slika 1.2 Airbus A320 [2] 1
Slika 2.1 Osnovni elementi konstrukcije krila[3] 2
Slika 2.2 Pozicija krila u odnosu na trup [4] 2
Slika 2.3 Ramenjača [4] 3
Slika 2.4 Raspored rebara [5] 4
Slika 2.5 Različiti oblici uzdužnica [4] 4
Slika 2.6 Primjer spoja krila i trupa kod Mig–21 [4] 5
Slika 2.7 Spoj krilo/trup F–16 [5] 5
Slika 3.1 Aeroprofil NACA 4412, dimenzije su u [mm] 7
Slika 3.2 Slika modela krila, dimenzije u [mm] 9
Slika 3.3 Prikaz polukrila s kotiranim vrijednostima, dimenzije u [mm] 10
Slika 3.4 Prikaz rebara i ramenjača 10
Slika 3.5 Prikaz razmaka rebara, pomoćne ramenjače i zadnjeg rebra, dimenzije su u [mm] . 11
Slika 4.1 a) i b) Prikaz ponašanja materijala u plastičnom području 13
Slika 4.2 Područja različitih debljina materijala gornjake 13
Slika 4.3 Područja različitih debljina donjake 14
Slika 4.4 Područja različitih debljina ramenjača i rebara 14
Slika 4.5 L profil uzdužnice, dimenzije su u [mm] 15
Slika 4.6 Presjek struka ramenjače, dimenzije su u [mm] 15
Slika 4.7 Vanjski i unutarnji spremnik goriva [7] 16
Slika 4.8 Sile na gornjaci 17
Slika 4.9 Rasterećenje od motora 17
Slika 4.10 Prikaz rasterećenja težinom goriva 18
Slika 4.11 Vn dijagram [4] 18
Slika 4.12 Prikaz rubnih uvjeta 19
Slika 4.13 Mreža konačnih elemenata 20
Slika 4.14 Mreža konačnih elemenata bez oplate 20
Slika 5.1 Von Mises naprezanja pri +4.5g u struku stražnje ramenjače 21
Slika 5.2 Raspodjela Von Mises [Pa] naprezanja na cijelom polukrilu kod opterećenja od +4.5g 22
Slika 5.3 Plastična deformacija polukrila kod opterećenja od +4.5g 22
Slika 5.4 Von Mises naprezanja pri +3g u struku stražnje ramenjače 23
Slika 5.5 Raspodjela Von Mises [Pa] naprezanja na gornjaci krila pri opterećenju od +3 g ... 24
Slika 5.6 Raspodjela Von Mises [Pa] naprezanja na donjaci krila pri opterećenju od +3 g 24
Slika 5.7 Usporedba pomaka 25
Slika 5.8 Von Mises naprezanja pri -1.5g u struku stražnje ramenjače 26
Slika 5.9 Raspodjela Von Mises [Pa] naprezanja kod opterećenja od -1.5 g 26
Slika 5.10 Pomaci [m] polukrila pri djelovanju +4.5g, +3g i -1.5g 27
Slika 5.11 Von Mises naprezanja u donjem struku stražnje ramenjače kod krila s unutarnjim spremnikom punim goriva pri opterećenju od +3g 27

POPIS TABLICA

Tablica 3.1 Podaci o krilu [7]..... 8
Tablica 4.1 Svojstva materijala [9] 12

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
A	-	Vitkost krila
B	m	Raspon krila
c_r	m	Duljina vršne tetive
c_t	m	Duljina korijene tetive
E	Pa	Modul elastičnosti
F_G	N	Opterećenje krila
F_m	N	Sila motora
S	-	Faktor sigurnosti
S_K	m^2	Površina krila
$S_{GORNJAKE}$	m^2	Površina gornjake
$S_{SPREMNIKA}$	m^2	Površina spremnika goriva
m_{uk}	kg	Ukupna masa zrakoplova
m_k	kg	Polovina mase zrakoplova
m_m	kg	Masa motora
N	-	Normalno opterećenje
G	m/s^2	Ubrzanje Zemljine sile težine
p_{GORIVO}	Pa	Tlak goriva
W	N	Težina zrakoplova
Λ	-	Suženje krila
Φ	°	Kut dihedrala
Λ_{LE}	°	Kut strijele napadnog ruba krila
N	-	Poissonov koeficijent
ρ	kg/m^3	Gustoća materijala
σ_y	Pa	Granica tečenja

SAŽETAK

Sadržaj ovog rada sastavljen je od dvije cjeline.

Prva cjelina prikazuje osnovne konstrukcijske elemente krila. Naglasak u prvoj cjelini je na prikazu različitih izvedbi osnovnih konstruktivnih elemenata krila, njihovoj povezanosti i materijalu od kojeg su izrađeni.

Druga cjelina se sastoji od numeričkog proračuna pojednostavljene konstrukcije strelastog krila. Proračun je proveden u programskom paketu *Abaqus/Standard*, dok je geometrija konstrukcije napravljena u programskom paketu *Solidworks*. Prilikom numeričke analize, u razmatranje su uzete inercijske sile kao i rasterećenje od goriva i motora. Pri tome su provedene analize za kritične točke u Vn dijagramu u pozitivnom i negativnom području, a procijenjena je mogućnost pojave plastičnih deformacija s obzirom na Von Mises ekvivalentno naprezanje.

Ključne riječi: strelasto krilo, analiza čvrstoće, metoda konačnih elemenata.

SUMMARY

The content of this work is divided into two logical units.

The first section shows the basic wing structural elements. The emphasis in the first part will be to illustrate the different designs of the basic structural elements, their details of the assembly and the material from which they are manufactured.

The second section consists of the numerical structural simulation of the simplified structure of the swept wing. The analysis was performed in the *Abaqus/Standard* program package, while the geometry was made in the *Solidworks* program package. The numerical analysis includes the effects of inertia forces, as well as the effect of stress release due to the weight of the fuel and engine. The structural analyses were performed at the critical-points in the Vn diagram in the positive and negative loading. Furthermore, the possibility of occurrence of plastic strains using Von Mises equivalent stress was performed in this work.

Key words: swept wing, structural analysis, Finite Element Method.

1. UVOD

Ljudska želja za osvajanjem neba i letenjem postoji još od davnih Grčkih vremena, gdje su ljudi pomoću voska i perja pokušavali imitirati let ptica te tako poletjeti. Prvi su pokušaji letenja naravno bili bezuspješni, ali se ideja o imitiranju leta ptica kroz vrijeme razvijala i dokazala kao efikasan način postizanja cilja.

Prvi zrakoplovi imali su jednostavnu konstrukciju s upravljačkim površinama preko deformacije konstrukcije krila, bez servisnih otvora i spremnika goriva kao na primjer zrakoplov braće Wright koji je prikazan sa slici 1.1 [1], u odnosu na zrakoplove kakve danas poznajemo sa slike 1.2 [2].



Slika 1.1 Zrakoplov braće Wright [1]



Slika 1.2 Airbus A320 [2]

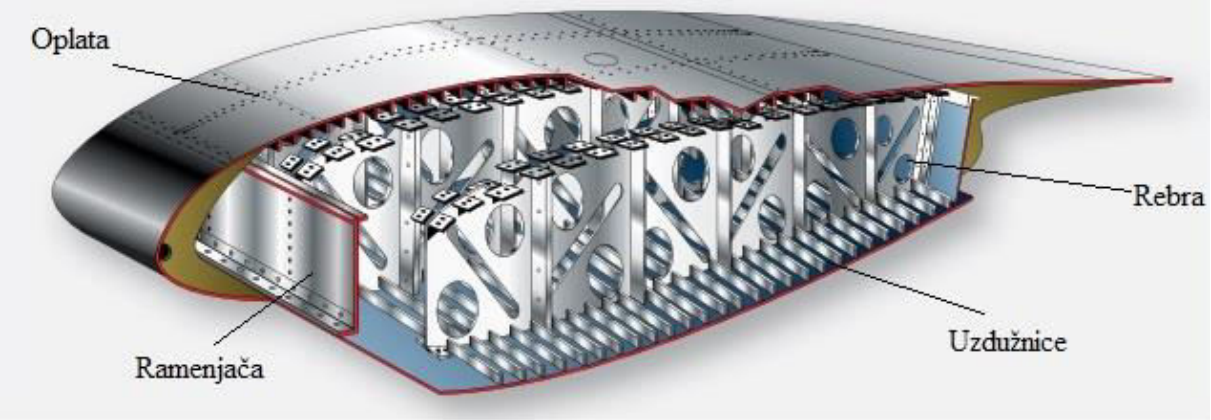
Krila današnjih aviona su zadržala, uz svoje mnoge funkcije, osnovnu funkciju te predstavljaju osnovnu nosivu površinu i omogućuju silu uzgona. Sila uzgona nastaje uslijed razlike tlakova gornjake i donjake. Svojom konstrukcijom je krilo zadržalo jednostavnu izvedbu s oplatom, ramenjačom, uzdužnicama i rebrima. Upravo ti elementi čine torzijsku kutiju krila koja na sebe preuzima najveći dio opterećenja prilikom uzlijetanja, leta i slijetanja.

U ovom radu će se promatrati torziona kutija Airbus-a A320 sa pojednostavljenjima koja će biti objašnjena u poglavlju 3. Cilj rada je izrada što realnijeg numeričkog modela uzimajući u obzir opterećenja na krilo kako bi se analiziralo ponašanje konstrukcije u kritičnim točkama Vn dijagrama.

2. KONSTRUKCIJA KRILA

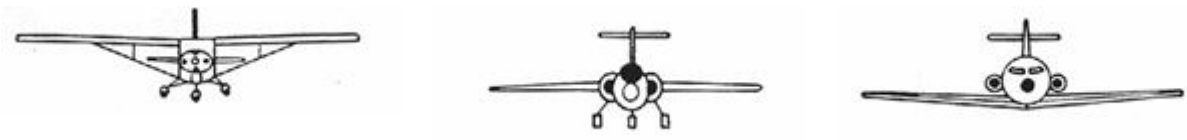
2.1. Osnovni elementi konstrukcije krila

Osnovni konstrukcijski elementi klasične konstrukcije krila su: ramenjača, rebra, uzdužnice i oplata. Na slici 2.1 prikazani su osnovni elementi konstrukcije krila.



Slika 2.1 Osnovni elementi konstrukcije krila[3]

Navedeni elementi čine glavnu nosivu konstrukciju krila koja na sebe preuzima sva opterećenja. Uz navedene elemente krilo se sastoji i od krilaca, zakrilaca, završetka vrha krila i spremnika goriva. Krilo u odnosu na trup može zauzimati tri položaja. Prvi oblik su visoko postavljena krila (visokokrilci), a njihova primjena je najčešća kod teretnih zrakoplova zbog olakšanog manevriranja teretom na pisti. Drugi oblik su krila postavljena na sredini trupa i treća izvedba su krila postavljena na donjem dijelu trupa zrakoplova, te je to ujedno najčešća izvedba kod putničkih zrakoplova. Na slici 2.2 prikazane su različite pozicije krila u odnosu na trup.

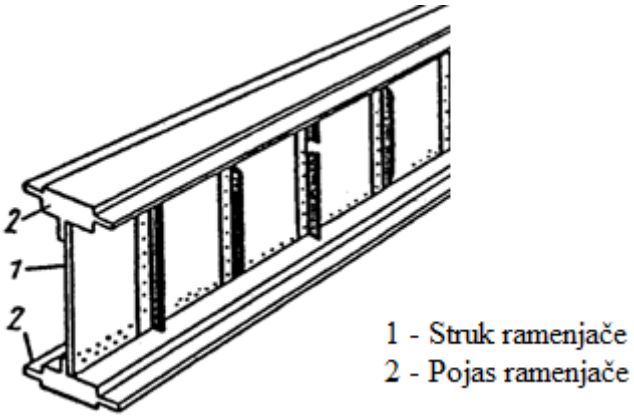


Slika 2.2 Pozicija krila u odnosu na trup [4]

2.2. Različite konstrukcijske izvedbe elemenata krila

2.2.1. Ramenjače

Ramenjače su osnovni dio konstrukcije krila, sastavljenesu od struka ramenjače i pojasa ramenjače (slika 2.3). Pojas ramenjače na sebe preuzima tlačna i vlačna naprezanja koja tijekom leta nastaju dok struk ramenjače na sebe preuzima opterećenja uslijed poprečnih sila i momenta torzije.

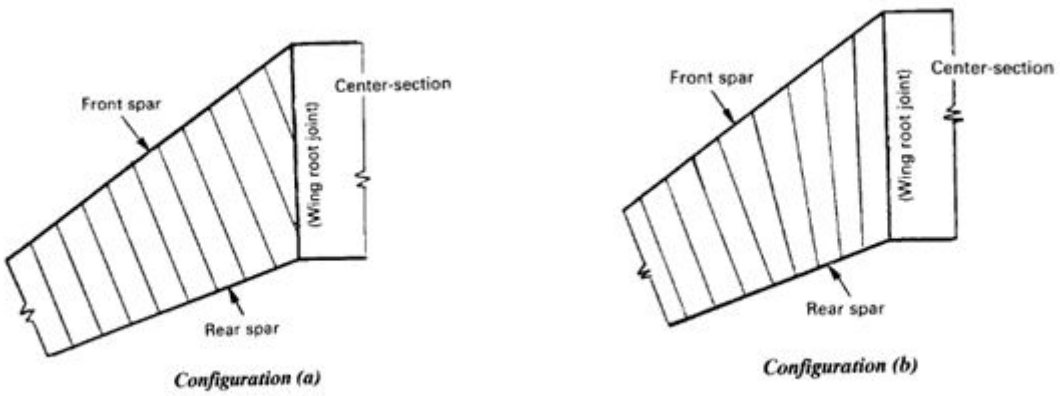


Slika 2.3 Ramenjača [4]

Izvedbom ramenjače mogu biti sastavljene, vučene ili glodane iz jednog komada metala ili mogu biti izrađene različitim rešetkastim izvedbama. Glavna prednost sastavljenih ramenjača je u tome što imaju manju mogućnost propagacije pukotine, dok im je glavna mana veća masa zbog sastavljanja iz više dijelova i spajanja zakovicama.

2.2.2. Rebra

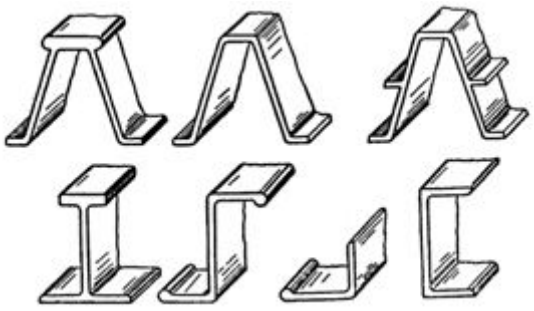
Poprečni elementi kod konstrukcije krila su rebra. Osiguravaju aerodinamični oblik krila i prenose opterećenja s oplate na ramenjače. Položajem, rebra mogu biti paralelna struji zraka, okomita na stražnju ili prednju ramenjaču, te također mogu biti različito postavljena po rasponu krila (slika 2.4) kao kod krila Airbus A320 koje je modelirano i analizirano u ovom radu.



Slika 2.4 Raspored rebara [5]

2.2.3. Uzdužnice

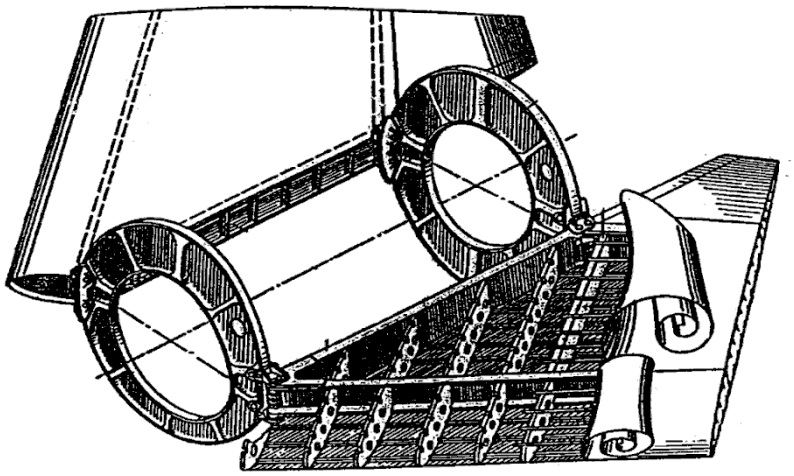
Uzdužni elementi koji su spojeni na oplatu krila. Osiguravaju dodatnu čvrstoću krila i prenose opterećenja s oplate na ramenjače. Oblikom mogu biti različitih izvedbi: I, Z, L ili U profili (slika 2.5). Zamijeniti se mogu s konstrukcijama s dvostrukom oplatom (sandwich konstrukcija), no takve izvedbe se često izbjegavaju jer je teško otkriti moguće pukotine unutar konstrukcije i spriječiti njihovo daljnje širenje [4].



Slika 2.5 Različiti oblici uzdužnica [4]

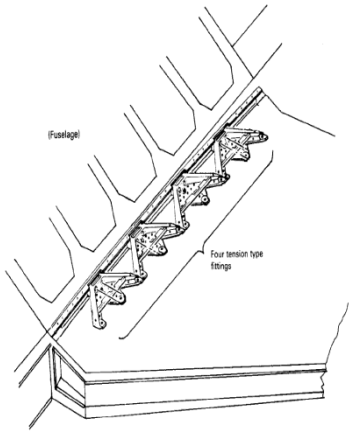
2.2.4. Spoj krila i trupa

Većina zrakoplova spoj između krila i trupa ima u tri točke (diskretan spoj). Lovački zrakoplovi starije generacije imaju većinom spoj krila na trup preko dvije ramenjače na nosive prstenove trupa, primjer takvog zrakoplova je Mig-21 (slika 2.6).



Slika 2.6 Primjer spoja krila i trupa kod Mig–21 [4]

Kontinuirani spoj pronalazi se kod modernih lovačkih zrakoplova tipa F-16 (slika 2.7), kao i kod modernijih izvedbi putničkih zrakoplova. Spoj se vrši preko trupa i više ramenjača koje su izrađene od titanovih legura.



Slika 2.7 Spoj krilo/trup F–16 [5]

Raspodjela sila ovisi o orijentaciji zatika. Horizontalno postavljeni zatici preuzimaju sile uslijed torzije, momenta savijanja i poprečnih sila koje djeluju na zrakoplov. Vertikalno postavljeni zatici preuzimaju na sebe sile uslijed torzije i momenata savijanja [4].

2.2.5. Materijali korišteni za izradu konstrukcije krila

Bitnu karakteristiku koju čini zrakoplov je njegova ukupna masa. Manja masa zrakoplova omogućava manju potrošnju goriva, veći domet i samim time veće financijske uštede na koje se jako obraća pozornost kod putničkih i transportnih zrakoplova.

Kod konstrukcija zrakoplova teži se smanjenju ukupne mase, što se pokušava ostvariti primjenom novih konstrukcijskih izvedbi ili primjenom modernijih materijala.

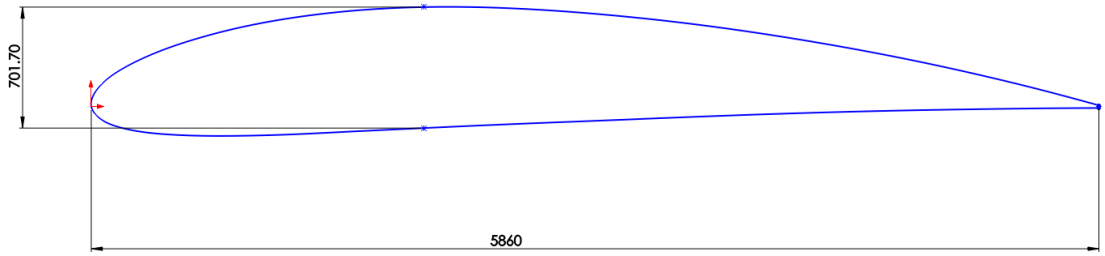
Materijali u zrakoplovnim konstrukcijama moraju zadovoljavati uvjete što veće specifične čvrstoće (omjer čvrstoće i gustoće) i specifične krutosti (omjer modula elastičnosti i gustoće). Polimerni kompoziti zadovoljavaju najviše tražena svojstva te su stoga danas sve više primjenjivani u zrakoplovstvu. Veliku primjenu također imaju i razne vrste aluminijevih legura, titanovih i čeličnih legura. Iako se danas teži korištenju polimernih kompozitnih materijala, veliki udio u konstrukciji zrakoplova i dalje imaju aluminijski materijali oko 45 - 50 %. Na drugom mjestu se nalaze čelične legure s 15 %, zatim titatnove legure s 20 %, polimerni kompozitni materjiali s 15 - 20 % i ostali primjenjivani materijali s 15 % [6]. Za očekivati je kako će se u budućnosti udio polimernih kompozitnih materijala povećati u odnosu na ostale materijale.

3. GEOMETRIJA KRILA

Polukrilo za analizu ovog završnog rada konstruirano je prema primjeru krila Airbus-a A320. Profil krila nije bilo moguće točno odrediti zbog nedostupnih podataka, te je zbog toga uzet aeroprofil NACA 4412, koji svojim profilom odgovara profilima putničkih zrakoplova koji uobičajeno imaju superkritične profile. Ostali podaci o krilu preuzeti su iz [7].

Prvi korak prilikom izrade modela je učitavanje koordinata aeroprofila u *Solidworks*-u preko naredbe *Curve Through XYZ Points* čime je dobivena kontura aeroprofila.

Slika 3.1 prikazuje aeroprofil NACA 4412 u korijenu polukrila.



Slika 3.1 Aeroprofil NACA 4412, dimenzije su u [mm]

Tablica 3.1 Podaci o krilu [7]

Aeroprofil	NACA 4412
Duljina vršne tetive [m]	$c_r = 1{,}66$
Duljina korijene tetive [m]	$c_t = 5{,}86$
Raspon krila [m]	$b = 14$
Površina krila [m^2]	$S_K = 46{,}03$
Vitkost krila [-]	$A = \frac{b^2}{S} = 4{,}26$
Suženje krila [-]	$\lambda = \frac{c_r}{c_t} = 0{,}28$
Kut dihedrala[°]	$\Phi = 15$
Kut strijele [°]	$\Lambda_{LE} = 26{,}98$

Sljedeći korak je izrada oplate krila naredbom *Surface Loft*. Stražnja ramenjača postavljena je pod kutom od 17°, dok je pomoćna ramenjača okomita na uzdužnu os zrakoplova. Krilo je jednostavne geometrije, jer je u radu provedena analiza čvrstoće samo za torzijsku kutiju krila gdje nisu konstruirana pretkrilca, zakrilca i ostali mehanizmi koji uobičajeno postoje na takvim krilima.

Položaj prednje ramenjače je na 10% tetive, a stražnja ramenjača se nalazi na 56% tetive. Krilo sadrži još i pomoćnu ramenjaču koja se spaja na stražnju ramenjaču na mjestu spoja rebra na koje je postavljen motor. Pomoćna ramenjača predstavlja ojačanje konstrukcije krila. Prednja ramenjača je postavljena bliže prednjem napadnom rubu od uobičajene vrijednosti jer je tako izvedeno krilo od Airbus-a A320.

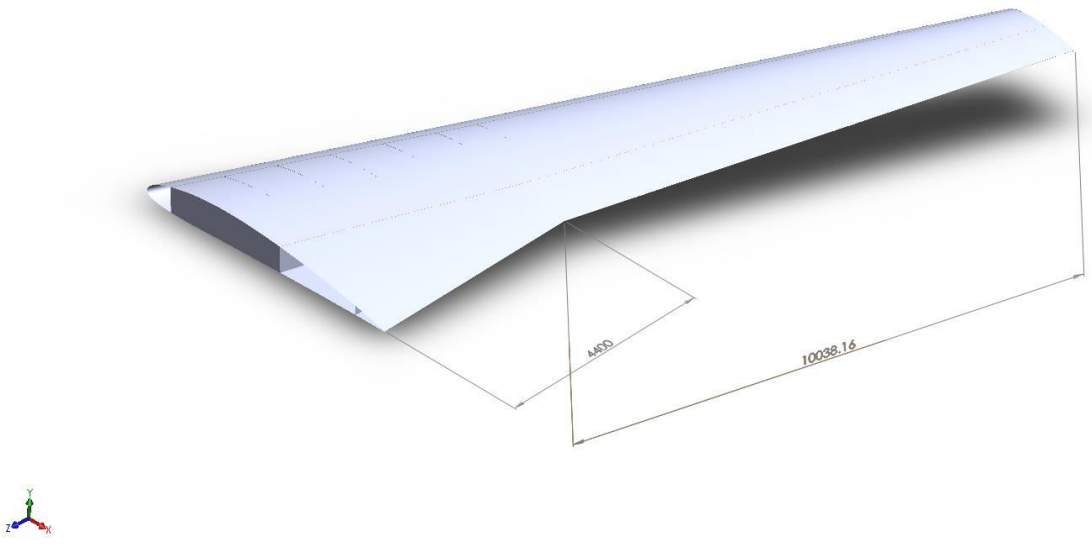
Ukupan broj rebara u konstrukciji polukrila Airbus-a A320 je 27. Po uzoru na skice rebara iz [7] je u prvom dijelu krila postavljeno 5 rebara koja su orijentirana u smjeru struje zraka. 19 rebara se nalazi u drugom dijelu krila gdje su postavljena okomito na stražnju ramenjaču, dok su posljednja 3 rebra postavljena prema skicama iz [7] što je vidljivo i na slikama 3.4 i 3.5. Rebra su konstruirana samo između prednje i stražnje ramenjače i pojednostavljene su konstrukcije bez olakšanja. U rezultatima će biti vidljivo da rebra imaju male vrijednosti naprezanja, odnosno da većinu naprezanja s oplate prenose na ramenjače.

Olakšanja u konstrukciji rebara korištena su između ostalog kako bi mreža konačnih elemenata bila pojednostavljena.

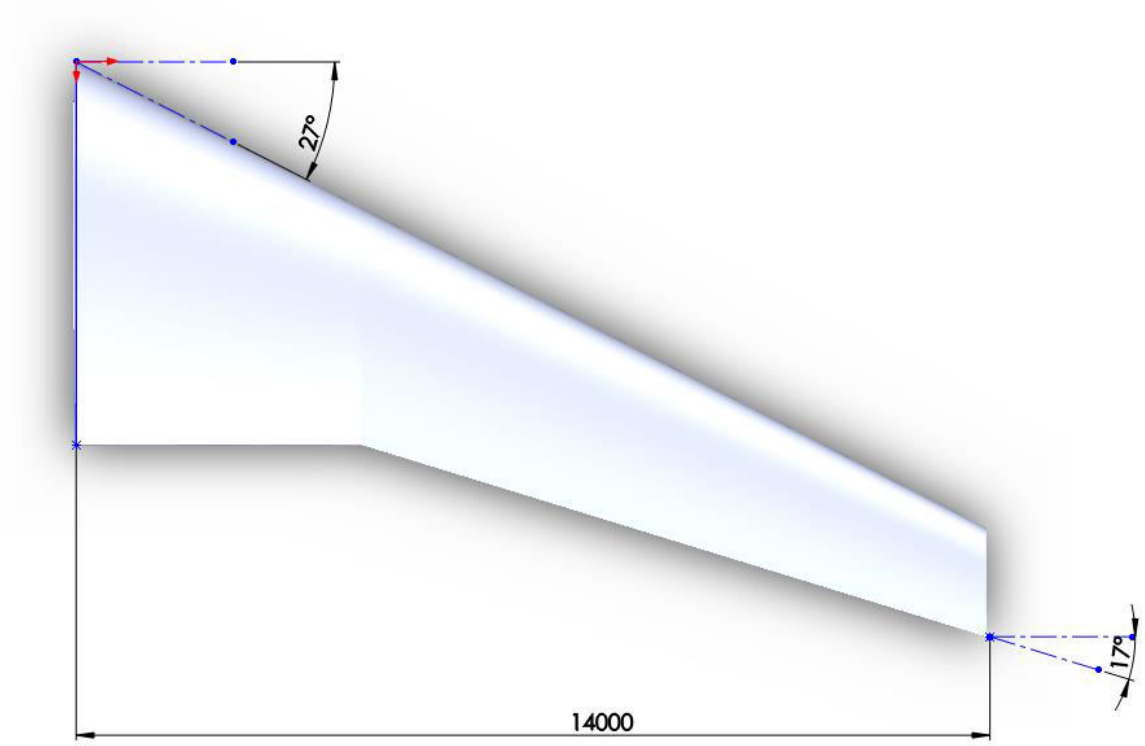
Uzdužnice nisu konstruirane u *Solidworks*-u jer bi zakomplicirale geometriju krila te su zbog toga konstruirane samo linije koje predstavljaju položaj uzdužnica. Uzdužnice su diskretizirane grednim konačnim elementima. U programskom paketu *Abaqus/Standard* kasnije će biti definirana svojstva poprečnog presjeka uzdužnica. Gornjaka i donjaka imaju po deset uzdužnica istog rasporeda. Ukupan broj uzdužnica je smanjen u odnosu na ukupan broj uzdužnica na stvarnom krilu zbog pojednostavljenja konstrukcije modela.

Polukrilo nema konstruirane servisne otvore na donjaci, pojednostavljeni su spojevi između pojedinim dijelovima konstrukcije, spoja krila s trupom te je zanemareno podvozje i njegovo spajanje s konstrukcijom krila. Navedena pojednostavljenja su korištena jer u dostupnoj literaturi nema dovoljno podataka, a ovakvo pojednostavljen model se može koristiti za preliminaran proračun čvrstoće u ovom radu. Za detaljniju analizu bi se svi ti elementi trebali uzeti u obzir.

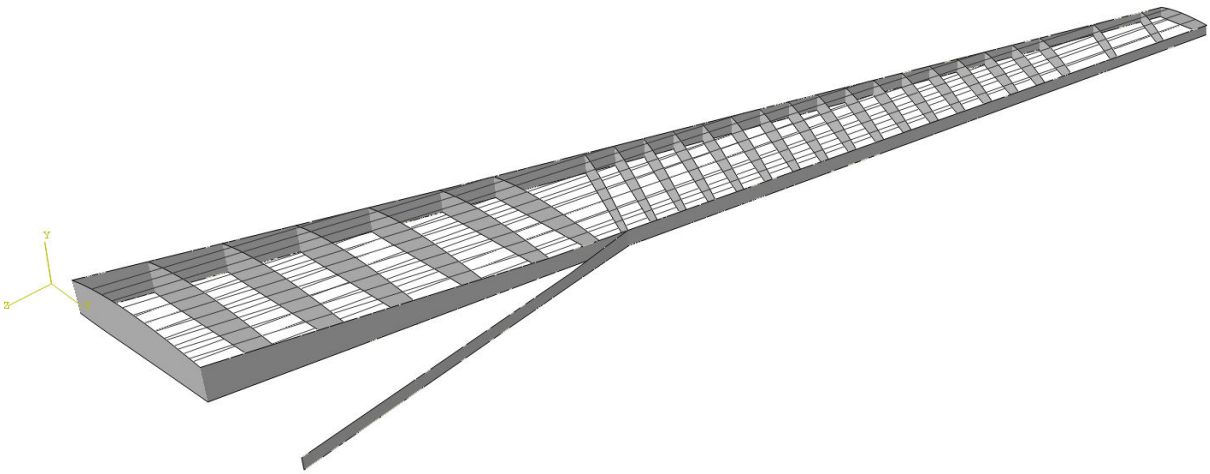
Slike 3.2, 3.3, 3.4 i 3.5 prikazuju geometriju krila iz *Solidworks*-a.



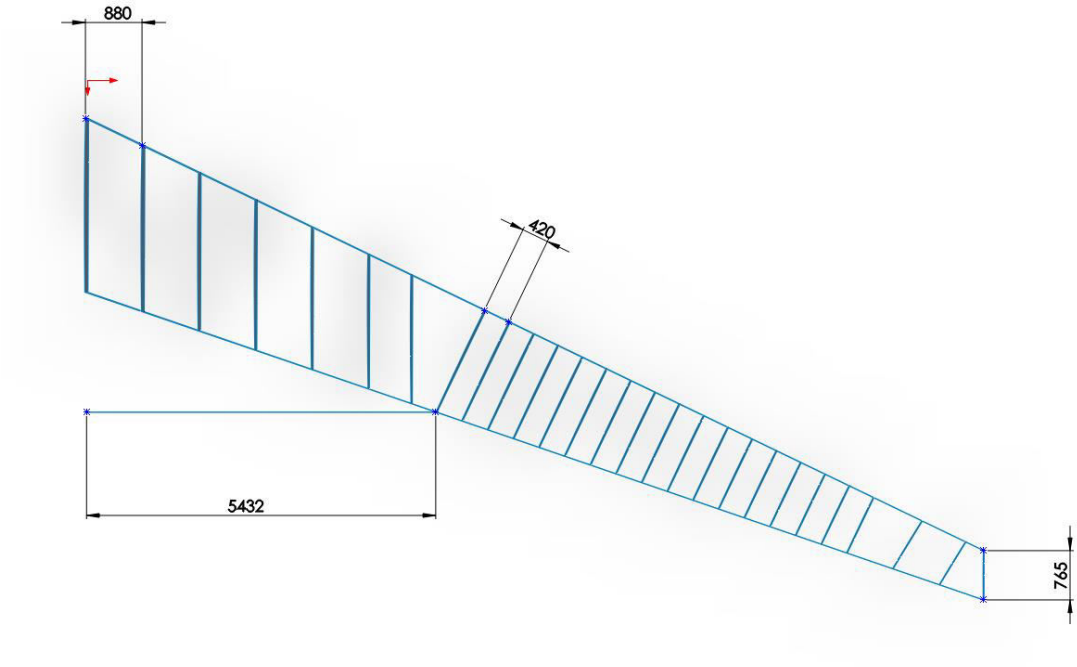
Slika 3.2 Slika modela krila, dimenzije u [mm]



Slika 3.3 Prikaz polukrila s kotiranim vrijednostima, dimenzije u [mm]



Slika 3.4 Prikaz rebara i ramenjača



Slika 3.5 Prikaz razmaka rebara, pomoćne ramenjače i zadnjeg rebra, dimenzije su u [mm]

4. NUMERIČKI MODEL

4.1. Materijal

Elastično ponašanje izotropnog materijala jednostavno se zadaje u *Abaqusu* unošenjem modula elastičnosti (E) i Poissonovog koeficijenta (v). Obzirom da se u radu analizira plastično ponašanje materijala, potrebno je definirati i granicu popuštanja i plastično očvrsnuće. Svojstva materijala u plastičnom području prikazana su u Hookovom dijagramu (slika 4.1 a i b) [8].

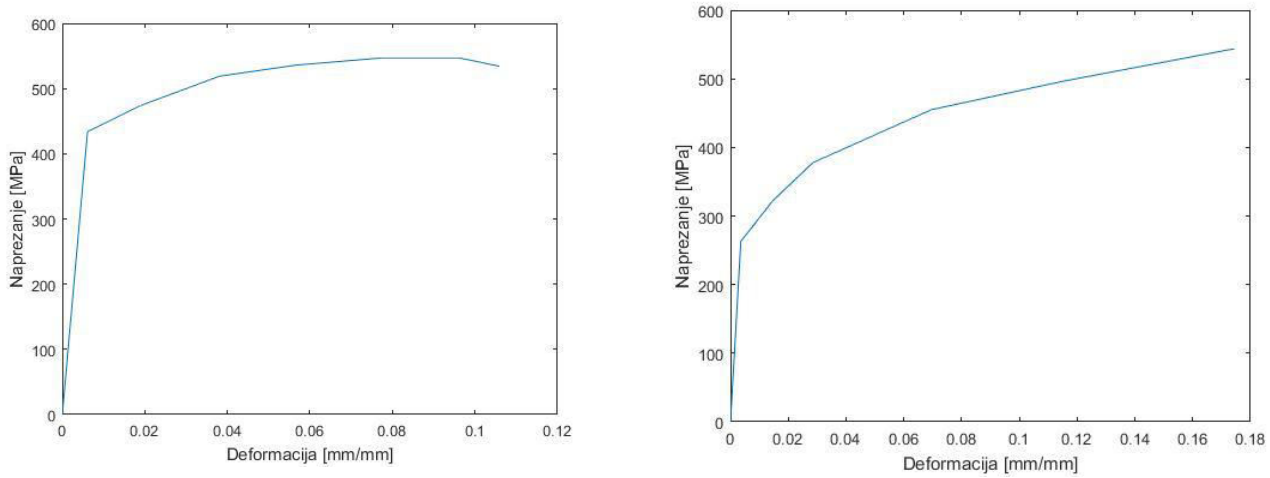
Kao pretpostavka kod definiranja materijala oplate i uzdužnica, zbog nedostupnih podataka, je korištena aluminijeva legura 2024-T42. Navedena legura je jedna od najčešće korištenih legura u zrakoplovstvu. Podaci o materijalu su preuzeti iz [9].

Ramenjače su drugog materijala jer moraju podnijeti najveća opterećenja te se u praksi za njihovu konstrukciju koriste materijali boljih mehaničkih svojstava. Za konstrukciju ramenjača na ovom modelu korištena je aluminijeva legura 7075-T7351. Svojstva materijala prikazana su u tablici 4.1, a podaci su preuzeti iz [9].

Tablica 4.1 Svojstva materijala [9]

Materijal	Al 2024-T42	Al 7075-T7351
Modul elastičnosti, E [GPa]	73	71
Poissonov koeficijent, v [-]	0.33	0.33
Gustoća materijala, ρ[kg/m^3]	2768	2796
Granica tečenja, σ_y [MPa]	263	434

Ponašanje materijala u plastičnom području prikazano je na slici 4.1 a) za Al 7075-T7351 i na slici 4.1 b) za Al 2024-T42.



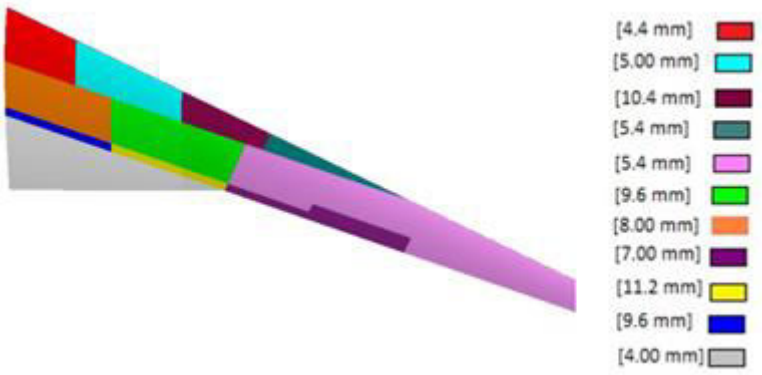
a) Al 7075-T7351 b) Al 2024-T42

Slika 4.1 a) i b) Prikaz ponašanja materijala u plastičnom području

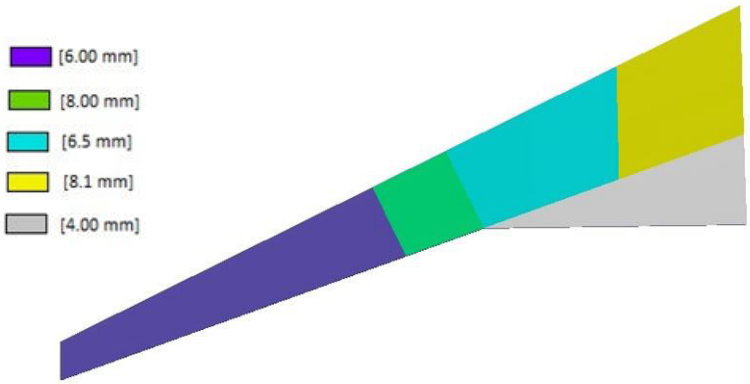
4.2. Debljine dijelova konstrukcije krila

Debljina oplate, ramenjače i rebara kod realne konstrukcije krila variraju ovisno o dijelu krila koje se razmatra te ih je stoga potrebno pojednostavniti kako bi se mogla provesti numerička analiza. Kod dijelova oplate koji su više opterećeni, kao na dijelu spoja motora i krila, korištena je veća debljina oplate i rebara.

U nastavku su slike 4.2 i 4.3 s prikazanim vrijednostima debljina pojedinih dijelova oplate polukrila koje su određene prema [7] i nakon provedenih numeričkih analiza modela. Poslije provedenih numeričkih analiza potrebno je bilo zadebljati donjaku polukrila. Ukupna masa modela polukrila je 5083.2 kg.

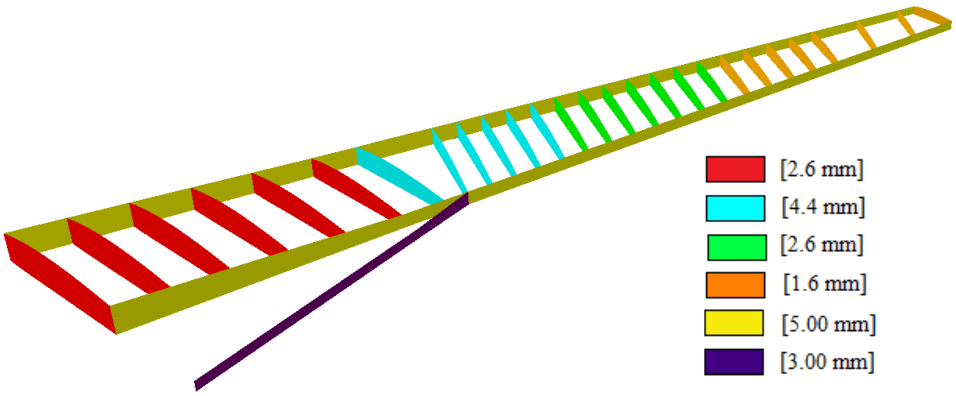


Slika 4.2 Područja različitih debljina materijala gornjake



Slika 4.3 Područja različitih debljina donjake

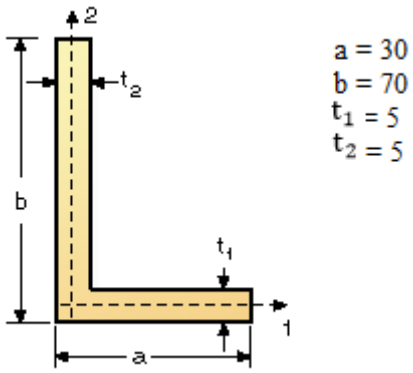
Debljine rebara i prednje, stražnje te pomoćne ramenjače su prikazane na slici 4.4.



Slika 4.4 Područja različitih debljina ramenjača i rebara

4.3. Definiranje uzdužnica

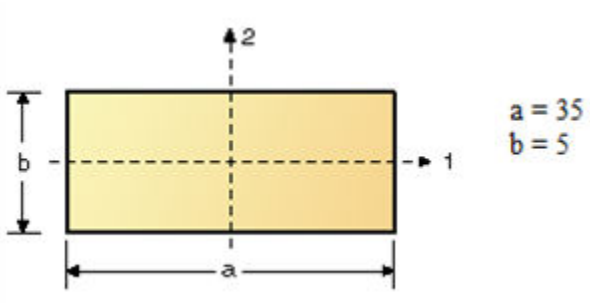
Model polukrila sadrži deset uzdužnica s gornjake i donjake koje su konstruirane u *Solidworks*–u na prethodno objašnjen način. Linijama su dodijeljene karakteristike L profila te su im zadana svojstva materijala kao i ostalim dijelovima polukrila preko naredbe *Assing Section.* Slika 4.5 prikazuje dimenzije poprečnog presjeka uzdužnica.



Slika 4.5 L profil uzdužnice, dimenzije su u [mm]

4.4. Ramenjače

Strukovi ramenjača su konstruirani u programu *Solidworks* kao površine, dok su pojasevi ramenjača diskretizirani grednim elementima u *Abaqus*-u. Pojas ramenjače je bitan zbog toga što preuzima na sebe veliki dio opterećenja uslijed savijanja.



Slika 4.6 Presjek struka ramenjače, dimenzije su u [mm]

4.5. Opterećenja

Polukrilo je opterećeno silama uslijed vlastite težine, a sile koje rasterećuju polukrilo su sile uslijed težine goriva u spremnicima i težine motora. Moment propinjanja koji uvija konstrukciju krila, nije zadan na numeričkom modelu, zbog pretpostavke da ne utječe puno na rezultate te bi za detaljniju analizu trebao biti definiran.

Kontinuirano opterećenje F_G graničnog opterećenja pri pozitivnom faktoru opterećenja dobiveno je iz izraza

$$F_G = m_K \cdot n \cdot g = \frac{77000}{2} \cdot 3 \cdot 9{,}81 = 1133055 \text{ N}, \quad (4.1)$$

gdje je $m_K = \frac{m_{UK}}{2}$ polovina ukupne mase zrakoplova, n normalno opterećenje, g ubrzanje zemljine sile težine.

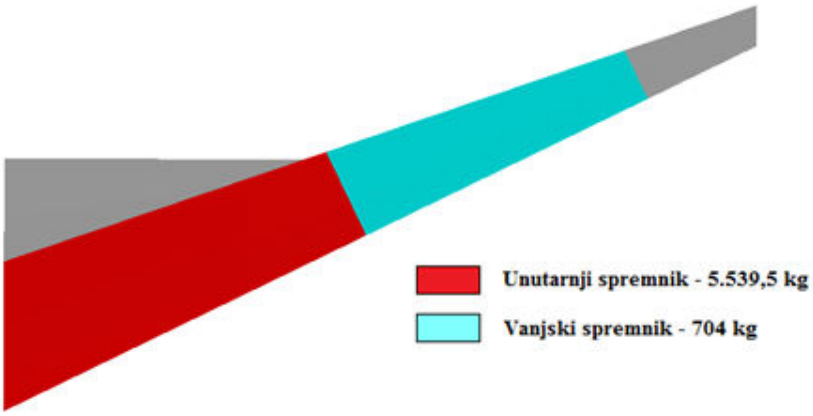
Kontinuirano opterećenje na numeričkom modelu krila je zadano kao tlak po cijeloj gornjaci, zbog čega je potrebno podijeliti silu F_G s površinom gornjake.

$$p_G = \frac{F_G}{S_{GORNJAKE}} = \frac{1133055}{24.47} = 46303.8 \text{ Pa}. \quad (4.2)$$

Sila motora je uzrokovana težinom samog motora, a njezina vrijednost je

$$F_m = m_m \cdot g = 11600 \cdot 9.81 = 113796.00 \text{ N}. \quad (4.3)$$

Sila motora je raspoređena na spoju šestog rebra i oplate donjake.Na tom mjestu se i kod krila Airbus-a A320 nalazi spoj motora i krila. Rasterećenje goriva zadano je preko tlaka koji djeluje na donjaku krila uslijed težine goriva u unutarnjem i vanjskom spremniku (slika 4.7) [7].

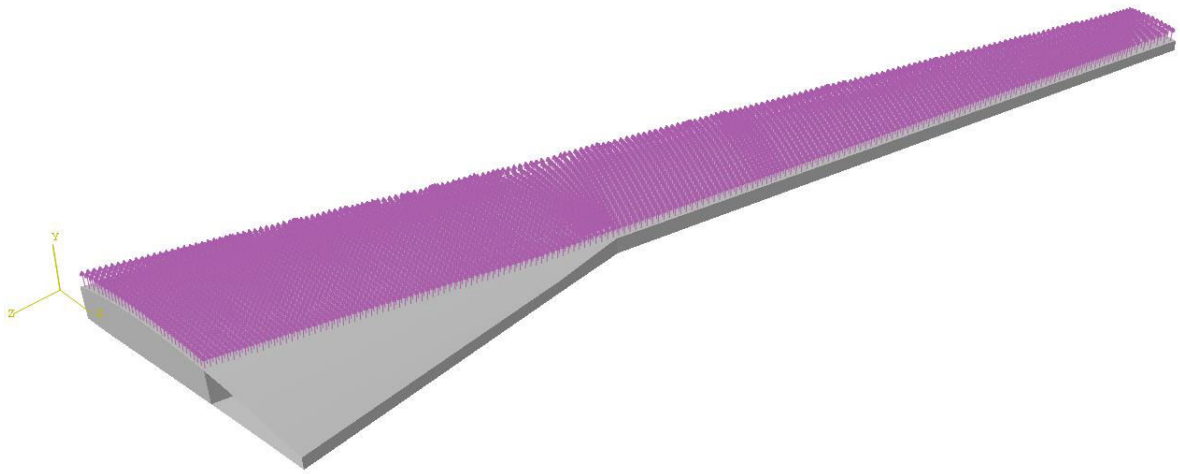


Slika 4.7 Vanjski i unutarnji spremnik goriva [7]

Tlak uslijed rasterećenja težinom goriva izračunat je preko formule 4.4.

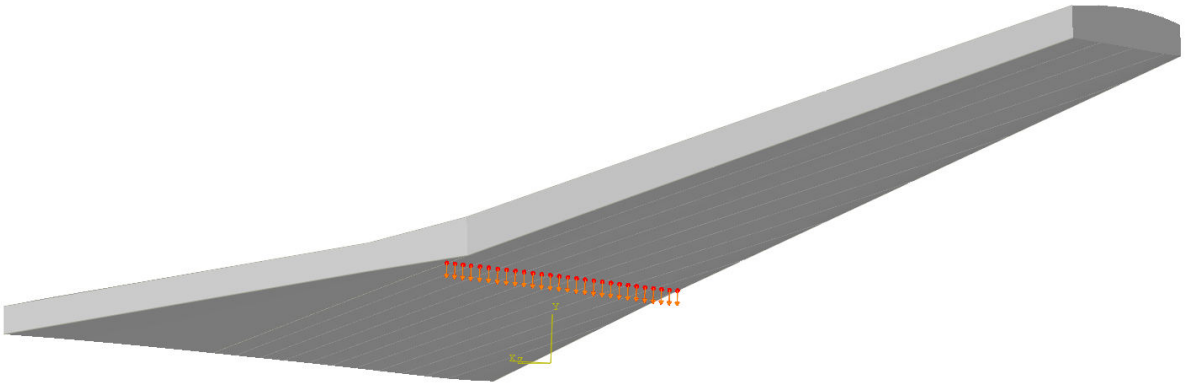
$$p_{GORIVO} = \frac{F_{GORIVO}}{S_{SPREMNIKA}} = \frac{m_{gorivo} \cdot g}{S_{SPREMNIKA}} = \frac{6243.5 \cdot 9.81}{22.13} = 2767.67 \text{ Pa.} \quad (4.4)$$

Slika 4.8 prikazuje djelovanje tlaka p_G na gornjaku polukrila.



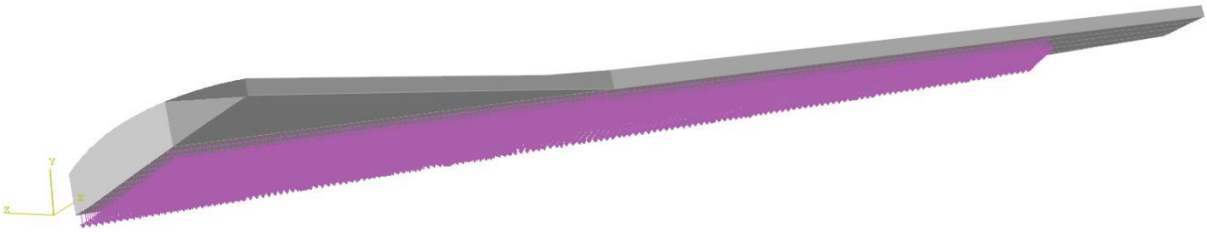
Slika 4.8 Sile na gornjaci

Slika 4.9 prikazuje djelovanje rasterećenja težinom motora F_m na polukrilo.



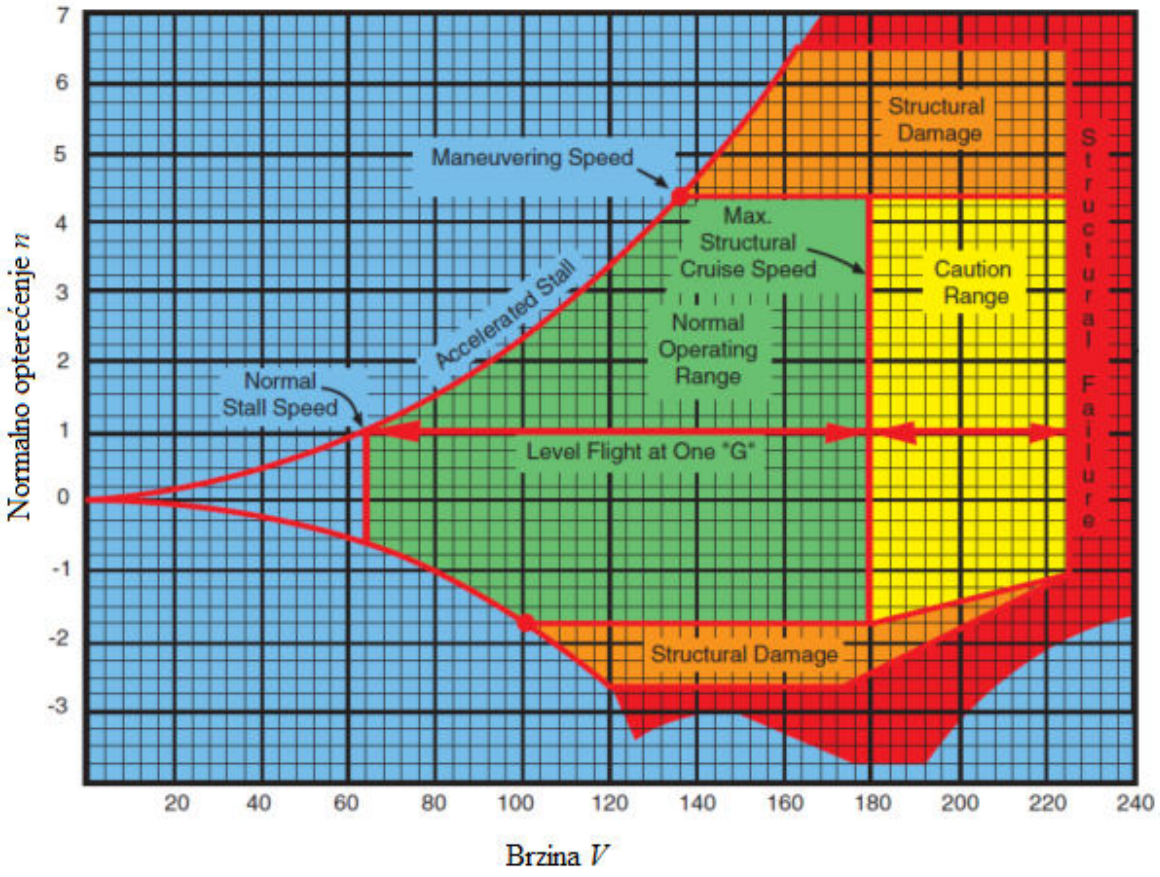
Slika 4.9 Rasterećenje od motora

Slika 4.10 prikazuje djelovanje tlaka goriva p_{GORIVO} na donjaci krila.



Slika 4.10 Prikaz rasterećenja težinom goriva

Čvrstoća konstrukcije i upravljivost zrakoplova koja ovisi o promjeni sile uzgona prikazane su o međusobnoj ovisnosti u Vn dijagramu.

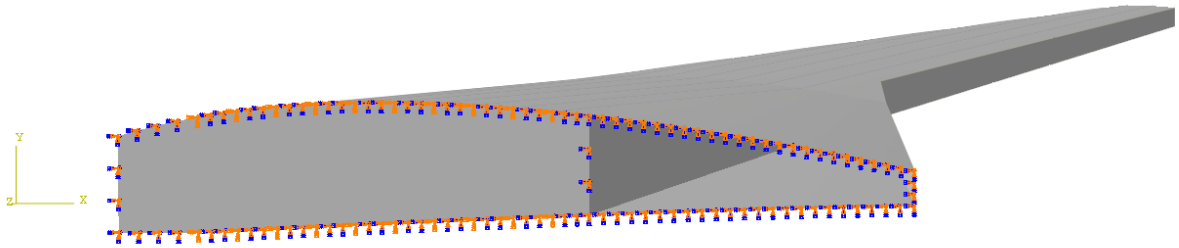


Slika 4.11 Vn dijagram [4]

Slika 4.11 prikazuje općeniti oblik Vn dijagrama. Normalno opterećenje n je omjer sile uzgona L i težine zrakoplova W. Linije u Vn dijagramu označavaju granično područje u kojem zrakoplov može letjeti. Prvi dio dijagrama ograničen je parabolom zato što pri manjim brzinama koeficijent uzgona ne može biti veći od C_{Lmax}, dok je ostatak dijagrama ograničen zbog ograničenja čvrstoće konstrukcije [10]. Rezultati u nastavku prikazani su za granična područja normalnog opterećenja: +4.5g , +3g i -1.5g. Granično opterećenje od +3g predstavlja maksimalno opterećenje pri kojem neće doći do deformacija u konstrukciji, dok krajnje opterećenje od +4.5g predstavlja opterećenje koje konstrukcija podnosi prije pucanja uz pojavu plastičnih deformacija.

4.6. Rubni uvjeti

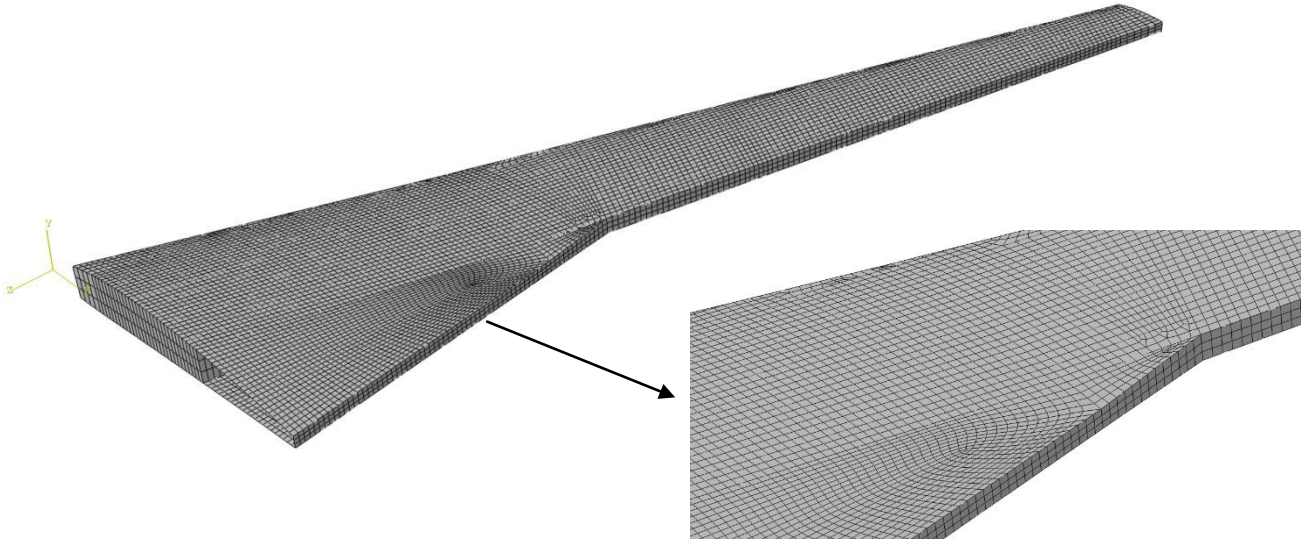
Rubni uvjeti su zadani na spoju krila i trupa zrakoplova. Onemogućeni su pomaci ramenjača, oplate i uzdužnica u smjeru osi *X,Y* i *Z* te rotacije oko osi *X*,*Y* i *Z*. Slika 4.12 prikazuje zadane rubne uvjete u programskom paketu *Abaqus* unutar modula *Load.*



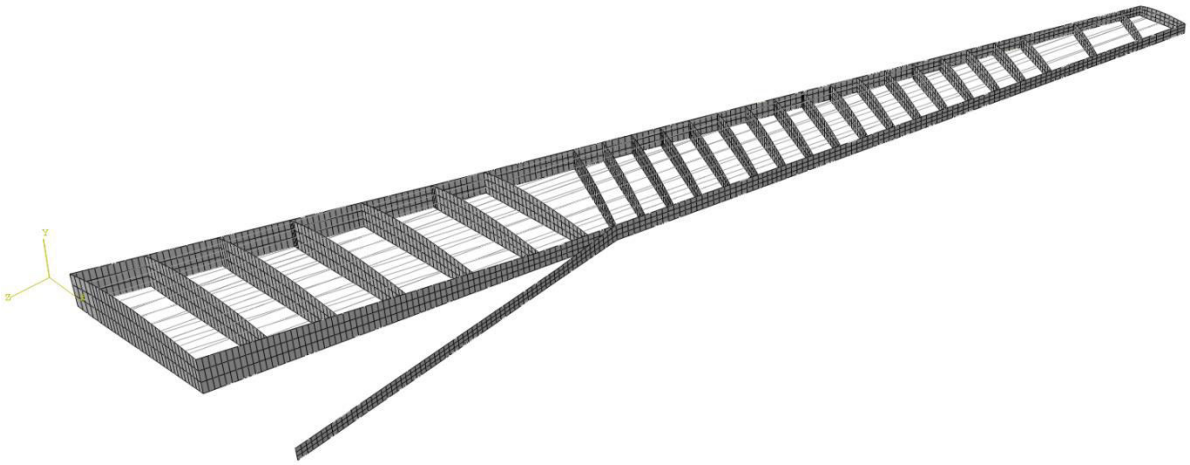
Slika 4.12 Prikaz rubnih uvjeta

4.7. Mreža konačnih elemenata

Mreža elemenata se kreira unutar modula *Mesh*. Naredbnom *Assign Element Type* kreira se mreža konačnih elemenata koja se sastoji od pravokutnih reduciranih elemenata S4R, trokutastih ljuskastih konačnih elemenata S3 i linearnih linijskih elemenata B3. Ukupan broj elemenata je 17158 od čega je 14685 S4R elementi, a ostatak čine B3 elementi kojih ima 2406 te S3 elementi kojih ima 67. Na slikama 4.13 i 4.14 detaljnije je prikazana mreža konačnih elemenata.



Slika 4.13 Mreža konačnih elemenata

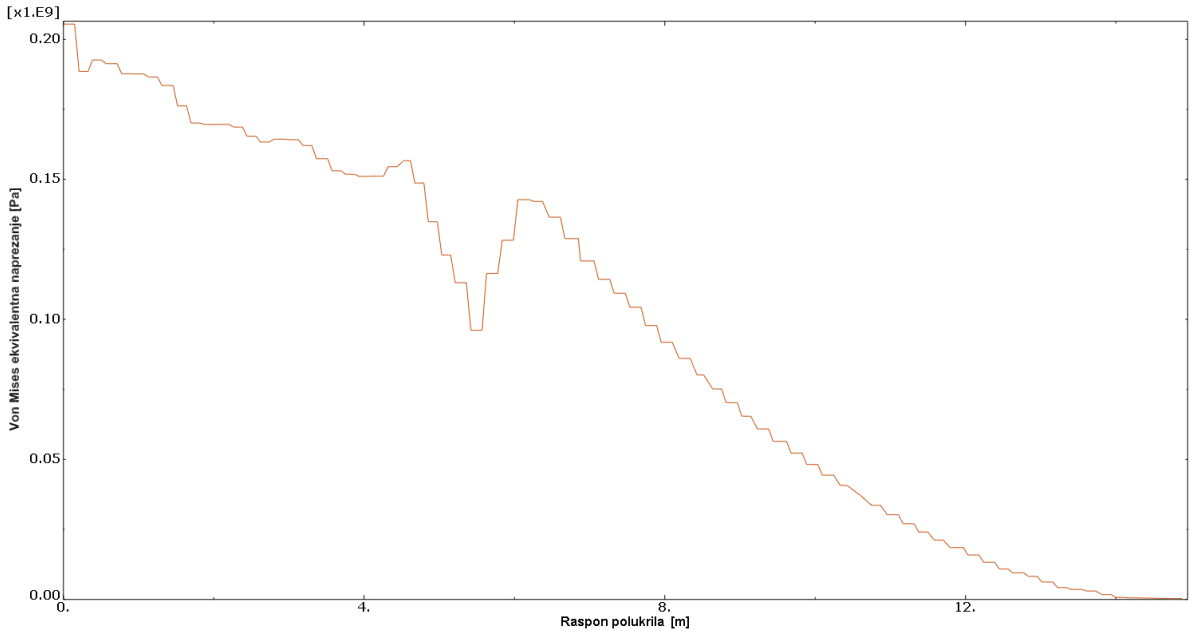


Slika 4.14 Mreža konačnih elemenata bez oplate

5. REZULTATI

Numeričke analize u ovome radu su statičke, geometrijski linearne, a materijalno nelinearne odnosno u obzir su uzete plastične deformacije materijala kao što je opisano u poglavlju 4.1. Dijagrami na slikama 5.1, 5.4, 5.8 i 5.11 prikazuju ekvivalentna Von Mises naprezanja u najopterećenijim dijelovima ramenjača. Kod pozitivnih opterećenjaje najopterećeniji je donji dio stražnje ramenjače, dok je kod negativnih opterećenja najopterećeniji gornji dio stražnje ramenjače. Uz dijagram naprezanja prema Von Misesu, prikazane su slike modela s raspodjelom naprezanja i pojave plastičnih deformacija kod opterećenja od +4.5 g, +3 g i -1.5 g.

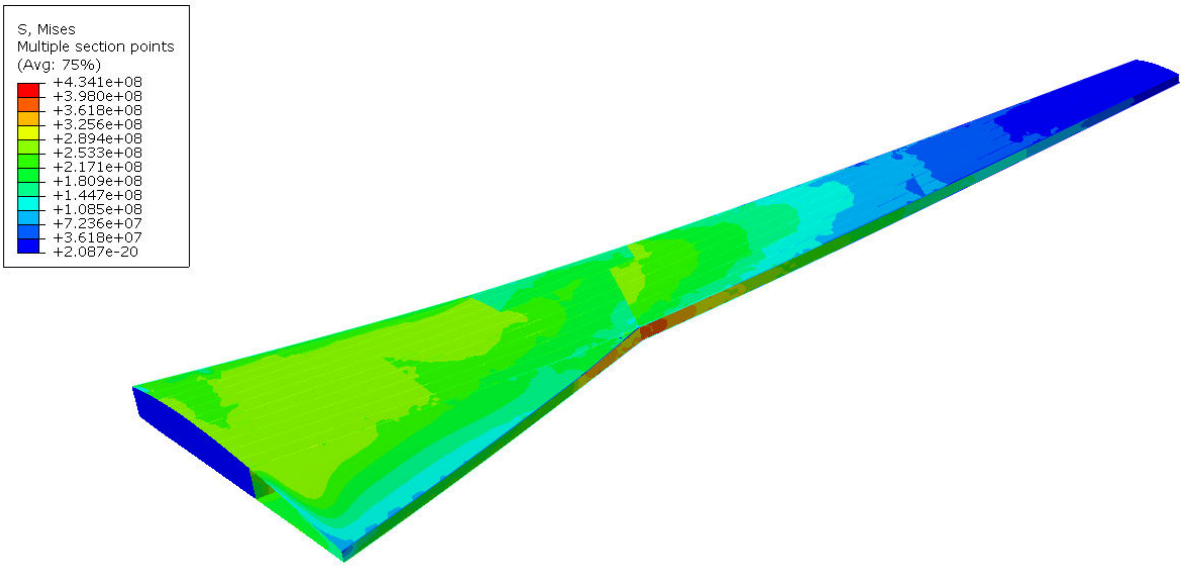
Rezultati uslijed pozitivnog krajnjeg opterećenje od +4.5g prikazani su na slici 5.1. Najveća vrijednost naprezanja u pojasu donjeg dijela stražnje ramenjače se javlja u korijenu krila i iznosi 205.5 MPa.



Slika 5.1 Von Mises naprezanja pri +4.5g u struku stražnje ramenjače

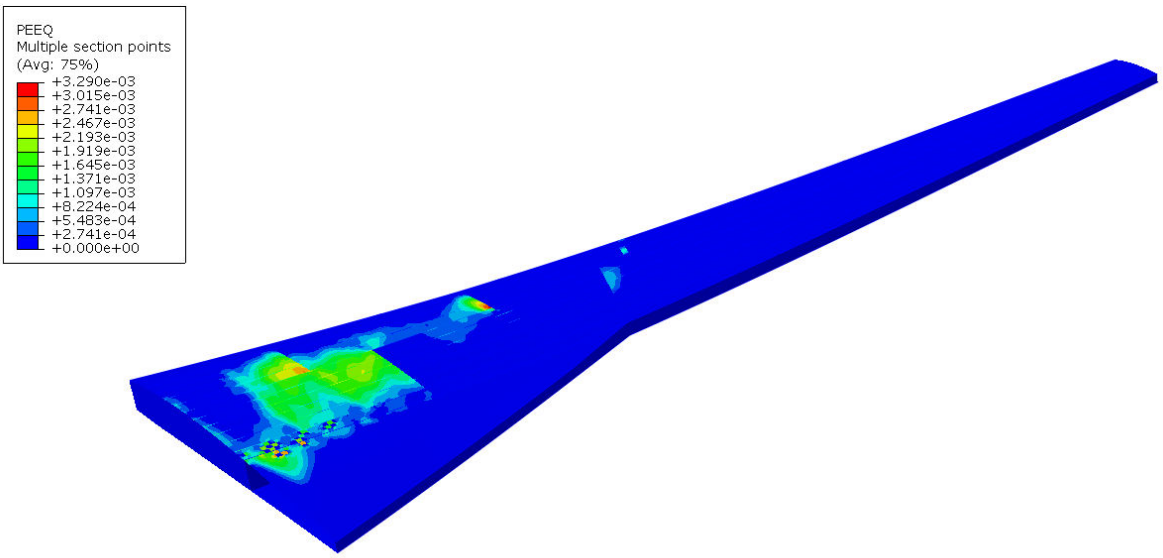
Najveća vrijednost naprezanja se nalazi u stražnjoj ramenjači kod spoja sa pomoćnom ramenjačom. Iznos maksimalnog naprezanja je 434.1 MPa.

Slika 5.2 prikazuje raspodjelu naprezanja na polukrilu pri opterećenju od +4.5g.



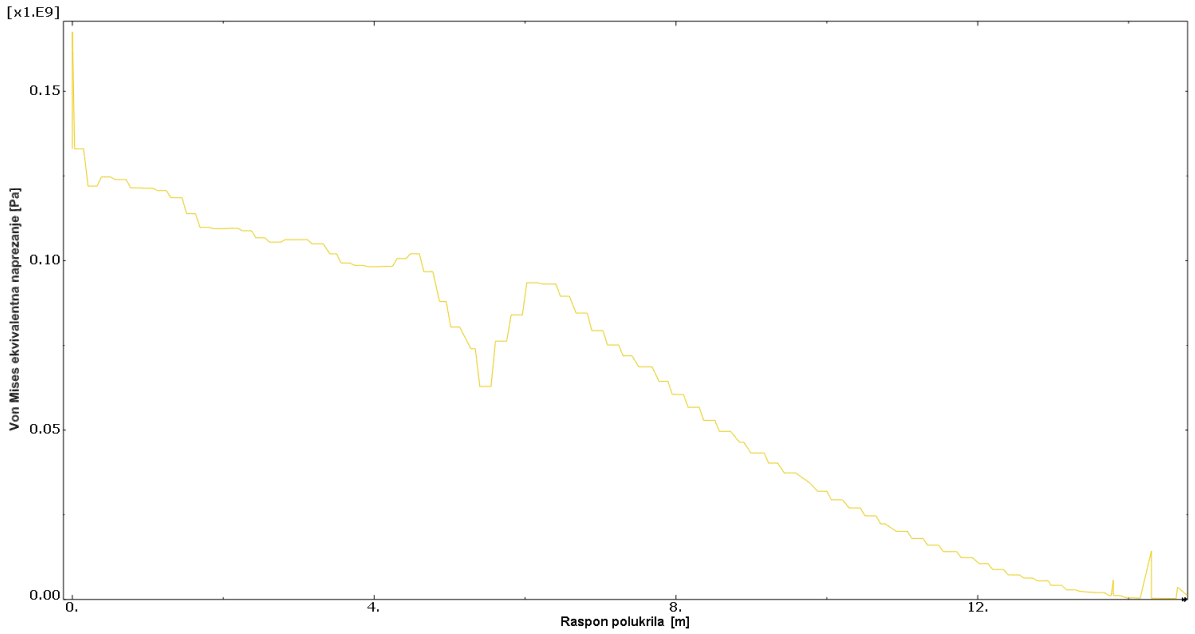
Slika 5.2 Raspodjela Von Mises [Pa] naprezanja na cijelom polukrilu kod opterećenja od +4.5g

Slika 5.3 prikazuje pojavu plastičnih deformacija na polukrilu pri opterećenju od +4.5g. Primjetne su plastične deformacije na gornjaci u iznosu od 0.03% koje se mogu zanemariti zbog male vrijednsoti.



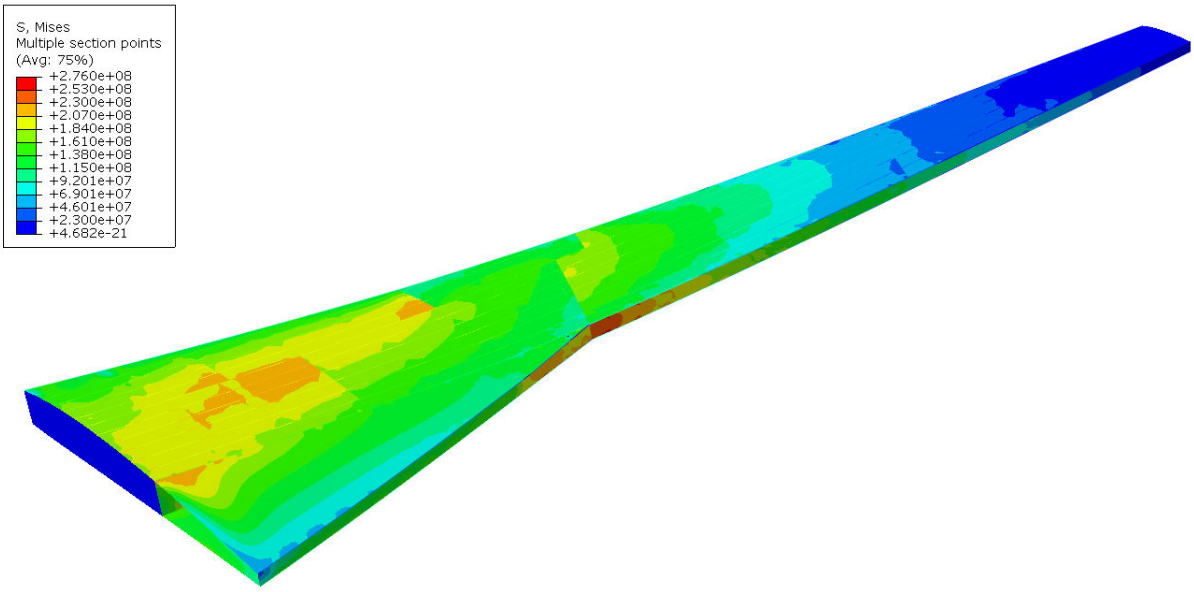
Slika 5.3 Plastična deformacija polukrila kod opterećenja od +4.5g

Rezultati uslijed graničnog opterećenja od +3g prikazani su na slici 5.4. Najveća vrijednost naprezanja u pojasu donjeg dijela stražnje ramenjače javlja se u korijenu krila i iznosi 167.5 MPa.

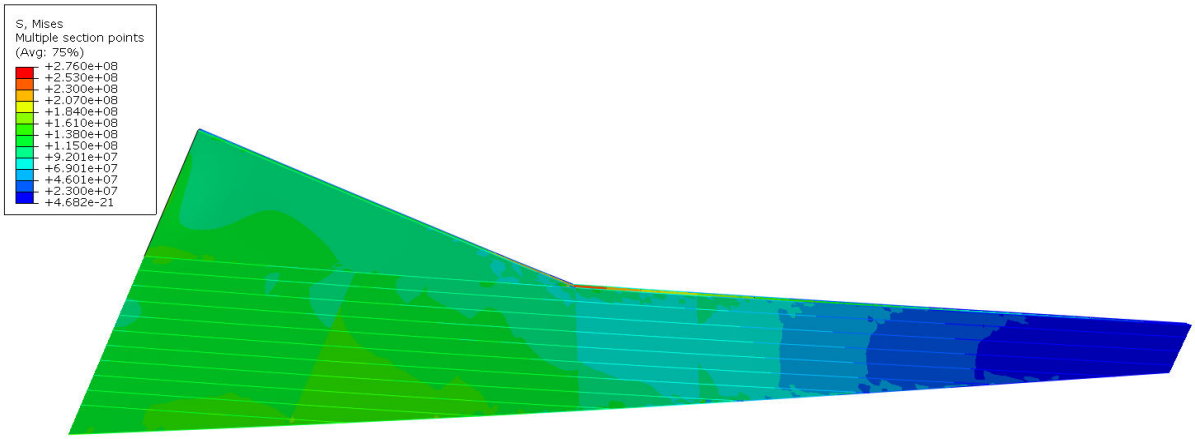


Slika 5.4 Von Mises naprezanja pri +3g u struku stražnje ramenjače

Slika 5.5 i 5.6 prikazuju raspodjelu naprezanja prema Von Misesu na polukrilu pri opterećenju od +3g. Najveća vrijednost naprezanja je 276 MPa i javlja se na mjestu spoja stražnje i pomoćne ramenjače.



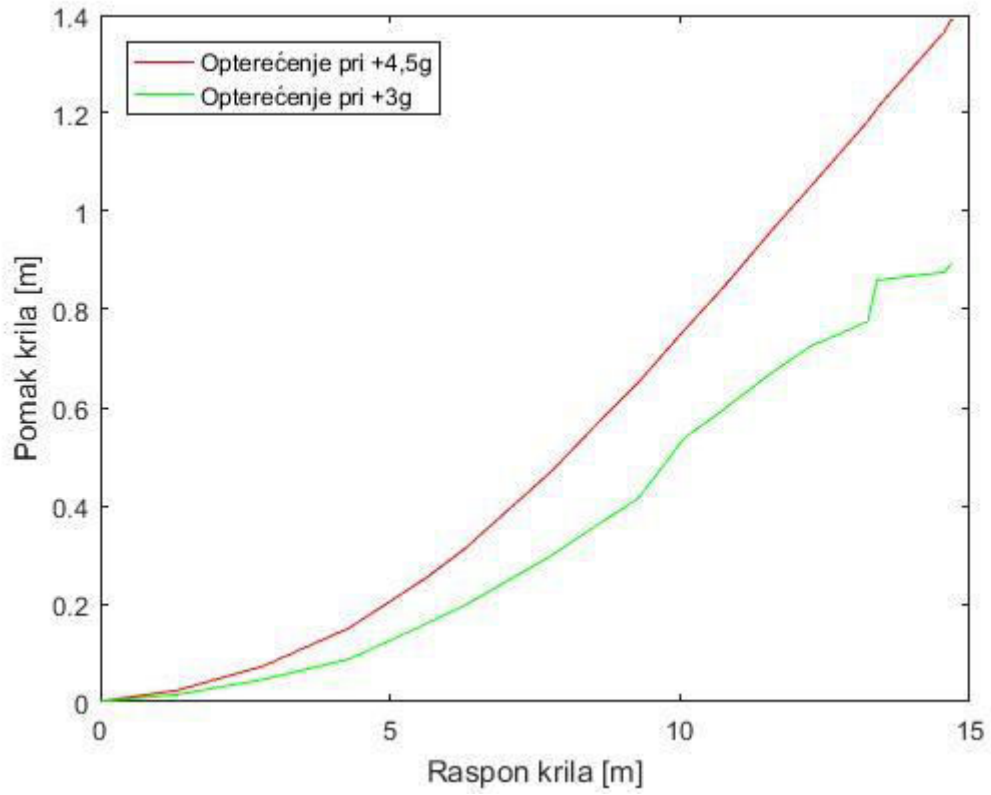
Slika 5.5 Raspodjela Von Mises [Pa] naprezanja na gornjaci krila pri opterećenju od +3 g



Slika 5.6 Raspodjela Von Mises [Pa] naprezanja na donjaci krila pri opterećenju od +3 g

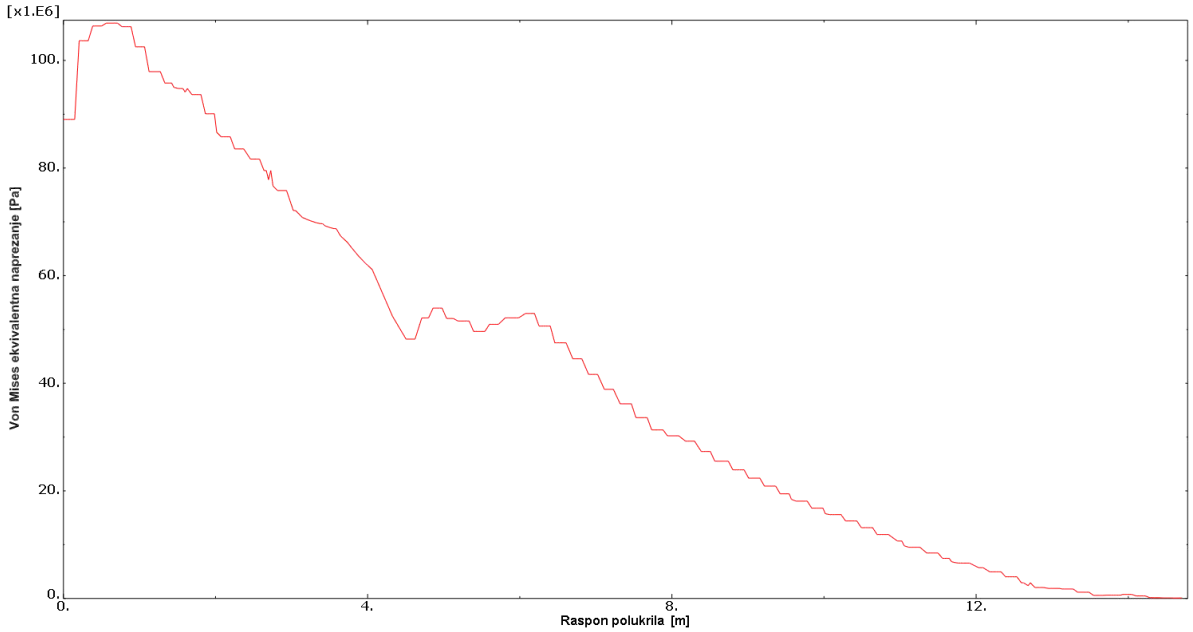
Plastičnih deformacija kod modela opterećenog s +3g nema, što je i očekivani rezultat kod graničnog opterećenja.

Pomaci polukrila kod opterećenja od +4.5g i +3g prikazani su na slici 5.7. Pomaci su mjereni duž donjeg dijela stražnje ramenjače. Najveći pomak kod opterećenja od +4.5 g iznosi 1.39 m, a kod opterećenja od +3 g najveći pomak iznosi 0.89 m.



Slika 5.7 Usporedba pomaka

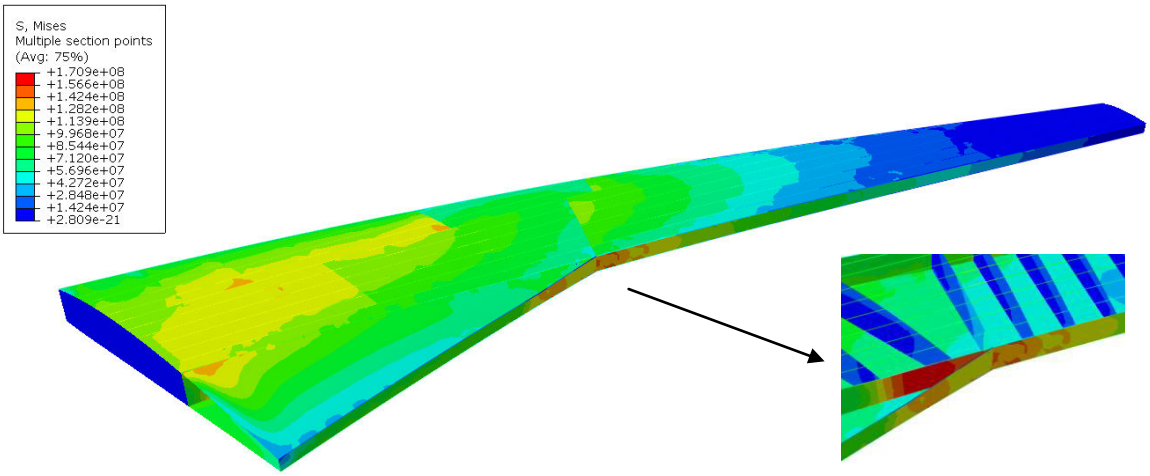
Rezultati uslijed opterećenja-1.5 g prikazani su na slici 5.8. Najveća vrijednost naprezanja u pojasu gornjeg dijela stražnje ramenjače se javlja malo poslije korijena krila i iznosi 106.9 MPa.



Slika 5.8 Von Mises naprezanja pri -1.5g u struku stražnje ramenjače

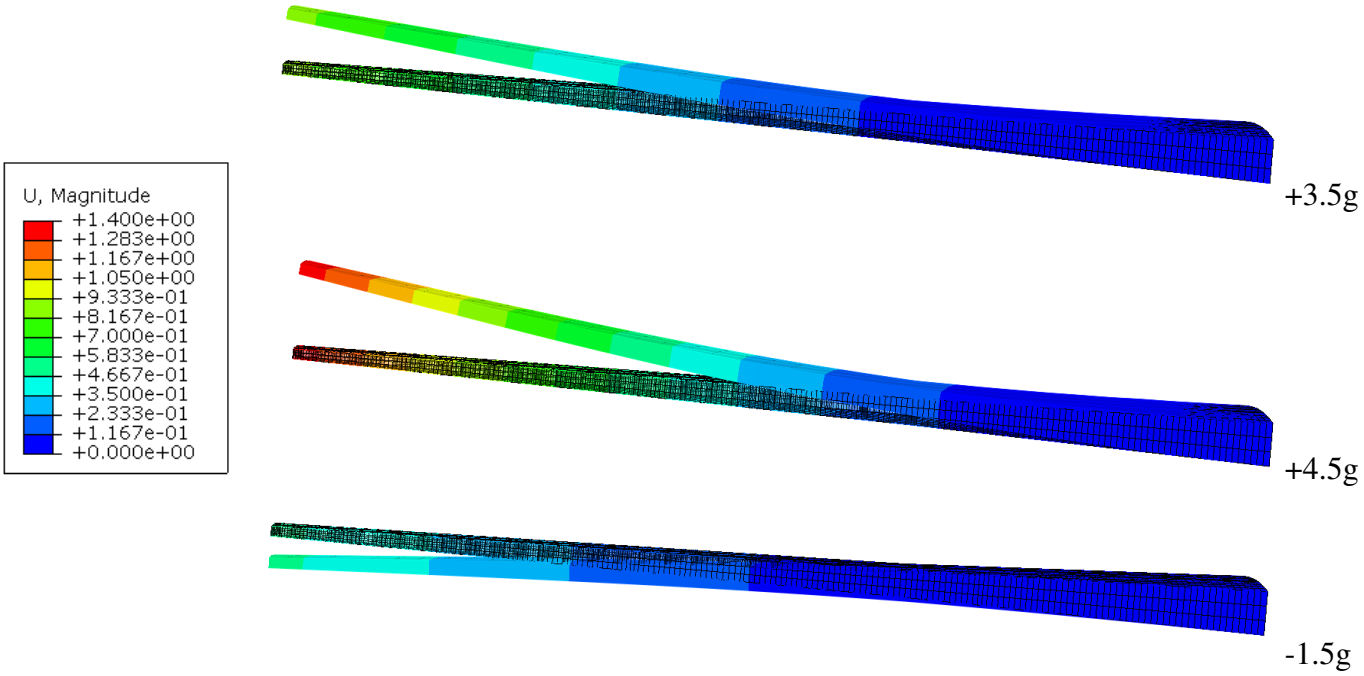
Plastičnih deformacija kod modela opterećenog s -1.5g nema.

Slika 5.9 prikazuje raspodjelu ekvivalentnih naprezanja prema Von Misesu kod opterećenja -1.5g. Najveća vrijednost naprezanja je 170,9 MPa kod spoja stražnje i pomoćne ramenjače.



Slika 5.9 Raspodjela Von Mises [Pa] naprezanja kod opterećenja od -1.5 g

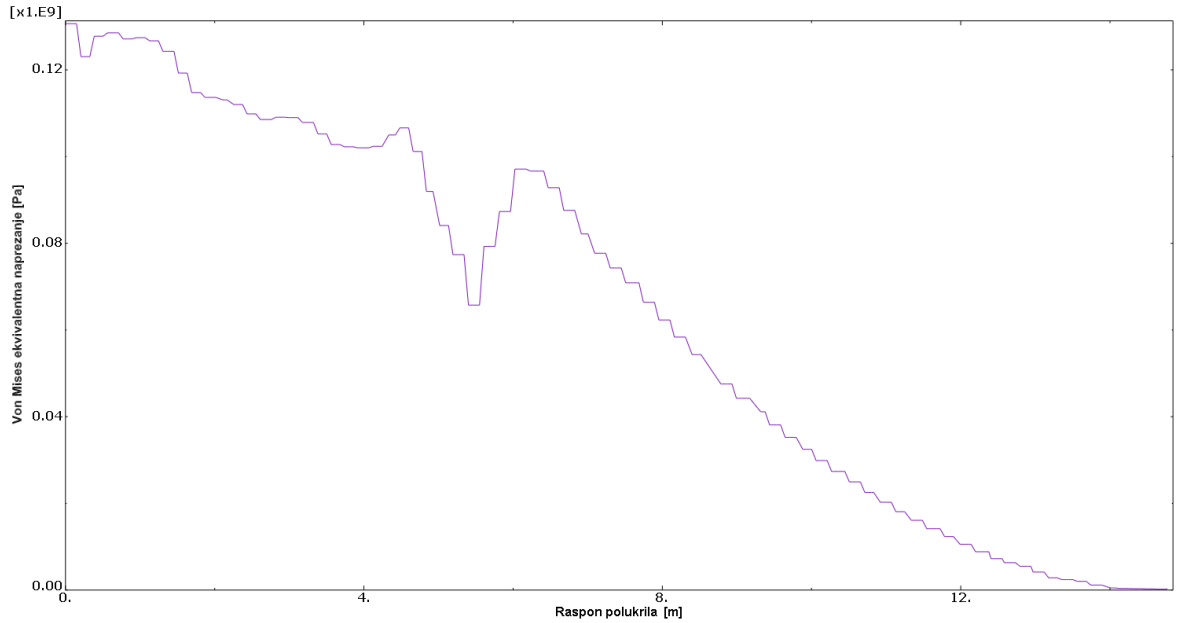
Pomaci kod opterećenja od +4.5g, +3g i -1.5g prikazani su na slici 5.10. *Scale factor* korišten kod prikazivanja rezultata pomaka polukrila iznosi jedan.



Slika 5.10 Pomaci [m] polukrila pri djelovanju +4.5g, +3g i -1.5g

U letu je krilo često rasterećeno sa pola rezervoara, zbog čega su na sljedećim slikama prikazani rezultati za polukrilo rasterećeno sa samo unutarnjim spremnikom punim goriva i opterećenjem +3 g.

Slika 5.11 prikazuje raspodjelu naprezanja u donjem pojasu stražnje ramenjače.



Slika 5.11 Von Mises naprezanja u donjem struku stražnje ramenjače kod krila s unutarnjim spremnikom punim goriva pri opterećenju od +3g

Maksimalno naprezanje se javlja u području korijena krila i iznosi 130 MPa, dok kod polukrila rasterećenog s unutarnjim i vanjskim spremnikom maksimalan iznos naprezanja iznosi 167.5 MPa. Plastičnih deformacije kod modela polukrila koje je rasterećeno samo unutarnjim spremnikom goriva nema.

6. ZAKLJUČAK

Konstrukcija polukrila opterećenog i rasterećenog kako je napisano u tekstu, prilikom analize pokazuje malu pojavu plastičnih deformacija i male progibe krila. Lokalno se pojavljuju male vrijednosti plastičnih deformacija, koje mogu biti posljedica pojednostavljenja konstrukcije krila. Kao najopterećeniji dio polukrila pokazuje se područje spoja stražnje i pomoćne ramenjače. Područje spoja ramenjača može se ojačati podebljavanjem spoja ili pojačanjima u samoj konstrukciji spoja.

Analiza s rasterećenjem od unutarnjeg spremnika goriva samo, što je uobičajen slučaj tijekom leta zrakoplova gdje se prvo prazne vanjski spremnici goriva, pokazuje kako vanjski spremnik zbog svoje manje zapremnine goriva ne doprinosi značajno rasterećenju krila. Iz tog razloga glavna rasterećenja krila predstavljaju unutarnji spremnik goriva i motor.

Za nastavak rada i detaljniju analizu potrebno je provesti aerodinamičnu analizu krila za točnije određivanje opterećenja te precizniju analizu gubitka stabilnosti. Konstrukcija modela trebala bi biti konstruirana s detaljnijim spojevima između uzdužnica i oplate, između rebara i ramenjača te detaljnijim servisnim otvorima i spojem stajnog trapa s krilom.

LITERATURA

[1] Crompton Willard, S.: The Wright Brothers: First in Flight, Infobase Publishing, 2007.

[2] Laming, T.: Airbus A320, Airlife, 2000.

[3] Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe, United States Department of Transportation, 2012.

[4] Smojver, I. : Autorizirana predavanja iz kolegija Konstrukcija zrakoplova I, Zagreb, 2015.

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

[6] D. Ćorić, T. Filetin: Materijali u zrakoplovstvu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Ivana Lučića 5, Zagreb, 2012.

[7] Airbus 319 Structural Repair Manual.

[8] Rafael, H.: Diplomski rad, Zagreb, 2008.

[9] Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures, United States Department of Defense, 2003.

[10] Nastavni materijali iz kolegija "Perfomanse zrakoplova".