

Utjecaj suženja krila na raspodjelu naprezanja u elementima konstrukcije

Tepoš, Slavko Josip

Undergraduate thesis / Završni rad

2024

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:225609>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-01-27**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Slavko Josip Tpeš

Zagreb, 2024.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentor:

Izv. prof. dr. sc. Darko Ivančević, mag. ing. aeroing.

Student:

Slavko Josip Tepeš

Zagreb, 2024.

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

Zahvaljujem se svima na potpori i razumijevanje tijekom ovog stresnog perioda, roditeljima, prijateljima, posebice djevojci. Posebno hvala mentoru na prihvaćanju mentorstva te njegovom trudu i pristupačnosti prilikom izrade završnoga rada.

Slavko Josip Tepoš



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 24 - 06 / 01	
Ur.broj: 15 - 24 -	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Slavko Josip Tepoš** JMBAG: **0035225380**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Utjecaj suženja krila na raspodjelu naprezanja u elementima konstrukcije**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Influence of wing taper on stress distribution in structural elements**

Opis zadatka:

Krila aviona se zbog poboljšanih aerodinamičkih i konstrukcijskih svojstava izrađuju sa suženjem poprečnog presjeka što utječe na raspodjelu naprezanja u elementima konstrukcije krila. Utjecaj suženja krila na raspodjelu naprezanja u trapeznom krilu bez kuta strijele je u ovom radu potrebno analizirati numerički primjenom programa *Abaqus*®.

U radu je potrebno:

- analizu provesti za generičke konstrukcije krila s dvije ramenjače, rebrima, oplatom i uzdužnicama a u proračunu razmatrati samo torzijsku kutiju krila
- izraditi najmanje tri numerička modela u kojima je mijenjan samo iznos suženja krila, a referentnu geometriju odabrati na temelju proizvoljno odabranog postojećeg modela aviona
- opterećenje i rubne uvjete modelirati pojednostavljeno, te opisati korištena pojednostavljena
- koristiti mehanička svojstva aluminijskih legura koje se koriste u zrakoplovnim konstrukcijama
- dati kritički osvrt na rezultate s obzirom na karakteristike konstrukcije koji se uzimaju u obzir pri projektiranju aviona poput mase konstrukcije i iznosa prostora dostupnog za smještaj goriva.

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

Zadatak zadan:

30.11.2023.

Zadatak zadao:

Izv. prof. dr. sc. Darko Ivančević

Datum predaje rada:

1. rok: 22. i 23. 2. 2024.
2. rok (izvanredni): 11. 7. 2024.
3. rok: 19. i 20. 9. 2024.

Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 26. 2. - 1. 3. 2024.
2. rok (izvanredni): 15. 7. 2024.
3. rok: 23. 9. - 27. 9. 2024.

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

POPIS SLIKA	II
POPIS TABLICA	III
POPIS OZNAKA	IV
SAŽETAK	V
SUMMARY	VI
1. UVOD	1
2. GEOMETRIJA KONSTRUKCIJE KRILA	3
2.1. Izrada modela konstrukcije krila	5
3. NUMERIČKA ANALIZA	7
3.1. Svojstva materijala	7
3.2. Definiranje opterećenja	7
3.3. Rubni uvjeti	8
3.4. Opis numeričkog modela	9
4. REZULTATI	11
4.1. Analiza pomaka	11
4.2. Analiza raspodjele ekvivalentnih von Mises naprezanja	11
5. ZAKLJUČAK	16
LITERATURA	17

POPIS SLIKA

Slika 1. Ovisnost koeficijenta uzgona duž poluraspona krila za tri modela krila s različitim omjerima suženja [1]	2
Slika 2. Cessna 172 [4].....	4
Slika 3. Pogled odozgo na Cessnu 172 [5].....	4
Slika 4. Položaj rezervoara i razmještaj konstruktivnih elemenata krila aviona Cessne 172 [6]5	
Slika 5. Model 0,657 prikazan bez oplata (s oplatom dolje desno) i sa svim dimenzijama potrebnim za modeliranje, RR-razmak rebara.....	6
Slika 6. Definiranje opterećenja	8
Slika 7. Rubni uvjeti.....	8
Slika 8. I-profil uzdužnica, dimenzije su u [m].....	9
Slika 9. Pravokutni profil pojasa ramenjača, dimenzije su u [m].....	9
Slika 10. Mreže konačnih elemenata svih modela	10
Slika 11. Vertikalni pomaci [m] svih modela.....	11
Slika 12. Ekvivalentna von Mises naprezanja [Pa] za sve modele konstrukcije krila u pojasevima ramenjača.....	12
Slika 13. Prikaz von Misesovih naprezanja na gornjim oplatama svih modela konstrukcije krila.....	12
Slika 14. Ekvivalentna von Mises naprezanja uzdužnice na donjaci svih modela konstrukcije krila.....	13
Slika 15. Prikaz rezultata ekvivalentnih von Mises naprezanja za gornji pojas prednje ramenjače.....	14
Slika 16. Prikaz rezultata ekvivalentnih von Mises naprezanja za donji pojas prednje ramenjače.....	14
Slika 17. Prikaz rezultata ekvivalentnih von Mises naprezanja za gornji pojas stražnje ramenjače.....	15
Slika 18. Prikaz rezultata ekvivalentnih von Mises naprezanja za donji pojas stražnje ramenjače.....	15

POPIS TABLICA

Tablica 1. Stvarni podaci za Cessnu 172.....	3
Tablica 2. Dimenzije za sve varijante modela krila	6
Tablica 3. Svojstva materijala	7
Tablica 4. Broj pojedinih tipova konačnih elemenata za svaki model krila.....	10

POPIS OZNAKA

Oznaka	Mjerna jedinica	Opis
c_l	-	koeficijent uzgona profila
b	m	raspon polukrila
S	m ²	referentna površina polukrila
λ	-	omjer suženja krila
c_r	m	duljina korijenske tetive
c_t	m	duljina vršne tetive
E	GPa	modul elastičnosti
ν	-	Poissonov koeficijent
ρ	kg/m ³	gustoća
R_m	MPa	vlačna čvrstoća
R_e	MPa	granica razvlačenja
n	-	koeficijent opterećenja
L	N	sila uzgona
$MTOW$	kg	maksimalna dopuštena masa polijetanja
g	m/s ²	gravitacijska konstanta ubrzanja
p_L	Pa	tlak uzgona

SAŽETAK

Zadatak ovog završnog rada je numerički odrediti utjecaj suženja krila na raspodjelu naprezanja u elementima konstrukcije aviona. Tijekom analize utjecaja suženja krila na raspodjelu naprezanja mijenja se samo omjer suženja krila te se tako analiziraju naprezanja i pomaci pojedinih varijanata krila. Geometrija razmatranih konstrukcija krila modelirana je u programu *Solidworks*, a zatim poslije uvezena u *Abaqus/Standard*[®] program u kojem su provedene numeričke analize. Krilo je trapezno te nema kuta strijele. Letjelica koja je korištena kao referentna je Cessna 172 čije su dimenzije korijenske i vršne tetive, raspona i referentne površine krila korištene u modeliranju i proračunu. U modeliranju i proračunu razmatranih konstrukcija krila korištena su pojednostavljena i pretpostavke koja su detaljno objašnjena u tekstu.

Ključne riječi: omjer suženja krila, numerička analiza, raspodjela naprezanja, konstrukcija krila

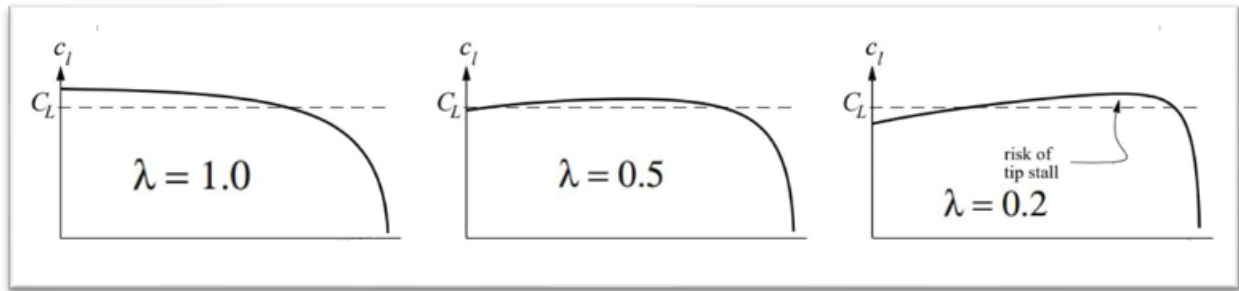
SUMMARY

The task of this Bachelor's thesis is to numerically determine the influence of wing taper on stress distribution in aircraft structural elements. During the analysis of the influence of wing taper on stress distribution, only the wing taper ratio changes, and thus stresses and displacements of each wing structure variants are analyzed. The geometry of the considered wing structures is modeled in *Solidworks* software, and then imported into the *Abaqus/Standard*[®] software for numerical analysis. The analyzed wing is trapezoidal and has no sweep angle. The aircraft used as a reference is the Cessna 172, whose root and tip chord dimensions, wingspan, and reference wing area are used in modeling and stress analysis. Simplifications and assumptions used in modeling and analysis of the considered wing structures are detailed in the text.

Key words: wing taper ratio, numerical analysis, stress distribution, wing structure

1. UVOD

Krilo aviona izrađuje se s promjenjivim poprečnim presjekom duž poluraspona krila kako bi se postigla bolja aerodinamička i konstrukcijska svojstva krila, a posljedično i cijelog aviona. Omjer suženja krila aviona definira se kao omjer duljine tetive krila na vrhu krila i duljine tetiva krila u korijenu krila. Najveći omjer suženja koji je jednak jedinici daje za rezultat pravokutno krilo kojemu su duljine tetiva po cijelom rasponu jednake. Odabir omjera suženja krila pri konstruiranju aviona ima svoja ograničenja. Ne postoji savršeni omjer suženja, već najprikladniji omjer suženja za željena svojstva letjelice koja se nastoje postići. Odabrani omjer suženja nosi sa sobom i neka nepoželjna svojstva koja će smanjivati efikasnost letjelice. Zato se u proračunu teži optimizaciji svih svojstava s naglaskom na ona svojstva koja su najpotrebnija i koja omogućuju željenu konstrukciju letjelice. Krilo s malim omjerom suženja, odnosno kada je korijenska tetiva znatno veća od vršne, ima najveće vrijednosti lokalnog koeficijenta uzgona (c_L) u blizini vrha krila; desna slika na Slici 1 [1]. Takvo svojstvo nije poželjno jer postoji mogućnost od lokalnog sloma uzgona pri vrhu krila što može uzrokovati nenadano valjanje zrakoplova (posebice katastrofalno ako se leti blizu tla). Drugi nedostatak malog omjera suženja krila se također veže za lokalni koeficijent uzgona, a to je da su lokalni Reynoldsovi brojevi sve manji u smjeru raspona krila prema vrhu krila. Vršna tetiva je minimalna vrijednost tetive krila, a duljina proporcionalno utječe na Reynoldsov broj. Male vrijednosti Reynoldsova broja smanjuju najveću moguću vrijednost lokalnog koeficijenta uzgona c_L , što dodatno pogoršava problem valjanja zrakoplova, tj. lokalnog sloma uzgona u blizini vrha krila [1]. Krilo s velikim omjerom suženja krila, primjerice kada nema suženja i kad je omjer jednak jedinici (lijeva slika na Slici 1.), najveće vrijednosti lokalnog koeficijenta uzgona c_L javljaju se kod spoja krila sa trupom. U tom slučaju moment valjanja neće bit toliko velik da bi stvarao probleme i nepovoljne kutove valjanja kojima može doći do nenadane katastrofe.



Slika 1. Ovisnost koeficijenta uzgona duž poluraspona krila za tri modela krila s različitim omjerima suženja [1]

Jasno je da se mora pronaći optimalni omjer suženja krila s obzirom na potrebna svojstva zrakoplova. U ovom radu modelirano je nekoliko modela krila u programu *Solidworks* koja se razlikuju po omjeru suženja krila. Sva krila su trapezna i bez kuta strijele. Modeli krila će nakon modeliranja biti podvrgnuti numeričkoj analizi u programu *Abaqus/Standard*[®] nakon čega će se analizirati pomaci uslijed savijanja krila i ekvivalentna von Mises naprezanja pojedinog modela krila.

2. GEOMETRIJA KONSTRUKCIJE KRILA

Prije samoga početka izrade modela bilo je potrebno odabrati referentnu letjelicu koja će poslužiti kao primjer te izvor neophodnih informacija, odnosno dimenzija potrebnih u radu. Prvi uvjet je bio pronaći letjelicu koja ima trapeznu konstrukciju krila, a da nema kut strijele. Izabrana je letjelica Cessna 172. Ovaj zrakoplov pokazao se po mnogim izvorima kao najbolji i najpouzdaniji zrakoplov za osposobljavanje pilota, ali i kao privatni zrakoplov. Prema [3], Cessna 172 je model zrakoplova s najviše izrađenih primjeraka. Prestigavši čak ratne lovce iz Drugog svjetskog rata, Cessna 172 se može pohvaliti s izgrađenih preko 44 tisuće primjeraka. Cessna 172 je jednomotorni, visokokrillac četverosjed. Prvi primjerak izrađen je 1955. godine te se još uvijek proizvode do danas. Dimenzije preuzete od Cessna 172 su dane u Tablici 1.

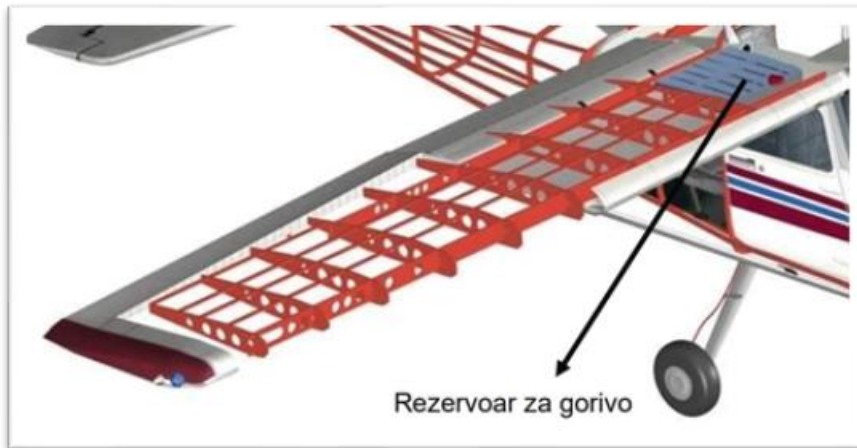
Tablica 1. Stvarni podaci za Cessnu 172 [2]

b [m]	5,5
λ [-]	0,657
S [m ²]	8,1
c_r [m]	1,63
c_t [m]	1,12
Razmak rebara [-]:	0,4572
Broj rebara [-]:	9
Broj uzdužnica [-]	6
Dolet[km]:	1289
Brzina krstarenja[km/h]:	226
MTOW[kg]:	1157

**Slika 2. Cessna 172 [4]****Slika 3. Pogled odozgo na Cessnu 172 [5]**

U razmatranju utjecaja suženja krila su u ovom radu modelirana tri glavna modela s različitim omjerima suženja krila. Modeli krila imaju omjere suženja $\lambda=0,2$, $\lambda=0,95$ i $\lambda=0,657$, koji ujedno predstavlja realnu vrijednost omjeru suženja na odabranome referentnom zrakoplovu Cessna 172. Dodatno su modelirana i numerički analizirana dva modela koja predstavljaju ekstremne slučajeve omjera suženja, a to su $\lambda=1,0$ i $\lambda=0,0$. U svakome modelu iste su korijenska tetiva c_r i referentna površina polukrila S . Na temelju formule za površinu trapeza dolazi se do preostalih vrijednosti potrebnih za modeliranje, a to su raspon polukrila b i duljina vršne tetive c_t . Rezervoar za gorivo smješten je između korijena krila i prvog rebra. Prostor za rezervoar u svakom modelu daje razmak rebara jer se pretpostavlja da je rezervoar jednake zapremnine za svaki model. Sa Slike 4. vidi se konstrukcija krila Cessne 172 koja se sastoji od devet rebara

postavljenih okomito na prednju i stražnju ramenjaču. Također su vidljive uzdužnice koje se nalaze s unutarnje strane oplata koja oplahuje cijelu konstrukciju krila te tako stvara aerodinamičku površinu. Materijal od kojih su izrađeni svi elementi krila je aluminijska legura Al7075. Modeli koji su razmatrani u ovom radu su nazvani po svom omjeru suženja krila.



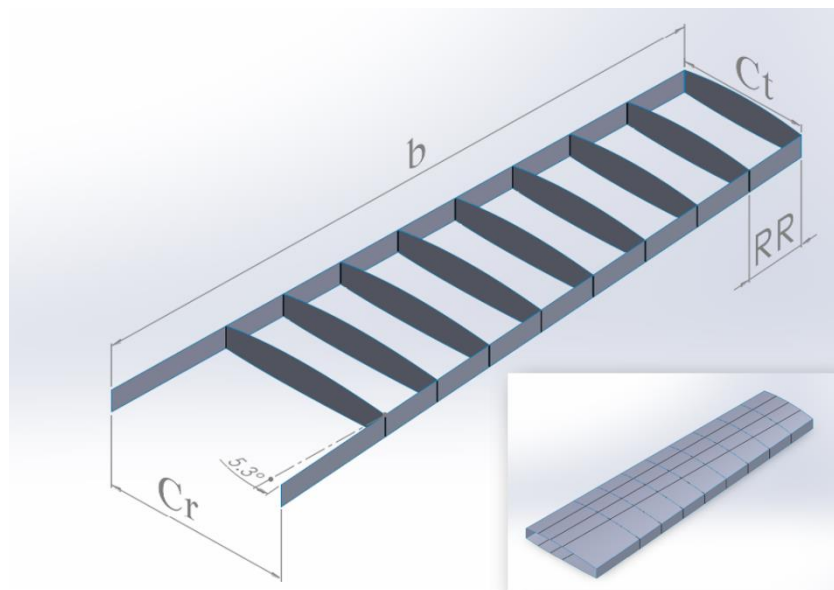
Slika 4. Položaj rezervoara i razmještaj konstruktivnih elemenata krila aviona Cessne 172 [6]

2.1. Izrada modela konstrukcije krila

Modeliranje je provedeno uz određena pojednostavljena koja su potrebna zbog ograničenja *Abaqus/Standard*[®] studentske verzije koja je ograničena na 1000 čvorova u proračunu. Uzdužnice i pojasevi ramenjača su diskretizirane u *Abaqus/Standard*[®]-u grednim konačnim elementima. Modelira i analizira se polukrilo što znači da stvarni raspon Cessne 172 i referentnu površinu krila, kao i neke druge vrijednosti koje se kasnije definirane, dijele s dva. U Tablici 2. su prikazane dimenzije potrebne za modeliranje geometrije krila. Dimenzije korijenske tetive su $c_r = 1,63$ m i referentne površine polukrila $S = 8,1$ m² su jednake za svaki model krila pa su izostavljene iz tablice.

Tablica 2. Dimenzije za sve varijante modela krila

	λ [-]	c_t [m]	b [m]	Razmak rebara [m]:
Model 0,657	0,657	1,12	5,5	0,45
Model 0,2	0,2	0,326	8,28	0,89
Model 0,95	0,95	1,56	5,11	0,51
Model 0,0	0,0	0,0	9,94	1,1
Model 1,0	1,0	1,63	4,97	0,49



Slika 5. Model 0,657 prikazan bez oplata (s oplatom dolje desno) i sa svim dimenzijama potrebnim za modeliranje, RR-razmak rebara

3. NUMERIČKA ANALIZA

3.1. Svojstva materijala

Kako u stvarnosti pa tako i u ovim modelima, Cessna 172 izrađena je od aluminija, konkretnije od aluminijske legure Al7075 s cinkom (Zn) kao primarnim legirnim elementom. U Tablici 3. prikazana su svojstva legure Al7075, preuzete iz [2]. Youngov modul elastičnosti E i Poissonov koeficijent ν te gustoća ρ korišteni su u proračun raspodjele naprezanja dok vlačna čvrstoća R_m i granica razvlačenja R_e služe kao referentne veličine naprezanja materijala za usporedbu s dobivenim vrijednostima naprezanja nakon analize.

Tablica 3. Svojstva materijala [7]

E [GPa]	ν [-]	ρ [kg/m ³]	R_m [MPa]	R_e [MPa]
71.7	0.33	2810	524	462

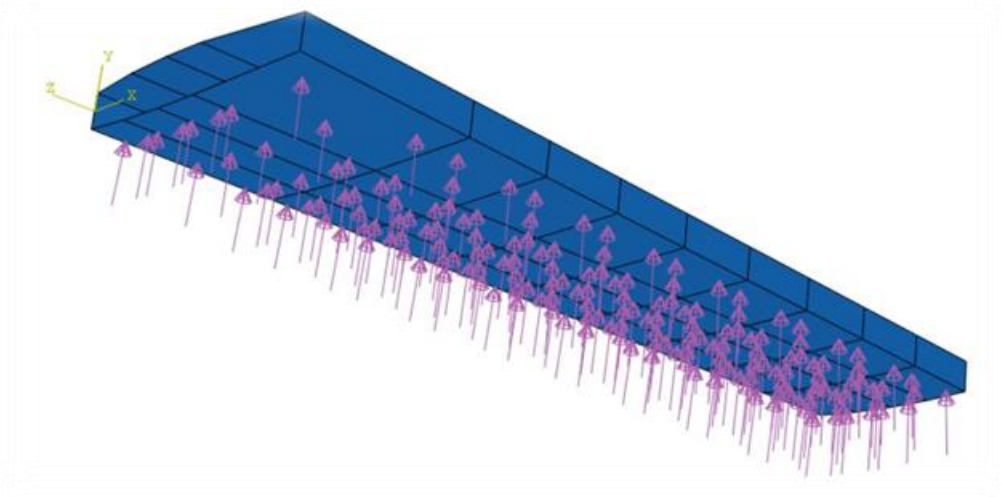
3.2. Definiranje opterećenja

U ovoj analizi, kao opterećenje se razmatra samo sila uzgona koja djeluje ravnomjerno po referentnoj površini polukrila. U sam program *Abaqus*, opterećenje je uneseno i definirano kao tlak uzgona. Iznos ukupne sile kojim je opterećena konstrukcija krila dobiva se množenjem ukupne mase konstrukcije krila s koeficijentom opterećenja i gravitacijskom konstantom g . Ukupna masa konstrukcije uzima se kao polovina od maksimalne dopuštene mase polijetanja koja iznosi 1157 kg za Cessnu 172, a ovdje će to biti $MTOW=1157/2=578,5$ kg. Koeficijent opterećenja uzima se kao 3 kako bi se pokrili režimi određenih zaokreta, a ne samo režim horizontalnog leta.

$$n = \frac{L}{MTOW * g} \quad (1)$$

$$L = n * MTOW = 3 * 578,5 * 9,81 = 17025,255 \text{ N} \quad (2)$$

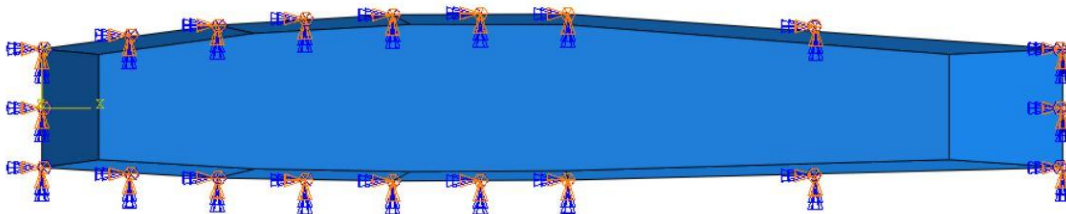
$$p_L = \frac{L}{S} = \frac{17025,255}{8,1} = 2101.88 \text{ Pa} \quad (3)$$



Slika 6. Definiranje opterećenja

3.3. Rubni uvjeti

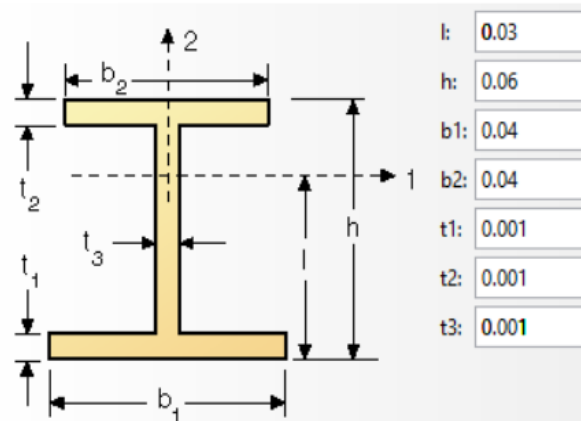
Rubni uvjeti definirani su kao čvorovi po obodu korijenskog aeroprofila u kojima su spriječeni svi stupnjevi slobode.



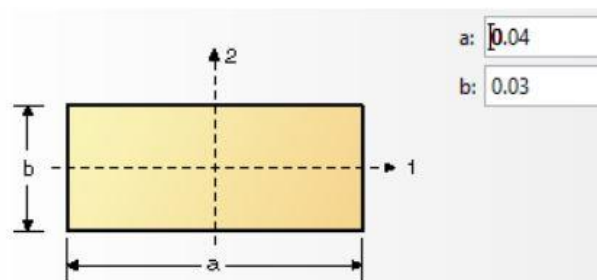
Slika 7. Rubni uvjeti

3.4. Opis numeričkog modela

Debljina rebara, strukova ramenjača i oplata je pretpostavljena na 2 mm. Uzdužnice i pojasevi ramenjača diskretizirani su kao gredni elementi određenih profila čije su dimenzije pretpostavljene te prikazane na slikama 8. i 9. Pretpostavljene dimenzije elemenata konstrukcije krila jednake su za sve modele.

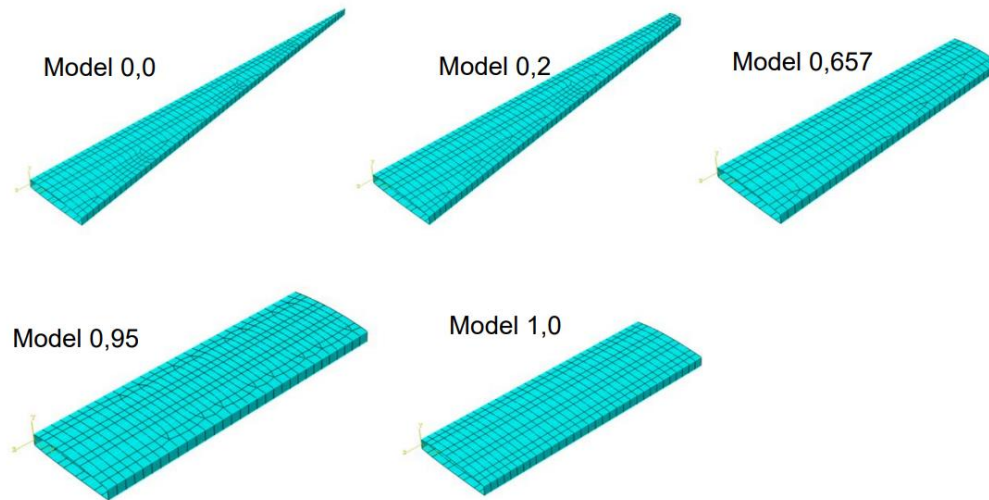


Slika 8. I-profil uzdužnica, dimenzije su u [m]



Slika 9. Pravokutni profil pojasa ramenjača, dimenzije su u [m]

Oplata, rebra i strukovi ramenjača diskretizirani su ljuskastim (*shell*) elementima, dok su uzdužnice i pojasevi ramenjača diskretizirani grednim (*beam*) elementima. Na Slici 10. su prikazani diskretizirani modeli konstrukcije krila, dok su u Tablici 3. prikazane količine pojedine vrste konačnih elemenata za svaki model.



Slika 10. Mreže konačnih elemenata svih modela

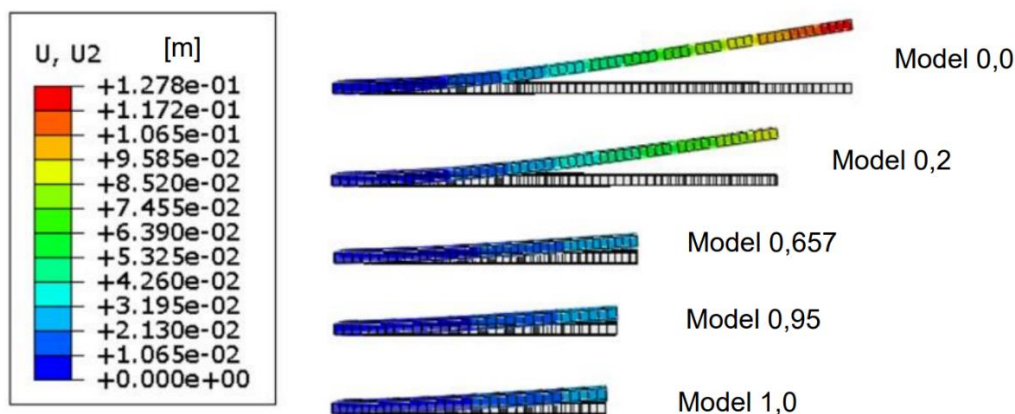
Tablica 4. Broj pojedinih tipova konačnih elemenata za svaki model krila

	Ljuskasti (S4R) elementi	Gredni (B31) elementi	Trokutasti(S3) elementi	Broj čvorova
Model 0,0	994	406	8	964
Model 0,2	1034	392	11	996
Model 0,657	945	358	8	884
Model 0,95	1042	358	32	976
Model 1,0	940	320	0	858

4. REZULTATI

4.1. Analiza pomaka

U ovome dijelu analize rezultata razmatra se utjecaj suženja krila na raspodjelu pomaka U2, tj. pomaka u smjeru y-osi. Brojčane vrijednosti u tablici sa lijeve strane slike su izražene u metrima.

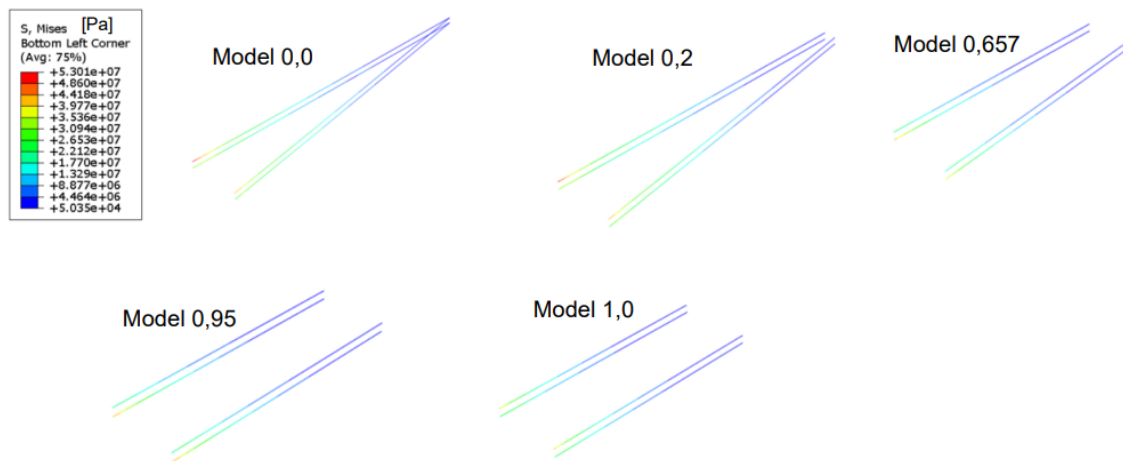


Slika 11. Vertikalni pomaci [m] svih modela

Na slici 10. vide se vertikalni pomaci svih modela prikazani u metrima i skalirani naredbom *Scale Factor* jednakim 10 u programu *Abaqus/Standard*[®]. Uočava se da Model 0,0 i Model 0,2 odstupaju s nešto većim vertikalnim pomacima od ostalih modela. Model 0,0 je jedini model koji zalazi u crveno područje s najvećim pomakom od 12,78 cm. Model 0,2 ima pomake iznosa 9,25 cm, dok ostala tri modela ne prelaze plavu zonu s pomacima manjim od 3,5 cm.

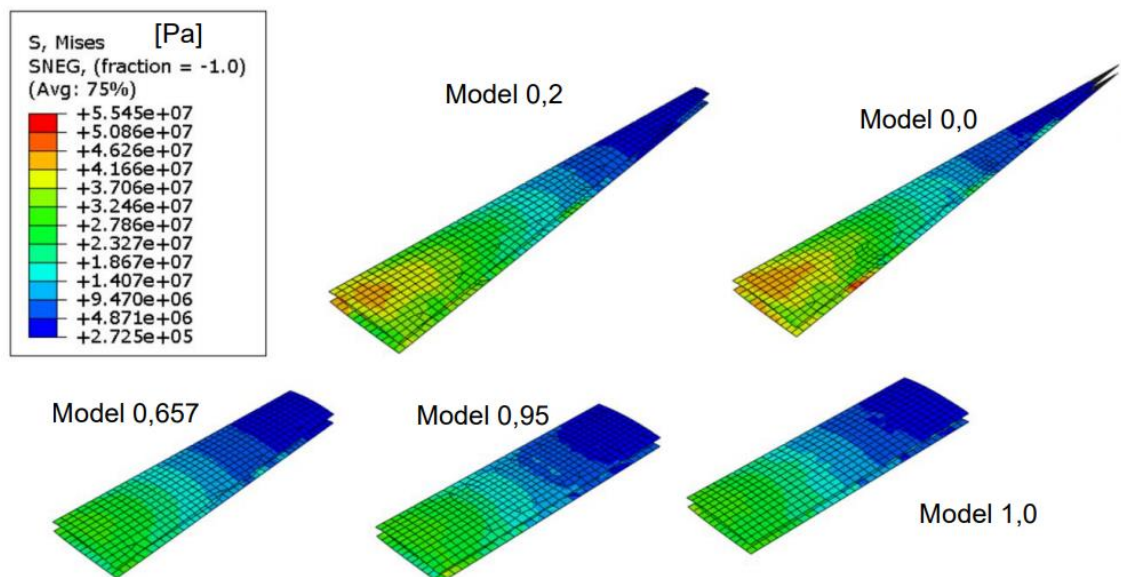
4.2. Analiza raspodjele ekvivalentnih von Mises naprezanja

Na Slici 12. prikazana su ekvivalentna von Mises naprezanja izražena u Pa za sve modele konstrukcije krila. Najveće naprezanje nalazi se u Modelu 0,0 koje iznosi 53,01 MPa, a nalazi se na gornjim pojasevima ramenjača u korijenu krila. Model 0,2 ne zaostaje puno, najveće naprezanje iznosi 51,2 MPa te se nalazi također na gornjim pojasevima u korijenu krila. Modelima 0,657 i 0,95 najveća naprezanja nalaze se na donjim pojasevima u korijenu krila te iznose 41,8 MPa za Model 0,657 i 44,6 MPa za Model 0,95. Modelu 1,0 najveće naprezanje nalazi se na gornjem pojasu ramenjača u korijenu krila te iznosi 40,6 MPa.



Slika 12. Ekvivalentna von Mises naprezanja [Pa] za sve modele konstrukcije krila u pojasevima ramenjača

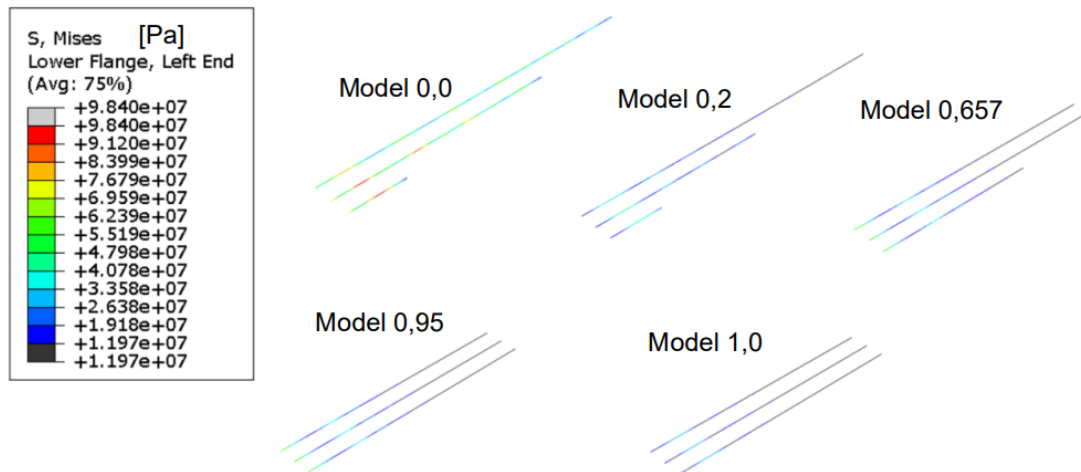
Na Slici 13 su prikazana ekvivalentna von Mises naprezanja u oplata (gornjaci i donjaci). Najveći iznos naprezanja iznosi 55,45 MPa i nalazi se u Modelu 0,2. Model 0,0 također ima crvena područja u kojima naprezanje iznosi 52,38 MPa. Preostali modeli ne prelaze naprezanja od 40 MPa u svojim oplatama.



Slika 13. Prikaz von Misesovih naprezanja na gornjim oplatama svih modela konstrukcije krila

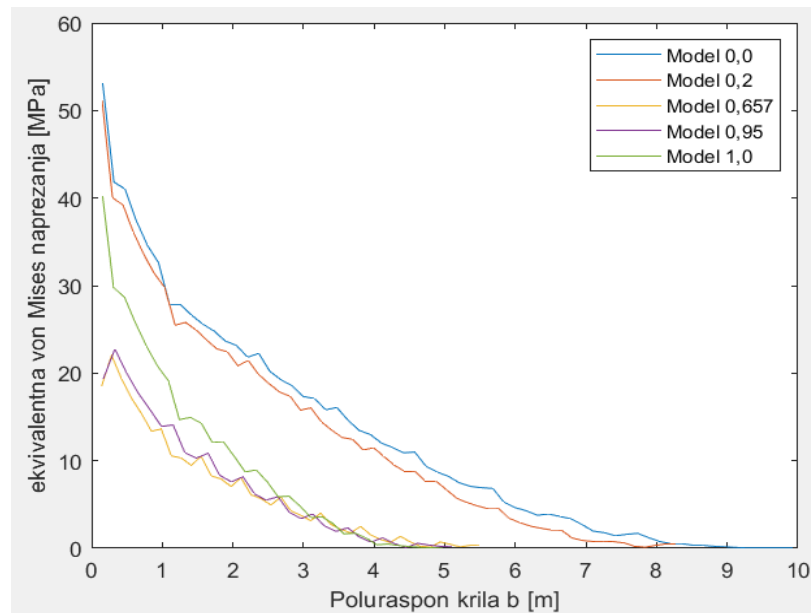
Najveći problem u konstrukciji krila su uzdužnice, što se naprezanja tiče. Uzdužnice pokazuju najveće vrijednosti ekvivalentnih von Mises naprezanja, a na Slici 14. su prikazana ekvivalentna von Mises naprezanja koja nastaju u donjim uzdužnicama. Model 0,0 pokazuje najveće vrijednosti naprezanja u iznosu od 98,4 MPa. Modeli 0,657 i 0,95 pokazuju naprezanja

u iznosu 63,6 MPa, odnosno 65,4 MPa. Važno je uočiti da se mjesta najvećih iznosa ekvivalentnih von Mises napreznja nalaze između korijena krila i prvog rebra te između prva dva rebra.

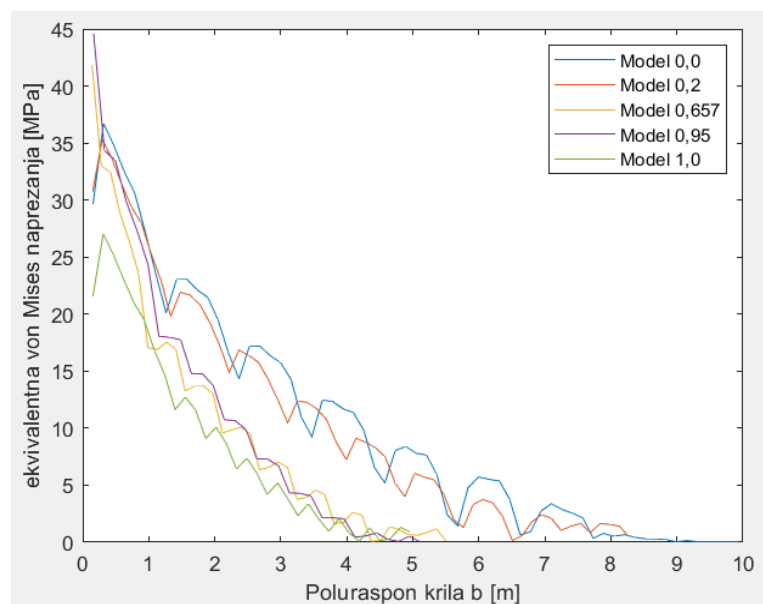


Slika 14. Ekvivalentna von Mises napreznja uzdužnice na donjaci svih modela konstrukcije krila

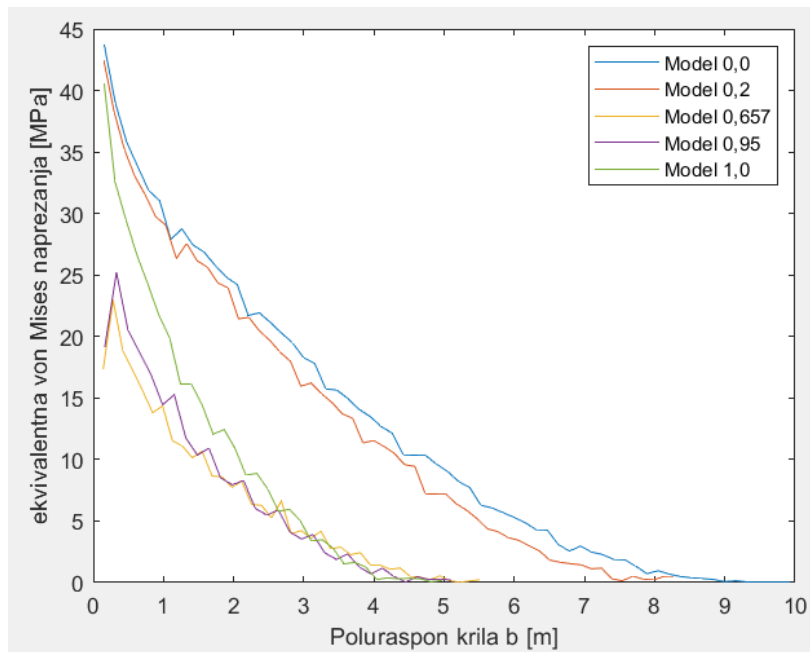
Za usporedbu prikaza rezultata, na Slikama 15. – 18. prikazane su raspodjele ekvivalentnih von Mises napreznja gornjih i donjih pojasa prednje i stražnje ramenjače. Najveća napreznja moraju dakako biti u korijenu krila koja padaju udaljavanjem od korijena krila. Na apscisi nalazi se poluraspon krila b izražen u metrima. Skokovi u rezultatima predstavljaju napreznja koja nastaju između rebara jer na tim mjestima oplata nema poprečnih elemenata (rebara) koji umanjuju vrijednosti ekvivalentnih von Mises napreznja i povećavaju krutost.



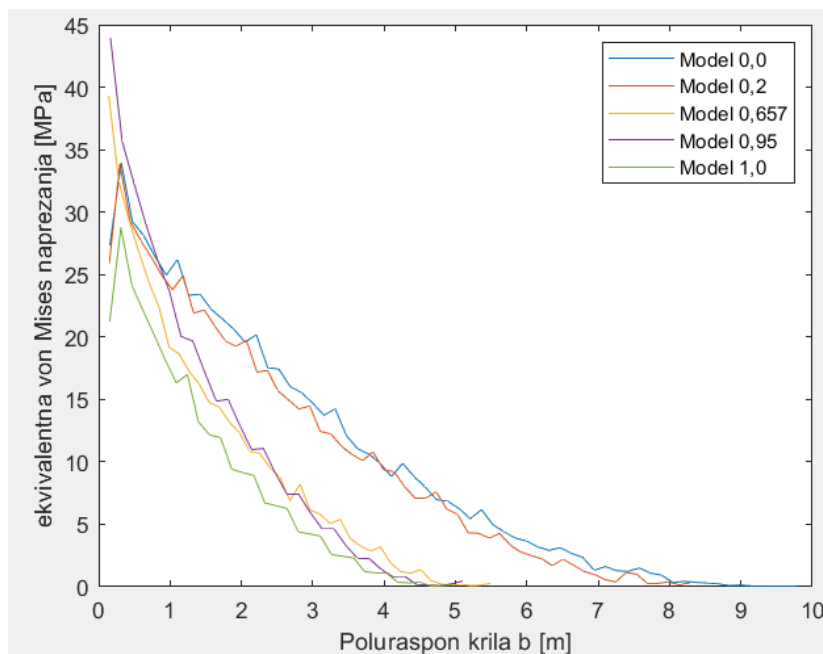
Slika 15. Prikaz rezultata ekvivalentnih von Mises napreznja za gornji pojas prednje ramenjače



Slika 16. Prikaz rezultata ekvivalentnih von Mises napreznja za donji pojas prednje ramenjače



Slika 17. Prikaz rezultata ekvivalentnih von Mises naprezanja za gornji pojas stražnje ramenjače



Slika 18. Prikaz rezultata ekvivalentnih von Mises naprezanja za donji pojas stražnje ramenjače

5. ZAKLJUČAK

Numerička analiza pokazuje da se sa smanjenjem omjera suženja krila povećavaju naprezanja u konstrukciji, ali također i vertikalni pomaci uslijed savijanja krila. Modeli manjeg omjera suženja, odnosno modeli većeg raspona (Modeli 0,0 i 0,2) stvaraju najveća naprezanja oko korijena krila u usporedbi s ostalim modelima većeg omjera suženja. Model 0,0 je fiktivni model prikazan isključivo zbog usporedbe sa drugim modelima. Jasno je da takav model konstrukcije krila s nultim omjerom suženja nije eksploatiran u praksi što i potvrđuju puno lošija svojstva od ostalih modela nakon analize. Model 1,0 koji predstavlja model pravokutne konstrukcije krila ima veća naprezanja u uzdužnicama i gornjim pojasevima ramenjača od Modela 0,657 i 0,95. Ova činjenica pokazuje da omjer suženja krila za istu referentnu površinu ne utječe proporcionalno na raspodjelu naprezanja. Kod analize pomaka, lako je uočiti da se pomak obrnuto proporcionalno mijenja u ovisnosti o omjeru suženja krila. Modeli konstrukcije krila s manjim omjerom suženja (veći raspon) imaju veće vertikalne pomake konstrukcije krila uslijed savijanja. Vrijednosti ekvivalentnih von Mises naprezanja mogu se mijenjati u ovisnosti odabira debljine oplata i razmaka između rebara[8]. Ovisno o namjeni aviona, odabire se optimalan način konstruiranja krila aviona. Smanjenjem razmaka rebara, povećava se masa konstrukcije krila jer je potrebno više rebara u tom slučaju što povećava krutost krila, ali i povećava potrebnu silu uzgona zbog povećanja mase. Vrijede iste ovisnosti za debljinu oplata. Povećanjem debljine oplata povećava se masa, ali povećava se i krutost konstrukcije. Variranjem profila uzdužnica i pojasa ramenjača može se također doći do pronalaska optimalne konstrukcije krila. Numeričkom analizom utvrđeno je da su najveća naprezanja na uzdužnicama donje oplata pa se zbog toga pojavljuju određene granice u konstruktivnoj slobodi projektiranja uzdužnica. Najveće vrijednosti ekvivalentnih von Mises naprezanja u svakom Modelu daleko su od granice razvlačenja R_e za aluminijsku leguru Al7075 što daje određenu sigurnost u projektiranju krila prilikom odabira omjera suženja.

LITERATURA

- [1] https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/67bd719047babb2159b4d6460250d66d_spl8a.pdf pristup informaciji 4.1.2024
- [2] [https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_172#Specifications_\(172R\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_172#Specifications_(172R)) pristup informaciji 22.2.2024
- [3] <https://www.statista.com/chart/20788/aircraft-models-with-the-highest-estimated-production-figures/> pristup informaciji 21.2.2024
- [4] <https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skyhawk>
pristup informaciji 10.2.2024
- [5] <https://www.alamy.com/stock-photo/cessna-172.html?sortBy=relevant>
pristup informaciji 10.1.2024
- [6] <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2014/april/flight-training-magazine/how-it-works> pristup informaciji 10.1.2024
- [7] Čorić, D.; Filetin, T.: Materijali u zrakoplovstvu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2012
- [8] Megson, T. H. G.; Aircraft Structures for engineering students, Elsevier Ltd., Oxford, 2007.