

Numerička analiza čvrstoće kompozitnih zrakoplovnih konstrukcija proizvedenih aditivnim tehnologijama

Kramarić, Sara

Master's thesis / Diplomski rad

2021

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:235:098019>

Rights / Prava: [Attribution 4.0 International](#)/[Imenovanje 4.0 međunarodna](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-11-19**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Sara Kramarić

Zagreb, 2021.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Mentor:

Izv. prof. dr. sc. Darko Ivančević

Student:

Sara Kramarić

Zagreb, 2021.

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

Zahvaljujem se obitelji i prijateljima na razumijevanju i podršci koju su mi dali tijekom studiranja.

Posebno se zahvaljujem mentoru, izv. prof. dr. sc. Darku Ivančeviću, na utrošenom vremenu i pruženoj pomoći tijekom pisanja diplomskog rada.

Sara Kramarić



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: 602 - 04 / 21 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 1703 - 21 -	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: Sara Kramarić JMBAG: 0035204436

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Numerička analiza čvrstoće kompozitnih zrakoplovnih konstrukcija proizvedenih aditivnim tehnologijama**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Numerical stress analysis of additively manufactured composite aircraft structures**

Opis zadatka:

Razvoj aditivnih tehnologija za izradu vlaknima ojačanih zrakoplovnih konstrukcija je u velikom zamahu. Primjenom aditivnih tehnologija se mogu proizvesti topološki optimirane geometrije konstrukcija čime se može postići znatna ušteda mase. Zbog toga su aditivne tehnologije proizvodnje perspektivne za izradu budućih zrakoplovnih i svemirskih konstrukcija. Zadatak diplomskog rada je numerička analiza čvrstoće kompozitne zrakoplovne konstrukcije izrađene aditivnim tehnologijama te usporedba s konstrukcijom izrađenom tradicionalnim tehnologijama proizvodnje kompozitnih konstrukcija.

U okviru rada potrebno je:

- provesti pregled literature o mogućnostima primjene aditivnih tehnologija za proizvodnju budućih kompozitnih konstrukcija u zrakoplovnom inženjerstvu,
- odrediti tehnologije i materijale koji svojim mehaničkim svojstvima predstavljaju perspektivnu alternativu za izradu budućih zrakoplovnih konstrukcija,
- izraditi numeričke modele zrakoplovnih konstrukcija izrađenih aditivnim tehnologijama i tradicionalnim načinima proizvodnje,
- opisati pojednostavljena korištena pri izradi numeričkih modela,
- numeričku analizu čvrstoće provesti primjenom *Abaqus/Standard*® programa,
- usporediti rezultate dobivene različitim tehnologijama proizvodnje,
- dati kritički osvrt s obzirom na primjenu aditivnih tehnologija za proizvodnju kompozitnih konstrukcija u budućim zrakoplovnim konstrukcijama.

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

Zadatak zadan:

Datum predaje rada:

Predviđeni datumi obrane:

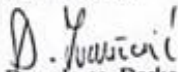
30. rujna 2021.

2. prosinca 2021.

13. – 17. prosinca 2021.

Zadatak zadao:

Predsjednik Povjerenstva:


Doc. dr. sc. Darko Ivančević


Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

SADRŽAJ	I
POPIS SLIKA	II
POPIS TABLICA.....	IV
POPIS OZNAKA	V
SAŽETAK.....	VII
SUMMARY	VIII
1. UVOD.....	1
1.1. Kronološki tijek zadatka	1
2. ADITIVNE TEHNOLOGIJE	3
2.1. Osnovni principi i faze aditivne proizvodnje.....	4
2.2. Primjena aditivnih postupaka proizvodnje u zrakoplovnoj industriji	6
2.2.1. GE Aviation – proizvodnja mlaznica za gorivo.....	9
2.2.2. SAFRAN R&D – razvoj komponenti motora i zrakoplova.....	10
2.2.3. NASA – raketna brizgaljka	10
2.2.4. Airbus A350 XWB – nosivi dijelovi mehanizama putničkih vrata	10
2.2.5. Beijing University – okviri trupa zrakoplova	11
3. KOMPOZITNI MATERIJALI I ADITIVNE TEHNOLOGIJE	12
3.1. Tehnologije proizvodnje	12
3.1.1. Taložno očvršćivanje (FDM).....	13
3.1.2. Selektivno lasersko srašćivanje (SLS)	14
3.1.3. Proizvodnja objekata laminiranjem (LOM).....	14
3.1.4. PolyJet.....	15
3.2. Uređaji za proizvodnju.....	15
3.3. Svojstva materijala	17
3.4. Izazovi i problemi proizvodnje	25
3.5. Primjeri iz područja zrakoplovnog inženjerstva	27
3.6. Topološka optimizacija	29
4. NUMERIČKA ANALIZA	31
4.1. Standardna konfiguracija nosača	32
4.1.1. Analiza i prikaz rezultata	33
4.2. Topološka optimizacija nosača	37
4.3. Topološki optimirana kompozitna konfiguracija nosača	39
4.3.1. Odabir materijala.....	39
4.3.2. Analiza i prikaz rezultata	43
4.3.3. Promjena rasporeda slojeva	48
4.4. Kompozitna konfiguracija nosača na temelju modela tvrtke <i>Anisoprint</i>	49
4.4.1. Analiza i prikaz rezultata	50
4.4.2. Promjena rasporeda slojeva	53
4.5. Usporedba rezultata različitih konfiguracija nosača	55
5. ZAKLJUČAK.....	56
LITERATURA.....	59

POPIS SLIKA

Slika 1.	Područja primjene aditivnih postupaka proizvodnje [2]	4
Slika 2.	Faze aditivnih postupaka proizvodnje [4]	6
Slika 3.	Sadašnja i potencijalna područja primjene aditivnih tehnologija u svemirskoj i zrakoplovnoj industriji [8].....	9
Slika 4.	Aditivno proizvedena mlaznica za gorivo [9]	9
Slika 5.	<i>Snecma</i> – lopatica za stator motora zrakoplova [9].....	10
Slika 6.	Okvir trupa zrakoplova proizveden tehnologijom selektivnog laserskog srašćivanja [10].....	11
Slika 7.	Ilustracija FDM i SLS aditivnog postupka proizvodnje [16]	14
Slika 8.	Ilustracija LOM i <i>PolyJet</i> aditivnog postupka proizvodnje [16],[17].....	15
Slika 9.	Svojstva materijala koji se najčešće koriste za izradu kompozita ojačanih vlaknima [20]	18
Slika 10.	Utjecaj volumnog udjela vlakana kod 3D tiskanog kevlar/PLA kompozitnog materijala na: (a) uzdužnu vlačnu čvrstoću; (b) uzdužnu tlačnu čvrstoću; (c) poprečnu vlačnu čvrstoću; (d) poprečnu tlačnu čvrstoću; (e) posmičnu čvrstoću [21].....	19
Slika 11.	Utjecaj volumnog udjela vlakana kod 3D tiskanog kevlar/PLA kompozitnog materijala na: (a) uzdužni vlačni modul; (b) uzdužni tlačni modul; (c) poprečni vlačni modul; (d) poprečni tlačni modul [21]	20
Slika 12.	Mehanizmi popuštanja kod 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima: (a) shematski prikaz 3D tiskanog kompozita ojačanog kontinuiranim vlaknima; (b) uzdužno tlačno opterećenje; (c) uzdužno vlačno opterećenje; (d) poprečno tlačno opterećenje; (e) poprečno vlačno opterećenje [21]	21
Slika 13.	Primjeri AM kompozitnih dijelova u zrakoplovnom inženjerstvu: (a) aeroprofil; (b) konstrukcija krila; (c) instrumentalna ploča; (d) uzdužnica; (e) kompozitna bespilotna letjelica; (f) okvir bespilotne letjelice; (g) nosači zrakoplovnih sjedala	28
Slika 14.	Proces projektiranja topološki optimizirane konstrukcije podvozja bespilotne letjelice [34].....	30
Slika 15.	Izložbeni primjerak na FSB-u: (a) zrakoplovna sjedišta; (b) bokocrt nosača; (c) debljina nosača.....	31
Slika 16.	Osnovne dimenzije zrakoplovnog sjedala [mm]	32
Slika 17.	Osnovne dimenzije standardne konfiguracije nosača [mm].....	33
Slika 18.	Prikaz modela sjedišta sa standardnom konfiguracijom nosača: (a) 3D prikaz; (b) bokocrt konstrukcije	34
Slika 19.	Model sjedišta sa standardnom konfiguracijom nosača: (a) rubni uvjeti; (b) opterećenje	34
Slika 20.	Konvergencija pomaka [mm] ovisno o broju konačnih elemenata dodijeljenih standardnom nosaču	35
Slika 21.	Prikaz detalja mreže konačnih elemenata korištene u analizi standardne konfiguracije nosača.....	35
Slika 22.	Naprezanja prema von Misesu [MPa] za model sa standardnom konfiguracijom nosača	36
Slika 23.	Vizualizacija pomaka [mm] u smjeru djelovanja opterećenja za model sa standardnom konfiguracijom nosača.....	37
Slika 24.	Topološka optimizacija konfiguracije nosača	39

Slika 25.	Vlačna čvrstoća i vlačni modul 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima [29]	40
Slika 26.	Vlačna čvrstoća i volumni udio vlakana 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima [29].....	41
Slika 27.	Svojstva 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima [29]..	42
Slika 28.	Dimenzije topološki optimirane kompozitne konstrukcije nosača [mm].....	44
Slika 29.	Konvergencija pomaka [mm] ovisno o broju konačnih elemenata dodijeljenih topološki optimiranom nosaču	45
Slika 30.	Mreža konačnih elemenata na modelu s topološki optimiranom konfiguracijom nosača	45
Slika 31.	„Envelope” prikaz rezultata za topološki optimiranu konfiguraciju nosača: (a) Hashin-ov (HSNMCCRT) kriterij; (b) Tsai-Hill kriterij; (c) Tsai-Wu kriterij popuštanja.....	46
Slika 32.	Vizualizacija raspodjele naprezanja prema von Misesu [MPa] za topološki optimiranu kompozitnu konfiguraciju nosača	47
Slika 33.	Vizualizacija pomaka [mm] u smjeru djelovanja opterećenja za topološki optimiranu kompozitnu konfiguraciju nosača	47
Slika 34.	Prikaz rezultata za raspored slojeva [90 ₂₀] kod topološki optimirane konstrukcije: (a) raspodjela naprezanja [MPa]; (b) Tsai – Hill kriterij popuštanja; (c) pomaci u smjeru opterećenja [mm];.....	49
Slika 35.	Model nosača zrakoplovnog sjedala tvrtke <i>Anisoprint</i> : (a) geometrija nosača; (b) stvarno izrađeni nosač [42]	50
Slika 36.	Dimenzije kompozitne konstrukcije nosača na temelju modela tvrtke <i>Anisoprint</i> [mm]	50
Slika 37.	Konvergencija pomaka [mm] ovisno o broju konačnih elemenata dodijeljenih konstrukciji nosača na temelju modela tvrtke <i>Anisoprint</i>	51
Slika 38.	„Envelope” prikaz rezultata za konstrukciju nosača na temelju modela tvrtke <i>Anisoprint</i> : (a) Hashin-ov (HSNMCCRT) kriterij; (b)Tsai-Hill kriterij; (c) Tsai-Wu kriterij popuštanja	52
Slika 39.	Vizualizacija raspodjele naprezanja prema von Misesu [MPa] za konstrukciju nosača na temelju modela tvrtke <i>Anisoprint</i>	53
Slika 40.	Vizualizacija pomaka [mm] u smjeru djelovanja opterećenja za konstrukciju nosača na temelju modela tvrtke <i>Anisoprint</i>	53
Slika 41.	Prikaz rezultata za raspored slojeva [25 ₂₀] kod konstrukciju nosača na temelju modela tvrtke <i>Anisoprint</i> : (a) raspodjela naprezanja [MPa]; (b) Tsai – Hill kriterij popuštanja (c) pomaci u smjeru opterećenja [mm]	54
Slika 42.	Usporedba rezultata između standardnog aluminijskog nosača (lijevo) i nosača na temelju modela tvrtke <i>Anisoprint</i> (desno)	55

POPIS TABLICA

Tablica 1. Prednosti primjene aditivnih tehnologija u odnosu na konvencionalne metode [5]	7
Tablica 2. Dostupni uređaji za aditivnu proizvodnju kompozita ojačanih vlaknima [18]	16
Tablica 3. Svojstva 3D tiskanog kevlar/PLA kompozitnog materijala u ovisnosti o volumnom udjelu vlakana [21].....	22
Tablica 4. Mehanička svojstva 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima [20]	24
Tablica 5. Mehanička svojstva aluminijske legure 2024-T3 [37].....	32
Tablica 6. Svojstva aluminijske legure 2024-T3 koja definiraju nelinearno ponašanje [37].	33
Tablica 7. Tip i broj konačnih elemenata korištenih u analizi standardne konfiguracije nosača	36
Tablica 8. Mehanička svojstva 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim ugljičnim vlaknima [39]	42
Tablica 9. Usporedba rezultata za različite rasporede slojeva kod topološki optimirane kompozitne konfiguracije nosača	48
Tablica 10. Usporedba rezultata za različite rasporede slojeva kod konstrukcije nosača na temelju modela tvrtke <i>Anisoprint</i>	54
Tablica 11. Usporedba rezultata različitih konfiguracija nosača	57

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
E_1	N/m^2	Modul elastičnosti u smjeru vlakana
E_2	N/m^2	Modul elastičnosti okomito na smjer vlakana
F	N	Sila
g	m/s^2	Ubrzanje sile teže
G_{12}	N/m^2	Modul smičnosti
P	N/m^2	Sila po jedinici površine
S_{12}	N/m^2	Smična čvrstoća
V_f	%	Volumni udio vlakana
X_c	N/m^2	Tlačna čvrstoća u smjeru vlakana
X_t	N/m^2	Vlačna čvrstoća u smjeru vlakana
Y_c	N/m^2	Tlačna čvrstoća okomito na smjer vlakana
Y_t	N/m^2	Vlačna čvrstoća okomito na smjer vlakana
γ_{12}	-	Inženjerske kutne deformacije
ε_1	-	Uzdužne deformacije
ε_2	-	Poprečne deformacije
ν_{12}	-	Poissonov koeficijent
σ_1	N/m^2	Uzdužno naprezanje
σ_2	N/m^2	Poprečno naprezanje
τ_{12}	N/m^2	Posmično naprezanje
ρ	kg/m^3	Gustoća

POPIS KRATICA

ATOM	eng. <i>Abaqus Topology Optimization Module</i> – modul za topološku optimizaciju u programskom paketu <i>Abaqus/Standard</i> [®]
AM	eng. <i>Additive Manufacturing</i> – aditivna proizvodnja
CFRP	eng. <i>Carbon Fiber Reinforced Plastics</i> – kompoziti ojačani ugljičnim vlaknima
CNT	eng. <i>Carbon Nanotubes</i> – ugljične nanocijevi
DDM	eng. <i>Direct Digital Manufacturing</i> – izravna digitalna proizvodnja
FDM	eng. <i>Fused Deposition Modeling</i> – taložno očvršćivanje
GTT	eng. <i>Glass Transition Temperature</i> – temperatura prelaska u kruto stanje; temperatura staklišta
LOM	eng. <i>Laminated Object Manufacturing</i> – proizvodnja objekata laminiranjem
RP	eng. <i>Rapid Prototyping</i> – brza izrada prototipova

RT	eng. <i>Rapid Tooling</i> – brza izrada alata
SLA	eng. <i>Stereolithography</i> - stereolitografija
SLM	eng. <i>Selective Laser Melting</i> – selektivno lasersko taljenje
SLS	eng. <i>Selective Laser Sintering</i> – selektivno lasersko sraščivanje
UAV	eng. <i>Unmanned Aerial Vehicle</i> – bespilotna letjelica

SAŽETAK

U prvom djelu rada predstavljani su osnovni pojmovi vezani uz aditivne tehnologije i neki najvažniji primjeri primjene u području zrakoplovnog inženjerstva. Pošto je razvoj aditivnih tehnologija za izradu vlaknima ojačanih kompozitnih zrakoplovnih konstrukcija trenutno u velikom zamahu, u nastavku rada su prikazane tehnologije i materijali koji svojim mehaničkim svojstvima predstavljaju alternativu u proizvodnji zrakoplova.

U drugom dijelu rada izrađeni su numerički modeli zrakoplovne konstrukcije napravljene pomoću tradicionalnih načina proizvodnje i aditivnih tehnologija. Temeljem istih provedena je numerička analiza čvrstoće u *Abaqus/Standard*[®] programu te su uspoređeni rezultati za različite materijale i tehnologije proizvodnje.

Ključne riječi: aditivne tehnologije, zrakoplovno inženjerstvo, kompoziti ojačani vlaknima, 3D tiskani kompoziti, numerička analiza čvrstoće.

SUMMARY

In the first part of the Thesis, the basic concepts related to additive technologies and some of the most important examples of application in the field of aeronautical engineering are presented. Since the development of additive manufacturing for the production of fiber reinforced composite aircraft structures is currently in rapid growth, the Thesis presents technologies and materials that, with their mechanical properties, represent an alternative in aircraft production.

In the second part of the Thesis, numerical models of aircraft structures using traditional production methods and additive technologies were generated. These models were used in numerical stress analysis in *Abaqus/Standard*[®] program and the results for different materials and production technologies were compared.

Keywords: additive technologies, aeronautical engineering, fiber reinforced composites, 3D printed composites, numerical stress analysis.

1. UVOD

Razvoj suvremenih aditivnih tehnologija u svim granama industrije, pa tako i u zrakoplovnoj, je u velikom zamahu. Budući da se primjenom aditivnih tehnologija mogu proizvesti topološki optimirane geometrije, sve je veća potreba za istraživanjem i izradom zrakoplovnih konstrukcija koje su ojačane vlaknima. Na taj način moguće je postići znatnu uštedu i smanjene mase konstrukcije što je jedan od najvažnijih zahtjeva u zrakoplovnoj industriji. U svrhu proizvodnje što lakših komponenata, ista ulaže znatna sredstva u razvoj novih materijala i postupaka proizvodnje. S gledišta operatera zrakoplova smanjena masa je vrlo bitna stavka budući da ista znatno utječe na potrošnju goriva. Smanjene mase rezultira smanjenjem potrošnje goriva, a pošto to isto gorivo predstavlja jedan od najvećih troškova operatera jasno je koliku važnost ima ta činjenica. Nedvojbeno je da, osim na potrošnju goriva, masa letjelice utječe i na druge, mnogobrojne čimbenike. U tu skupinu spadaju aerodinamičke karakteristike i performanse zrakoplova pošto je poznato da lakša letjelica brže i bolje reagira na komande pilota.

Vodeće tvrtke u zrakoplovnoj industriji, poput *Boeinga* i *General Electrica* (GE), ulažu znatna sredstva u istraživanje i razvoj aditivnih tehnologija. Prednosti koje za sobom povlači takav način proizvodnje, poput mogućnosti izrade kompleksnih i laganih izradaka, omogućavaju proizvođačima znatnu uštedu vremena prilikom konstruiranja. Osim toga, iste omogućavaju smanjenje troškova pošto za proizvodnju u većini slučajeva nisu potrebni dodatni alati i kalupi, a smanjena je i količina otpada prilikom samog procesa izrade. Još jedna prednost koja aditivne tehnologije čini zanimljivima je mogućnost proizvodnje cjelovitih komponenti u jednom postupku. Naime, sklopove od nekoliko stotina dijelova moguće je proizvesti od par komponenti pri čemu se smanjuje masa i povećava krutost. Uz to, bitno se smanjuje vrijeme montaže koje izravno utječe i na troškove proizvodnje.

1.1. Kronološki tijek izrade zadatka

Iz razloga navedenih u prethodnom odjeljku jasno je da aditivne tehnologije proizvodnje predstavljaju perspektivu za izradu budućih svemirskih i zrakoplovnih konstrukcija. Sukladno tome, u radu je provedena numerička analiza čvrstoće kompozitne zrakoplovne konstrukcije koja je izrađena pomoću aditivnih tehnologija proizvodnje. Na samom početku rada, kako bi se što konciznije pristupilo analizi, prikazan je razvoj i osnovni

termini vezani uz aditivne tehnologije te njihova primjena u zrakoplovnoj industriji. Potom su određene tehnologije i materijali koji svojim mehaničkim svojstvima predstavljaju alternativu u proizvodnji i konstrukciji zrakoplova. Nakon prikazanih pojednostavljenja, načinjeni su i numerički modeli zrakoplovnih konstrukcija koji su izrađeni tradicionalnim načinom proizvodnje i aditivnim tehnologijama. Pomoću istih je provedena numerička analiza čvrstoće primjenom *Abaqus/Standard*[®] programa, a potom je prikazana usporedba rezultata dobivenih raspodjela naprezanja i pomaka u smjeru opterećenja. Na kraju rada dan je i kritički osvrt s obzirom na primjenu aditivnih postupaka u proizvodnji kompozitnih zrakoplovnih konstrukcija u budućnosti.

2. ADITIVNE TEHNOLOGIJE

Aditivna proizvodnja predstavlja jednu od najvažnijih razvojnih tehnologija današnjice. Iako njen osnutak datira u prošlom stoljeću, nagli napredak doživjela je razvojem računalne industrije. Zahtjevi tržišta koji se u suvremeno doba postavljaju pred procese izrade proizvoda postaju sve stroži. Naime, kao glavni cilj ističe se skraćivanje vremena proizvodnje uz istodobno sniženje troškova i povećanje kvalitete proizvoda. Kako bi se istima udovoljilo, pred kraj prošloga stoljeća razvijaju se i primjenjuju suvremeni postupci aditivne proizvodnje.

Glavna značajka aditivnih postupaka proizvodnje (eng. AM – *Additive Manufacturing*) je dodavanje materijala i to najčešće sloj po sloj [1]. Na taj način se dolazi do gotovog proizvoda pri čemu geometrija istog može biti vrlo složena. Primjenom klasičnih postupaka proizvodnje u nekim slučajevima je vrlo teško, pa čak i nemoguće, dobiti kompliciranu geometriju pa je upravo ta činjenica glavna prednost primjene aditivnih tehnologija. Također, u načelu se proizvodi izravno na opremi namijenjenoj aditivnim postupcima proizvodnje, a sama izrada vrši se na temelju 3D računalnog modela proizvoda.

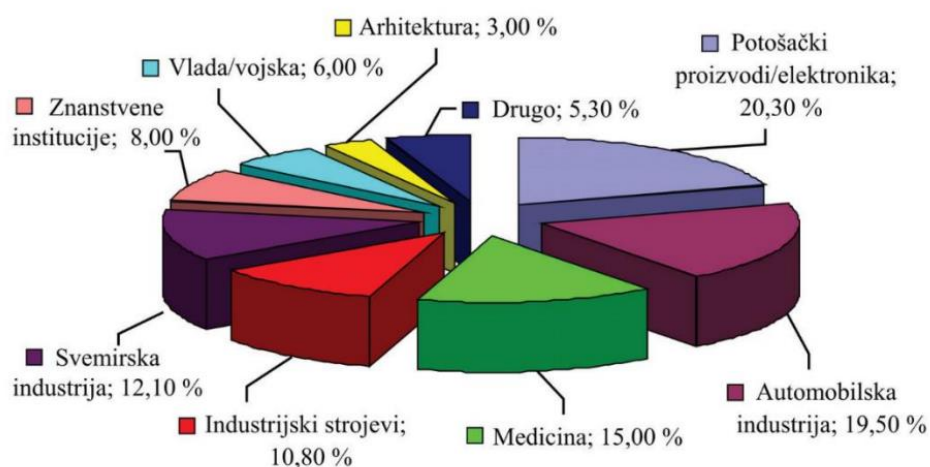
Tijekom prošlosti različite faze primjene dovele su do suvremenih postupaka aditivne proizvodnje [1]. U samom začetku navedeni su se postupci uglavnom koristili za brzu izradu prototipova (eng. RP – *Rapid Prototyping*). Sljedeći korak u primjeni činila je izrada cjelokupnih alata i kalupa kao i njihovih ključnih elemenata (eng. RT – *Rapid Tooling*). Time je, zbog načela slojevite izrade, znatno skraćeno vrijeme proizvodnje geometrijski najzahtjevnijih dijelova. Nadalje, razvoj materijala koji se rabe u navedenim postupcima slojevite izrade doveo je do maloserijske i pojedinačne proizvodnje gotovih proizvoda (eng. RM – *Rapid Manufacturing*, DDM – *Direct Digital Manufacturing*). Povijesno gledano, najviše se primjeraka izradilo od polimernih materijala dok je upotreba metala nagli razvoj doživjela tek u posljednjih desetak godina. Razlog tomu leži u činjenici da se u novije vrijeme razvijaju inovativne generacije proizvodnih sustava koje mogu preraditi materijale poput nehrđajućeg čelika, titanovih legura, kobalta, kroma i slično.

Pošto slojevita izrada proizvoda predstavlja glavnu odliku suvremenih aditivnih tehnologija, načela tradicionalne proizvodnje više ne vrijede. Osnovni čimbenici koji utječu na troškove svakog aditivnog procesa proizvodnje su količina i zahtijevana kvaliteta proizvoda kao i njegov oblik i veličina. Takvi postupci pogodniji su za izradu malih i kompleksnih izradaka. S druge strane, kod velikih proizvoda relativno jednostavne geometrije

AM postupci nisu dobar izbor. Unatoč tome, smatra se kako će se i to promijeniti razvojem jeftinijih i bržih sustava proizvodnje.

Kako je već rečeno, osnovna prednost aditivnih postupaka je mogućnost izrade složenih oblika i vrlo složenih detalja. Isto tako, navedeni postupci pozitivno utječu na okoliš tj. sa stajališta samog proizvoda, ali i cijelog sustava, isti imaju smanjenu emisiju ugljičnog dioksida [1]. Razlog tomu je što aditivni postupci generiraju znatno manju količinu otpada u odnosu na klasičnu proizvodnju, a to je posebice izraženo kod upotrebe metala. Nadalje, za sam proces proizvodnje nisu potrebni veliki proizvodni sustavi i mnoštvo radnika. Dovoljan je mali prostor pri čemu se mogu proizvoditi gotovo svi polimerni produkti. Jedine prepreke postavljene pred aditivne postupke proizvodnje predstavljaju fizički čimbenici poput kvalitete površine, točnosti, ponovljivosti i izbora materijala.

Tehnološkim napretkom aditivna proizvodnja i procesi vezani uz nju bivaju zastupljeni u sve više područja primjene [2]. Automobilska, zrakoplovna i vojna industrija samo su jedne od mnogih područja gdje je aditivna proizvodnja pronašla svoju primjenu, a cjelokupna podjela prikazana je na *Slici 1*.



Slika 1. Područja primjene aditivnih postupaka proizvodnje [2]

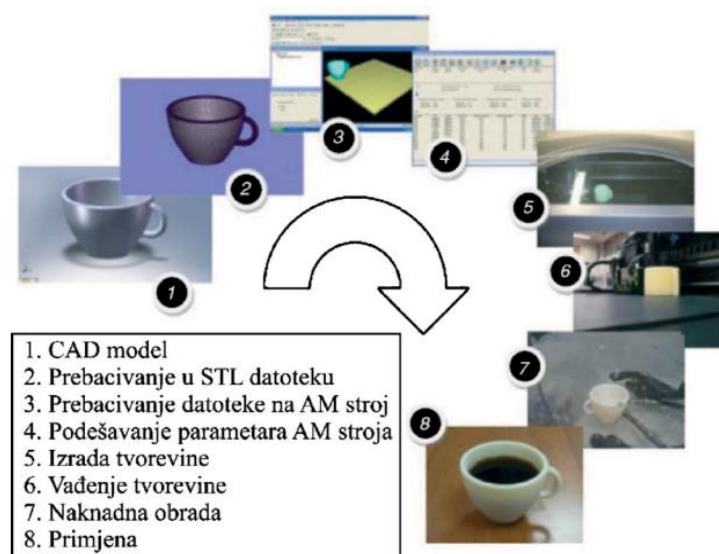
2.1. Osnovni principi i faze aditivne proizvodnje

Aditivni postupci proizvodnje pronalaze široku primjenu i pomoću njih je moguće izraditi gotovo sve - od dijelova letjelice, automobila, zubnih proteza, medicinskih implantanata i slično. Isti se koriste za proizvodnju tvorevina od polimera, metala i keramike, a prema vrsti materijala dijele se na: kapljevite materijale (npr. SLA – stereolitografija, *PolyJet*), materijale u obliku praha (npr. SLS – selektivno lasersko srašćivanje, 3D tiskanje) i čvrste materijale (npr. LOM – proizvodnja slojevitih objekata, FDM – taložno očvršćivanje)

[3]. Sam princip proizvodnje se može objasniti tako da se iz 3D modela, koji je napravljen pomoću računala, prvo izrežu slojevi podjednake debljine. Potom se isti slažu jedan na drugi, a kao rezultat toga dobiva se stepenasti izgled površine. Faze izrade aditivnih postupaka prikazane su na *Slici 2*. Iste se mogu poistovjetiti za sve procese proizvodnje i one su prema [4] sljedeće:

1. Izrada CAD modela – izrada trodimenzijskog geometrijskog modela u računalnom programu predstavlja prvi korak svakog postupka aditivne proizvodnje.
2. Pretvaranje CAD modela u STL (eng. SLS – *Standard Tessellation Language*) datoteku – navedena datoteka prikazuje predmet kao mrežu povezanih trokuta. Ona, uz AFM (eng. AFM – *Additive Manufacturing File*), čini osnovu pri rezanju materijala u slojeve, a ujedno predstavlja i standard svakog aditivnog postupka proizvodnje. Razlika između dvije prethodno navedene datoteke je ta što AFM datoteka može dati prikaz materijala i boje svakog trokuta u mreži kao i pojedinog volumena.
3. Prebacivanje STL datoteke na stroj za aditivnu proizvodnju.
4. Podešavanje parametara stroja za aditivnu proizvodnju – parametri koji se podešavaju prilikom proizvodnje su na primjer debljina sloja, brzina stroja i njegova snaga.
5. Proizvodnja izratka.
6. Vađenje izratka – tek nakon završetka zadnjeg sloja slijedi vađenje gotovog izratka. Prilikom toga posebnu pažnju je potrebno obratiti na to da temperatura u radnom procesu bude dovoljno niska kako bi se osiguralo sigurno rukovanje.
7. Naknadna obrada – ukoliko je potrebno treba izvršiti bojanje, čišćenje viška materijala, obradu površine i slično. U nekim slučajevima potrebno je ukloniti i potpurnu strukturu koja sprječava vitoperenje izratka tijekom slojevite izrade.
8. Primjena.

Aditivni postupci imaju sposobnost modeliranja jedinstvenih i personaliziranih izradaka koje su prilagođene svakom kupcu. Pošto se u današnje vrijeme tržište prilagođava mnogobrojnim zahtjevima kupaca, aditivni postupci imaju potencijal razvijanja jedne nove vrste industrijske revolucije.



Slika 2. Faze aditivnih postupaka proizvodnje [4]

2.2. Primjena aditivnih postupaka proizvodnje u zrakoplovnoj industriji

S obzirom na stroge propise, proizvodnja dijelova zrakoplova često je vrlo složena i dugotrajna. Potreba za velikim brojem komponenata dovodi do znatnih ulaganja u zalihe kako bi se postigla pravovremena opskrba dijelovima. Odgovarajućom integracijom aditivne proizvodnje sa zrakoplovnom industrijom mogle bi riješiti neke od tih prepreka u lancu opskrbe i inventara. Isto tako, aditivne tehnologije postaju sve zanimljivije u zrakoplovnoj industriji budući da one omogućavaju optimizaciju konstrukcija i poboljšanje performansi. Iz toga se razloga sve više vremena posvećuje istraživanju moguće uporabe AM-a u proizvodnji dijelova konstrukcije zrakoplova [5].

Multidisciplinarno optimiranje konstrukcija široko se primjenjuje u većini inženjerskih industrija, osobito u zrakoplovnom inženjerstvu. Zbog strogih kriterija certificiranja s kojima se suočava zrakoplovna industrija, inženjeri moraju pažljivo razmotriti sve varijable i ograničenja kao što su cjelovitost konstrukcije, aerodinamika, pouzdanost, proizvodnost i održivost. Kao rezultat toga, postoji vrlo malo slobode tijekom postupka konstruiranja pošto bi optimizacija iznad uobičajene razine dovela do složenih geometrija (npr. komplicirane rešetkaste konstrukcije) koje nije moguće izraditi konvencionalnim metodama. U tim slučajevima, konstruktori trebaju pronaći optimalno rješenje između oblika i ograničenja koje za sobom povlače konvencionalne metode proizvodnje. Osim ograničenja koje nameću, dosadašnji postupci proizvodnje uzrokuju značajne količine otpada. Takve metode su

učinkovitije u velikim razmjerima i serijama proizvodnje, a kako je obujam proizvodnje zrakoplovnih dijelova često limitiran na nekoliko tisuća jedinica po proizvodu, opravdana je potreba za nekim drugim postupcima proizvodnje.

Napredak u računalno potpomognutom projektiranju i aditivnim proizvodnim tehnologijama uklanja neka od tih ograničenja i otvara nove mogućnosti u više smjerova. Razvoj znanosti na tim područjima omogućio je da konstrukcije, koje je do sad bilo nemoguće izvesti pomoću standardnih postupaka proizvodnje, ponovo budu proučavane. Zrakoplovna industrija zahtijeva čvršće, lakše i izdržljivije komponente, a današnja tehnologija aditivne proizvodnje stvara nove mogućnosti za ispunjavanje tih izazova [5]. Prednosti primjene aditivnih tehnologija u odnosu na konvencionalne metode zbog preglednosti su sažete i dane u *Tablici 1*.

Tablica 1. Prednosti primjene aditivnih tehnologija u odnosu na konvencionalne metode [5]

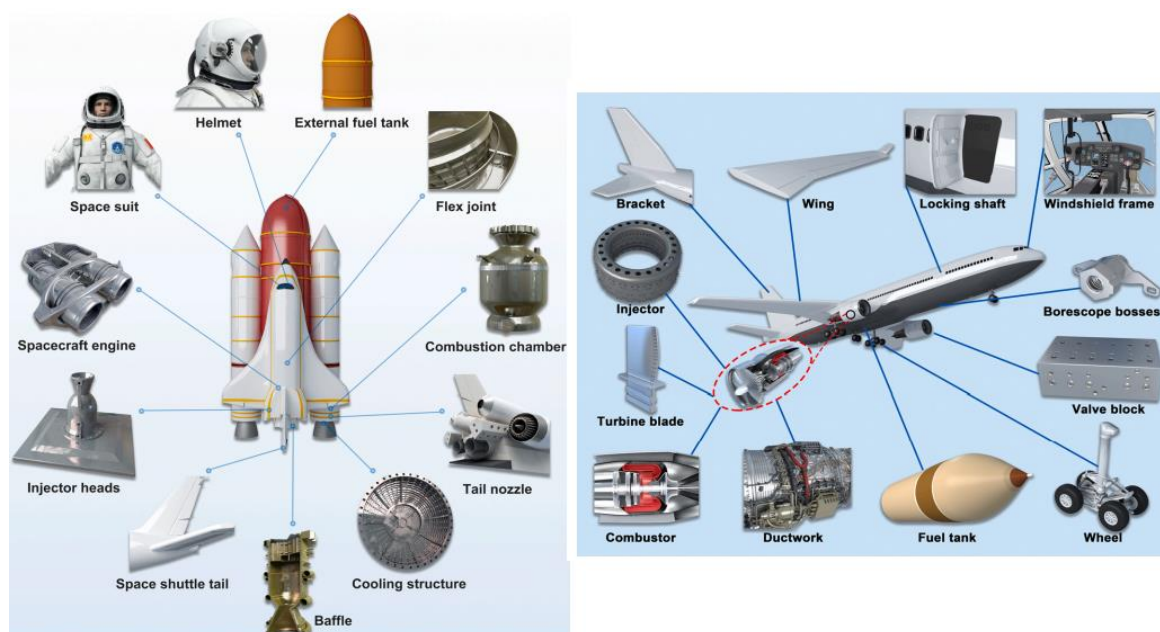
Parametar	Prednosti u odnosu na konvencionalne metode
Proizvodnja prema zahtjevima i potražnji	Smanjenje troškova u smislu skladištenja i transporta zamjenskih dijelova drastično se smanjuje pošto AM olakšava proizvodnju dijelova prema potrebi.
Geometrija komponenti	Vrlo male tolerancije i složeni dijelovi mogu se lako proizvesti (za razliku od konvencionalne proizvodnje gdje geometrija dijelova postavlja ograničenja u proizvodnji).
Konstruiranje	Skraćeno vrijeme i troškovi proizvodnje (za razliku od konvencionalne proizvodnje koja uključuje velike troškove i vremensko kašnjenje).
Održivost	Smanjen je negativan učinak na okoliš pošto se koristi samo ono što je potrebno (za razliku od konvencionalne proizvodnje koja uključuje značajne količine otpada).

Ključni pokretač poboljšanja performansi i učinkovitosti zrakoplova jest smanjenje mase konstrukcije. Tako je primjerice Airbusova inovacijska grupa konstruirala optimizirane šarke poklopaca kućišta mlaznog motora (eng. *Nacelle Hinge Bracket*) za zrakoplov Airbus A320. Na taj je način optimizirana konstrukcija, uz smanjenje mase od 64 %, omogućila

uštedu od oko 10 kg mase po avionu uz povećan faktor sigurnosti. Kao dodatak tome, procjena utjecaja na okoliš pokazala je da ta redukcija mase rezultira smanjenom emisijom ugljika za oko 40 % [6]. Nadalje, sposobnost proizvodnje složenih oblika kroz aditivnu proizvodnju također omogućuje i optimizaciju dijelova koji imaju određene funkcije kao što su raspodjela naprezanja, rasipanje topline ili protok zraka. Tipičan primjer toga je uključivanje kanala konformnog hlađenja u kritičnim komponentama i proizvodnja sonde za mjerenje brzine i temperature. Značajne mogućnosti korištenja aditivnih tehnologija vidljive su i u proizvodnji alata poput šablona, vodilica, učvršćenja, kalupa i odljevaka.

Vodeće tvrtke poput *Boeinga* i *GE-a* koriste sposobnost AM tehnologije za sjedinjenje dijelova i rekonstrukciju ključnih komponenti kao što su dijelovi motora. Mogućnost integracije različitih komponenti u jedan cjeloviti dio rezultira smanjenjem mase i povećanjem čvrstoće. Kao primjer toga može se navesti izvedba nosača za telekomunikacijski satelit Eurostar E3000. Integracijom četiri komponente i 44 zakovice u jedan cjeloviti dio postiglo se smanjenje mase od 35 % i povećanje čvrstoće od 40 % uz istovremenu uštedu vremena i troškova izrade [7].

Razvoj najnovijih aditivnih proizvodnih procesa kao što lasersko metalno taloženje, taljenje i sintetiranje metala kao i napredak visoko temperaturnih superlegura drastično su poboljšale primjenu tehnologije aditivne proizvodnje u zrakoplovnoj industriji. Povećana potražnja za složenim i laganim metalnim dijelovima poput turbinskog diska s lopaticama, sklopova lopatica statora i rotora turbine, komora izgaranja i mlaznica za gorivo učinile su navedenu tehnologiju najprikladnijom za primjenu. Osim toga, na sve veću stopu zastupljenosti primjene AM-a utječe i mogućnost sjedinjenja dijelova, funkcionalne optimizacije i optimalnih konstrukcijskih rješenja. Kontinuirane inovacije i sve veći rast primjene daju naslutiti da će aditivne tehnologije imati značajno mjesto u budućoj proizvodnji zrakoplova. Na *Slici 3* prikazana su osnovna područja sadašnje i potencijalne primjene aditivnih tehnologija u svemirskoj i zrakoplovnoj industriji, a u nastavku su navedeni i detaljnije opisani neki najvažniji primjeri preuzeti iz [8] i [9].



Slika 3. Sadašnja i potencijalna područja primjene aditivnih tehnologija u svemirskoj i zrakoplovnoj industriji [8]

2.2.1. GE Aviation – proizvodnja mlaznica za gorivo

GE Aviation se već više od desetljeća bavi razvojem aditivnih tehnologija, a kao njihovo najveće postignuće smatra se proizvodnja mlaznice za gorivo na GE Leap mlaznom motoru [9]. Ista je napravljena od kobalt kroma tehnikom laserskog aditivnog taljenja, a zadovoljila je sva ispitivanja te je certificirana za uporabu u civilnim zrakoplovima. Tako proizveden dio ima poboljšane performanse i nema zglobova, a uspješno je zamijenio sklop od 20 komponenti. Pri samoj izradi su smanjeni troškovi, a procijenjeno je da je i težina, u odnosu na tradicionalno proizvedenu mlaznicu, reducirana za oko 25 %. Na Slici 4(a) prikazana je lasersko izrađena mlaznica za gorivo, dok su na Slici 4(b) iste naznačene na motoru.



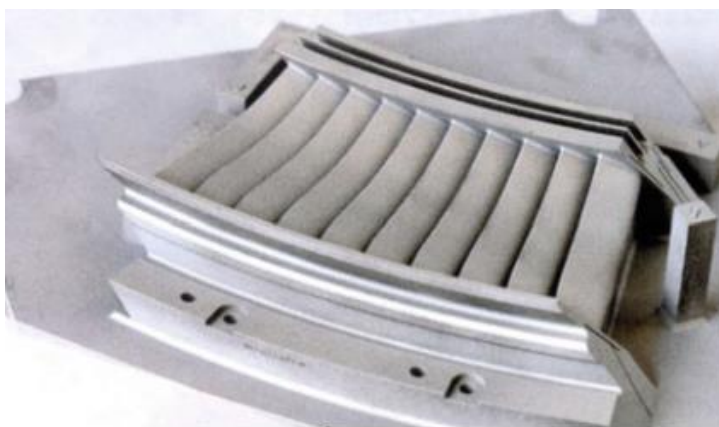
(a) mlaznica za gorivo

(b) motor s naznačenim mlaznicama

Slika 4. Aditivno proizvedena mlaznica za gorivo [9]

2.2.2. SAFRAN R&D – razvoj komponenti motora i zrakoplova

Grupacija SAFRAN ustanovila je da se aditivni proizvodni procesi mogu koristiti u izradi niza komponenti među kojima je i razvoj prototipova motora. Tako primjerice *Snecma*, koja se bavi proizvodnjom zrakoplovnih motora, koristi tu tehnologiju u fazi projektiranja. Ista ju je uspješno iskoristila za brzu implementaciju promjene oblika i za popravak komponenti. Provedena su opsežna istraživanja kako bi se složeni sklopovi razvili u obliku jedne jedinstvene integrirane komponente. Primjeri takvih sklopova su vodilice, integrirani razdjelnici goriva i komore izgaranja [9]. Na *Slici 5* prikazana je lopatica za stator motora zrakoplova izrađena od visoko temperaturnih legura.



Slika 5. *Snecma* – lopatica za stator motora zrakoplova [9]

2.2.3. NASA – raketna brizgaljka

NASA-ini inženjeri koristili su tehnologiju aditivne proizvodnje pri izradi dijelova metalne raketne brizgaljke za J-2X motore [9]. Raketni injektor proizveden je tehnikom selektivnog laserskog taljenja (eng. SLM – *Selective Laser Melting*) od praha legure nikla i kroma. Tako proizvedeni dio sastoji se od samo dvije komponente, dok je tradicionalno izrađeni injektor imao čak 115 dijelova. Isti nema zglobova pa ga ta činjenica čini znato čvršćim, otpornijim i pouzdanijim. Uporaba aditivnih procesa proizvodnje skratila je vrijeme izrade s nekoliko mjeseci na svega par tjedana pa je na taj način postignuta znatna ušteda vremena, ali i troškova.

2.2.4. Airbus A350 XWB – nosivi dijelovi mehanizama putničkih vrata

Airbus, jedan od vodećih proizvođača komercijalnih zrakoplova, sve više važnosti u proizvodnji posvećuje laserskom taljenju metalnih prahova. Tako su primjerice aditivno proizvedeni nosivi dijelovi mehanizama putničkih vrata upotrijebljeni na zrakoplovu Airbus A350 XWB [9]. Ranije su se ti dijelovi proizvodili od aluminijske legure pri čemu se čak

95 % materijala smatralo otpadom, a predviđeno vrijeme za razvoj komponenti bilo je 6 mjeseci. U današnje vrijeme isti se proizvode od titanovog praška uz pomoć aditivnih tehnologija pri čemu se postotak otpada smanjio na 5 % dok je vrijeme razvoja skraćeno na svega jedan mjesec.

2.2.5. *Beijing University – okviri trupa zrakoplova*

Istraživači sa Sveučilište za aeronautiku i astronautiku u Pekingu (eng. *Beijing University of Aeronautics and Astronautics*) iskoristili su tehnologiju selektivnog laserskog srašćivanja na bazi titana za proizvodnju velikih dijelova konstrukcije zrakoplova [10]. Svojstva ovih velikih komponenti, koje su 3D tiskane u jednom komadu, bolja su od ostalih dijelova zrakoplova koji su proizvedeni tradicionalnim metodama. Iste su pokazale vrhunsku čvrstoću, trajnost i vrlo dobru apsorpciju vibracija. Ova metoda 3D ispisa također može uštedjeti dosta vremena i novca te može osigurati bolja mehanička svojstva zbog činjenice da su dijelovi tiskani u velikim jedinicama, a ne manjim cjelinama koje je zatim potrebno sastavljati. Na *Slici 6* prikazan je titanski okvir trupa zrakoplova proizveden SLS tehnologijom.



Slika 6. Okvir trupa zrakoplova proizveden tehnologijom selektivnog laserskog srašćivanja [10]

3. KOMPOZITNI MATERIJALI I ADITIVNE TEHNOLOGIJE

Primjena kompozitnih materijala uzrokovala je veliku revoluciju, kako u izradi zrakoplovnih konstrukcija, tako i u drugim granama industrije. Iz toga su razloga provedena brojna istraživanja na tu temu, a jedno od njih je prikazano u [11]. Naime, navedeni eksperiment se bavi mogućnošću smanjena koncentracije naprezanja uporabom ojačanja od ugljičnih vlakana. Pri navedenom istraživanju korišteni su proizvodni procesi temeljeni na tehnici aditivne proizvodnje. Točnije rečeno, za izradu uzoraka korišten je 3D printer koji ima mogućnost taloženja kontinuiranih ugljičnih vlakana koja služe za ojačavanje komponente izrađene od polimernog materijala, u danom slučaju, najlona. Ustanovljeno je da uvođenje koncentričnih ojačanja oko otvora smanjuje deformacije i koncentraciju naprezanja u slučaju izotropne ploče. Korištenje iste strategije u pojačanju kompozitne ploče dovodi do smanjenja deformacija u poprečnom smjeru pri čemu se, u isto vrijeme, stvaraju nove koncentracije naprezanja između ploče i ojačanja. Dodatno, ishodi analize istakli su da je pojačanja prikladnije smjestiti u okolno područje otvora.

Kompoziti ojačani vlaknima potencijalno se mogu koristiti u 3D ispisu kako bi se poboljšala mehanička čvrstoća i elastičnost proizvedenih dijelova. Spomenuti kompozitni materijali mogu parirati čvrstoći mnogih metala, ali uz mnogo manju masu. Konkretno, dodavanje ugljičnih vlakana različitim smolama postaje široko korišteni pristup za poboljšanje mehaničkih svojstava 3D tiskanih dijelova. Poznato je da na mehaničku čvrstoću gotovog proizvoda snažno utječe vrsta smole te duljina i opterećenje vlakana. Tako su primjerice istraživači objavili da korištenje ugljičnih vlakana kao materijala za ojačavanje ABS termoplastike povećava vlačnu čvrstoću kompozita i Youngov modul za više od 20 % [12]. Neke od odlika kompozita ojačanih ugljičnim vlaknima su visoka vlačna čvrstoća, kemijska i toplinska otpornost te mala toplinska ekspanzija. Isto tako, ugljikovi nanomaterijali, kao što su ugljikove nanocjevčice i grafen, imaju jedinstvena fizikalna i kemijska svojstva koja mogu poboljšati vlačnu čvrstoću i toplinsku stabilnost materijala [13].

3.1. Tehnologije proizvodnje

Mehanička svojstva i proizvodni proces aditivno izrađenih kompozita čine ih privlačnim za različite industrije. Alati i predmeti izrađeni od 3D tiskanih kompozita mogu nadmašiti mehanički obrađene dijelove u smislu performansi i troškova. Tako primjerice, ugljična vlakna mogu poboljšati mehanička i toplinska svojstva tiskanih dijelova i

potencijalno omogućiti njihovu uporabu kao kalupa u proizvodnji dijelova na bazi polimera. Najnoviji razvoj u aditivnoj proizvodnji kompozitnih materijala od kontinuiranih vlakana omogućuje automatizaciju proizvodnog procesa i proizvodnju vrlo složenih kompozitnih dijelova. Proračuni ukazuju da se pomoću uvedene tehnologije 3D ispisa troškovi izrade mogu smanjiti do deset puta [14].

Mogućnost automatizacije i isplative proizvodnje postiže se visokom razinom slobode pri konstruiranju što za sobom povlači mogućnost prilagodbe postavljanja vlakana, a time i potpuno iskorištavanje anizotropije i čvrstoće kompozitnog materijala. Osim toga, aditivna proizvodnja kompozita, uz bolju automatizaciju procesa, omogućuje i proizvodnju bez otpada. Najkritičniji dio aditivne proizvodnje kompozita ojačanih vlaknima predstavlja spajanje polimerne matrice i vlaknastih ojačanja pošto loša povezanost može uzrokovati odvajanje vlakna od matrice i koncentracije naprezanja. Za njihovu izradu najčešće korištene AM tehnologije su taložno očvršćivanje (eng. FDM – *Fused Deposition Modeling*), selektivno lasersko srašćivanje (eng. SLS – *Selective Laser Sintering*), proizvodnja objekata laminiranjem (eng. LOM – *Laminated Object Manufacturing*) i ispisivanje mlazom fotopolimera (*PolyJet*), a iste su opisane u nastavku [15].

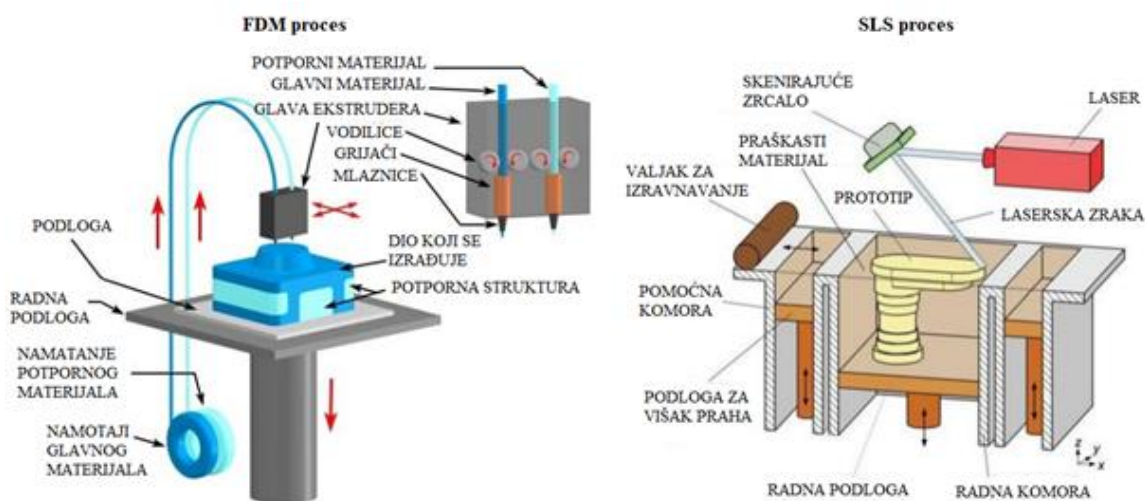
3.1.1. Taložno očvršćivanje (FDM)

Taložno očvršćivanje je aditivni postupak slojevite proizvodnje gdje se uz pomoć mlaznice nanosi materijal i izrađuje model, a njegovu ilustraciju prikazuje *Slika 7(a)*. Najčešće korišteni materijali, kao što su PLA (eng. PLA – *Polylactic Acid*) i ABS (eng. ABS – *Acrylonitrile Butadiene Styrene*), moraju se izvući u obliku filameta promjera 1,75 ili 2,85 mm, ovisno o specifikacijama [5]. Isti potom prolazi kroz zagrijanu mlaznicu, topi se u polutekuće stanje te se spušta na podlogu za izradu. Nakon polaganja prvog sloja duž osi x i y , mlaznica se pomiče prema gore (u z smjeru) za debljinu novog, sljedećeg sloja pri čemu se njihovo međusobno spajanje vrši hlađenjem. Svojstva izrađenih dijelova mogu se kontrolirati podešavanjem parametara procesa kao što su debljina sloja, kut, orijentacija, širina i razmak na liniji. Jedan od nedostataka ove metode jest stepeničasti izgled površine pa je iz toga razloga često potrebno provoditi završnu obradu kako bi se postigla fina zaglađenost. Još jedno ograničenje ove metode je to što za sada ne postoje dovoljno veliki printeri kako bi se proizvele velike konstrukcijske cjeline poput krila. Veća platforma za izgradnju u budućnosti bi koristila izradi jednodijelne krilne konstrukcije pri čemu bi se očuvao integritet konstrukcije i omogućila realizacija pune topologije. U zrakoplovstvu se ova tehnika

produkcije koristi za izradu kritičnih dijelova bespilotnih letjelica koji zahtijevaju visoku čvrstoću [15].

3.1.2. *Selektivno lasersko srašćivanje (SLS)*

Selektivno lasersko srašćivanje je aditivna tehnologija proizvodnje na bazi praša koja koristi energiju lasera za topljenje i spajanje prašaka [16]. Laser povećava površinsku temperaturu praša i tvori vezu na molekularnoj razini. Potom se isti slažu sloj po sloj kako bi se formirao tiskani dio na temelju podataka 3D modela. Kvaliteta praša značajno utječe na performanse sinteriranih dijelova pa njegov sastav i priprema čine osnovu navedene tehnologije. Naknadna obrada provodi se kako bi se uklonio višak praša, a za finu obradu dijela provodi se poliranje i premazivanje. Korištenjem navedene metode moguće je proizvesti velike dijelove dobre mehaničke čvrstoće uz relativno nisku cijenu. Za zrakoplovne primjene SLS se prvenstveno koristi za brzu izradu prototipova i izravnu digitalnu proizvodnju (eng. DDM – *Direct Digital Manufacturing*) nekritičkih komponenti. Na *Slici 7(b)* prikazan je navedeni proces proizvodnje.



Slika 7. Ilustracija FDM i SLS aditivnog postupka proizvodnje [16]

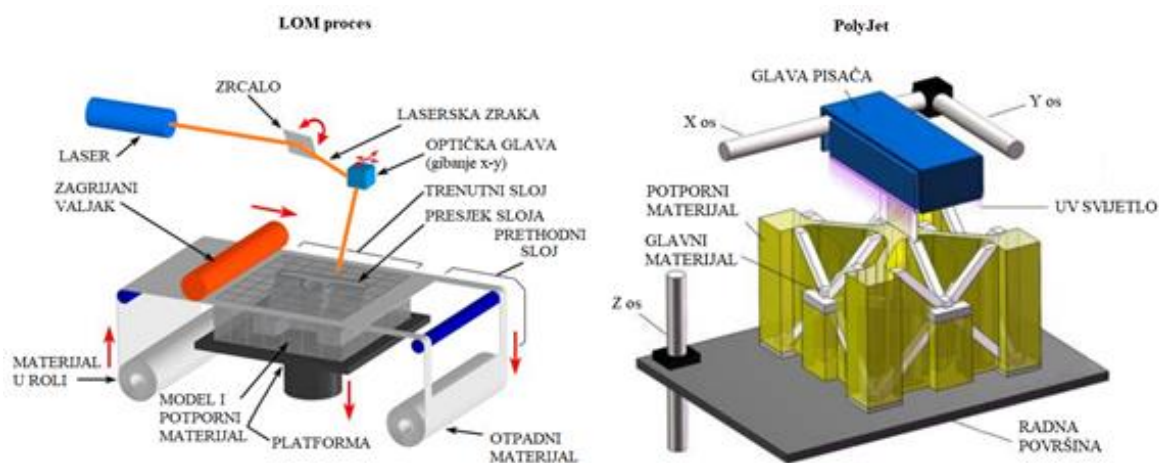
3.1.3. *Proizvodnja objekata laminiranjem (LOM)*

Proizvodnja objekata laminiranjem je postupak kod kojega se modeli izrađuju u slojevima materijala pri čemu se isti laserski režu u oblik koji odgovara presjeku izrađivanog predmeta. Navedeni postupak je u skorije vrijeme sve više razvijan za proizvodnju kompozita ojačanih vlaknima. Materijal koji se koristi kao sirovina u ovom postupku mora biti u obliku tankog i kontinuiranog lista (eng. *sheet*) [5]. Naime, u samom postupku isti je podvrgnut pritisku valjka koji je zagrijan na otprilike 330°C. Pri tome se aktivira i lijepilo koje se nanosi s donje strane materijala, a pomoću kojega se slojevi međusobno spajaju. U slučaju

kompozita, postupak povezivanja slojeva dodatno je potpomognut infracrvenim zračenjem radi učinkovitije konsolidacije listova preprega. Nakon što se međusobno slijepi par slojeva, uređaj pomoću CO₂ lasera izrezuje konturu predmeta. Omogućeno je istodobno laminiranje do četiri sloja pri čemu se postiže zadovoljavajuća razina točnosti. Brža izrada bi se mogla postići korištenjem većeg broja istodobno laminiranih slojeva, ali bi isto tako smanjila točnost modela i došlo bi do pougljenjivanja rubova proizvoda. Ilustracija procesa prikazana je na *Slici 8(a)* [16].

3.1.4. PolyJet

PolyJet ili ispisivanje mlazom fotopolimera je hibridni postupak aditivne proizvodnje. Ova tehnologija sjedinjuje dobre strane stereolitografije (eng. SLA – *Stereolithography*) i 3D ispisa, a prikazan je na *Slici 8(b)* [17]. Tijekom postupka glava za tiskanje, koja se sastoji od mreže mlaznica, se kliže naprijed – nazad pri čemu nanosi sloj fotoosjetljivog polimera na radnu podlogu. Svaki se sloj odmah nakon tiskanja pod djelovanjem UV svjetla očvršćuje tvoreći potpuno umreženi izradak. Nakon završetka tiskanja prvog sloja, radna podloga se spušta za debljinu sljedećeg te se proces nastavlja. Pošto slojevi mogu biti malih debljina zaglađenost površine je velika te nije potrebna naknadna obrada. Osim toga, omogućeno je tiskanje i miješanje različitih materijala u istom modelu. Ipak, uočeno je da se konstrukcije izrađene ovim procesom sporo oporavljaju nakon izlaganja velikom opterećenju što ovu metodu ne čini pogodnom za proizvodnju kritičnih dijelova letjelica [15].




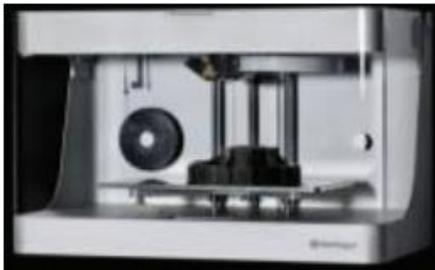
Slika 8. Ilustracija LOM i *PolyJet* aditivnog postupka proizvodnje [16],[17]

3.2. Uređaji za proizvodnju

Dostupnost komercijalnih uređaja za aditivnu proizvodnju kompozitnih materijala na tržištu je ograničena. U *Tablici 2* prikazana je *MarkForged* oprema (*Mark X* i *Mark Two*) koja

može izrađivati kompozite s kontinuiranim vlaknima. Ključno je napomenuti da spomenuta tvrtka ima patent u navedenoj tehnologiji. Postoji nekoliko načina punjenja, a jedan od njih je koncentrični pristup koji uključuje praćenje vanjskog profila predmeta i ugradnju vlakna unutar prstena. Druga mogućnost je izotropna ispuna gdje je cijeli sloj prekriva vlaknima pri čemu se kut punjenja može mijenjati za 45°. Štoviše, moguća je i kombinacija navedenih opcija. Druga tvrtka koja radi na komercijaliziranoj proizvodnji kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima je tvrtka *Anisoprint* sa sjedištem u Rusiji, a razvila je opremu pod nazivom *Composer*. Međutim, tehnologija još nije u potpunosti komercijalizirana te se stoga u otvorenoj literaturi ne mogu pronaći dovoljno detaljne informacije o istoj. Ostali strojevi koji su dostupni na tržištu, a služe za proizvodnju kompozita, kao jedinu dostupnu opciju nude korištenje sjeckanih vlakana (pri čemu je volumni udio vlakana obično oko 25 – 35 %) u kombinaciji s plastičnom matricom. Na primjer, *Roboze* nudi materijal pod nazivom Ugljik PA koji uključuje 20 % sjeckanih karbonskih vlakana unutar najlona pri čemu se kombiniraju kemijska otpornost najlonskih i mehaničkih svojstava ugljičnih vlakana. Tvrtka *Stratasys* također nudi opremu za obradu kompozitnog materijala tehnologijom taložnog očvršćivanja (FDM). Točnije rečeno, radi se o materijalu pod nazivom Nylon 12CF, a isti se sastoji se od mješavine Nylon 12 smole i nasjeckanih ugljičnih vlakana [18].

Tablica 2. Dostupni uređaji za aditivnu proizvodnju kompozita ojačanih vlaknima [18]

<i>MarkForged – Mark X</i>	<i>MarkForged – Mark Two</i>
	
Rezolucija: 50 µm Radni volumen: 330 x 250 x 200 mm	Rezolucija: 100 µm Radni volumen: 320 x 132 x 154 mm
Materijali: Nylon i Onyx Vlakna: ugljično, obično stakleno, visoko čvrsto i visoko temperaturno stakleno vlakno, Kevlar	

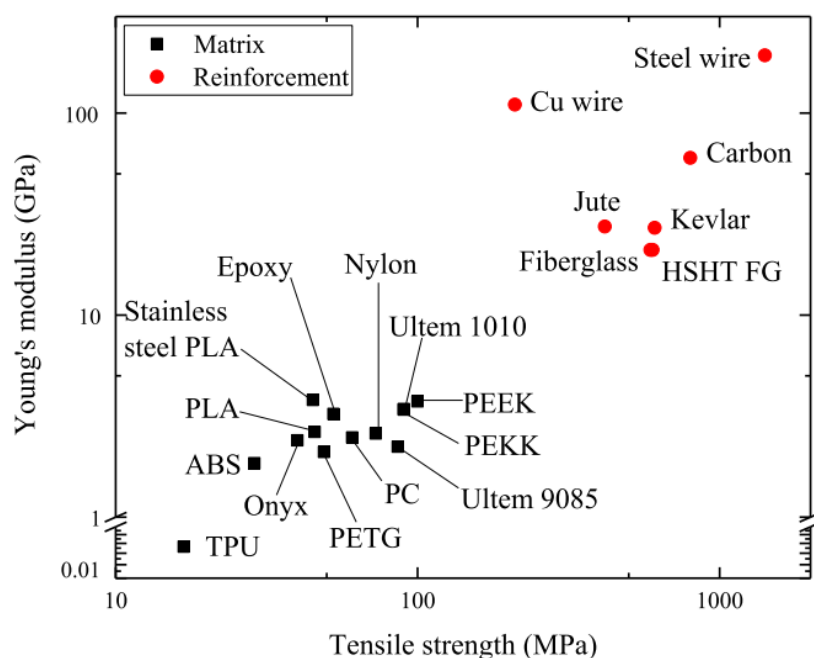
3.3. Svojstva materijala

Zrakoplovna industrija sve više koristi kompozitne materijale koji kombiniraju brojne prednosti poput visoke čvrstoće, male težine, visoke korozijske i zamorne otpornosti te jednostavne obrade. Kompoziti su materijali koji se sastoje od vlakna i matrice, a isti zajedno imaju korisna svojstva koja se ne mogu postići sa samo jednim elementom.

Vlakna predstavljaju osnovne nosive elemente kompozita i daju mu čvrstoću [19]. S druge strane, matrica prenosi opterećenja na vlakna te ih odvaja jedna od drugih kako bi se spriječilo širenje pukotina unutar materijala. Isto tako, ona služi formiranju vanjskog oblika kompozitne konstrukcije te istu štiti od utjecaja okoline. Njezina svojstva najčešće određuju i svojstva samog kompozita, a izrazito su važna u određivanju poprečne vlačne, uzdužne tlačne i međuslojne posmične čvrstoće. U slučaju djelovanja kemijskih ili okolišnih utjecaja, matrica je ta koja prva podliježe smanjenju mehaničkih svojstava. Iz toga se razloga kaže kako upravo ona određuje ponašanje kompozita i ograničenja u primjeni pa u slučaju zrakoplovnih konstrukcija ista mora biti otporna na različite kemikalije, pogonsko gorivo i hidraulične fluide. Vrlo važna fizikalna karakteristika koja definira konačna svojstva matrice je temperatura prelaska u kruto stanje (eng. GTT – *Glass Transition Temperature*). To je temperatura koja definira točku prelaska iz krutog u viskozno stanje, a pri uporabi kompozita iznad propisane vrijednosti GTT-a svojstva matrice se znatno snižavaju [19].

Tehnologije izrade značajno utječu na svojstva kompozita pošto ista moraju osigurati dobru povezanost između matrice i vlakna kao i minimalan udio pukotina i šupljina. Obrada kompozita korištenjem konvencionalnih metoda izrade često je spora dok su aditivne tehnike pokazale da je vrlo intenzivne korake proizvodnje moguće zamijeniti jednostavnijim. Kod aditivno proizvedenih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima uobičajeno je da se za matrični dio uzimaju materijali poput ABS-a, najlona, epoxya, Onyxa, Ultema, PLA, PEEK-a (eng. PEEK – *poly-ether-ether-ketone*) i slično. Za materijal ojačanja najčešće se koriste kontinuirana ugljična, staklena i aramidna vlakna [20]. Na *Slici 9* prikazani su materijali koji se najčešće koriste za izradu kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima i njihova svojstva.

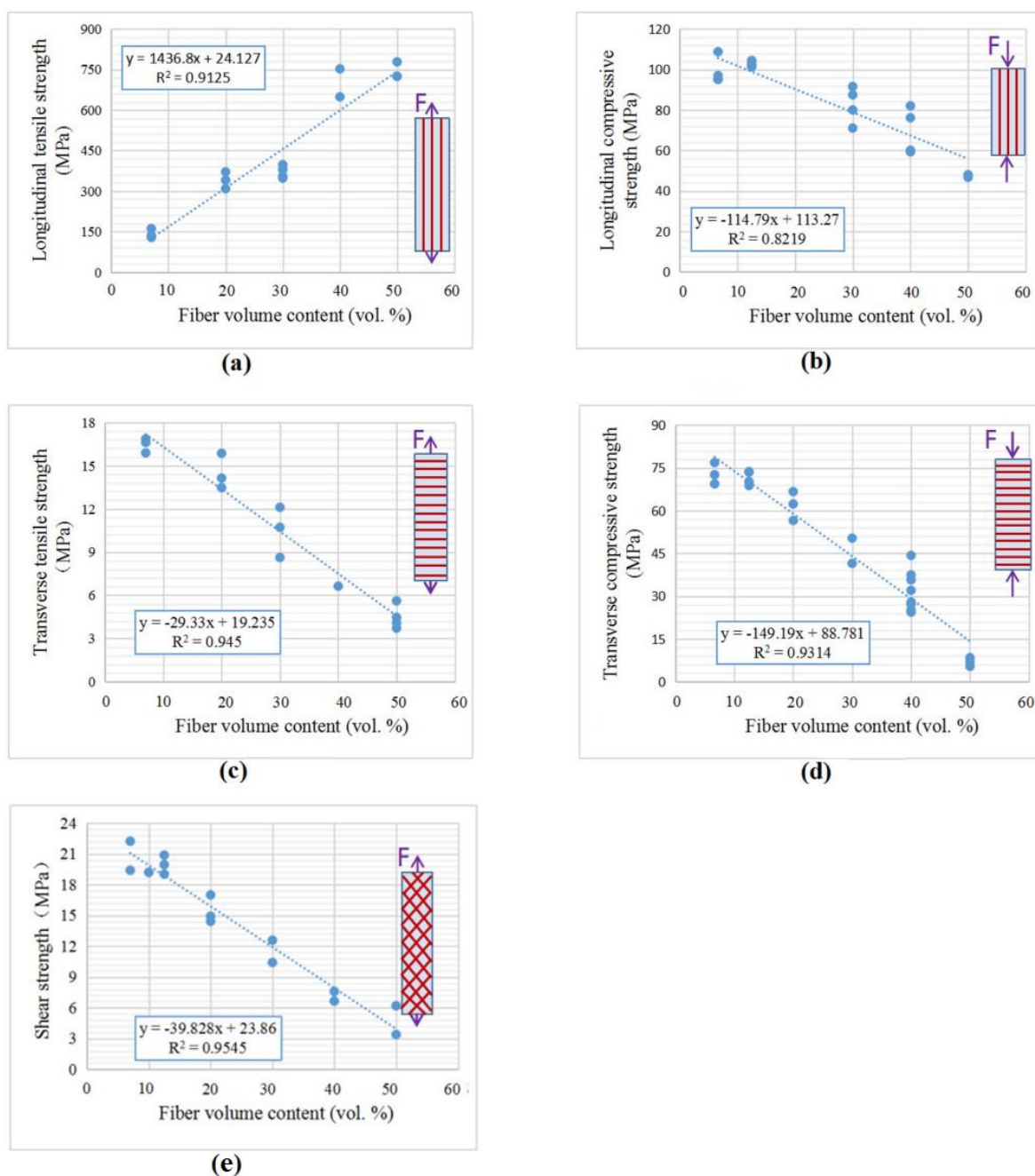
S razvojem i inovacijama 3D ispisa nastale su i nove tehnologije izrade i pripreme kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima. Međutim, ako se isti pripremaju pomoću navedene tehnologije postoje velike razlike u svojstvima krutosti i čvrstoće u usporedbi s onima koji su pripremljeni konvencionalnim procesima. Glavni razlog je taj što 3D ispis ne pruža veliki pritisak tijekom proizvodnog procesa pri čemu nastali 3D tiskani kompoziti obično imaju neravnomjernu raspodjelu šupljina i više su porozni.



Slika 9. Svojstva materijala koji se najčešće koriste za izradu kompozita ojačanih vlaknima [20]

Svojstva krutosti i čvrstoće 3D tiskanih kompozita s različitim sadržajem vlakana eksperimentalno su okarakterizirana i analizirana u [21]. Naime, u navedenoj literaturi kontinuirano aramidno vlakno (*Kevlar* vlakno s gustoćom od $\rho = 1440 \text{ kg/m}^3$) korišteno je kao materijal za ojačanje pošto isto pokazuje veliku stabilnost prilikom 3D ispisa. S druge strane, kao termoplastični materijal korišten je polilaktid – PLA ($\rho = 1240 \text{ kg/m}^3$). U nastavku rada uz pomoću navedenog kompozitnog materijala bit će prikazana osnovna mehanička svojstva kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima.

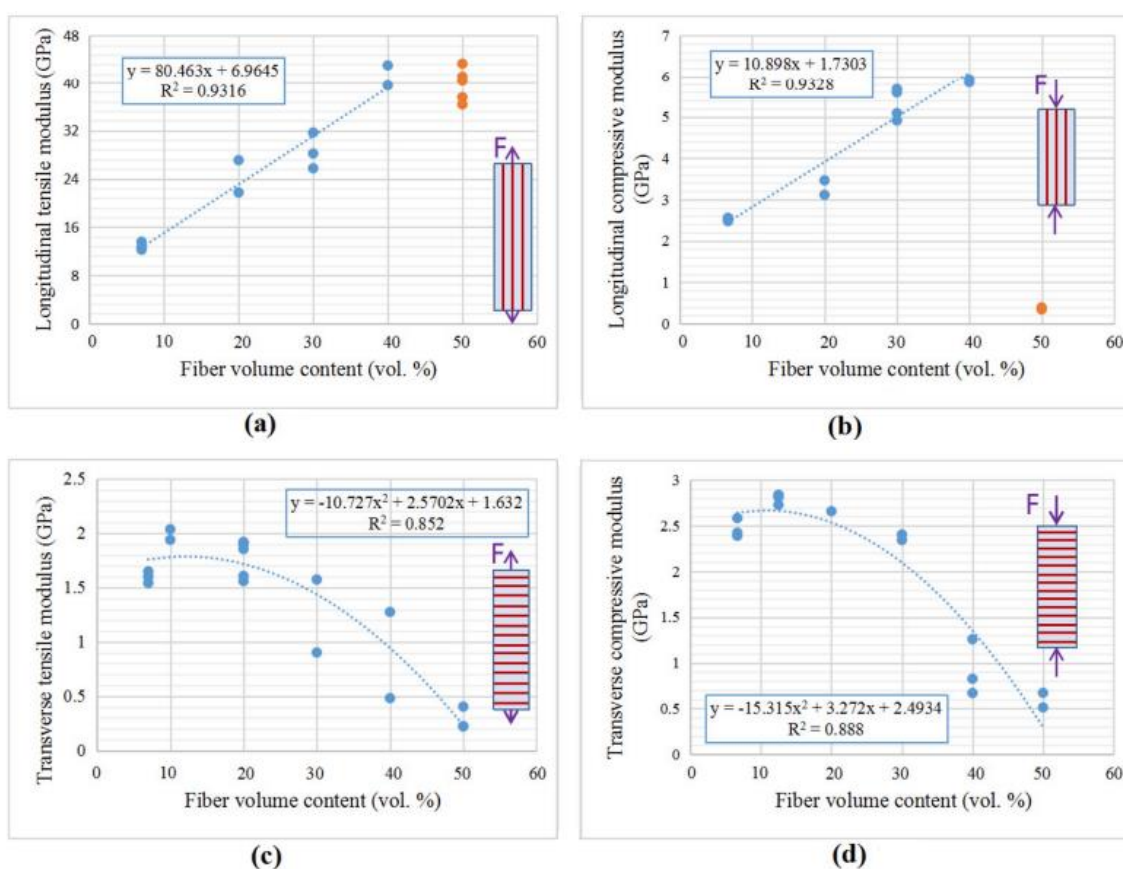
Na *Slici 10* prikazana su svojstva čvrstoće 3D tiskanih kompozitnih materijala pri različitom volumnom udjelu vlakana (V_f). Vidljivo je kako se povećanjem volumnog udjela vlakana s 6,7 % na 50 % povećava i prosječna uzdužna vlačna čvrstoća 3D tiskanih kompozita. Točnije rečeno, ista se povećala od 141,8 do 742,6 MPa. Nasuprot tome, poprečna vlačna, uzdužna i poprečna tlačna te smična čvrstoća 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima u negativnoj je korelaciji sa sadržajem vlakana.



Slika 10. Utjecaj volumnog udjela vlakana kod 3D tiskanog kevlar/PLA kompozitnog materijala na: (a) uzdužnu vlačnu čvrstoću; (b) uzdužnu tlačnu čvrstoću; (c) poprečnu vlačnu čvrstoću; (d) poprečnu tlačnu čvrstoću; (e) posmičnu čvrstoću [21]

Modul elastičnosti je važno svojstvo inženjerskih materijala pošto isti služi kao mjera sposobnosti konstrukcije da se odupre elastičnoj deformaciji. *Slika 11* prikazuje odnos između modula elastičnosti i volumnog udjela vlakana 3D tiskanih kompozita pod različitim opterećenjima. S dane slike je očito da su uzdužni vlačni i tlačni modul 3D tiskanog PLA materijala s kontinuiranim aramidnim vlaknima u pozitivnoj korelaciji s volumnim sadržajem do 40 % tj. do 41,3 i 5,89 GPa. Vidljivo je kako je uzdužni tlačni modul za 85,7 % niži od

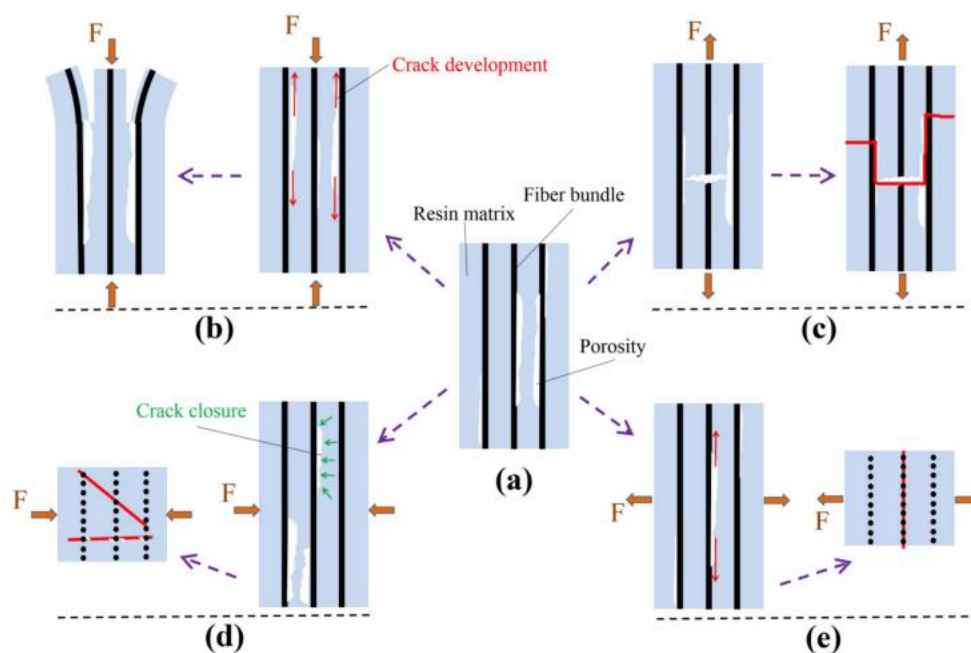
uzdužnog vlačnog modula pri volumnom sadržaju vlakana od 40 %. Narančaste točkice na *Slici 11(a) i (b)* predstavljaju podatke izmjerene za 3D tiskane kompozite pri volumnom sadržaju vlakana od 50 %. Kada se isti povećava s 40 % na 50 %, uzdužni vlačni i tlačni modul se ne poboljšavaju, a to može biti posljedica povećanja poroznosti povećanjem sadržaja vlakana. Stoga je prikladan volumni udio vlakana u rasponu od 6,7 % – 40 % [21]. S druge strane, poprečni vlačni i tlačni modul raste kako se volumni udio vlakana povećava od 6,7 % do 10 %. Nakon toga, povećanjem udjela isti počinju bilježiti smanjenje kako je i vidljivo na *Slici 11(c) i (d)*.



Slika 11. Utjecaj volumnog udjela vlakana kod 3D tiskanog kevlar/PLA kompozitnog materijala na: (a) uzdužni vlačni modul; (b) uzdužni tlačni modul; (c) poprečni vlačni modul; (d) poprečni tlačni modul [21]

Prilikom opterećivanja kompozita ojačanih vlaknima može doći do različitih načina popuštanja i otkaza konstrukcije. Tako se primjerice tijekom prevelikog uzdužnog vlačnog opterećenja javljaju lomovi vlakana u različitim ravninama prilikom čega se isti najčešće izvlače iz matrice. Način popuštanja 3D ispisanog kompozita ojačanog vlaknima pod poprečnim vlačnim opterećenjem karakteriziran je krhkim lomom, a isti uključuje pucanje matrice, pukotine na površini i duž smjera vlakana. Posmično popuštanje matrice (eng. *Matrix Shear Failure*) i poprečno popuštanje (eng. *Lateral Cracking*) događaju se prilikom

poprečnog tlačnog opterećenja, a ista se javljaju i prilikom popuštanja pod uzdužnim tlačnim i smičnim opterećenjem. Veliki utjecaj na mehanička svojstva i načine popuštanja navedenih materijala ima i poroznost čiji se udio povećava s povećanjem volumnog sadržaja vlakana. Tako primjerice udio poroznosti pri $V_f = 50\%$ iznosi čak 6,8% [21]. Šupljine su obično smještene i koncentrirane duž smjera vlakana te je to najvjerojatnije i razlog zašto se poprečno popuštanje lako javlja u 3D tiskanim kompozitima ojačanim s vlaknima. Veće praznine mogu ozbiljno utjecati na mehanička svojstva što se vidi iz činjenice da je uzdužni tlačni modul iznimno nizak pri volumnom udjelu vlakana od 50%. Kompoziti ojačani s vlaknima koji su izrađeni pomoću konvencionalnih metoda imaju vrlo komplicirane načine popuštanja, a ako se ti isti materijali izrađuju tehnologijom 3D ispisa mehanizam popuštanja je još kompliciraniji zbog visoke poroznosti. Mehanizmi popuštanja 3D tiskanog kompozita ojačanog kontinuiranim vlaknima prikazan je na *Slici 12*.



Slika 12. Mehanizmi popuštanja kod 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima: (a) shematski prikaz 3D tiskanog kompozita ojačanog kontinuiranim vlaknima; (b) uzdužno tlačno opterećenje; (c) uzdužno vlačno opterećenje; (d) poprečno tlačno opterećenje; (e) poprečno vlačno opterećenje [21]

Kompoziti ojačani kontinuiranim vlaknima koji su izrađeni pomoću tehnologije 3D ispisa imaju veliku razliku između uzdužne vlačne i tlačne čvrstoće [21]. Glavni razlog tomu leži u proširenju praznina i nestabilnost vlakana pod tlačnim opterećenjem što utječe na uzdužnu tlačnu čvrstoću. Kao što je prikazano na *Slici 12(b)*, poprečno dolazi do popuštanja zbog činjenice da šupljine i slabe međusobne veze ne mogu podnijeti velika poprečna naprezanja. Zatim dolazi do popuštanja i raslojavanja zbog savijanja i nestabilnosti vlakana.

Tijekom procesa uzdužnog vlačnog opterećenja prikazanog na *Slici 12(c)* pukotina se nakon loma vlakana ne proteže preko njih već se širi duž šupljine prilikom čega dolazi do, već spomenutog, loma vlakana u različitim ravninama. Uzdužna vlačna čvrstoća uglavnom je određena čvrstoćom vlakna dok poprečna u najvećoj mjeri ovisi o čvrstoći matrice, poroznosti i čvrstoći međuslojne veze. Budući da postojanje vlage između slojeva i sama svojstva vlakna značajno utječu na poprečna vlačna svojstva, poprečna vlačna čvrstoća je manjeg iznosa nego čvrstoća matrice. Na *Slici 12(d)* prikazan je proces popuštanja prilikom poprečnog tlačnog opterećenja dok je na *Slici 12(e)* primijenjeno poprečno vlačno opterećenje. Zbog šupljina u uzorku i loše veze između matrice i vlakna, izradci loše podnose poprečno vlačno naprezanje prilikom čega se u istom smjeru pojavljuju i pukotine. Tijekom procesa kompresije pukotina se zatvara tako da smola ima smični lom pod kutom od 45°. Osim toga, poprečna tlačna svojstva su manje osjetljiva na defekte nego vlačna zbog zatvaranja pukotine. Upravo su iz toga razloga u općem slučaju poprečna tlačna svojstva veća nego vlačna.

Svojstva 3D tiskanih kompozitnih materijala s različitim volumnim udjelima vlakana prikazana su u *Tablici 3*, a ista su dobivena analizom eksperimentalnih rezultata [21]. Pri tome su posmični modul i Poissonov koeficijent izračunati su pomoću pravila miješanja.

Tablica 3. Svojstva 3D tiskanog kevlar/PLA kompozitnog materijala u ovisnosti o volumnom udjelu vlakana [21]

Svojstva materijala	Vrijednost	Mj. jedinica
Modul elastičnosti u smjeru vlakana, E_1	$E_1(V_f) = 80,463V_f + 6,9645$	GPa
Modul elastičnosti okomito na smjeru vlakana, E_2	$E_2(V_f) = -10,727V_f^2 + 2,5702V_f + 1,632$	GPa
Modul smičnosti, G_{12}	$G_{12}(V_f) = \frac{1,999}{2,1(1 - V_f) + 0,952V_f}$	GPa
Poissonov koeficijent, ν_{12}	$\nu_{12}(V_f) = 0,33V_f + 0,37(1 - V_f)$	-
Vlačna čvrstoća u smjeru vlakana, X_t	$X_t(V_f) = 1436,8V_f + 24,127$	MPa
Vlačna čvrstoća okomito na smjer vlakana, Y_t	$Y_t(V_f) = -29,33V_f + 19,235$	MPa
Tlačna čvrstoća u smjeru vlakana, X_c	$X_c(V_f) = -114,79V_f + 113,27$	MPa
Tlačna čvrstoća okomito na smjer vlakana, Y_c	$Y_c(V_f) = -149,19V_f + 88,781$	MPa
Smična čvrstoća, S_{12}	$S_{12}(V_f) = -39,828V_f + 23,86$	MPa

Konstitutivna jednadžba za 3D tiskane kompozite ojačane kontinuiranim vlaknima u ovisnosti o volumnom udjelu vlakana (V_f) u ravninskom stanju naprezanja može se izraziti pomoću izraza (1). U navedenoj jednadžbi σ_1 i ε_1 predstavljaju uzdužno naprezanje i deformacije, σ_2 i ε_2 poprečno naprezanje i deformacije, a τ_{12} i γ_{12} posmično naprezanje i inženjerske kutne deformacije.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}_{(V_f)} = \begin{bmatrix} \frac{E_1(V_f)}{1 - \nu_{12}(V_f)\nu_{21}(V_f)} & \frac{\nu_{12}(V_f)E_1(V_f)}{1 - \nu_{12}(V_f)\nu_{21}(V_f)} & 0 \\ \frac{\nu_{12}(V_f)E_1(V_f)}{1 - \nu_{12}(V_f)\nu_{21}(V_f)} & \frac{E_2(V_f)}{1 - \nu_{12}(V_f)\nu_{21}(V_f)} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12}(V_f) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}_{(V_f)} \quad (1)$$

Prilikom odabira materijala pažljivo se trebaju razmotriti toplinska, fizikalna i kemijska svojstva za matricu i ojačanje. Isti je potrebno odabrati tako da se što više olakšaju postupci punjenja, taloženja, prijanjanje i polimerizacije. Štoviše, koeficijent toplinskog širenja matrice i vlakana trebao bi biti sličan kako bi se osiguralo da ne dođe do raslojavanja između ta dva materijala. Mehanička svojstva tiskanih kompozita s različitim materijalima i tehnikama mogu pokazivati mnoge razlike, a u *Tablici 4* prikazana su vlačna i savojna svojstva 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima [20]. Važnu skupinu kompozita u zrakoplovstvu predstavljaju oni koji su ojačani ugljičnim vlaknima (eng. CFRP – *Carbon Fiber Reinforced Plastics*). Isti su poznati po visokom specifičnom omjeru čvrstoće i težine, a sve to zahvaljujući svojoj jedinstvenoj strukturi koja se sastoji od nosivih vlakana i smole koja služi kao prijenosnik opterećenja. Konvencionalne tehnologije zahtijevaju kompliciraniji pristup i uporabu kalupa za izradu navedenog materijala. Pri tome se vlakna i smola moraju naizmjenično ručno polagati i sušiti pod visokim tlakom za postizanje željene čvrstoće. Aditivna proizvodnja predstavlja jednostavniji pristup i moguće ju je provesti postupkom stereolitografije ili taložnog očvršćivanja. Ipak, smatra se kako je FDM tehnologija bolji izbor pošto ista omogućuje fleksibilnost ispisa jednostavnim preinakama glave pisača ili mlaznice. Izvedba CFRP kompozita ne ovisi o materijalu nego o rezoluciji pisača tako da niska rezolucija rezultira smanjenjem vlačne čvrstoće. Ojačanja izrađena od mikrovlakana također pate od nedostataka poput loših vanravninskih mehaničkih svojstava i prisutnosti praznina između vlakana što dovodi do pukotina. Istraživačka zajednica sada se okreće materijalima na nanorazinama, kao što su ugljične nanocijevi (eng. CNT – *Carbon Nanotubes*), kako bi iste zamijenile mikrovlakna za selektivno pojačanje regija bogatih matricom [22].

Tablica 4. Mehanička svojstva 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima¹ [20]

Materijal matrice i vlakna	Tehn. proizv.	Orijentacija	Vlačna čvrstoća (MPa)	Vlačni modul (GPa)	Savojna čvrstoća (MPa)	Savojni modul (GPa)	
Epoxy	CGF	ME	-	272,51 ± 5,12	8,01 ± 0,45	299,36 ± 6,16	8,35 ± 0,18
PA	CKF	ME	-	31–83	1,77–9,00		
PLA	CCF	ME	-	26,57–32,57		60,14–68,21	
PLA	CCF	ME	-	80–91		59–156	
ABS	CCF	ME	0°	147		127	
Nylon	CCF	ME	koncentrična	216 ± 26	7,73 ± 0,39	250,23 ± 14,6	13,02 ± 1,0
			koncentrična	194 ± 1	3,12 ± 0,15	165,79 ± 5,79	3,87 ± 0,07
			izotropna	206 ± 5	3,75 ± 0,89	196,75 ± 8,06	4,21 ± 0,32
			koncentrična	150 ± 10	3,61 ± 0,54	106,60 ± 1,34	4,61 ± 0,21
PA6	CCF	LOM	0°	1760,2 ± 71,7	105,7 ± 7,2	1025,9 ± 52,1	96,5 ± 5,3
			0°/45°	1009,5 ± 55,1	57,6 ± 5,5	565,2 ± 2,7	48,3 ± 2,7
			0°/90°	855,4 ± 69,1	48,8 ± 1,1	430,1 ± 63,2	46,5 ± 1,4
PP	CGF	LOM	BD	173,7 ± 19,9	4,9 ± 0,7	150,7 ± 30,5	15,3 ± 1,0
			UD	217,6 ± 28,6	5,9 ± 0,8	169,7 ± 48,6	21,4 ± 5,1
PEEK	CCF	LOM	0°	1513,8 ± 47,5	133,1 ± 13,2	1901 ± 255,8	125,7 ± 6,6
			0°/45°	782,8 ± 108,2	59,9 ± 5,1	1041,9 ± 86,0	54,7 ± 7,4
			0°/90°	806,8 ± 29,2	67,1 ± 7,0	888,8 ± 114,9	53,6 ± 3,4
Accura60	CCF	SLA	-		0,898		
Epoxy	CGF	SLA	-	77,2	1,73		
PA i acrylat	CCF	ME	0°	405,0	22,67		
			45°	125,0	2,13		
			60°	47,3	1,24		
			75°	44,1	1,20		
			90°	35,0	1,14		

¹ BD – bidirekcional, CCG – kontinuirana ugljična vlakna, CGF – kontinuirana staklena vlakna, CKF – kontinuirana kevlarska vlakna, ME – ekstruzija materijala, PA – Polyamide, PLA – Polylactic acid, PP – Polypropylene, UD – unidirekcional.

3.4. Izazovi i problemi proizvodnje

Postoji nekoliko izazova koje je potrebno riješiti prije korištenja aditivnih tehnologija proizvodnje u punom opsegu. Smatra se da parametri procesa imaju najveći utjecaj na uzorak. Kod tehnologije koja podrazumijeva ekstruziju materijala, varijacija promjera filameta može uzrokovati brojne probleme tijekom punjenja kao i veću razliku u širini slojeva. Tako primjerice analiza pomoću metode konačnih elemenata pokazuje neravnomjerno formiranje donje površine zbog izobličenja dijela uslijed temperaturnih razlika koje mogu biti uzrokovane manjom povezanosti između molekula i mezostrukture. Istraživanja pokazuju da anizotropno ponašanje i mehanička svojstva dijelova razvijenih FDM tehnologijom ovise kako o parametrima procesa, tako i o vrsti korištenog materijala. Stoga se inherentno anizotropno svojstvo tiskanih dijelova također smatra nedostatkom. Kao rezultat toplinskog gradijenta koji se javlja tijekom proizvodnje, mikrostruktura materijala ima tendenciju rasta u određenom smjeru uzrokujući različita mehanička svojstva duž (x i y smjer) i poprijeko slojeva (z smjer). Tipičan primjer takve anizotropije je krhka priroda FDM proizvedenog dijela koji ima dobru čvrstoću samo u x i y smjeru. Povećanje mehaničke čvrstoće moguće je izvesti uvođenjem primjerice whiskera² od ugljičnih vlakana u z smjeru. Osim toga, mehanička svojstva ovise i o spojnem graničnom dijelu komponente, što se u slučaju višeslojne konstrukcije pokazuje kao slaba veza [24].

Također, pogoršanje svojstava gotovog kompozitnog dijela može biti uzrokovano brzim hlađenjem i formiranjem praznina. Upravo je to stvaranje praznina jedna od najistaknutijih kategorija ograničenja AM-a. Dijelovi koji su razvijeni uz pomoć tehnologije taložnog očvršćivanja vrlo su podložni navedenom problemu što u konačnici uvelike doprinosi anizotropiji i smanjenju čvrstoće kao i pojavi delaminacija. Budući da se procesi bazirani na ekstruziji materijala sve više razmatraju za funkcionalnu uporabu, razumijevanje i rješavanje problema povezanih s popunjavanjem od ključne su važnosti. Praznine i delaminacije se javljaju neočekivano i mogu uzrokovati isto tako neočekivane kvarove. Pošto se smatra kako pojava istih predstavlja jedno od glavnih ograničenja u razvoju dijelova ekstruzijom materijala, u literaturi [25] je proučavan upravo taj problem. Prema navedenoj literaturi, optimalna vrijednost kuta ekstruzijskih mlaznice koje popunjavaju unutrašnjost sloja i njegova horizontalna širina imaju najveći utjecaj na smanjenje praznina, diskontinuiteta i delaminacija. U istoj referenci je predstavljen i matematički model pomoću kojega se mogu

² Whiskeri su kratka vlakna s izrazito visokom čvrstoćom koja teoretski može iznositi i do 1/10 modula elastičnosti. Promjera su do 10 μm i duljine do 0.1 m. [19]

odrediti optimalne vrijednosti navedenih parametara. Utjecaj geometrije mlaznica na formiranje praznina uočen je u [26]. Ustanovljeno je kako dijelovi izrađeni uz pomoć mlaznice s pravokutnom geometrijom sadrže manje šupljina nego oni razvijeni pomoću cilindrične mlaznice koja se koristi u većini komercijalno dostupnih FDM pisača. Kako bi se utvrdio nemjerljiv utjecaj praznina na različita obilježja, u literaturi [27] je eksperimentalno razvijen i testiran model za kvantificiranje smanjenja svojstava. Razvijena metoda služi za predviđanje smanjenja krajnje vlačne čvrstoće poprečno tiskanih uzoraka, a temelji se na veličini praznina identificiranih uz pomoć mikroskopske slike središnje ravnine vlačnog primjerka. Ustanovljeno je da anizotropno ponašanje ima najveći utjecaj u smanjenju promatranih parametara.

Proces i učinkovitost izrade dijelova ima veliki utjecaj na vrijeme proizvodnje. Postoji velika razlika u vremenu proizvodnje dijelova izrađenih uz pomoć aditivnih tehnologija u usporedbi s konvencionalnim procesom. Ovo ograničenje tjera proizvođače da odaberu konvencionalne tehnologije kao bolje i učinkovitije metode za masovnu proizvodnju. Tijekom razvoja dijela vrijeme proizvodnje izravno ovisi o duljini u z smjeru tj. vrijeme ispisa proizvoda proporcionalno je njegovoj visini. Isto tako, platforme za proizvodnju su male pa se veliki izradci još ne mogu proizvoditi iz jednog komada. Pri tome montaža manjih dijelova ne samo da uvodi složenost, nego povećava i ukupnu masu pošto su potrebni dodatni pričvrtni elementi.

Materijali igraju važnu ulogu u određivanju konačne mase i karakteristika proizvedenih dijelova. Inovacija materijala poput kompozita ojačanih s ugljičnim vlaknima se više koncentrira na kratka vlakna koja općenito imaju lošija mehanička svojstva u usporedbi s onima proizvedenim konvencionalnim metodama. Štoviše, navedeni materijali se mogu tiskati samo u ravnim i vodoravnim smjerovima pa je teško slobodno manipulirati orijentacijom vlakana čime se ograničava njihova primjena na zakrivljenim konstrukcijama. Nadalje, kako bi se mogle provoditi valjane analize potrebni su pouzdani podaci o mehaničkim svojstvima AM materijala. Netočne informacije o svojstvima mogu dovesti do netočnih predviđanja čvrstoće i upotrebe materijala pa je njihova karakterizacija važan korak prije početka tiska [28]. Još jedan od problema proizvodnje može predstavljati potreba za osiguranjem kvalitete i kontrolom materijala koji se koriste u AM metodama. Certifikacija i osiguranje kvalitete su važni koraci koji se moraju ispuniti prije nego što se aditivno proizvedeni dijelovi komercijaliziraju.

3.5. Primjeri iz područja zrakoplovnog inženjerstva

Aditivna proizvodnja kompozitnih zrakoplovnih dijelova tek je u istraživanju, ali postoje naznake kako će ista činiti budućnost i revoluciju u konstruiranju različitih sustava i dijelova letjelica. Zbog svih prednosti koje ima primjena navedenih tehnologija i materijala, provode se različite znanstvene studije i izrađuju se raznovrsni koncepti. Iz toga je razloga u nastavku prikazano nekoliko primjera iz područja zrakoplovnog inženjerstva.

Nekoliko dijelova s jednostavnom geometrijom aeroprofila proizvedeno je kako bi se demonstrirala sposobnost navedene tehnologije, kako je prikazano na *Slici 13(a)* [29]. Dijelovi konstrukcije kao što su rebra i krila često se koriste za demonstraciju mogućnosti tehnologije tiskanja kontinuiranih vlakana, vjerojatno iz razloga što konvencionalni kompoziti ojačani kontinuiranim vlaknima nalaze široku primjenu u zrakoplovstvu. Međutim, u demonstracijskim primjerima (posebno za krila) većinom se sva vlakna nalaze u poprečnoj ravnini i istih nema u smjeru raspona [29]. Slično tome, na *Slici 13(b)* prikazana je optimizirana konstrukcija krila izrađena aditivnim tehnologijama proizvodnje baziranim na praškastim materijalima [30].

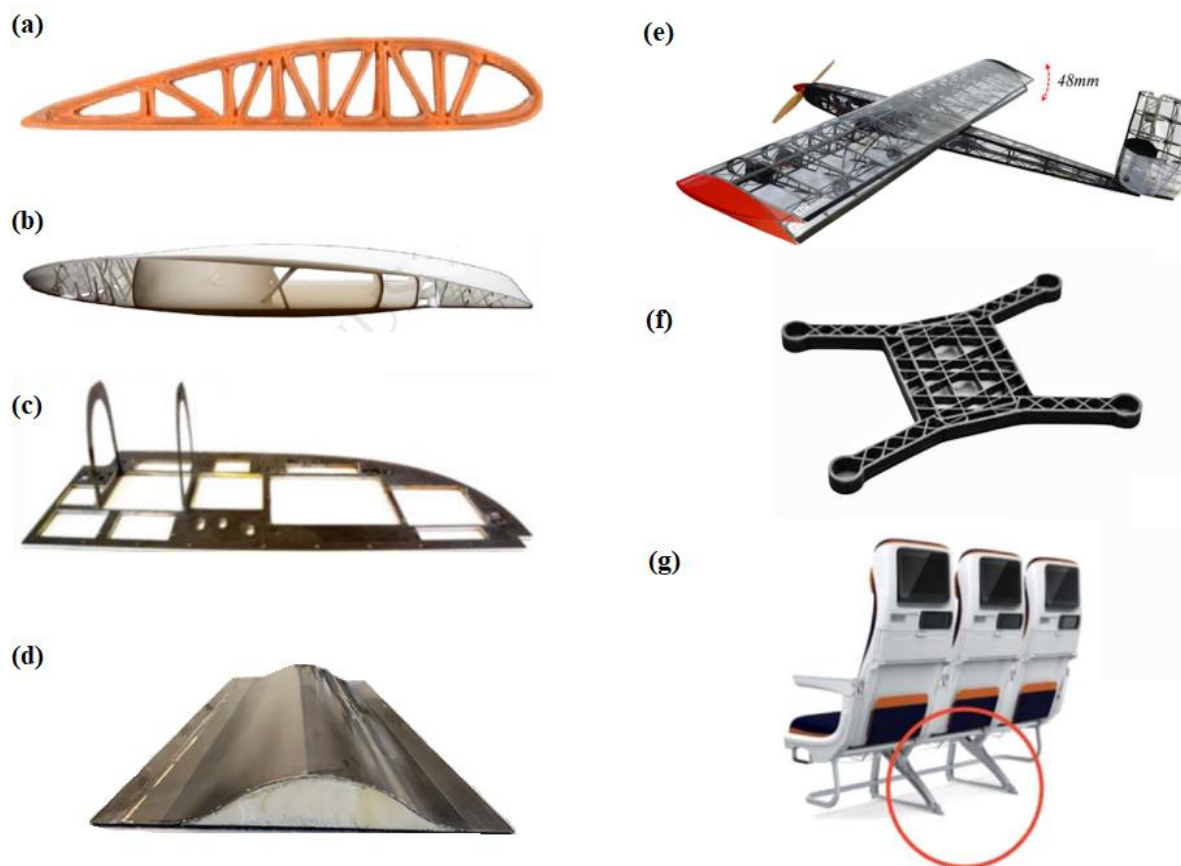
Provedena je studija koja istražuje potencijal kombiniranja aditivnih tehnologija i kompozita u proizvodnji instrumentalne ploče za mali višenamjenski zrakoplov [31]. Referentna ploča izrađena je od aluminijske i njezina glavna funkcija je pričvršćivanje raznih instrumenata - od radio opreme do GPS-a. Aluminijska instrumentalna ploča sastoji se od 3 limena dijela i 115 spojnih elemenata kao što su zakovice, matice i zatvarači, a masa joj je 1481 g. Nasuprot tome, ploča izrađena pomoću aditivnih tehnologija i kompozita ojačanih vlaknima ima 880 g, što odgovara uštedi mase od 40,6 %. Većina tog smanjenja postignuta je uporabom sandwich konstrukcija pri čemu se i broj dijelova smanjio za 50 % (od ukupno 118 do 59 dijelova). Na *Slici 13(c)* prikazana je aditivno proizvedena kompozitna instrumentalna ploča.

Nadalje, u literaturi [32] istraživana je mogućnost proizvodnje kompozitnih omega uzdužnica koje su prikazane na *Slici 13(d)*. Uzdužnice predstavljaju sekundarne konstrukcijske elemente zrakoplova, a iste su pričvršćene za primarnu konstrukciju kako bi se izbjegle vanravnske deformacije i osigurala otpornost oplata na smična i tlačna opterećenja. U navedenoj literaturi prikazano je kako se ti konstrukcijski elementi mogu proizvesti aditivnim tehnologijama bez potrebe za složenim kalupom.

Također, AM tehnologije mogu poboljšati aerodinamičku efikasnost bespilotnih letjelica zbog mogućnosti korištenja lakih konstrukcija i materijala koji imaju visoku čvrstoću

u odnosu na masu. Velika pozornost pri konstruiranju zrakoplova usmjerena je na tzv. “*morphing*“ krilo koje je posebno po tome što može mijenjati oblik. Takvo krilo se može prilagođavati uvjetima leta kako bi performanse zrakoplova bile optimalne za sve režime. Da bi se to omogućilo potrebno je da materijal zadovoljava tri osnovna uvjeta tj. da bude dovoljno fleksibilan kako bi se omogućile velike promjene oblika, da bude dovoljno čvrst kako bi izdržao aerodinamičko opterećenje te da ima mogućnost brzog oporavka oblika nakon rasterećenja konstrukcije. Rad koji predstavlja koncept primjenjivosti kompozitne aditivne proizvodnje na “*morphing*“ zrakoplovne konstrukcije dan je u literaturi [33], a na *Slici 13(e)* prikazan je aditivno proizvedeni kompozitni dron. *Slika 13(f)* prikazuje uvećani detalj okvira bespilotne letjelice koji je također napravljen AM tehnologijom.

Još jedan primjer primjene predstavljaju dijelovi konstrukcije zrakoplovnog sjedala. Naime, tvrtka *Anisoprint* se bavi razvojem i proizvodnjom 3D tiskanih nosača koje su izrađene od kompozita s kontinuiranim vlaknima. Na taj način se postiže smanjenje mase i do 40 % u odnosu na konvencionalnu potporu od aluminijskih legura. Spomenuti nosači prikazani su na *Slici 13(g)*.



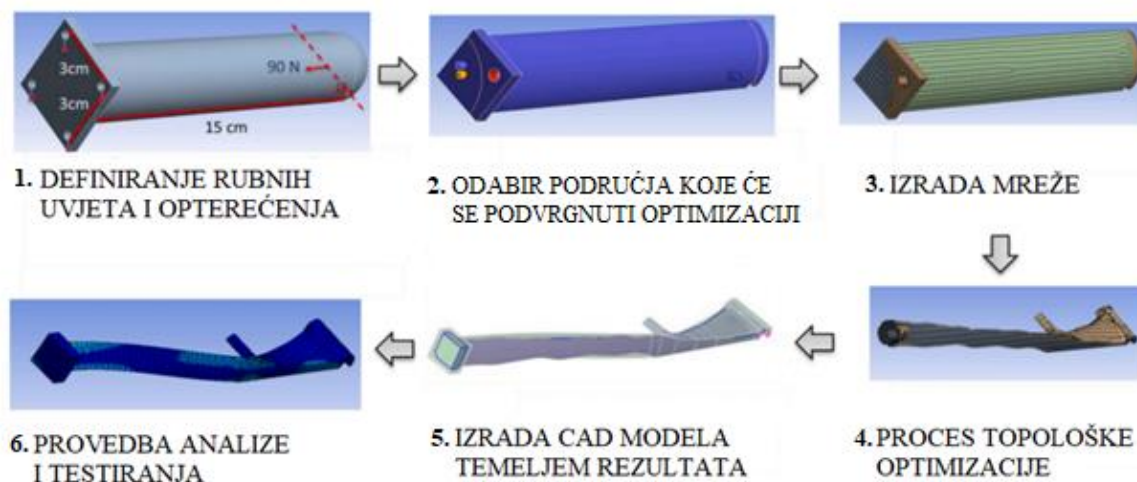
Slika 13. Primjeri AM kompozitnih dijelova u zrakoplovnom inženjerstvu: (a) aeroprofil; (b) konstrukcija krila; (c) instrumentalna ploča; (d) uzdužnica; (e) kompozitna bespilotna letjelica; (f) okvir bespilotne letjelice; (g) nosači zrakoplovnih sjedala

3.6. Topološka optimizacija

Potreba za laganim, ali čvrstim konstrukcijama oduvijek je bila primarna zadaća u zrakoplovnoj industriji. Upravo to je razlog koji je potaknuo brojna istraživanja koja su dovela do razvoja novih materijala tj. do napretka i primjene kompozita u zrakoplovstvu. Isti su s vremenom zamijenili teže legure, a u svrhu dobivanja što korisnije konfiguracije korištene su različite metode za dobivanje optimalnog oblika konstrukcija, u koje spada i topološka optimizacija. To je napredna matematička metodologija konstruiranja koja služi za generiranje inovativnih i laganih konfiguracija visokih performansi koje je teško dobiti pomoću konvencionalnih pristupa konstruiranju. Ista se bazira na poboljšanju rasporeda materijala u specifičnim prostorima namijenjenim konstruiranju pri određenom opterećenju i rubnim uvjetima, a sve s ciljem poboljšanja karakteristika. Uz njenu primjenu moguće je odrediti na kojim se dijelovima može postići ušteda mase, a da se pri tome ne naruši integritet konstrukcije. Međutim, topološki optimizirane konstrukcije često su geometrijski složene i teško ih je izraditi korištenjem konvencionalnih tehnika izrade kao što je npr. Kalupljenje. To se posebno odnosi na konvencionalne metode proizvodnje kompozitnih materijala koje ograničavaju fleksibilnost dijelova zbog problema prilikom izrade. Nasuprot tome, njena integracija s aditivnom proizvodnjom daje mnogobrojne prednosti i potencijale, a iste imaju široku perspektivu primjene u suvremenoj proizvodnji. S jedne strane, aditivna tehnologija poboljšava proces proizvodnje, a s druge strane topološka optimizacija pospješuje postupak razrade proizvoda.

Tijek procesa topološke optimizacije objašnjen je temeljem optimizacije provedene prilikom konstruiranja čvrstog, ali laganog podvozja namijenjenog bespilotnoj letjelici [34]. Podvozje mora biti konstrukcijski čvrsto kako bi se moglo oduprijeti udaru tijekom slijetanja, ali isto tako mora biti dovoljno lagano kako bi UAV imao veći dolet. Osim navedenog primjera, topološkoj optimizaciji mogu biti podvrgnuti mnogobrojni elementi, od različitih izvedbi nosača pa sve do konstrukcije krila. Na *Slici 14* prikazan je proces projektiranja podvozja bespilotne letjelice. Naime, prije svega se trebaju definirati rubni uvjeti i opterećenja na geometrijski jednostavnom bloku iz kojega se uklanja materijal tijekom procesa topološke optimizacije. Potom se odabire područje koje će biti podvrgnuto optimizaciji te se geometriji dodjeljuje prikladna veličina mreže (određena metodom konvergencije numeričkog rješenja). Tek se nakon toga može izvršiti proces topološke optimizacije prilikom čega se najčešće dobiva konstrukcija koja nije glatka. Iz toga se razloga u većini slučajeva nakon završetka

procesa izrađuje CAD model te se provode testiranja i različite provjere nakon čega se vrši ispis objekta, u ovom slučaju elementa podvozja bespilotne letjelice.

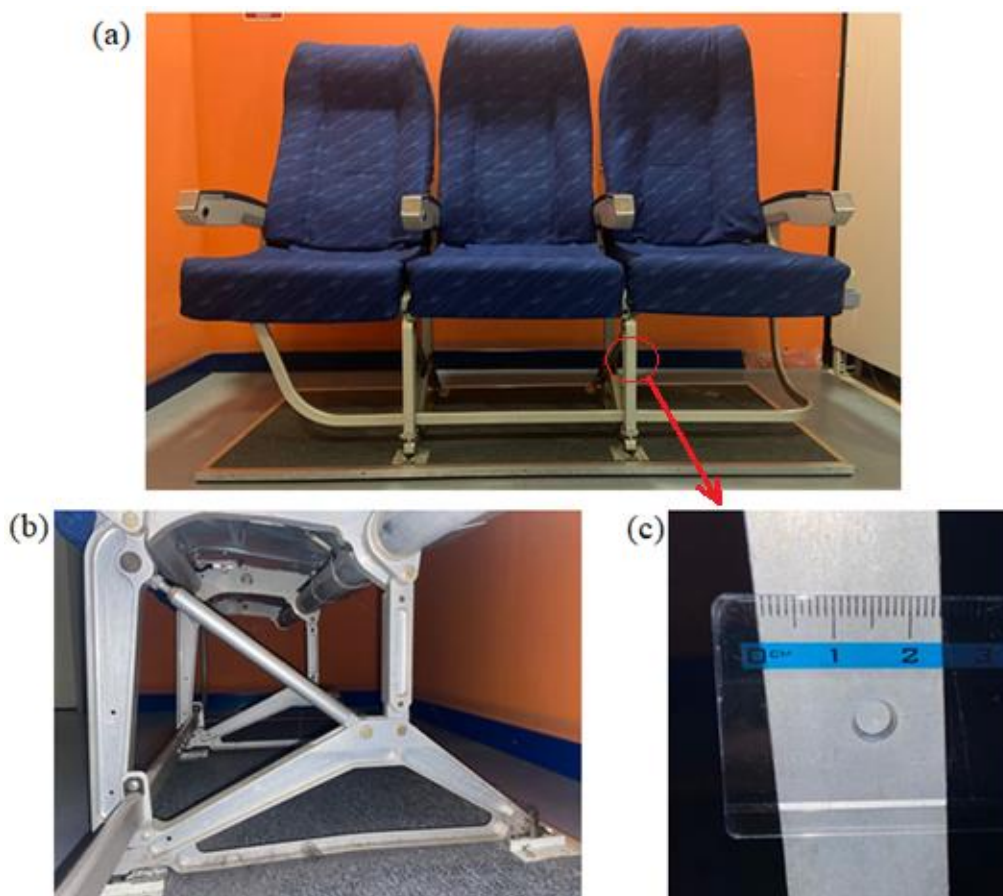


Slika 14. Proces projektiranja topološki optimizirane konstrukcije podvozja bespilotne letjelice [34]

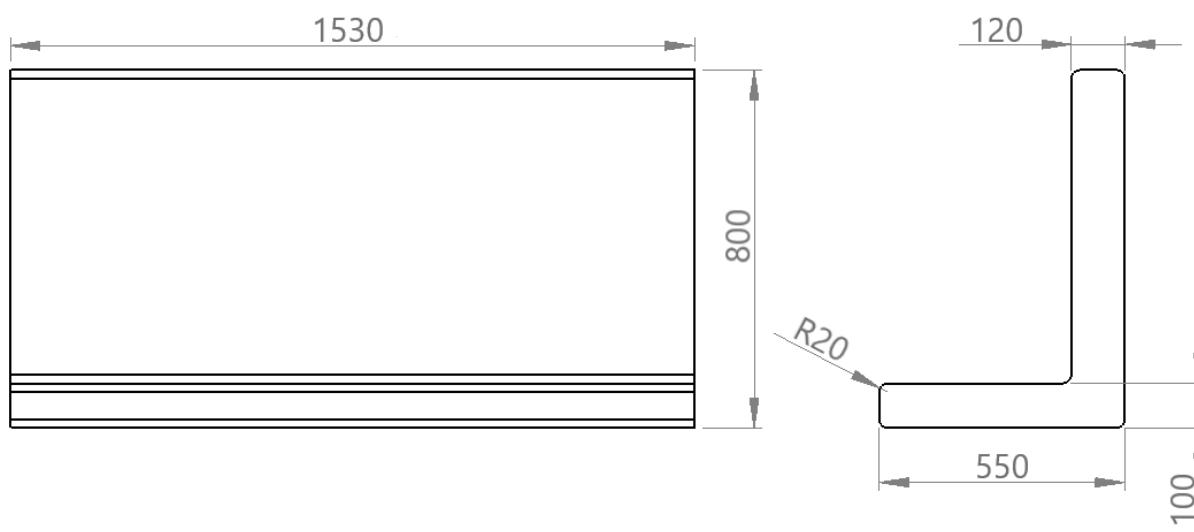
Programski paket *Abaqus/Standard*[®] posjeduje modul pod nazivom *Optimization*, a isti služi za izvođenje topološke optimizacije i optimizacija oblika pojedinačnih dijelova i sklopova [35]. Pri tome se topološka optimizacija bazira na skaliranju relativne gustoće elemenata u domeni konstrukcije. Naime, tijekom postupka elementi s velikom relativnom gustoćom se zadržavaju dok se oni, čija je relativna gustoća dovoljno mala, smatraju prazninama. Na taj se način dobiva novi izgled konstrukcije koja je podvrgnuta procesu topološke optimizacije. Valja napomenuti i to da svaki proces topološke optimizacije kreće od početne konstrukcije koja predstavlja maksimalni fizički opseg promatrane komponente. S druge strane, optimizacija oblika odnosi se na postupke koji rezultiraju predviđanjem granica (ili oblika) mehaničkog sustava koji treba optimizirati. U analizi konačnih elemenata, čvorovi na granici se pomiču i podešavaju kako bi se postigao traženi cilj (primjerice minimiziranje naprezanja na površini) te se tako dobiva novi oblik konstrukcije [36]. ATOM (eng. ATOM – *Abaqus Topology Optimization Module*) koristi napredne mogućnosti simulacije kao što su kontakt, nelinearnost materijala i velike deformacije. On omogućava inženjerima da zadovolje konstrukcijske zahtjeve dijelova i sklopova uz istovremeno smanjenje troškova izrade i uštede vremena.

4. NUMERIČKA ANALIZA

U ovom radu bit će provedena numerička analiza nosača zrakoplovnog sjedala. Naime, u izradi geometrije modela i okvirnih dimenzija poslužila su zrakoplovna sjedala izložena na Fakultetu strojarstva i brodogradnje u Zagrebu, a ista su prikazana na *Slici 15(a)*. Na *Slici 15(b)* dan je detaljniji prikaz nosača dok je na *Slici 15(c)* prikazan iznos njihove debljine. Izložbeni primjerak sjedala inače se nalazi u zrakoplovu Airbus A320. Kako će se u radu provoditi analiza nosača, sama sjedala modelirana su pojednostavnjeno. Umjesto vidljiva tri zasebna sjedala, modelirano je jedno čija ukupna duljina odgovara zbroju zasebna tri sjedišta. Za sve oblike nosača model sjedala je isti, a njegove osnovne dimenzije dane su na *Slici 16*. Nadalje, izložbeni primjerak poslužio je modeliranju standardne konfiguracije nosača od aluminijske legure, dok će inovativna konfiguracija biti napravljena uz pomoć topološke optimizacije 3D tiskanih kompozita. Geometrija svih modela napravljena je uz pomoć programa *SolidWorks 2017*, dok je MKE analiza izvršena s *Abaqus/Standard*[®] programom.



Slika 15. Izložbeni primjerak na FSB-u: (a) zrakoplovna sjedišta; (b) bokocrt nosača; (c) debljina nosača



Slika 16. Osnovne dimenzije zrakoplovnog sjedala [mm]

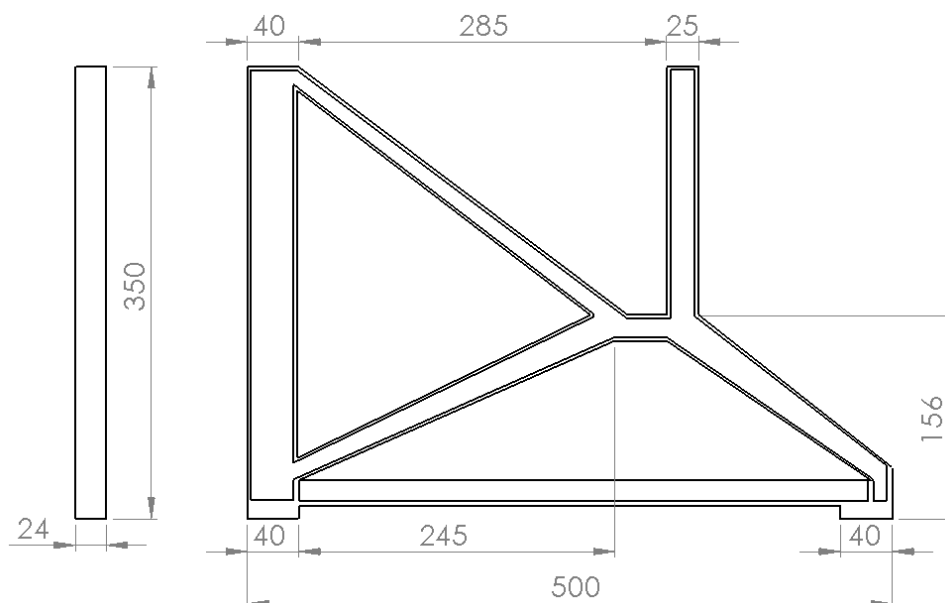
4.1. Standardna konfiguracija nosača

Kako je već napomenuto, model standardne konfiguracije nosača zrakoplovnog sjedišta napravljen je prema izložbenom primjerku s Fakulteta strojarstva i brodogradnje u Zagrebu. Pri tome je isti pojednostavljen i izrađen je iz jednog dijela i bez spojeva, a kao materijal je odabrana legura aluminija Al 2024-T3. U *Tablici 5* prikazana su osnovna mehanička svojstva navedene legure preuzeta iz [37].

Sa *Slike 15(b)* vidljivo je kako u stvarnosti nosači nisu „puni” nego je debljina vanjske stijenke nosača 24 mm dok je u unutrašnjosti materijal uklonjen. Pomoću izložbenog primjerka utvrđeno je kako je materijal sa svake strane nosača uklonjen 10 mm u dubinu pri čemu debljina središnje stijenke iznosi 4 mm. Model standardne konfiguracije nosača napravljen je u programskom paketu *SolidWorks 2017*, a njegove osnovne dimenzije dane su na *Slici 17*. Masa tako dimenzioniranog nosača iznosi 1,04 kg.

Tablica 5. Mehanička svojstva aluminijeve legure 2024-T3 [37]

Aluminijeve legure Al 2024-T3	
Modul elastičnosti, E	72,4 GPa
Poissonov koeficijent, ν	0,33
Gustoća, ρ	2780 kg/m ³



Slika 17. Osnovne dimenzije standardne konfiguracije nosača [mm]

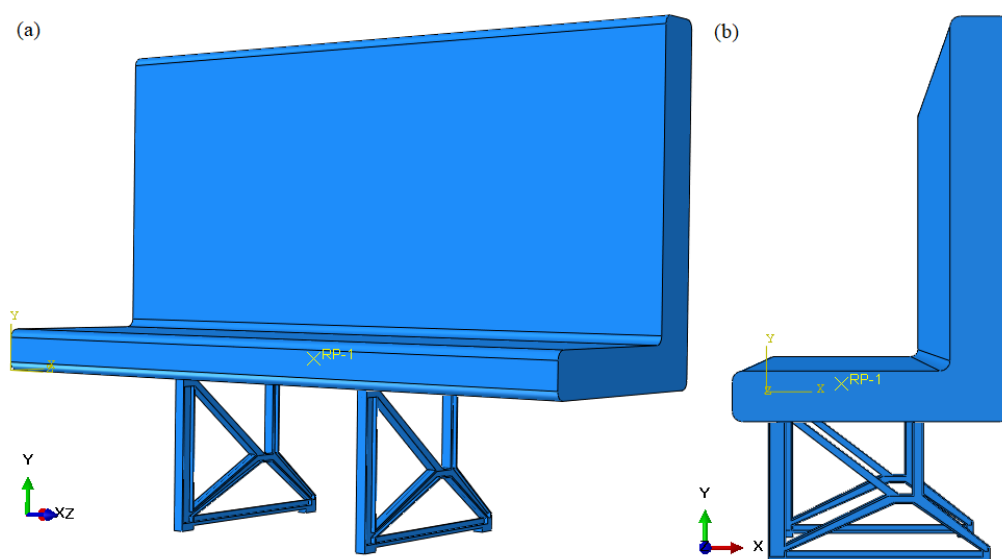
4.1.1. Analiza i prikaz rezultata

Analiza je napravljena u Abaqus/CAE 6.13-1 programu i to na način da su sjedišta promatrana kao *rigid body*, dok je nosačima dodijeljen materijal aluminijske legure s gore navedenim svojstvima. Kako se očekuje da će se u rezultatima javiti veći iznosi naprezanja, prilikom definiranja parametara materijalu su dodijeljena svojstva koja definiraju nelinearno ponašanje materijala, a ista su prikazana u *Tablici 6* [37].

Tablica 6. Svojstva aluminijske legure 2024-T3 koja definiraju nelinearno ponašanje [37]

Naprezanje [Pa]	Plastična deformacija [-]
$2,91 \cdot 10^8$	0
$3,36 \cdot 10^8$	0,0093
$3,96 \cdot 10^8$	0,0376
$4,37 \cdot 10^8$	0,0654
$4,65 \cdot 10^8$	0,0923
$4,84 \cdot 10^8$	0,1191
$5,05 \cdot 10^8$	0,144

U programskom paketu *Abaqus/Standard*[®] spomenuta svojstva su definirana u modulu *Propetry*, a njihov iznos upisan je u polju *Mechanical – Plasticity – Plastic*. Sklop sjedišta i nosača načinjen je u modulu *Assembly* dok je veza između njih definirana u modulu *Interaction – Create Constraint – Tie*. Na *Slici 18* dan je (a) trodimenzionalni prikaz i (b) bokocrt sklopa standardne konstrukcije nosača i sjedišta.



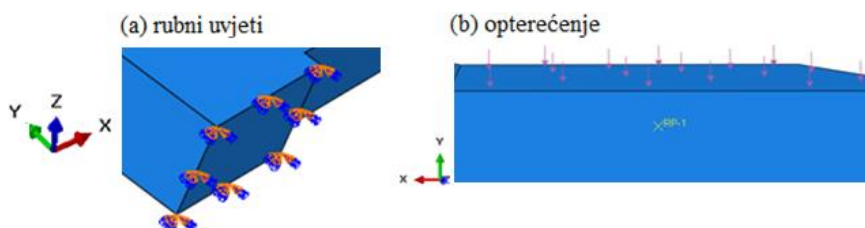
Slika 18. Prikaz modela sjedišta sa standardnom konfiguracijom nosača: (a) 3D prikaz; (b) bokocrt konstrukcije

Nosači su na krajevima pričvršćeni za konstrukciju poda zrakoplova pa su sukladno tome prilikom definiranja rubnih uvjeta spriječeni svi pomaci i rotacije toga dijela nosača, kako je prikazano na *Slici 19(a)*. U stvarnosti se na krajevima nosača nalaze provrti, ali oni u ovoj analizi nisu modelirani kako bi se pojednostavila mreža konačnih elemenata. Budući da je pretpostavljeno da svako pojedinačno sjedalo (ukupno tri komada) ima masu 37 kg, da na njima sjede ljudi s prosječnom masom od 77 kg te uz uvjet da sama konstrukcija osim toga prilikom certificiranja mora podnijeti statičko opterećenje koje odgovara maksimalnoj inercijalnoj sili pri 16g [38], promatrana sila iznosi:

$$F = (3 \cdot 37 + 3 \cdot 77) \cdot 9,80665 \cdot 16 = 53\,662 \text{ N.} \quad (1)$$

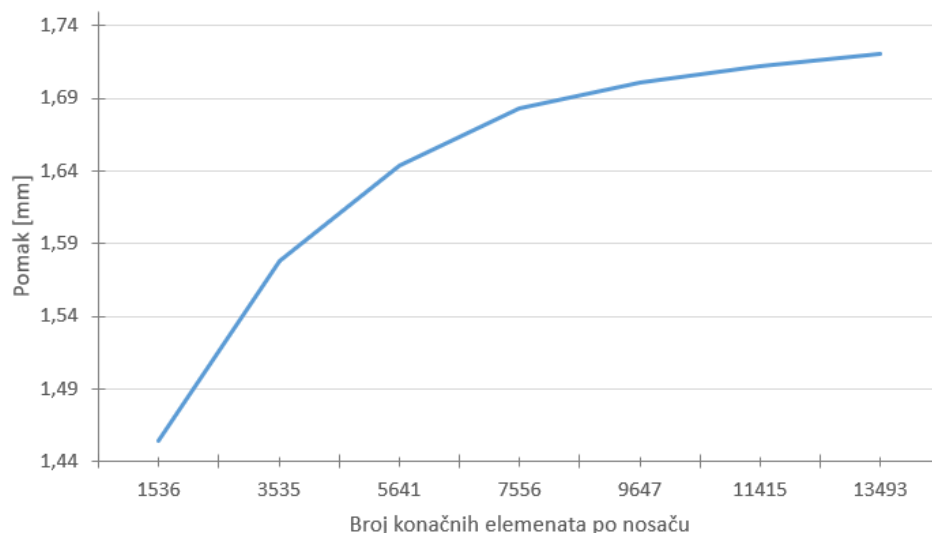
U programskom paketu *Abaqus* razmatrana sila modelirana je kao kontinuirano opterećenje po jedinici površine, a isto je smješteno na sjedište kako prikazuje *Slika 19(b)*. Iznos kontinuiranog opterećenja po jedinici površine sjedišta je:

$$\frac{F}{P} = \frac{53\,662}{1,53 \cdot 0,43} = 81\,566 \text{ N/m}^2 = 0,081566 \text{ N/mm}^2. \quad (2)$$



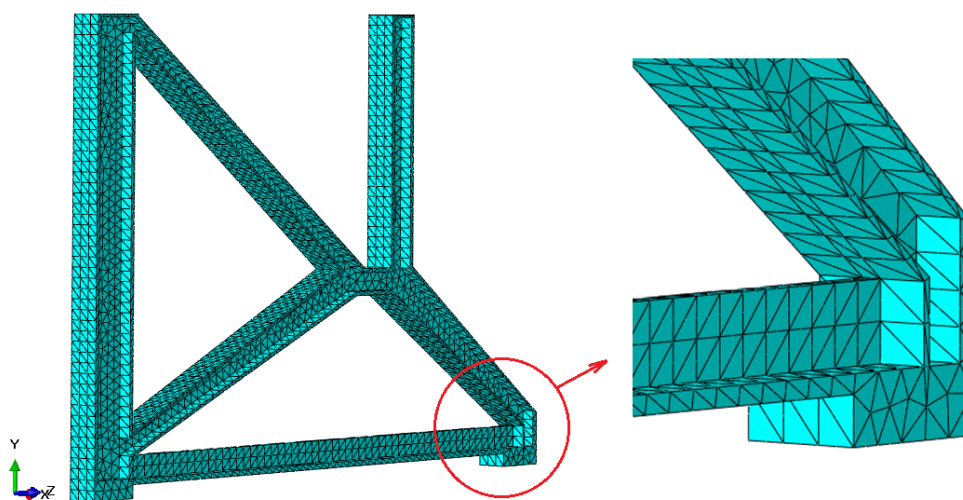
Slika 19. Model sjedišta sa standardnom konfiguracijom nosača: (a) rubni uvjeti; (b) opterećenje

Na *Slici 20* prikazana je konvergencija rješenja u ovisnosti o postavljenoj mreži. Točnije rečeno, dijagram prikazuje magnitudu najvećih pomaka na nosaču ovisno o broju konačnih elemenata koje isti posjeduje. Pri tome su iznosi pomaka za sve slučajeve očitani iz istoga izvora tj. iz *Abaqus/Standard*[®] programa. Vidljivo je kako iznosi pomaka konvergiraju k vrijednosti od 1,721 mm pri mreži od oko 13000 konačnih elemenata. Iz toga je razloga odlučeno kako će se u ovoj analizi razmatrati nosači koji u svojoj mreži posjeduju 13493 konačnih elemenata tipa C3D10.



Slika 20. Konvergencija pomaka [mm] ovisno o broju konačnih elemenata dodijeljenih standardnom nosaču

Prethodno odabrana mreža konačnih elemenata i njen detaljniji prikaz na nosaču dan je na *Slici 21*. Kao dodatak tome, radi što veće preglednosti u *Tablici 7* sustavno je prikazan tip i broj konačnih elemenata po pojedinim dijelovima modela.

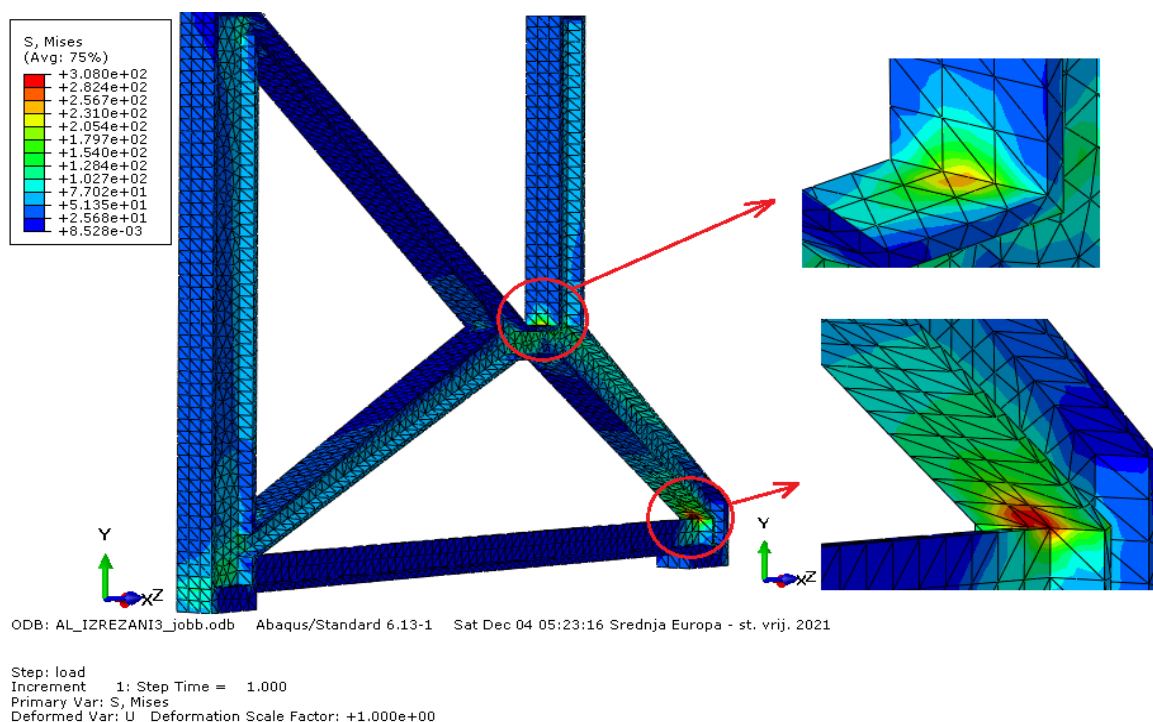


Slika 21. Prikaz detalja mreže konačnih elemenata korištene u analizi standardne konfiguracije nosača

Tablica 7. Tip i broj konačnih elemenata korištenih u analizi standardne konfiguracije nosača

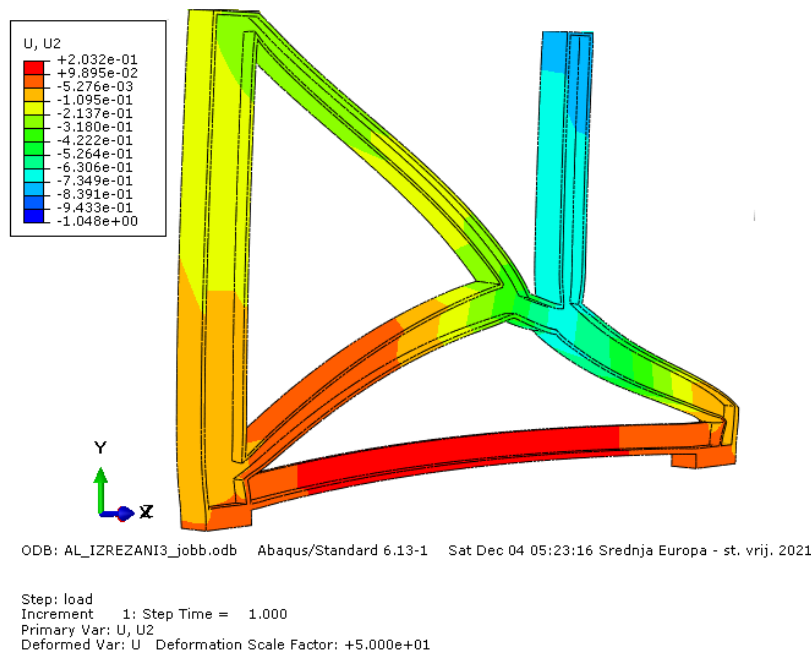
Dio	Tip konačnog elementa	Broj
Sjedalo	R3D3	16
	R3D4	2073
Lijevi nosač	C3D10	13493
Desni nosač	C3D10	13493
Ukupan broj elemenata:		$\sum 29075$
Ukupan broj čvorova:		$\sum 58462$

Analizom standardne konfiguracije aluminijskog nosača dobivena je vrijednost maksimalnog napreznja u iznosu od 308 MPa, a ista se javlja na donjem stražnjem rubu nosača. Osim toga, veći iznosi napreznja javljaju se i na središnjem pregibu. Vizualizacija raspodjele napreznja prema von Misesu za navedeni slučaj prikazana je na Slici 22. U stvarnosti se na mjestu javljanja najvećih vrijednosti napreznja nalaze spojevi elemenata, ali isti u ovoj analizi nisu modelirani zbog prethodno navedenih pojednostavljenja geometrije. Vizualizacija raspodjele ekvivalentne plastične deformacije nije prikazana pošto se ista javlja u malim iznosima ($2,049 \cdot 10^{-3}$) samo na donjem stražnjem rubu nosača.



Slika 22. Napreznja prema von Misesu [MPa] za model sa standardnom konfiguracijom nosača

Osim toga, na *Slici 23* prikazan je pomak u smjeru djelovanja opterećenja. Kako bi pomaci bili što uočljiviji i kako bi se vidio način na koji se konstrukcija deformira, iz modela je uklonjena mreža konačnih elemenata te je vizualizacija dana uz *Scale Factor* u iznosu od 50.



Slika 23. Vizualizacija pomaka [mm] u smjeru djelovanja opterećenja za model sa standardnom konfiguracijom nosača

S obzirom na to da 16g inercijsko opterećenje predstavlja uvjete opterećenja pri npr. prinudnom slijetanju, može se zaključiti da je trenutna verzija konstrukcije predimenzionirana. Međutim, to vjerojatno ne bi bio slučaj u detaljnijoj analizi u kojoj bi se u obzir uzela složena geometrija nosača, ali to nije svrha ovoga rada. Osnovni cilj analize predstavlja usporedba standardne konstrukcije nosača s 3D tiskanom konfiguracijom kod koje su primijenjena identična pojednostavljenja. Zbog toga se ova rješenja smatraju prihvatljivim za nastavak rada.

4.2. Topološka optimizacija nosača

Topološka optimizacija nosača zrakoplovnog sjedala također je napravljena u programskom paketu *Abaqus/Standard*[®]. Ista je provedena temeljem modela čiji je materijal aluminijeva legura Al 2024-T3 sa svojstvima koja su već definirana u prethodnom poglavlju tj. u *Tablici 5* i *Tablici 6*. Model nosača predstavlja maksimalni fizički opseg promatrane komponente, a prikazan je na *Slici 24(a)*. Njegova debljina u odnosu na prethodnu analizu nije mijenjana te iznosi 24 mm.

U ovom radu osnovni cilj topološke optimizacije je dobivanje okvirnog izgleda kompozitne konstrukcije nosača i smanjenje mase u odnosu na standardnu konfiguraciju. Analizom standardne konfiguracije aluminijskog nosača zrakoplovnog sjedala dobiveno je da je masa istoga 1,04 kg. Ako krajnji cilj predstavlja smanjenje mase kompozitnog nosača za 20 % u odnosu na standardnu konfiguraciju, to znači da njegova masa mora iznositi 0,832 kg. Uzevši u obzir i to da je prosječna gustoća 3D tiskanog kompozita ojačanog vlaknima manja nego gustoća aluminijske legure Al 2024-T3 i iznosi oko 1200 kg/m³, volumen kompozitnog nosača mora biti:

$$V = m/\rho = 6,9 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3.$$

S druge strane, nosač koji predstavlja maksimalan opseg komponente prema podacima iz programskog paketa *Abaqus/Standard*® ima volumen u iznosu od:

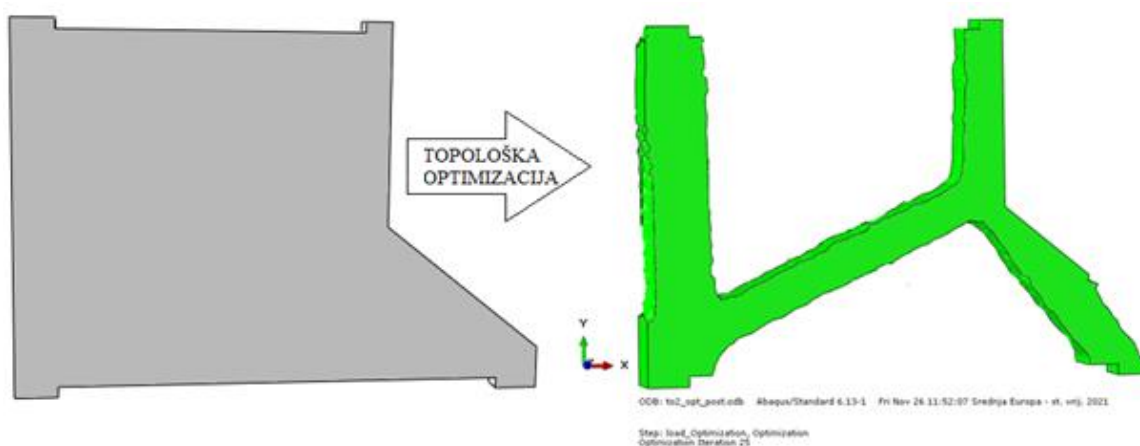
$$V = 3,1272 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3.$$

Iz svega navedenog da se zaključiti da ako se želi dobiti konfiguracija koja rezultira smanjenjem mase kompozitnog nosača za 20 % u odnosu na standardnu konfiguraciju, volumen nosača koji predstavlja maksimalan opseg komponente mora se reducirati na 22 % početnog volumena. Vođeno istim principom, ako se masa kompozitnog nosača u odnosu na standardnu konfiguraciju želi smanjiti za 30 % tj. da iznosi 0,728 kg, volumen nosača koji predstavlja maksimalan opseg komponente mora se reducirati na 19 % početnog volumena.

Međutim, proces topološke optimizacije u ovom radu služi samo kao orijentir prilikom konstruiranja nosača koji će biti izrađen od kompozita ojačanog s vlaknima. Stoga je u tu svrhu odlučeno da će volumen nosača koji predstavlja maksimalan opseg komponente biti reduciran na 20 % početnog. Kao krajnji rezultat toga očekuje se dobivanje okvirnog izgleda konstrukcije koja će u slučaju upotrebe 3D tiskanog kompozita ojačanog vlaknima imati 20 % manju masu u odnosu na aluminijski nosač.

Proces topološke optimizacije teče kao i dosadašnje analize. Prije svega je u programskom paketu *Abaqus/Standard*® potrebno definirati svojstva materijala, opterećenje i rubne uvjete pri čemu su navedene karakteristike ostale ne promijenjene u odnosu na prethodno provedenu analizu. Jedina razlika je ta što se tijekom ovog postupka koristi modul *Optimization*. Na početku je potrebno definirati *Optimization Task* u kojemu se zadaje kako su dijelovi geometrije koji se podvrgavaju procesu topološke optimizacije dva nosača. Potom se definira *Design Response*, a u svrhu ove analize definirana su dva – jedan koji se odnosi na energiju deformiranja, a drugi na volumen. Nakon toga definira se *Objective Function* te je u

ovom slučaju odlučeno kako je potrebno minimizirati vrijednosti energije deformiranja. Osim navedenog, postoji mogućnost izbora različitih parametara poput mase, pomaka, rotacija, momenta inercije i sl. Na kraju se u izborniku *Constraints* definiraju ograničenja analize, a u svrhu provođenja procesa topološke optimizacije zadano je kako se početni volumen mora smanjiti na 20 %. Nakon svih provedenih koraka, jedino što preostaje je provođenje nove simulacije koja se odnosi na optimizaciju pri čemu je naznačeno kako se ista treba izvršiti u 25 iteracija. Rezultati procesa topološke optimizacije nosača prikazani su na *Slici 24(b)*. Valja napomenuti kako je u korištenom programu za topološku optimizaciju analize moguće provesti samo na izotropnim materijalima te isti nije prilagođen optimizaciji 3D tiskanih kompozitnih konstrukcija. Stoga bi u model trebalo ugraditi pojedinosti vezane uz tehnologije izrade koje trenutno ne postoje u *Tosci*. Unatoč tome, dobiveno rješenje prikazano na *Slici 24(b)* poslužiti će prilikom izrade modela nosača od kompozita ojačanog kontinuiranim vlaknima.



Slika 24. Topološka optimizacija konfiguracije nosača

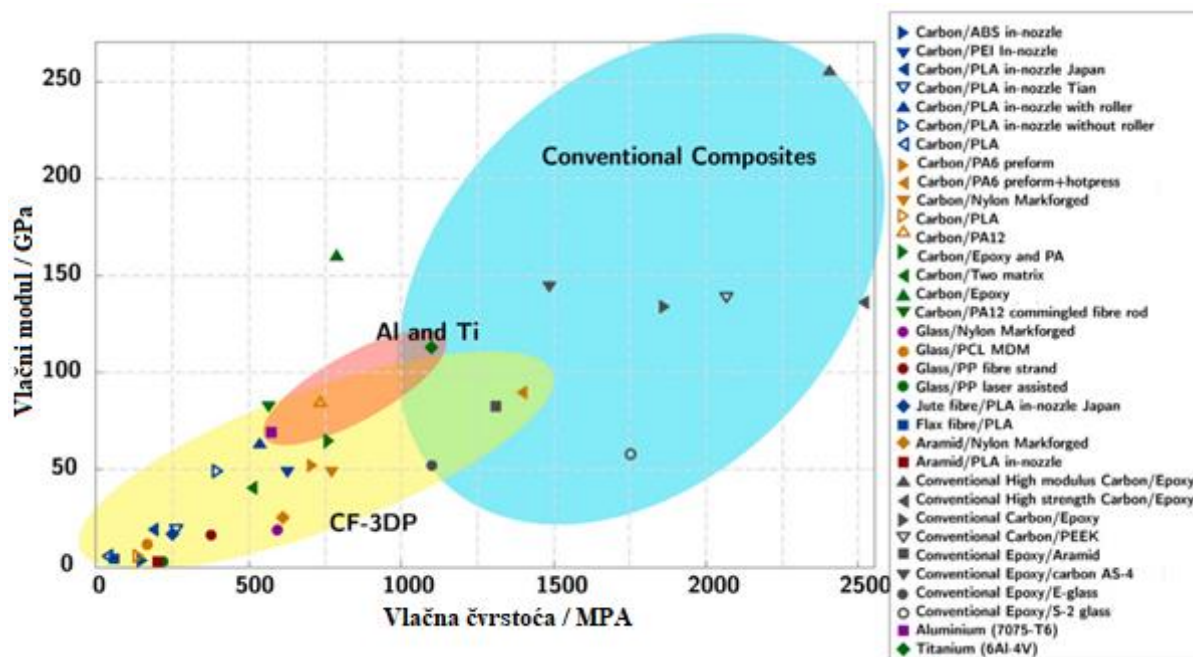
4.3. Topološki optimirana kompozitna konfiguracija nosača

U ovoj analizi jednu od glavnih uloga ima odabir materijala. Kako je tehnologija 3D tiskanja kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima u razvoju, vrlo je važno pravilno definirati mehanička svojstva materijala kako bi rezultati proračuna bili što točniji. Prije svega potrebno je definirati vrstu ojačanja i materijal matrice koji će se koristiti prilikom numeričke analize nosača zrakoplovnog sjedala.

4.3.1. Odabir materijala

Glavni cilj 3D tiskanja kompozita je postizanje što veće čvrstoće i modula elastičnosti prilikom čega kontinuirana vlakna predstavljaju ojačanja koja su posebno usmjerena na poboljšanje mehaničkih performansi. Vlačne čvrstoće i vlačni moduli 3D tiskanih kompozita

ojačanih kontinuiranim vlaknima sažeto su prikazani na *Slici 25*. Pri tome valja napomenuti kako su rezultati dobiveni na temelju mjerenja u smjeru pružanja vlakana. Na danjoj slici trokutastim simbolima su označena ojačanja od ugljičnih vlakana, kružnim simbolima ojačanja od staklenih vlakana dok su kvadratnim simbolima označeni ostali materijali upotrijebljeni za ojačanje. Također, podaci dobiveni metodom impregnacije u mlaznicama naznačeni su plavom, korištenje preprega žutom dok su ostale metode označene zelenom bojom. Konvencionalni kompozitni materijali prikazani su u sivoj boji.



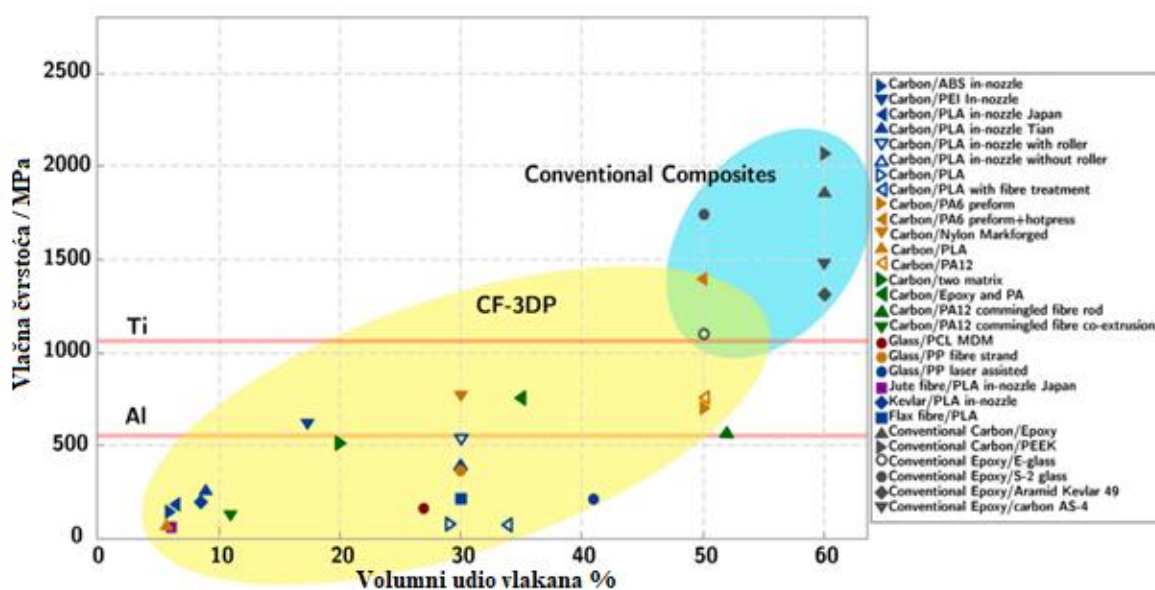
Slika 25. Vlačna čvrstoća i vlačni modul 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima [29]

Kao što je i očekivano, 3D ispisani dijelovi s ojačanjima od ugljičnih vlakana uglavnom daju veća vlačna svojstva od onih sa staklenim i aramidnim. Međutim, podaci za 3D tiskane kompozite od ugljičnih vlakana pokrivaju širok raspon vrijednosti, od 147 MPa do 1400 MPa za vlačnu čvrstoću i od 4 GPa do 160 GPa za vlačni modul [29]. Osim razlika u materijalima matrice, različiti procesi tiska i različiti volumni udjeli vlakana mogu rezultirati različitim mehaničkim svojstvima. Svi rezultati procesa impregnacije u mlaznicama pojavljuju se u donjem lijevom kutu gdje su vlačna čvrstoća i modul niži od 250 MPa, odnosno 20 GPa. Stoga, izratci u kojima su korišteni prepreg materijali imaju veće vrijednosti mehaničkih svojstava od onih kod kojih je upotrijebljena impregnacija u mlaznicama. Kada se uspoređuje vlačna čvrstoća i modul 3D tiskanih kompozita s kontinuiranim vlaknima (žuto područje na *Slici 25*) s konvencionalnim kompozitima koji su obrađeni npr. vrućim prešanjem ili stvrdnjavanjem u autoklavu (plavo područje na *Slici 25*), uglavnom se javljaju upola manje

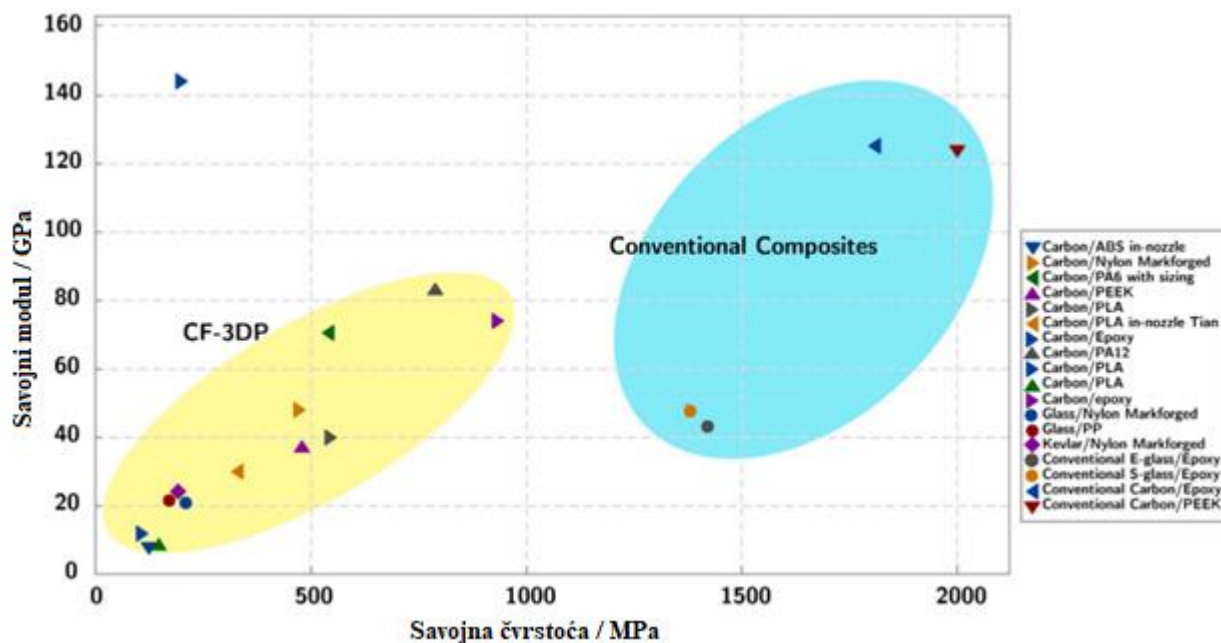
vrijednosti ovisno o vrsti ojačanja. Međutim, neke su vrijednosti lako usporedive s tipičnim legurama aluminija i titana (crveno područje na *Slici 25*) koje se obično koriste u zrakoplovnim konstrukcijama.

Budući da vlakna predstavljaju glavne nosive elemente, njihov volumni udio ima značajan utjecaj na mehanička svojstva kompozita. Veći sadržaj vlakana poželjniji je za konvencionalne kompozitne materijale i u njihovom slučaju isti obično iznosi 50 % – 60 %. Međutim, tako visoki volumni udio u AM kompozitnom materijalu nije uobičajen zbog ograničenja procesa proizvodnje. Vlačna čvrstoća različitih 3D tiskanih kompozita ojačanih s kontinuiranim vlaknima u odnosu na volumni udio prikazana je na *Slici 26*. Vidljivo je da je iznos vlačne čvrstoće 3D ispisanih dijelova veći što je volumni udio vlakana viši, a procjenjuje se da je njegova gornja granica 40 % – 50 %. Naime, pri većim volumnim udjelima vlakana mogu se javiti problemi prilikom tiskanja (npr. otežana ekstruzija materijala kroz mlaznicu) i smanjenje mehaničkih svojstava. U usporedbi s konvencionalnim kompozitima (plavo područje na *Slici 26*) vrijednosti vlačne čvrstoće 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima su manje za sve iznose volumnog udjela vlakana.

Nadalje, na *Slici 27* prikazana su savojna svojstva 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima i njihova usporedba s konvencionalnim kompozitima. Vidljivo je da aditivno proizvedeni kompoziti (žuto područje na *Slici 27*) imaju znatno niže vrijednosti savojne čvrstoće i modula u odnosu na one koji su proizvedeni tradicionalnim metodama (plavo područje na *Slici 27*).



Slika 26. Vlačna čvrstoća i volumni udio vlakana 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima [29]



Slika 27. Savojsna svojstva 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima [29]

Iz svega navedenog da se zaključiti kako bi optimalan izbor u analizi kompozitnog nosača zrakoplovnog sjedala bila ojačanja od kontinuiranih ugljičnih vlakana. Vrijednosti mehaničkih svojstava 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim ugljičnim vlaknima ($V_f = 35\%$) koja su korištena u proračunu prikazana su u *Tablici 8* [39]. Kako u korištenoj literaturi podatak o modulu smičnosti G_{23} nije naveden, kao omjer G_{23}/G_{12} odabrana je vrijednost 0,8 koja je uobičajena za CFRP materijale.

Tablica 8. Mehanička svojstva 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim ugljičnim vlaknima [39]

Modul elastičnosti:	E_1	52	GPa
	E_2	4	GPa
Poissonov koeficijent:	ν_{12}	0,33	
Modul smičnosti:	G_{12}	2	GPa
	G_{13}	2	GPa
	G_{23}	1,6	GPa
Vlačna čvrstoća:	X_t	700	MPa
	Y_t	48	MPa
Tlačna čvrstoća:	X_c	320	MPa
	Y_c	100	MPa
Smična čvrstoća:	S	73	MPa

Kako se u radu analiziraju kompozitni nosači, na iste su primjenjivi različiti kriteriji popuštanja, a u ovom slučaju bit će upotrijebljeni Tsai – Hill, Tsai – Wu i Hashin-ov kriterij. Izraz za Tsai – Hill kriterij za jedan sloj u ravninskom stanju naprezanja prema [19] glasi:

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} < 1. \quad (4)$$

Jedan od najčešće korišteni kriterija popuštanja, Tsai – Wu, prema [19] za jedan sloj u ravninskom stanju naprezanja glasi:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 - \sqrt{F_{11}F_{22}}\sigma_1\sigma_2 = 1. \quad (5)$$

Kod Hashin-ovog kriterija konkretno se o četiri načina popuštanja: vlačno popuštanje vlakana (HSNFTCART), tlačno popuštanje vlakana (HSNFCCRT), vlačno popuštanje matrice (HSNMTCRT) i tlačno popuštanje matrice (HSNMCCRT), a isti su prema [40] dani s jednadžbama (6), (7), (8) i (9).

- Vlačno popuštanje vlakana:

$$F_f^t = \left(\frac{\widehat{\sigma}_{11}}{X^t}\right)^2. \quad (6)$$

- Tlačno popuštanje vlakana:

$$F_f^c = \left(\frac{\widehat{\sigma}_{11}}{X^c}\right)^2. \quad (7)$$

- Vlačno popuštanje matrice:

$$F_m^t = \left(\frac{\widehat{\sigma}_{22}}{Y^t}\right)^2 + \left(\frac{\widehat{\tau}_{12}}{S^t}\right)^2. \quad (8)$$

- Tlačno popuštanje matrice:

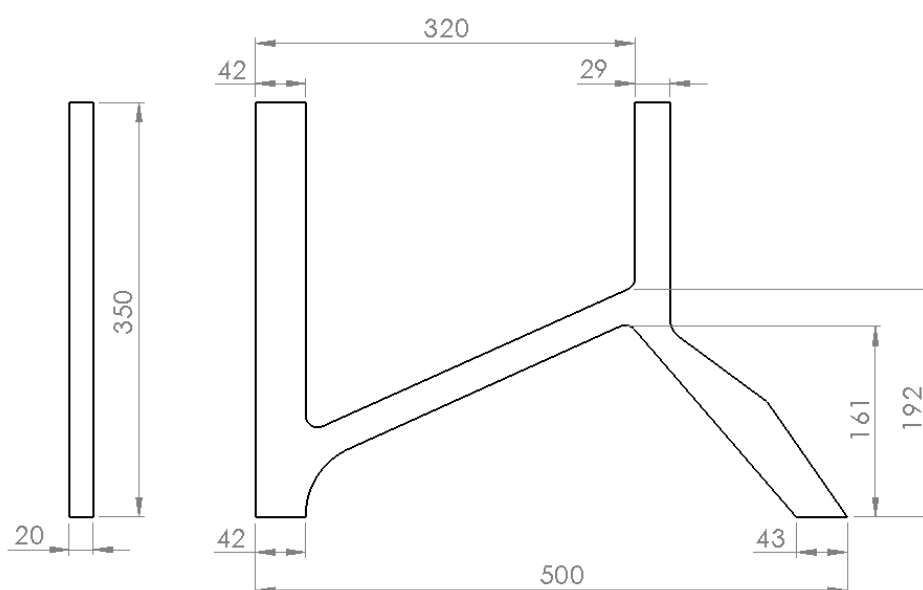
$$F_m^c = \left(\frac{\widehat{\sigma}_{22}}{2S^t}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^c}{2S^t} - 1\right)\frac{\widehat{\sigma}_{22}}{Y^c} + \left(\frac{\widehat{\tau}_{12}}{S^t}\right)^2\right]. \quad (9)$$

4.3.2. Analiza i prikaz rezultata

Tek nakon odabira materijala moguće je pristupiti postupku provedbe proračuna kompozitnog nosača zrakoplovnog sjedala. Model topološki optimirane kompozitne konfiguracije napravljen je u programskom paketu *SolidWorks 2017* na temelju *Slike 24*, a njegove osnovne dimenzije dane su na *Slici 28*. Masa tako izrađenog nosača je 0,872 kg. Model je izrađen na način da mu se masa smanji za otprilike 15 % – 20 % u odnosu na standardnu konfiguraciju. Ključni podatak koji je poslužio u određivanju mase je prosječna

vrijednost gustoće 3D tiskanih kompozita ojačanih kontinuiranim vlaknima, a ista prema [41] iznosi 1192 kg/m^3 .

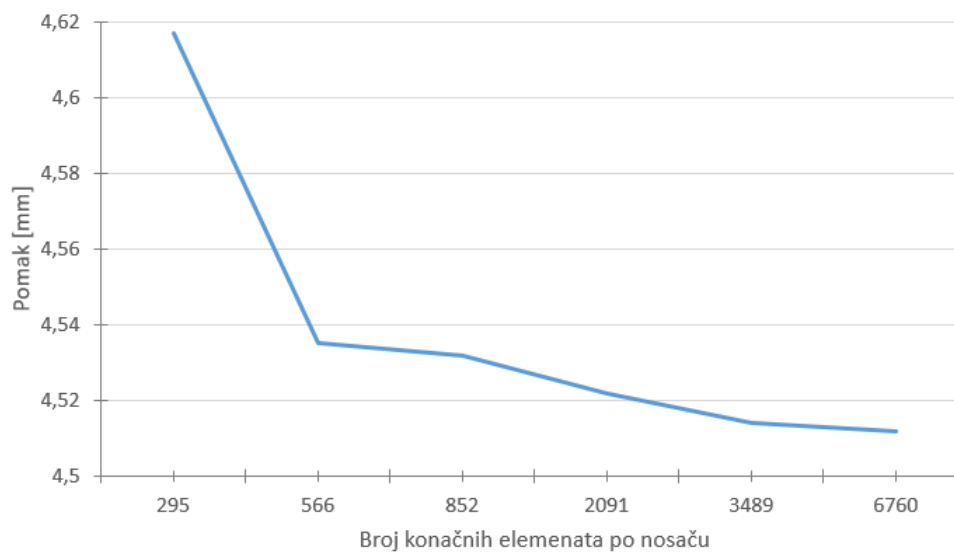
Prema podacima koji se nalaze u literaturi [42] uporabom 3D tiskanih kompozita ojačanih ugljičnim vlaknima postoji mogućnost redukcije mase u odnosu na aluminijsku konfiguraciju za čak 40 %. Međutim, u ovom radu zbog jednostavnosti su svi modeli napravljeni iz jednog dijela i bez spojeva. Iz toga je razloga odlučeno kako će se analiza vršiti na modelu kojemu je masa u odnosu na standardnu aluminijsku konfiguraciju smanjena za 15 % – 20 %. Važno je napomenuti kako se ni u ovom slučaju model sjedala nije promijenio te ima iste dimenzije u odnosu na prethodne analize.



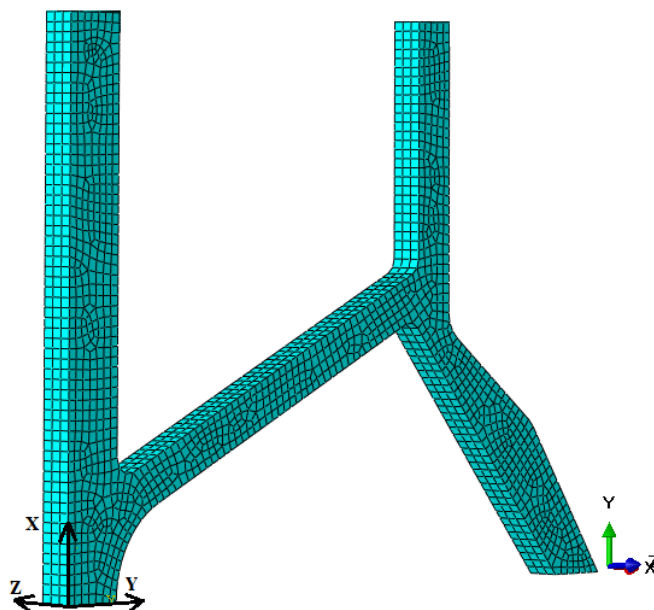
Slika 28. Dimenzije topološki optimirane kompozitne konstrukcije nosača [mm]

Mehanička svojstva materijala korištena u proračunu dana su u *Tablici 8*. Osim toga, nosačima je dodijeljen *Section* kod kojega su odabrane opcije *Shell* i *Composite*, a isti se sastoji od 20 slojeva debljine 1 mm pri čemu je orijentacija vlakana 0° . Kako bi se mogla dodati orijentacija materijala, napravljen je novi koordinatni sustav. Opterećenje i rubni uvjeti u odnosu na prethodne analize se nisu promijenili. Na *Slici 29* prikazana je konvergencija rešenja u ovisnosti o postavljenoj mreži, a dani dijagram prikazuje magnitudu najvećih pomaka na nosaču ovisno o broju konačnih elemenat. Vidljivo je kako iznosi pomaka konvergiraju k vrijednosti od 4,51 mm pri mreži od oko 3500 konačnih elemenata. Iz toga je razloga svakom nosaču dodijeljena mreža koja se sastoji od 3489 konačnih elemenata tipa SC8R. Ukupan broj elemenata u ovoj analizi je 8002 dok je ukupan broj čvorova 11795. Na

Slici 30 prikazana je mreža konačnih elemenata, a na istoj je vidljiv globalni koordinatni sustav u odnosu na kojeg je definirana orijentacija slojeva (crna boja).



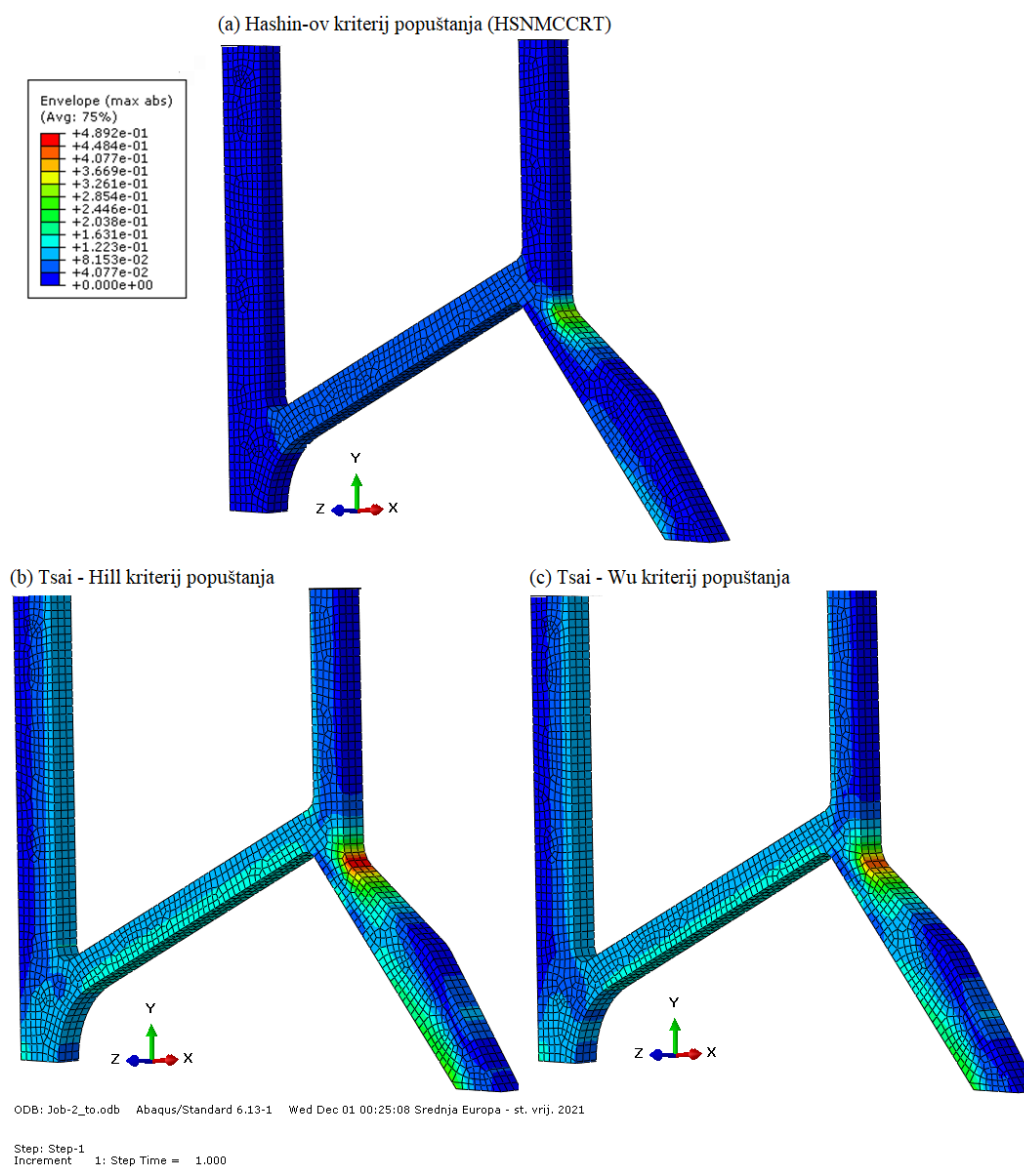
Slika 29. Konvergencija pomaka [mm] ovisno o broju konačnih elemenata dodijeljenih topološki optimiranom nosaču



Slika 30. Mreža konačnih elemenata na modelu s topološki optimiranom konfiguracijom nosača

Pošto je cilj prikazati više različitih kriterija popuštanja, fiksirana je vrijednost legende tako da ista boja označava istu vrijednost tj. iste boje imaju isto fizikalno značenje. Na Slici 31 dani su dobiveni rezultati za različite kriterije popuštanja, a pri tome je korišten prikaz „envelope” koji daje maksimalne apsolutne vrijednosti po debljini. Valja napomenuti kako je na spomenutoj slici vizualiziran Hashin-ov kriterij za tlačno popuštanje matrice (HSNMCCRT) pošto upravo on daje najveće vrijednosti od svih načina popuštanja prema

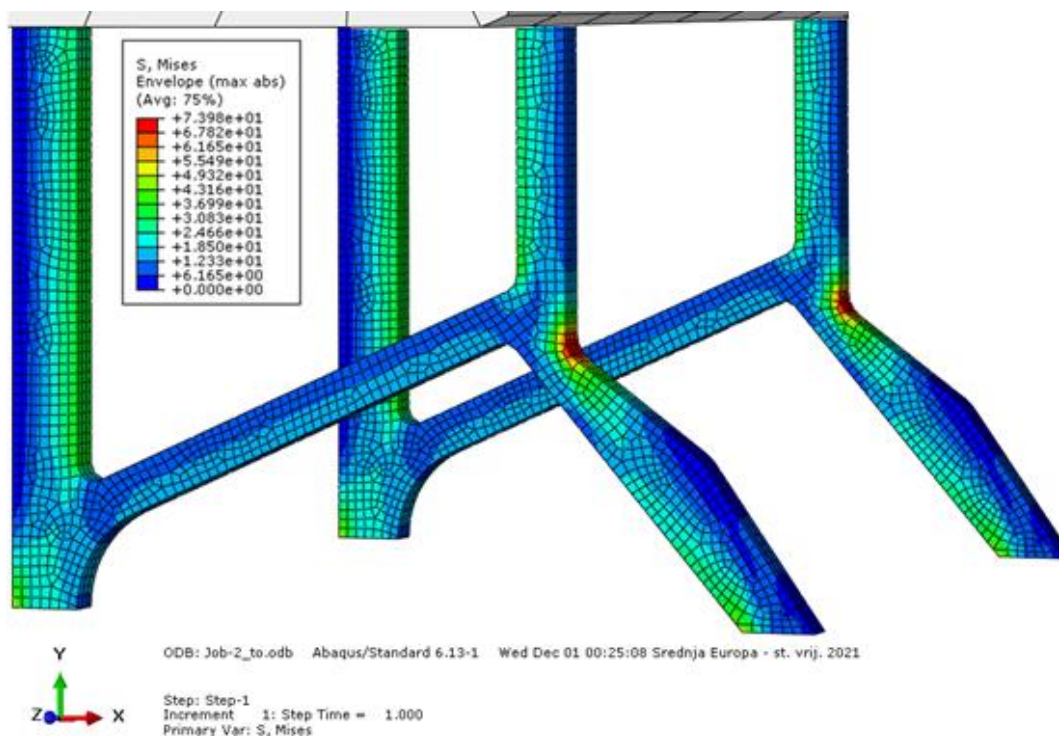
Hashin-u. Iz rezultata na *Slici 31* vidljivo je da prema ni jednom kriteriju nije došlo do popuštanja pošto je najveća postignuta vrijednost 0,4892, a ista se javila kod Tsai – Hill kriterija na stražnjem pregibu nosača. Iz toga bi se razloga u nekoj eventualnoj, sljedećoj verziji nosača mogla smanjiti debljina konstrukcije s ciljem maksimalnog iskorištenja svojstva materijala i mogućnosti aditivne proizvodnje, ali to prelazi okvire ovoga rada i neće biti učinjeno.



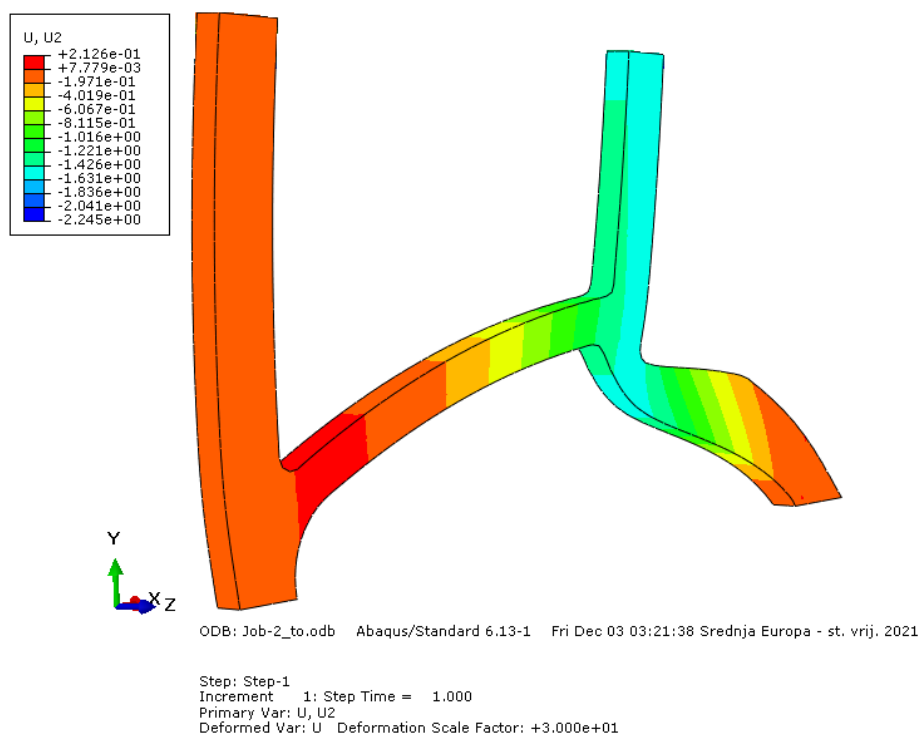
Slika 31. „Envelope” prikaz rezultata za topološki optimiranu konfiguraciju nosača: (a) Hashin-ov (HSNMCCRT) kriterij; (b) Tsai-Hill kriterij; (c) Tsai-Wu kriterij popuštanja

Nadalje, na *Slici 32* dana je vizualizacija raspodjele naprezanja prema von Misesu za topološki optimiranu kompozitnu konfiguraciju nosača. Pri tome je također korišten prikaz „envelope”, a vidljivo je kako se najveće vrijednosti naprezanja javljaju na stražnjem pregibu nosača i iznose 73,98 MPa. Isto tako, za spomenutu konfiguraciju su na *Slici 33* prikazani

iznosi najvećih pomaka u smjeru opterećenja. Kako bi pomaci bili što uočljiviji, iz prikaza je uklonjena mreža konačnih elemenata te je korišten *Scale Factor* u iznosu od 30.



Slika 32. Vizualizacija raspodjele naprezanja prema von Misesu [MPa] za topološki optimiranu kompozitnu konfiguraciju nosača



Slika 33. Vizualizacija pomaka [mm] u smjeru djelovanja opterećenja za topološki optimiranu kompozitnu konfiguraciju nosača

4.3.3. Promjena rasporeda slojeva

Kako bi se što konciznije pristupilo analizi i pri tome utvrdio utjecaj rasporeda slojeva na dobivene rezultate, isti je promijenjen. Sam tijek proračuna identičan je prethodnom samo što je u ovom slučaju promijenjena orijentacija vlakana. Pošto tehnologija omogućava tiskanje u jednom smjeru, promatrani su sljedeći rasporedi slojeva:

I. [25₂₀]

I. [45₂₀]

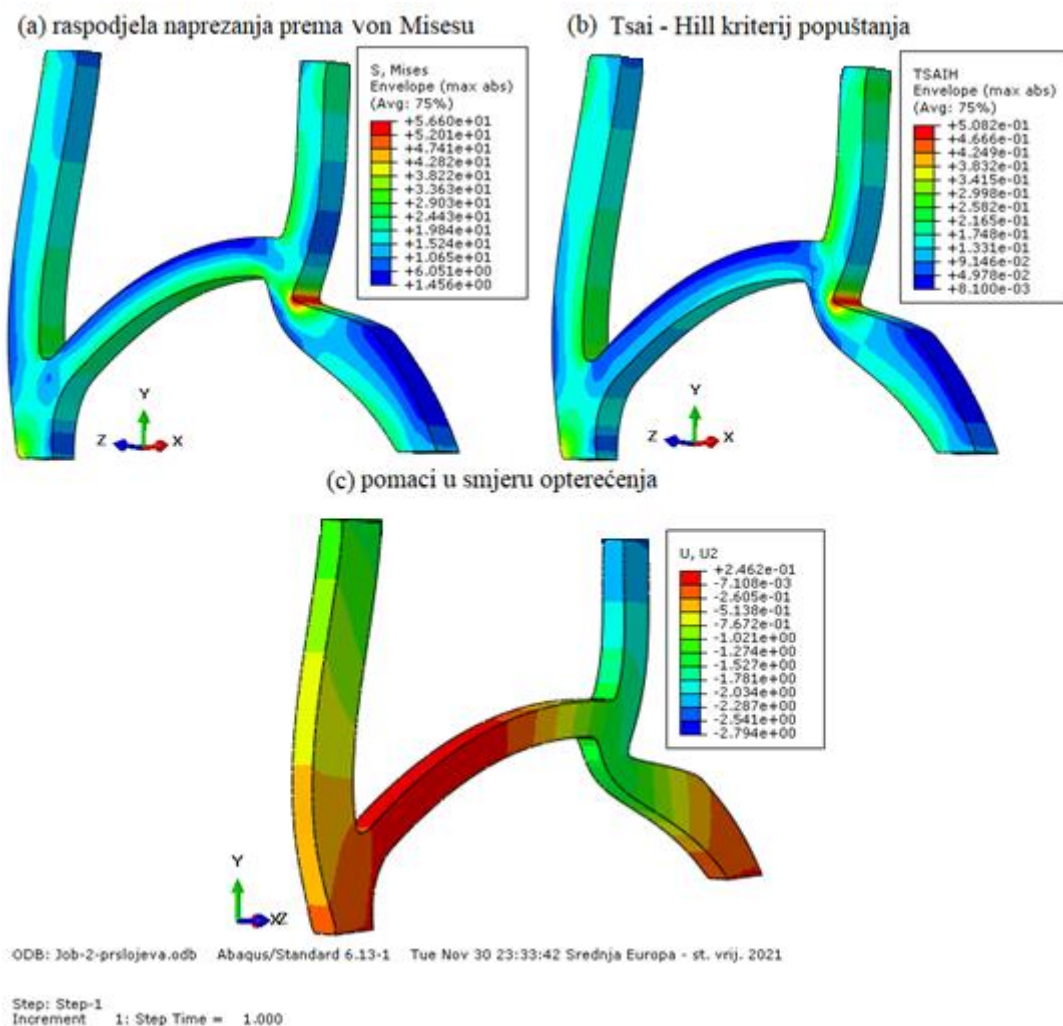
II. [90₂₀].

Za svaki pojedini slučaj dobiveni rezultati raspodjele naprezanja prema von Misesu i rezultati kriterija popuštanja koji u programskom paketu *Abaqus/Standard*[®] daje najveće vrijednosti dani su pomoću *Tablice 9*. U istoj su također prikazani rezultati dobiveni u prethodnom poglavlju tj. oni koji su dobiveni u početnom proračunu u kojemu je orijentacija vlakana postavljena pod 0°.

Tablica 9. Usporedba rezultata za različite rasporede slojeva kod topološki optimirane kompozitne konfiguracije nosača

Raspored slojeva	Naprezanja prema von Misesu [MPa]	Kriterij popuštanja	
		Naziv	Vrijednost
[0 ₂₀]	73,98	Tsai – Hill	0,4892
[25 ₂₀]	57,94	Tsai – Hill	0,5388
[45 ₂₀]	56,93	Tsai - Hill	0,5448
[90 ₂₀]	50,60	Tsai - Hill	0,5082

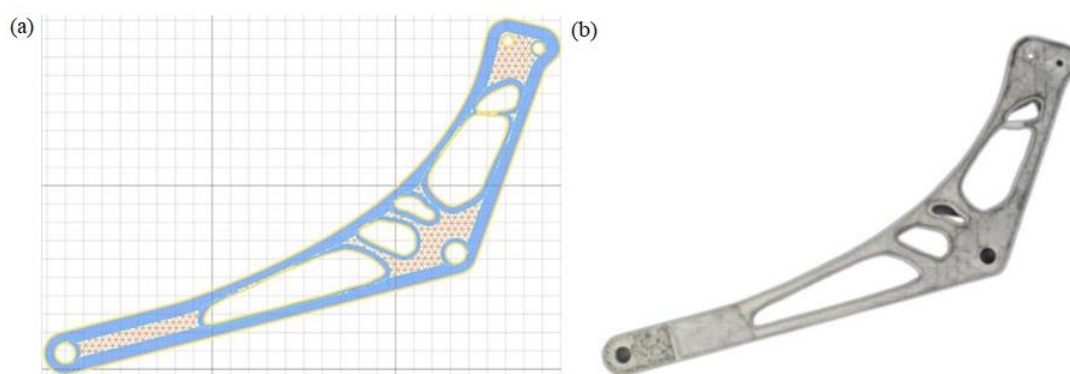
Ako cilj predstavlja maksimalna čvrstoća konstrukcije, optimalno rješenje bit će ono s najmanjim vrijednostima kriterija popuštanja. Iz prikazanih rezultata vidljivo je kako optimalna rješenja predstavljaju rasporedi slojeva [0₂₀] i [90₂₀] pošto se u slučaju istih javljaju najmanji vrijednosti kriterija popuštanja. Također je jasno da u ni jednom slučaju nije došlo do popuštanja pošto su dobivene vrijednosti manje od jedinice. Kako je vizualizacija rezultata za raspored slojeva [0₂₀] već prikazana u prethodnom poglavlju, u ovom je dodatno dana za raspored slojeva [90₂₀]. Na *Slici 34* prikazana je raspodjela naprezanja prema von Misesu, Tsai – Hill kriterij popuštanja i pomak u smjeru djelovanja opterećenja za raspored slojeva [90₂₀]. Pri vizualizaciji je iz prikaza uklonjena mreža konačnih elemenata te je korišten *Scale Factor* u iznosu od 30.



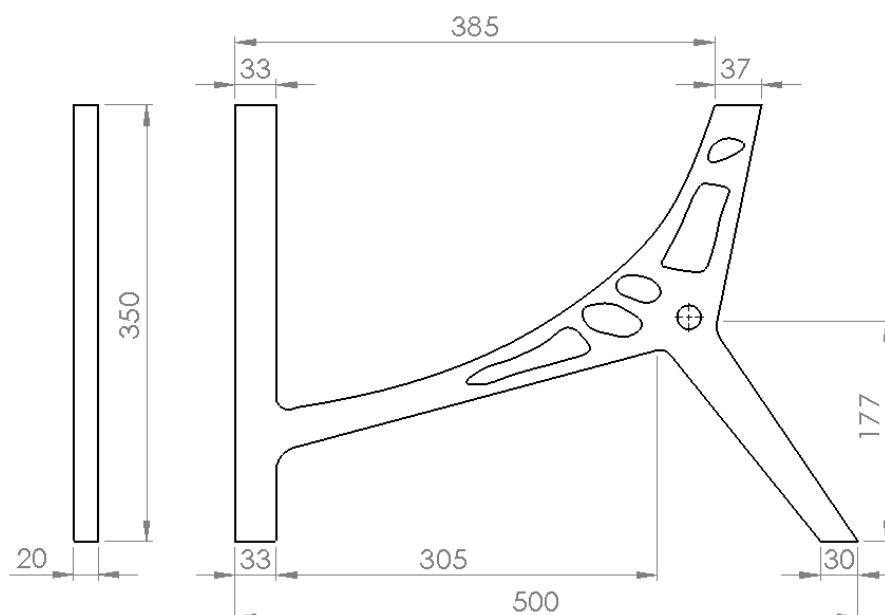
Slika 34. Prikaz rezultata za raspored slojeva $[90]_{20}$ kod topološki optimirane konstrukcije: (a) raspodjela napreznanja [MPa]; (b) Tsai – Hill kriterij popuštanja; (c) pomaci u smjeru opterećenja [mm];

4.4. Kompozitna konfiguracija nosača na temelju modela tvrtke *Anisoprint*

Osim topološke optimizacije prilikom definiranja geometrije kompozitnog nosača moguće je iskoristiti i model tvrtke *Anisoprint*. Naime, ista se bavi proizvodnjom 3D tiskanih kompozitnih nosača zrakoplovnih sjedala. Na službenoj stranici spomenute tvrtke dan je njegov prikaz, a isti je u ovom radu predstavljen na *Slici 35* [42]. Na *Slici 35(a)* prikazana je geometrija, dok je na *Slici 35(b)* prikazan stvarni nosač izrađen tehnologijom 3D tiskanja od kompozita ojačanog s ugljičnim vlaknima. Pomoću predočenog prikaza napravljen je model koji će se koristiti prilikom numeričke analize čvrstoće, a njegove osnovne dimenzije dane su na *Slici 36*. Model je izrađen na način da mu se masa okvirno smanji za 20 % u odnosu na standardnu konfiguraciju. U ovom slučaju masa nosača iznosi 0,830 kg.



Slika 35. Model nosača zrakoplovnog sjedala tvrtke Anisoprint: (a) geometrija nosača; (b) stvarno izrađeni nosač [42]

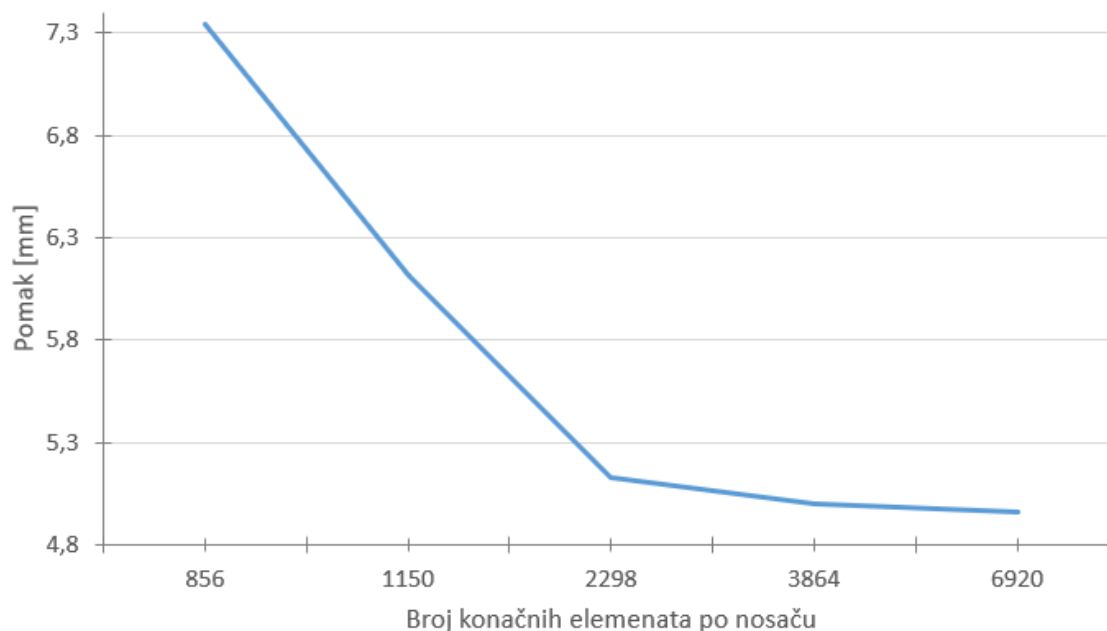


Slika 36. Dimenzije kompozitne konstrukcije nosača na temelju modela tvrtke Anisoprint [mm]

4.4.1. Analiza i prikaz rezultata

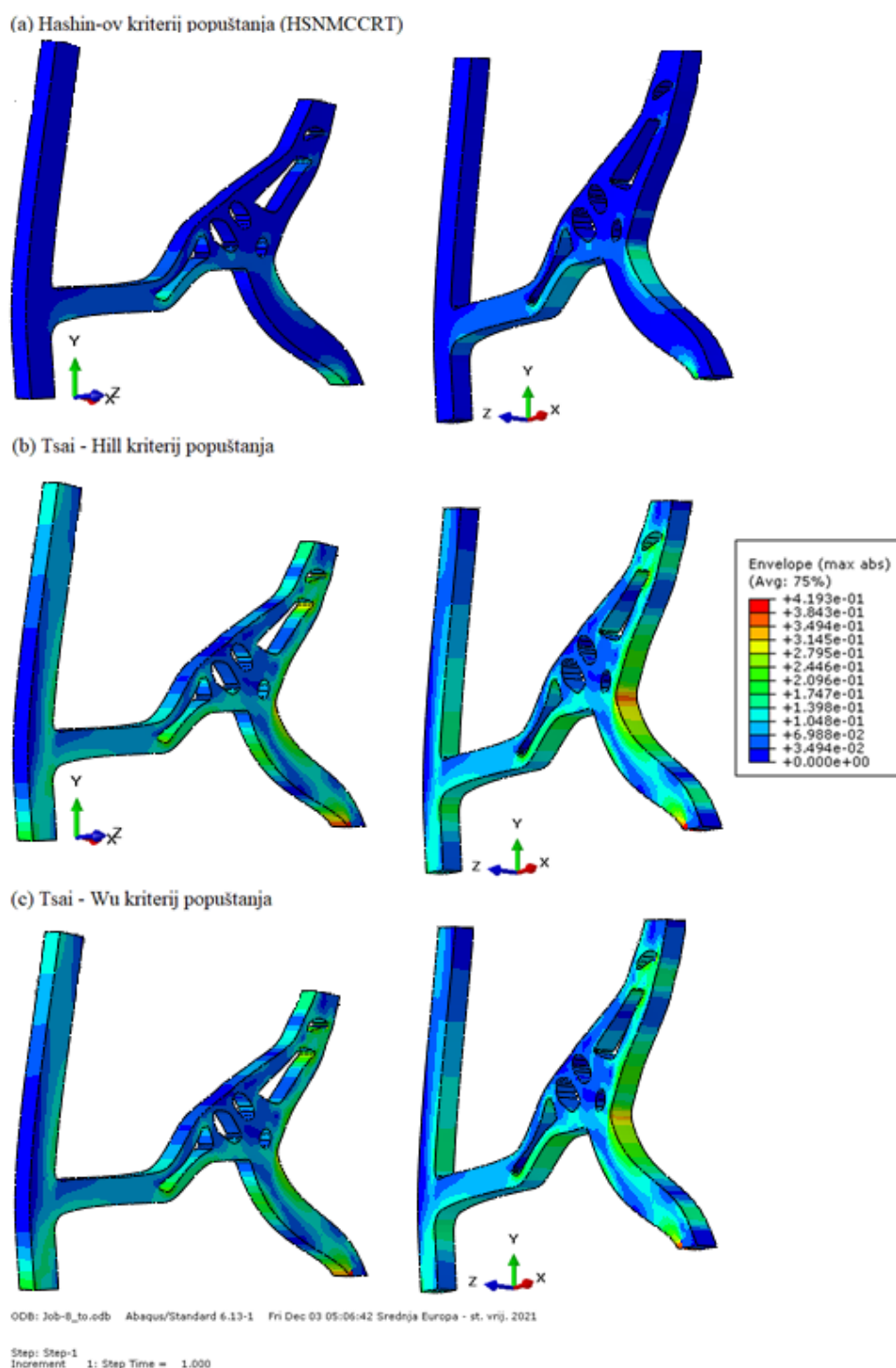
Analiza kompozitne konstrukcije nosača na temelju modela tvrtke *Anisoprint* provedena je na isti način kao i analiza topološki optimirane konfiguracije. Naime, primijenjena su ista svojstva materijala kao i opterećenje i rubni uvjeti. Osnovni proračun također je proveden s orijentacijom vlakana pod 0° dok je u nastavku rada prikazan utjecaj usmjerenja na rezultate. Na *Slici 37* prikazana je konvergencija rješenja u ovisnosti o postavljenoj mreži. Dani dijagram prikazuje magnitudu najvećih pomaka na nosaču ovisno o broju konačnih elemenata, a iz istog je vidljivo kako pomaci konvergiraju k vrijednosti od 4,997 mm pri 3864 elementa. Dakle, u ovoj analizi svaki nosač posjeduje 3864 konačna

elemenata tipa SC8R. Ukupan broj elemenata u cijelom modelu je 8752, dok je ukupan broj čvorova 13332.



Slika 37. Konvergencija pomaka [mm] ovisno o broju konačnih elemenata dodijeljenih konstrukciji nosača na temelju modela tvrtke Anisoprint

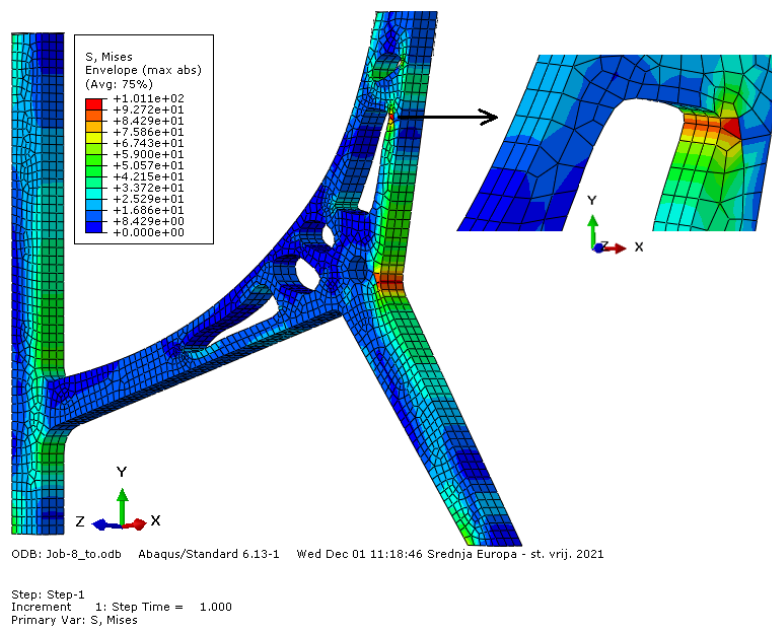
Na *Slici 38* dani su rezultati za različite kriterije popuštanja, a pri njihovoj vizualizaciji korišten je prikaz „envelope” koji daje maksimalne apsolutne vrijednosti po debljini. Mreža konačnih elemenata u prikazu je uklonjena, a korišten je *Scale Factor* u iznosu od 30. Vrijednost legende *i* u ovom je slučaju fiksirana tako da je za minimalnu vrijednost odabrana nula, a za maksimalnu 0,4193 koja je dobivena Tsai – Hill kriterijem. Pomoću Tsai – Wu kriterija najveća dobivena vrijednost je 0,3887. Na spomenutoj slici također je vizualiziran i Hashin-ov kriterij za tlačno popuštanje matrice (HSNMCCRT) pošto upravo on daje najveće vrijednosti od svih načina popuštanja prema Hashin-u, a točan iznos koji se javio je 0,1883. Vidljivo je da nigdje nije došlo do popuštanja jer najveća postignuta vrijednost, koja se javlja na donjem stražnjem dijelu nosača, nije veća od jedinice. Osim toga, veći iznosi javili su se i na stražnjem pregibu nosača, a isti su za Tsai – Hill i Tsai – Wu kriterije detaljnije prikazani. Pošto je fiksirana legenda malo pregruba za rezultate dobivene pomoću Hashin-ovog kriterija, mjesta javljanja najvećih vrijednosti u tom slučaju nisu dobro uočljiva.



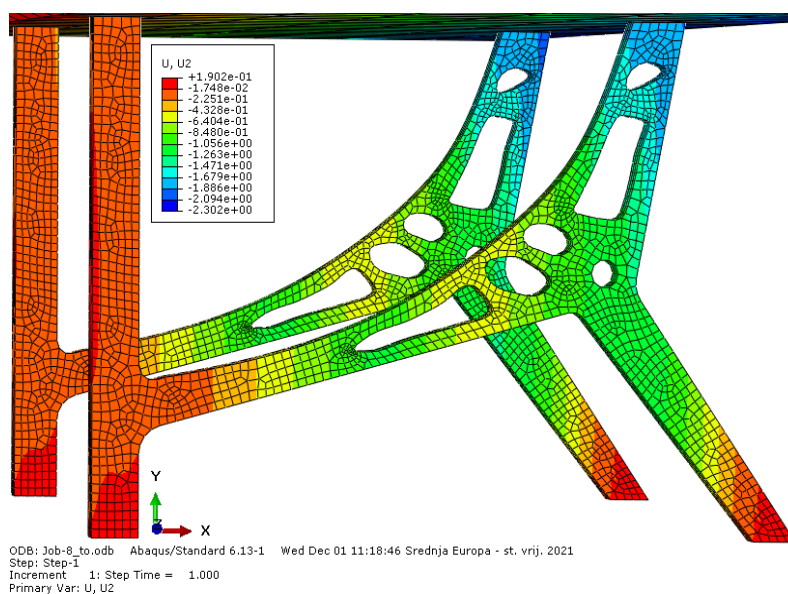
Slika 38. „Envelope” prikaz rezultata za konstrukciju nosača na temelju modela tvrtke *Anisoprint*: (a) Hashin-ov (HSNMCRT) kriterij; (b) Tsai-Hill kriterij; (c) Tsai-Wu kriterij popuštanja

Na *Slici 39* dana je vizualizacija raspodjele naprezanja prema von Misesu za konstrukciju nosača na temelju modela tvrtke *Anisoprint*. Pri tome je također korišten prikaz „envelope”, a vidljivo je kako se najveće vrijednosti naprezanja javljaju na stražnjem, donjem

pregibu i središnjem otvoru, a iznose 101,1 MPa. Zbog nemogućnosti prikaza oba mjesta na istoj slici, detalj raspodjele naprezanja na središnjem otvoru prikazan je sa strane. Isto tako, za spomenutu konstrukciju prikazan je i pomak u smjeru djelovanja opterećenja, a isti je dan na Slici 40.



Slika 39. Vizualizacija raspodjele naprezanja prema von Misesu [MPa] za konstrukciju nosača na temelju modela tvrtke *Anisoprint*



Slika 40. Vizualizacija pomaka [mm] u smjeru djelovanja opterećenja za konstrukciju nosača na temelju modela tvrtke *Anisoprint*

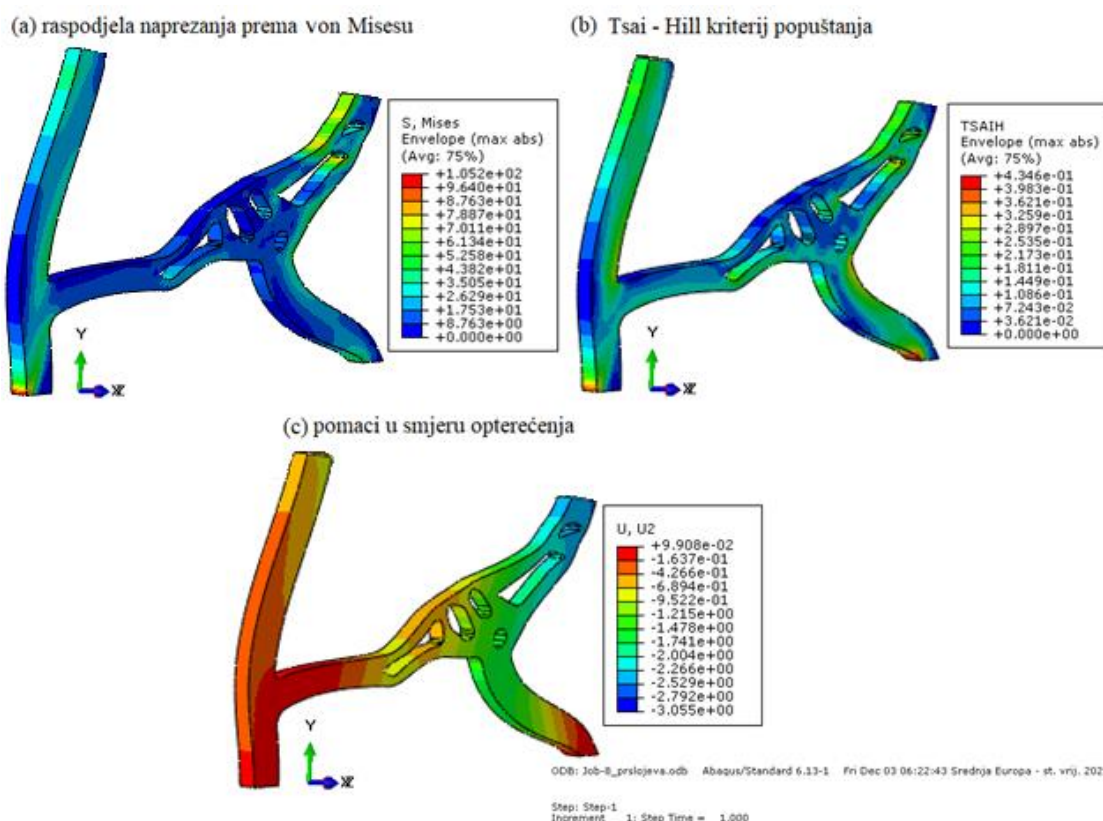
4.4.2. Promjena rasporeda slojeva

Kako bi se utvrdio utjecaj promjene raspodjele slojeva na rezultate kod konstrukcije nosača na temelju tvrtke Anisoprint, provedena je dodatna analiza. Vrijednosti naprezanja

prema von Misesu i najveći iznos kriterija popuštanja za različite slučaje orijentacije vlakana prikazani su u *Tablici 10*. Iz prikazanih rezultata vidljivo je kako se uz već prikazani raspored slojeva $[0_{20}]$ optimalnim čini $[25_{20}]$ pošto se kod njega javljaju najmanje vrijednosti kriterija popuštanja. Iz toga je razloga vizualizirana raspodjela naprezanja, Tsai – Hill kriterij i pomaci u smjeru opterećenja za navedeni raspored slojeva. Sam prikaz spomenutih parametara dan je na *Slici 41*, a pri njegovoj vizualizaciji uklonjena je mreža konačnih elemenata i korišten je *Scale Factor* u iznosu od 30.

Tablica 10. Usporedba rezultata za različite rasporede slojeva kod konstrukcije nosača na temelju modela tvrtke *Anisoprint*

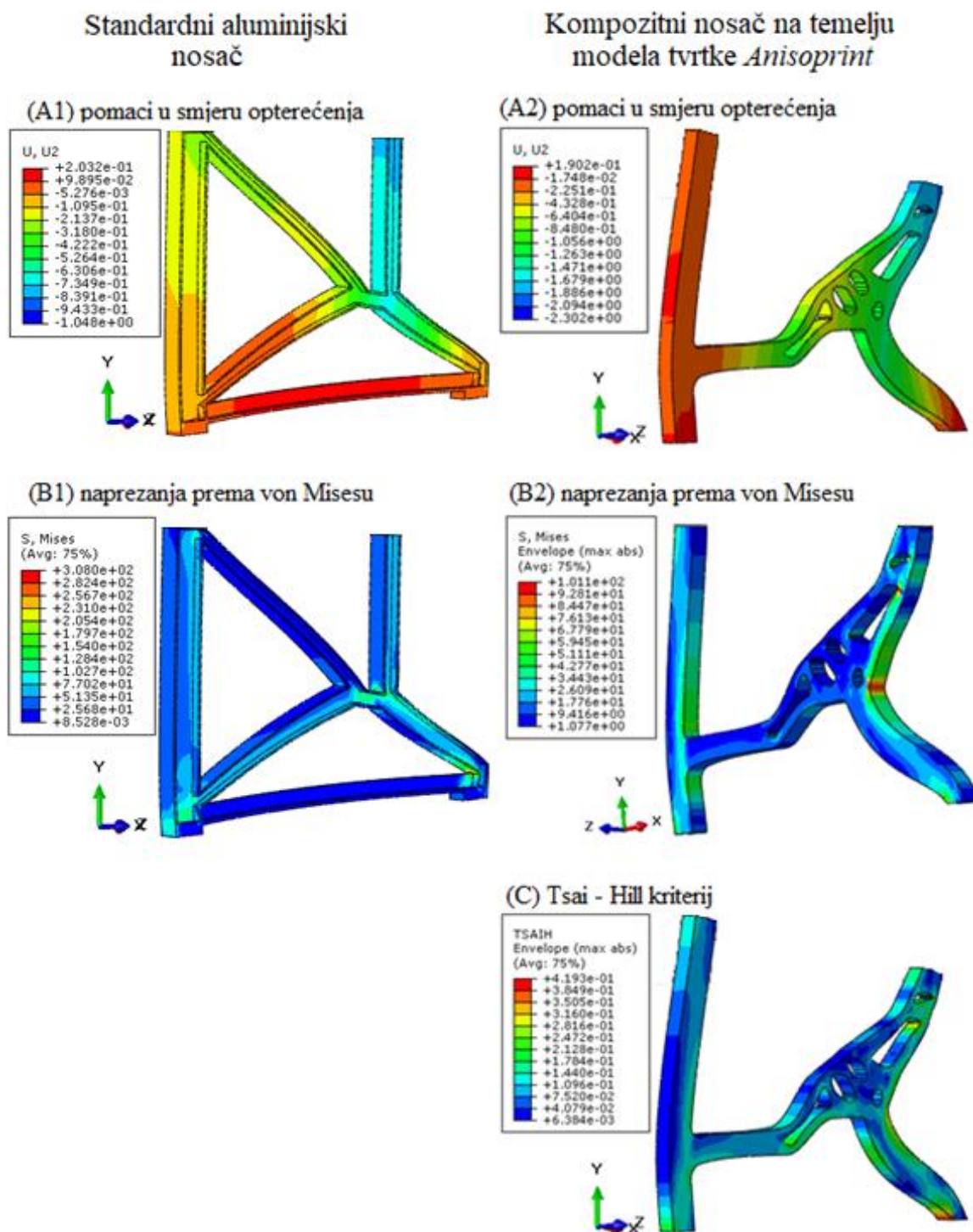
Raspored slojeva	Naprezanja prema von Misesu [MPa]	Kriterij popuštanja	
		Naziv	Vrijednost
$[0_{20}]$	101,1	Tsai – Hill	0,4193
$[25_{20}]$	105,2	Tsai – Hill	0,4346
$[45_{20}]$	91,23	Tsai – Hill	0,5284
$[90_{20}]$	73,83	Tsai – Wu	0,6681



Slika 41. Prikaz rezultata za raspored slojeva $[25_{20}]$ kod konstrukciju nosača na temelju modela tvrtke *Anisoprint*: (a) raspodjela naprezanja [MPa]; (b) Tsai – Hill kriterij popuštanja (c) pomaci u smjeru opterećenja [mm]

4.5. Usporedba rezultata različitih konfiguracija nosača

Usporedba rezultata prikazana je između standardnog aluminijskog nosača i kompozitnog nosača na temelju modela tvrtke Anisoprint, a ista je dana na *Slici 42*. Na modelima je uklonjena mreža konačnih elemenata te je primijenjen *Scale Factor* 30.



Slika 42. Usporedba rezultata između standardnog aluminijskog nosača (lijevo) i nosača na temelju modela tvrtke Anisoprint (desno)

5. ZAKLJUČAK

Primjena aditivnih tehnologija u svim granama industrije uvodi jednu novu vrstu industrijske revolucije, a kontinuirane inovacije daju naslutiti kako će iste biti široko primjenjive prilikom konstruiranja letjelica. Njene osnovne prednosti u odnosu na konvencionalne metode izrade su mogućnost proizvodnje složenih geometrija, skraćeno vrijeme i troškovi razvoja te smanjen negativan učinak na okoliš što je u suvremeno doba vrlo važna činjenica. Zrakoplovna industrija već uvelike koristi dobrobiti primjene kompozitnih materijala, a smatra se kako će njihova kombinacija s aditivnim tehnikama proizvodnje omogućiti realizaciju mnogih, do sad ne razmatranih opcija. Naime, kombinacija kompozitnih materijala, koji se prije svega odlikuju visokim specifičnim omjerom čvrstoće i mase, i aditivnih tehnologija omogućuju izradu laganih i visoko kompleksnih konfiguracija poput rešetkastih i topološki optimiranih konstrukcija.

U radu je provedena numerička analiza čvrstoće zrakoplovnih konstrukcija izrađenih pomoću tradicionalnih metoda i aditivnih tehnika proizvodnje. Točnije rečeno, analiza je napravljena na tri modela koja su zbog preglednosti i lakše usporedbe označeni s rednim brojevima I, II i III, a oni su sljedeći:

- standardna aluminijska konfiguracija nosača zrakoplovnog sjedala („Nosač I”);
- topološki optimirana kompozitna konfiguracija nosača zrakoplovnog sjedala („Nosač II”);
- kompozitna konstrukcija nosača zrakoplovnog sjedala na temelju modela tvrtke *Anisoprint* („Nosač I”).

Kako bi se dobiveni rezultati za tri različite konfiguracije što preglednije prikazali i usporedili, isti su dani u *Tablici 11*. U njoj su uspoređene dobivene vrijednosti masa, volumena, maksimalnih iznosa naprezanja prema von Misesu, deformacija, pomaka u smjeru opterećenja i najvećih dobivenih vrijednosti kod različitih kriterija popuštanja. Pri tome su svi modeli zadovoljili uvjet čvrstoće pri statičkom opterećenju koje odgovara maksimalnoj inercijalnoj sili pri 16g, prema uvjetima certifikacije definiranim u [38]. Vrijednosti dobivenih pomaka su jako male, a to je posljedica korištenih pojednostavljenja. Naime, u detaljnijoj analizi bi se trebali modelirati različiti spojni elementi, ali to nije zadatak ovog rada. Osnovni cilj predstavlja usporedba aditivno proizvedenih kompozitnih nosača sa standardnim modelima pri čemu su u svim analizama korištena ista pojednostavljenja. Valja

napomenuti i to kako se prikazani rezultati u *Tablici 11* za „Nosač II” i „Nosač III” odnose na prvobitnu analizu u kojoj je orijentacija vlakana pod 0° . Rezultati za spomenute nosače u kojima je promijenjen raspored slojeva sustavno su prikazani u prethodnim poglavljima tj. u *Tablici 9* i *Tablici 10*.

Kako ušteda mase predstavlja jedan od glavnih izazova i ciljeva u zrakoplovnoj industriji, ista može biti glavna vodilja prilikom usporedbe različitih konfiguracija. Iz rezultata provedenih analiza vidljivo je da se uz pomoć aditivnih tehnologija proizvodnje i kompozita ojačanih kontinuiranim ugljičnim vlaknima može postići znatna ušteda mase, a da se pri tome ne naruši integritet konstrukcije. Pri tome je masa „Nosača I” poslužila kao referentna vrijednost, a u odnosu na nju prikazana je mogućnost uštede prilikom uporabe drugih konfiguracija, materijala i tehnologija proizvodnje.

Tablica 11. Usporedba rezultata različitih konfiguracija nosača

Parametar	Nosač I	Nosač II	Nosač III
Masa nosača, [kg]	1,04	0,872	0,830
Ušteda mase, [%]	-	16	20
Volumen nosača, [cm ³]	372,74	731,26	691,5
Maksimalni iznos naprezanja prema von Misesu, [MPa]	308	73,98	101,1
Deformacije, [-]	$4,294 \cdot 10^{-4}$	$4,925 \cdot 10^{-3}$	$4,948 \cdot 10^{-3}$
Pomaci, [mm]	0,8391	1,426	1,679
Hashin-ov kriterij popuštanja (HSNMCCRT)	-	0,3028	0,1883
Tsai – Hill kriterij popuštanja	-	0,4892	0,4193
Tsai – Wu kriterij popuštanja	-	0,4348	0,3887

Iz prikazanih podataka vidljivo je kako „Nosač III” predstavlja optimalno rješenje za uporabu. Naime, ako se uzme u obzir da se u prosječnom putničkom avionu s jednim prolazom nalazi 100 nosača zrakoplovnih sjedala [42], upotreba „Nosača III” donosi uštedu od 21 kg po avionu. Prema procjenama svaki smanjeni kilogram mase ugrubo na godišnjoj razini može uštedjeti goriva u vrijednosti od 2000\$. Stoga bi upotreba navedenog nosača donijela uštedu od 42000\$ na godišnjoj razini. Ako se u obzir uzme da je prosječni životni vijek zrakoplova oko 25 godina i da pojedine kompanije u svojoj floti imaju nekoliko desetaka zrakoplova te uštede se penju i na nekoliko milijuna dolara. Na danom primjeru

jasno se prikazuje kolike prednosti donose aditivne tehnologije proizvodnje i njihova kombinacija s kompozitima koji su ojačani kontinuiranim vlaknima. Iz toga je razloga opravdano pretpostaviti kako će one biti široko primijenjene, kako u zrakoplovnoj, tako i ostalim granama industrije. Preporuka za budući rad je provjera dinamičke čvrstoće 3D tiskanih kompozitnih nosača u uvjetima cikličkog opterećenja budući da ta tema nije analizirana jer prelazi opseg ovog rada.

LITERATURA

- [1] Terze, Z.: *Aditivne tehnologije – 4. industrijska revolucija?*, Glasnik akademije tehničkih znanosti Hrvatske, Vol. 19(1) 2015, Zagreb, 2015.
- [2] Wohlers, T.T.: *Wohlers Report 2012 – Additive Manufacturing, State of the Industry Annual Worldwide Progress Report*, Wohlers Associates, Inc., Fort Collins, Colorado, SAD, 2012.
- [3] Krznar, N., Šercer, M., Pilipović, A.: *Razvoj i izrada polimernog proizvoda pomoću taložnog očvršćivanja*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Sveučilište u Zagrebu, Zagreb, 2015.
- [4] Gibson, I., Rosen, D.W., Stucker, B.: *Additive Manufacturing Technologies: Rapid Prototyping to Direct Digital Manufacturing*, Springer, SAD, 2010.
- [5] Keshavamurthy, R., Tambrallimath, V., Saravanabavan, D.: *Development of Polymer Composites by Additive Manufacturing Process*, Bangalore, India, 2021.
- [6] Tomlin, M., Meyer, J.: *Topology Optimization of an Additive Layer Manufactured (ALM) Aerospace part*, 7th Altair CAE Technology Conference, 2011.
- [7] [Airbus Defence and Space develops aluminium bracket for new Eurostar E3000 satellite platforms \(metal-am.com\)](#); datum pristupa: 25.10.2021.
- [8] Liu, G., Zhang, X., Chen, X., He, Y., Cheng, L.: *Additive manufacturing of structural materials*, Hong Kong, China, 2021.
- [9] Wimpenny, D.I., Pandey, P.M., Kumar, L.J.: *Advances in 3D Printing & Additive Manufacturing Technologies*, Springer, Singapore, 2017.
- [10] [Beijing University Unveils Enormous 3D Printed Aircraft Frames & More, Created with SLS Technology - 3DPrint.com | The Voice of 3D Printing / Additive Manufacturing](#), datum pristupa: 26.10.2021.
- [11] Zappino, E., Filippi, M., Pagani, A., Petiti, M., Carrera, E.: *Experimental and numerical analysis of 3D printed open-hole plates reinforced with carbon fibers*, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Torino, Italy, 2020.
- [12] Ning, F., Cong, W., Qiu, J., Wei, J., Wang, S.: *Additive manufacturing of carbon fiber reinforced thermoplastic composites using fused deposition modeling*. Composites Part B: Engineering, Texas Tech University, USA, 2015.

- [13] [3D Printing of Carbon Fiber-Reinforced Composites \(sigmaaldrich.com\)](http://sigmaaldrich.com); datum pristupa: 4.11.2021.
- [14] Fasel, U., Keidel, D., Baumann, L., Ermanni, P., Cavolina, G., Eichenhofer, M.: *Composite additive manufacturing of morphing aerospace structures*, Zurich, Switzerland, 2019.
- [15] Lišnić, M.: *Analiza čvrstoće nekonvencionalne i konvencionalne konstrukcije krila aviona*, Završni rad, Sveučilište u Zagrebu, Zagreb, 2017.
- [16] Horvat, M.: *Pregled aditivnih postupaka proizvodnje*, Sveučilište Sjever, Varaždin, 2016.
- [17] Liu, W., Song, H., & Huang, C.: *Maximizing mechanical properties and minimizing support material of PolyJet fabricated 3D lattice structures*, Beijing, China 2020.
- [18] Yasa, E., Ersoy, K.: *Additive Manufacturing of Polymer Matrix Composites*, Intechopen, September 2018.
- [19] Smojver, I.: *Mehanika kompozitnih materijala*, ver.06/2007, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2007.
- [20] Liu, G., Xiong, Y., Zhou, L.: *Additive manufacturing of continuous fiber reinforced polymer composites: Design opportunities and novel applications*, Shenzhen, China, 2021.
- [21] Hou, Z., Tian, X., Zheng, Z., Zhang, J., Zhe, L., Li, D., Polilov, A. N.: *A constitutive model for 3D printed continuous fiber reinforced composite structures with variable fiber content*. Composites Part B: Engineering, 2020.
- [22] Ueda, M., Namiki, M., Todoroki, A., Hirano, Y., Matsuzaki, R.: *3D Printing of Continuous Fiber Reinforced Plastic*, Tech Seattle Conference, 2014.
- [23] Ahn, S., Montero, M., Odell, D., Roundy, S., & Wright, P. K.: *Anisotropic material properties of fused deposition modeling ABS*, Rapid Prototyping Journal, 2002.
- [24] Keshavamurthy, R., Tambrallimath, V., Saravanabavan, D.: *Development of Polymer Composites by Additive Manufacturing Process*, Bangalore, India, 2021.
- [25] Eiliat, H., Urbanic, J.: *Minimizing Voids With Using an Optimal Raster Orientation and Bead Width for a Material Extrusion Based Process*, Phoenix, Arizona, USA, 2016.
- [26] Paul, S. C., Tay, Y. W. D., Panda, B., Tan, M. J.: *Fresh and hardened properties of 3D printable cementitious materials for building and construction*, Singapur, 2018.
- [27] Tronvoll, S. A., Welo, T., Elverum, C. W.: *The effects of voids on structural properties of fused deposition modelled parts: a probabilistic approach*, The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, Springer, 2018.

- [28] Goh, G. D., Agarwala, S., Goh, G. L., Dikshit, V., Sing, S. L., & Yeong, W. Y.: *Additive manufacturing in unmanned aerial vehicles (UAVs): Challenges and potential*, Aerospace Science and Technology, 2017.
- [29] Zhuo, P., Li, S., Ashcroft, I.A., Jones, A.I.: *Material extrusion additive manufacturing of continuous fibre reinforced polymer matrix composites: A review and outlook*, Composites Part B, Nottingham, United Kingdom, 2021.
- [30] Yuan, S., Shen, F., Chua, C.K., Zhou, K.: *Polymeric composites for powder-based additive manufacturing: Materials and applications*, Progress in Polymer Science, 2018.
- [31] Türka, D.A., Kussmaulb, R., Zoggb, M., Klahnb, C., Leutenecker-Twelsieka, B., Meboldta, M.: *Composites Part Production with Additive Manufacturing Technologies*, Zürich, Switzerland, 2017.
- [32] Suong Hoa, S., Reddy, B., Rosca, D.: *Development of omega stiffeners using 4D printing of composites*, Quebec, Canada, 2021.
- [33] Fasel, U., Keidel, D., Baumann, L., Ermanni, P., Cavolina, G., Eichenhofer, M.: *Composite additive manufacturing of morphing aerospace structures*, Manufacturing Letters, 2019.
- [34] Goh, G.D., Toh, W., Yap, Y.L., Ng, T.Y., Yeong, W.Y.: *Additively manufactured continuous carbon fiber-reinforced thermoplastic for topology optimized unmanned aerial vehicle structures*, Composites Part B: Engineering, 2021.
- [35] [SIMULIA-Abaqus-Topology-Optimization-Module.pdf \(3ds.com\)](#); datum pristupa: 24.11.2021.
- [36] Dassault Systèmes: *Topology and Shape Optimization with Abaqus*, Michigan, USA, 2011.
- [37] *Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures MIL-HDBK-5J*, Department of Defense Handbook, Atlantic City, 2003
- [38] [Aviation Safety: Evolution of Airplane Interiors \(boeing.com\)](#); datum pristupa: 09.11.2021.
- [39] Van de Werken, N., Hurley, J., Khanbolouki, P., Sarvestani, A. N., Tamijani, A. Y., Tehrani, M.: *Design considerations and modeling of fiber reinforced 3D printed parts*, Composites Part B: Engineering, 2019.
- [40] Ivančević, D: *Analiza udarnih oštećenja zakrilca velikog putničkog aviona*, Diplomski rad, Zagreb, 2008.

-
- [41] Justo, J., Távara, L., García-Guzmán, L., París, F.: *Characterization of 3D printed long fibre reinforced composites*. Composite Structures, 2018.
- [42] [Aircraft seat support | Anisoprint](#); datum pristupa: 27.11.2021.