

Analiza čvrstoće krila aviona nestandardne morfologije

Jurina, Karlo

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:235:597320>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-17**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentor:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Student:

Karlo Jurina

Zagreb, 2020.

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

Zahvaljujem se mentoru prof. dr. sc. Ivici Smojveru na stručnom vodstvu i zanimljivoj temi rada. Zahvaljujem doc. dr. sc. Darku Ivančeviću na pomoći i savjetima u izradi rada.

Karlo Jurina



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: **Karlo Jurina**

Mat. br.: 0035209640

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza čvrstoće krila aviona nestandardne morfologije**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Stress Analysis of the Wing of Non-standard Morphology Airplane**

Opis zadatka:

Temeljem pregleda relevantne literature, prikazati nove trendove u zrakoplovnim konstrukcijama koji se zasnivaju na novim vrstama pogona (npr. distribuirani pogon, električni pogon) kao i novim konceptima aviona. U radu se treba fokusirati na jednu nestandardnu morfologiju konceptualne zrakoplovne konstrukcije.

Izvršiti proračun nestandardne morfologije krila i istu usporediti sa standardnom konstrukcijom građenom od uobičajenih konstruktivnih elemenata. Ocjenu nove konstrukcije izvršiti usporedbom masa nove i standardne konstrukcije, uz ista opterećenja. U konstrukciji koristiti ugljik/epoksi kompozite uobičajene u zrakoplovstvu. Opterećenje definirati korištenjem dostupnih podataka iz literature ili korištenjem pojednostavljenih aerodinamičkih proračuna. Proračun izvršiti kao materijalno i geometrijski linearan (nelinearan, ukoliko je potrebno) korištenjem programa Abaqus, kao i ostalih odgovarajućih programa.

U radu navesti korištenu literaturu te eventualnu 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:

Prof. dr. sc. Ivica Svojver

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

SADRŽAJ	I
POPIS SLIKA	II
POPIS TABLICA.....	IV
POPIS OZNAKA	V
SAŽETAK.....	VI
SUMMARY	VII
1. UVOD.....	1
2. Trendovi u zrakoplovnoj industriji	2
2.1. Koncepti novih pogona zrakoplova	4
2.1.1. Open-rotor.....	4
2.1.2. Boundary layer ingestion	5
2.1.3. Vodikom pogonjen zrakoplov.....	6
2.1.4. Električni pogon.....	7
2.1.5. Distribuirani pogon	10
2.2. Zrakoplovne konstrukcije	12
2.2.1. Box wing.....	13
2.2.2. Blended wing body	15
2.2.3. Strut/Truss braced wing	19
2.2.4. Three-surface Aircraft.....	21
2.2.5. Twin fuselage.....	23
2.2.6. Double bouble.....	25
2.2.7. Flying-V.....	27
3. Proračun.....	30
3.1. Aerodinamička analiza.....	30
3.2. Geometrija krila	33
3.2.1. Airbus A320.....	33
3.2.2. Strut braced wing	35
3.3. Numerički model.....	38
3.3.1. Materijal i svojstva.....	38
3.3.1.1. Model s kompozitima	40
3.3.2. Opterećenja i rubni uvjeti.....	42
3.3.3. Mreža konačnih elemenata.....	44
4. Rezultati.....	46
4.1. Von Misesova ekvivalentna naprežanja.....	46
4.2. <i>Tsai-Wu</i> kriterij popuštanja.....	51
4.3. Pomaci.....	54
4.4. Masa.....	56
5. ZAKLJUČAK.....	57
LITERATURA.....	58

POPIS SLIKA

Slika 1. Trend zračnog prometa po regijama [1].....	2
Slika 2. Udio emisija zračnog prometa u ukupnoj emisiji CO ₂ [3]	3
Slika 3. Predviđeno smanjenje emisija [3]	4
Slika 4. Koncept otvorenog rotora, Safran [4]	5
Slika 5. Usporedba BLI i motora odvojenog od konstrukcije [5]	6
Slika 6. DASA Cyroplane [6]	7
Slika 7. Predviđeni ulazak u službu različitih vrsta električnog zrakoplova[3]	8
Slika 8. Vrste električnih pogona[7]	8
Slika 9. Udio pojedinih materijala u Boeing-u 787 [11]	12
Slika 10. <i>Box wing</i> koncept, Lockheed Martin [12].....	13
Slika 11. Raspodjela cirkulacije po gornjem i donjem krilu i vertikalnoj ukruti[14]	14
Slika 12. <i>Prandtlplane</i> koncept velikog putničkog zrakoplova[19]	15
Slika 13. BWB konfiguracija za veliki putnički zrakoplov[16].....	16
Slika 14. Koncepti konstrukcije centralne kabine pod tlakom[17]	18
Slika 15. Konstrukcija i kontrolne površine BWB-450[17].....	18
Slika 16. Hurel Dubois HD 34 [19].....	19
Slika 17. SBW i TBW konfiguracije [20]	20
Slika 18. SUGAR TTBW, Boeing [21].....	21
Slika 19. Piaggio 180 Avanti [22].....	22
Slika 20. Raspodjela uzgona i cirkulacije optimizirane TSA konfiguracije[23].....	23
Slika 21. TFA konfiguracija[16]	24
Slika 22. Raspodjela uzgona, mase i momenta savijanja po rasponu[16].....	25
Slika 23. Aurora D8 [24].....	26
Slika 24. Moment savijanja i duljina opterećivanja podvozja Boeinga 737 i Aurore D8 [25] 26	26
Slika 25. Presjek trupa <i>Double bubble</i> koncepta, Y spoj [25].....	27
Slika 26. <i>Flying-V</i> [26].....	28
Slika 27. Ovalna konfiguracija[27]	28
Slika 28. Aerodinamički model krila Airbus-a A320	30
Slika 29. NACA 63(3)-618 [29].....	31
Slika 30. Aerodinamički model krila SBW koncepta	32
Slika 31. Ovisnost koeficijenta uzgona i napadnog kuta	32
Slika 32. Ovisnost koeficijenta induciranog otpora i napadnog kuta.....	33
Slika 33. 23015 [29].....	33
Slika 34. Krilo Airbus-a A320	34
Slika 35. Ramenjače i rebra Airbus-a A320.....	35
Slika 36. NACA 0015 [29].....	36
Slika 37. Krilo SBW-a	37
Slika 38. Ramenjače i rebra SBW koncepta	37
Slika 39. Torzijska kutija Airbus-a A320.....	39
Slika 40. Torzijska kutija SBW koncepta	39
Slika 41. Lokalni koordinatni sustavi ramenjača i oplata	40
Slika 42. Opterećenja i rubni uvjeti, Airbus A320	43
Slika 43. Opterećenja i rubni uvjeti, SBW	43
Slika 44. Mreža konačnih elemenata, Airbus A320.....	44
Slika 45. Mreža konačnih elemenata, SBW	45

Slika 46. Mreža na rebrima, SBW.....	45
Slika 47. Von Misesova naprezanja po gornjaci, Airbus A320 [Pa].....	46
Slika 48. Von Misesova naprezanja po donjaci, Airbus A320 [Pa].....	47
Slika 49. Von Misesova naprezanja po prednjoj ramenjači, Airbus A320	47
Slika 50. Von Misesova naprezanja na zadnjoj ramenjači, Airbus A320	48
Slika 51. Von Misesova naprezanja po gornjaci, SBW [Pa].....	48
Slika 52. Von Misesova naprezanja po gornjaci, SBW [Pa].....	49
Slika 53. Koncentracija naprezanja u blizini spoja, SBW [Pa].....	49
Slika 54. Von Misesova naprezanja na prednjoj ramenjači u blizini spoja, SBW [Pa]	50
Slika 55. Von Misesova naprezanja na zadnjoj ramenjači u blizini spoja, SBW [Pa].....	50
Slika 56. <i>Tsai-Wu</i> kriterij popuštanja po gornjaci, SBW s kompozitima	51
Slika 57. <i>Tsai-Wu</i> kriterij popuštanja po donjaci, SBW s kompozitima.....	51
Slika 58. <i>Tsai-Wu</i> kriterij popuštanja na prednjoj ramenjači u blizini spoja, SBW s kompozitima.....	52
Slika 59. <i>Tsai-Wu</i> kriterij popuštanja na zadnjoj ramenjači u blizini spoja, SBW s kompozitima.....	52
Slika 60. Područje najvećih vrijednosti indeksa <i>Tsai-Wu</i> kriterija, SBW s kompozitima.....	53
Slika 61. Vertikalni pomak, Airbus A320 [m]	54
Slika 62. Vertikalni pomak, SBW [m]	54
Slika 63. Vertikalni pomak, SBW s kompozitima [m]	55
Slika 64. Usporedba masa	56

POPIS TABLICA

Tablica 1. Usporedba aerodinamičkih karakteristika konvencionalne i BWB konfiguracije[16]	17
Tablica 2. Geometrijske značajke krila Airbus-a A320-200.....	34
Tablica 3. Geometrijske karakteristike krila SBW koncepta	36
Tablica 4. Mehanička svojstva ugljik/epoksi kompozita [32].....	41
Tablica 5. Opterećenja i površine na kojim djeluju	42

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
α	$^{\circ}$	Napadni kut
λ	-	Suženje krila
A	$^{\circ}$	Kut strijele
σ	MPa	Cauchyev tenzor naprezanja
ρ	kg/m ³	gustoća
ν_{12}	-	Poissonov koeficijent
A	-	Vitkost
b	m	poluraspon
C_L	-	Koeficijent uzgona
c_r	m	Duljina korijenske tetive
c_t	m	Duljina vršne tetive
E_1	GPa	Modul elastičnosti
E_2	GPa	Modul elastičnosti
e	-	Faktor efikasnosti
F_i	-	Parametri za čvrstoću u <i>Tsai-Wu</i> kriteriju
F_L	N	Sila uzgona
F_m	N	Sila uslijed težine motora
G_{12}	GPa	Modul smičnosti
g	m/s ²	Ubrzanje sile teže
h_0	mm	Debljina kompozitnog sloja
m_{pk}	kg	½ mase Airbus-a A320
m_m	kg	Masa motora Airbus-a A320
n	-	Faktor opterećenja
S	MPa	Smična čvrstoća
S_{ref}	m ²	Referentna površina
X_1^T	MPa	Vlačna čvrstoća u smjeru vlakana
X_1^C	MPa	Tlačna čvrstoća u smjeru vlakana
Y_2^T	MPa	Vlačna čvrstoća okomito na smjer vlakana
Y_2^C	MPa	Tlačna čvrstoća okomito na smjer vlakana
V_c	m/s	Brzina krstarenja

SAŽETAK

U ovom završnom radu izvršena je analiza čvrstoće nestandardne konfiguracije krila aviona te usporedba iste sa konvencionalnom konfiguracijom krila putničkog aviona srednjeg dometa. Prethodno je obavljen pregled literature, prikazani su koncepti novih pogona zrakoplova te trendovi u zrakoplovnim konstrukcijama. S obzirom na količinu dostupnih podataka te kompleksnosti konstrukcije, za analizu čvrstoće odabrana je *Strut braced wing* konfiguracija. Proračun započinje modeliranjem geometrije krila konvencionalnog zrakoplova, Airbus-a A320, u 3D programskom paketu *Solidworks 2018*. Krilo *Strut braced wing* koncepta konstruirano je tako da ostvaruje približno jednak iznos sile uzgona u režimu krstarenja kao i krilo Airbus-a A320 kako bi se mogla nanijeti ista opterećenja. To je izračunato jednostavnim aerodinamičkim proračunima u programu *XFLR 5*. Modeli napravljeni u *Solidworks*-u su spremljeni u *STEP* formatu i prebačeni u program *Abaqus/Standard* za analizu čvrstoće primjenom metode konačnih elemenata. Prvo su na oba modela nanesene aluminijske legure standardne u zrakoplovstvu, a nakon toga je konceptualna konfiguracija modelirana i sa kompozitnim materijalima. Sljedeći korak je zadavanje rubnih uvjeta i opterećenja u obliku konstantnog tlaka uslijed sile uzgona i težine motora. Zadnji korak prije samog proračuna je zadavanje mreže konačnih elemenata. Nakon više provedenih analiza te promjena debljina elemenata prikazani su rezultati u obliku ekvivaletnih naprezanja, *Tsai-Wu* kriterija popuštanja za kompozitne konstrukcije te su uspoređene mase analiziranih modela.

Ključne riječi: krilo, *Abaqus/Standard*, metoda konačnih elemenata, masa

SUMMARY

In this Bachelor thesis, a structural analysis of the non-standard configuration of an aircraft wing and a comparison with the conventional wing of a medium-range passenger aircraft is performed. Previously, a review of the literature was done, where concepts of new aircraft propulsion and trends in aircraft construction were presented. Given the amount of data available and the complexity of the structures, Strut braced wing configuration was selected for analysis. The calculation begins by modeling the geometry of the wing of a conventional aircraft, the Airbus A320, in the 3D software package *Solidworks 2018*. The Strut braced wing is conceptually designed to achieve approximately the same lift force in cruising mode as the wing of the Airbus A320, so the same loads can be applied. These simple aerodynamic calculations were done in *XFLR 5*. Models made in *Solidworks* were then saved in *STEP* format and transferred to *Abaqus/Standard* for structural analysis with use of finite element method. Firstly, standard aluminum alloys were applied to both models, and then the conceptual configuration was modeled with composite materials as well. The next step is to assign boundary conditions and loads in the form of constant pressure due to lift force and engine weight. The last step before starting the calculation was creation of mesh. After several analyzes and changes in the thickness of the elements, the results in the form of equivalent stresses, *Tsai-Wu* yielding criteria for composite construction and masses of the analyzed models are presented.

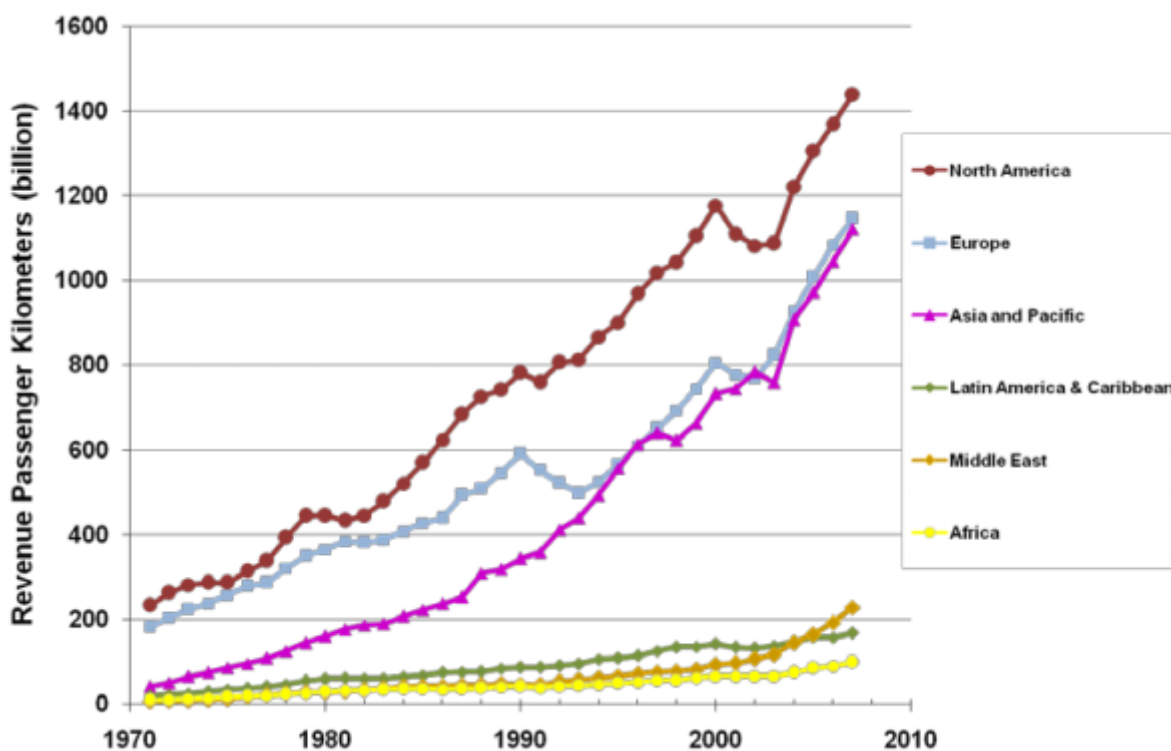
Key words: wing, *Abaqus/Standard*, finite element method, mass

1. UVOD

Zrakoplovna industrija danas teži većoj efikasnosti, manjoj potrošnji goriva te ostavljanju što manjeg otiska na okoliš. Kako bi se dugoročno postigli navedeni ciljevi, biti će potrebne velike promjene na putničkim zrakoplovima današnjice ili, čak, zamjena istih sa potpuno novim konfiguracijama i tehnologijama. Prisutan je već velik broj koncepata za zrakoplov budućnosti, a u ovom će radu biti analizirana čvrstoća jednog od njih. Radi se konfiguraciji *Strut braced wing* čije je obilježje dodatan štapni element. Iako naizgled sličan konvencionalnom zrakoplovu, koncept bi mogao omogućiti znatno smanjenje otpora i potrošnje goriva. Primjenom metode končanih elemenata, koja se danas, uz pomoć snažnih računala, masovno koristi u inženjerskom svijetu, u ovom je radu izvršena konceptualna analiza čvrstoće krila *Strut braced wing* koncepta. Za proračun je korišten programski paket *Abaqus/Standard* koji se temelji na navedenoj metodi. Ocjena čvrstoće dana je usporedbom masa sa krilom konvencionalnog zrakoplova, Airbus-a A320, čije su karakteristike preuzete iz literature. Oba su krila konstruirana uz pomoć 3D paketa *Solidworks* te nakon toga prebačeni u *Abaqus*. Osim upotrebe aluminija kao konstrukcijskog materijala u modeliranju krila, važan dio ovog rada je upravo primjena kompozitnih materijala na konceptualno krilo kako bi se pokazalo dodatno smanjenje mase te potencijal za primjenu istih na nove zrakoplovne konstrukcije.

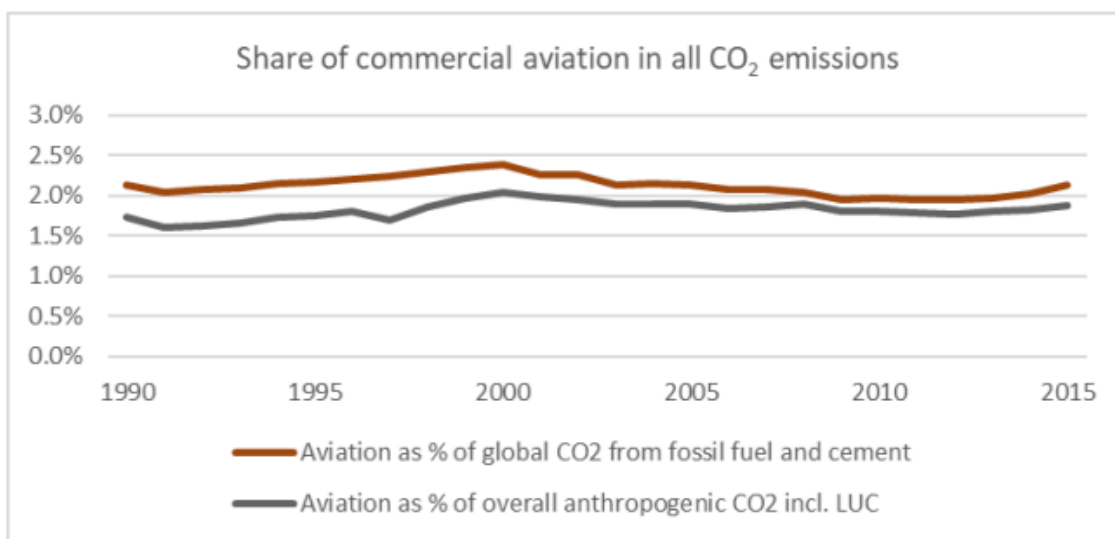
2. Trendovi u zrakoplovnoj industriji

Od samih početaka mlaznog doba avijacije, zračni se promet počeo ubrzano razvijati, čime je postao transport sa najvećom stopom rasta. Danas je u svijetu zrakoplov afirmiran kao neophodno sredstvo transporta koje osigurava globalnu povezanost. Razvoj zrakoplovstva je oduvijek bio pod utjecajem gospodarskih i političkih faktora te povezan sa gustoćom same populacije. Shodno tome, Sjeverna Amerika i Europa prednjače u razvoju avijacijskog sektora. Međutim, predviđa se izrazit porast potražnje za zračnim prometom u Kini, Indiji te Bliskom istoku kao posljedica sve većeg prodiranja navedenih regija u svjetsku ekonomiju.



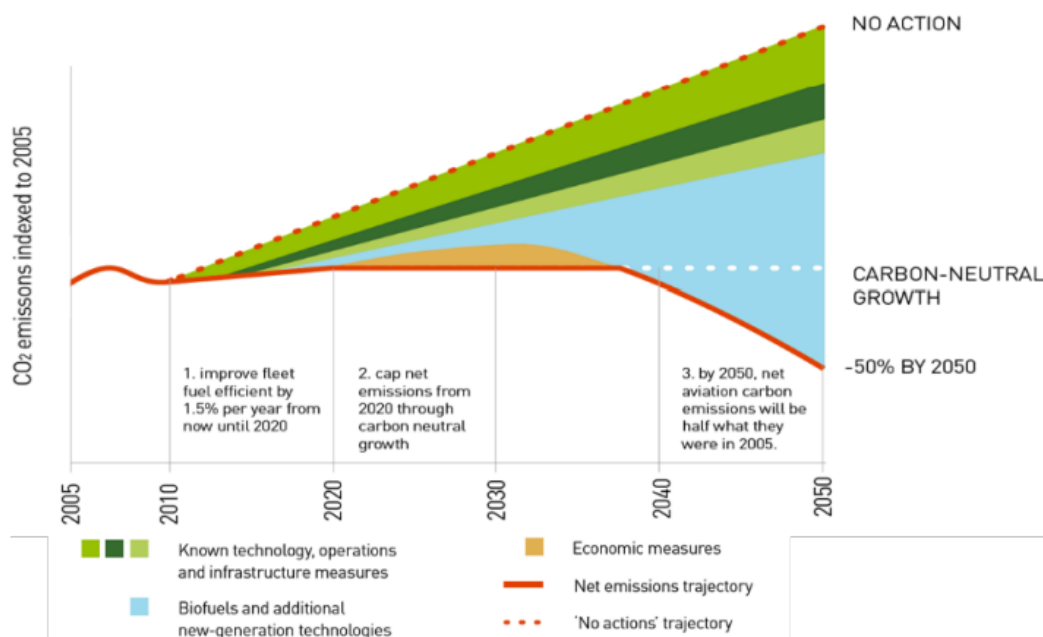
Slika 1. Trend zračnog prometa po regijama [1]

U narednom razdoblju će, prema ACARE-u [2], zračni promet rasti 4-5% godišnje. Takav rast potrebno je ostvariti uz minimiziranje negativnog utjecaja na okoliš. 2 % od ukupne emisije CO₂ u okoliš otpada na zračni promet, ali taj udio je konstantan od 90-ih godina 20. st. te nije pratio ogromno povećanje u broju putnika [3]. Ipak, zračni je promet cijelo vrijeme bio pod povećalom te označen kao jedan od vodećih zagađivača okoliša. Upravo je zagađenje okoliša danas uzrok promjena u zrakoplovnom sektoru, ali i svim granama industrije.



Slika 2. Udio emisija zračnog prometa u ukupnoj emisiji CO₂ [3]

Stoga, zrakoplovna je industrija u Europi postavila sljedeće ciljeve do 2050. g.: znatno smanjenje potrošnje goriva, redukcija emisija, veća ulaganja u istraživanje i edukaciju te upotreba najmodernije tehnologije uz održavanje najvišeg stupnja sigurnosti i pouzdanosti. Postizanje navedenih ciljeva nije vezano samo za Europu, već avijacijski sektor na globalnoj razini, jer održivi razvoj bez istih neće biti moguć. Zrakoplovna industrija je na dobrom putu što se tiče postizanja kratkoročnog smanjenja potrošnje goriva. Međutim, cilj znatne redukcije CO₂, NO_x i razine buke zahtijeva međusobnu suradnju svih sudionika u avijaciji, od proizvođača zrakoplova, motora, zrakoplovnih kompanija pa sve do državnih institucija. Slika 3. prikazuje predviđenu količinu emisija CO₂ u narednom razdoblju. Kako bi se ostvarila trajektorija koja predviđa 50 %-tno smanjenje emisija do 2050. g, zrakoplovna industrija mora biti usmjerena ka navedenim ciljevima, tj. tehnologiji *zelenog* zrakoplova.



Slika 3. Predviđeno smanjenje emisija [3]

2.1. Koncepti novih pogona zrakoplova

Za dugoročno planiranje prema 2050. g. biti će potrebne potpuno nove tehnologije i konfiguracije. Nove pogonske tehnologije koje najviše obećavaju su *Open-rotor*, *Boundary layer ingestion* (BLI), pogon na vodik te električni pogon. Uslijed velikog omjera težine po jedinici pohranjene energije, baterije još uvijek ne mogu biti primaran izvor energije za pogon zrakoplova. Stoga, postoji velik broj hibridnih-električnih zrakoplova koji koriste tekuće gorivo kao glavni izvor energije. Većina potpuno novih zrakoplovnih konfiguracija ima dodatne prednosti osim uštede goriva, poput manje buke, manjih troškova održavanja, bolje iskorištenje zrakoplova itd.

2.1.1. *Open-rotor*

Koncept otvorenog rotora je, konstrukcijski, hibrid između propelera i turboventilatorskog motora sa suprotno rotirajućim, otkrivenim ventilatorom. Omogućuje redukciju potrošnje goriva i emisija CO₂ oko 30% u odnosu na konvencionalni turboventilatorski motor znatnim povećanjem omjera opstrujavanja. Lopatice promjenjivog napadnog kuta s brzinom omogućuju još veću efikasnost pogonske skupine pri malim brzinama. Stoga, slično kao i turboprop motori, motori s otvorenim rotorom posebno su zanimljivi za zrakoplove kratkog

dometa. Međutim, troškovi integracije će biti veliki jer su mehanički kompliciraniji i od turboventilarskih i turboprop motora. Također, prisutni su problemi vezani sa sigurnošću (oštećenje lopatica), bukom, pouzdanošću te efikasnošću na brzinama iznad Mach 0.75. Stoga, proizvođači predviđaju da će koncept otvorenog rotora ući u upotrebu oko 2030. g. Francuski proizvođač zrakoplovnih motora, Safran, testirao je 2017.g. svoj koncept motora s otvorenim kontrarotirajućim rotorom te demonstrirao zamjetno manje stvaranje buke kao jedan od najvećih problema *Open-rotor* koncepta.

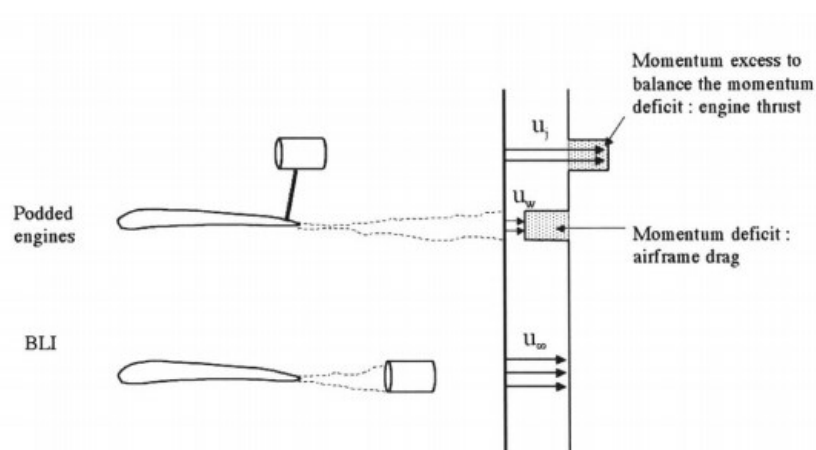


Slika 4. Koncept otvorenog rotora, Safran [4]

2.1.2. *Boundary layer ingestion*

Uvlačenje graničnog sloja obećavajuć je koncept za smanjenje potrošnje goriva, smanjenja emisija te operativnih troškova. BLI tehnologija predstavlja uvlačenje graničnog sloja s trupa zrakoplova u motor. Koncept je već prisutan u brodovima i torpedima s istom svrhom, dok Boeing i NASA intenzivno ispituju karakteristike istog u zrakoplovne svrhe. Prednosti uvlačenja graničnog sloja proizlaze iz reenergizacije turbulentnog strujanja iza zrakoplova, što omogućuje uštedu energije. Slika 5. prikazuje usporedbu strujanja s motorom odvojenim od konstrukcije te motora ugrađenog u konstrukciju s idealnim slučajem kod kojeg je prisutno 100 %-tno uvlačenje graničnog sloja. Kod konvencionalne konstrukcije brzina na ulazu u motor jednaka je brzini slobodne struje. Motor ubrzava struju tako da proizvedena količina gibanja savladava otpor. Kod BLI konfiguracije snaga potrebna za savladavanje otpora je manja nego kod konvencionalne. Razlika u potrebnoj energiji prisutna je zbog manje brzine

graničnog sloja u odnosu na brzinu slobodne struje. Drugim riječima, pogon sa BLI tehnologijom može postići istu potisnu silu za manju brzinu na ulazu u motor. Problem uvođenja BLI koncepta je, naravno integracija motora i konstrukcije. Također, uvlačenje graničnog sloja rezultira neuniformnom brzinom na ulazu i ventilatoru, što može degradirati performanse motora. Postignuti gradijenti tlakova stvaraju sekundarna strujanja te može doći do odvajanja graničnog sloja, a potencijalno iskrivljenje lopatica uslijed jakih turbulencija izaziva dodatne vibracije i buku.



Slika 5. Usporedba BLI i motora odvojenog od konstrukcije [5]

Najznačajniji koncept zrakoplova sa BLI tehnologijom jest Aurora D8 te će, zbog svoje zanimljive *Double bubble* konfiguracije, detaljnije biti prikazan kasnije.

2.1.3. Vodikom pogonjen zrakoplov

Kriza nafte u 70-im godinama potaknula je NASA-u, Lockheed i Douglas da započnu istraživanja vodikom pogonjenog zrakoplova. U Sovjetskom Savezu je prvi put upotrijebljen vodik u putničkom zrakoplovu Tupolev-u Tu-155, kojim je izvršeno više uspješnih letova tekućim vodikom i zemnim plinom. Njemačka DASA je, također, u suradnji sa Tupolev-om razvila 90-ih godina projekt Cyroplane, razmatrajući uvođenje vodikom pogonjenog zrakoplova u civilni promet.

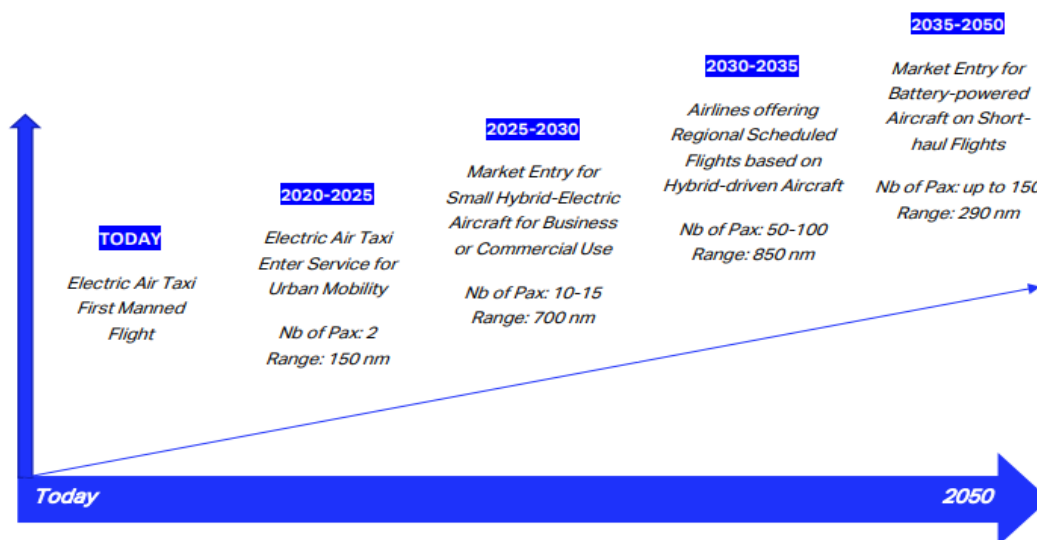


Slika 6. DASA Cyroplane [6]

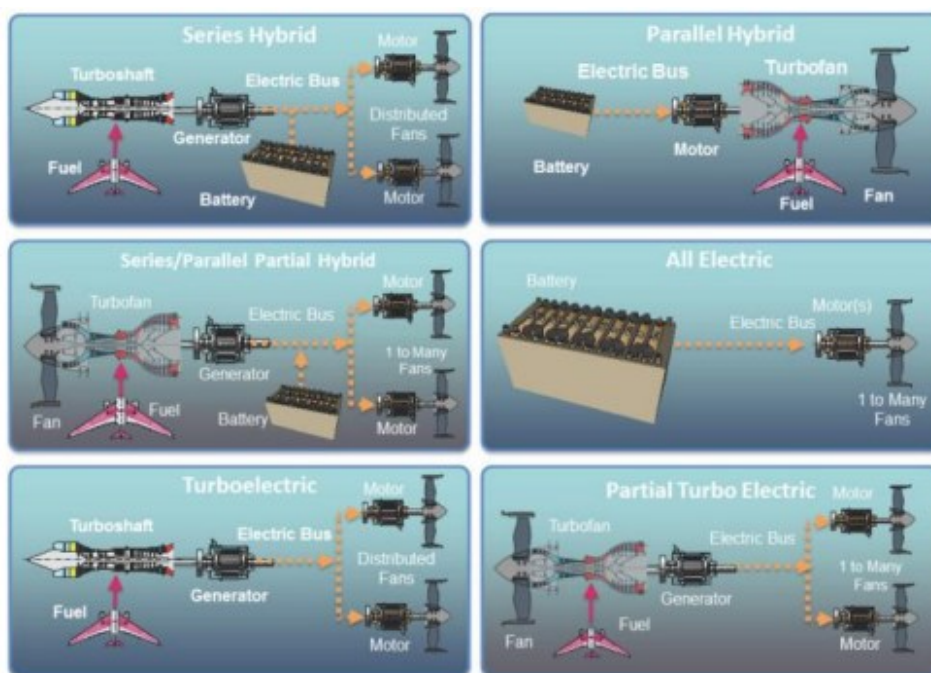
Danas je ideja opet aktualna, zbog navedenih ekoloških razloga. Glavna prednost korištenja tekućeg vodika je što ne zagađuje okoliš. Produkti izgaranja vodika sadrže oko 2,5 puta više vlage koja gotovo ne doprinosi zagađenju. Visoka ogrjevna vrijednost vodika ($H_d=120$ kJ/g) rezultira zamjetnom uštedom goriva i ukupnom masom, koja će posebno biti izražena na zrakoplovima za velike udaljenosti. Najveća mana tekućeg vodika je mala gustoća i niska temperatura. Naime, u tekućem stanju, na temperaturi od 20 K, vodik ima specifičnu masu $70,8$ kg/m³ u usporedbi sa 800 kg/m³ kerozina. Posljedično, pohrana tekućeg vodika zahtijeva spremnik pod tlakom mnogo veći u odnosu na konvencionalni zrakoplov čime je smanjen prostor za teret i putnike.

2.1.4. Električni pogon

Ideja korištenja električne energije kao čistog zrakoplovnog pogona poprimila je veliku važnost u 21.st. Električni motori ne proizvode nikakve emisije tijekom rada, rade sa 90% -tnom efikasnošću te proizvode vrlo malu buku što su ključne karakteristike za ostvarivanje ekoloških ciljeva do 2050.g. Nedavna istraživanja predviđaju ulazak hibridnog električnog pogona u redovnu službu u 2030-im godina, dok potpuno električni zrakoplov nakon 2040.g. Električni zrakoplov, zasigurno, ima najveće šanse postati pogonom budućnosti u zračnom prometu, a lideri zrakoplovne industrije započeli su sa istraživanjem i testiranjem različitih podvrsta električnog pogona koji bi s vremenom trebali zamijeniti konvencionalne motore te će isti ukratko biti predstavljeni u ovom tekstu.



Slika 7. Predviđeni ulazak u službu različitih vrsta električnog zrakoplova[3]



Slika 8. Vrste električnih pogona[7]

Potpuno elektrificirani pogonski sustav je u suštini, što se tiče ugradnje, vrlo jednostavan koncept. Baterija opskrbljuje potrebnu električnu energiju koja pokreće motor. Uzimajući u obzir sve potrebne komponente takve pogonske grupe, ona je već u startu teža od referentnog konvencionalnog pogona. Upravo su gustoća energije i težina same baterije limitirajući faktori potpuno električnog pogona. Naime, za veće zrakoplove, gustoća energije morala bi biti

višestruko veća, uz neznatno povećanje mase, što je danas, još uvijek neizvedivo. Zbog navedenih problema, hibridni i turboelektrični sustavi nameću se kao bolja rješenja u bliskoj budućnosti.

U turboelektričnom pogonu 1 ili 2 mlazna motora stvaraju potrebnu snagu koja pomoću generatora pogoni elektromotore, dok se ni u jednoj fazi leta ne oslanjaju na baterije. Ideja je takvog pogona da motori s unutrašnjim izgaranjem rade s optimalnom efikasnošću. Kako je relativno lako dovesti električnu energiju do motora na avionskoj konstrukciji, turboelektrični koncept se razmatra u kombinaciji sa tzv. distribuiranim pogonom u svrhu ostvarivanja većeg *Bypass* omjera te prednosti uvlačenja graničnog sloja u propelerima.

Hibridni sustav koristi plinske turbine za pogon, ali i za baterije čime se razlikuje od turboelektričnog. Naime, baterije također osiguravaju potrebnu snagu tijekom jedne ili više faza leta. Razlikujemo dvije vrste hibridnih sustava, paralelni i serijski. U paralelnom sustavu, elektromotor pogonjen baterijom i turbinski motor su pričvršćeni na isto vratilo koje pogoni propeler ili ventilator. Na taj način omogućen je zajednički ili samostalan rad jednog od navedenih. Baterijski se pogon uglavnom koristi kad je potrebna maksimalna snaga dok motor s izgaranjem za postizanje optimalnog režima leta. Treba spomenuti Boeing-ov SUGAR (*Subsonic Ultra Green Aircraft Research*) projekt koji predviđa uštedu na gorivu od 60%. Koncept koji je proizašao iz projekta je zanimljiv, također, zbog konfiguracije krila s ojačanjem koja će bolje biti predstavljena u nastavku. Paralelna konfiguracija ipak ima jednu veliku manu. Kako su elektromotor i plinska turbina na istom vratilu, konstrukcija dosadašnjih turbina morala bi biti potpuno promijenjena.

Kod serijskog hibrida samo su elektromotori mehanički povezani sa propelerima. Plinska turbina preko generatora napaja bateriju te pogoni propeler. Kao i kod turboelektričnog pogona, postoji mogućnost distribucije elektromotora po konstrukciji. 2017. Airbus, Rolls-Royce i Siemens sklopili su partnerstvo s ciljem razvoja i konstruiranja demonstracijskog zrakoplova, E-fan X. E-fan X koristi serijsku hibridnu tehnologiju za pokretanje 2 MW-tnog električnog motora, montiranog na BAe 146 testni avion, umjesto jednog od 4 mlazna motora. Dugoročni je plan konstruirati putnički zrakoplov opremljen E-fan X tehnologijom s kapacitetom 50-100 putnika koji bi trebao postati operativan oko 2035. g.



Slika 12. E-fan X projekt na BAe 146, Airbus [8]

Trenutno poznati elektrificirani pogonski sustavi su, unatoč svim prednostima, limitirani kratkim udaljenostima i malom snagom. Analiza mase tih pogonskih sustava pokazuje da su od navedenih samo turboelektrični i hibridni sustavi mogući s obzirom na trenutnu tehnologiju. Međutim, i uz njih veže se velika masa. Potrebna su daljnja istraživanja kako bi se ti sustavi optimirali te postigao cilj smanjenja potrošnje goriva i emisije štetnih plinova.

2.1.5. Distribuirani pogon

Distribuirani sustav bio je već predstavljen i testiran kroz povijest, naravno, pogonjen konvencionalnim motorima s unutarnjim izgaranjem. Iako ne postoji točna definicija distribuiranog sustava, primjeri takvih bili su YC-49 sa 4 motora ugrađena u konstrukciju krila te Hunting H.126 u kojem je testiran koncept *mlaznih zakrilaca* u svrhu povećanja koeficijenta uzgona pri malim brzinama leta.



Slika 13. Hunting H.126 [9]

Danas je distribuirani pogon aktualan zbog potencijala povećanja efikasnosti u odnosu na konvencionalne pogonske skupine te smanjenja buke pri polijetanju i slijetanju. Poznato je da povećanje broja ventilatora za istu količinu potiska omogućuje manje omjere tlakova u pogonskoj jedinici, ali i manje dimenzije. Danas, to je izvedivo ako se ventilator potpuno odvoji od jezgre motora te poveže na električni motor velike efikasnosti. Jedan takav koncept je NASA-in N3-X, kapaciteta sličnog današnjem Boeingu 777, čija se konfiguracija sastoji od 14 distribuiranih ventilatora ugrađena u *Blended wing body* konstrukciju koja će detaljnije biti prikazana u nastavku. Ventilatori su pogonjeni električnim motorima koji snagu dobivaju od dva turboelektrična generatora na vrhovima krila svaki pritom proizvodeći 30 MW snage.

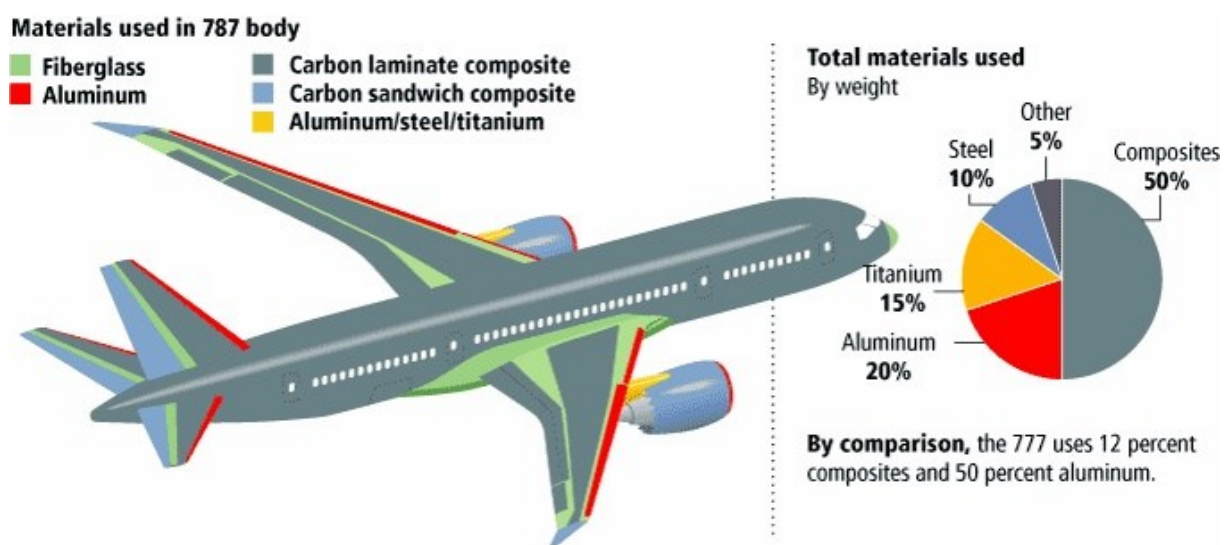


Slika 15. N3-X projekt, NASA [10]

2.2. Zrakoplovne konstrukcije

Nove vrste zrakoplovnih pogona utječu, naravno, i na razvoj zrakoplovnih konstrukcija. Zrakoplov, kao vrlo složena cjelina, zahtijeva optimalnu kombinaciju svojih komponenti, te razvoj istih mora biti usklađen, kako bi se postigli ciljevi smanjenja potrošnje goriva te povećanja efikasnosti. Međutim, integracija istih uvodi novi stupanj slobode. Pronalazak prikladnog mjesta za postavljanje motora može imati odlučujući učinak na izvedivost nove konfiguracije.

U zrakoplovnim konstrukcija metalne legure su i dalje prvi izbor pri odabiru materijala. Ipak sve više se koriste nekonvencionalni materijali, posebno kompoziti. Prvi putnički zrakoplov u kojem su glavni konstrukcijski elementi napravljeni od kompozita, a ne od konvencionalnih metalnih legura, je Boeing 787. Kompoziti u Boeing-u 787 čine 50% mase zrakoplova od čega većina otpada na laminate sa ugljičnim vlaknima. Udio pojedinih materijala u Boeing-u 787 prikazani su na *Slici 9*.



Slika 9. Udio pojedinih materijala u Boeing-u 787 [11]

Velik udio kompozita u Boeingu 787 omogućio je lakšu zrakoplovnu konstrukciju, uz povećanu čvrstoću i sigurnost. Manja masa zrakoplova prevodi se u manji potreban uzgon te manji otpor, što uzrokuje smanjenje potrebnog potiska te, naposljetku, manju potrošnju goriva.

Međutim, istraživanja pokazuju da daljnje smanjenje mase, te napredak aerodinamičkih karakteristika zrakoplova konvencionalnih konstrukcija, neće dovoljno utjecati na njihovu efikasnost. Stoga, razmatraju se revolucionarne konfiguracije čija realizacija, unatoč tome što zahtijevaju velika ulaganja i istraživanja, predviđa tražene redukcije emisija ugljika te smanjenje potrošnje goriva.

2.2.1. *Box wing*

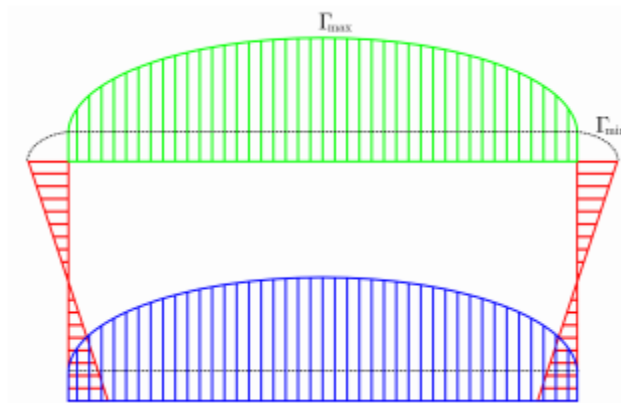
Box wing jedan je od najzanimljivijih koncepata za budućnost zrakoplovnog prometa. Razlog tome je znatno smanjenje induciranog otpora uslijed vrtloženja na krajevima krila. Ključan dio *Box wing* konfiguracije su krila koja tvore zatvoren uzgonski sustav, kutijastog oblika u frontalnoj ravnini. Dva su krila međusobno spojena sa vertikalnim završecima i spojeni s trupom na prednjoj i stražnjoj strani zrakoplova. Lockheed-ov *Box wing* koncept prikazan je na Slici 10. Iako je L-1011 Tristar posljednji putnički zrakoplov iz Lockheed-a, kompanija je također, u skladu sa novim trendovima zrakoplovne industrije, započela sa razvojem inovativnih konfiguracija za putnički prijevoz.



Slika 10. *Box wing* koncept, Lockheed Martin [12]

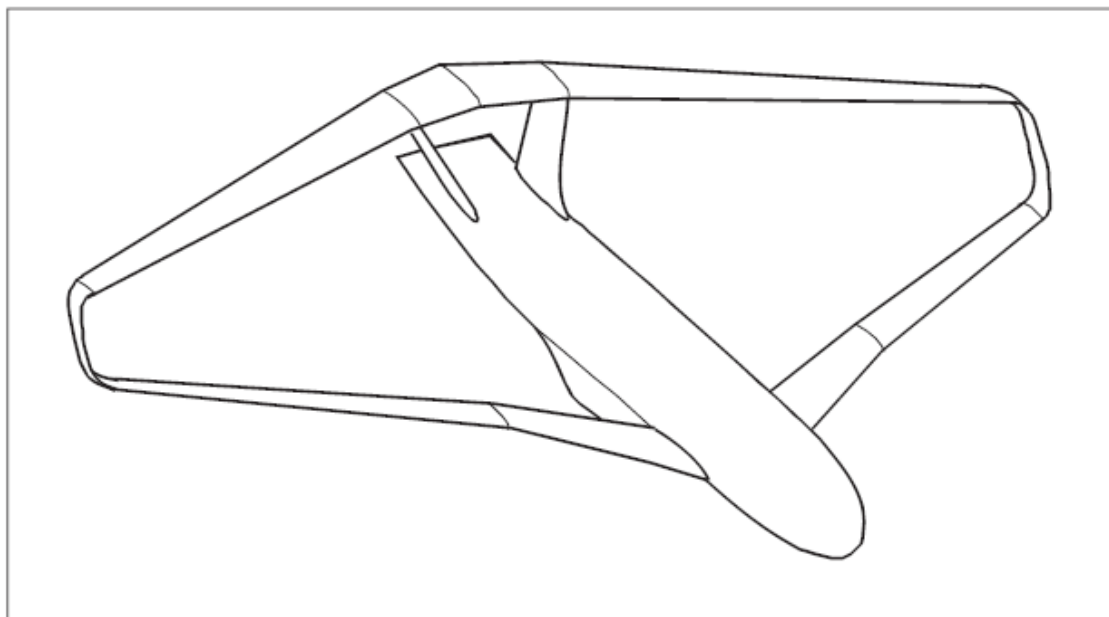
Box wing konfiguracija je dobila ime po njemačkom znanstveniku L. Prandtlu čije je istraživanje 20-ih godina 20. st. postalo temeljem (ne)stlačivog strujanja u aerodinamici. 1924. g. Prandtl je objavio rad [13] u kojem je opisao kako *Box wing* konfiguracija može ostvariti puno manje vrijednosti induciranog otpora nego ekvivalentni jednokrilici. Također,

zaključio je da će ekvivalentni trokrilac imati manji inducirani otpor nego dvokrilac. Analogno, dao je ovisnost po kojoj inducirani otpor teži u nulu kako broj krila teži beskonačnost. Međutim, kako povećan broj krila sa sobom vuče probleme, prije svega vezane uz proizvodnju parazitski otpor i masu, *Box wing* konfiguracija, prema Prandtlu, predstavlja optimalno rješenje. Za ostvarivanje minimalnog inducirano otpora moraju biti zadovoljeni sljedeći uvjeti: raspodjela uzgona i ukupni uzgon moraju biti jednaki na oba horizontalna krila, a raspodjela uzgona na vertikalnim krilima mora imati leptirasti oblik.



Slika 11. Raspodjela cirkulacije po gornjem i donjem krilu i vertikalnoj ukruti[14]

Znanstvenici s talijanskih sveučilišta su početkom 21.st. proveli opširna istraživanja [15] koncepta *Prandtlaviona* te njegovu primjenu za male zrakoplove te uskotrupne i širokotrupne putničke i transportne zrakoplove. Istraživanjem su došli do brojnih rezultata i zaključaka. Na primjer, kako bi se zadovoljio spomenuti uvjet jednakosti uzgona na oba krila, potrebno je zadnje visoko krilo spojiti na vrh vertikalnog stabilizatora. Sljedeći zaključak je smanjenje inducirano otpora i u slučaju otklonjenih uzgonskih površina što zahtijeva njihovo sinkrono otklanjanje s obje strane. Najvažnije, postignuto je 30 %-tno smanjenje inducirano otpora u odnosu na konvencionalnu jednokrilnu konfiguraciju. Jedna od proučavanih konfiguracija prikazana je na *Slici 12.*, a predstavlja veliki putnički zrakoplov, kapacitetom sličan Airbus-u A380.



Slika 12. Prandtlplane koncept velikog putničkog zrakoplova[19]

Integracija motora kod *Box wing* koncepta ne predstavlja problem te postoji više strategija ovisno o veličini zrakoplova. U slučaju širokotrupnih zrakoplova sa 4 motora, dva motora mogu biti pozicionirana ispod prednjeg krila (ili iznad, za postizanje male buke), a druga dva na stražnjem dijelu trupa ili ispod zadnjeg krila. Kod dvomotorne konfiguracije, motori mogu biti spojeni na stražnji dio trupa ili ispod prednjeg krila.

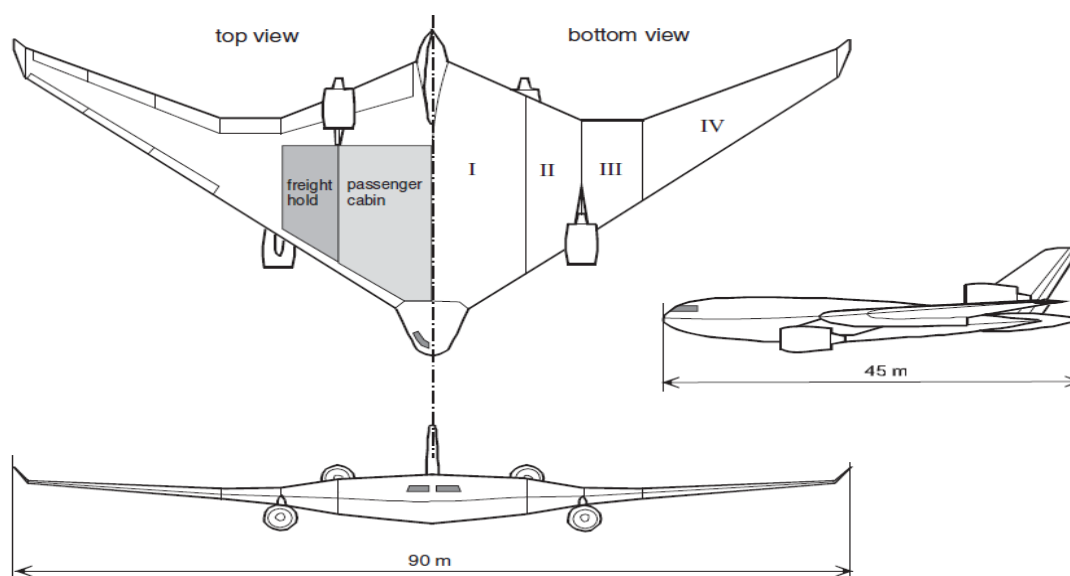
Box wing zrakoplov je novi koncept koji s provedenom optimizacijom uz povećanje aerodinamičke efikasnosti, smanjenje mase te upotrebom novih materijala i tehnologija ima potencijal smanjenja potrošnje goriva, emisija i buke, ali istovremeno je aerodinamički i strukturalno je vrlo kompleksan.

2.2.2. Blended wing body

Tijekom dvadesetog stoljeća, bezrepni zrakoplovi i koncept letećeg krila bili su konstantno predmetom istraživanja, ali samo je nekoliko njih zaživjelo. Postignuća znanstvenika i inženjera, prije svega iz Njemačke, postala su široko poznata u svijetu zrakoplovstva. Međutim, na razvoj koncepta letećeg krila vjerojatno je najviše utjecao Amerikanac Jack Northrop. Unatoč brojnim preprekama te protivnicima njegovih ideja, 80-ih godina razvijen je

bombarder B-2, konstruiran na temelju XB-35 i B-49. Iako se leteće krilo prije svega razmatralo zbog aerodinamičke efikasnosti, konfiguracija bombardera B-2 odabrana je primarno zbog *Stealth* karakteristika pri čemu mu je površina radarskog presjeka 0.01 m^2 u usporedbi sa 0.5 m^2 koliko ima B-1. B-2 je postao operativan u 90-im godinama demonstriravši mogućnost vojnog zrakoplova s konstrukcijom letećeg krila.

Pojava B-2 potaknula je istraživanja u zrakoplovnoj industriji sa svrhom uvođenja koncepta letećeg krila u putničke zrakoplove. Ruski institut TsAGI proučavao je prikladnost takve konfiguracije za velike putničke i transportne zrakoplove, dok su istraživanja u SAD-u bila fokusirana na *Blended wing body* (BWB) koncept razvijan od kompanija McDonnell Douglas i NASA-e. Iako je svaka varijacija imala svoje karakteristike, zajednička im je bila 20-25 %-tno povećanje aerodinamičke efikasnosti, smanjenje mase konstrukcije te manji operativni troškovi u usporedbi sa konvencionalnom konfiguracijom.



Slika 13. BWB konfiguracija za veliki putnički zrakoplov[16]

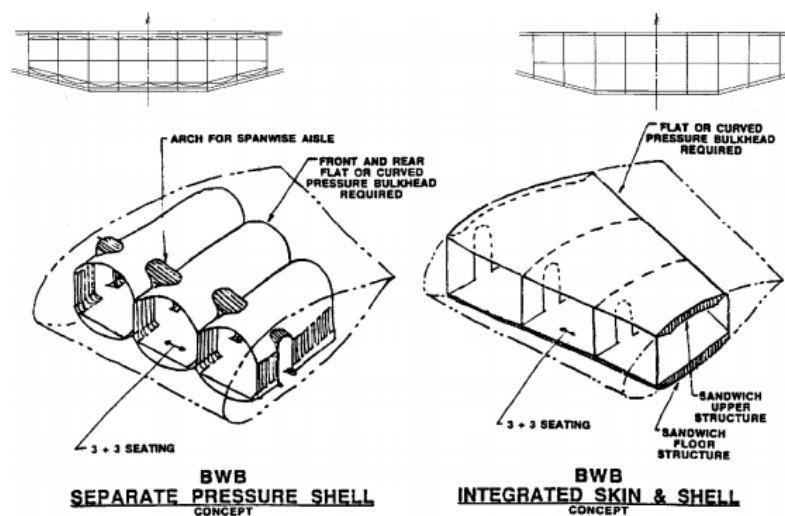
Danas postoji više varijacija koncepta letećeg krila. Tako postoje *Hybrid wing body*, *All-wing* te *Span loader*. Ovdje će biti predstavljena BWB konfiguracija za koju je dostupno najviše informacija. Koncept velikog putničkog BWB zrakoplova prikazan je na Slici 13. Putnička kabina i prostor za prtljagu BWB-a su integrirani unutar uzgonskog tijela velike debljine i malog aspektnog odnosa. Velika aerodinamička efikasnost BWB konfiguracije posljedica je,

ponajprije, povoljnog omjera totalne površine koja je u dodiru sa zrakom u odnosu sa volumenom kabine. Cilj uvijenosti i zakrivljenosti krila duž raspona je postizanje približno eliptične raspodjele uzgona pri velikim brzinama. Sljedeća tablica prikazuje usporedbu geometrije i aerodinamičkih karakteristika BWB i konvencionalne konfiguracije. Za usporedbu korištene su iste vrijednosti korisnog volumena, ukupne mase te Machovog broja. Ukupna površina u dodiru sa zrakom manja je za 21 % u odnosu na konvencionalni dizajn. Unatoč malom rasponu, BWB postiže veću aerodinamičku efikasnost, pogotovo na većim nadmorskim visinama. Sa aerodinamičkog stajališta BWB predstavlja obećavajuću alternativu današnjim komercijalnim zrakoplovima.

Tablica 1. Usporedba aerodinamičkih karakteristika konvencionalne i BWB konfiguracije[16]

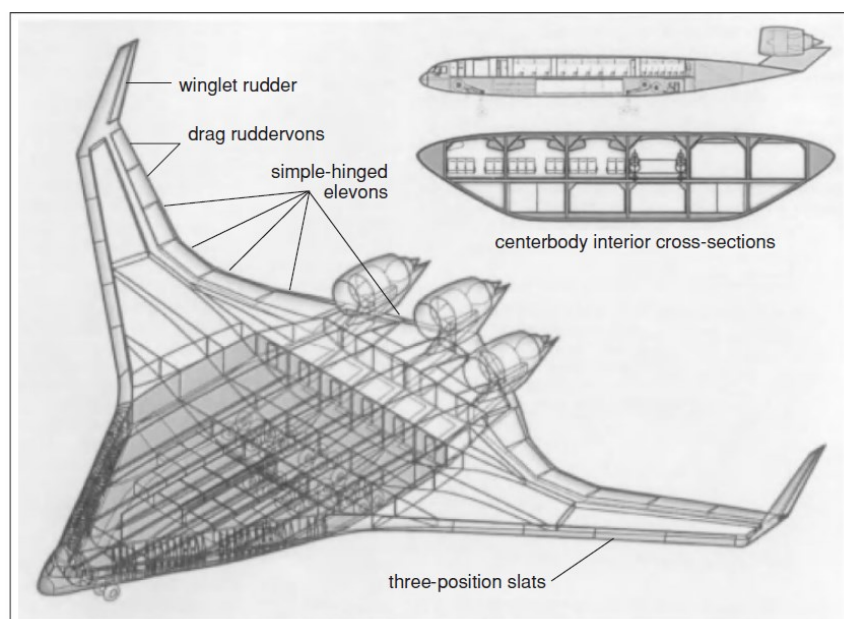
	Površina u dodiru sa zrakom, m ²	L/D	C_L
Konvencionalna konfiguracija	3852	19,7	0,47
BWB konfiguracija	3040	24,4	0,28

Veliki izazov za inženjere konfiguracije letećeg krila je integracija kabine pod tlakom. Na *Slici 14.* su prikazana dva koncepta. Prvi koncept koristi tanku konstrukciju povezanu lukovima koja preuzima opterećenja uslijed tlaka u kabini te je neovisna o oplati. Drugi se koncept bazira na debeloj sendvič konstrukciji koja osim tlaka u kabini preuzima i opterećenja uslijed savijanja krila te se pokazao kao bolja opcija [21].



Slika 14. Koncepti konstrukcije centralne kabine pod tlakom[17]

Boeing-ov koncept BWB-450, Slika 15. sastoji se od dvije glavne konstrukcijske komponente, centralnog uzgonskog tijela i dva krila. Prednji dio središnjeg dijela sadrži putničku i pilotsku kabinu, a konstrukciju čine debeli paneli koji podnose tlačna naprezanja kao i savijanje. Longitudinalna unutarnja rebra povezuju gornje i donje površine podnoseći savijanje i torziju. Kompozitni materijali poput CFRP ili GLARE nameću se kao optimalno rješenje, sa visokim omjerom čvrstoće i mase.



Slika 15. Konstrukcija i kontrolne površine BWB-450[17]

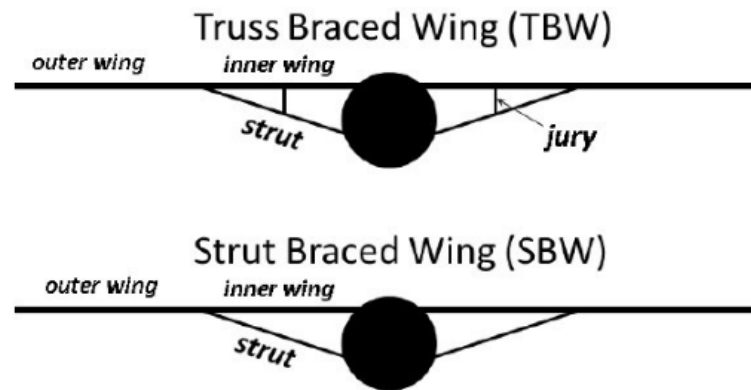
2.2.3. *Strut/Truss braced wing*

Strut braced wing (SBW) konfiguracija je bila korištena u samom početku razvoja zrakoplovstva, ali je prisutna i danas u zrakoplovima generalne avijacije. U početku, štapni se potporanj koristio za potporu krila s tankim aeroprofilom uslijed aerodinamičkih opterećenja izazivajući, pritom, znatno povećanje otpora. S vremenom, konzolno krilo s odgovarajućim omjerom debljine i duljine tetive omogućilo je izbacivanje potpornog štapa iz konstruiranja. Ipak, zbog dobrih karakteristika koje se uz nju vežu, ideja SBW konfiguracije ostala je aktualna. Jedan od povijesnih primjera SBW konstrukcija je iz 50-ih godina na familiji zrakoplova Hurel-Dubois HD čija su krila velikog aspektnog odnosa imala ojačanje.



Slika 16. Hurel Dubois HD 34 [19]

Danas je, uz upotrebu novih tehnologija, SBW koncept ponovno postao zanimljiv zbog potencijala uštede goriva. Naime, štapni podupirač omogućuje smanjenje mase krila zahvaljujući smanjenju momenta savijanja. Prisutnost štapnog ojačanja, kao i kod Hurel-Dubois HD zrakoplova, nudi povećanje aspektnog odnosa, što direktno rezultira povećanjem aerodinamičkih performansi. Također, smanjen je parazitski i inducirani otpor, a Krilo može biti konstruirano s manjim kutom strijele za ostvarivanje laminarnog strujanja. S obzirom da je smanjena i ukupna masa zrakoplova, nisu potrebni veliki motori, što direktno utječe na potrošnju goriva. Uz prisutnost dodatnog štapnog elementa SBW konfiguracija prelazi u *Truss braced wing*. Dodatan element povećava kompleksnost konstrukcije, ali i prednosti naspram konvencionalnog zrakoplova.



Slika 17. SBW i TBW konfiguracije [20]

Boeing u partnerstvu s NASA-om od 2010. radi na već spomenutom projektu SUGAR te su predstavili *Transonic truss braced wing* (TTBW) koncept zrakoplova kojem predviđaju ulazak u upotrebu 2030.-2035.g. Konstrukcija se sastoji od lakih i ultratankih kompozitnih materijala u svrhu izrazito povećane efikasnosti. Zrakoplov je namijenjen letu na brzinama do Mach 0.8, što je slično današnjim putničkim zrakoplovima, ali brže od prijašnjih TBW koncepata. Raspon krila od 51 m kraći je od širokotrupnih Airbus-a A350 i Boeing-a 787, ali je veći od Boeinga 737 MAX 8 za 16 m. Kako je TTBW koncept uskotrupni tip zrakoplova, predviđen je kao nasljednik upravo 737 klase zrakoplova. Kako bi se omogućilo ogromno povećanje raspona, Boeing planira uvesti tehnologiju sklapanja krila primijenjenu na zrakoplovu Boeing 777X, ali na višoj razini. Naime, krila bi se sklapala na polovici poluraspona, što je, naravno, omogućeno uz prisutnost štapnog ojačanja. Dodatna ušteda mase mogla bi se ostvariti upotrebom navedenog pogonskog koncepta otvorenog rotora.



Slika 18. SUGAR TTBW, Boeing [21]

Kod konstruiranja zrakoplova s takvom konfiguracijom krila važna je optimalna pozicija motora, što može predstavljati problem, zbog prisutnosti ojačanja. Sljedeći problem je povećan broj konstrukcijskih elemenata što dovodi do veće kompleksnosti i podložnosti kvarovima. Na primjer, kod negativnih opterećenja štap je pod utjecajem tlačnog opterećenja te je potreban dodatan mehanizam za njegovo opuštanje. SBW/TBW konstrukcija zrakoplova je moguća samo kao visokokrilna, što je, prije svega, pogodno za transportne zrakoplove. Ipak, sličnost trupa te repnog dijela sa konvencionalnom konfiguracijom, a s time i mala potrebna ulaganja u razvoj, te gore navedene prednosti, SBW/TBW je obećavajuć koncept i za putnički prijevoz.

2.2.4. *Three-surface Aircraft*

Three-surface Aircraft (TSA) koncept sastoji se od prednjeg krila, centralnog krila i repnog krila. Centralno krilo je najveće te mu je glavna uloga stvaranje uzgona, dok funkcije prednjeg i zadnjeg krila variraju između stvaranja uzgona i stabilnosti. Dok se u vojnom zrakoplovstvu s konfiguracijom s tri površine želi postići veća sposobnost manevriranja prije i poslije gubitka uzgona, u civilnom zrakoplovstvu TSA konfiguracija zanimljiva je zbog uštede goriva i veće efikasnosti.

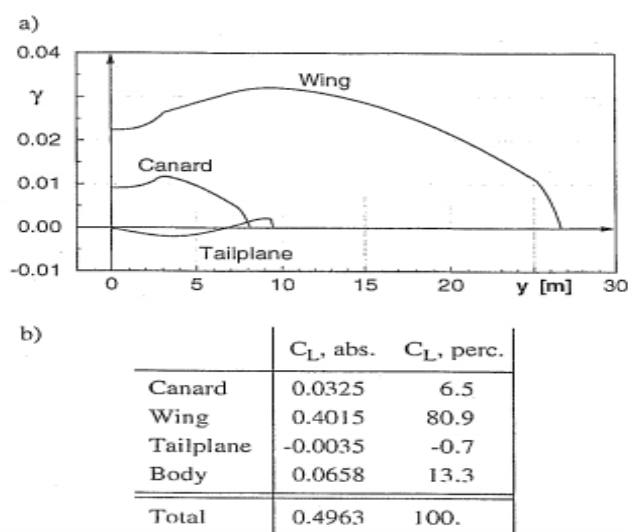


Slika 19. Piaggio 180 Avanti [22]

Jedini dosad uspješan primjer sa takvom konfiguracijom je dvomotorni poslovni zrakoplov Piaggio 180 Avanti, prikazan na *Slici 19*. Sa svojim kapacitetom od 7 do 9 putnika svrstan je u kategoriju manjih poslovnih zrakoplova. Pogonjen dvama P&W PT60 turboprop motorima, Avanti može ostvariti maksimalnu brzinu u krstarenju od 730 km/h te letjeti na maksimalnoj nadmorskoj visini od 12500 m. U usporedbi sa poslovnim mlažnjacima istog kapaciteta može ostvariti veći dolet. Krila su na Avantiju pozicionirana srednje do visoko iza kabine čime je minimizirana frontalna površina. S obzirom da su krila ravna te velikog aspektnog odnosa, ostvareno je laminarno strujanje. Svojom oblikom te finom izradom trup također ima veliki doprinos dobrim aerodinamičkim karakteristikama. Konfiguracija s potisnim turboprop motorima izolira sve kontrolne površine od *lošeg* strujanja uzrokovanog propelerom čime je smanjen parazitski otpor, vibracije i buka. Prisutnost prednjeg krila omogućilo je pomicanje centralnog krila iza kabina, a zadnje je krilo korišteno za bolju kontrolu propinjanja. Kako prednje krilo pridonosi stvaranju uzgonu, glavno krilo se moglo smanjiti održavajući isti ukupan uzgon. Prednja su zakrilca međusobno mehanički nezavisna, a sinkronizacija cijelog sustava zakrilaca je ostvarena uz pomoć elektronske kontrolne jedinice.

2000.g. Njemački zrakoplovni centar u Braunschweigu bio je centar istraživanja TSA konfiguracije. AAIA je objavila istraživanje [23] u kojem su uspoređena tri koncepta TSA konfiguracije: nisko pozicioniran kanar sa pozitivnim i negativnim kutem strijele te visoko

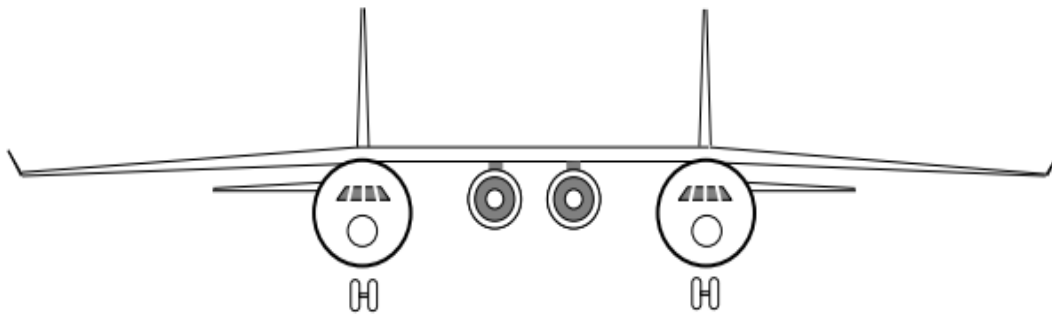
pozicioniran kanar sa pozitivnim kutem strijele. Nisko pozicioniran kanar sa pozitivnim kutem strijele pokazao se najboljim sa stajališta potrošnje goriva te je provedena konfiguracija takve konfiguracije. Raspodjela uzgona i cirkulacije u krstarenju dana je na Slici 20. Povećanje otpora uslijed trenja kompenzirano je smanjenjem induciranog i valnog otpora što vodi do veće aerodinamičke finese u odnosu na konvencionalni zrakoplov. Ipak, treba napomenuti i znatno smanjenu statičku stabilnost, koja predstavlja jedan od najvećih problema TSA konfiguracije.



Slika 20. Raspodjela uzgona i cirkulacije optimizirane TSA konfiguracije[23]

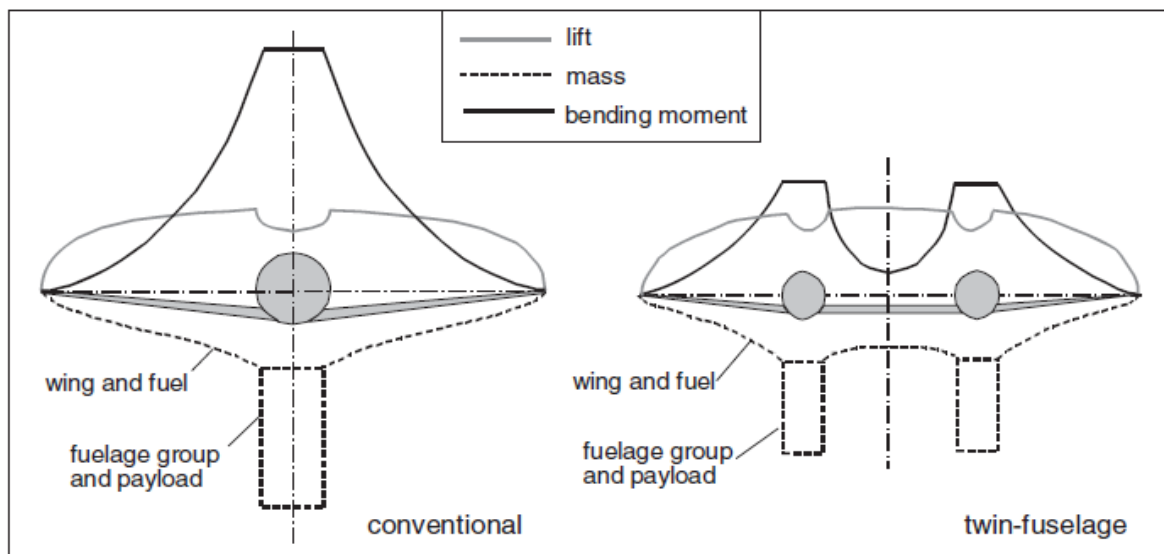
2.2.5. Twin fuselage

U više navrata kroz povijest dvotrupna konfiguracija pokušala se koristiti pri konstruiranju zrakoplova, od lovaca, trenožnih, sportskih pa sve do zrakoplova prilagođenih za nosače aviona. Međutim, zbog velike potrošnje goriva dvotrupni zrakoplov nije bio namjenjen za komercijalne svrhe. Također, postojali su nerješivi problemi povećanog otpora i mase zrakoplova. Danas pak, uz pomoć modernih optimizacijskih alata dvotrupna konfiguracija nudi sljedeće prednosti: smanjena duljina i promjer trupa uz isti broj putnika i geometrijsku sličnost sa tradicionalnom konfiguracijom, smanjena masa krila, smanjeno skretanje s pravca uslijed otkaza jednog od motora, povećan aspektni odnos te aerodinamička efikasnost.



Slika 21. TFA konfiguracija[16]

Dvotrupna konfiguracija zrakoplova posjeduje poželjan konstrukcijski efekt distribuiranog opterećenja po rasponu pri čemu je smanjeno savijanje krila tako što se teret nalazi u dva trupa jednako udaljena od simetrije zrakoplova. Upravo distribuirano opterećenje po rasponu omogućuje znatno manju masu krila za isti raspon te veći aspektni odnos u usporedbi sa tradicionalnom konfiguracijom. Veći aspektni odnos, tj. veći raspon krila sa sobom vuče manji otpor uslijed vrtloženja. Unatoč gubitku uzgona zbog prisustva dva trupa, obje konfiguracije imaju gotovo istu distribuciju uzgona duž raspona te znatno različitu distribuciju mase. Maksimalan moment savijanja krila kod oba zrakoplova prisutan je na spoju krila i trupa. Međutim, *Slika 22.* prikazuje kako je kod zrakoplova s dva trupa, taj moment barem 50% manji u odnosu na tradicionalan te se opterećenje uslijed savijanja naglo smanjuje prema simetrali. Kako je područje ispod grafa zapravo indikator potrebnog materijala za opiranje savijanju, prilična ušteda mase je ostvarena za isti raspon.



Slika 22. Raspodjela uzgona, mase i momenta savijanja po rasponu[16]

Usporedba zrakoplova s dva uska trupa te širokotrupnog s istim kapacitetom putnika pokazuje uštedu na masi, potrošnji goriva, potrebnom potisku te, posljedično, troškovima. Manji potreban potisak omogućuje postavljanje manje pogonskih jedinica te postavljanje istih na centralno krilo čime bi se smanjila buka. Istraživanje je pokazalo da se uz upotrebu moderne tehnologije dvotrupni putnički zrakoplov ponaša poput konvencionalnog sa pogleda letnih karakteristika i aeroelastičnosti. Koncept je, dakle obećavajuć za putnički zrakoplov srednjeg do velikog dometa te upotrebu turboventilatorskih motora velikih *Bypass* omjera.

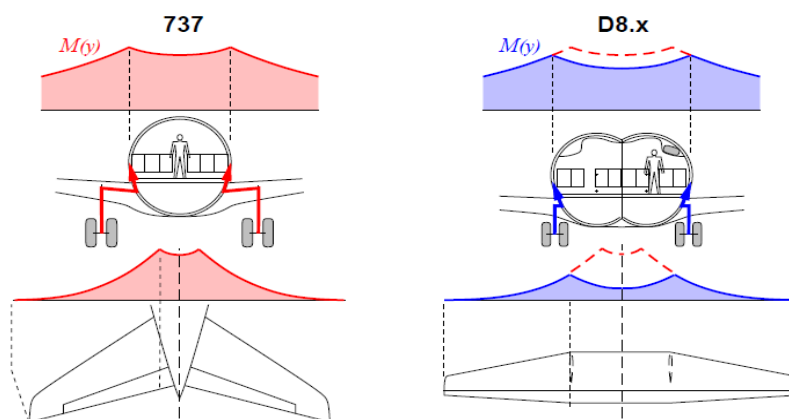
2.2.6. *Double bouble*

Double bouble konfiguracija naziv je za proširenu konstrukciju trupa, s ciljem ostvarivanja boljih aerodinamičkih svojstva. Takva konstrukcija trupa predstavljena je na konceptu Aurora D8, koji je razvijen od strane MIT-a te kompanija Aurora Flight Sciences i Pratt & Whitney pod sponzorstvom NASA-e.



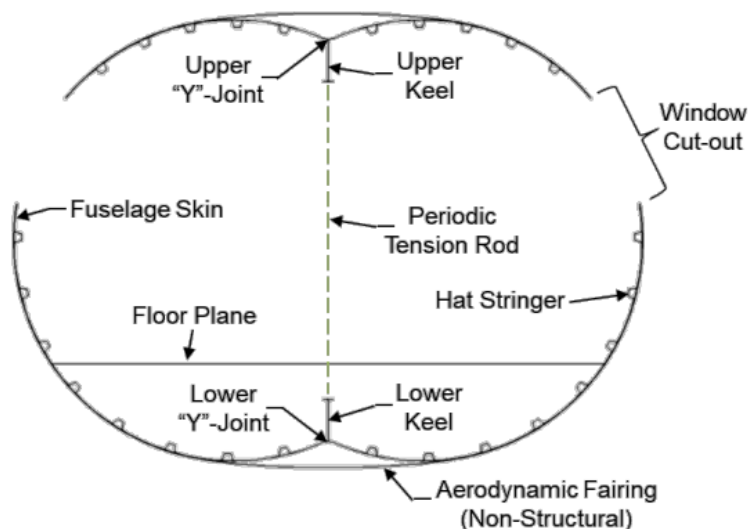
Slika 23. Aurora D8 [24]

Aurora D8, odličan je primjer integracije nekonvencionalne vrste pogona i konstrukcije. D8 zrakoplov je kratkog do srednjeg dometa za brzine leta Mach 0.75, kapaciteta 180 putnika, s prostranom kabinom. Dva spojena trupa stvaraju dodatan uzgon čime omogućuju upotrebu manjih krila s manjim kutem strijele, što za posljedicu ima manji otpor. Dodatne prednosti trupa su: prilagođenost današnjoj infrastrukturi zračnih luka, lakše podvozje, manje prozora, smanjena masa podne grede. Smanjeni momenti savijanja krila i repa te kraći put opterećivanja podvozja prikazani su na *Slici 24*.



Slika 24. Moment savijanja i duljina opterećivanja podvozja Boeinga 737 i Aurore D8 [25]

Motori postavljeni na kraju trupa u odnosu na podkriлни položaj smanjuju iznos potrebnog potiska te veličinu same pogonske jedinice. Sljedeće prepoznatljivo obilježje je *pi* rep koji smanjuje masu konstrukcije. Kako bi se ostvarile prednosti *Double bubble* konstrukcije, potrebno je primijeniti dokazane proizvodne metode temeljene na kompozitnim materijalima. Dva *spojena* trupa zahtijevaju novu optimizaciju konstrukcije te se posebna pažnja mora usmjeriti na centralni konstrukcijski element, tzv. *Y* spoj, koji povezuje dva kružna luka.



Slika 25. Presjek trupa *Double bubble* koncepta, *Y* spoj [25]

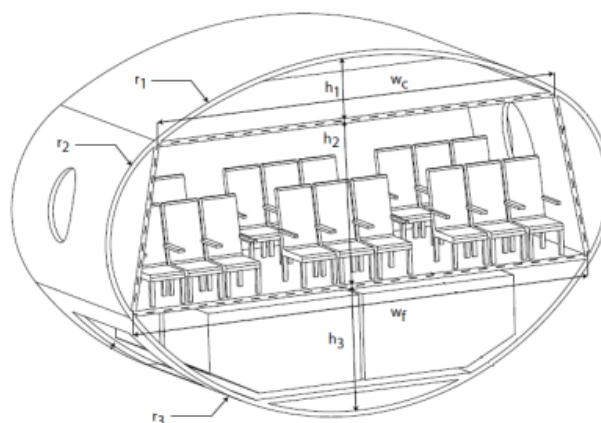
2.2.7. *Flying-V*

Flying-V je koncept zrakoplova velikog doleta u kojem su kabina za putnike, teretni prostor i gorivo smješteni u krilu. Izvorno ideja studenta na TU Berlin, danas je veliki projekt sponzoriran od KLM- a te se provodi na TU Delft. Preliminarni proračuni provedeni na TU Delft pokazali su da zrakoplov ima znatno smanjeni otpor u odnosu na moderne širokotrupne zrakoplove, kao što su Airbus A350 XWB i Boeing 787. Također, proračuni konstrukcije pokazali su da je masa zrakoplova također smanjena. Na temelju tih proračuna procjenjeno je da *Flying-V* koncept troši 20 % manje goriva od Airbus-a A350 za isti let. S obzirom na manju duljinu konstrukcije te isti raspon kao A350, današnja infrastruktura na zrakoplovima bila bi pogodna za manipulaciju *Flying-V* konfiguracijom zrakoplova.



Slika 26. *Flying-V* [26]

Na *Slici* 26. je vidljivo da zrakoplov ne sadrži klasičan horizontalni stabilizator. Pitanje stabilnosti riješeno je pozicijom aerodinamičkog centra, koje se nalazi iza zadnje moguće točke centra mase. Kontrola propinjanja i valjanja omogućena je elevonima na zadnjem bridu vanjskog dijela krila, dok se rotacija oko vertikalne osi ostvaruje kormilima pravca koji su integrirani u *winglete*. Veliki kut strijele te mali aspektni odnos predstavljaju problem pri malim brzinama. Kao i Concorde, *Flying-V*, stoga mora slijetati sa velikim napadnim kutem što zahtijeva ugradnju velikih prozora za dobru vidljivost pilota. S obzirom na presjek trupa zrakoplova postoji više potencijalnih varijanti za integraciju putničke kabine, ali je najbolje karakteristike pokazala ovalna konfiguracija, prije svega jer ne zahtijeva dodatna ojačanja po sredini kabine što omogućuje otvoreni prostor.



Slika 27. Ovalna konfiguracija[27]

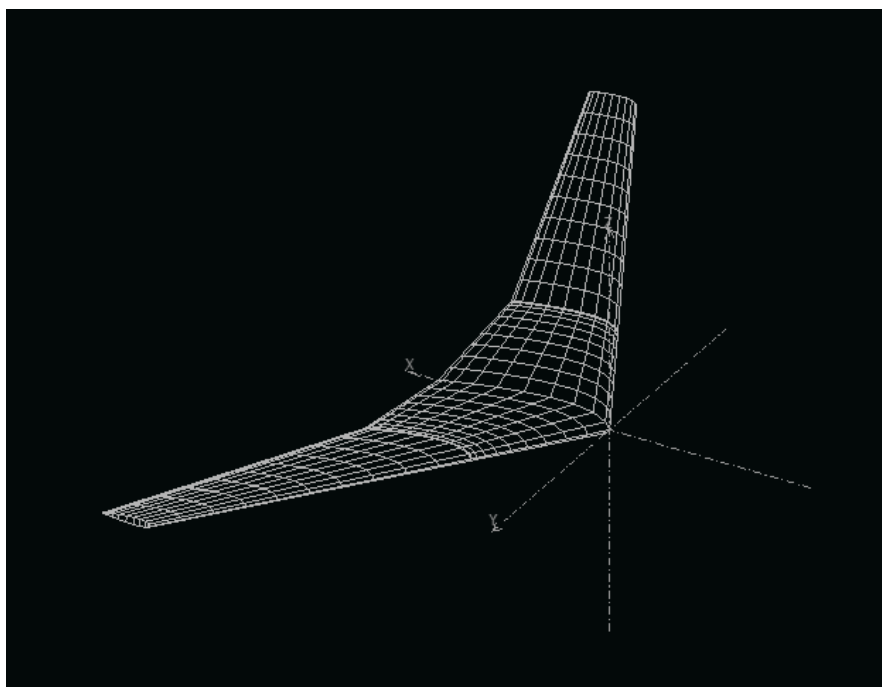
Smještaj pogonske jedinice važno je obilježje ove konfiguracije. Dva motora smještena su iznad i iza krila tako da je usisnik iznad zadnjeg ruba krila. Lokacija je odabrana uzimanjem u obzir centra mase, slučaja otkaza jednog motora, te aerodinamičke interakcije sa krilom. Kako se motori nalaze iza putničke kabine, smanjena je buka u samoj kabini. Također, generalno je ostvareno smanjenje buke jer je buka ventilatora zaklonjena krilima i izbjegnuto je reflektiranje buke sa donje površine krila.

3. Proračun

U ovom je radu provedena analiza čvrstoće krila koncepta *Strut braced wing* konfiguracije. Ocjena konstrukcije je izvršena usporedbom mase krila sa konvencionalnom konfiguracijom uz ista opterećenja. Za usporedbu je odabrano krilo Airbus-a A320.

3.1. Aerodinamička analiza

Proračunski dio završnog rada započinje jednostavnom aerodinamičkom analizom provedenom u programu *XFLR 5* korištenjem *Vortex Lattice Method* (VLM) metode. Prvi korak je izrada modela krila Airbus-a 320 čije su dimenzije preuzete iz završnog rada [28] te je model prikazan na *Slici 28*.



Slika 28. Aerodinamički model krila Airbus-a A320

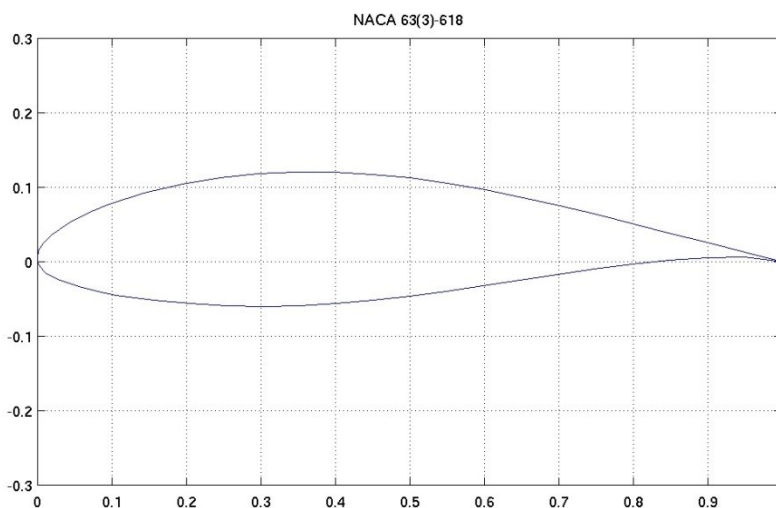
Iz ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu izračunat je iznos sile uzgona u režimu krstarenja, tj. pri nultom napadnom kutu prema izrazu:

$$F_L = \frac{1}{2} \rho \cdot V_C^2 \cdot S_{ref} \cdot C_L \quad (3.1)$$

te iznosi 576081 N, $V_c = 230$ m/s i $\rho = 0.5$ kg/m³. Potrebno je naglasiti da se dobiveni iznos razlikuje od stvarnog jer je analiza provedena uz pretpostavke i pojednostavljenja:

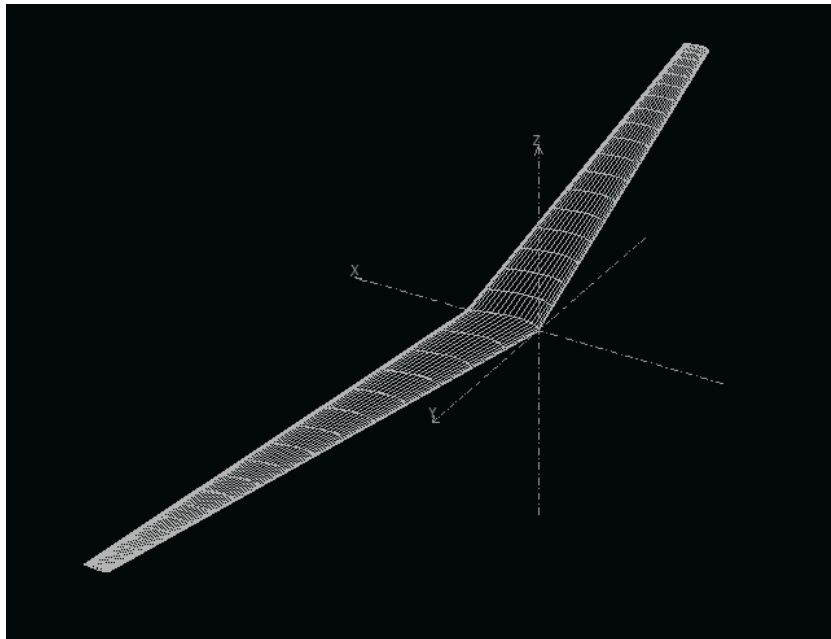
- nestlačivo strujanje,
- neviskoznan fluid,
- zanemareno aerodinamičko uvijanje krila,
- zanemaranje geometrijsko uvijanje krila

te je korišten aeroprofil NACA 63(3)-618 zbog nedostupnih informacija. Također, ovaj iznos sile uzgona neće biti korišten kasnije kao opterećenje konstrukcije već služi samo za dobivanje konceptualne SBW konfiguracije jer je ideja dobiti krilo koje će ostvarivati približno istu silu uzgona u režimu krstarenja uz zanemarenje utjecaja štapnog ojačanja.



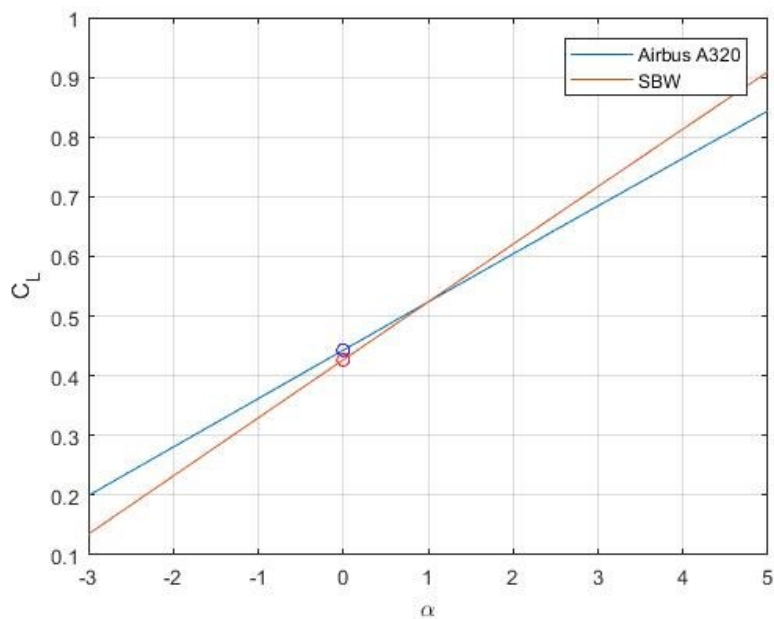
Slika 29. NACA 63(3)-618 [29]

Sljedeći korak u programu *XFLR 5* je izrada modela krila SBW koncepta. Za fiksne parametre odabrani su duljina korijenske tetive te kut strijele. Nakon više provedenih proračuna uz promjene duljine raspona i duljine vršne tetive krila SBW konfiguracije dobiveni su zadovoljavajući rezultati te sila uzgona od 588777 N. Konačan prikaz modela u *XFLR 5* prikazan je na *Slici 30*. Također, korištene su i geometrijske značajke Boeing-ovog SUGAR koncepta [30]. Glavne geometrijske razlike u odnosu na konvencionalno krilo su povećan raspon, manja debljina te manji kut strijele.

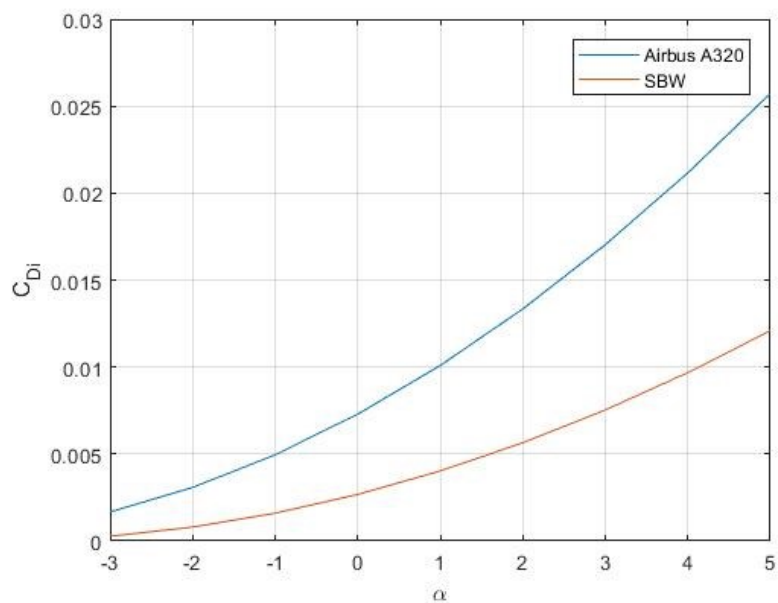


Slika 30. Aerodinamički model krila SBW koncepta

Sljedeće slike prikazuju rezultate jednostavne aerodinamičke analize. Osim ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu dana je i ovisnost koeficijenta inducirano otpora o napadnom kutu. Upravo je tu glavna prednost SBW koncepta gdje su te vrijednosti puno manje nego kod konvencionalnog krila.



Slika 31. Ovisnost koeficijenta uzgona i napadnog kuta

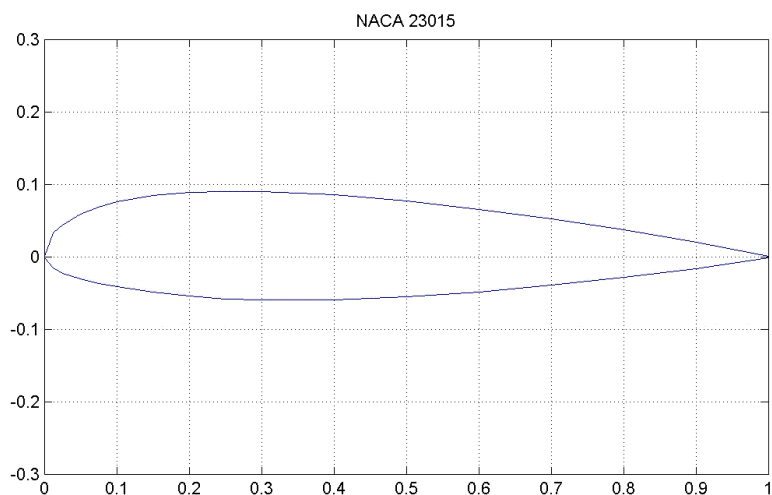


Slika 32. Ovisnost koeficijenta induciranog otpora i napadnog kuta

3.2. Geometrija krila

3.2.1. Airbus A320

Kod konstruiranja krila zanemareni su elementi koji nemaju utjecaja na čvrstoću poput mehanizama za kontrolne i uzgonske površine, dok je umjesto superkritičnog aeroprofila uzet NACA 23015 zbog pojednostavljenja.

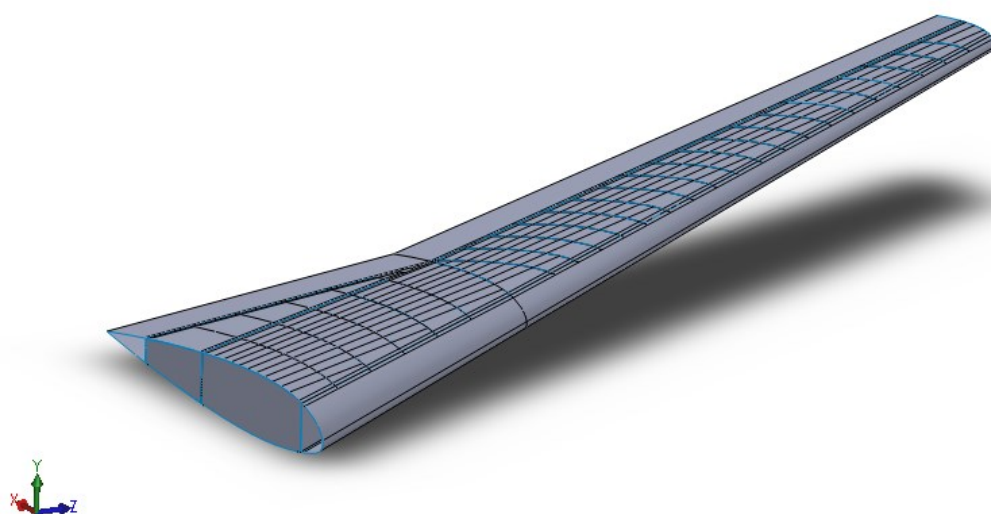


Slika 33. 23015 [29]

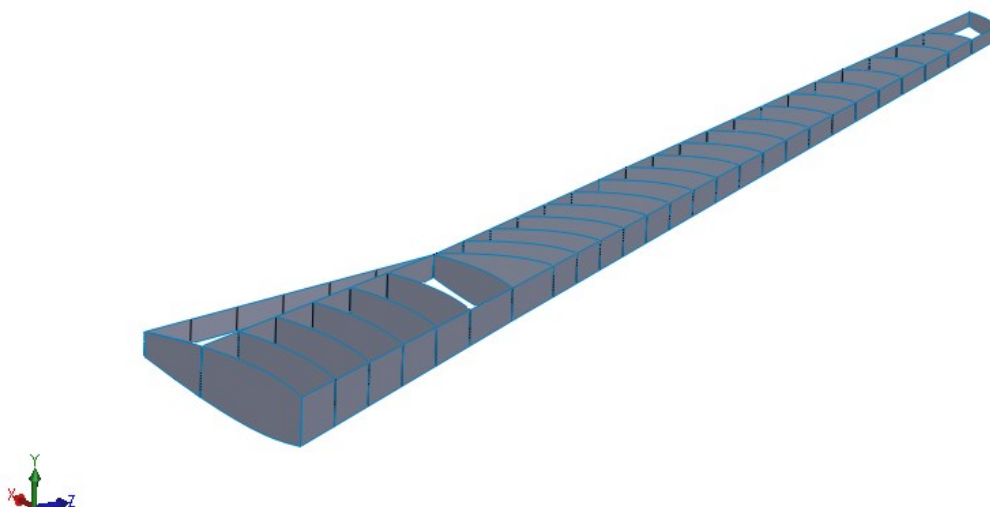
Krilo je modelirano u 3D programskom paketu *Solidworks* korištenjem alata za modeliranje površina iz modula *Surfaces*. Krilo se sastoji od dvije glavne te jedne pomoćne ramenjače, rebara i oplata koji su modelirani kao površine, te uzdužnica koje su u *Solidworks*-u modelirane kao linije naredbom *Split line*. Geometrijski će uzdužnice biti definirane kasnije u *Abaqus*-u. Dimenzije i podaci dobivenog krila prikazani su u *Tablici 2.*, a prikaz krila te glavnih konstrukcijskih elemenata na *Slikama 34.* i *35.*

Tablica 2. Geometrijske značajke krila Airbus-a A320

Aeroprofil	NACA 23015
Raspon [m]	$b = 14,85$
Površina [m ²]	$S = 50,25$
Vitkost [-]	$A = 4,39$
Diedarski kut [°]	7
Kut strijele [°]	$\Lambda = 27$
Korijenska tetiva [m]	$c_r = 6$
Vršna tetiva [m]	$c_t = 1,65$
Suženje krila [-]	$\lambda = 0,275$



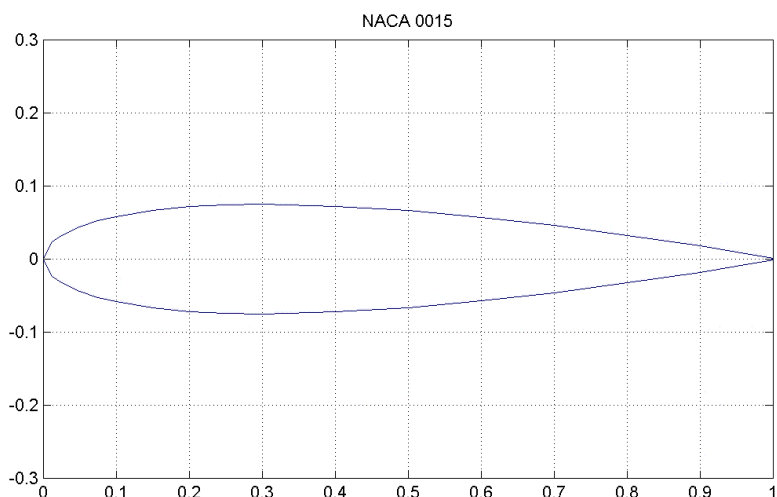
Slika 34. Krilo Airbus-a A320



Slika 35. Ramenjače i rebra Airbus-a A320

3.2.2. *Strut braced wing*

Krilo SBW koncepta koje je analizirano u ovom radu također je konstruirano u *Solidworks*-u korištenjem alata za izradu površinu te se sastoji od ramenjača, rebara, uzdužnica i oplata. Osim već navedenih razlika u odnosu na krilo Airbus-a kod konceptualnog krila prisutan je negativan diedarski kut od 2° s obzirom da se radi o visokokrilnoj konfiguraciji aviona. Za aeroprofil štapnog elementa odabran je simetričan NACA 0015, dok je na krilu zadržan NACA 23015. Konačna geometrija krila u *Solidworks*-u prikazana je na *Slikama* 37. i 38., a geometrijske značajke dane su u *Tablici* 3. Raspored i broj rebara ne utječe mnogo na rezultat te su modelirana po uzoru na Airbus A320.

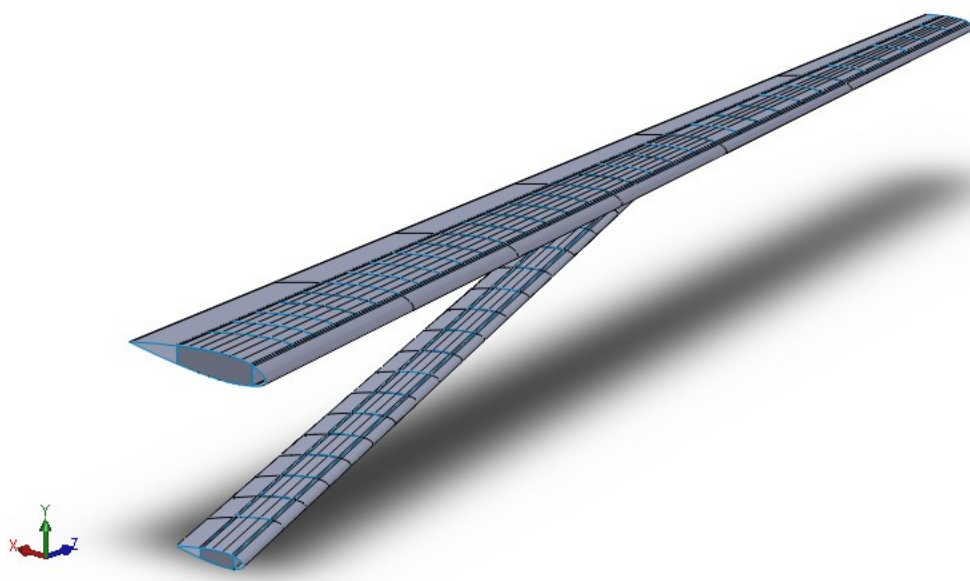


Slika 36. NACA 0015 [29]

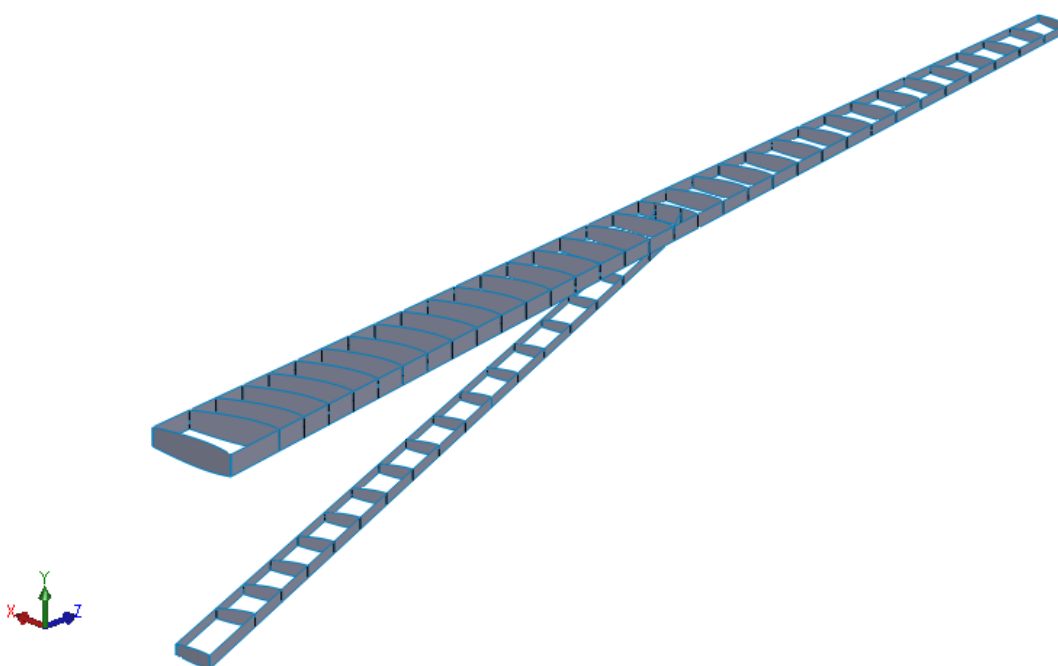
Tablica 3. Geometrijske karakteristike krila SBW koncepta

Aeroprofil krila	NACA 23015
Aeroprofil štapnog elementa	NACA 0015
Raspon [m]	$b = 24$
Površina [m ²]	$S = 53$
Vitkost [-]	$A = 10,47$
Negativan diedarski kut [°]	2
Kut strijele [°]	$A = 14$
Korijenska tetiva [m]	$c_r = 3,3$
Vršna tetiva [m]	$c_t = 1,15$
Suženje krila [-]	$\lambda = 0,348$

Potporni element je konstruiran na isti način kao i krilo te se sastoji od standardnih konstrukcijskih elemenata. Spoj sa krilom nalazi se na 56% raspona, tj. na 19. rebru od ukupnih 29. Visinska razlika korijenske tetive krila i korijenske tetive štapnog elementa je 3,5 m što približno odgovara visini Airbus-a A320.



Slika 37. Krilo SBW-a



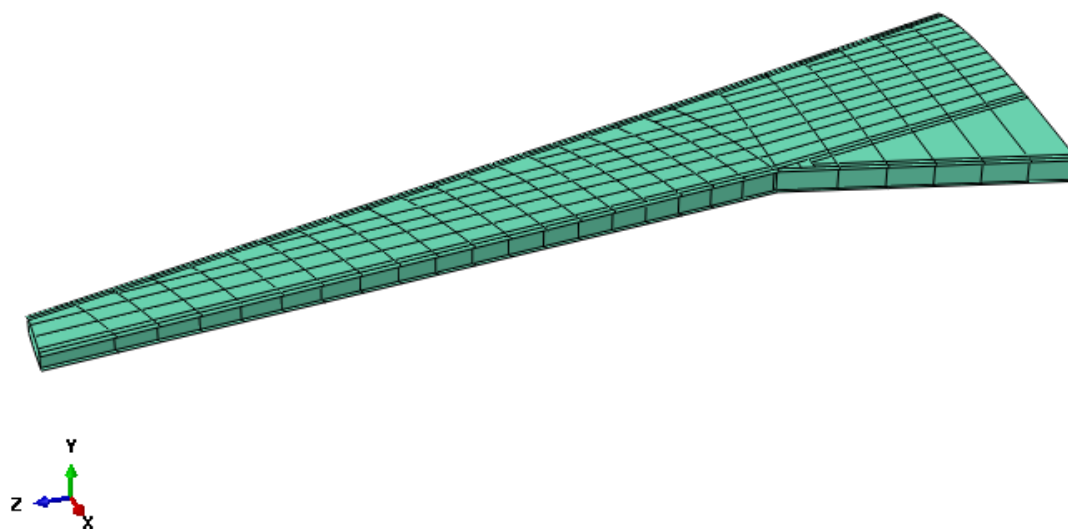
Slika 38. Ramenjače i rebra SBW koncepta

3.3. Numerički model

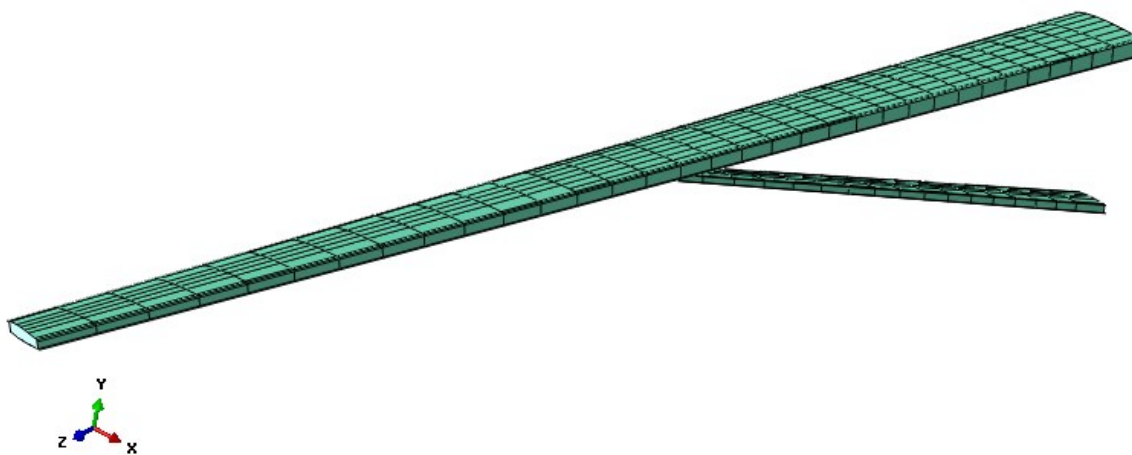
Geometrija modelirana u *Solidworks*-u spremljena je u *STEP* formatu te kao takva prebačena u programski paket *Abaqus/Standard* u kojem je izvršena analiza čvrstoće. S obzirom da prednji i zadnji rub krila imaju zanemariv utjecaj na čvrstoću, analizirana je samo torzijska kutija koja se sastoji od ramenača, rebara, uzdužnica i oplata.

3.3.1. Materijal i svojstva

Materijal je preuzet iz diplomskog rada [31]. Radi se o aluminijskim legurama koje će biti korištene na krilu Airbus-a A320 i SBW koncepta. Ramenače i rebra sastavljene su od AL7050_TZ451, oplata od AL2024_T351, dok su uzdužnice od AL7075_T6. Iz [31] su preuzete i vrijednosti za granicu tečenja ovih legura te je model materijalno nelinearan. Cijelo se krilo se sastoji od ljuskastih elemenata, osim uzdužnica koje su definirane kao gredni element s L-profilom. Debljina konstrukcijskih elemenata konvencionalnog krila u prvim proračunima preuzeta je također iz [31], te je naknadno mijenjana. Iako se u stvarnosti debljina elemenata mijenja po rasponu i tetivi krila, u ovom je radu debljina elemenata jednaka duž raspona krila osim kod krila SBW-a u području spoja sa štapnim elementom gdje je dodatno nanosena veća količina materijala. Debljina donjake je kod Airbus-a iste debljine kao i gornjaka, dok je kod konceptualnog krila donjaka deblja od gornjake zbog spoja. Torzijske kutije Airbus-a A320 i SBW koncepta prikazani su na *Slikama* 39. i 40.



Slika 39. Torzijska kutija Airbus-a A320

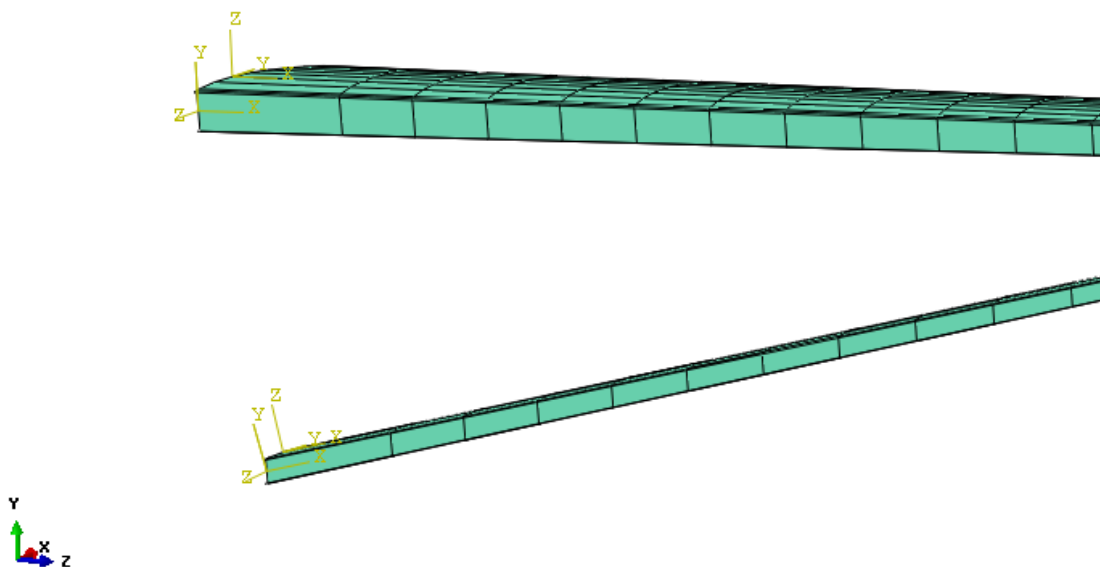


Slika 40. Torzijska kutija SBW koncepta

3.3.1.1. Model s kompozitima

Osim standardnih aluminijskih legura, krilo SBW konfiguracije će biti modelirano i s ugljik/epoksi kompozitima korištenim u zrakoplovnim konstrukcijama. Kompozitni materijal sastoji se od vlakana koja čine osnovni nosivi element i matrice koja prenosi opterećenja i drži vlakna zajedno. Kompozitni materijali su važni u zrakoplovnoj industriji jer osiguravaju čvrstoću konstrukcije sličnu kao metalne legure, ali uz manju masu, što vodi do boljih performansi zrakoplova i manje potrošnje goriva.

Materijal korišten u ovom radu preuzet je iz završnog rada [32], a mehanička svojstva dana su u *Tablici 4*. S obzirom da su kompoziti ortotropni materijali, u *Abaqus*-u je važno pravilno definirati orijentaciju materijala kako bi ugljična vlakna bila usmjerena u pravom smjeru, a to je izvršeno uz pomoć lokalnih koordinatnih sustava. Posebno su definirani lokalni koordinatni sustavi za ramenjače i oplata, dok je za rebra prikladan globalni koordinatni sustav, *Slika 41*. S obzirom da se radi o preliminarnim proračunima, orijentacija vlakana je definirana osnovnim kutovima 0° , 90° , 45° , -45° u odnosu na x-os lokalnog koordinatnog sustava. Kut od 0° kod ramenjača i oplata označava smjer uzduž raspona, dok kod rebara kut od 0° označava smjer uzduž tetive. Kao materijal uzdužnica u ovom modelu ostavljen je aluminij.



Slika 41. Lokalni koordinatni sustavi ramenjača i oplata

Tablica 4. Mehanička svojstva ugljik/epoksi kompozita

E_1 [GPa]	135
E_2 [GPa]	10
ν_{12} [-]	0,3
G_{12} [GPa]	5
X_1^T [MPa]	1500
X_1^C [MPa]	1200
Y_2^T [MPa]	50
Y_2^C [MPa]	250
S [MPa]	70
ρ [kg/m ³]	1600
h_0 [mm]	0,125

Kompoziti ne spadaju u konvencionalne materijale pa se tako i ocjena čvrstoće procjenjuje na drugačiji način, kriterijima popuštanja. Razvijeno je više kriterija popuštanja, a najpoznatiji su *TsaiHill*, *Tsai-Wu* i *Hashin* kriterij. Ako vrijednost indeksa popuštanja kod ovih kriterija prijeđe 1, dolazi do popuštanja materijala. U ovom konceptualnom radu odabran je *Tsai-Wu* kriterij. Ovaj kriterij se još naziva i tenzorski ili kvadratični kriterij popuštanja i spada u najčešće korištene kriterije popuštanja, a karakteristike istog su:

- bazira se na jednom izrazu,
- definira samo vrijednosti kod kojih će sloj popustiti, a ne na koji način,
- najveće naprezanje može biti pozitivno i negativno.

Tsai-Wu kriterij u indeksnom zapisu glasi:

$$F_i \sigma_i - F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1, \quad i, j = 1, 6 \quad (3.2)$$

U slučaju razmatranja jednog sloja u stanju ravninskog naprezanja ostaju indeksi 1,2 i 6.

3.3.2. Opterećenja i rubni uvjeti

Krila će u ovom radu biti opterećena silom uslijed vlastite težine, silom uzgona koja odgovara polovici težine Airbus-a A320 te silom uslijed težine motora, dok se težina goriva zanemaruje. S obzirom da se radi o preliminarnom proračunu te pogonska jedinica nije tema ovog rada uzeta je ista masa motora kao i kod Airbus-a. Prava sila uzgona koju ostvaruje polukrilo Airbus-a A320 u krstarenju mora biti jednaka njegovoj težini te se računa se prema izrazu:

$$F_L = m_{pk} \cdot g \quad (3.3)$$

i iznosi 377685 N.

Sila uslijed težine motora računa se prema izrazu:

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

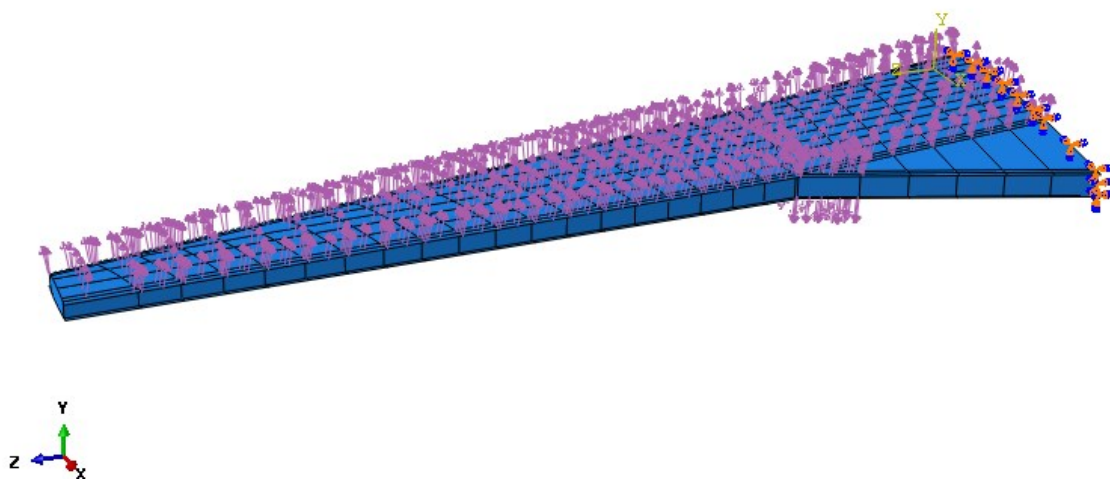
i iznosi 30931 N.

Obje sile na krilo dodane su kao tlak. Gore dobiveni iznosi dijele se sa površinama na kojima djeluju. Iako se sila uzgona mijenja po rasponu i tetivi krila, zbog jednostavnosti opterećenje se uzima kao konstantno po cijeloj gornjaci. Rasterećenje uslijed težine motora kod Airbus-a kao i kod SBW-a zadana je kao tlak po dijelu donjake između 6. i 7. rebra. Pozicija opterećenja uslijed težine motora na konceptu odabrana je po uzoru na Boeing-ov SUGAR, a s obzirom da se radi o preliminarnim proračunima uzeta je težina motora Airbus-a A320. U sljedećoj tablici dani su iznosi opterećenja te pripadajućih površina.

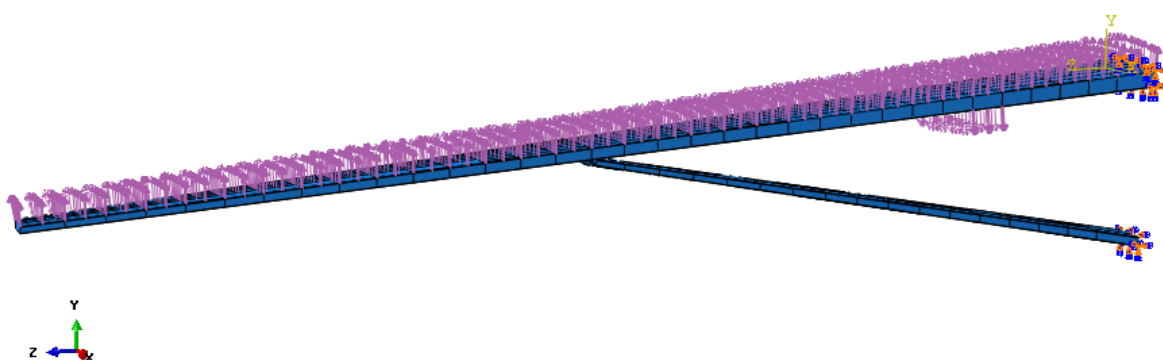
Tablica 5. Opterećenja i površine na kojim djeluju

	Airbus A320	SBW
Površina cijele gornjake [m ²]	28,72	31,55
Površina donjake između 6. i 7. rebra [m ²]	2,2	1,3
Kontinuirano opterećenje uslijed sile uzgona, $n = 1$ [Pa]	13150	11970
Opterećenje uslijed težine motora [Pa]	14059	23793

Rubni uvjeti zadani su na oba modela na korijenu krila, gdje se krilo ujedno spaja sa trupom zrakoplova. Na štapnom elementu SBW konfiguracije rubni su uvjeti također zadani u korijenu jer se tu nalazi spoj sa donjim dijelom trupa. Onemogućeni su pomaci te rotacije ramenjača, oplata i uzdužnica oko triju glavnih osi. Opterećenja te rubni uvjeti prikazani su na Slikama 42. i 43.



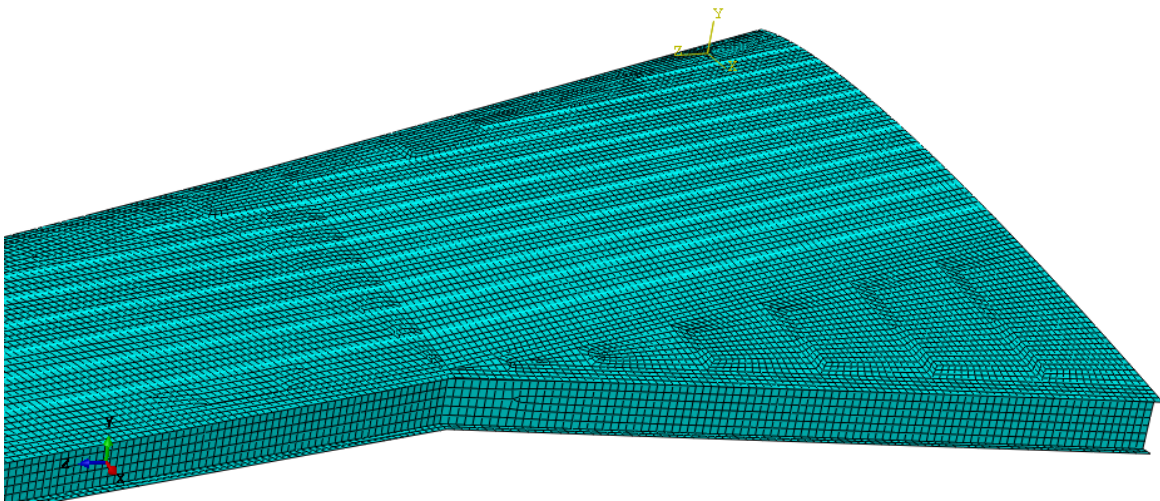
Slika 42. Opterećenja i rubni uvjeti, Airbus A320



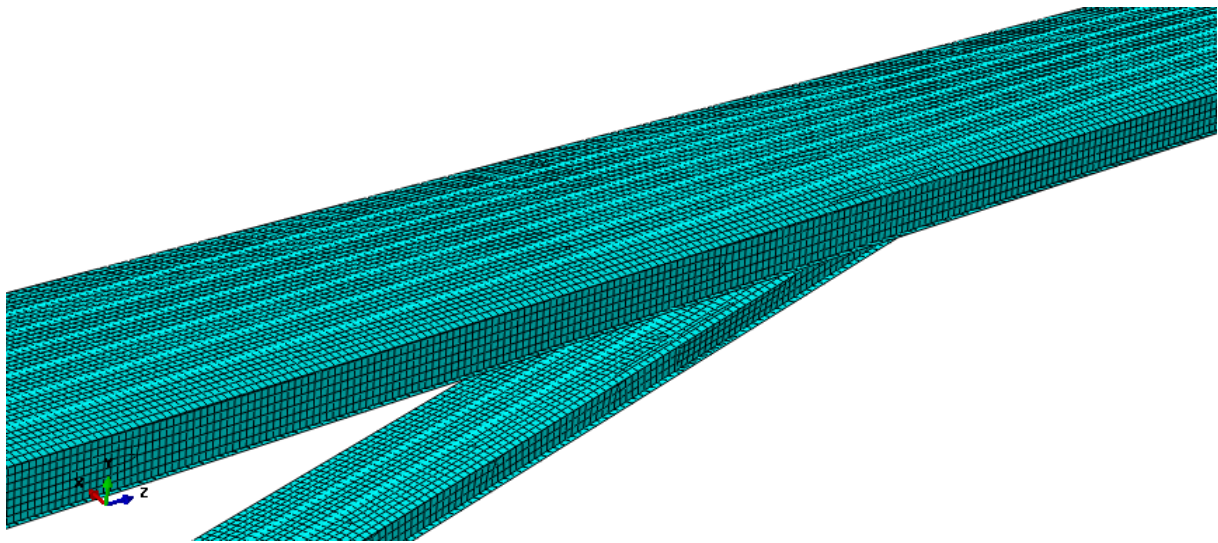
Slika 43. Opterećenja i rubni uvjeti, SBW

3.3.3. Mreža konačnih elemenata

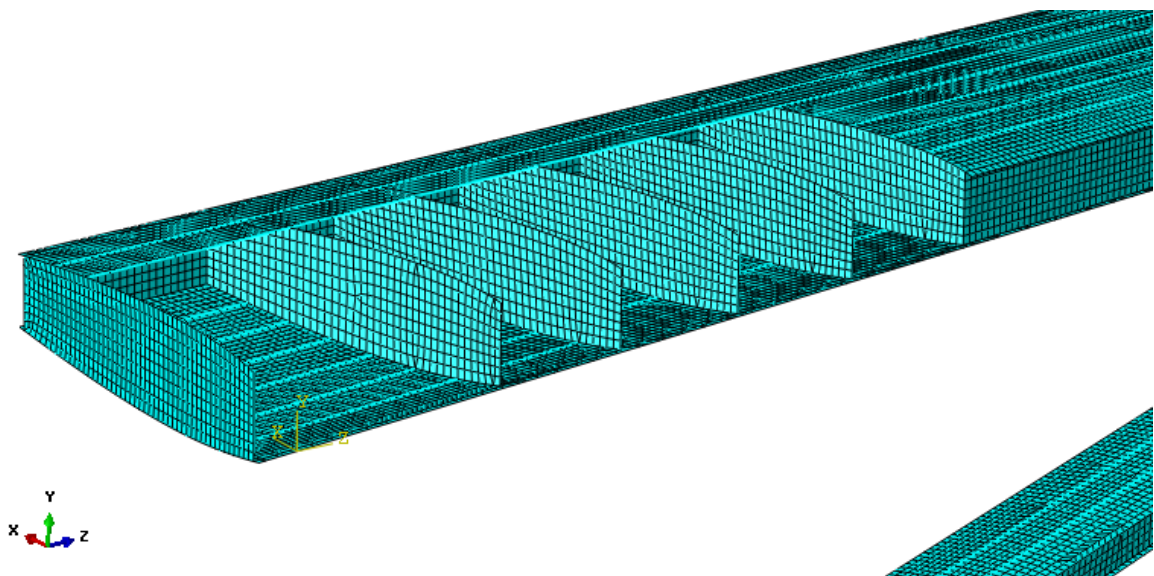
Mreža konačnih elemenata napravljena je u modulu *Mesh*. Obje su mreže strukturirane i sastoje se od pravokutnih reduciranih elemenata *S4R*, trokutastih ljuskastih konačnih elemenata *S3* i linearnih linijskih elemenata *B31*. Mreža na krilu Airbus-a sastoji se od 44323 *S4R* elemenata, 3666 *B31* elemenata te 110 *S3* elemenata. Ukupan broj je 43268. Krilo SBW konfiguracije sastoji se od 72414 *S4R* elemenata, 7823 *B31* elemenata te 188 *S3* elemenata, dok je ukupan broj 80425. Veći broj elemenata na konceptualnom krilu prisutno je zbog potrebe za gušćom mrežom u blizini spoja, ali i zbog dodanog štapnog ojačanja. Na sljedećim slikama prikazane su mreže obaju modela



Slika 44. Mreža konačnih elemenata, Airbus A320



Slika 45. Mreža konačnih elemenata, SBW



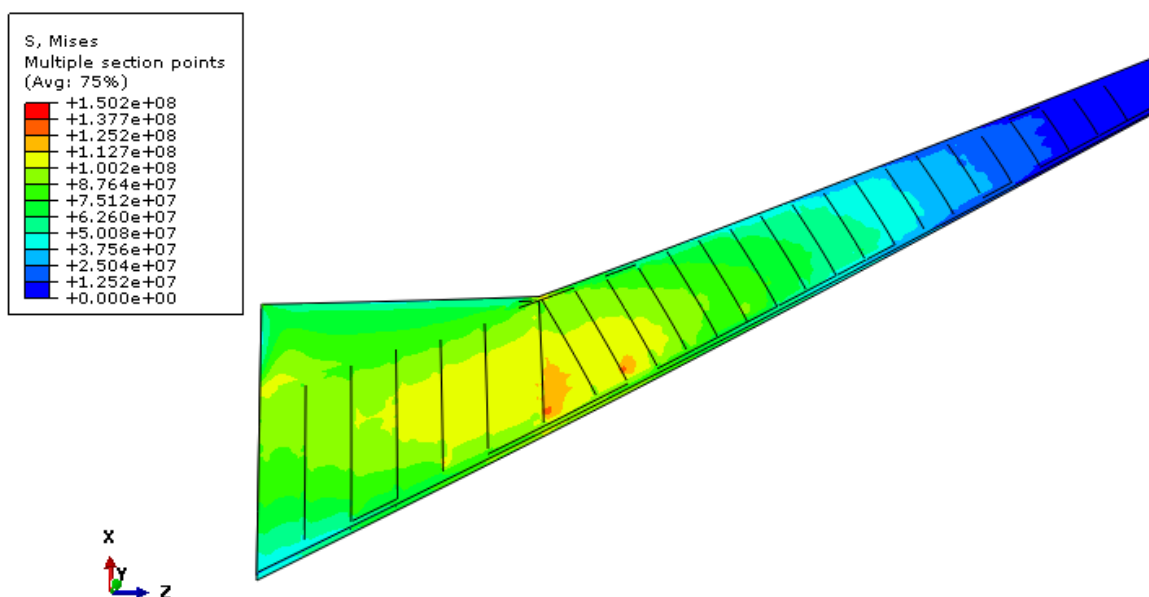
Slika 46. Mreža na rebrima, SBW

4. Rezultati

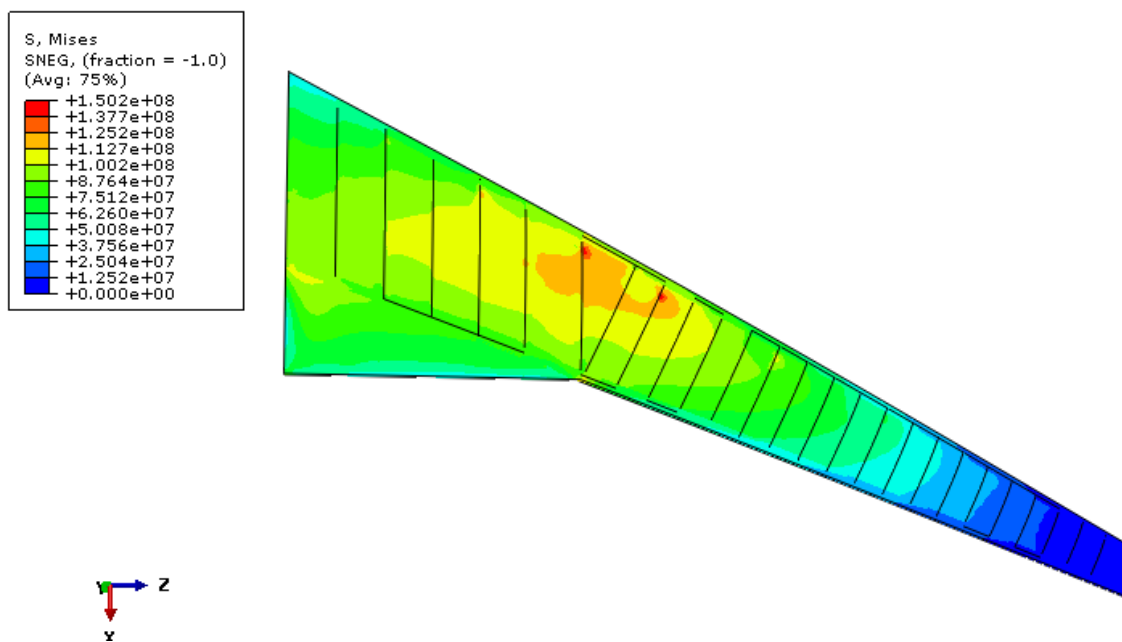
Nakon provedene statičke analize dani su rezultati u obliku raspodjele Von Misesovih naprezanja kod aluminijskog modela, *Tsai-Wu* kriterija popuštanja kod kompozitnog modela i vertikalnog pomaka. Na kraju, uspoređene su mase sviju konstrukcija.

4.1. Von Misesova ekvivalentna naprezanja

Na sljedećim slikama prikazana je raspodjela Von Misesovih naprezanja po konstrukciji krila Airbus-a A320 i SBW koncepta modeliranih s aluminijskim legurama. Na SBW polukrilu prisutno je maksimalno naprezanje od 308.3 MPa, što je velika vrijednost s obzirom da je faktor opterećenja $n = 1$. Međutim, radi se o lokalnoj koncentraciji naprezanja u blizini spoja štapa i krila, što je očekivano. Na tom mjestu biti će potrebna dodatna ojačanja koja nisu u domeni ovog konceptualnog rada. Na ostatku krila i štapnog elementa naprezanja ne postižu visoke vrijednosti.

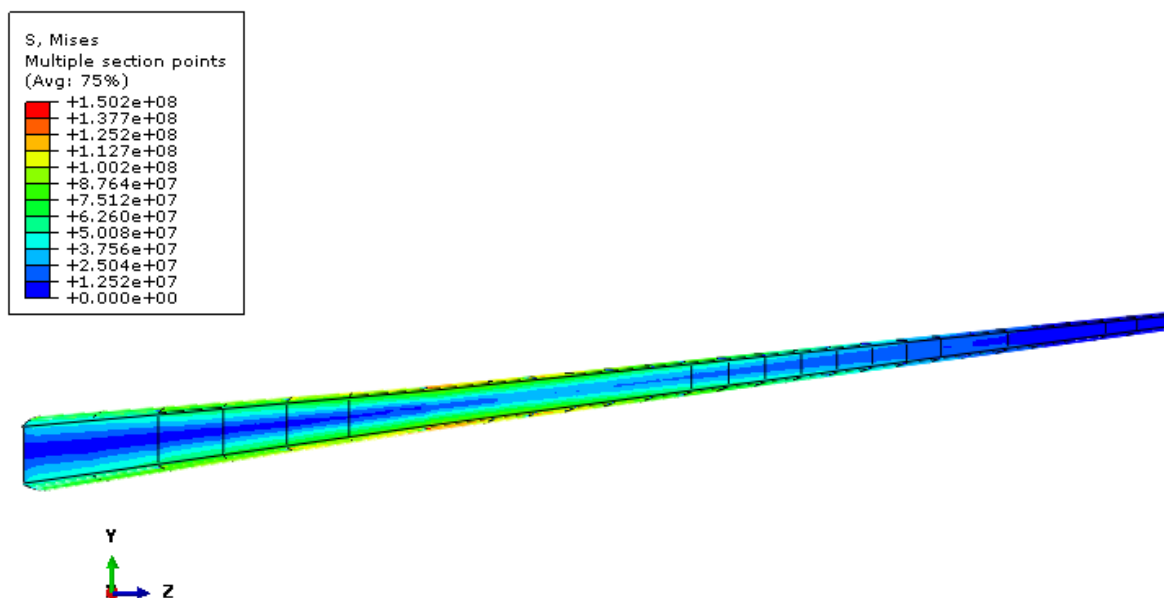


Slika 47. Von Misesova naprezanja po gornjaci, Airbus A320 [Pa]

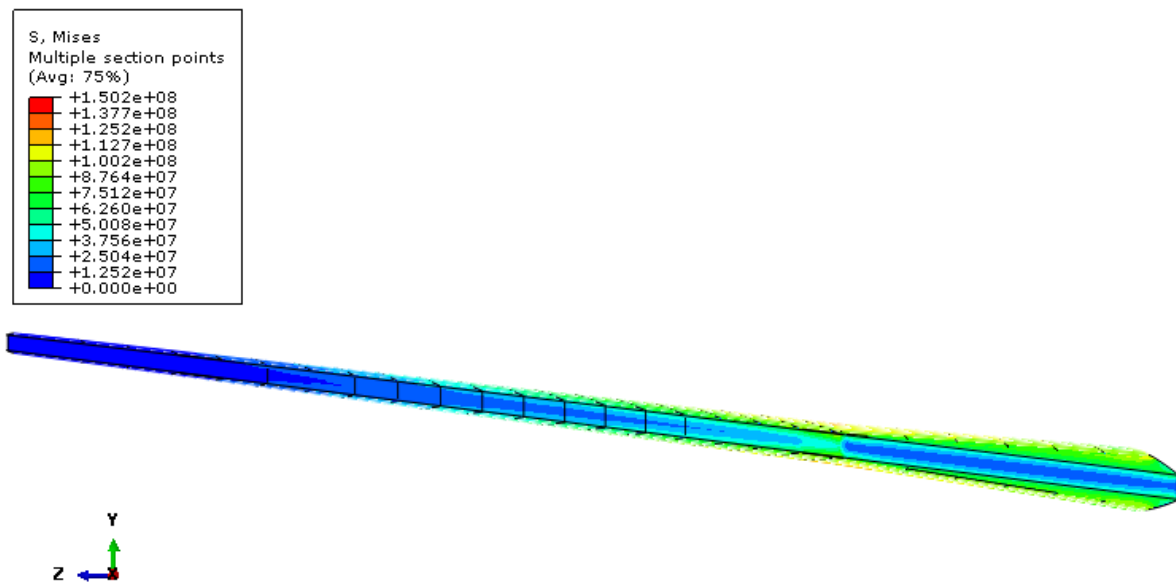


Slika 48. Von Misesova naprezanja po donjaci, Airbus A320 [Pa]

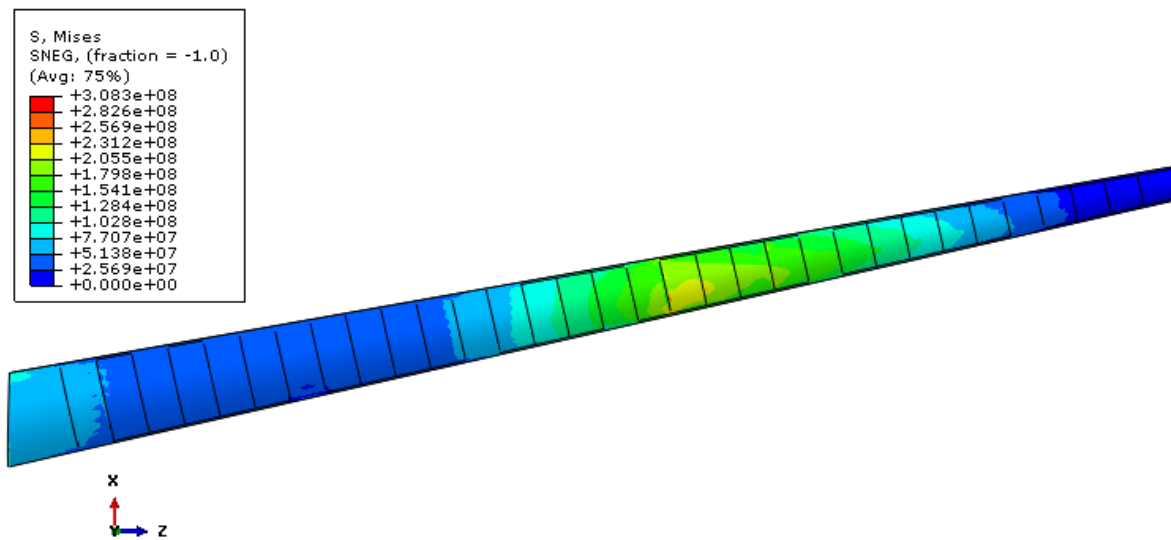
Ramenjače Airbus-a A320 najviše su opterećene kod 7. rebra gdje se nalazi motor i spoj zadnje pomoćne ramenjače sa zadnjom.



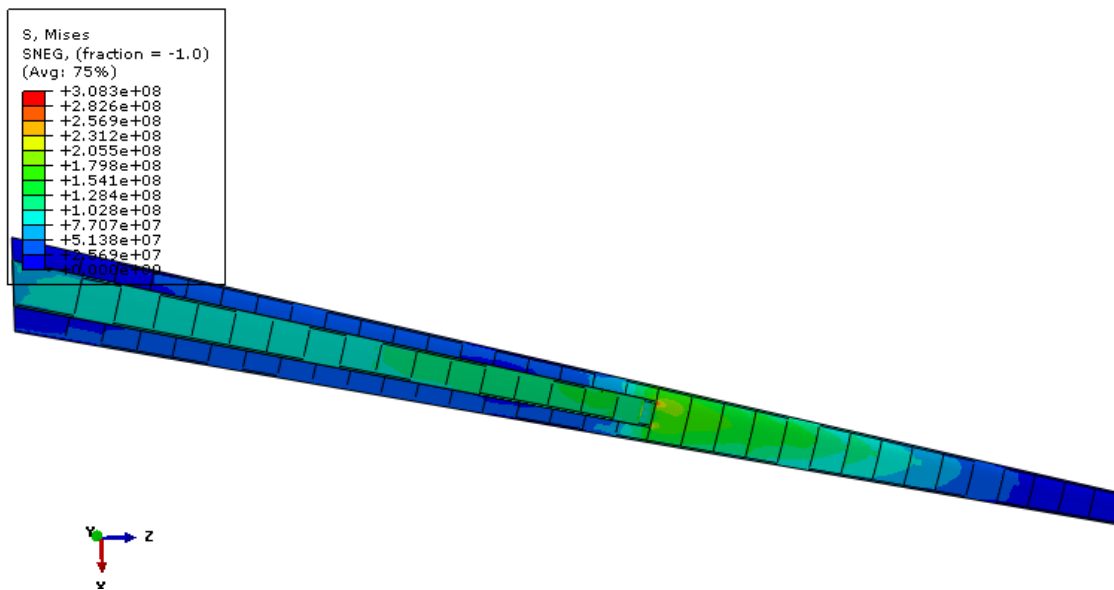
Slika 49. Von Misesova naprezanja po prednjoj ramenjači, Airbus A320



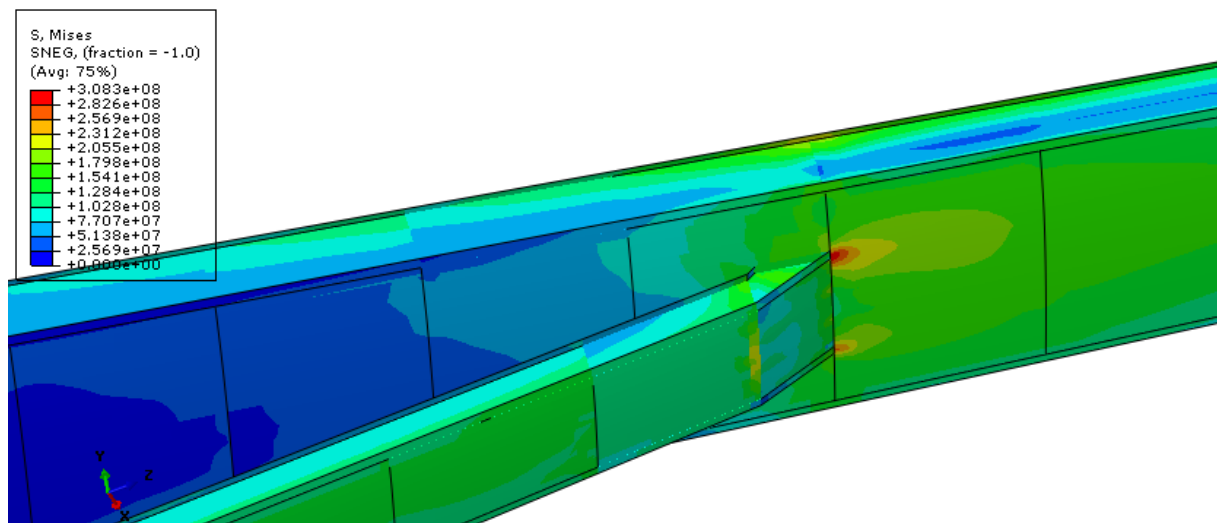
Slika 50. Von Misesova naprezanja na zadnjoj ramenjači, Airbus A320



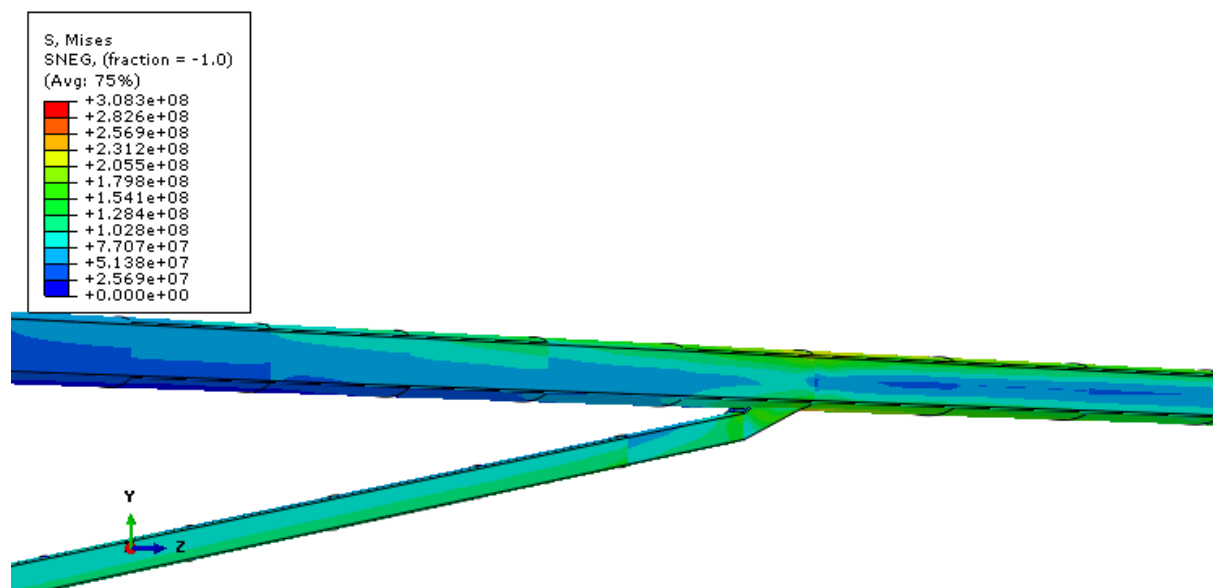
Slika 51. Von Misesova naprezanja po gornjaci, SBW [Pa]



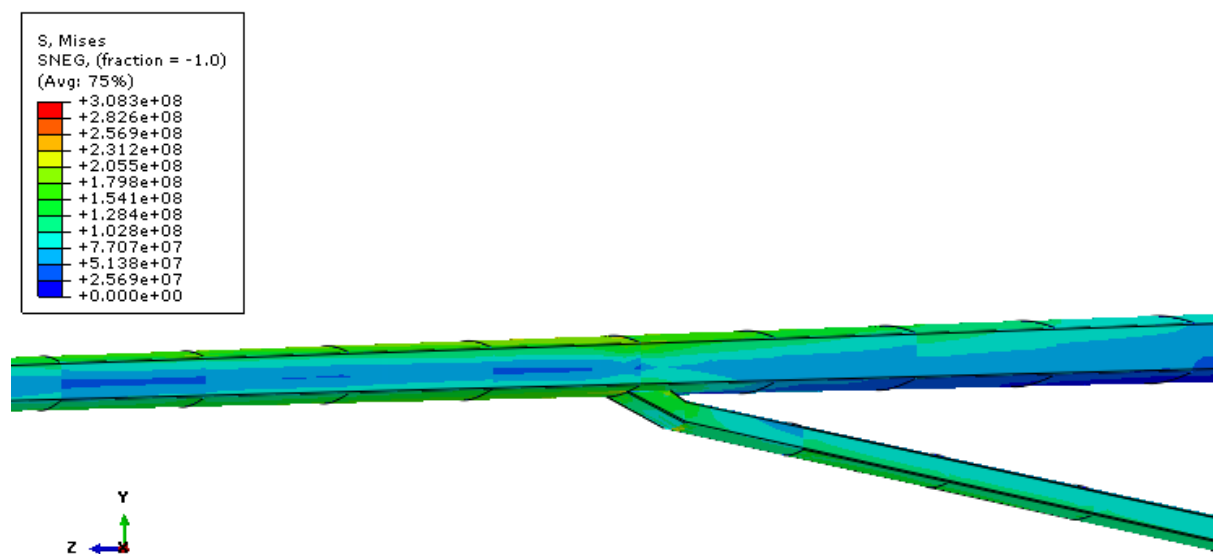
Slika 52. Von Misesova naprezanja po gornjaci, SBW [Pa]



Slika 53. Koncentracija naprezanja u blizini spoja, SBW [Pa]



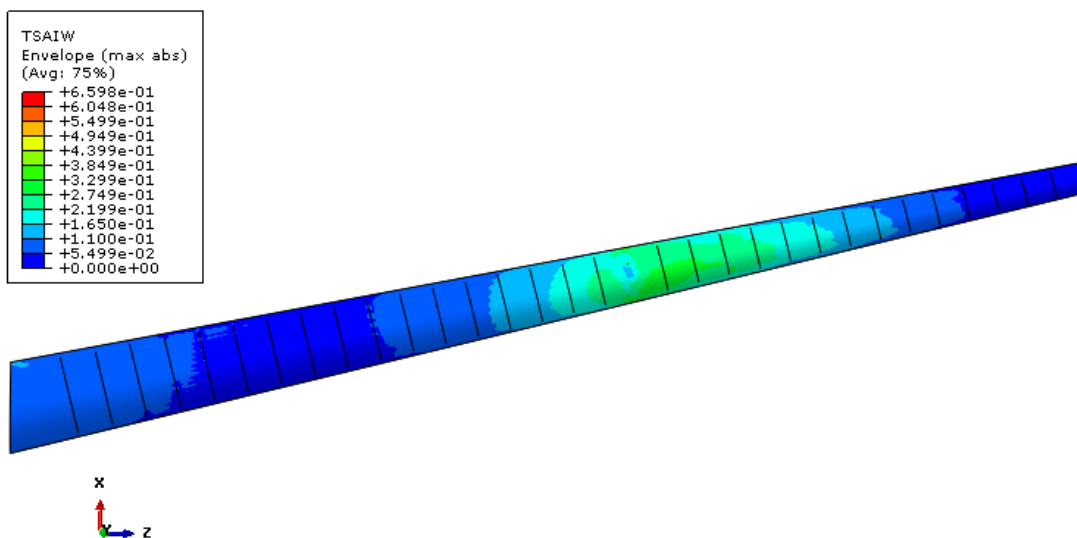
Slika 54. Von Misesova naprežanja na prednjoj ramenjači u blizini spoja, SBW [Pa]



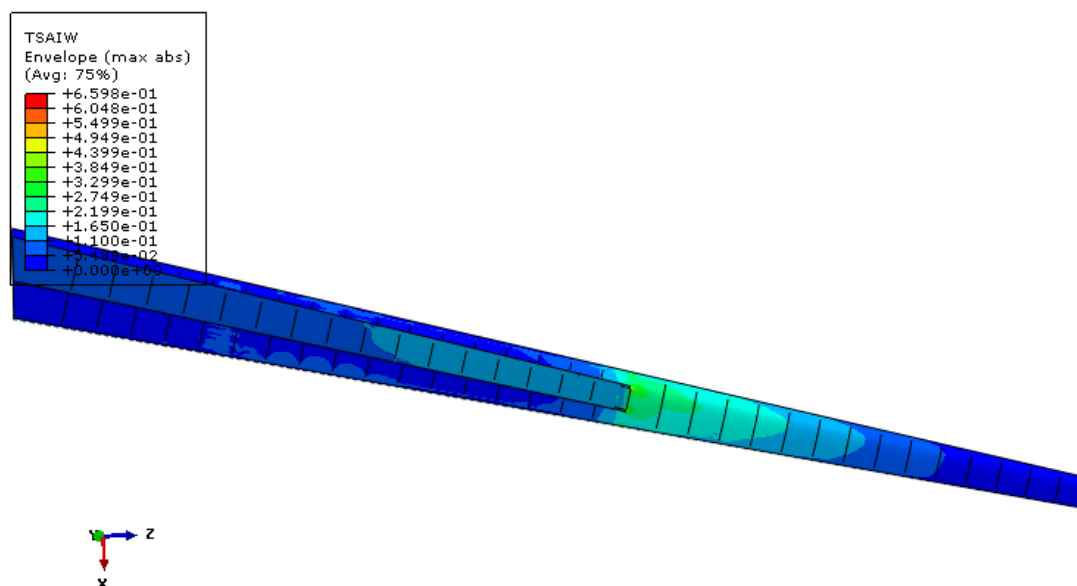
Slika 55. Von Misesova naprežanja na zadnjoj ramenjači u blizini spoja, SBW [Pa]

4.2. Tsai-Wu kriterij popuštanja

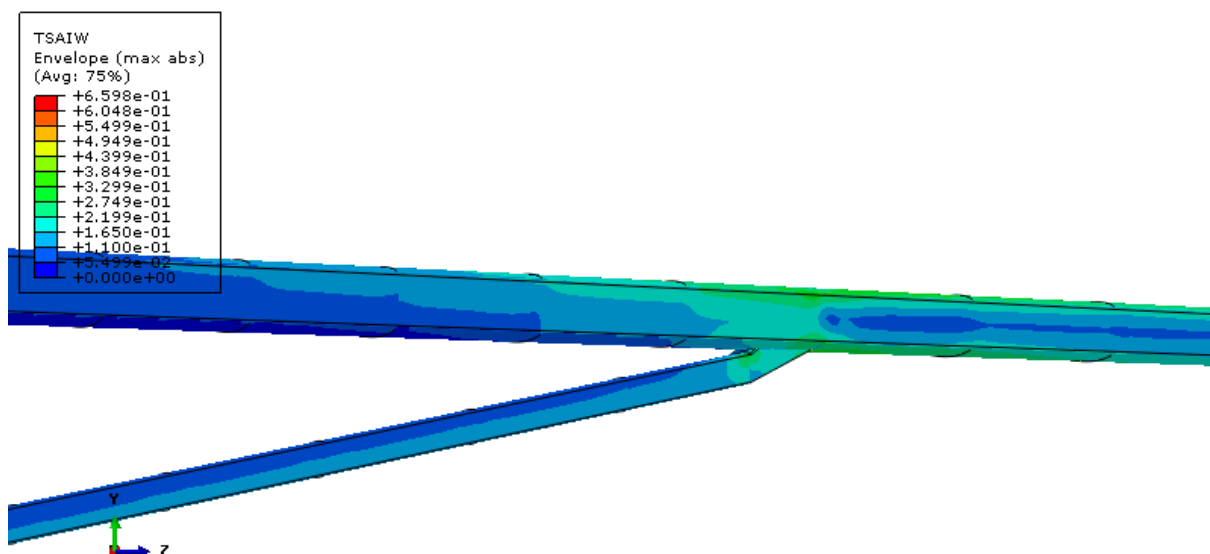
Na sljedećim su slikama pokazani rezultati analize u kojoj je konstrukcija krila modelirana s kompozitnim materijalima. Ocjena konstrukcije je dana Tsai-Wu kriterijem popuštanja na način da su pokazane samo maksimalne vrijednosti po presjeku. Vidljivo je da vrijednost indeksa ne prelazi jedinicu, ali postiže veliku vrijednost u blizini spoja. Ipak, to je samo lokalno povećanje iznosa te je u ovom radu zadovoljen kriterij čvrstoće.



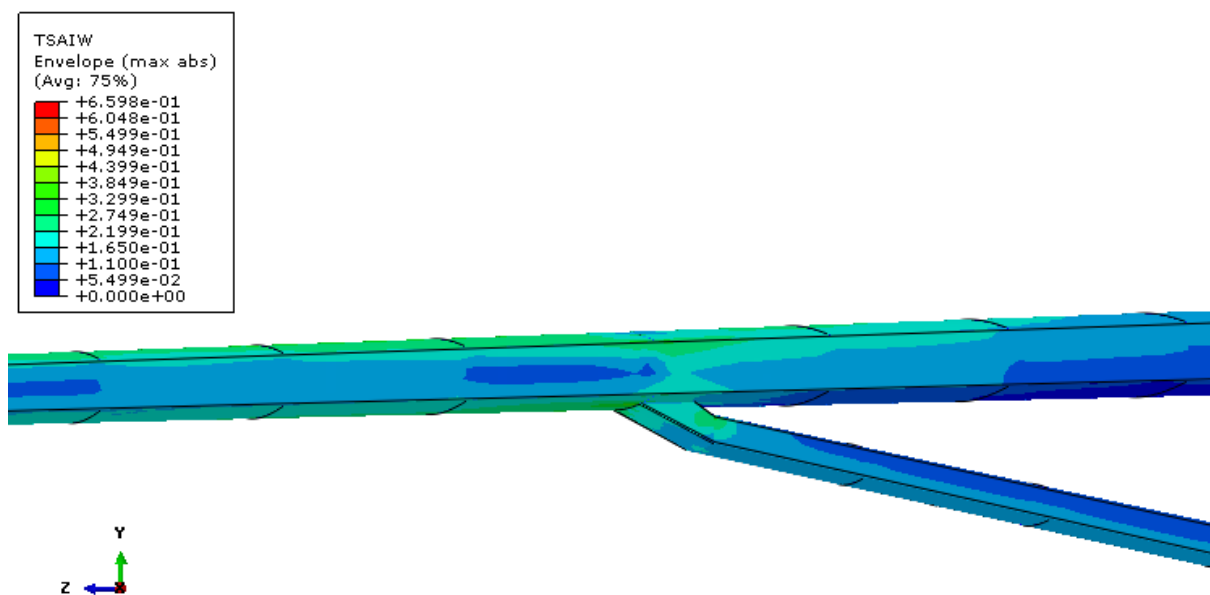
Slika 56. Tsai-Wu kriterij popuštanja po gornjaci, SBW s kompozitima



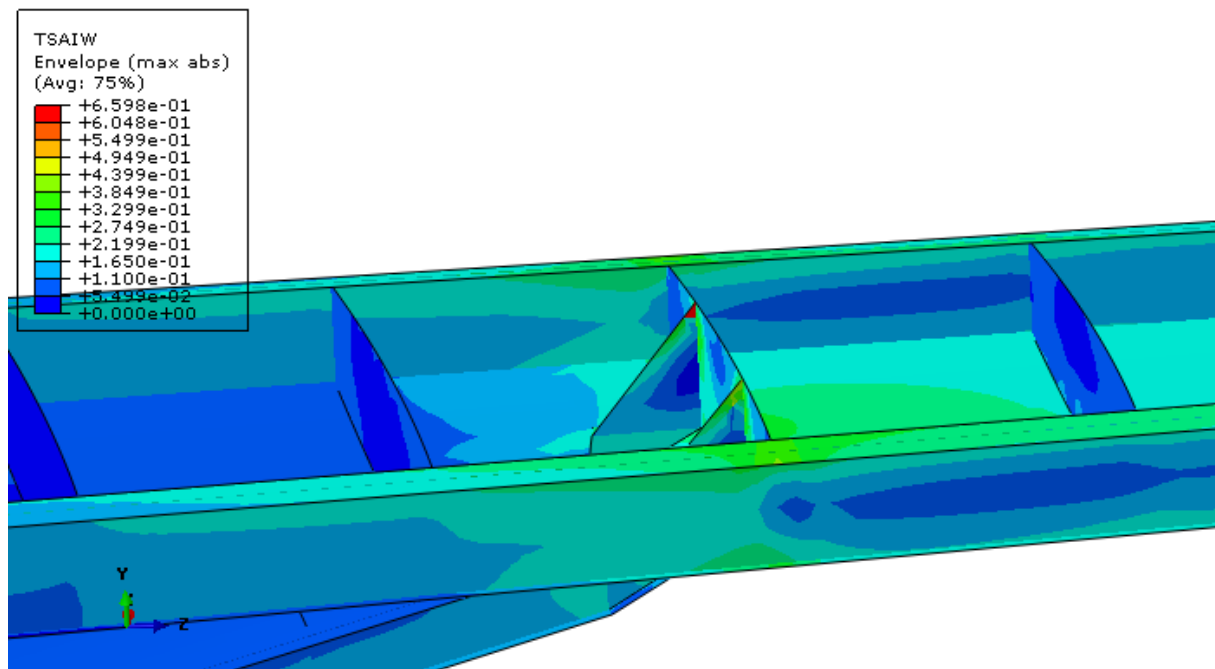
Slika 57. Tsai-Wu kriterij popuštanja po donjaci, SBW s kompozitima



Slika 58. Tsai-Wu kriterij popuštanja na prednjoj ramenjači u blizini spoja, SBW s kompozitima



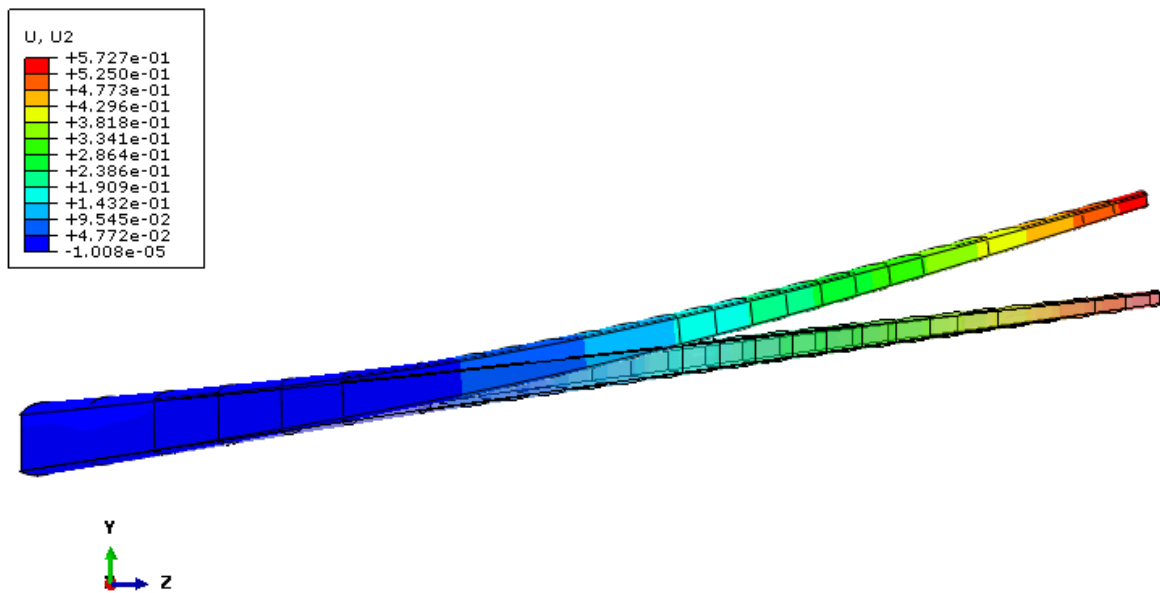
Slika 59. Tsai-Wu kriterij popuštanja na zadnjoj ramenjači u blizini spoja, SBW s kompozitima



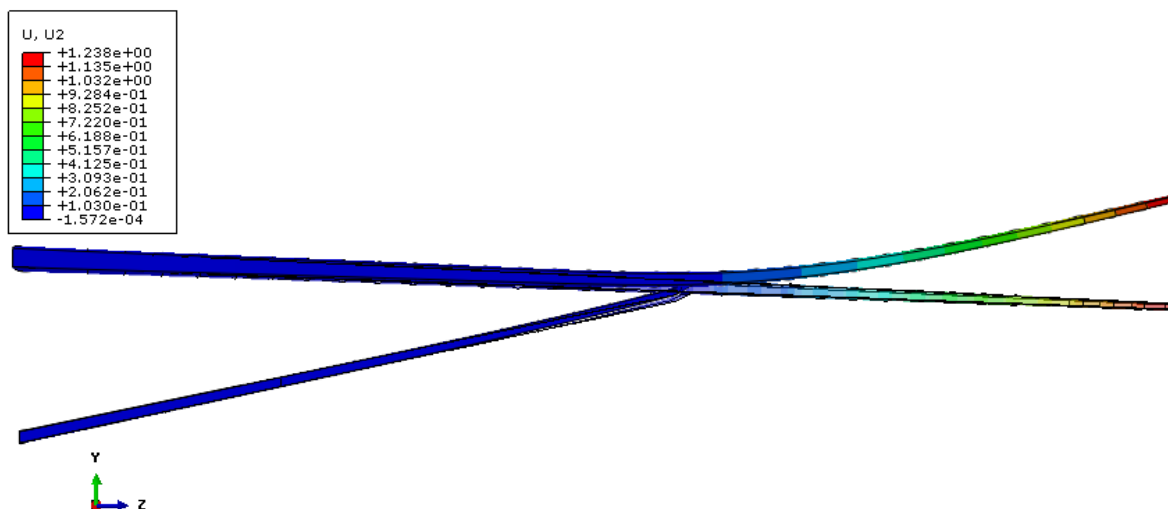
Slika 60. Područje najvećih vrijednosti indeksa *Tsai-Wu* kriterija, SBW s kompozitima

4.3. Pomaci

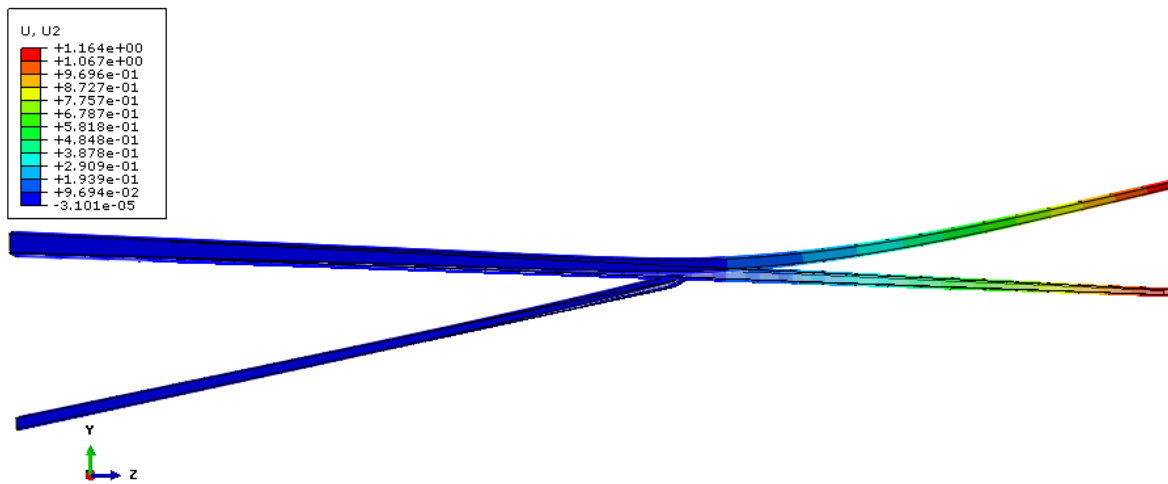
Usporedba vertikalnog pomaka obaju modela prikazana je na sljedećim slikama. Očekivano je veći maksimalni vertikalni pomak kod polukrila SBW konfiguracije zbog većeg aspektnog odnosa. Maksimalna vrijednost vertikalnog pomaka kod SBW polukrila s kompozitnim materijalima je manja u odnosu na model s aluminijskim legurama zbog veće krutosti kompozita.



Slika 61. Vertikalni pomak, Airbus A320 [m]



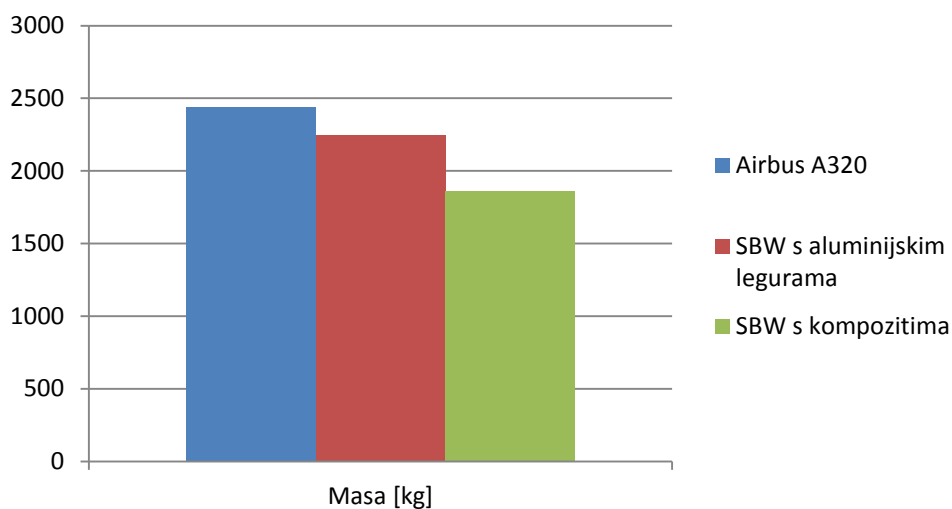
Slika 62. Vertikalni pomak, SBW [m]



Slika 63. Vertikalni pomak, SBW s kompozitima [m]

4.4. Masa

Mase pojedinih modela nakon provedenih analiza te modifikacija debljine elemenata prikazane su na slici 5. Model krila Airbus-a A320 teži 2441 kg. Krilo SBW koncepta koji je modeliran istim aluminijskim legurama kao i krilo Airbus-a A320 teži 2248 kg, čime je ostvarena ušteda mase od gotovo 200 kg. Dodatno je smanjenje mase ostvareno upotrebom kompozitnih materijala što je bilo očekivano te krilo teži 1859 kg.



Slika 64. Usporedba masa

5. ZAKLJUČAK

Rezultati analize čvrstoće krila *Strut braced wing* koncepta te usporedba sa krilom konvencionalnog zrakoplova pokazali su da konfiguracija sa dodatnim štapnim elementom omogućuje smanjenje mase konstrukcije krila uz navedene aerodinamičke prednosti. Model krila Airbus-a A320 predstavlja konvencionalno krilo te su dobiveni realni rezultati naprezanja i pomaka. Kod modela sa aluminijskim legurama iznosi ekvivalentnih naprezanja po krilu daleko su od granice tečenja što i mora biti s obzirom da se radi o faktoru opterećenja $n = 1$. Ipak u području spoja na donjaci prisutna je lokalna koncentracija naprezanja te se u budućim radovima predlaže promjena u geometriji spoja ili modeliranje ojačanja. Osim aluminijskih legura korišten je i ugljik/epoksi kompozitni materijal na SBW konceptu, čime se htjelo pokazati dodatno smanjenje mase te potencijal korištenja kompozita u novim zrakoplovnim konstrukcijama. Mjerilo čvrstoće su ovom slučaju tzv. kriteriji popuštanja od kojih je odabran *Tsai-Wu* kriterij. Kao i kod krila s aluminijskim legurama iznosi naprezanja su zadovoljavajući osim u području spoja ramenjače štapnog elementa i rebra na krilu, gdje se indeks popuštanja približio jedinici. Osim promjene geometrije, ili modeliranja ojačanja, problem bi mogao u ovom slučaju biti riješen i detaljnijim odabirom orijentacije vlakana, s obzirom da su u ovom radu, zbog jednostavnosti, one jednake u svim elementima. Konačno ostvareno je smanjenje mase od gotovo 400 kg u odnosu na model s aluminijskim legurama. Rezultati analize, naravno, mogu odstupati od stvarnih rješenja, zbog uvedenih pretpostavki i pojednostavljenja, te se predlaže daljnji rad u kojem bi se aerodinamički proračuni i opterećenja izračunala uz pomoć CFD metoda te konstrukcijski izradila realnija geometrija i numerički model.

LITERATURA

- [1] ICAO Scheduled Services of Commercial Air Carriers (through 2006), IATA Annual Traffic Growth, Data for Year 2007
- [2] ACARE: FlightPath 2050
- [3] IATA: Aircraft Technology Roadmap to 2050
- [4] <https://www.safran-group.com/> (1.3.2020)
- [5] Plas A. P., Sargeant M. A.: Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System, AIAA, January 2007
- [6] Faas R.: Flugzeuge mit Wasserstoffantrieb, December 2001
- [7] <https://www.nap.edu/read/23490/chapter/7> (2.3.2020)
- [8] <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/electric-flight/e-fan-x.html> (14.3.2020)
- [9] https://en.wikipedia.org/wiki/Hunting_H.126 (29.3.2020)
- [10] <https://www.nasa.gov/content/hybrid-wing-body-goes-hybrid> (29.3.2020)
- [11] Tanasa F., Zanoaga M.: Int. conf. of scientific paper AFASES, Brasov, March 2013
- [12] <https://www.nasa.gov/content/outside-the-box-sort-of> (1.4.2020)
- [13] Prandtl L.: Induced drag of multiplanes, Technische Berichte, 1924.
- [14] Chau T., Zingg D. W.: Aerodynamic Shape Optimization of a Box-Wing Regional Aircraft Based on the Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations
- [15] Frediani A.: The Prandtl Wing, in Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Transport, June 2005
- [16] Torenbeek: Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes, June 2013.
- [17] Liebeck R. H.: Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport, Journal of Aircraft, February 2004
- [18] Raymer D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach
- [19] https://en.wikipedia.org/wiki/Hurel-Dubois_HD.31 (14.5.2020)
- [20] Zhao W., Kapania R. K., Schetz J. A., Coggin J. M.: Nonlinear aeroelastic analysis of SUGAR truss-braced wing wind tunnel model under in-plane loads, AIAA Sci-tech, 2015

-
- [21] <https://www.flightglobal.com/airframers/nasa-hints-at-truss-braced-x-plane-to-test-technologies-for-next-commercial-narrowbody/138861.article> (16.5.2020)
- [22] https://en.wikipedia.org/wiki/Piaggio_P.180_Avanti (16.5.2020)
- [23] AIAA: Three Surface Aircraft - A Concept For Future Transport Aircraft, January 2000
- [24] <https://aviationweek.com/aerospace/airliner-concepts-step-change-efficiency> (17.05.2020)
- [25] Drela M.: Development of the D8 Transport Configuration, AIAA, lipanj 2011
- [26] www.tudelft.nl/en/ae/flying-v/technology/ (17.0.2020)
- [27] L.A. van der Schaft: Development, Model Generation and Analysis of a Flying V Structure Concept, TU Delft, June 2017
- [28] Krišto S.: Završni rad, FSB, 2017
- [29] https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html (20.5.2020)
- [30] Bradley M. K., Droney C. K.: Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report, April 2011
- [31] Magdić H.: Diplomski rad, FSB, 2019
- [32] Magdić H.: Završni rad, FSB, 2017
- [33] Domović M.:Diplomski rad, FSB, 2018