

# Proračun čvrstoće kompozitne konstrukcije krila uzimajući u obzir ovisnost mehaničkih svojstava o temperaturi

---

**Kučinić, Sara**

**Master's thesis / Diplomski rad**

**2024**

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

*Permanent link / Trajna poveznica:* <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:141220>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-07-21**

*Repository / Repozitorij:*

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# DIPLOMSKI RAD

**Sara Kučinić**

Zagreb, 2024.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# DIPLOMSKI RAD

Mentor:

izv. prof. dr. sc. Darko Ivančević

Student:

Sara Kučinić

Zagreb, 2024.

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

Zahvaljujem mentoru izv. prof. dr. sc. Darku Ivančeviću na razumijevanju, prenesenom znanju i strpljenju pri pisanju diplomskog rada.

Zahvaljujem se obitelji, užoj i široj, na pruženoj podršci tijekom studiranja, makar ne znali što su točno ECTS bodovi. Posebno hvala mami Lovorki i baki Nadi koje nikad nisu sumnjale u mene i koje sada znaju da ću biti najkvalificiranija prodavačica banana. Zahvaljujem tati Tomislavu na potpori dobrih i na ne prevelikom obeshrabljivanju loših ideja. Hvala djedu Bori koji me, i s "diplomom u džepu," bude poticao da otvorim vulkanizersku radnju. Hvala sestri Margareti na svim kavama tijekom kolokvija.

Hvala prijateljima, na svim feštama dok se trebalo učiti. Posebno zahvaljujem Dori, Blanki i Sari što su bile uz mene i u lijepim i u teškim trenucima. Zahvaljujem Mateju na svim oblicima pomoći tijekom studiranja, bilo da se radi o instaliranju softvera ili dubokim raspravama o američkoj politici nakon instalacija. Hvala Brunoslavu, Cesu, Grgiju i Miletu što kad god se vidimo vratim se u srednju školu. Zahvaljujem svim varijacijama kvizaških ekipa Avionići, 13. Prase i Virovski raneri na vrlo dobrodošlom opuštanju od strojarskog znanja.

Zahvaljujem se dečku Janu na podršci tijekom studiranja, života i na ogromnoj ljubavi.

Na kraju, Domi, drago mi je da smo ispunili dogovor s prve godine faksa!

Sara Kučinić



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 24 - 06 / 1	
Ur.broj: 15 - 24 -	

## DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Sara Kučinić** JMBAG: 0035222779

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Proračun čvrstoće kompozitne konstrukcije krila uzimajući u obzir ovisnost mehaničkih svojstava o temperaturi**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Strength analysis of a composite wing structure considering temperature dependence of mechanical properties**

Opis zadatka:

Mehanička svojstva kompozitnih materijala s epoksidnim matricama znatno ovise o temperaturi. Ova je ovisnost posebno izražena približavanjem temperaturi staklišta (eng. *Glass Transition Temperature*), čime je definirana gornja granica primjene kompozitnih materijala s duromernim matricama. U diplomskom radu je potrebno provesti proračun čvrstoće kompozitne konstrukcije krila uzimajući u obzir temperaturnu ovisnost mehaničkih svojstava kompozitnih materijala s duromernim matricama u rasponu dopuštenih vrijednosti temperature odabranog materijala.

U radu je potrebno:

- provesti pregled literature o ovisnosti mehaničkih svojstava (čvrstoće i elastičnosti) kompozitnih materijala o temperaturi
- odabrati materijal koji će biti korišten u proračunu čvrstoće te predložiti izraze koji aproksimiraju mehanička svojstva u ovisnosti o temperaturi
- izraditi numerički model pojednostavljene konstrukcije krila za proračun čvrstoće korištenjem metode konačnih elemenata u programu *Abaqus*<sup>®</sup>
- opisati odabrane rubne uvjete, opterećenje konstrukcije te temperaturni raspon koji će biti obuhvaćen proračunom
- proračun čvrstoće provesti primjenom standardnih kriterija popuštanja kompozitnih materijala.

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

Zadatak zadan:

9. svibnja 2024.

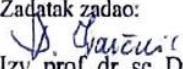
Datum predaje rada:

11. srpnja 2024.

Predviđeni datumi obrane:

15. – 19. srpnja 2024.

Zadatak zadao:

  
Izv. prof. dr. sc. Darko Ivančević

Predsjednik Povjerenstva:

  
Prof. dr. sc. Mišan Vrdoljak

## SADRŽAJ

SADRŽAJ .....	I
POPIS SLIKA .....	III
POPIS TABLICA.....	V
POPIS OZNAKA .....	VI
SAŽETAK.....	VIII
SUMMARY .....	IX
1. UVOD .....	1
2. OVISNOST MEHANIČKIH SVOJSTAVA CFRP-A O TEMPERATURI.....	4
2.1. Temperatura staklišta .....	5
2.2. Utjecaj temperature na vlačnu čvrstoću CFRP-a .....	7
2.3. Utjecaj temperature na tlačnu čvrstoću CFRP-a .....	10
2.4. Utjecaj temperature na smičnu čvrstoću CFRP-a .....	12
2.5. Utjecaj temperature na konstante elastičnosti CFRP-a .....	13
2.5.1. Utjecaj temperature na modul elastičnosti/Youngov modul .....	13
2.5.2. Utjecaj temperature na modul smicanja CFRP-a .....	16
2.5.3. Utjecaj temperature na Poissonov faktor CFRP-a.....	17
2.6. Načini popuštanja CFRP-a u ovisnosti o temperaturi .....	18
2.7. Koeficijent toplinskog istezanja CFRP-a .....	20
3. APROKSIMACIJA MEHANIČKIH SVOJSTVA CFRP-A U OVISNOSTI O TEMPERATURI.....	22
3.1. Definiranje konstanti i parametara .....	23
3.2. Početne vrijednosti mehaničkih svojstva .....	23
3.3. Promjena svojstva na visokim temperaturama.....	24
3.4. Matematičko modeliranje.....	24
3.5. Analiza rezultata.....	24
3.5.1. Moduli elastičnosti .....	25
3.5.2. Moduli smicanja.....	26
3.5.3. Vlačna i tlačna čvrstoća u pravcu vlakna .....	27
3.5.4. Vlačna i tlačna čvrstoća okomita na pravac vlakna i u smjeru okomitom na ravninu sloja .....	28
3.5.5. Smične čvrstoće.....	29
3.5.6. Poissonovi faktori.....	30
4. NUMERIČKI MODEL .....	31
4.1. Uvod.....	31
4.2. Karakteristike konstrukcije i performanse .....	32

---

4.3. Površinske temperature krila.....	33
4.3.1. Faktori koji utječu na površinsku temperaturu krila .....	35
4.4. Numerički model pojednostavljene konstrukcije krila.....	36
4.4.1. Realna konstrukcija krila.....	36
4.4.2. CAD model konstrukcije krila .....	38
5. NUMERIČKI PRORAČUN ČVRSTOĆE KOMPOZITNE KONSTRUKCIJE KRILA	43
5.1. Materijal konstrukcije krila .....	44
5.2. Mreža konačnih elemenata.....	46
5.3. Rubni uvjeti i opterećenje .....	47
6. REZULTATI.....	51
6.1. Pomaci.....	51
6.2. Rezultati na temperaturi od 10 °C.....	54
6.3. Rezultati na temperaturi od 100 °C.....	56
6.4. Rezultati na temperaturi od 150 °C.....	58
6.5. Rezultati na temperaturi od 207 °C.....	60
6.6. Krajnje opterećenje na 207 °C .....	62
6.7. Usporedba rezultata analize .....	65
ZAKLJUČAK .....	67
LITERATURA.....	68
PRILOG 1 .....	70

**POPIS SLIKA**

Slika 1 Udio materijala u masi zrakoplova za neke modele Airbusa i Boeinga [6].....	2
Slika 2 Prikaz temperature staklišta [11].....	6
Slika 3 Ovisnost vlačne čvrstoće o temperaturi [10].....	8
Slika 4 Vlačna čvrstoća u pravcu vlakna [13].....	9
Slika 5 Vlačna čvrstoća okomita na pravac vlakna [13] .....	9
Slika 6 Tlačna čvrstoća u pravcu vlakna [13] .....	11
Slika 7 Tlačna čvrstoća okomito na pravac vlakna [13] .....	12
Slika 8 Promjena smične čvrstoće s povećanjem temperature [15] .....	13
Slika 9 Krivulja modula elastičnosti u ovisnosti o temperaturi [7].....	14
Slika 10 Moduli elastičnosti u pravcu vlakna [13].....	16
Slika 11 Moduli elastičnosti okomito na pravac vlakna [13].....	16
Slika 12 Utjecaj temperature na Poissonov faktor [17].....	18
Slika 13 Načini popuštanja uzoraka od CFRP-a na različitim temperaturama [7] .....	19
Slika 14 Promjena koeficijenta toplinskog istezanja CFRP-a s temperaturom [18].....	21
Slika 15 Moduli elastičnosti u ovisnosti o temperaturi .....	25
Slika 16 Moduli smicanja u ovisnosti o temperaturi .....	26
Slika 17 Čvrstoće u pravcu vlakna u ovisnosti o temperaturi .....	27
Slika 18 Čvrstoće okomito na pravac vlakna i u smjeru okomitom na ravninu sloja .....	28
Slika 19 Smične čvrstoće u ovisnosti o temperaturi .....	29
Slika 20 Poissonovi faktori u ovisnosti o temperaturi.....	30
Slika 21 <i>Dassault Rafale</i> Hrvatskog ratnog zrakoplovstva [22] .....	31
Slika 22 Vrste materijala u konstrukciji <i>Rafalea</i> [26].....	32
Slika 23 Raspodjela površinske temperature na $Ma=1$ [29] .....	34
Slika 24 Raspodjela površinske temperature na $Ma=1,8$ [29] .....	35
Slika 25 RAF25 aeroprofil [31] .....	37
Slika 26 Presjek <i>Dassault Rafalea</i> [33].....	37
Slika 27 Geometrija krila s osnovnim dimenzijama [m].....	38
Slika 28 Raspodjela i udaljenost rebra u [m] .....	39
Slika 29 Udaljenosti ramenjača i ramenjača C profila u [m] .....	39
Slika 30 Model krila bez oplata.....	41
Slika 31 Prikaz krila s konstrukcijskim dijelovima.....	41
Slika 32 Orijentacija globalnog koordinatnog sustava oplata .....	45
Slika 33 Orijentacija globalnog koordinatnog sustava strukova ramenjača i ramenjača C profila .....	45
Slika 34 Mreža konačnih elemenata.....	46
Slika 35 Mreža konačnih elemenata unutarnje konstrukcije.....	47
Slika 36 Rubni uvjet uklještenja.....	47
Slika 37 Pozitivno granično opterećenje .....	50
Slika 38 Negativno granično opterećenje.....	50
Slika 39 Uniformna raspodjela površinske temperature .....	50
Slika 40 Pomaci pri negativnom graničnom opterećenju na različitim temperaturama [m]....	51
Slika 41 Pomaci pri negativnom krajnjem opterećenju na 207 °C [m].....	52
Slika 42 Pomaci pri pozitivnom graničnom opterećenju na različitim temperaturama [m] ....	52
Slika 43 Pomaci pri pozitivnom krajnjem opterećenju na 207 °C [m] .....	53
Slika 44 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri negativnom graničnom opterećenju na 10 °C .....	54
Slika 45 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri pozitivnom graničnom opterećenju na 10 °C .....	55



---

Slika 46 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri negativnom graničnom opterećenju na 100 °C .....	56
Slika 47 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri pozitivnom graničnom opterećenju na 100 °C .....	57
Slika 48 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri negativnom graničnom opterećenju na 150 °C .....	58
Slika 49 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri pozitivnom graničnom opterećenju na 150 °C .....	59
Slika 50 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri negativnom graničnom opterećenju na 207 °C .....	60
Slika 51 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri pozitivnom graničnom opterećenju na 207 °C .....	61
Slika 52 Kriteriji popuštanja po debljini sloja.....	62
Slika 53 Raspodjela HSNFCCRT kriterija popuštanja pri pozitivnom krajnjem opterećenju na 207 °C.....	63
Slika 54 Mjesta popuštanja po kriteriju HSNFCCRT .....	63
Slika 55 Kriteriji popuštanja po debljini sloja za pozitivno granično opterećenje.....	64

**POPIS TABLICA**

Tablica 1 Mehanička svojstva CFRP-a na temperaturi 10°C.....	23
Tablica 2 Konstrukcijski parametri krila Dassault Rafale [28].....	36
Tablica 3 Vrijednosti koeficijenta toplinskog istezanja .....	44
Tablica 4 Raspored slojeva konstrukcijskih elemenata krila .....	45
Tablica 5 Mase konstrukcijskih dijelova krila .....	46
Tablica 6 Usporedba rezultata analize .....	65

## POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
$A$	$[m^2]$	površina
$C_L$	$[-]$	koeficijent uzgona
$E$	$[GPa]$	modul elastičnosti
$E_1$	$[GPa]$	modul elastičnosti u smjeru vlakna
$E_1^c$	$[GPa]$	modul elastičnosti u pravcu vlakna pod tlačnim opterećenjem
$E_1^t$	$[GPa]$	modul elastičnosti u pravcu vlakna pod vlačnim opterećenjem
$E_2$	$[GPa]$	modul elastičnosti okomito na smjer vlakna
$E_2^c$	$[GPa]$	modul elastičnosti okomito na pravac vlakna pod tlačnim opterećenjem
$E_2^t$	$[GPa]$	modul elastičnosti okomito na pravac vlakna pod vlačnim opterećenjem
$E_3$	$[GPa]$	modul elastičnosti okomito na smjer vlakna
$g$	$[m/s^2]$	ubrzanje sile teže
$G_{12}$	$[GPa]$	modul smicanja u ravnini 12
$G_{13}$	$[GPa]$	modul smicanja u ravnini 13
$G_{23}$	$[GPa]$	modul smicanja u ravnini 23
$n_{limit}$	$[-]$	granično normlano opterećenje
$n_{ultimate}$	$[-]$	Krajnje normalno opterećenje
$P$	$[Pa]$	tlak
$P_0$	$[-]$	svojstvo na temperaturi $10^\circ C$
$P_r$	$[-]$	relaksirano svojstvo na visokoj temperaturi
$P(T)$	$[-]$	svojstvo na temperaturi $T$
$S_{12}$	$[MPa]$	smična čvrstoća u ravnini 12
$S_{13}$	$[MPa]$	smična čvrstoća u ravnini 13
$S_{23}$	$[MPa]$	smična čvrstoća u ravnini 23
$T$	$[^\circ C]$	temperatura
$T_g$	$[^\circ C]$	temperatura staklišta
$X_c$	$[MPa]$	tlačna čvrstoća u smjeru vlakna
$X_t$	$[MPa]$	vlačna čvrstoća u smjeru vlakna
$Y_c$	$[MPa]$	tlačna čvrstoća okomito na smjer vlakna
$Y_t$	$[MPa]$	vlačna čvrstoća okomito na smjer vlakna
$Z_c$	$[MPa]$	tlačna čvrstoća u smjeru okomitom na ravninu sloja
$Z_t$	$[MPa]$	vlačna čvrstoća u smjeru okomitom na ravninu sloja
$\alpha_1$	$[^\circ C^{-1}]$	koeficijent linearnog toplinskog istezanja u pravcu osi 1
$\alpha_2$	$[^\circ C^{-1}]$	koeficijent linearnog toplinskog istezanja u pravcu osi 2

---

$\alpha_3$	$[^{\circ}\text{C}^{-1}]$	koeficijent linearnog toplinskog istežanja u pravcu osi 3
$\alpha_{f1}$	$[^{\circ}\text{C}^{-1}]$	koeficijent linearnog toplinskog istežanja vlakna u pravcu osi 1
$\alpha_{f2}$	$[^{\circ}\text{C}^{-1}]$	koeficijent linearnog toplinskog istežanja vlakna u pravcu osi 1
$\alpha_m$	$[^{\circ}\text{C}^{-1}]$	koeficijent linearnog toplinskog istežanja matrice
$\nu$	[-]	Poissonov faktor
$\nu_{12}$	[-]	Poissonov faktor u ravnini 12
$\nu_{13}$	[-]	Poissonov faktor u ravnini 13
$\nu_{23}$	[-]	Poissonov faktor 23
$\rho$	$[\text{kg}/\text{m}^3]$	gustoća
$\sigma_{11}$	[Pa]	normalno naprezanje u smjeru osi 1
$\sigma_{22}$	[Pa]	normalno naprezanje u smjeru osi 1
$\tau_{12}$	[Pa]	posmično naprezanje u ravnini 12
$\Delta T$	[-]	temperaturni raspon

---

**SAŽETAK**

Ovaj rad istražuje ovisnost mehaničkih svojstava polimera ojačanih ugljičnim vlaknima (CFRP) o temperaturi. CFRP je materijal koji se široko koristi u zrakoplovnim primjenama zbog svog izuzetnog omjera čvrstoće i mase. Rad ispituje kako različita mehanička svojstva CFRP-a, poput vlačne čvrstoće, tlačne čvrstoće, smične čvrstoće i modula elastičnosti, degradiraju s porastom temperature, posebno iznad temperature staklišta. Za aproksimaciju ovih promjena koristi se model hiperbolne tangens funkcije, a empirijski podaci potvrđuju točnost modela. Praktične implikacije ovih rezultata demonstriraju se analizom pojednostavljene konstrukcije krila *Dassault Rafale* koristeći programski paket *Abaqus*. Numerički proračun pokazuje da temperatura ima značajan utjecaj na krutost i čvrstoću konstrukcije. Rezultati proračuna pružaju vrijedne uvide u ponašanje kompozitne konstrukcije na povećanim temperaturama i operative parametre kompozitnih materijala u zrakoplovnoj industriji.

Zaključno, istraživanje naglašava potrebu za daljnjim razvojem CFRP materijala s poboljšanom toplinskom stabilnošću i mehaničkim performansama kako bi se osigurala njihova pouzdanost u primjenama na visokim temperaturama.

Ključne riječi: CFRP, mehanička svojstva, *Dassault Rafale*, numerički proračun, *Abaqus*

---

**SUMMARY**

This paper investigates the temperature dependence of the mechanical properties of Carbon Fiber Reinforced Polymers (CFRP). CFRP is a material widely used in aerospace applications due to its exceptional strength-to-weight ratio. The paper examines how various mechanical properties of CFRP, such as tensile strength, compressive strength, shear strength, and modulus of elasticity, degrade with increasing temperature, particularly above the glass transition temperature. A hyperbolic tangent function model is used to approximate these changes, and empirical data confirm the accuracy of the model. The practical implications of these results are demonstrated through the analysis of a simplified *Dassault Rafale* wing structure using the Abaqus software package. The numerical calculations show that temperature significantly impacts the stiffness and strength of the structure. The results provide valuable insights into the behaviour of composite structures at elevated temperatures and the operational parameters of composite materials in the aerospace industry.

In conclusion, the research highlights the need for further development of CFRP materials with improved thermal stability and mechanical performance to ensure their reliability in high-temperature applications.

Keywords: CFRP, mechanical properties, *Dassault Rafale*, numerical analysis, *Abaqus*

## 1. UVOD

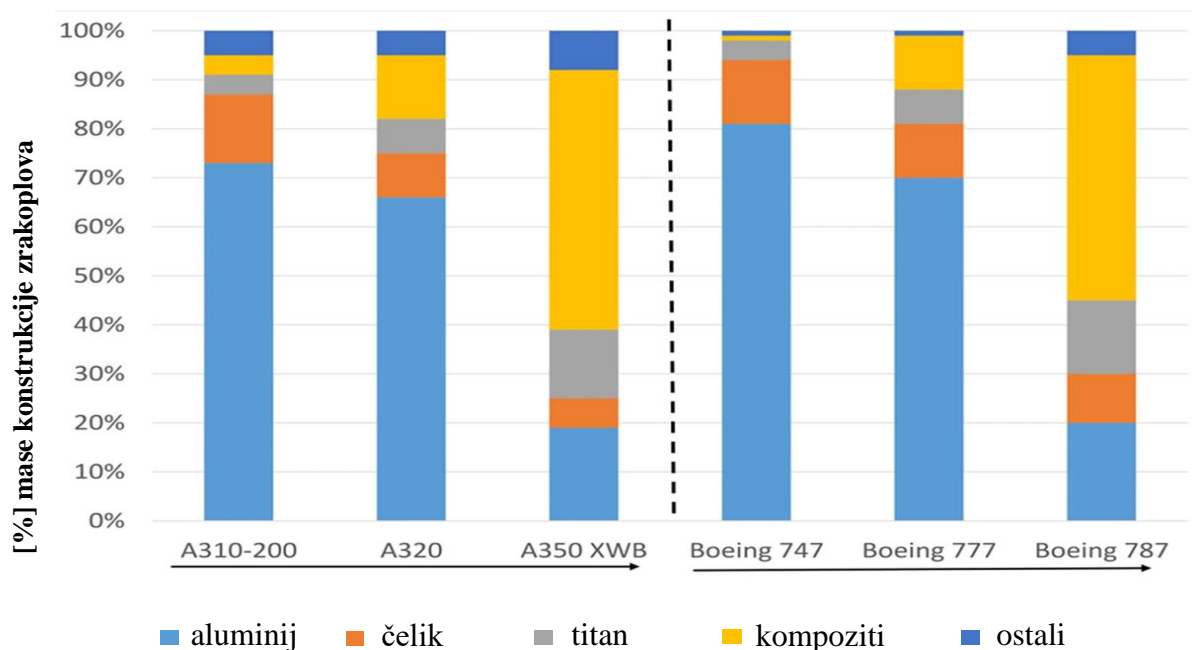
Kompozitni materijali, koji se sastoje od dvije ili više komponenti s različitim fizikalnim i kemijskim svojstvima, postali su neophodni u zrakoplovnoj industriji. Kompoziti, obično izrađeni od smole koja je ojačana vlaknima, ističu se izvanrednim omjerom čvrstoće prema masi, otpornošću na koroziju i fleksibilnošću u konstruiranju, nudeći značajne prednosti u odnosu na tradicionalne materijale.

Uvođenje kompozitnih materijala u zrakoplovne primjene započelo je sredinom 20. stoljeća, ponajviše dobivajući na značaju tijekom i nakon Drugog svjetskog rata. Početno se koristila plastika ojačana staklenim vlaknima za određene konstrukcijske dijelove, pružajući lakšu alternativu tradicionalnim metalnim legurama[1]. Kako su tehnološka dostignuća napredovala, industrija je počela usvajati sofisticiranije kompozite, uključujući polimere ojačane ugljičnim vlaknima (*eng. Carbon Fiber Reinforced Polymer - CFRP*), aramidnim vlaknima i razne hibridne materijale, poboljšavajući performanse i trajnost zrakoplova.

Kompozitni materijali donose nekoliko ključnih prednosti zrakoplovnom inženjerstvu. Njihovi izvanredni omjeri čvrstoće prema masi pomažu u smanjenju ukupne mase zrakoplova, čime se povećava učinkovitost goriva i domet leta. Osim toga, otpornost na koroziju ovih materijala smanjuje potrebu za redovitim održavanjem i produljuje vijek trajanja dijelova zrakoplova. Kompoziti se također mogu oblikovati u složene konfiguracije, poput aeroprofila, što optimizira aerodinamiku [2].

U suvremenom zrakoplovnom inženjerstvu, kompoziti se koriste u brojnim dijelovima konstrukcije zrakoplova, uključujući trup, krila, repne površine i unutrašnjost kabine. Primjeri zrakoplova koji trenutno imaju najveći udio kompozitnih materijala u masi konstrukcije su *Boeing 787 Dreamliner* i *Airbus A350 XWB*, kod kojih maseni udio kompozitnih materijala prelazi 50 %. Navedeni zrakoplovi uglavnom koriste CFRP u dijelovima konstrukcije kako bi optimizirali potrošnju goriva, poboljšali operativne sposobnosti i povećali osjećaj udobnosti putnika[2,3]. Osim kod komercijalnih zrakoplova, kompoziti su ključni u izradi vojnih zrakoplova, helikoptera, bespilotnih i svemirskih letjelica. Primjeri uključuju *F-22 Raptor* i *F-35 Lightning II*, gdje kompoziti doprinose poboljšanoj okretnosti i smanjenju radarskog odraza. U području istraživanja svemira, kompoziti su ključni za izradu laganih konstrukcija za satelite i svemirskih modula za istraživanje [5]. Korištenje kompozitnih materijala u zrakoplovnim konstrukcijama povećava se tijekom godina, pokazujući sve veće oslanjanje industrije na

njihove prednosti. Od početne upotrebe u sekundarnim elementima konstrukcije do danas kada dominiraju u primarnim komponentama zrakoplova, kompoziti su postali jedan od temelja suvremene zrakoplovne tehnologije. Na Slici 1. vidi se povećanje masenog udjela kompozitnih materijala u novijim modelima zrakoplova kao što su *Airbus A350 XWB* i *Boeing 787* u odnosu na ranije modele poput *Airbus A310-200* i *Boeing 747* [6].



**Slika 1 Udio materijala u masi zrakoplova za neke modele Airbusa i Boeinga [6]**

U budućnosti zrakoplovna industrija će nastavljati proširivati granice tehnologije kompozitnih materijala kako bi zadovoljila rastuće zahtjeve na performanse, sigurnost i ekološku održivost. Istraživanja su usmjerena na usavršavanje proizvodnih procesa, poboljšanje mehaničkih svojstva materijala i razvoj novih kompozitnih konstrukcija. Na primjer, napor su usmjereni na razvoj materijala koji su lakši i jači, smanjujući ukupnu masu zrakoplova. Također, istražuju se nove metode obrade i oblikovanja kompozitnih materijala, kao što su aditivne tehnologije i automatizirani sustavi proizvodnje, kako bi se postigla veća preciznost i učinkovitost u proizvodnji. Nadalje, posebna pažnja posvećena je poboljšanju otpornosti na oštećenja i povećanju dugovječnosti materijala, što će rezultirati duljim operativnim vijekom zrakoplova i nižim troškovima održavanja [7].

Međutim, kompoziti, kao i drugi materijali posjeduju određene nedostatke i ograničenja. Kompozitni materijali karakteriziraju se jako malom plastičnom deformacijom, u usporedbi s tehničkim metalima, prije trenutka loma. Ovaj fenomen stvara izazove u kontekstu integriteta



konstrukcije, budući da nedostatak prethodne plastične deformacije onemogućuje preraspodjelu naprezanja s područja većeg opterećenja na ona manje opterećena, što je uobičajeno za metalne konstrukcije. Zbog istog je razloga zarezna osjetljivost puno veća u odnosu na tehničke metale. Umjesto toga, kompozitni materijali često podliježu naglim lomovima, što može izazvati nepredvidive rezultate. Nadalje, kompozitni materijali su izloženi degradaciji mehaničkih svojstava pod utjecajem vanjskih faktora poput vlage, temperaturnih varijacija i ultraljubičastog zračenja. Ova osjetljivost na okolišne čimbenike može rezultirati smanjenjem čvrstoće, čime se smanjuje operativna pouzdanost i dugovječnost kompozitnih konstrukcija [7].

U ovom diplomskom radu će se analizirati kako promjena temperature utječe na različita svojstva CFRP kompozitnog materijala. U drugom je poglavlju opisano kako se mehanička svojstva CFRP-a mijenjaju s promjenom temperature. Poglavlje uključuje raspravu o temperaturi staklišta, vlačnoj čvrstoći, tlačnoj čvrstoći, smičnoj čvrstoći, modulu elastičnosti i načinima popuštanja. Detaljno je opisan utjecaj temperature na ta svojstva.

Treće poglavlje opisuje metodu koja je korištena za aproksimaciju mehaničkih svojstava CFRP-a pri različitim temperaturama. Razmatra definiranje konstantnih parametara, početna mehaničko svojstvo, promjene na visokim temperaturama i matematičko modeliranje kojim su aproksimirani opisani utjecaji u numeričkom modelu. Prikazana je analiza rezultata kako bi se razumjelo ponašanje konstrukcije pri različitim temperaturnim uvjetima.

U četvrtom poglavlju dan je detaljan pregled konstrukcije zrakoplova *Dassault Rafale*, s posebnim naglaskom na njegovu naprednu kompozitnu konstrukciju krila. Raspravljene su karakteristike konstrukcije krila te analizirane površinske temperature tijekom leta *Rafalea* prema podacima iz dostupne literature.

Peto poglavlje opisuje pojednostavljeni numerički model konstrukcije krila nalik na konstrukciju krila lovca *Dassault Rafale*. Opisan je CAD model korišten za analizu, uključujući geometriju i konstrukcijske elemente. Razmotrene su pretpostavke i pojednostavljenja korištena u modeliranju.

Šesto poglavlje opisuje numerički proračun čvrstoće pojednostavljene kompozitne konstrukcije krila koristeći metodu konačnih elemenata. Prikazana su svojstva materijala, mreža konačnih elemenata, rubni uvjeti i opterećenja. Proračun je proveden na različitim temperaturama kako bi se razumjelo ponašanje materijala pri različitim toplinskim uvjetima.

Konačno, sedmo poglavlje predstavlja rezultate numeričkog proračuna čvrstoće. Uključuje raspodjele pomaka i raspodjele kriterija popuštanja. Rezultati se uspoređeni i analizirani kako bi se razumio utjecaj temperature na integritet konstrukcije i čvrstoću kompozitnog krila.

## 2. OVISNOST MEHANIČKIH SVOJSTAVA CFRP-A O TEMPERATURI

U potrazi za materijalima koji pružaju najveću učinkovitost uz minimalnu težinu konstrukcije, zrakoplovna industrija sve više se okreće kompozitnim materijalima. Među njima, CFRP ističe se kao jedan od glavnih izbora za izradu visoko opterećenih dijelova konstrukcije zrakoplova. Taj pomak prema CFRP-u potaknut je njegovim iznimnim mehaničkim svojstvima, koja uključuju visoke omjer čvrstoće i gustoće, izvrsnu krutost i otpornost na zamor. Međutim, za pouzdano integriranje CFRP-a u zrakoplovne konstrukcije, nužno je duboko razumijevanje kako se njegova mehanička svojstva mijenjaju pod utjecajem okoliša, posebice s temperaturom. Posebice su bitni za promatranje zrakoplovni dijelovi redovito izloženi širokom rasponu temperatura, od hladnoće visokog leta do topline generirane visokom brzinom otpora zraka i trenja tijekom leta.

Odnos između temperature i mehaničkih svojstava CFRP-a složeno je međusobno djelovanje koje značajno utječe na odabir materijala, konstruiranje i sigurnosna razmatranja u zrakoplovnom inženjerstvu. Osjetljivost CFRP-a na temperaturu duboko može utjecati na njegovu konstrukcijsku cjelovitost i vijek trajanja. Stoga je ključno istražiti kako se ti materijali ponašaju pod raznim temperaturama, budući da se njihova primjena proteže od temperaturno kontroliranog okruženja zrakoplovne kabine do vrlo promjenjivih uvjeta kojima su izložene vanjske komponente konstrukcije zrakoplova.

Eksperimentalna istraživanja ovisnosti mehaničkih svojstava CFRP-a o temperaturi pružila su važne uvide. Studije pokazuju da vlačna čvrstoća, modul elastičnosti i produljenje CFRP-a doživljavaju značajne promjene kada su izloženi visokim temperaturama. Značajan eksperiment s jednosmjernim pločama CFRP-a izloženim temperaturnom rasponu od 20 do 600 °C pokazao je da vlačna čvrstoća drastično opada za 68 % na 200 °C, a na 600 °C pada na 16 % u usporedbi s učinkom na sobnoj temperaturi. Smanjenje vlačne čvrstoće na povišenim temperaturama ukazuje na povećanu ranjivost CFRP-a na povišene temperature [8].

Modul elastičnosti, koji određuje krutost CFRP konstrukcija, također pokazuje značajan pad pri povišenim temperaturama, smanjujući se na otprilike 29 % svoje vrijednosti na sobnoj temperaturi kada se zagrije na 200 °C. Ovaj pad krutosti povezan je s prijelazom načina popuštanja cijelog kompozita od krhkog loma do odvajanja vlakana od matrice, promjena koja se događa kada matrica omekša i na kraju isparava na visokim temperaturama [8].

CFRP ima negativan koeficijent toplinskog istezanja u smjeru  $l$  što znači da se vlakna skupljaju povećanjem temperature. Porast temperature utječe da koeficijent toplinskog

istezanja postaje pozitivniji. Na određenoj kritičnoj temperaturi vlačna čvrstoća CFRP-a pada za 50 %. Ova kritična temperatura eksperimentalno je određena na 324 °C tijekom eksperimenata u stacionarnom stanju i 341 °C tijekom testova u tranzijentnom stanju, odnosno dinamičkim ispitivanjima u kojima se temperatura kontinuirano mijenja tijekom primjene opterećenja [9].

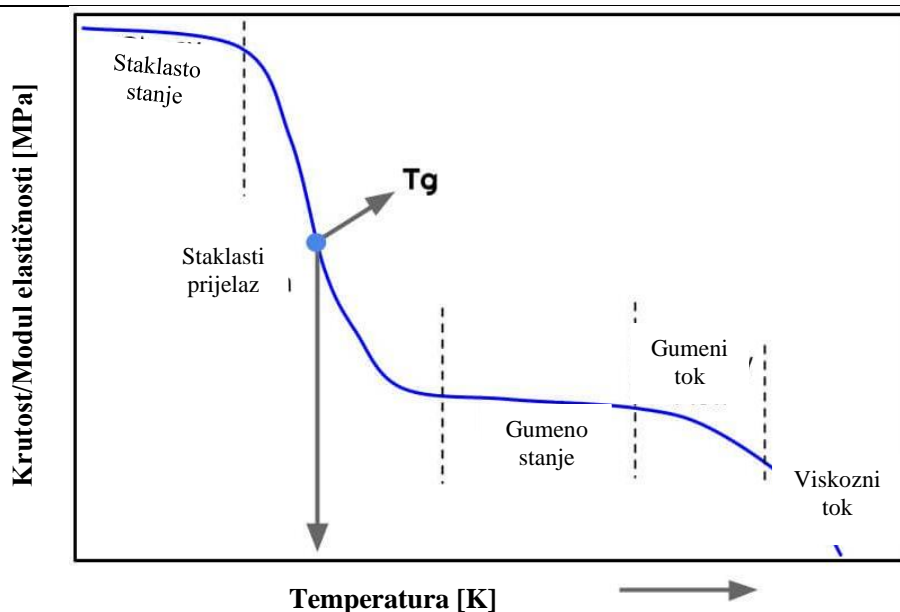
Osim toga, dodatna istraživanja potvrđuju da visoke temperature mogu značajno promijeniti karakteristike popuštanja CFRP konstrukcija. Povećanjem te temperature s 10 °C na 90 °C dolazi do promjene načina loma od puknuća cijelog kompozita do pojedinačnih lomova vlakana. Uz to, mjerljivo se smanjuju vlačna čvrstoća i prekidno produljenje, iako modul elastičnosti ostaje relativno nepromijenjen do određenog temperaturnog praga. Ovo postupno slabljenje čvrstoće, potvrđeno opsežnom statističkom analizom, ključno je za uzeti u obzir pri projektiranju i operativnom planiranju komponenti u zrakoplovstvu [10].

S obzirom na ključnu ulogu koju CFRP ima u zrakoplovnom sektoru i izražene učinke koje temperatura može imati na njegova mehanička svojstva, razumijevanje ovisnosti CFRP-a o temperaturi je neophodan aspekt za osiguranje performansi, pouzdanosti i sigurnosti zrakoplovnih konstrukcija. Ispitivanje CFRP-a u različitim temperaturnim uvjetima otvara put za otpornije zrakoplovne konstrukcije i uvodi mogućnost za inovacije u proizvodnju i uporabi kompozitnih materijala koje bi mogle dodatno revolucionirati industriju. U nastavku će se pojedinačno promatrati temperaturni utjecaj na određeno mehaničko svojstvo CFRP-a.

## 2.1. Temperatura staklišta

Temperatura staklišta  $T_g$  ključno je termo-mehaničko svojstvo u proučavanju CFRP-a, posebice pri razmatranju primjene na visokim temperaturama ili izlaganju različitim okolišnim uvjetima.  $T_g$  označava raspon temperatura u kojem polimerna matrica prelazi iz čvrstog, staklastog stanja u fleksibilnije, gumeno stanje [11]. Ova promjena fizikalnog stanja posljedica je omekšavanja polimernih lanaca, što omogućuje povećanu molekularnu pokretljivost bez promjene faze. Razumijevanje  $T_g$ -a bitno je jer izravno utječe na mehaničke i temperaturne svojstva CFRP-a.

Kako se temperatura približava  $T_g$ -u, sekundarne interakcije spajanja između molekularnih lanaca unutar polimerne matrice počinju slabiti. To rezultira značajnim smanjenjem krutosti te povećanjem prigušnih svojstava. Staklasti prijelaz obuhvaća raspon temperatura umjesto pojedinačne točke, i različite metode mjerenja mogu dati različite vrijednosti  $T_g$  za isti materijal [11].



**Slika 2 Prikaz temperature staklišta [11]**

Polimerna matrica CFRP-a odgovorna je za prijenos opterećenja na ojačavajuća ugljična vlakna.  $T_g$  matrice postaje ograničavajući faktor za operativni raspon temperatura kompozita. Iznad  $T_g$ -a, matrica može izgubiti sposobnost učinkovitog prijenosa naprezanja, što bi moglo dovesti do smanjenja ukupne čvrstoće i konstrukcijske cjelovitosti kompozitnog materijala. Stoga se pri konstruiranju mora voditi računa o odabiru prikladne matrice koja se koristi u CFRP-u. Potrebno je odabrati matricu čiji je  $T_g$  znatno iznad maksimalne predviđene radne temperature kako bi se osigurale dugoročna funkcionalnost i pouzdanost [12].

Za zrakoplovne, automobilske i druge industrijske primjene gdje je toplinska izloženost kritična, odabir polimerne matrice s višim  $T_g$ -om može poboljšati sposobnost kompozita da zadrži mehanička svojstva na povišenim temperaturama. Ovaj izbor ključan je aspekt procesa konstruiranja i inženjeringa komponenti izrađenih od CFRP-a.

Određivanje  $T_g$ -a također je ključno u predviđanju ponašanja kompozita u uvjetima požara. Jasno razumijevanje  $T_g$ -a olakšava razvoj prediktivnih modela za termo-mehanički odziv CFRP-a u požarima, omogućavajući inženjerima konstruiranje otpornijih kompozita na požar i provedbu učinkovitih mjera protupožarne zaštite.

## 2.2. Utjecaj temperature na vlačnu čvrstoću CFRP-a

Vlačna čvrstoća polimera ojačanih ugljičnim vlaknima jedna je od njegovih najznačajnijih karakterisitika, što ga čini nezamjenjivim materijalom u zrakoplovnom inženjerstvu. Međutim, ta čvrstoća nije statična karakteristika, ona je u velikoj mjeri ovisna o temperaturnim uvjetima kojima je materijal izložen. Različite temperature kojima su izložene zrakoplovne konstrukcije, od ekstremne hladnoće visinskih okruženja do visoke temperature tijekom nadzvučnog leta mogu uzrokovati značajne promjene u vlačnoj čvrstoći CFRP-a.

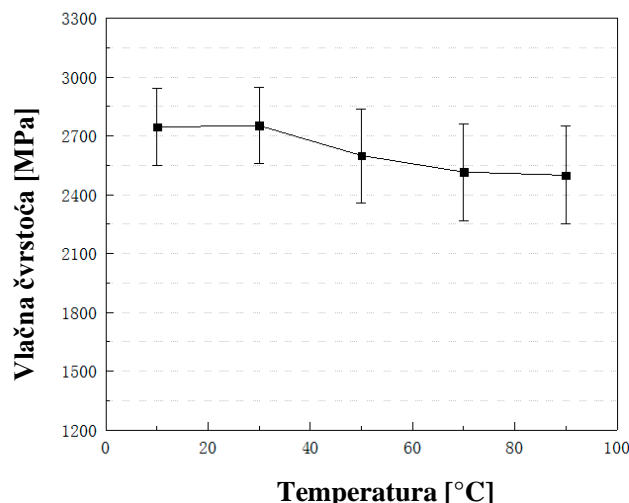
Polimerna matrica CFRP-a, obično epoksid, počinje omekšavati kako temperatura prilazi njegovoj temperaturi staklišta  $T_g$ . Kao rezultat, nosiva sposobnost matrice se smanjuje, prenoseći više naprezanja na ugljična vlakna. Iako vlakna zadržavaju svoju vlačnu čvrstoću na višim temperaturama, ukupna čvrstoća kompozitnog materijala je narušena zbog oslabljenja spoja matrice i vlakana.

Temperaturni odziv vlačne čvrstoće CFRP-a također je pod utjecajem orijentacije ugljičnih vlakana unutar matrice. Jednosmjerni CFRP, gdje su sva vlakna usmjerena u jednom smjeru, pokazuje drugačije temperaturne reakcije u usporedbi s tkanim ili višesmjerno ojačanim kompozitima. Jednosmjerni CFRP je osjetljiviji na smanjenje čvrstoće uzrokovane porastom temperature duž osi okomito na orijentaciju vlakana, gdje matrica određuje ponašanje kompozita pri tom opterećenju. U uzdužnom smjeru, gdje vlakna uglavnom preuzimaju opterećenje, jednosmjerni CFRP pokazuje veću otpornost na smanjenje čvrstoće pod utjecajem temperature.

Još jedan ključni faktor je prisutnost pora ili nedostataka unutar CFRP-a. Te nepravilnosti mogu djelovati kao koncentratori naprezanja, posebno na povišenim temperaturama i mogu značajno umanjiti vlačnu čvrstoću materijala. Stoga proizvodni proces mora težiti minimiziranju ovih nedostataka kako bi se održala čvrstoća CFRP-a u širokom rasponu temperatura.

U detaljnom istraživanju iz [10] ispitivana je vlačna čvrstoća ploča od CFRP-a pri različitim temperaturama kako bi se razumjelo kako povišena temperatura utječe na njihovo mehaničko ponašanje.

Rezultati su otkrili značajnu promjenu u načinima popuštanja kako su temperature rasle. U početku su pukotine nastajale preko cijele ploče CFRP-a, ali kako su temperature približavale  $90^{\circ}\text{C}$ , pukotine su se lokalizirale na pojedinačna ugljična vlakna. Ova promjena pripisuje se omekšavanju epoksidne matrice pri temperaturama koje se približavaju njezinoj temperaturi staklišta  $T_g$ , što dovodi do smanjenja čvrstoće.



**Slika 3 Ovisnost vlačne čvrstoće o temperaturi [10]**

Konkretno, Slika 3 prikazuje promjene vlačne čvrstoće sloja u smjeru vlakana uzoraka ploča od C-T10 CFRP-a na različitim temperaturama. Dok je čvrstoća na 30 °C pokazala minimalno povećanje od 0,22 % u odnosu na osnovnu vrijednost na 10 °C, na višim temperaturama poput 50 °C, 70 °C i 90 °C zabilježen je pad čvrstoće od 5,5 %, 8,5 % i 9,0 %, . Međutim, smanjenje vlačne čvrstoće uzoraka CFRP-a uglavnom se pripisuje omekšavanju epoksidne smole. Najveći pad zabilježen je na 50 °C, iako se stopa pogoršanja donekle stabilizira na temperaturama 70 °C i 90 °C.

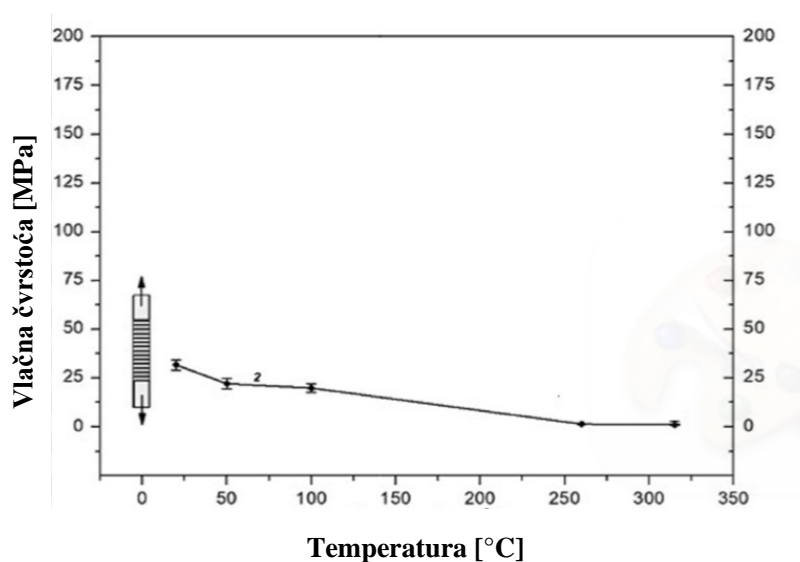
Za razliku od vlačne čvrstoće u pravcu vlakana  $X_t$ , koja prvenstveno koristi čvrstoću ugljičnih vlakana, vlačne čvrstoće okomite na pravac vlakna  $Y_t$  CFRP-a u velikoj mjeri ovisi o materijalu matrice i spoju vlakno-matrica, koji su osjetljiviji na temperaturne promjene. Iako ugljikova vlakna pokazuju visoku čvrstoću i stabilnost do visokih temperatura, vlačna čvrstoća okomita na pravac vlakna kompozita CFRP-a značajno je pod utjecajem temperaturnog ponašanja polimerne matrice. Kako temperature rastu, posebno približavajući se ili prelazeći temperaturu staklišta  $T_g$  epoksidne matrice, matrica omekšava, što dovodi do smanjenja njene sposobnosti učinkovitog prijenosa naprežanja preko vlakana u poprečnom smjeru [12]. Ovo omekšavanje utječe na cjelokupni integritet i nosivost kompozita u poprečnoj orijentaciji.

Istraživanje u [13] ističe razlike u ponašanju između vlačne čvrstoće u pravcu vlakna i okomito na pravac vlakna.

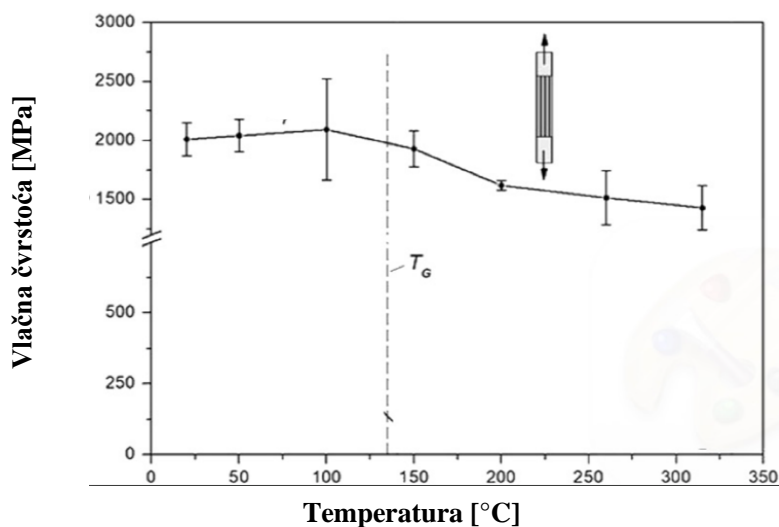
Na Slici 4 se vidi da početna vlačna čvrstoća u pravcu vlakna,  $X_t$  znatno je veća, počinje iznad 2011 MPa. Vlačna čvrstoća u pravcu vlakna ostaje relativno stabilna sve do temperature

staklišta  $T_g$ , koja je označena oko  $150\text{ }^\circ\text{C}$ . Nakon  $T_g$  dolazi do postupnog smanjenja čvrstoće, što ukazuje na omekšavanje matrice i smanjenu učinkovitost spoja vlakana i matrice na višim temperaturama. Pad nakon  $T_g$  nije nagao, već pokazuje kontinuirani silazni trend kako temperatura raste, što sugerira da iako matrica omekšava, ugljična vlakna i dalje znatno doprinose vlačnoj čvrstoći.

Na Slici 5 se vidi da je početna vlačna čvrstoća okomita na pravac vlakna,  $Y_t$  je mnogo niža u odnosu na  $X_t$ , oko 32 MPa. Slično kao u pravcu vlakna, čvrstoća postupno opada kako temperatura raste. Međutim, brzina opadanja je konzistentnija i počinje odmah od niskih temperatura. Nakon  $T_g$ , pad se nastavlja sličnom brzinom, dodatno smanjujući čvrstoću, ali promjene nisu tako dramatične kao u pravcu vlakna zbog već niske početne vrijednosti.



Slika 4 Vlačna čvrstoća u pravcu vlakna [13]



Slika 5 Vlačna čvrstoća okomita na pravac vlakna [13]

Prema istraživanju u [13], oslabljenje matrice pri povišenim temperaturama rezultira smanjenjem vlačne čvrstoće okomite na vlakna zbog smanjene povezanosti vlakna i matrice, povećavajući vjerojatnost delaminacije pod opterećenjem. Taj problem delaminacije je dodatno izražen zbog neprimjetnih oštećenja (*eng. Barely Visible Impact Damage - BVID*). BVID je naziv za oštećenja kompozitnog materijala (na primjer CFRP) uzrokovana udarcem niske brzine objekata tijekom održavanja ili eksploatacije. Takvi objekti mogu biti na primjer ispušteni alati. Udarci na niskim brzinama uzrokuju samo manja oštećenja površine kompozita, koja se općenito ne mogu lako otkriti vizualnim pregledom. Međutim, oni mogu uzrokovati strukturno značajna oštećenja unutar kompozita, kao što su delaminacija, pucanje matrice, lom vlakana i izvlačenje vlakana. Ova unutarnja oštećenja mogu značajno smanjiti integritet konstrukcije i dugotrajnost zrakoplovnih kompozitnih komponenti.

Kontinuirano smanjenje kroz raspon temperatura sugerira da matrica igra dominantniju ulogu u vlačnoj čvrstoći okomitoj na pravac vlakna, a njezino raspadanje ravnomjernije utječe na ukupnu čvrstoću kompozita. Oba smjera pokazuju pad čvrstoće s povećanjem temperature, ali je  $X_t$  otpornija do  $T_g$ . Ovaj otpor pokazuje snažan utjecaj orijentacije vlakana na svojstva pod utjecajem temperature.

Različita ponašanja kao odgovor na promjene temperature naglašavaju potrebu za pažljivim razmatranjem orijentacije vlakana u konstrukciji komponenata od CFRP-a, posebno za primjene koje uključuju širok raspon temperatura, kao što su zrakoplovna ili automobilska industrija.

### 2.3. Utjecaj temperature na tlačnu čvrstoću CFRP-a

Otpornost polimera ojačanih ugljičnim vlaknima na tlačna opterećenja ključno je područje istraživanja, posebno u razumijevanju kako temperaturne promjene utječu na integritet konstrukcije. Ovo poglavlje razrađuje utjecaje temperature na tlačnu čvrstoću u pravcu vlakna,  $X_c$  i tlačnu čvrstoću okomito na pravac vlakna,  $Y_c$ .

Tlačna čvrstoća u pravcu vlakna CFRP-a značajno se smanjuje s povećanjem temperature, posebno kada temperatura prelazi  $T_g$  polimerne matrice. Pad  $X_c$  prelaskom vrijednosti  $T_g$  pripisuje se omekšavanju matrice [13].

S druge strane, tlačna čvrstoća okomito na pravac vlakna,  $Y_c$ , je ključna u primjenama gdje je CFRP izložen višeosnom stanju naprezanja.  $Y_c$  je inherentno niži od  $X_c$  zbog slabijih mehaničkih svojstava matrice u usporedbi s ugljičnim vlaknima. Tlačna čvrstoća okomito na pravac vlakna,  $Y_c$  značajno je pod utjecajem povećanja temperature, s opaženim smanjenjem

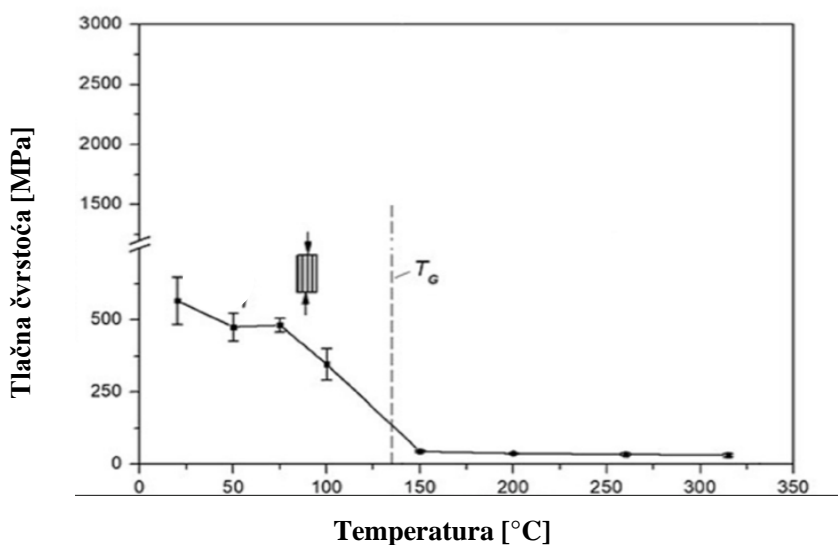


čak i na temperaturama znatno ispod  $T_g$  matrice. Ova osjetljivost uglavnom je zbog ključne uloge matrice u okomitom pravcu na vlakna CFRP-a, gdje njezina temperaturna stabilnost diktira ukupnu izvedbu kompozita pod poprečnim opterećenjima [14].

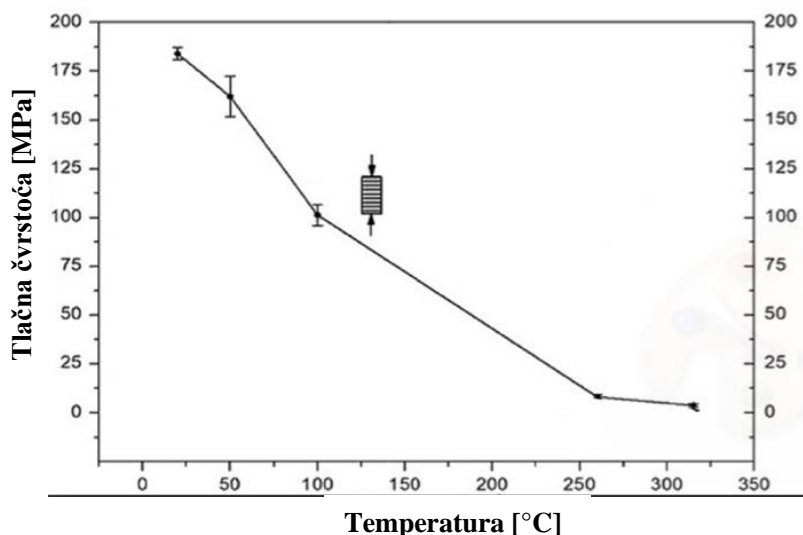
Istraživanje u [13] pruža uvide u ponašanje CFRP-a pri različitim temperaturama. Proveden je niz testova kompresije na uzorcima CFRP-a i primjećeno je da se tlačna čvrstoća,  $X_c$  i  $Y_c$ , smanjuje kako temperature prilaze i premašuju  $T_g$ .

Na Slici 6 vidi se da početna tlačna čvrstoća u pravcu vlakna,  $X_c$  započinje značajno visoko. Sve do temperature staklišta  $T_g$  oko  $150^\circ\text{C}$ , čvrstoća pokazuje relativno umjeren pad. Nakon prelaska  $T_g$ ,  $X_c$  pokazuje oštar pad, ističući značajan pad dok matrica mekša i gubi sposobnost učinkovite raspodjele tlačnog opterećenja među vlaknima. Početni pad prije  $T_g$  i oštiri pad nakon  $T_g$  ukazuju na to da sposobnost matrice za vezanje vlakna znatno slabi na višim temperaturama, utječući na sposobnost kompozita da izdrži tlačno opterećenje.

Na Slici 7 vidi se da početna tlačna čvrstoća okomito na pravac vlakna,  $Y_c$  započinje znatno niže u usporedbi s čvrstoćom u pravcu vlakna. Čvrstoća konzistentno i gotovo linearno pada od samog početka do kraja proučavanog raspona temperatura. Slično kao u pravcu vlakna, pad ostaje postojan, ali ne pokazuje tako dramatičnu promjenu nakon  $T_g$ . To sugerira da, iako degradacija matrice utječe na čvrstoću, početna niža čvrstoća znači da neće doći do velikog pada vrijednosti čvrstoće u temperaturnom rasponu. Konzistentno smanjenje kroz sve temperature sugerira uniformniju degradaciju matrice i manju ulogu u podršci opterećenju u pravcu okomito na vlakna u usporedbi s opterećenjem u pravcu vlakana.



Slika 6 Tlačna čvrstoća u pravcu vlakna [13]



Slika 7 Tlačna čvrstoća okomito na pravac vlakna [13]

Vlačna čvrstoća u pravcu vlakna značajno je viša na početku i pokazuje veću temperaturnu postojasnot sve do  $T_g$ . Oba smjera degradiraju s temperaturom, ali  $X_c$  pokazuje izraženiju temperaturnu osjetljivost nakon  $T_g$ , gdje je doprinos matrice ključan. Ova promatranja ističu potrebu za orijentiranjem vlakana u odgovarajućem smjeru u konstruiranju CFRP-a, posebno u primjenama gdje su značajna tlačna opterećenja.

#### 2.4. Utjecaj temperature na smičnu čvrstoću CFRP-a

Smična čvrstoća CFRP-a značajno ovisi o svojstvima ugljičnih vlakana i polimerne matrice. Vlakna pružaju visoku čvrstoću i krutost, dok matrica raspodjeljuje smična opterećenja između vlakana, doprinoseći ukupnoj otpornosti na smicanje kompozita. Promjena temperature mijenja viskoznost matrice i karakteristike spajanja s vlaknima, što zauzvrat utječe na smičnu čvrstoću CFRP-a. Kako temperatura raste, posebno približavajući se ili prelazeći temperaturu staklišta  $T_g$  polimerne matrice, matrica omekšava, što dovodi do smanjenja njene sposobnosti učinkovitog prijenosa smičnih napreznja i posljedično, do smanjenja smične čvrstoće.

Istraživanje provedeno u [15] predstavlja sveobuhvatne eksperimentalne rezultate o utjecaju temperature na smičnu čvrstoću CFRP-a. Testovi su provedeni na malim laminatima CFRP-a evaluirajući dva režima očvršćivanja na temperaturama od 23 °C do 200 °C. Na Slici 8 prikazani su rezultati eksperimentalno dobivenih smičnih čvrstoća na raznim temperaturama. Dinamički mehanički analizator (DMA) korišten je za određivanje vrijednosti  $T_g$ , a testovi

čvrstoće izvođeni su na stabilnim (zagrijavanje, zatim opterećivanje do loma) i tranzicijskim (držanje opterećenja, zatim povećavanje temperature do loma) temperaturama.

Konkretno, evaluirana je smična čvrstoća između laminata CFRP-a (smična čvrstoća spoja), pokazujući da se snaga veze znatno pogoršava s povećanjem temperature. Ovo pogoršanje bilo je izraženije iznad temperature staklišta  $T_g$ , gdje polimerna matrica počinje gubiti svoju krutost i konstrukcijski integritet.

Test temperature (°C)	Tensile shear strength (MPa)
23	6.3 ± 0.9
66	5.6 ± 0.8
76	5.3 ± 0.8
86	4.2 ± 0.6
96	3.0 ± 0.8
106	3.4 ± 0.7
116	3.0 ± 0.4
126	2.4 ± 0.9
200	1.3 ± 0.2

Slika 8 Promjena smične čvrstoće s povećanjem temperature [15]

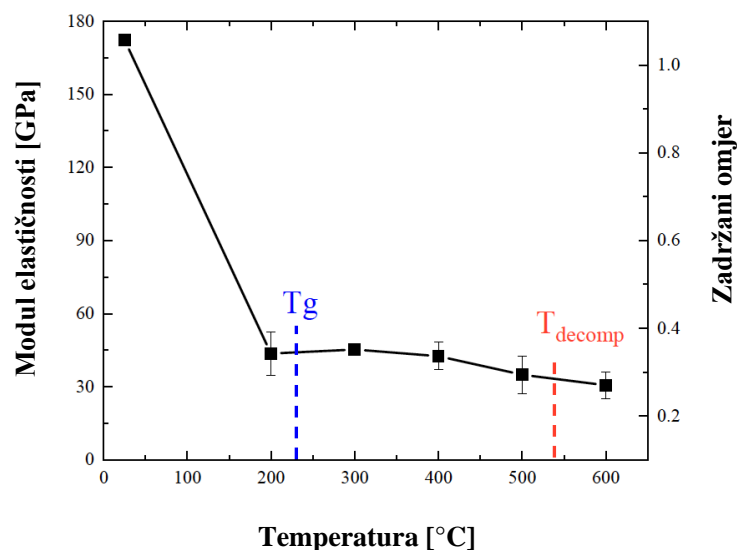
## 2.5. Utjecaj temperature na konstante elastičnosti CFRP-a

### 2.5.1. Utjecaj temperature na modul elastičnosti/Youngov modul

Modul elastičnosti  $E$ , temeljno svojstvo koje ukazuje na krutost materijala, ključan je za određivanje kako će se polimeri ojačani ugljičnim vlaknima ponašati pod opterećenjem, posebno u zrakoplovnim primjenama gdje materijali moraju izdržati visoka naprezanja bez pretjeranog deformiranja. Iako je CFRP poznat po visokom omjeru krutosti prema masi i superiornoj vlačnoj čvrstoći, utjecaj temperature na njegov modul elastičnosti, posebno modul elastičnosti u pravcu vlakna,  $E_1$  složena je interakcija na koju utječu svojstva vlakna i polimerne matrice.

Na povišenim temperaturama, posebno blizu ili iznad temperature staklišta  $T_g$  matrice, CFRP pokazuje promjene u svom modulu elastičnosti u pravcu vlakna. Budući da sama ugljična vlakna imaju mnogo veću toleranciju na povećanu temperaturu prije gubitka krutosti, ukupna promjena modula elastičnosti CFRP-a u velikoj mjeri ovisi o ponašanju matrice i vezi između vlakna i matrice.

Eksperimentalni rezultati o promjeni modula elastičnosti u istraživanju [8] otkrivaju izražen pad modula elastičnosti CFRP-a kako temperature prilaze temperaturi staklišta  $T_g$  polimerne matrice.



Slika 9 Krivulja modula elastičnosti u ovisnosti o temperaturi [7]

Slika 9 prikazuje promjene modula elastičnosti uzoraka CFRP-a kako temperatura raste. Na ovoj slici također je prikazan zadržani omjer modula elastičnosti na različitim temperaturama u odnosu na njegovu vrijednost na sobnoj temperaturi. Zadržani omjer izračunava se usporedbom mehaničkog svojstva materijala na povišenim temperaturama s onim na sobnoj temperaturi. Kao što je navedeno u istraživanju, tijekom procesa testiranja uočeno je da peć, u kojoj su se zagrijavali uzorci, ispustila bijeli dim kad je temperatura premašila 230 °C, što signalizira razgradnju i isparavanje matrice. Prema Slici 8, kada je temperatura prešla 22 °C, modul elastičnosti je počeo brzo opadati, stabilizirajući se na 29 % odnosno 200 °C u odnosu na sobnu temperaturu.

Iako je znatna pažnja posvećena modulu elastičnosti u pravcu vlakna,  $E_1$  polimera ojačanih ugljičnim vlaknima, razumijevanje utjecaja temperature na modul elastičnosti okomito na pravac vlakna,  $E_2$  jednako je važno za sveobuhvatnu karakterizaciju materijala, posebno u primjenama gdje je CFRP orijentiran u više smjerova podložnih različitim profilima naprežanja.

Kako temperatura utječe na polimernu matricu, ponašanje modula elastičnosti okomito na pravac vlakna,  $E_2$  pod utjecajem promjene temperature ističe različite karakteristike ponašanja materijala u usporedbi s  $E_1$ .

Prema rezultatima iz [13] modul elastičnosti okomito na pravac vlakna CFRP-a pokazuje značajnu osjetljivost na promjene temperature, posebno blizu i iznad temperature staklišta  $T_g$  polimerne matrice. Kako matrica mekša na povišenim temperaturama, njena sposobnost

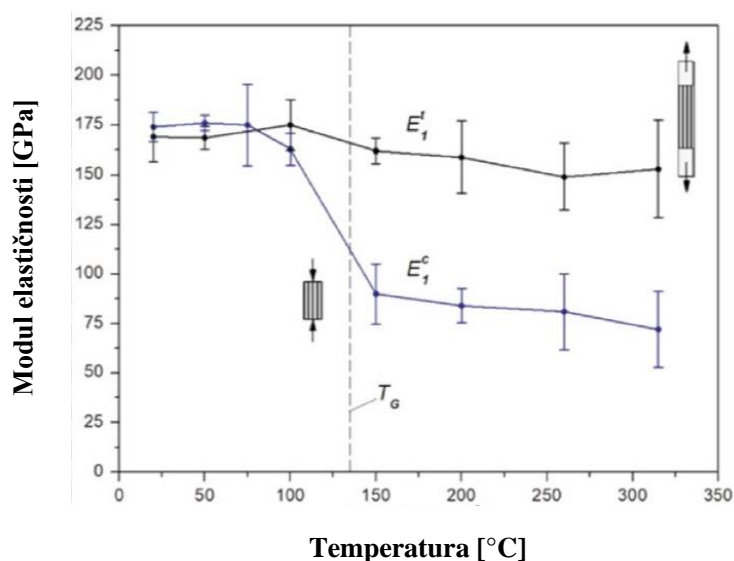
prijenosa naprezanja na ugljična vlakna smanjuje se, što dovodi do primjetnog smanjenja  $E_2$ . Ovo pogoršanje utječe na ukupnu dimenzijsku stabilnost i krutost kompozita u primjenama gdje su naprezanja u smjeru okomitom na vlakna prevladavajuća.

Ove varijacije  $E_2$  izazvane temperaturom zahtijevaju pažljivo razmatranje u konstruiranju komponenti od CFRP-a, osiguravajući da faktori sigurnosti i specifikacije materijala uzimaju u obzir moguća smanjenja krutosti. Također naglašava važnost odabira odgovarajućih materijala matrice kako bi se održale karakteristike na širem rasponu temperatura. Zaključno, utjecaj temperature na modul elastičnosti okomito na pravac vlakna,  $E_2$  CFRP-a ima značajne implikacije za projektiranje i primjenu kompozitnih materijala. Obraćanje pozornosti na ove promjene kroz napredke u znanosti o materijalima i inženjerske prakse ključno je za uspješnu upotrebu CFRP-a u temperaturno izazovnim okruženjima.

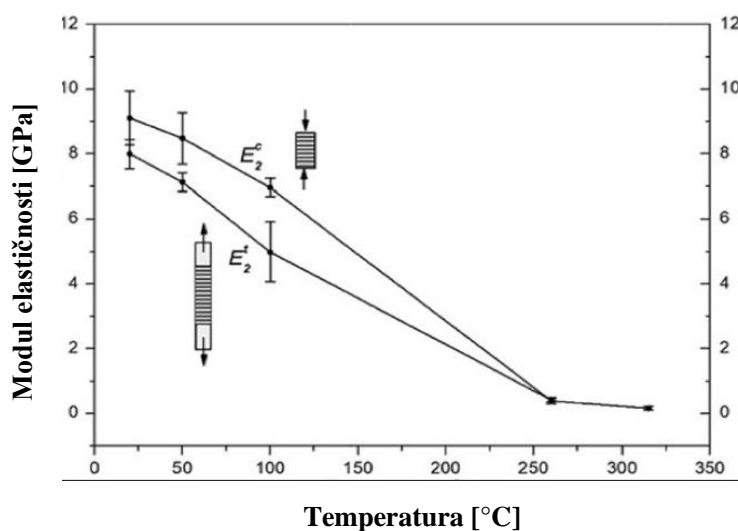
Slika 10 prikazuje module elastičnosti u pravcu vlakna CFRP pod vlačnim  $E_1^t$  i tlačnim opterećenjem  $E_1^c$ . Početno, oba modula počinju s višim vrijednostima, pri čemu vlačno opterećenje održava nešto viši modul elastičnosti od tlačnog opterećenja. Kako temperatura raste prema i iznad temperature staklišta ( $T_g$ , označeno oko 150 °C), dolazi do primjetnog pada oba modula. Međutim, modul elastičnosti tlačnog opterećenja  $E_1^c$  pokazuje strmiji pad u usporedbi s modulom pod vlačnim  $E_1^t$  koji ostaje relativno stabilniji sve do oštrog pada nakon  $T_g$ . Ponašanje ukazuje na to da kompozit održava svoju čvrstoću vlačnim opterećenjem bolje nego pod tlačnim kako temperatura raste, sugerirajući veći utjecaj degradacije matrice na svojstva pri tlačnom opterećenju.

Slika 11 prikazuje module elastičnosti okomito na pravac vlakna pod vlačnim opterećenjem  $E_2^t$  i tlačnim opterećenjem  $E_2^c$ . Oba modula počinju s mnogo nižim vrijednostima u usporedbi s onima u pravcu vlakna. U smjeru okomito na pravac vlakna i vlačni i tlačni modul elastičnosti pokazuju konzistentan i gotovo linearan pad kako temperatura raste. Pad je strm i kontinuiran, ukazujući na uniformnu degradaciju sposobnosti kompozita da izdrži deformaciju pod oba tipa mehaničkog opterećenja. Posebno je značajno da modul pod djelovanjem tlačnog opterećenja opada brže nego pod vlačnim, sugerirajući da je doprinos matrice krutosti kritično pogođen temperaturom.

Moduli elastičnosti okomito na pravac vlakna se gotovo jednolično pogoršavaju s temperaturom, naglašavajući osjetljivost kompozita u smjeru okomitom na pravac vlakna [13].



Slika 10 Moduli elastičnosti u pravcu vlakna [13]



Slika 11 Moduli elastičnosti okomito na pravac vlakna [13]

### 2.5.2. Utjecaj temperature na modul smicanja CFRP-a

Modul smicanja  $G_{12}$  je temeljno svojstvo polimera ojačanih ugljičnim vlaknima koje pokazuje sposobnost materijala da odolijeva deformaciji pod utjecajem smičnog naprezanja. Ovaj modul je posebno ključan za razumijevanje karakteristika kompozitnih materijala pod mehaničkim opterećenjima koja uzrokuju klizanje slojeva materijala jedan u odnosu na drugi.

Na nižim temperaturama, posebno ispod temperature staklišta  $T_g$  matrice, modul smicanja CFRP-a uglavnom određuje krutost matrice i učinkovitost spoja vlakno-matrica. Kako temperatura raste i približava se  $T_g$ , materijal matrice mekša, što dovodi do smanjenja  $G_{12}$ . Ovo

smanjenje krutosti rezultat je toga što matrica više ne može učinkovito prenositi smična opterećenja na vlakna, koja su primarno odgovorna za nošenje opterećenja u kompozitu [16].

Dinamička svojstva smičnog naprezanja CFRP-a opsežno su proučavana u [16] kroz eksperimente koji koriste tehniku torzijskog njihala, pružajući detaljan pogled na to kako se  $G_{12}$  mijenja s temperaturom. Njihovo istraživanje istaknulo je osjetljivu prirodu  $G_{12}$  na promjene temperature, posebno blizu i iznad  $T_g$  matrice.

U provedenim eksperimentima, uzorci CFRP-a bili su izloženi sinusoidalnom opterećenju u rasponu temperature od  $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$  do  $+200\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Nalazi su pokazali da je  $G_{12}$  ostao relativno stabilan na nižim temperaturama, ali je počeo opadati kako se temperatura približavala  $T_g$  epoksidne matrice. Ovo smanjenje bilo je izraženije kada je temperatura premašila  $T_g$ , što ukazuje na značajno smanjenje sposobnosti materijala da odoli smičnoj deformaciji.

Eksperimentalni uvidi dobiveni iz [16] doprinose dubljem razumijevanju ponašanja kompozita CFRP-a pod različitim temperaturnim uvjetima.

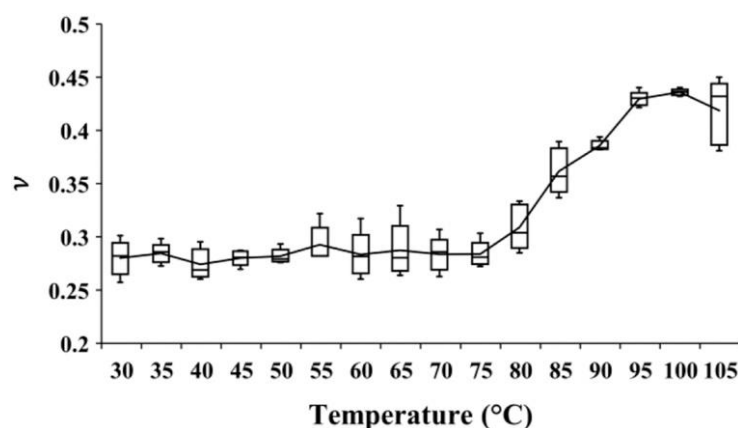
### **2.5.3. Utjecaj temperature na Poissonov faktor CFRP-a**

Poissonov faktor,  $\nu$  CFRP-a koji prikazuje omjer poprečnog smanjenja i uzdužnog produljenja u materijalu, ključan je parametar za razumijevanje ponašanja CFRP-a pod različitim uvjetima opterećenja. Teoretski, Poissonov faktor CFRP-a može biti pod utjecajem nekoliko faktora, uključujući svojstva vlakana i matrice, orijentaciju vlakana te interakciju između vlakana i matrice. Na nižim temperaturama, Poissonov faktor CFRP-a uglavnom određuju elastična svojstva vlakana i matrice. Međutim, kako temperatura raste prema temperaturi staklišta  $T_g$  matrice, materijal matrice postaje duktilniji, što može dovesti do povećanja Poissonova koeficijenta. Materijal matrice, postajući mekši, omogućava veću poprečnu deformaciju u odnosu na uzdužno produljenje.

Istraživanje iz [17] pruža detaljnu eksperimentalnu analizu Poissonovog faktora,  $\nu$  CFRP-a kroz raspon temperatura, posebno usredotočujući se na promjene koje se promatraju oko temperature staklišta  $T_g$ .

Eksperimentalna metodologija u [17] uključivala je izračun Poissonovog faktora iz omjera uzdužnih i poprečnih deformacija, dobivenih iz slika snimljenih tijekom testova. Analiza je pokazala da između  $30\text{ }^{\circ}\text{C}$  i  $80\text{ }^{\circ}\text{C}$ , Poissonov faktor mijenja vrijednost u rasponu od 0,26 do 0,33, s prosječnom vrijednošću od 0,29. Ovaj raspon pokazuje relativno stabilno ponašanje materijala pod uvjetima testiranim unutar tog temperaturnog raspona. Značajno je da nalazi

ukazuju na to da Poissonov faktor ne ostaje konstantan sve do  $T_g$ , već počinje rasti od 80 °C, sugerirajući početak promjena u svojstvima materijala prije doseganja  $T_g$ .



Slika 12 Utjecaj temperature na Poissonov faktor [17]

Srednja linija na Slici 12 pokazuje oštar porast Poissonovog faktora do oko 0,44 kako se temperatura približava 100 °C. Ovo ponašanje pripisuje se svojstvumatrice CFRP-a koja počinje reagirati više kao viskozna tekućina, omogućavajući veću stlačivost i bočno istežanje u odnosu na primijenjeno opterećenje. Ovi rezultati naglašavaju važnost razmatranja utjecaja temperature u konstrukciji i primjeni materijala CFRP, posebno u okruženjima gdje su temperaturne promjene česte.

## 2.6. Načini popuštanja CFRP-a u ovisnosti o temperaturi

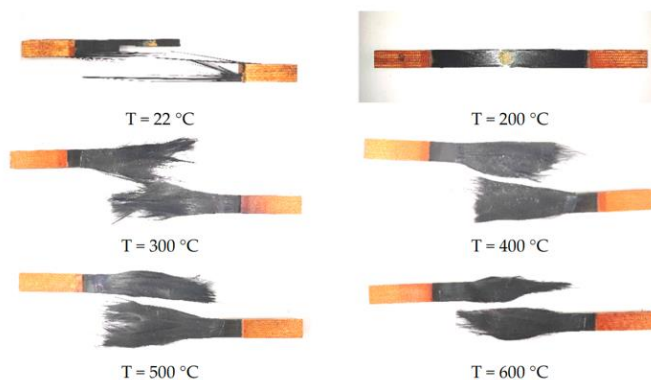
Ispod  $T_g$ -a, CFRP održava svoj integritet konstrukcije, pri čemu su načini popuštanja karakterizirani matričnim pukotinama ili popuštanjem spoja vlakna-matrica. Ti načini popuštanja pretežno su pod utjecajem mehaničkih naprezanja koja premašuju čvrstoću materijala ili zbog defekata unutar kompozitne konstrukcije. Međutim, kako temperature rastu iznad  $T_g$ -a, matrica mekša i gubi svoju krutost, što dovodi do promjene u načinima popuštanja. Popuštanje može uključivati izvlačenje vlakana ili pucanje. Temperatura na kojoj se događaju ove tranzicije i specifična priroda načina loma ključni su za projektiranje i primjenu CFRP-a u okruženjima koja mogu doživjeti ekstremne ili fluktuirajuće temperature.

Eksperimentalni rezultati o načinu popuštanja u [8] otkrivaju da pri temperaturama ispod  $T_g$  matrice, CFRP obično pokazuje načine loma karakterizirane pucanjem matrice i delaminacijom. Ti načini loma su pod utjecajem sposobnosti matrice da podržava prijenos opterećenja na vlakna, održavajući integritet kompozita. S druge strane, na temperaturama



iznad  $T_g$ -a, matrica značajno omekšava, što dovodi do smanjenja njezine sposobnosti nošenja opterećenja. Ova tranzicija značajno mijenja način popuštanja, prelazeći s mehanizama dominiranih matricom na one kontrolirane vlaknima, kao što su izvlačenje vlakana i puknuće. Ova promjena je ključna jer ukazuje na degradaciju cjelokupne konstrukcije za prijenos opterećenja CFRP-a.

Na Slici 13 su prikazna tri načina popuštanja u ovisnosti o temperaturi. U temperaturnom rasponu od 20 °C do 200 °C, temperatura matrice je ispod temperature staklišta i bila je u elastičnom stanju. Način loma uzorka bio je krhki lom vlakana. Za temperaturni raspon od 200 °C do 400 °C, matrica se znatno omekšala, a čvrstoća je nešto sporije opadala. Nosivost uzorka smanjena je nakon omekšavanja matrice i loma vlakana. Još uvijek su postojala vlakna povezana sa smolom, a neka od njih formirala su očvrsnute snopove vlakana dok su se hladila. Za temperaturni raspon od 400 °C do 600 °C, čvrstoća brzo je opadala. Kada je temperatura dosegla 400 °C, dovoljno matrice je isparilo da je ostao mekan snop vlakana. Snop je oksidirao, što je rezultiralo gubitkom vlačne čvrstoće i modula elastičnosti.



**Slika 13 Načini popuštanja uzoraka od CFRP-a na različitim temperaturama [7]**

Istraživanje je pokazalo da izlaganje CFRP-a povišenim temperaturama, posebno onima koje dosežu do 600 °C, značajno mijenja način popuštanja. U početku dominiran pucanjem matrice, način loma prelazi na ispadanje vlakana kako temperatura raste, ističući smanjenu ulogu matrice u održavanju integriteta konstrukcije.

## 2.7. Koeficijent toplinskog istezanja CFRP-a

Koeficijent toplinskog istezanja (*eng. Coefficient of Thermal Expansion - CTE*) temeljno je svojstvo materijala koje mjeri koliko se materijal širi ili skuplja po stupnju promjene temperature. Razumijevanje CTE-a ključno je za inženjerske primjene, posebno za materijale poput CFRP-a, koji se široko koriste u industrijama gdje su preciznost i integritet konstrukcije pod različitim temperaturnim uvjetima od iznimne važnosti. Karakteristike toplinskog istezanja ovih kompozita nisu jednostavne zbog anizotropne prirode materijala. Za razliku od izotropnih materijala, koji se jednoliko šire u svim smjerovima kada se zagrijavaju, istezanje u CFRP-ima znatno varira ovisno o smjeru ugljičnih. Obično je CTE znatno niži i negativan u pravcu vlakana zbog visoke čvrstoće i temperaturne stabilnosti ugljičnih vlakana. Okomito na pravac vlakana, istezanje više kontrolira materijal matrice, koji obično ima veći koeficijent toplinskog istezanja. Ova anizotropnost može dovesti do složenih ponašanja u kompozitnim konstrukcijama koje su izložene promjenama temperature, poput savijanja ili unutarnjih naprezanja. Nadalje, ukupni koeficijent toplinskog istezanja CFRP-a također može biti pod utjecajem rasporeda slojeva, volumnog udjela vlakana i procesa stvrdnjavanja polimerne matrice. Ti faktori moraju biti pažljivo kontrolirani i optimizirani kako bi se prilagodila svojstva temperaturnog istezanja kompozita od CFRP-a specifičnim primjenama, osiguravajući dimenzijsku stabilnost i očuvanje integriteta konstrukcije.

Nadovezujući se na istraživanje [18], ovaj odjeljak detaljnije istražuje specifične mehanizme i opažanja povezana s ponašanjem toplinskog istezanja CFRP-a. U jednosmjernim kompozitima, CTE vrijednosti pokazuju značajnu razliku kada se mjere u pravcu i okomito na pravac vlakana. Konkretno, CTE je minimalan i negativan u pravcu vlakana i znatno se povećava okomito na vlakna. Ovo karakteristično ponašanje naglašava ključan utjecaj rasporeda slojeva u određivanju svojstava toplinskog istezanja CFRP-a.

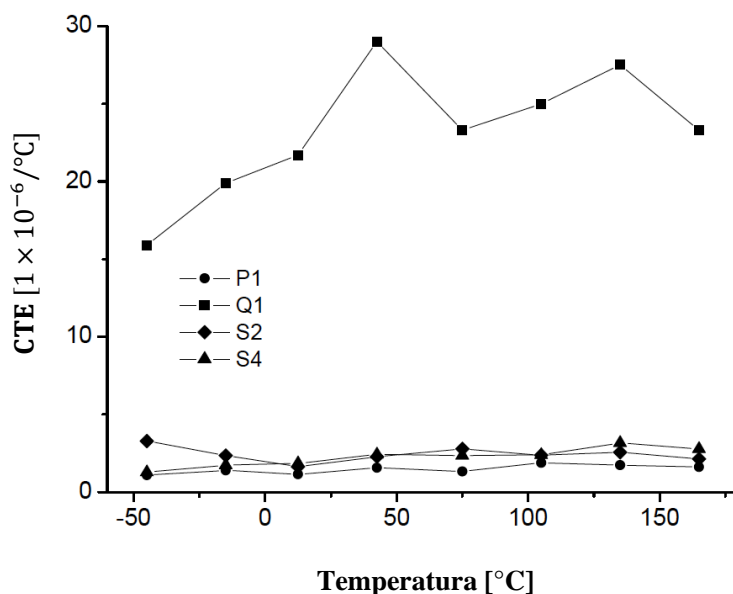
Slika 14 prikazuje koeficijent toplinskog istezanja za različite CFRP laminate u rasponu temperatura od -50 °C do 150 °C. Vrijednosti CTE-a su navedene za četiri različita rasporeda slojeva, označene kao P1, Q1, S2 i S4, od kojih svaki drugačije reagira na promjene temperature:

P1: Jednosmjerni CFRP laminat s vlaknima orijentiranim uzdužno. Ispod 25 °C, njegov CTE ostaje prilično stabilan na približno  $1,2 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ . Kada temperatura raste od 25 °C do 120 °C, CTE se povećava na  $1,9 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ , a zatim se blago smanjuje od 120 °C do 180 °C. P1 određen je koeficijentom linearnog toplinskog istezanja,  $\alpha_1$  u smjeru osi 1.

Q1: Slojevi su orijentirani ortogonalno na smjer mjerenja. Produljenje je znatno veće, a CTE je gotovo red veličine veći od onog kod uzdužne orijentacije, pokazujući snažnu ovisnost o temperaturi. Q1 određen je koeficijentom linearnog toplinskog istezanja,  $\alpha_2$  u smjeru osi 2.

S2 i S4: Oba laminata se sastoje od više slojeva s određenim redoslijedom slaganja i rasporedu slojeva su simetrični. CTE ovdje ostaje gotovo konstantan na  $2,0 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$  kroz promatrani raspon temperatura. S4 ima isti raspored vlakana kao S2, ali s dvostrukim brojem ponavljanja. Broj slojeva ne čini se da značajno utječe na CTE.

Istraživanje pokazuje da CTE (koeficijent toplinskog istezanja) CFRP-a nije konstantna vrijednost, već se mijenja s temperaturom. Primijećeno je da CFRP-a pokazuje stabilne vrijednosti CTE-a pri nižim temperaturama; međutim, kako temperatura raste, te vrijednosti se povećavaju. Ova varijabilnost CTE-a pri različitim temperaturama ukazuje na potrebu za pažljivim razmatranjem raspona operativnih temperatura konstrukcije načinjene od CFRP-a.



Slika 14 Promjena koeficijenta toplinskog istezanja CFRP-a s temperaturom [18]

### 3. APROKSIMACIJA MEHANIČKIH SVOJSTVA CFRP-A U OVISNOSTI O TEMPERATURI

Razumijevanje ponašanja kompozita ojačanih ugljičnim vlaknima pod različitim toplinskim uvjetima ključno je za njihovu primjenu u zrakoplovnom inženjerstvu. Njihova mehanička svojstva mogu značajno degradirati na povišenim temperaturama, što predstavlja izazov za održavanje strukturnog integriteta i pouzdanosti pod toplinskim opterećenjem.

U ranijim poglavljima ovog rada, dan je pregled mehaničkog ponašanja CFRP kompozita pod različitim temperaturama, naglašavajući potrebu za točnim proračunavanjem tih efekata. Degradacija mehaničkih svojstava kao što su vlačna čvrstoća, modul elastičnosti i smična čvrstoća s porastom temperature zahtijeva razvoj točnih prognostičkih modela.

U ovom radu korišten je model hiperbolne tangens funkcije za simulaciju temperaturno ovisnih mehaničkih svojstava CFRP kompozita. Ovaj model uzima u obzir nelinearnu degradaciju svojstava kako materijal prolazi kroz temperaturu staklišta,  $T_g$ . Metodologija, preuzeta je iz rada Gibsona i suradnika (2005), pruža okvir za računanje termomehaničkog ponašanja kompozitnih materijala pod opterećenjem i toplinskim opterećenjem [19].

Salem i suradnici (2023) pružaju opsežne eksperimentalne podatke o početnim mehaničkim svojstvima CFRP kompozita na početnoj temperaturi od 10 °C, detaljno opisujući osnovne karakteristike u okolišnim uvjetima. Ovi podaci su ključni za kalibraciju modela hiperbolne tangens funkcije. Primjenom ovog modela mogu se procijeniti mehanička svojstva na različitim povišenim temperaturama, uključujući temperaturni raspon od 10 °C do 250 °C. Model odražava smanjenje vlačne čvrstoće, modula elastičnosti i smične čvrstoće, što je u skladu s opažanjima iz drugih radova [20].

Za implementaciju ovog modela korišten je *Matlab* za izvođenje proračuna i generiranje grafičkih prikaza mehaničkih svojstava u rasponu temperatura. Ovaj računalni pristup ne samo da potvrđuje teorijski model prema empirijskim podacima, već također pruža uvid u ponašanje materijala pod različitim toplinskim uvjetima. To je bitno za konstruiranje i primjenu CFRP kompozita u okruženjima sa značajnim temperaturnim promjenama.

Za procjenu ovisnosti mehaničkih svojstava CFRP-a o temperaturi, implementiran je modificirani model hiperbolne tangens funkcije. Model je modificiran tako što su gradijenti promjene nekih svojstva promjenjeni kako bi pratili gradijente promjene svojstva iz eksperimentalnih podataka. Ova metoda uključuje definiranje početnih svojstava, modeliranje temperaturno ovisnih promjena i validaciju rezultata prema eksperimentalnim podacima.

### 3.1. Definiranje konstanti i parametara

Ključne konstante i parametri:

- Temperatura staklišta ( $T_g$ ) - u aproksimaciji je ova temperatura postavljena na 135 °C
- Raspon temperature ( $\Delta T$ ) - u aproksimaciji je postavljen temperaturni raspon od 50 °C
- Maksimalna temperatura - aproksimacija se proteže do maksimalne promatrane temperature od 250 °C
- Početna temperatura – temperatura na kojoj su mjerene početne vrijednosti svojstva su mjerene na temperaturi od 10 °C.

### 3.2. Početne vrijednosti mehaničkih svojstva

Početna mehanička svojstva C-T10 CFRP kompozita na temperaturi od 10 °C preuzeta su iz eksperimentalnih podataka koje su pružili Salem i suradnici (2023) [20]. Ova svojstva su prikazana u Tablici 1:

Tablica 1 Mehanička svojstva CFRP-a na temperaturi 10 °C [20]

Svojstvo	Oznaka	Vrijednost
Modul elastičnosti u pravcu vlakna	$E_1$	178,00 GPa
Modul elastičnosti okomito na pravac vlakna	$E_2 = E_3$	9,10 GPa
Modul smicanja u ravnini vlakna	$G_{12} = G_{13}$	5,60 GPa
Modul smicanja izvan ravnine vlakna	$G_{23}$	4,00 GPa
Poissonov faktor u ravnini vlakna	$\nu_{12} = \nu_{13}$	0,31
Poissonov faktor izvan ravnine vlakna	$\nu_{23}$	0,45
Vlačna čvrstoća u pravcu vlakna	$X_t$	2750 MPa
Tlačna čvrstoća u pravcu vlakna	$X_c$	1690 MPa
Vlačna čvrstoća okomita na pravac vlakna	$Y_t = Z_t$	111 MPa
Tlačna čvrstoća okomita na pravac vlakna	$Y_c = Z_c$	214 MPa
Smična čvrstoća u ravnini vlakna	$S_{12} = S_{13}$	115 MPa
Smična čvrstoća izvan ravnine vlakna	$S_{23}$	26 MPa

### 3.3. Promjena svojstva na visokim temperaturama

Promjena svojstva, koja predstavljaju smanjenu krutost i čvrstoću materijala na povišenim temperaturama, pretpostavljena su da iznose 10 % početnih vrijednosti na početnoj temperaturi (10 °C). Do pretpostavke je došlo iz razmatranja grafova eksperimentalnih podataka iz Poglavlja 2. Ova aproksimacija odražava znatno smanjenje mehaničkih karakteristika kako se materijal približava i prelazi svoju temperaturu staklišta  $T_g$ .

### 3.4. Matematičko modeliranje

Za modeliranje temperaturno ovisne degradacije korištena je hiperbolna tangens funkcija. Ova funkcija obuhvaća nelinearni prijelaz svojstava s njihovih početnih do promjenjenih vrijednosti na visokim temperaturama za CFRP materijale [19].

Jednadžba modela hiperbolne tangens funkcije koja se koristi je [19]:

$$P(T) = \frac{1}{2}(P_0 - P_r) \tanh\left(\frac{T_g - T}{\Delta T}\right) + \frac{1}{2}(P_0 + P_r) \quad (1)$$

gdje su:

- $P(T)$  svojstvo na temperaturi  $T$
- $P_0$  svojstvo na temperaturi 10 °C
- $P_r$  relaksirano svojstvo na visokoj temperaturi
- $T_g$  temperatura staklišta
- $\Delta T$  temperaturni raspon u kojem se događaju značajne promjene.

S obzirom na nedostatak relevantne literature, sve dostupne eksperimentalno dobivene vrijednosti svojstava na određenim temperaturama su uvrštene u graf za to svojstvo i označene isprekidanom linijom na slikama u nastavku poglavlja.

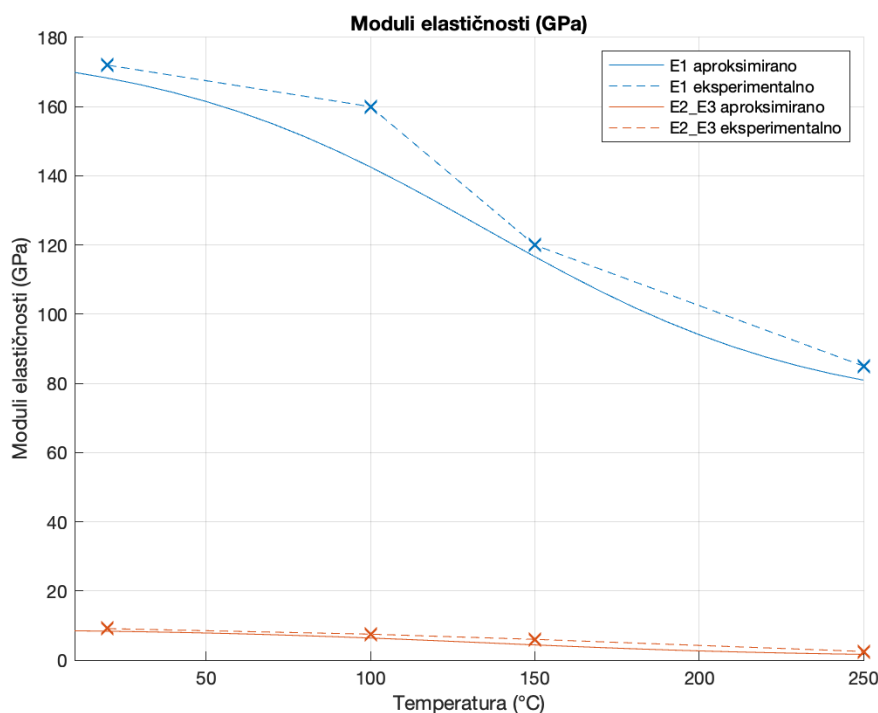
### 3.5. Analiza rezultata

U Prilogu 1 prikazano je kako su temperature diskretizirane s korakom od 10 °C (`temperature = pocetna_temp:10:max_temp`). Ako  $T_g$  nije točno jedna od tih diskretnih temperatura, najbliža diskretna temperatura može biti udaljena nekoliko stupnjeva od stvarne

vrijednosti  $T_g$ . To rezultira malim odstupanjem između točke svojstva na  $T_g$  i aproksimirane linije svojstva.

Ovo odstupanje je inherentno metodi diskretizacije i može se smanjiti smanjenjem koraka diskretizacije, ali se nikada ne može potpuno eliminirati.

### 3.5.1. Moduli elastičnosti



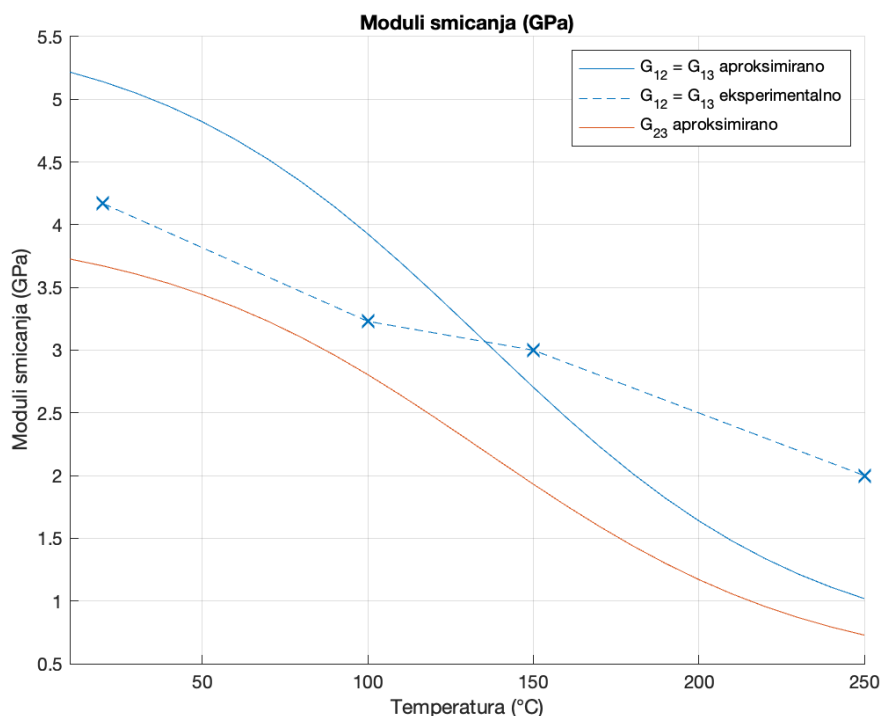
Slika 15 Moduli elastičnosti u ovisnosti o temperaturi

Na Slici 15 prikazan je modul elastičnosti u pravcu vlakna,  $E_1$  predstavlja krutost kompozitnog materijala u smjeru vlakana. U početku, na temperaturi 10 °C,  $E_1$  je značajno veći, iznosi 178,00 GPa, što ukazuje na snažan otpor prema deformaciji. Međutim, kako temperatura raste, krutost se smanjuje, posebno nakon temperature staklišta  $T_g$  od 135 °C. Na 250 °C,  $E_1$  se smanjuje na približno 80,93 GPa. Ovaj pad je rezultat omekšavanja polimerne matrice, što smanjuje njezinu sposobnost učinkovitog prijenosa opterećenja između vlakana.

Moduli elastičnosti okomito na pravac vlakna,  $E_2 = E_3$ , s druge strane, više su pod utjecajem matrice i veze vlakno-matrica. Početna vrijednost  $E_2 = E_3$ , je znatno niža u usporedbi s  $E_1$ , iznosi 9,1 GPa na temperaturi 10 °C. Kako temperatura raste,  $E_2 = E_3$  se postupno smanjuju, a stopa smanjenja postaje izraženija oko temperature staklišta. Na 250 °C,  $E_2 = E_3$  se smanjuju na oko 1,65 GPa. Ovo ponašanje naglašava značajan utjecaj matrice i veze vlakno-matrica na poprečnu krutost, koja je podložnija toplinskoj degradaciji nego sama

vlakna. Eksperimentalni podaci za  $E_1$  i  $E_2 = E_3$  preuzeti su iz [13] za materijal T800/Araldite LY 1135-IA.

### 3.5.2. Moduli smicanja



Slika 16 Moduli smicanja u ovisnosti o temperaturi

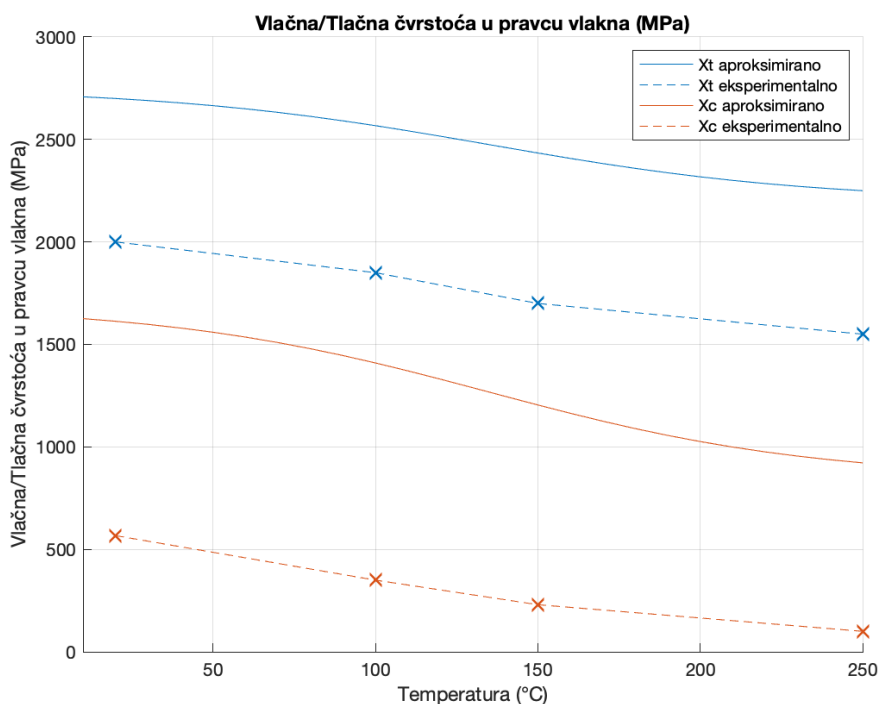
Na Slici 16 uočava se da u početku, na temperaturi 10 °C,  $G_{12} = G_{13}$  iznose 5,6 GPa, što ukazuje na snažan otpor prema smičnoj deformaciji u ravnini vlakana. Kako temperatura raste,  $G_{12} = G_{13}$  se naglo smanjuju, posebno nakon temperature staklišta  $T_g$  od 135 °C. Na 250 °C,  $G_{12} = G_{13}$  se smanjuje na približno 1,02 GPa, što odražava značajno smanjenje smične krutosti materijala.

Modul smicanja van ravnine vlakana,  $G_{23}$  koji počinje s 4,0 GPa na temperaturi 10 °C, također se smanjuje s porastom temperature. Na 250 °C,  $G_{23}$  se smanjuje na oko 0,73 GPa.

Eksperimentalni podaci za  $G_{12} = G_{13}$  preuzeti su iz [21] eksperimentalni podaci za  $G_{23}$  nisu dostupni u literaturi.



### 3.5.3. Vlačna i tlačna čvrstoća u pravcu vlakna

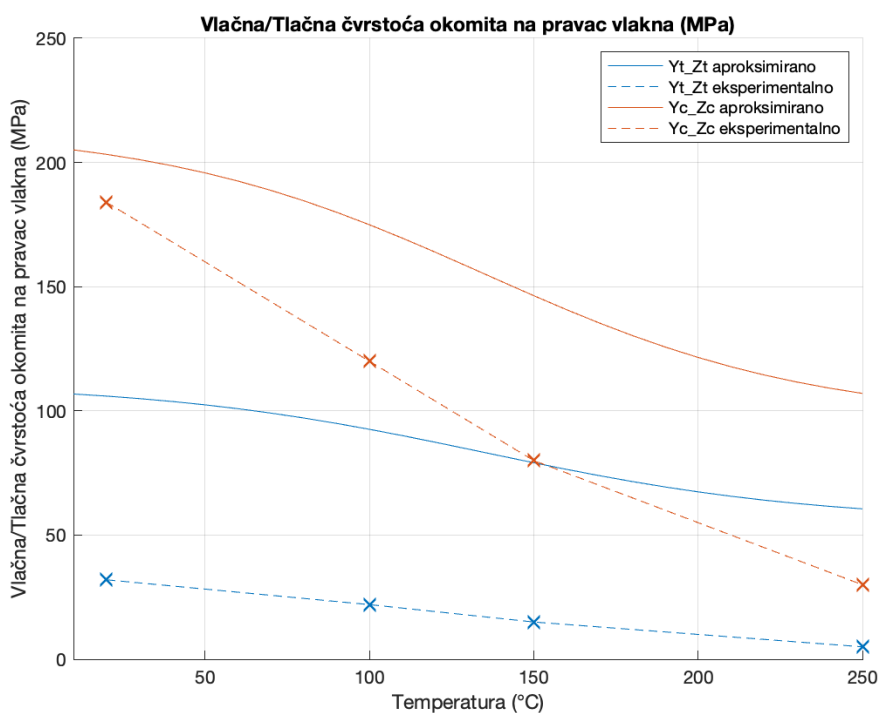


**Slika 17 Čvrstoće u pravcu vlakna u ovisnosti o temperaturi**

Na Slici 17 prikazano je da na temperaturi 10 °C,  $X_t$  iznosi 2750 MPa, što ukazuje na visoku nosivost. Kako temperatura raste,  $X_t$  se smanjuje, osobito nakon temperature staklišta  $T_g$  od 135 °C. Na 250 °C,  $X_t$  se smanjuje na približno 2250,12 MPa, što odražava postupan gubitak vlačne čvrstoće.

Sa Slike 17 vidi se da na temperaturi 10 °C,  $X_c$  iznosi 1690 MPa.  $X_c$  se značajnije smanjuje s porastom temperature, padajući na oko 921,99 MPa na 250 °C. Eksperimentalni podaci za  $X_t$  i  $X_c$  preuzeti su iz [13] za materijal T800/Araldite LY 1135-IA.

### 3.5.4. Vlačna i tlačna čvrstoća okomita na pravac vlakna i u smjeru okomitom na ravninu sloja

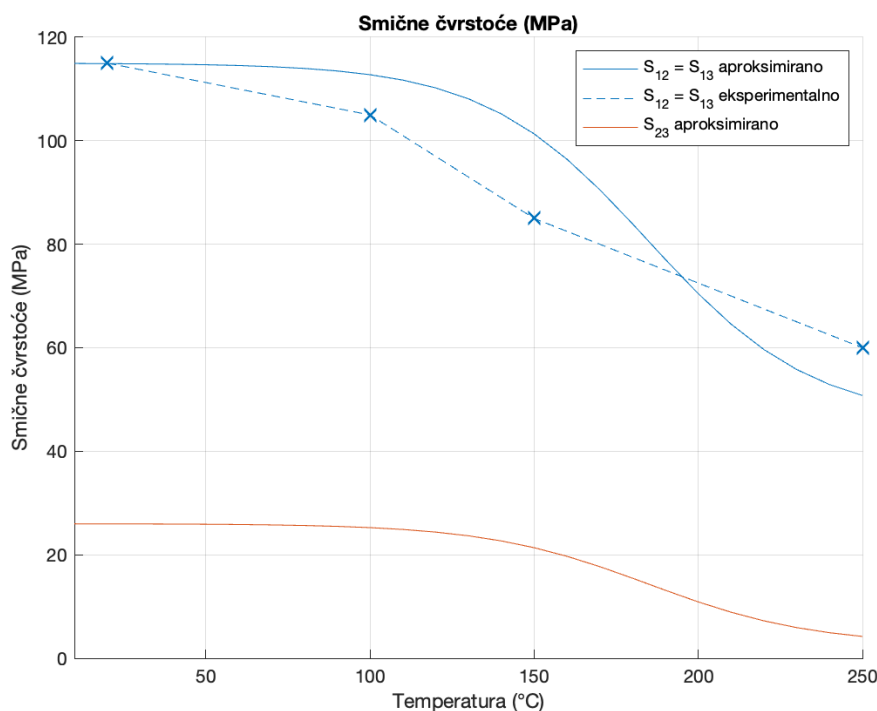


Slika 18 Čvrstoće okomito na pravac vlakna i u smjeru okomitom na ravninu sloja

Na Slici 18 uočava se da na temperaturi 10 °C,  $Y_t = Z_t$  iznose 111 MPa, što ukazuje na umjerenu nosivost. Kako temperatura raste,  $Y_t = Z_t$  se smanjuje, osobito nakon temperature staklišta  $T_g$  od 135 °C. Na 250 °C,  $Y_t = Z_t$  se smanjuje na približno 60,56 MPa, što odražava gubitak vlačne čvrstoće zbog omekšavanja polimerne matrice.

Na temperaturi 10 °C,  $Y_c = Z_c$  iznose 214 MPa. Slično kao i  $Y_t = Z_t$ ,  $Y_c = Z_c$  se smanjuju s porastom temperature, padajući na oko 107,03 MPa na 250 °C. Smanjenje tlačne čvrstoće ističe smanjenu sposobnost kompozita da izdrži poprečna tlačna opterećenja na povišenim temperaturama. Eksperimentalni podaci za  $Y_t = Z_{t_1}$  i  $Y_c = Z_c$  preuzeti su iz [13] za materijal T800/Araldite LY 1135-IA.

## 3.5.5. Smične čvrstoće

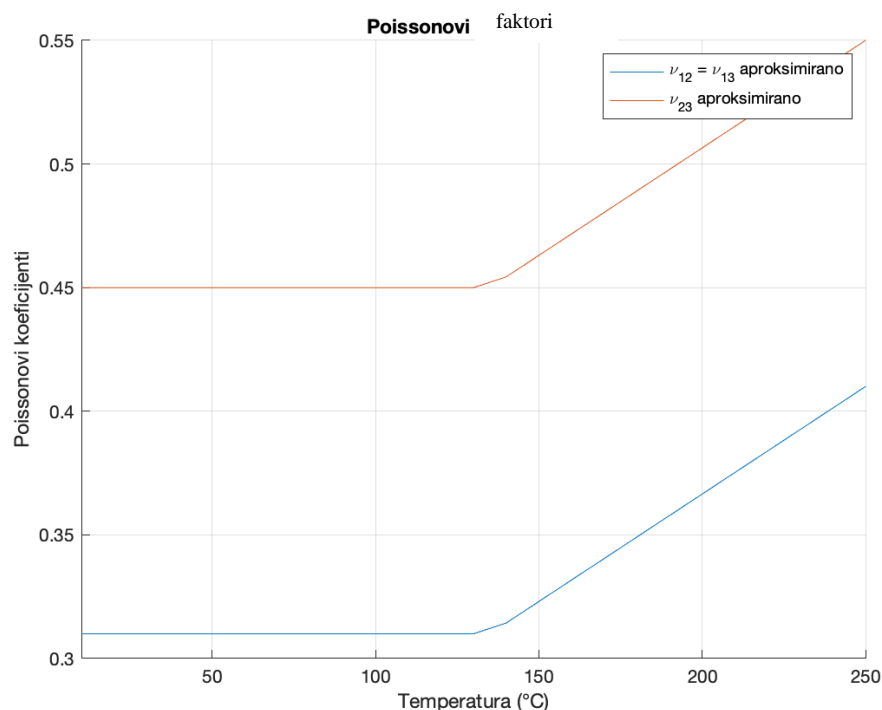


Slika 19 Smične čvrstoće u ovisnosti o temperaturi

Slika 19 prikazuje kako na temperaturi 10 °C,  $S_{12} = S_{13}$  iznose 115 MPa, što ukazuje na visok otpor prema smičnoj deformaciji unutar ravnine. Kako temperatura raste,  $S_{12} = S_{13}$  se naglo smanjuju, osobito nakon temperature staklišta  $T_g$  od 135 °C. Na 250 °C,  $S_{12} = S_{13}$  se smanjuje na približno 50,77 MPa, što odražava značajan gubitak smične čvrstoće zbog omekšavanja polimerne matrice.

Na temperaturi 10 °C,  $S_{23}$  iznosi 26 MPa. Slično kao i  $S_{12} = S_{13}$ ,  $S_{23}$  se značajno smanjuje s porastom temperature, padajući na oko 4,21 MPa na 250 °C. Smanjenje smične čvrstoće izvan ravnine vlakana naglašava smanjenu sposobnost kompozita da izdrži sile smicanja okomite na ravninu vlakana na povišenim temperaturama. Eksperimentalni podaci za  $S_{12} = S_{13}$  kao i za  $G_{12} = G_{13}$  preuzeti su iz [21] Eksperimentalni podaci za  $S_{23}$  kao i za  $G_{23}$  nisu dostupni u literaturi.

### 3.5.6. Poissonovi faktori



**Slika 20 Poissonovi faktori u ovisnosti o temperaturi**

Slika 20 prikazuje aproksimirane vrijednosti Poissonovih faktora bez eksperimentalnih vrijednosti, iz razloga što nisu dostupne u postojećoj literaturi na povišenim temperaturama. U literaturi je samo opisano njihovo ponašanje na temperaturama iznad 100 °C [17].

Slika 20 prikazuje da na temperaturi 10 °C,  $\nu_{12} = \nu_{13}$  iznose 0,41. Kako temperatura raste,  $\nu_{12} = \nu_{13}$  pokazuje postupan porast, osobito nakon temperature staklišta  $T_g$  od 135 °C. Na 250 °C,  $\nu_{12} = \nu_{13}$  se povećavaju na približno 0,36, što ukazuje na veći stupanj istezanja u ravnini 12 i 13 s porastom temperature.

Također se na Slici 20 vidi da na temperaturi 10 °C,  $\nu_{23}$  iznosi 0,45.  $\nu_{23}$  ostaje relativno konstantan do temperature staklišta. Međutim, nakon  $T_g$ ,  $\nu_{23}$  se povećava, dosežući oko 0,55 na 250 °C. Ovo blago povećanje ukazuje na umjeren porast širenja okomito na ravninu vlakana pod toplinskim opterećenjem.

Predviđanja modela uspoređena su s eksperimentalnim podacima koje su pružili Drozdov i drugi (2021). Eksperimentalni podaci pokazali su značajne promjene različitih mehaničkih svojstava. Na primjer, modul elastičnosti u pravcu vlakna,  $E_1$  smanjen je s 178,00 GPa na temperaturi 10 °C na približno 85 GPa na 250 °C kao što se vidi na Slici 15. Ovi uočeni trendovi su točno zabilježeni u modelu, čime se potvrđuje njegova prediktivna sposobnost [13].

## 4. NUMERIČKI MODEL

### 4.1. Uvod

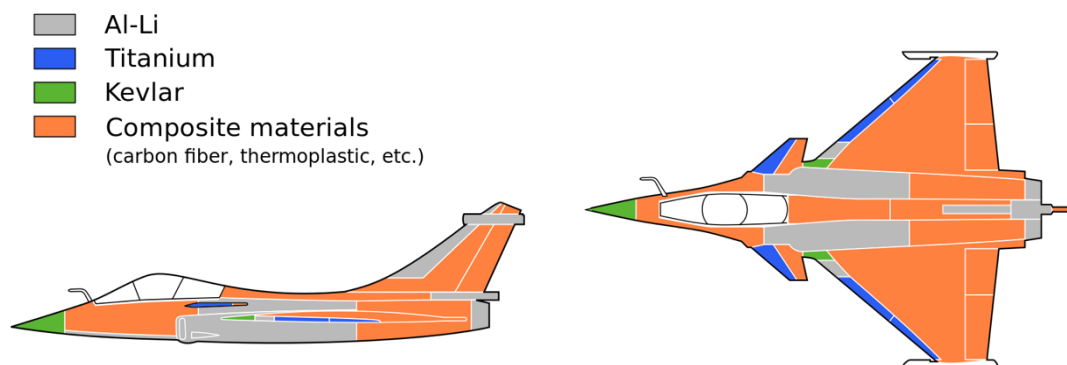
Ovaj rad fokusiran je na zrakoplov *Dassault Rafale*. Numerički model je u ovom radu nalik na konstrukciju krila *Rafale*, jer su detalji koji bi bili potrebni za izradu realnog modela nedostupni. Izbor *Rafalea* za ovu analizu motiviran je njegovom naprednom kompozitnom konstrukcijom krila i njegovom strateškom važnosti, posebno istaknutom nedavnom nabavom ovog zrakoplova od strane Hrvatskog ratnog zrakoplovstva. [22] Slika 21 prikazuje *Rafale* zrakoplov Hrvatskog ratnog zrakoplovstva u letu. Ovo poglavlje nadograđuje temeljni rad prikazan u prethodnim poglavljima, gdje su istražena mehanička svojstva kompozitnih materijala i njihova ovisnost o temperaturi, te sada ulazi u specifičnu primjenu i modeliranje konstrukcije krila *Rafalea*.



**Slika 21** *Dassault Rafale* Hrvatskog ratnog zrakoplovstva [22]

*Dassault Rafale* je francuski višenamjenski lovački zrakoplov s dva motora, kojeg proizvodi *Dassault Aviation*. Ovaj zrakoplov se ističe zbog integracije najnovije tehnologije u raznim domenama, uključujući aerodinamiku, avioniku, pogonski sustav i znanost o materijalima. Njegova svestranost omogućava mu izvođenje širokog spektra misija, kao što su zračno izviđanje, potpora na zemlji, napadi na brodove i nuklearno odvratanje. *Dassault Rafale* je svestrani i napredni višenamjenski borbeni avion sposoban za izvođenje širokog spektra misija, uključujući zračnu nadmoć, izviđanje i podršku na tlu, ključni je resurs francuskih zračnih snaga i mornarice. *Rafale* ima najsuvremeniju avioniku, stealth sposobnosti i sveobuhvatan set senzora i oružja. Njegova delta krila i prednja krilca osiguravaju izuzetnu upravljivost, dok dva SNECMA M88 motora omogućuju impresivnu brzinu i domet.

Značajka *Rafalea* je njegova opsežna upotreba kompozitnih materijala, posebno u konstrukciji krila. Upotreba kompozita doprinosi aerodinamičkoj učinkovitosti i stealth karakteristikama *Rafalea* zbog glatkih i kontinuiranih površinskih kontura [20, 26]. Slika 22 prikazuje vrste materijala korištenih u konstrukciji *Rafalea*.



Slika 22 Vrste materijala u konstrukciji *Rafalea* [26]

U nastavku rada je pretpostavljeno da su cijelo krilo i njegovi elementi konstrukcije u potpunosti izrađeni od kompozitnog materijala te se u nastavku rada razmatra ponašanje potpuno kompozitne konstrukcije. Geometrija, opterećenje modela i temperature na površini krila su preuzeti iz dostupne literature i korišteni u radu uz potrebna pojednostavljenja i pretpostavke.

Konstrukcija krila *Rafalea*, s delta konfiguracijom i prednjim krilcima (canard), pruža izuzetnu upravljivost i stabilnost, što je ključno za zračne borbe i napade na kopnu. Konstrukcija krila je optimizirana korištenjem kompozitnih materijala kako bi se smanjila masa i poboljšala konstrukcijska izvedba pod raznolikim i zahtjevnim uvjetima koji se susreću tijekom leta [25].

#### 4.2. Karakteristike konstrukcije i performanse

Konstrukcija *Dassault Rafalea* uključuje naprednu aerodinamiku i materijale kako bi mu se poboljšale performanse. Ima delta konfiguraciju krila s aktivnim blisko smještenim prednjim krilcima (canard), što omogućuje izvanrednu upravljivost i stabilnost. Ova konstrukcija omogućuje *Rafaleu* podnošenje visokih g-sila, do 13,5 g u hitnim situacijama, čineći ga vrlo agilnim u borbenim scenarijima [26]. Konfiguracija delta krila i prednjih krilaca ne samo da poboljšava aerodinamičku učinkovitost, već i doprinosi njegovim stealth sposobnostima smanjenjem radarskog presjeka.

Pokretan s dva Snecma M88 motora, *Rafale* može postići brzine do Mach 1,8 i ima borbeni radijus veći od 1800 kilometara s dodatnim spremnicima za gorivo, što mu daje značajan operativni domet. Motori Snecma M88 imaju visoku učinkovitost i jednostavno održavanje, što doprinosi pouzdanosti zrakoplova i smanjenju operativnih troškova [24].

Konstrukcija *Rafalea* također uključuje mogućnost nošenja raznih naoružanja i vanjskih spremnika za gorivo, omogućujući mu izvršavanje širokog spektra misija od zračne borbe do napada na kopnu i izviđanja.

Krila *Rafalea* kritično utječu na njegovu aerodinamičku izvedbu. Delta konfiguracija krila, u kombinaciji s prednjim krilcima (canard), pruža veliku površinu za uzgon, što poboljšava upravljivost zrakoplova pri različitim brzinama i visinama. Ova konfiguracija omogućava zrakoplovu održavanje velikih napadnih kuteva, što je ključno za zračne borbe i izbjegavanje neprijateljske paljbe [27]. Krila *Rafalea* optimizirana su za smanjen radarski presjek. Ova stealth značajka, u kombinaciji s naprednim sustavima elektroničkog ratovanja, poboljšava preživljavanje zrakoplova u neprijateljskim okruženjima [28].

Materijali korišteni u konstrukciji krila su prvenstveno kompoziti, uključujući polimere ojačane ugljičnim vlaknima. Otprilike 70 % površine *Rafalea* izrađeno je od kompozita, a 50 % trupa izrađeno je od ugljičnih vlakna s bočnim oplatama od aluminij-litij legure. Opsežna upotreba kompozita također poboljšava otpornost na zamor i utjecaje okoliša, povećavajući dugovječnost i pouzdanost zrakoplova.

Fokusirajući se na krilo *Rafalea*, ova analiza nastavlja ispitivanje mehaničkih svojstava kompozitnih konstrukcija pod utjecajem temperature, kako je opisano u prethodnim poglavljima. Ovaj pristup je ključan za razumijevanje karakteristika i pouzdanosti kompozitnih konstrukcija u stvarnim uvjetima.

### 4.3. Površinske temperature krila

Razumijevanje promjena površinske temperature na krilu Dassault *Rafalea* od polijetanja do leta velikom brzinom ključno je za analizu čvrstoće kompozitne konstrukcije krila. Promjene temperature na površini krila izravno utječu na mehanička svojstva kompozitnih materijala korištenih u konstrukciji krila *Rafalea* [29].

#### 1. Polijetanje

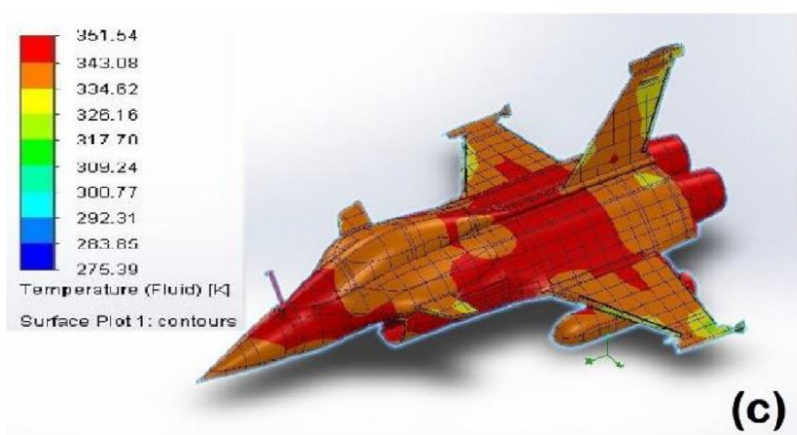
Tijekom polijetanja, površinska temperatura krila *Rafalea* je blizu okolišne temperature, obično u rasponu od 288K do 308K (15°C do 35°C).

## 2. Penjanje

Kako se *Rafale* penje, povećanje brzine dovodi do postupnog porasta površinske temperature zbog aerodinamičkog zagrijavanja. Iako učinak hlađenja zbog smanjenja vanjske temperature zraka na većim visinama privremeno suzbija ovo zagrijavanje, postaje manje značajan kako zrakoplov doseže veće podzvučne brzine.

## 3. Podzvučan let ( $Ma \leq 1$ )

Približavajući se i prelazeći brzinu od Mach 1, *Rafale* se značajno aerodinamički zagrijava. Površinske temperature znatno rastu, posebno na napadnim rubovima, dosežući otprilike 350 K (77 °C). Na Slici 23 prikazana je raspodjela površinske temperature na zrakoplovu nalik na *Rafale* na brzini leta od  $Ma=1$ . Temperature su vrijednosti na slici prikazane u Kelvinima (K). Temperature su određene koristeći računalnu dinamiku fluida (CFD). Simulacija iz [29] je uzela u obzir realne uvjete leta, koristeći zrak kao medij pri nultom napadnom kutu.



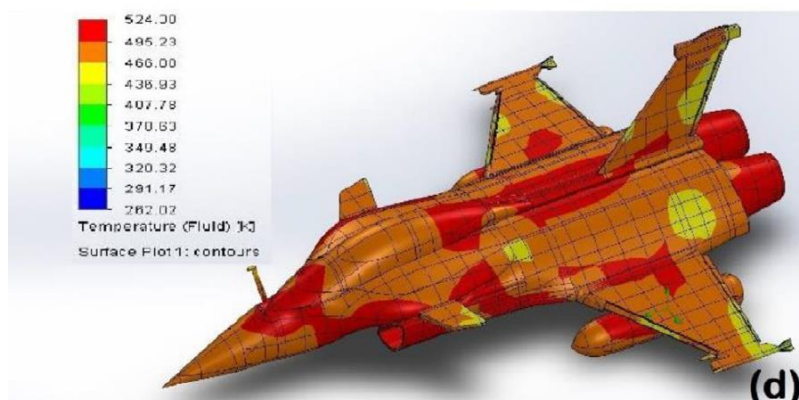
Slika 23 Raspodjela površinske temperature na  $Ma=1$  [29]

## 4. Nadzvučan let ( $Ma > 1$ )

U fazi nadzvučnog leta, posebno pri maksimalnoj brzini od Mach 1,8, površinske temperature nastavljaju rasti zbog intenzivnog aerodinamičkog zagrijavanja. Za *Rafale*, površinske temperature mogu doseći vrhunac oko 524,30 K (251 °C) na točkama s najvećom temperaturom [29]. Na Slici 24 prikazana je raspodjela površinske temperature u Kelvinima na brzini leta od  $Ma=1,8$ . U daljnjem tekstu uzeti će se 207 °C kao maksimalna površinska



temperatura krila. Vrijednost od 207 °C je dobivena kao srednja vrijednost najviših prikazanih temperatura na površini krila, kako bi u daljnjem radu temperatura na krilu bila uniformna.



Slika 24 Raspodjela površinske temperature na  $Ma=1,8$  [29]

#### 4.3.1. Faktori koji utječu na površinsku temperaturu krila

##### 1. Konstrukcija i aerodinamika

*Rafale*, iako sposoban za nadzvučne brzine, je višenamjenski lovac konstruiran za razne misije, uključujući manevre visoke okretnosti. Konstrukcija krila, optimizirana za performanse u različitim režimima leta, može doživjeti intenzivnije lokalizirano zagrijavanje indirektno zbog visokih g-sila i zahtjeva za manevriranjem.

##### 2. Materijali

*Rafaleova* opsežna uporaba kompozita, poput polimera ojačanih ugljičnim vlaknima, koji imaju različita toplinska svojstva u odnosu na metale, može dovesti do različitih toplinskih reakcija. Iako kompoziti nude visoke omjere čvrstoće i mase te izvrsnu otpornost na zamor, mogu apsorbirati toplinu drugačije u usporedbi s metalnim legurama.

##### 3. Trajanje leta i vrsta misije

*Rafaleov* profil misije uključuje brzo ubrzanje, visoku upravljivost i potencijalno kraća trajanja leta pri nadzvučnim brzinama. Toplinska opterećenja mogu biti promjenjivija i lokaliziranija, posebno tijekom manevara pri velikim brzinama.

##### 4. Mehanizmi hlađenja i distribucija topline

*Rafale* prolazi kroz dinamičnije aerodinamičke uvjete u odnosu na sporije vojne zrakoplove, s višim lokaliziranim zagrijavanjem na određenim točkama poput napadnih rubova, što može rezultirati višim vršnim temperaturama u određenim područjima.

#### 4.4. Numerički model pojednostavljene konstrukcije krila

Ovo poglavlje pruža sveobuhvatan pregled numeričkog modeliranja pojednostavljene konstrukcije krila, uspoređujući ga s stvarnom geometrijom krila zrakoplova *Rafale*. Fokus je na opisu geometrije modela, pojednostavljenjima uvedenim tijekom modeliranja i pretpostavki koje su uvedene.

Pojednostavljeni model krila, izrađen korištenjem programskog paketa *SolidWorks*, obuhvaća osnovne značajke krila *Rafalea*, implementirajući potrebna pojednostavljenja kako bi se dalje olakšao proračun čvrstoće. Slike prikazane u nastavku ilustriraju model, naglašavajući ključne dimenzije i geometrijske značajke. Vizualni prikazi imaju za cilj jasno prikazati geometriju modela i njegov odnos prema stvarnoj konstrukciji krila zrakoplova *Rafale*.

Uvedena su pojednostavljenja i pretpostavke, te analiziran njihov potencijalni utjecaj na točnost i pouzdanost numeričkih rezultata.

Ovo poglavlje postavlja temelj za naredno poglavlje, gdje će se provoditi proračun čvrstoće krila, uzimajući u obzir ovisnost mehaničkih svojstava o temperaturi.

##### 4.4.1. Realna konstrukcija krila

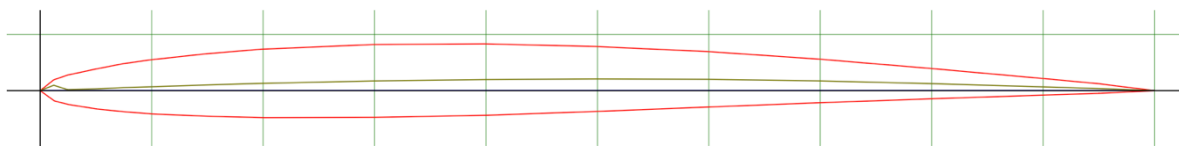
Konstrukciju krila karakterizira duljina tetive u korijenu od 6,60 metara i duljina tetive u vrhu od 1,4 metra. Ova konfiguracija pruža veliku površinu, korisnu za stvaranje uzgona i održavanje stabilnosti pri različitim brzinama. U Tablici 2 prikazani su neki geometrijski parametri krila do kojih se moglo doći u dostupnoj literaturi.

**Tablica 2 Geometrijski parametri krila Dassault Rafale [30]**

Parametar konstrukcije	Vrijednost
Raspon krila	10,9 m
Kut strijele	45°
Duljina tetive u korijenu	6,60 m
Duljina tetive u vrhu	1,15 m

## Odabir aeroprofila

Nakon pregleda različitih nadzvučnih aeroprofila, RAF25 aeroprofil je odabran kao pretpostavka za konstrukciju krila. Izabrani aeroprofil prikazan je na Slici 25. Ovaj izbor temelji se na njegovim superiornim performansama, uključujući maksimalni koeficijent uzgona ( $C_L$ ) od 0,440 pri napadnom kutu od  $3^\circ$  [27, 31].



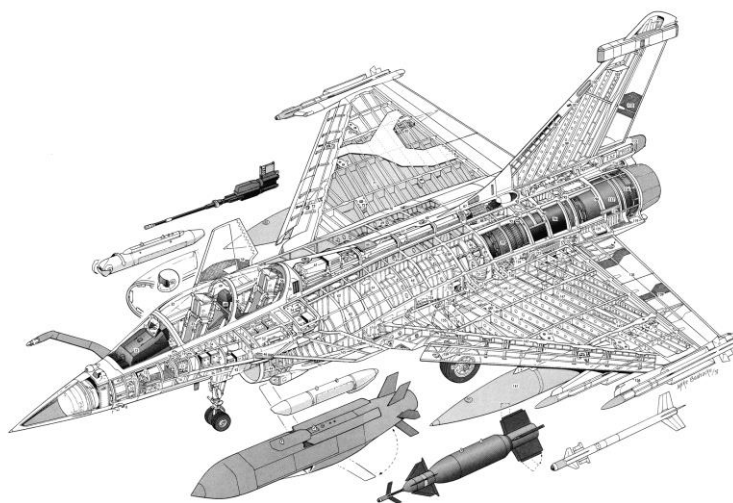
Slika 25 RAF25 aeroprofil [31]

## Prikaz rasporeda elemenata konstrukcije krila

Slika 26 prikazuje detaljan prikaz razmještaja unutarnjih elemenata konstrukcije i komponente *Dassault Rafalea*. Slika 26 ilustrira unutarnju konstrukciju *Rafalea*, uključujući ključne komponente kao što su kompozitni radom, avionika, sustavi za gorivo i pogonske jedinice [32].

Rasporedi slojeva, odnosno debljine pojedinih elemenata konstrukcije su pretpostavljeni u odnosu na stvarnu konstrukciju prikazanu na Slici 26.

Stvarna geometrija, prikazana u detaljnom presjeku, pruža uvid u složene konstrukcijske elemente koji doprinose vrhunskim performansama zrakoplova. Pojednostavljeni model, izrađen u programskom paketu *SolidWorks*, služi kao osnova za analizu čvrstoće konstrukcije koja će se provoditi u programskom paketu *Abaqus*.



Slika 26 Presjek *Dassault Rafalea* [33]

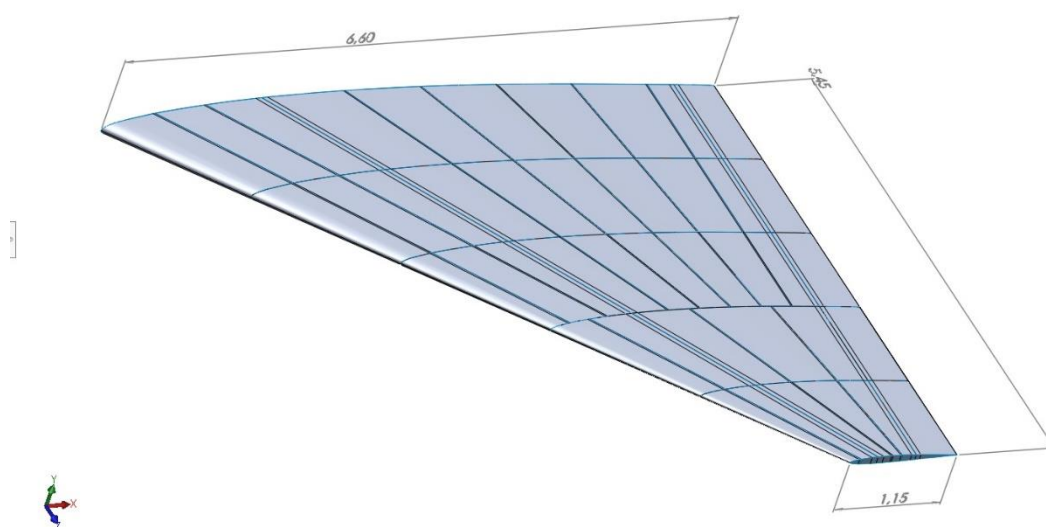
#### 4.4.2. CAD model konstrukcije krila

Geometrija krila modelirana je u programskom paketu *SolidWorks* uz određena pojednostavljena konstrukcije. Glavne dimenzije modela uključuju dužinu tetive u vrhu krila od 1,15 metara i dužinu tetive u korijenu krila od 6,6 metara. Prema nekim izvorima, dimenzije tetiva često nisu specificirane, već je dan samo iznos kuta strijele. U ovom radu, za navedene duljine tetiva, kut strijele iznosi 45 stupnjeva, dok je stražnji rub krila okomit na vertikalnu ravninu simetrije zrakoplova.

Unutarnja konstrukcija krila sastoji se od ravnomjerno raspoređenih rebara s jednakim razmakom. Prednja ramenjača nalazi se na četvrtini duljine tetive, dok je stražnja ramenjača udaljena 0,45 metara od stražnjeg ruba krila. Uzduž krila postavljene su i ramenjače C profila koje osiguravaju čvrstoću i stabilnost.

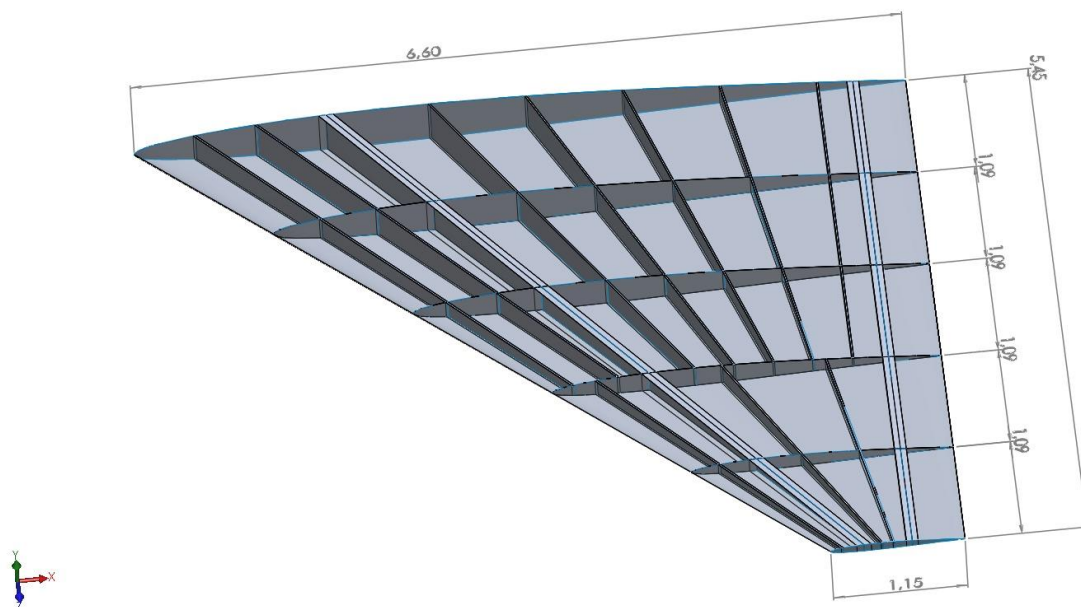
Prvih četiri rebara, računajući od korijena krila, dijele krilo na jedan dio, dok sljedeća dva rebara dijele krilo na drugi dio. U prvom dijelu krila postavljene su dvije ramenjače C profila ispred prednje ramenjače i pet ramenjača C profila između prednje i stražnje ramenjače.

U drugom dijelu krila, koje počinje od četvrtog rebra, postavljena je jedna ramenjača C profila ispred prednje ramenjače i dvije ramenjače C profila između prednje i stražnje ramenjače. Na Slici 27 prikazano je krilo modelirano u programskom paketu *Solidworks* s dimenzijama tetiva u korijenu i vrhu te rasponom krila.



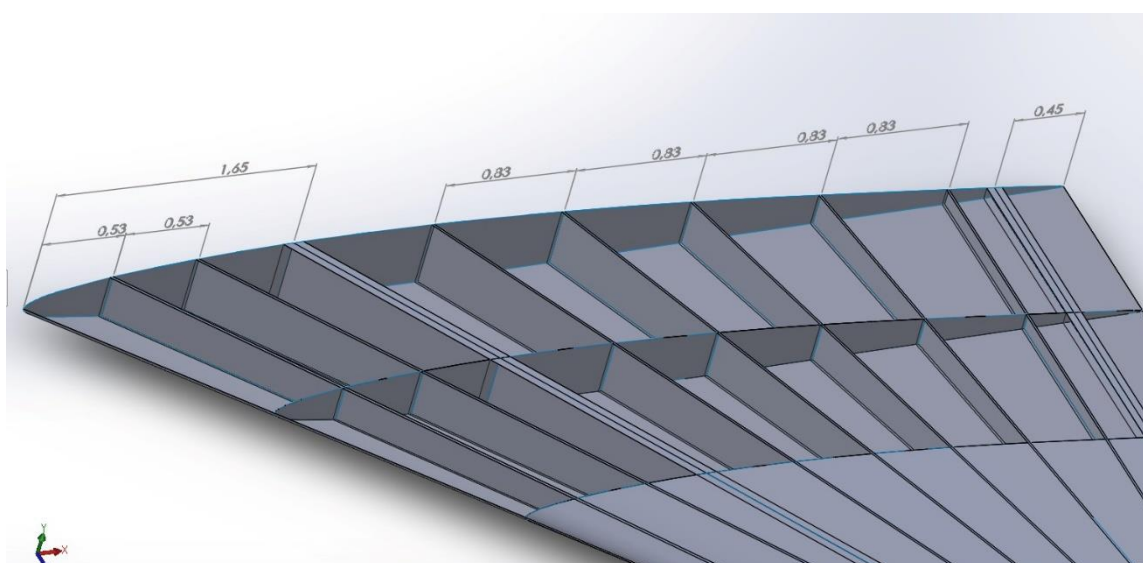
Slika 27 Geometrija krila s osnovnim dimenzijama [m]

Broj rebara određen je iz dostupnih slika konstrukcije *Rafaleovog* krila. Modelirano je 6 rebara uz međusobni razmak od 1,09 m. Na Slici 28 prikazana je raspodjela i međusobna udaljenost rebra.



**Slika 28 Raspodjela i udaljenost rebra u [m]**

Na Slici 29 prikazan je detalj konstrukcije krila pri korijenu krila s označenim udaljenostima između ramenjača. Iz ovog detalja vidljivo je da je cijela konstrukcija krila modelirana kao površine, odnosno plohe. Tako je određeno da cijela konstrukcija diskretizirana ljuskastim (shell) konačnim elementima.



**Slika 29 Udaljenosti ramenjača i ramenjača C profila u [m]**

CAD model krila *Rafalea* izrađen u *SolidWorks*-u uključuje nekoliko pojednostavljenja kako bi se olakšala analiza, dok se zadržavaju osnovne konstrukcijske karakteristike. Ta pojednostavljenja, iako korisna za preliminarne procjene, znače da model ne replicira u potpunosti složene detalje stvarne konstrukcije krila. Ključna pojednostavljenja navedena su u nastavku:

- **Uniformna raspodjela rebra:**

Model ima jednako raspoređena rebra, što pojednostavljuje model konstrukcije. U stvarnom krilu *Rafalea*, razmak rebara varira kako bi se optimizirala konstrukcijska čvrstoća i raspodjela mase. Također, iz dostupne literature vidi se da je četvrto rebro ojačano iz razloga jer je rebro opterećeno težinom vanjskog tereta.

- **Pojednostavljene lokacije ramenjača:**

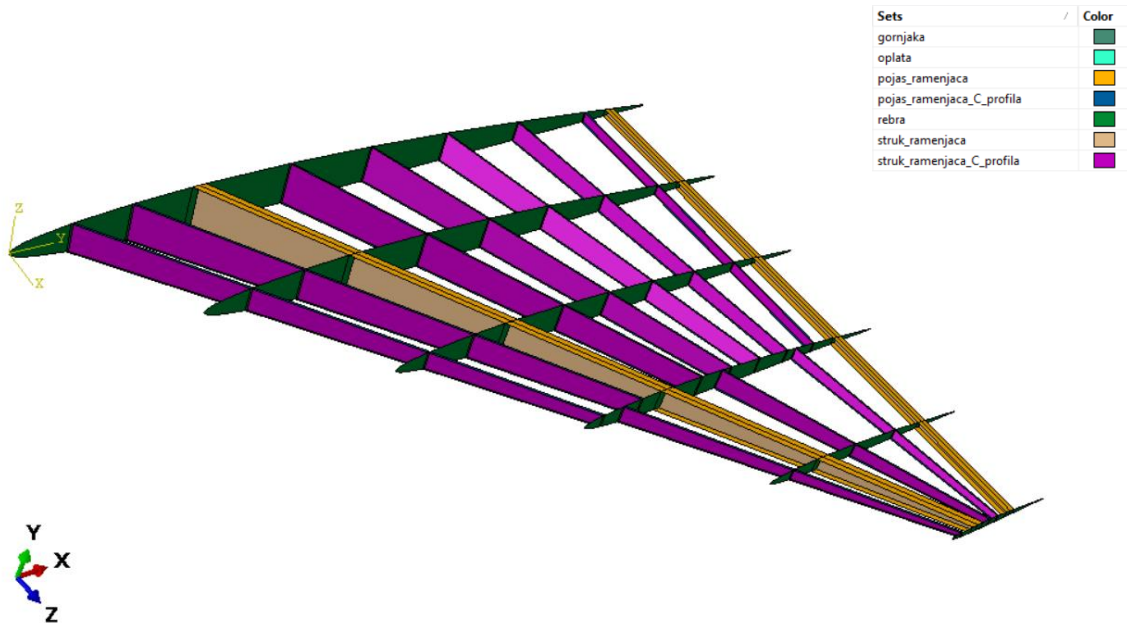
U modelu je prednja ramenjača postavljena na četvrtinu duljine tetive, dok je stražnja ramenjača udaljena 0,45 metara od zadnjeg ruba. Stvarno krilo koristi složenije postavljanje ramenjača, određeno detaljnim analizama opterećenja, kako bi se osigurala optimalne konstrukcijske karakteristike.

- **Smanjeni broj ramenjača:**

CAD model uključuje dvije ramenjače C profila ispred prednje ramenjače i pet između prednje i stražnje ramenjače u prvom dijelu, te jednu ispred prednje ramenjače i dvije između prednje i stražnje ramenjače u drugom dijelu. Stvarno krilo *Rafalea* ima veći broj i raznolike ramenjače za bolje upravljanje raspodjelom naprezanja i povećanje krutosti konstrukcije.

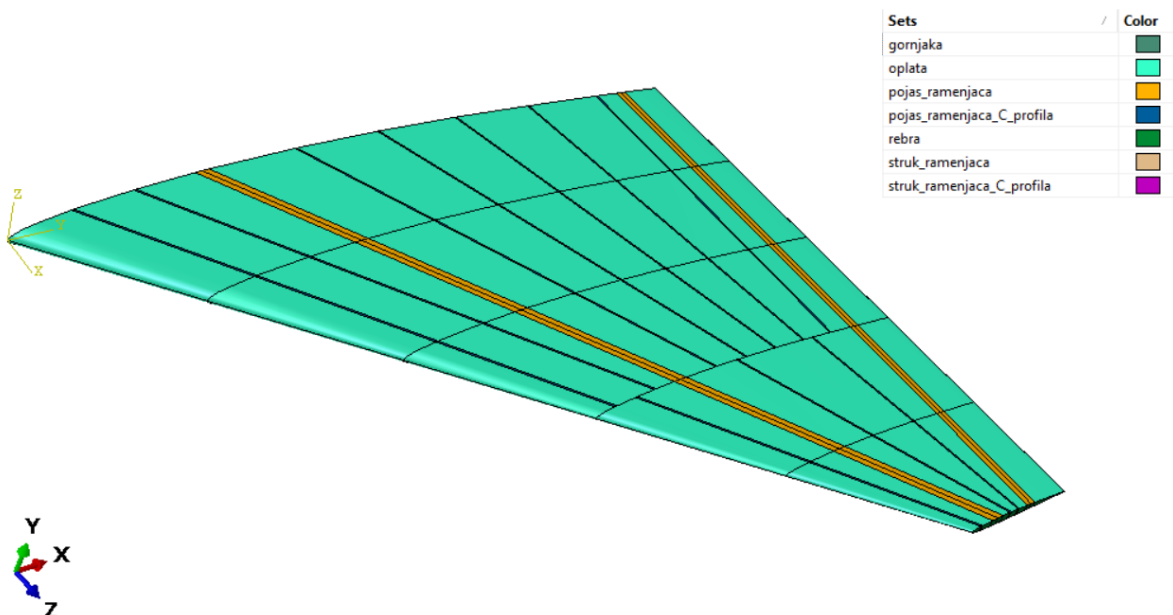
- **Izostanak detaljnih aerodinamičkih površina:**

Model ne uključuje dodatne aerodinamičke površine poput krilca i zakrilca koji su prisutni u stvarnom krilu radi poboljšanja aerodinamičkih performansi. Također, nije modeliran nosač naoružanja na vrhu krila. Ovi elementi su ključni za poboljšanje omjera uzgona i otpora te ukupne aerodinamičke učinkovitosti.



Slika 30 Model krila bez oplata

Na Slici 30 vidi se unutrašnja konstrukcija krila bez oplata krila. Primjećuje se uniformna raspodjela rebra te dva dijela krila odijeljena sa četvrtim rebrom od korijena krila. U prednjem dijelu konstrukcija ima 7 ramenjača C profila, dok su u drugom dijelu krila samo 3 ramenjače C profila. Na Slici 31 prikazano je krilo s vidljivim konstrukcijskim elementima.



Slika 31 Prikaz krila s konstrukcijskim dijelovima

Osim ovih konstrukcijskih pojednostavljenja uvedena su još neka koja će biti predstavljena u sljedećem poglavlju, u kojem će biti proveden proračun čvrstoće pojednostavljenog modela krila. Pojednostavljenja omogućuju jednostavniju analizu osnovnog ponašanja krila, pružajući vrijedne uvide za preliminarno dimenzioniranje elemenata konstrukcije krila. Međutim, važno je prepoznati ograničenja koja ova pojednostavljenja nameću.



## 5. NUMERIČKI PRORAČUN ČVRSTOĆE KOMPOZITNE KONSTRUKCIJE KRILA

U ovom poglavlju je proveden numerički proračun čvrstoće koristeći program *Abaqus*, softver za analizu čvrstoće konstrukcija primjernom metode konačnih elemenata. Cilj je analizirati njegovu čvrstoću kod primjene uniformnog opterećenja koja predstavljaju pozitivna i negativna granična opterećenja (limit load). Simulacije su provedene na pet različitih temperatura (10 °C, 50 °C, 100 °C, 150 °C i 207 °C) kako bi se vidjela ovisnost čvrstoće CFRP konstrukcija o temperaturi.

Kako bi se točno predvidjelo popuštanje kompozitne konstrukcije krila u ovim uvjetima, primijenjen je Hashin-ov kriterij popuštanja. Hashin-ov kriterij je dobro uspostavljena teorija za predviđanje popuštanja vlaknima ojačanih kompozitnih materijala. Zbog razlikovanja načina popuštanja kompozitnih slojeva, više je načina popuštanja [33]:

HSNFTCRT (Hashinov kriterij za inicijaciju oštećenja vlakana pod vlačnim opterećenjem),  
 HSNFCCRT (Hashinov kriterij za inicijaciju oštećenja vlakana pod tlačnim opterećenjem),  
 HSNMTCRT (Hashinov kriterij za inicijaciju oštećenja matrice pod vlačnim opterećenjem),  
 HSNMCCRT (Hashinov kriterij za inicijaciju oštećenja matrice pod tlačnim opterećenjem).

Ovi kriteriji omogućuju praćenje početka oštećenja u vlaknima i matrici kompozitnog materijala pod različitim vrstama opterećenja. Za sve kriterije popuštanja kompozita, tako i za Hashin kriterij popuštanja, u materijalnom koordinatnom sustavu vrijedi da je os 1 usmjerena duž smjera vlakana, os 2 je usmjerena okomito na os 1 unutar ravnine slojeva, a os 3 je okomita na osi 1 i 2.

Izrazi za Hashin kriterije popuštanja:

1. Popuštanje vlakana uslijed vlačnog naprezanja,  $\sigma_{11} > 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 < 1 \quad (2)$$

2. Popuštanje vlakana uslijed tlačnog naprezanja,  $\sigma_{11} < 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 < 1 \quad (3)$$

3. Popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja,  $\sigma_{22} > 0$

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 < 1 \quad (4)$$

4. Popuštanje matrice uslijed tlačnog naprezanja,  $\sigma_{22} < 0$ 

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right]\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 < 1. \quad (5)$$

Ako su ispunjeni navedeni uvjeti do popuštanja ne dolazi. Parametri čvrstoće potrebni za kriterije popuštanja kod CFRP-a pri temperaturi od 10°C prikazani su u Tablici 1. Vrijednosti svojstva na ostalim temperaturama očitane su iz grafova koji prikazuju aproksimaciju svojstva u ovisnosti o temperaturi, prikazanih u Poglavlju 3.

Uz ta mehanička svojstva, uzet će se u obzir i koeficijenti toplinskog istezanja  $\alpha_1, \alpha_2$  i  $\alpha_3$ . Vrijednosti tih koeficijenata proizlaze iz koeficijenata toplinskog istezanja vlakna  $\alpha_{f1}$  i  $\alpha_{f2}$  u smjeru vlakna i okomito na smjer vlakna) te koeficijenata toplinskog istezanja matrice kompozita  $\alpha_m$ . Vrijednosti ovako dobivenih koeficijenata su približne [34]. U Tablici 3 prikazane su vrijednosti koeficijenata toplinskog istezanja.

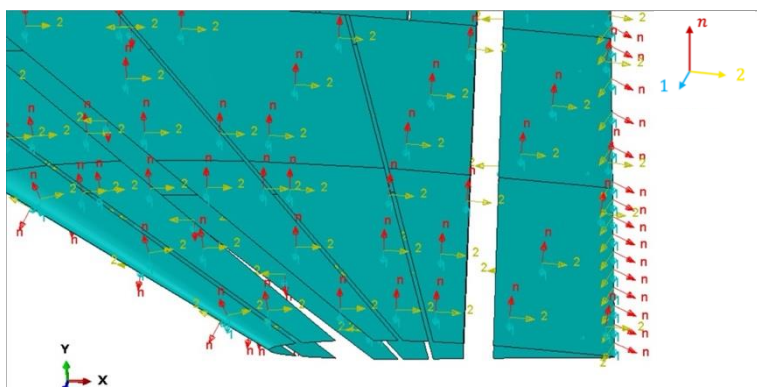
**Tablica 3 Vrijednosti koeficijenta toplinskog istezanja [34]**

Temperatura [°C]	$\alpha_1$ [°C <sup>-1</sup> ]	$\alpha_2$ [°C <sup>-1</sup> ]	$\alpha_3$ [°C <sup>-1</sup> ]
10	$-0,8 \times 10^{-6}$	$10 \times 10^{-6}$	$20 \times 10^{-6}$
50	$-0,75 \times 10^{-6}$	$15 \times 10^{-6}$	$30 \times 10^{-6}$
100	$-0,7 \times 10^{-6}$	$20 \times 10^{-6}$	$40 \times 10^{-6}$
150	$-0,65 \times 10^{-6}$	$25 \times 10^{-6}$	$50 \times 10^{-6}$
207	$-0,6 \times 10^{-6}$	$30 \times 10^{-6}$	$60 \times 10^{-6}$

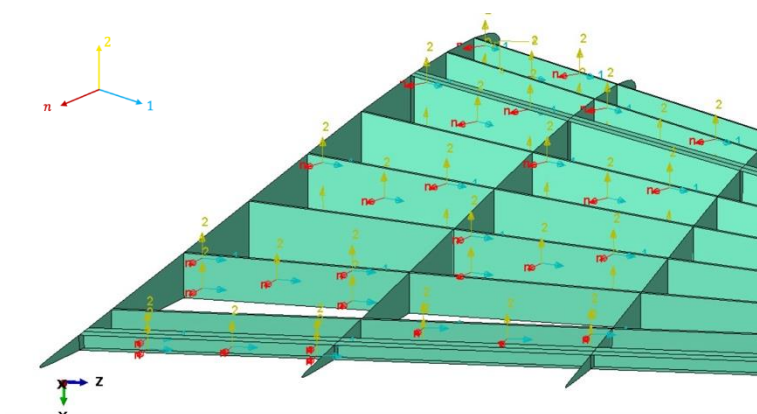
### 5.1. Materijal konstrukcije krila

Jedno od dodatnih pojednostavljenja uvedeno je u definiranju materijala konstrukcije krila. Kao što je vidljivo na Slici 20 krilo Rafala-a izrađeno je od raznih materijala. Napadni rub izrađen je od titana s dijelovima izrađenima od Al-Li legure dok je preostala površina krila izrađena ponajviše od CFRP-a. Za svrhu ovog rada cijela konstrukcija krila izrađena je od CFRP materijala.

Općenito je za svaki dio krila potrebno zadati lokalni koordinatni sustav kako bi se pravilno definirao raspored slojeva pojedinih elemenata konstrukcije. Kako se raspon krila proteže po z-osi globalnog koordinatnog sustava, definiran je globalni koordinatni sustav u kojem je os *l* postavljena duž raspona krila. Slika 32 prikazuje orijentaciju globalnog koordinatnog sustava na oplati koji je definiran tako da je os *l* usmjerena duž globalne z-osi, koja se proteže duž raspona krila. Slika 33 prikazuje orijentaciju orijentaciju globalnog koordinatnog sustava u duž ramenjače C profila i ramenjača.



Slika 32 Orijentacija globalnog koordinatnog sustava oplata



Slika 33 Orijentacija globalnog koordinatnog sustava strukova ramenjača i ramenjača C profila

Tablica 4 Raspored slojeva konstrukcijskih elemenata krila

Konstrukcijski element	Raspored slojeva	Debljina (mm)
Oplata	$[45_2/-45_2/90_2/0_2/90_2/-45/45]_s$	6
Rebra	$[0/45/-45/90/0/45/-45/90/0]_s$	4,5
Strukovi ramenjača	$[45_2/-45_2/0_4/-45/45]_s$	5
Strukovi ramenjače C profila	$[45/-45/45/-45/0_4/-45/45/-45/45]_s$	6
Pojasevi ramenjača	$[0/90/45/-45/0_2/-45/45/90/0]_s$	5
Pojasevi ramenjače C profila	$[0_2/90_2/0_2/45_2/-45_2/0_2]_s$	6

U Tablici 4 prikazani su rasporedi slojeva za svaki konstrukcijski element krila te njihova ukupna debljina. Jedno je od pojednostavljenja u zadavanju materijalnih svojstva konstrukciji da je zadana debljina svakog sloja jednaka i iznosi 0,25 mm. Rasporedi slojeva su dobiveni iterativno tako da krilo zadovoljava uvjet čvrstoće.

U Tablici 5 prikazana je ukupna masa svakog elementa konstrukcije krila. Ukupna masa cijelog praznog krila je 524,70 kg. Što je u okviru očekivanih vrijednost za prazno krilo lovačkog zrakoplova. Istraživanje u [35] navodi da je masa praznog krila oko 10 % mase poznog zrakoplova, što je u ovom slučaju zadovoljeno.

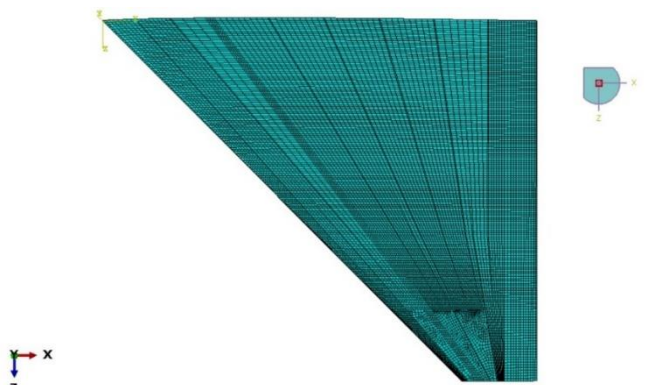
**Tablica 5** Mase elemenata konstrukcije krila

	Oplata	Rebra	Ramenjače	Ramenjače C profila
Masa [kg]	376,85	34,95	35,94	76,95

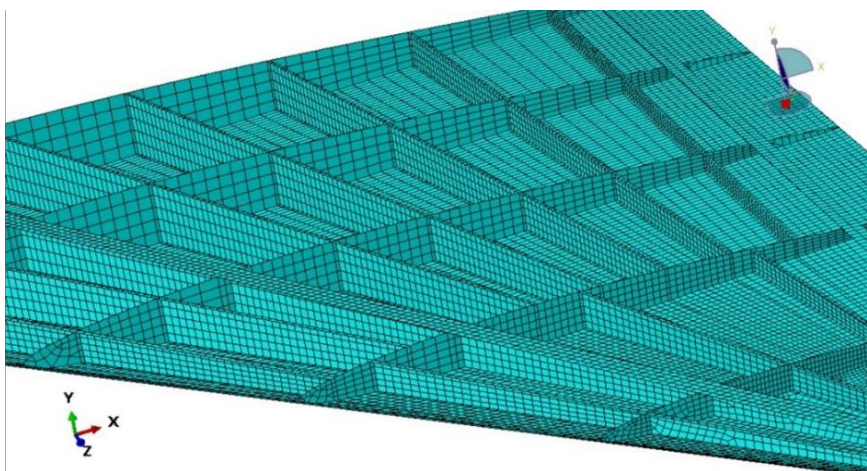
## 5.2. Mreža konačnih elemenata

Mreža konačnih elemenata za konstrukciju krila napravljena je na sklopu 'Assembly' cijelog dijela 'Part' koristeći programski paket *Abaqus*. Ukupan broj čvorova u mreži iznosi 33128, dok je ukupan broj elemenata 34875. Od toga, 34779 su S4R elementi, a 96 su S3 elementi.

Cijela konstrukcija krila napravljena je s dvodimenzionalnim elementima kojima su dodijeljena svojstva konvencionalnih ljuskastih elemenata koji su pogodni za modeliranje tankostjenih konstrukcija izrađenih od kompozitnih materijala. Veličina konačnih elemenata određena je na temelju iskustva. Mreža je dovoljno usitnjena da nije potrebno dodatno usitnjavanje za analizu konvergencije rješenja. Mreža omogućava pouzdanu numeričku analizu konstrukcije krila, uzimajući u obzir različite tipove elemenata i njihove geometrijske karakteristike. Generirana mreža konačnih elemenata može se vidjeti na Slici 34. Na Slici 35 vidi se mreža konačnih elemenata unutarnje konstrukcije krila bez oplata gornjake krila.



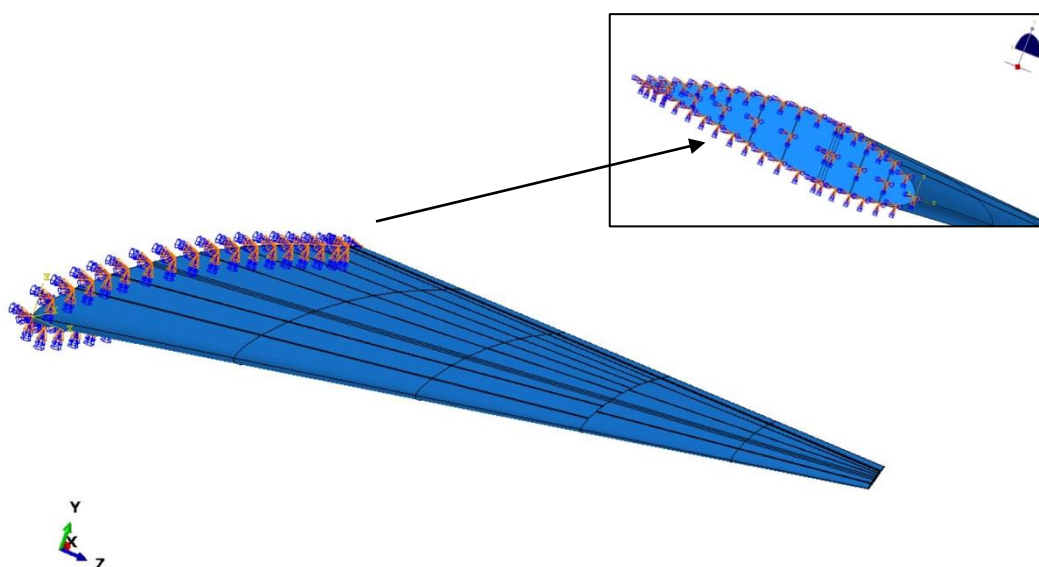
**Slika 34** Mreža konačnih elemenata



Slika 35 Mreža konačnih elemenata unutarnje konstrukcije

### 5.3. Rubni uvjeti i opterećenje

U programskom paketu *Abaqus* su definirani rubni uvjeti. Krilo je učvršćeno (uklješteno) u korijenu, dok su svi ostali rubovi slobodni, čime su spriječeni svi pomaci i rotacije u korijenu krila. Ovaj rubni uvjet, uklještenje korijena krila, predstavlja pojednostavljeni model spoja krila s trupom zrakoplova. Ovo pojednostavljenje omogućuje analizu interakcija i opterećenja na krilu bez potrebe za detaljnim modeliranjem spoja s trupom. Na Slici 36 prikazan je rubni uvjet uklještenja.



Slika 36 Rubni uvjet uklještenja

Svrha ove analize je provesti procjenu čvrstoće krila pod uvjetima graničnog opterećenja. Za analizu čvrstoće uvodi se još jedno pojednostavljenje pri zadavanju opterećenja na krilo. Zadana je uniformna raspodjela tlaka po donjaci krila. Primijenjeni tlak je pojednostavljenje stvarne aerodinamičke raspodjele tlaka na krilu tijekom letu. U stvarnom letu, raspodjela tlaka po površini krila nije uniformna. Ona varira zbog faktora kao što su oblik krila, napadni kut i brzina leta. Međutim, za potrebe ove analize čvrstoće pretpostavlja se uniformna raspodjela tlaka. Ovo pojednostavljenje omogućuje da se provede preliminarna procjena integriteta konstrukcije krila pod uvjetima graničnog opterećenja. Detaljna aerodinamička analiza ili simulacije računalne dinamike fluida (CFD) bile bi potrebne za precizniju raspodjelu tlaka.

Prema službenim specifikacijama, granični faktori opterećenja za *Rafale* su sljedeći [30]:

- pozitivno granično opterećenje: 9 g
- negativno granično opterećenje: -3,2 g.

Ovi granični faktori opterećenja koriste se kako bi se osigurao integritet konstrukcije zrakoplova pod različitim operativnim uvjetima, uključujući manevre i turbulencije u letu. Krajnja opterećenja su maksimalna opterećenja koja konstrukcija zrakoplova mora izdržati te se dobivaju iz graničnih opterećenja primjenom sigurnosnog faktora, koji obično specificiraju zrakoplovne regulatorne vlasti. Standardni faktor sigurnosti za zrakoplovne konstrukcije iznosi 1,5, što uzima u obzir neočekivana naprezanja i osigurava veću sigurnosnu marginu. U području između graničnog i krajnjeg opterećenja može doći do oštećenja konstrukcije ali ne i do loma, dok nakon krajnjeg opterećenja nastupa lom konstrukcije.

Krajnja opterećenja za *Rafale* su sljedeća:

- pozitivno krajnje opterećenje: 13,5 g
- negativno krajnje opterećenje: -4,8 g.

Kako bi se odredio iznos uniformnog tlaka na donjaku krila koristi se izraz:

$$P = \frac{MTOW \times g \times n_{limit}}{A}, \quad (6)$$

gdje su:

- $P$  tlak na površinu krila [Pa]
- $MTOW$  maksimalna uzletna mase [kg]
- $g$  gravitacijska konstanta [ $m/s^2$ ]
- $n_{limit}$  iznos graničnog opterećenja [-]
- $A$  ukupna površina krila [ $m^2$ ]
- $n_{ultimate}$  iznos krajnjeg opterećenja [-].

Maksimalna uzletna masa *Rafalea* iznosi 24,5 t (54000 lbs), a ukupna površina krila procijenjena je na 45,7 m<sup>2</sup>[28].

S obzirom da krajnja opterećenja nikad nisu postignuta u stvarnim uvjetima letenja, granična opterećenja pružaju dovoljno točan pristup za većinu scenarija. Iako su granična opterećenja primarni fokus analize, krajnja opterećenja će također biti korištena za provjeru rezultata. Provjera rezultata analize čvrstoće pomoću krajnjih opterećenja omogućit će potvrdu da konstrukcija krila može izdržati neočekivana naprezanja i zadovoljava sigurnosni kriterij.

Primijenjeni uniformni tlak na donjoj površini krila za uvjet pozitivnog graničnog opterećenja iznosi:

$$P_{poz,limit} = \frac{MTOW \times g \times n_{limit}}{A} = \frac{24500 \times 9,81 \times 9}{45,7} = 47333 \text{ Pa.} \quad (7)$$

Primijenjeni uniformni tlak na donjoj površini krila za uvjet negativnog graničnog opterećenja iznosi:

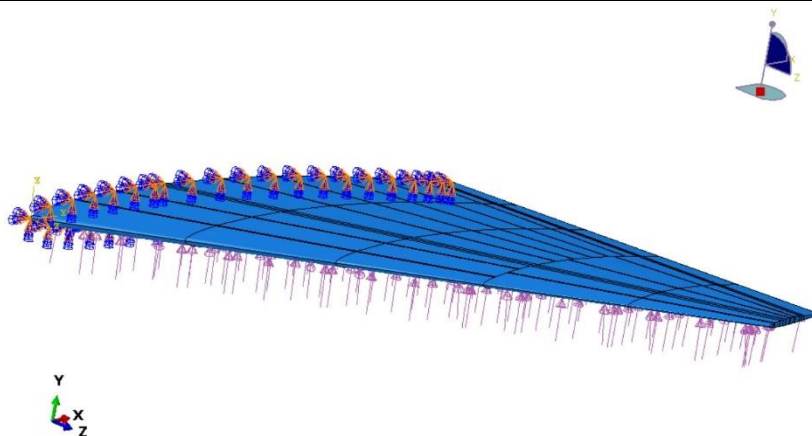
$$P_{neg,limit} = \frac{MTOW \times g \times n_{limit}}{A} = \frac{24500 \times 9,81 \times (-3,2)}{45,7} = -16829 \text{ Pa.} \quad (8)$$

Za provjeru će biti potrebni i iznosi uniformnog tlaka na krilo za pozitivno i negativno krajnje opterećenje:

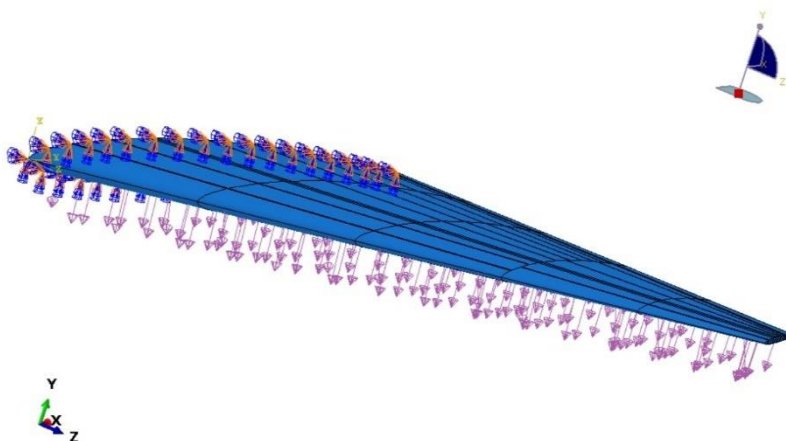
$$P_{poz,ultimate} = \frac{MTOW \times g \times n_{ultimate}}{A} = \frac{24500 \times 9,81 \times 13,5}{45,7} = 70999 \text{ Pa,} \quad (9)$$

$$P_{neg,ultimate} = \frac{MTOW \times g \times n_{ultimate}}{A} = \frac{24500 \times 9,81 \times (-4,8)}{45,7} = -23417 \text{ Pa.} \quad (10)$$

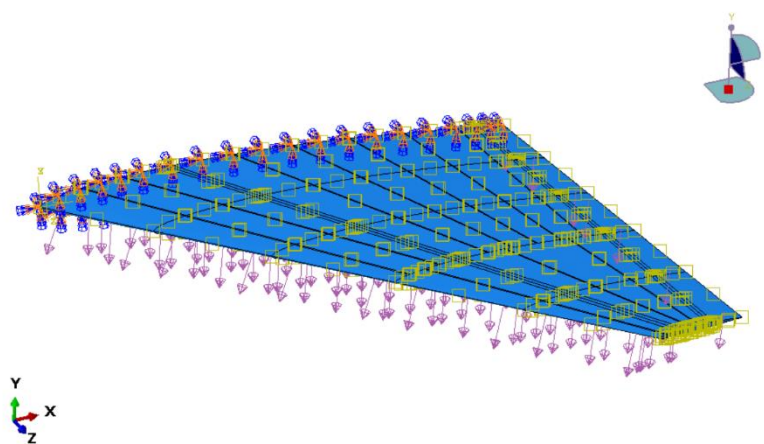
Na Slici 37 prikazano je uniformno opterećenje na donjaci krila za pozitivno granično opterećenje, dok je na Slici 38 prikazano je uniformno opterećenje na donjaci krila za negativno granično opterećenje. Na Slici 39 prikazano je s uniformno negativno granično opterećenje s dodanom uniformnom temperaturom na krilu, temperatura je zadana kao 'Predifined Field' i prikazana je žutim kvadratima po površini krila. U zadnjem poglavlju prikazani su rezultati numeričkog proračuna čvrstoće krila uzimajući u obzir ovisnost mehaničkih svojstava o temperaturi. Proračun je proveden na pet različitih temperatura: 10 °C, 50 °C, 100 °C, 150 °C, te maksimalnoj površinskoj temperaturi od 207 °C koja se javlja pri maksimalnoj brzini leta *Rafalea*. Sve analize su provedene uz djelovanje pozitivnog i negativnog graničnog opterećenja.



Slika 37 Pozitivno granično opterećenje



Slika 38 Negativno granično opterećenje



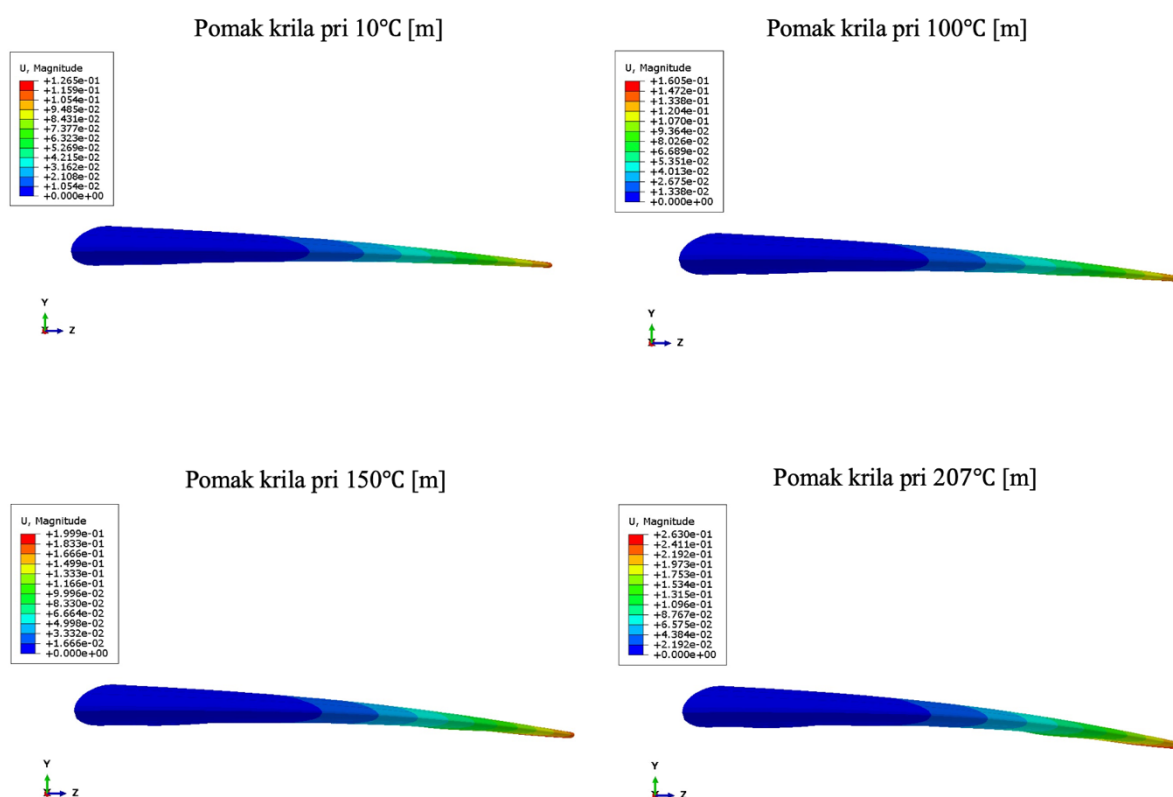
Slika 39 Uniformna raspodjela površinske temperature



## 6. REZULTATI

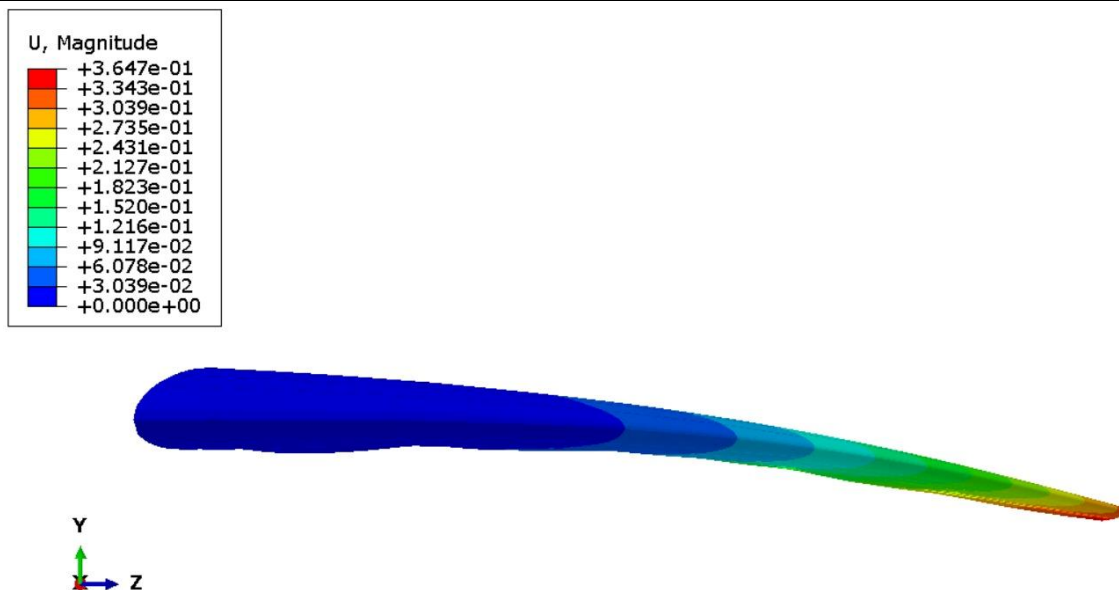
U ovom poglavlju prikazani su rezultati dobiveni za model opisan u prethodnom poglavlju. Zbog male razlike u rezultatima u odnosu na 10 °C, vrijednosti za model na 50 °C pri pozitivnom i negativnom graničnom opterećenju neće biti vizualno prikazane, ali će biti prezentirane u Tablici 6. Svi ostali rezultati bit će prikazani za temperature 10 °C, 100 °C, 150 °C i 207 °C pri oba granična opterećenja. Rezultati na najvišoj temperaturi dodatno će se evaluirati pri djelovanju pozitivnog i negativnog krajnjeg opterećenja.

### 6.1. Pomaci



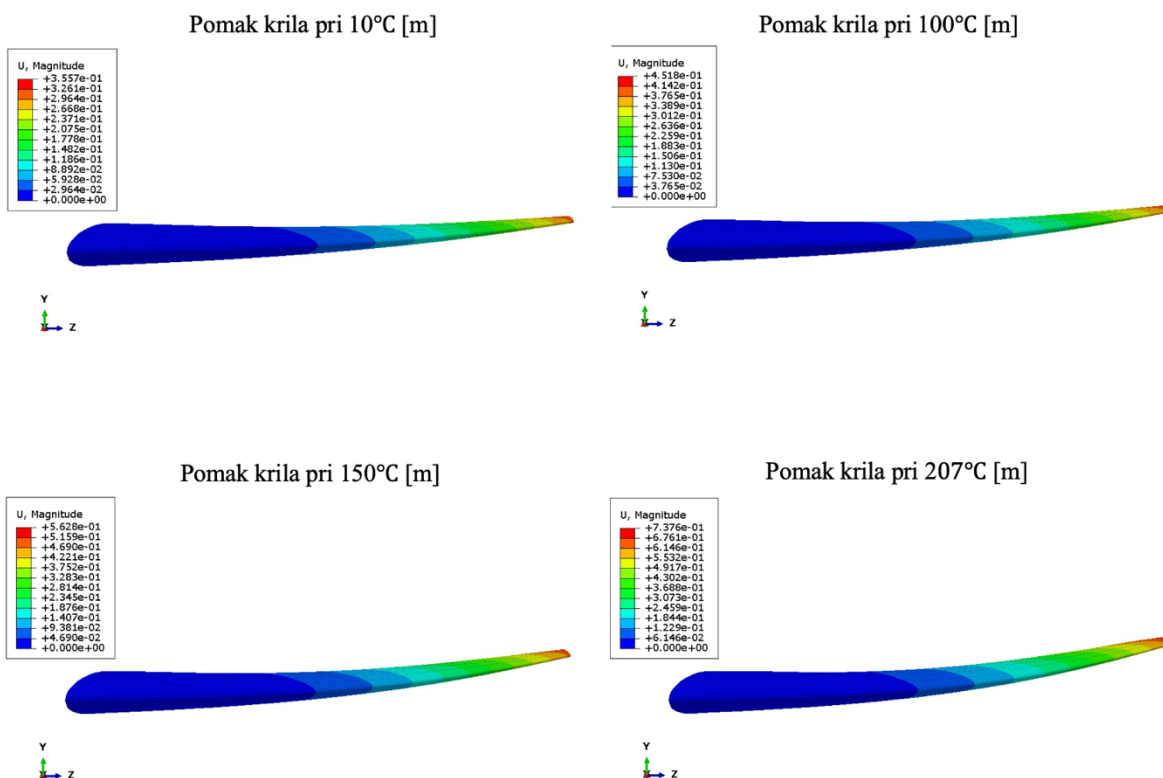
**Slika 40 Pomaci pri negativnom graničnom opterećenju na različitim temperaturama [m]**

Slika 40 prikazuje pomake krila pri različitim temperaturama: 10 °C, 100 °C, 150 °C i 207 °C pod negativnim graničnim opterećenjem od -3,2 g. Svi pomaci prikazani su s faktorom skaliranja deformacije iznosa 2. Uočava se porast pomaka s porastom temperature. Maksimalni pomak pod utjecajem graničnog opterećenja iznosi 263 mm u negativnom smjeru y -osi na temperaturi od 207 °C.



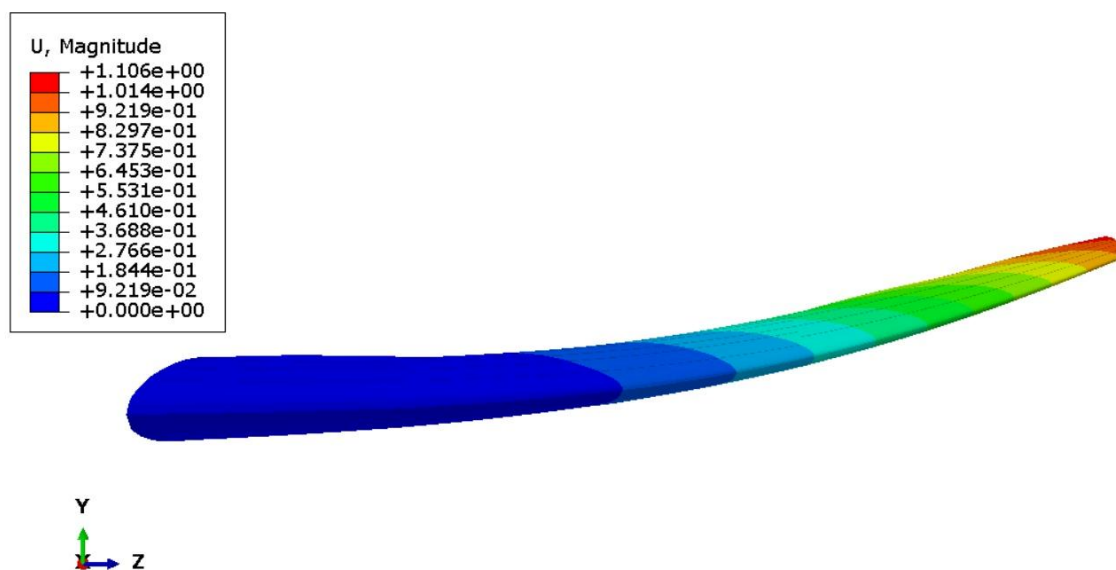
Slika 41 Pomaci pri negativnom krajnjem opterećenju na 207 °C [m]

Slika 41 prikazuje pomak krila pod negativnim krajnjim opterećenjem od -4,8 g na temperaturi od 207 °C. Pomak iznosi 365 mm u negativnom smjeru osi y.



Slika 42 Pomaci pri pozitivnom graničnom opterećenju na različitim temperaturama [m]

Slika 42 prikazuje pomake krila pri različitim temperaturama: 10 °C, 100 °C, 150 °C i 207 °C pod pozitivnim graničnim opterećenjem od -3,2 g. S obzirom da su svi pomaci veći u odnosu na pomake pod negativnim opterećenjem, prikazani su s faktorom skaliranja deformacije veličine 1. Uočava se porast pomaka s porastom temperature, pri čemu maksimalni pomak pod utjecajem graničnog opterećenja iznosi 738 mm u pozitivnom smjeru y -osi na temperaturi od 207 °C.

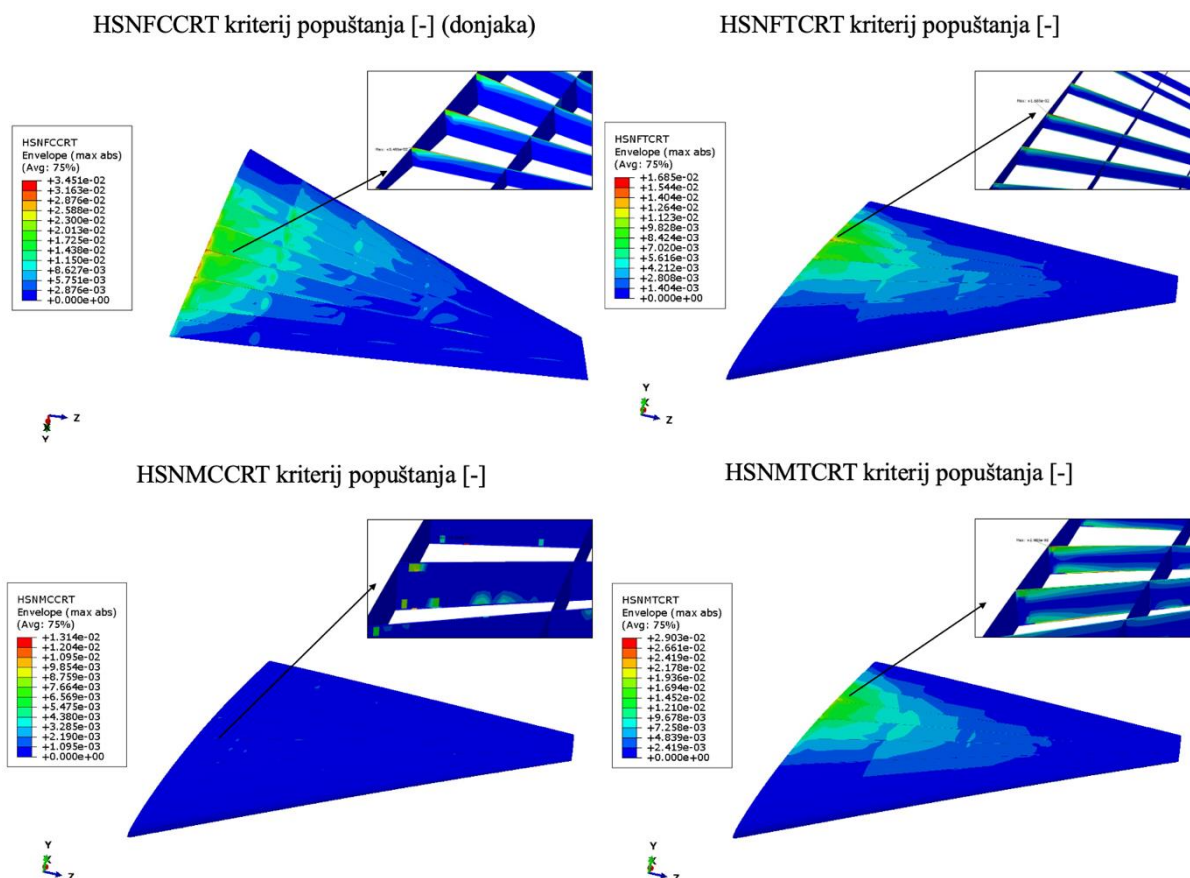


Slika 43 Pomaci pri pozitivnom krajnjem opterećenju na 207 °C [m]

Slika 43 prikazuje pomak krila pod pozitivnim krajnjim opterećenjem od 13,5 g na temperaturi od 207 °C. Pomak iznosi 1,1 m u pozitivnom smjeru y -osi. Pomak od 1,1 m je oko 20 % raspona krila, što je preveliki pomak. U nastavku istraživanja bi bilo potrebno uključiti utjecaj geometrijske nelinearnosti.

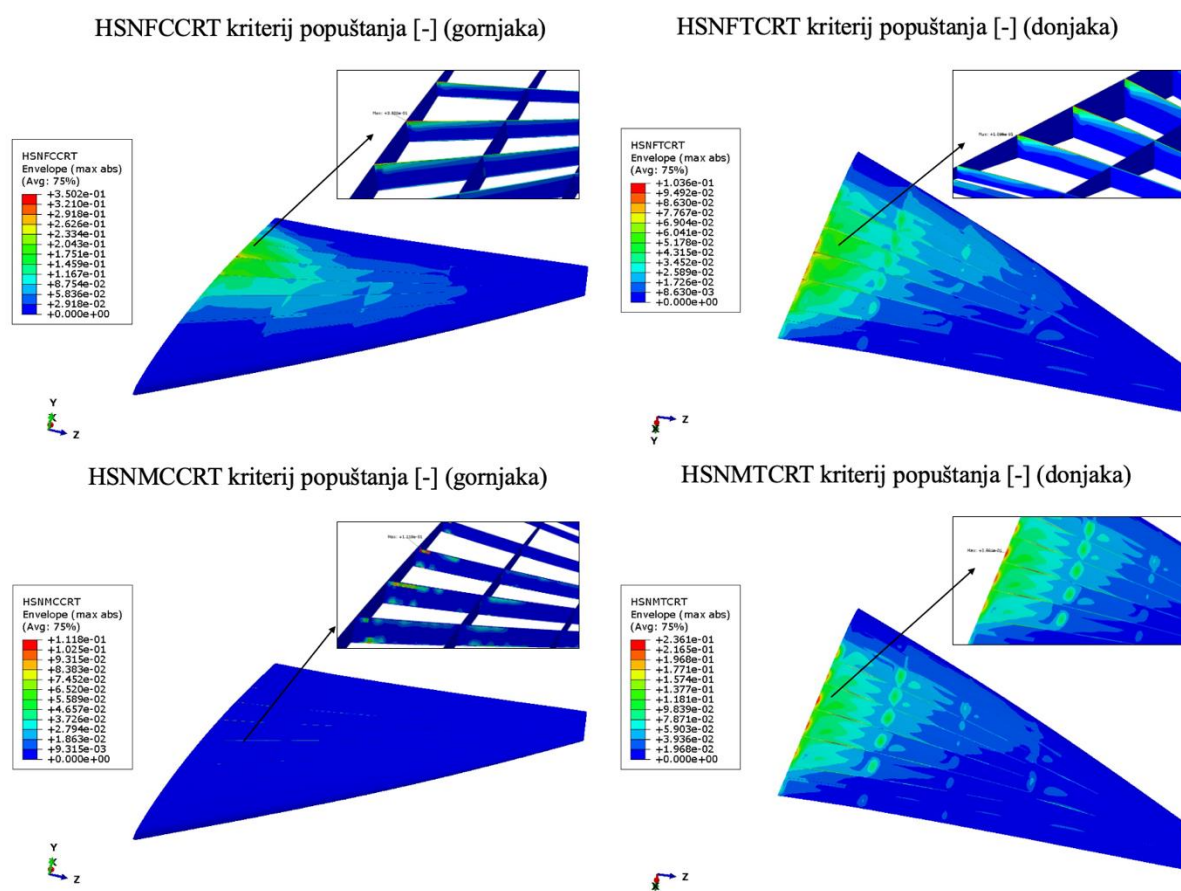
U nastavku će biti prikazani rezultati raspodjele kriterija popuštanja prema Hashin kriteriju za model krila na temperaturama od 10 °C, 100 °C, 150 °C i 207 °C. Prikazat će se strana krila s oplatom gdje su vidljivi značajniji rezultati kriterija popuštanja. Na mjestima s izraženijim rezultatima prikazat će se raspodjela kriterija popuštanja unutarnje konstrukcije krila, bez oplata.

## 6.2. Rezultati na temperaturi od 10 °C



Slika 44 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri negativnom graničnom opterećenju na 10 °C

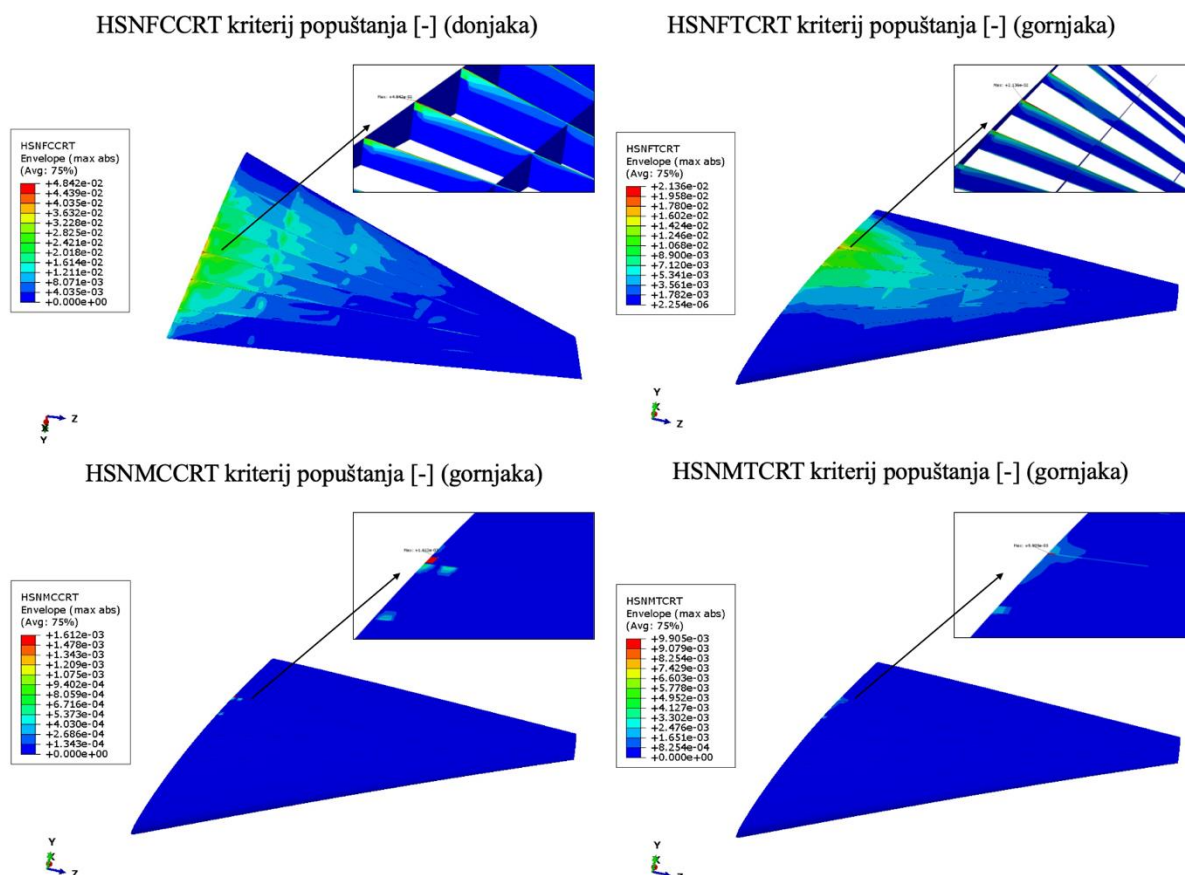
Slika 44 prikazuje raspodjelu Hashin-ovog kriterija popuštanja za model krila na temperaturi od 10 °C pri negativnom graničnom opterećenju. Na Slici 44 prikazane su maksimalne apsolutne vrijednosti po debljini ljuskastih konačnih elemenata. Tako prikazane vrijednosti su i na ostalim slikama raspodjele Hashin kriterija popuštanja. Maksimalne vrijednosti za sve Hashin kriterije popuštanja nalaze se blizu korijena krila, u području gdje su koncentrirana naprezanja. Što je prikazano zelenim do žutim područjima na svakoj pod-slici. Najveća vrijednost po Hashin-ovom kriteriju pojavljuje se u vlaknima krila u pojasu ramenjače C profila pri korijenu krila i iznosi 0,0345. Također, prikazana je raspodjela kriterija popuštanja unutarnje konstrukcije krila, bez oplata, na mjestima gdje su maksimalne vrijednosti kriterija popuštanja.



**Slika 45** Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri pozitivnom graničnom opterećenju na 10 °C

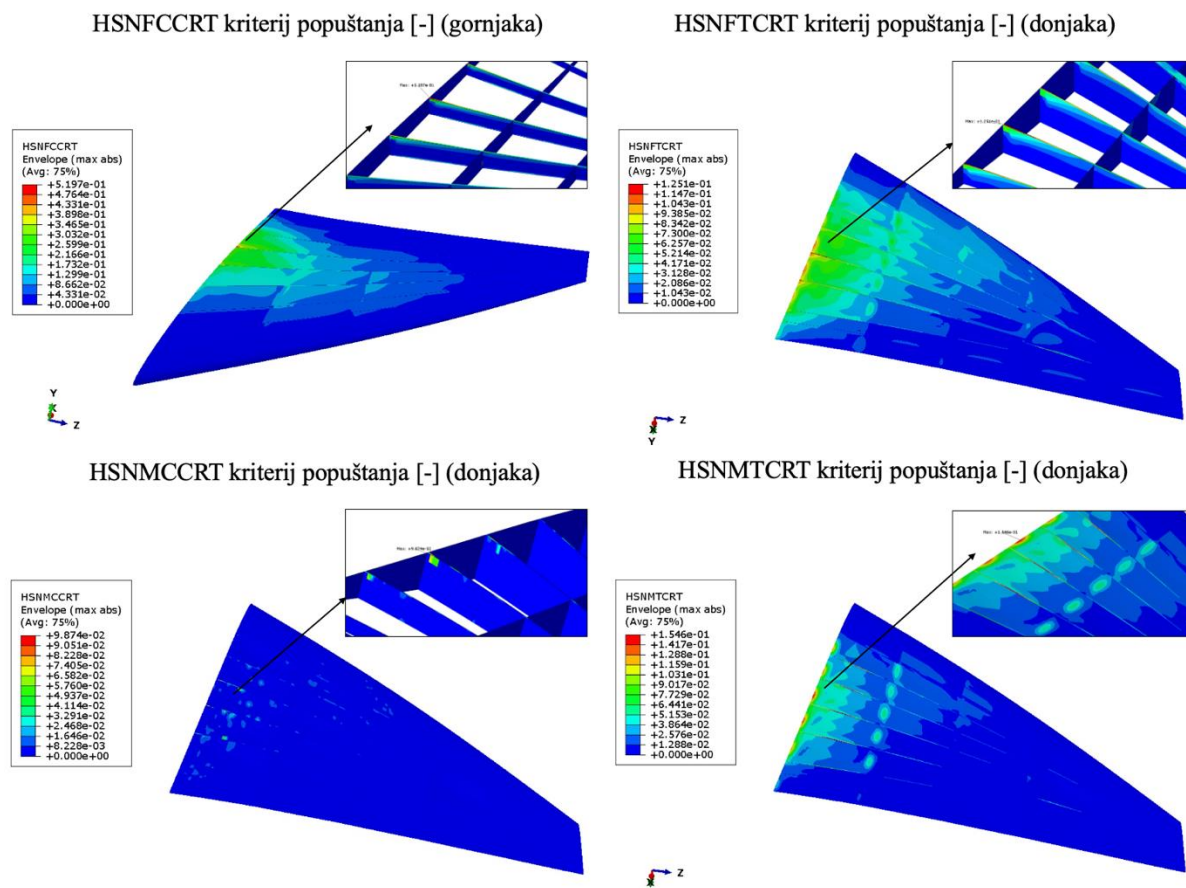
Slika 45 prikazuje raspodjelu Hashin-ovog kriterija popuštanja za model krila na temperaturi od 10 °C pri pozitivnom graničnom opterećenju. Slika 45 ističe područja gdje je materijal najvjerojatnije podložan popuštanju prema Hashin kriterijima. Najveća vrijednost po Hashin-ovom kriteriju pojavljuje se u vlaknima krila u pojasu ramenjače C profila pri korijenu krila i iznosi 0,3502, što govori da nije došlo do popuštanja. Također, prikazana je raspodjela kriterija popuštanja unutarne konstrukcije krila, bez oplata, na mjestima gdje su maksimalne vrijednosti kriterija popuštanja.

### 6.3. Rezultati na temperaturi od 100 °C



Slika 46 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri negativnom graničnom opterećenju na 100 °C

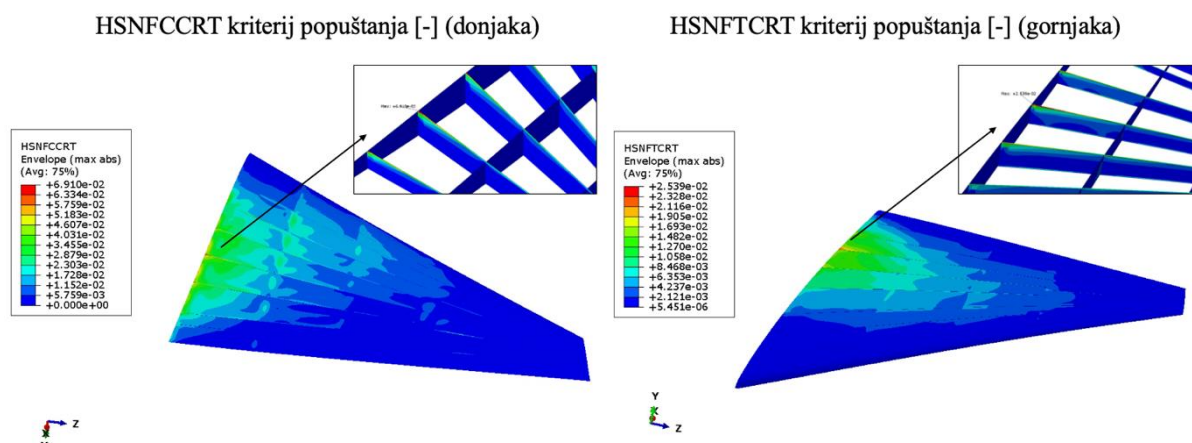
Slika 46 prikazuje raspodjelu Hashin-ovog kriterija popuštanja za model krila na temperaturi od 100 °C pri negativnom graničnom opterećenju. Najveća vrijednost po Hashin-ovom kriteriju pojavljuje se u uslijed tlačnog naprezanja vlakana u pojasu ramenjače C profila pri korijenu na donjaci krila i iznosi 0,0484. To je i dalje vrlo mala vrijednost daleko od vrijednosti popuštanja. Uočava se da porastom temperature naprezanje u vlaknima raste dok se suprotno uočava za matricu.



Slika 47 Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri pozitivnom graničnom opterećenju na 100 °C

Slika 47 prikazuje raspodjelu Hashin-ovog kriterija popuštanja za model krila na temperaturi od 100 °C pri pozitivnom graničnom opterećenju. Najveća vrijednost po Hashin-ovom kriteriju pojavljuje se u uslijed tlačnog naprezanja vlakana u pojasu ramenjače C profila pri korijenu na gornjaci krila i iznosi 0,5197. U usporedbi s raspodjelom kriterija popuštanja krila na temperaturi od 10 °C, uočava se isti trend kao kod negativnom graničnog opterećenja, kriteriji popuštanja vlakna rastu dok kriteriji popuštanja matrice opadaju.

#### 6.4. Rezultati na temperaturi od 150 °C

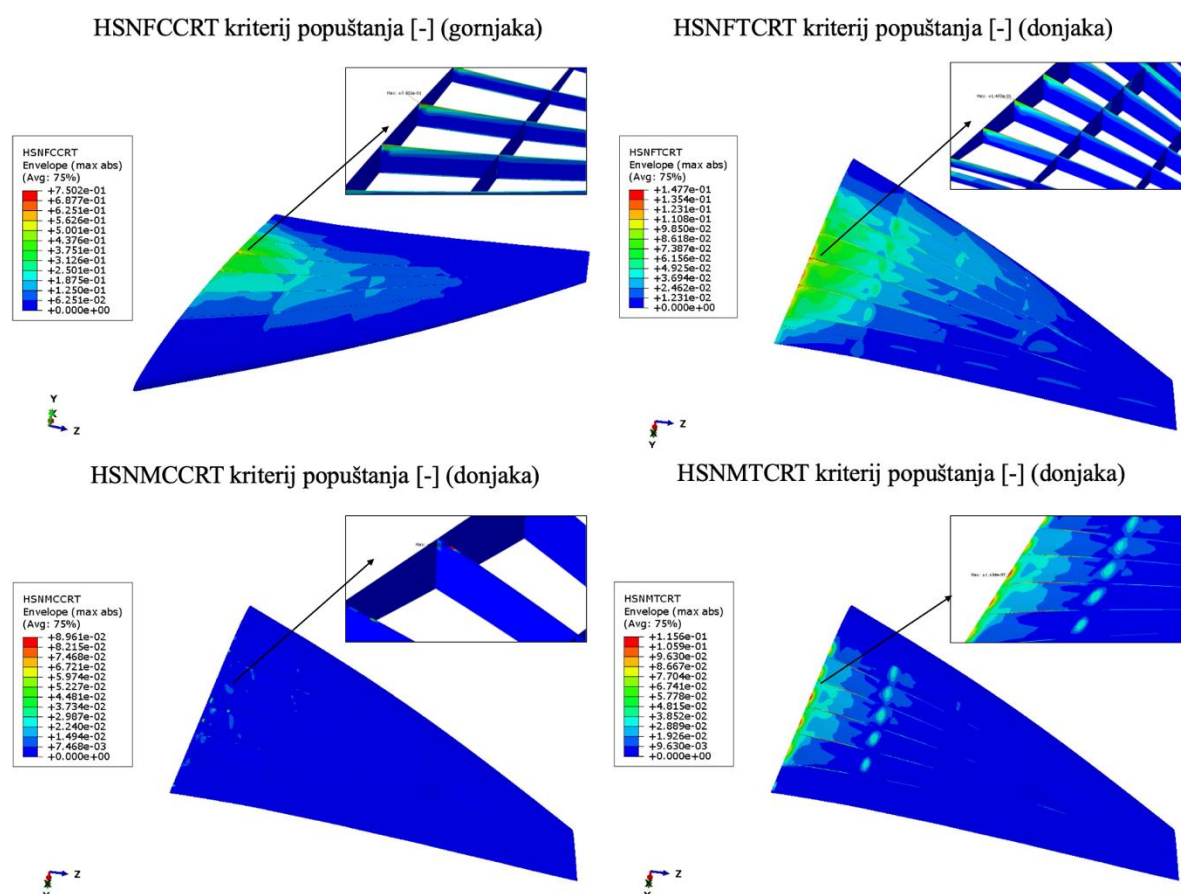


**Slika 48** Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri negativnom graničnom opterećenju na 150 °C

Slika 48 prikazuje raspodjelu Hashin-ovog kriterija popuštanja za model krila na temperaturi od 150 °C pri negativnom graničnom opterećenju. Najveća vrijednost po Hashin-ovom kriteriju pojavljuje se u uslijed tlačnog naprezanja vlakana u pojasu ramenjače C profila pri korijenu na donjaci krila i iznosi 0,0691.

Na povišenim temperaturama, dolazi do znatnog pada mehaničkih svojstva matrice CFRP-a, uzrokujući da ugljična vlakna, koja imaju veću toplinsku stabilnost, preuzmu većinu primijenjenog opterećenja. Ova preraspodjela opterećenja smanjuje kriterije popuštanja u smjerovima matrice (HSNMCCRT i HSNMTCRT), čineći ih u ovom slučaju zanemarivog iznosa te iz tog razloga nisu prikazani. Vlakna pokazuju povećane kriterije popuštanja (HSNFCCRT i HSNFTCRT) zbog svoje visoke čvrstoće i sposobnosti podnošenja većih naprezanja bez popuštanja, čak i kako temperatura raste. Osim toga, toplinsko istezanje matrice može dovesti do smanjivanja opterećenja u određenim smjerovima, dok vlakna, održavajući svoj integritet, preuzimaju opterećenja, što se očituje u povećanim vrijednostima kriterija HSNFCCRT i HSNFTCRT.





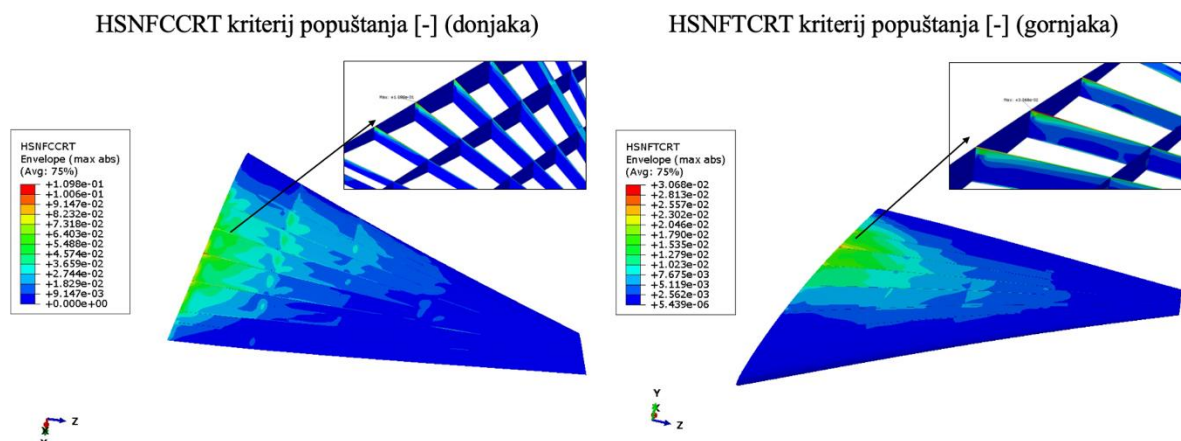
**Slika 49** Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri pozitivnom graničnom opterećenju na 150 °C

Slika 49 prikazuje raspodjelu Hashin-ovog kriterija popuštanja za model krila na temperaturi od 150 °C pri pozitivnom graničnom opterećenju. Najveća vrijednost po Hashin-ovom kriteriju pojavljuje se u uslijed tlačnog naprezanja vlakana u pojasu ramenjače C profila pri korijenu na gornjaci krila i iznosi 0,7502.

Na 150 °C pod pozitivnim graničnim opterećenjem, vlakna (HSNFCCRT i HSNFTCRT) pokazuju veće vrijednosti kriterija popuštanja u usporedbi sa 100 °C, što ukazuje na to da preuzimaju veće opterećenje zbog oslabljenja matrice. S druge strane, kriteriji popuštanja matrice (HSNMCCRT i HSNMTCRT) na 150 °C opadaju u vrijednosti jer im je uloga u nosivosti opterećenja još manja.

Preraspodjela opterećenja s matrice na vlakna je izraženija na 150 °C, što naglašava značajan utjecaj temperature na ponašanje CFRP materijala. Ova promjena ističe ključnu ulogu vlakana u održavanju konstrukcijskog integriteta na povišenim temperaturama, dok uloga matrice slabi.

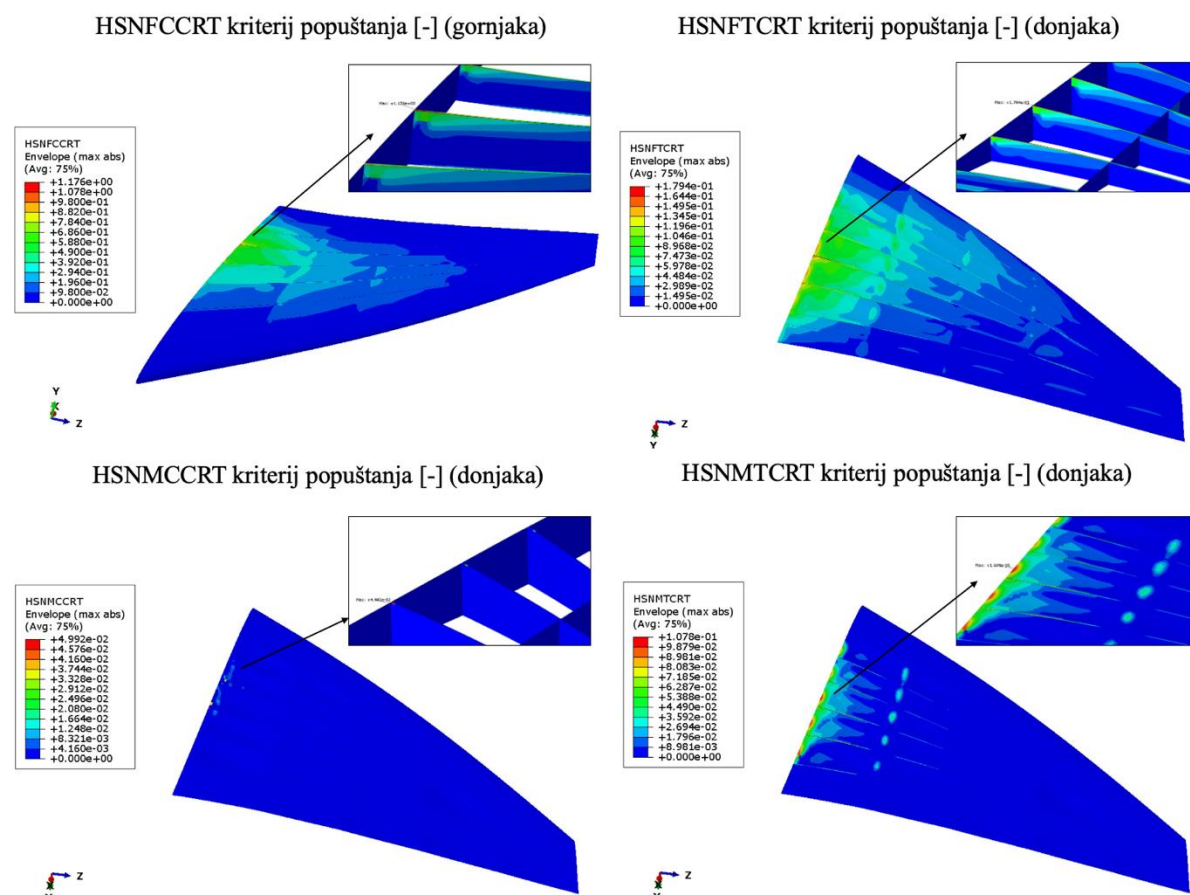
## 6.5. Rezultati na temperaturi od 207 °C



**Slika 50** Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri negativnom graničnom opterećenju na 207 °C

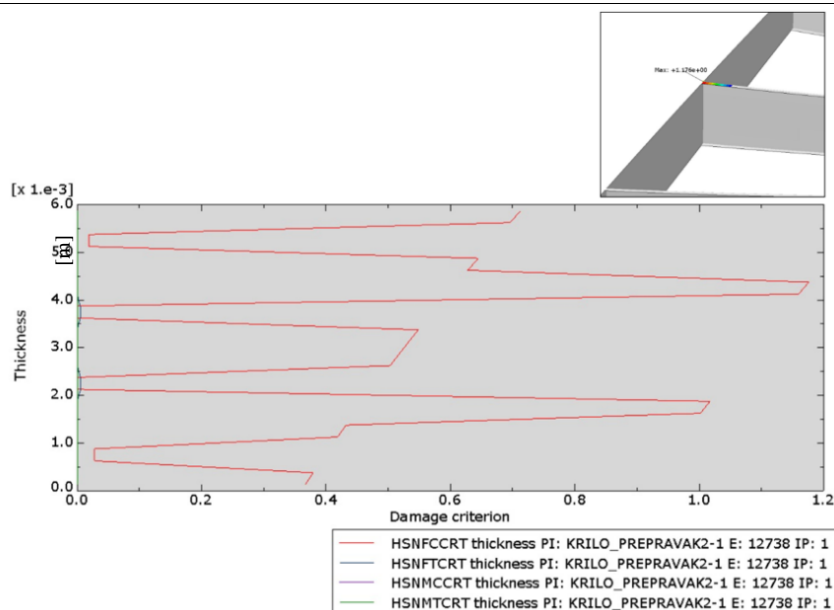
Slika 50 prikazuje raspodjelu Hashin-ovog kriterija popuštanja za model krila na maksimalnoj površinskoj temperaturi *Rafalea* od 207 °C pri negativnom graničnom opterećenju. Najveća vrijednost po Hashin-ovom kriteriju pojavljuje se u uslijed tlačnog naprezanja vlakana u pojasu ramenjače C profila pri korijenu na donjaci krila i iznosi 0,1098.

Na 207 °C, kriteriji popuštanja vlakna (HSNFCCRT i HSNFTCRT) su porasli, što odražava povećano opterećenje na vlakna zbog daljnjeg slabljenja matrice. Kriteriji popuštanja matrice (HSNMCCRT i HSNMTCRT) su ostali zanemarivog iznosa te iz tog razloga nisu prikazani. Kriteriji popuštanja matrice ukazuju da matrica ne doprinosi nosivosti pod uvjetima povećanih temperatura te se konstrukcijski integritet sve više oslanja na vlakna.



**Slika 51** Raspodjela Hashin-ovih kriterija popuštanja pri pozitivnom graničnom opterećenju na 207 °C

Slika 51 prikazuje raspodjelu Hashin-ovog kriterija popuštanja za model krila na maksimalnoj površinskoj temperaturi *Rafalea* od 207 °C pri pozitivnom graničnom opterećenju. Za pozitivno granično opterećenje od 9g na temperaturi od 207 °C dolazi do popuštanja konstrukcije uslijed tlačnog naprezanja vlakana u pojasu ramenjače C profila pri korijenu na gornjaci krila. Kriterij popuštanja uslijed tlačnog naprezanja vlakna iznosi 1,176.



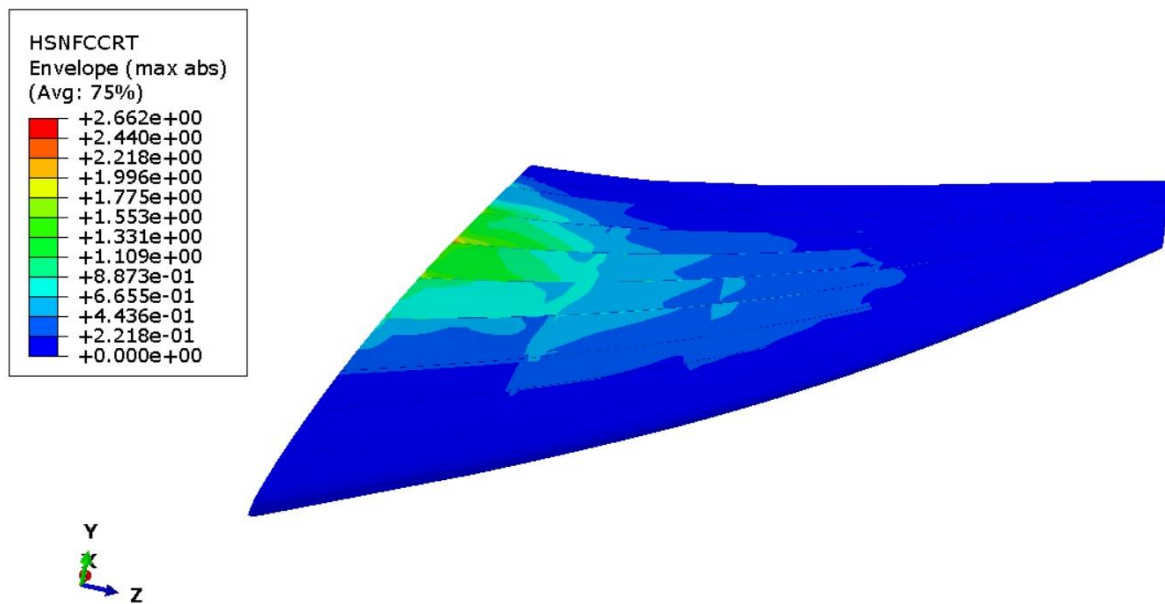
**Slika 52 Kriteriji popuštanja po debljini sloja**

Na Slici 52 prikazano je uvećano mjesto popuštanja. Na slici uvećanog mjesta su sve vrijednosti kriterija popuštanja ispod 1 prikazane sivom bojom, a na mjestu na kojem je došlo do popuštanja su vrijednosti prikazane spektrom boja od najmanje do najveće vrijednosti kriterija. Također su na grafu prikazani kriteriji popuštanja po debljini sloja gdje je dostignuta maksimalna vrijednost kriterija HSNFCCRT. Slojevi u kojima je kriterij popuštanja dosegnuo vrijednost 1 ili više od 1 su slojevi 7 i 8 te slojevima simetrični slojevi 7 i 8.

## 6.6. Krajnje opterećenje na 207 °C

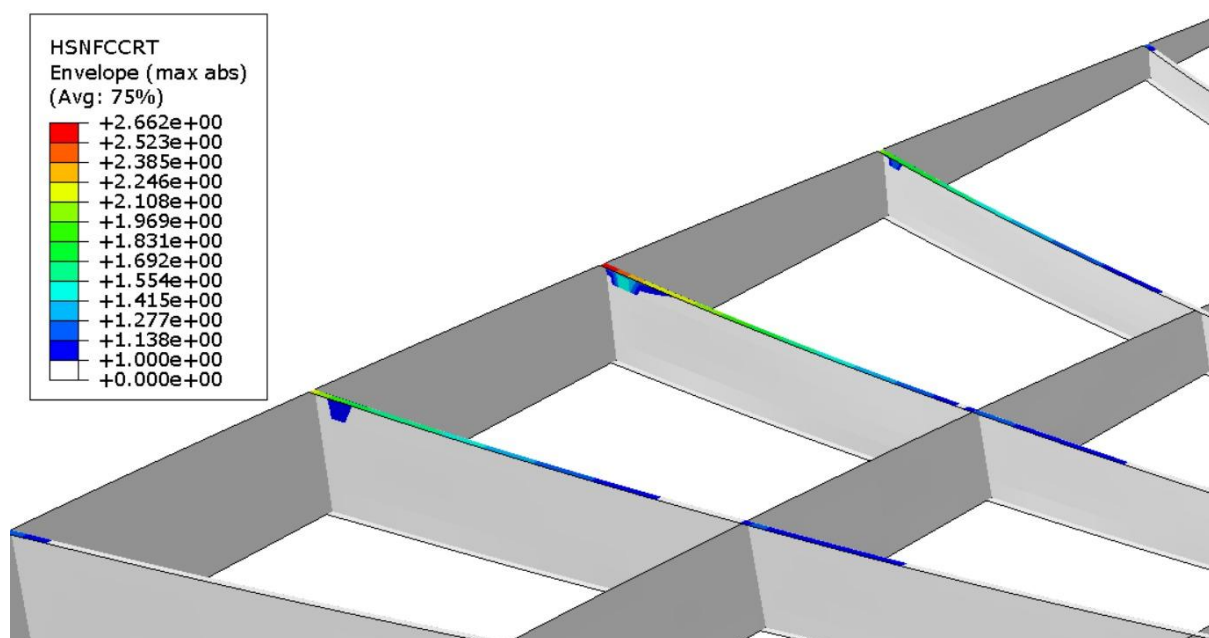
S obzirom da je popuštanje zabilježeno jedino pri pozitivnom krajnjem opterećenju na 207 °C, uslijed tlačnog naprezanja vlakana, provjerena je raspodjela kriterija popuštanja pri pozitivnom graničnom opterećenju. Svi ostali kriteriji ostaju ispod vrijednosti popuštanja 1, stoga nisu prikazani. Na Slici 53 prikazana je raspodjela kriterija popuštanja pri pozitivnom graničnom opterećenju, kako bi se uočile promjene u odnosu na kriterije pri krajnjem opterećenju.

Vrijednost HSNFCCRT doseže vrijednost od 2,662, što znatno prelazi kriterij popuštanja, ukazujući na popuštanje vlakana. Ova usporedba jasno pokazuje kako povećanje opterećenja s 9 g na 13,5 g na 207 °C značajno povećava naprezanje u vlaknima, prelazeći kritične vrijednosti popuštanja.



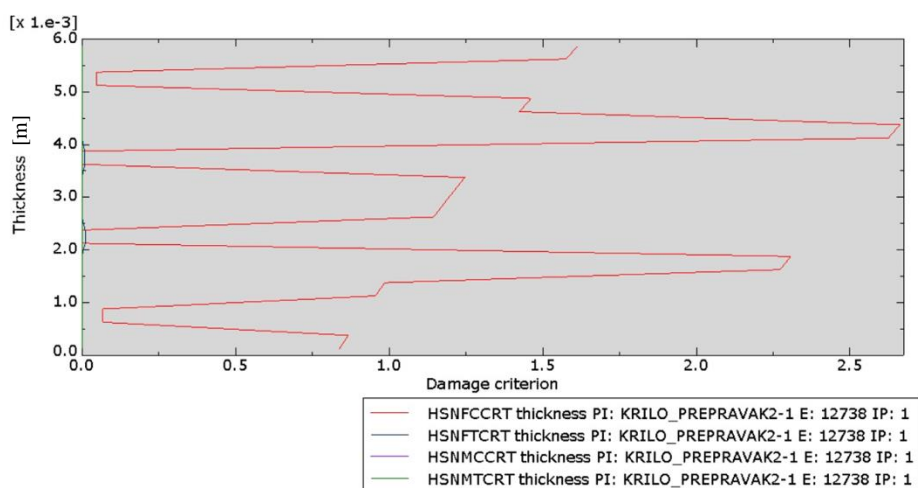
**Slika 53** Raspodjela HSNFCCRT kriterija popuštanja pri pozitivnom krajnjem opterećenju na 207 °C

Na Slici 54 uvećano su prikazana mjesta popuštanja. Mjesta gdje su vrijednosti kriterija popuštanja ispod 1 prikazane su sivom bojom, a na mjestima na kojima je došlo do popuštanja su vrijednosti prikazane spektrom boja od najmanje do najveće vrijednosti kriterija.



**Slika 54** Mjesta popuštanja po kriteriju HSNFCCRT

Na Slici 55 prikazani su kriteriji popuštanja po debljini sloja gdje je dostignuta maksimalna vrijednost kriterija HSNFCCRT. Slojevi u kojima je kriterij popuštanja dosegnuo vrijednost 1 ili više od 1 su slojevi 5,6,7 i 8 te slojevi simetrični sloju 5,6,7 i 8. Maksimalna vrijednosti kriterija popuštanja HSNFCCRT 2,662 postignuta je u sloju simetričnom sloju 7, odnosno sloju 19.



**Slika 55 Kriteriji popuštanja po debljini sloja za pozitivno granično opterećenje**

## 6.7. Usporedba rezultata analize

Tablica 6 Usporedba rezultata analize

		Maks. pomak [mm]		HSNFCCRT [-]		HSNFTCRTC [-]		HSNMCCRTC [-]		HSNMTCRTC [-]	
Opterećenje Temp. [°C]	9g	-3,2g	9g	-3,2g	9g	-3,2g	9g	-3,2g	9g	-3,2g	
	10	355,7	126,5	0,350	0,035	0,104	0,017	0,112	0,013	0,236	0,029
50	394,8	140,3	0,416	0,039	0,112	0,019	0,111	0,011	0,204	0,018	
100	451,8	160,5	0,519	0,048	0,125	0,021	0,099	0,006	0,155	0,009	
150	562,9	199,9	0,750	0,069	0,148	0,025	0,089	0	0,116	0	
207	737,7	263	1,176	0,109	0,179	0,031	0,049	0	0,108	0	

		Maks. pomak [mm]		HSNFCCRT [-]		HSNFTCRTC [-]		HSNMCCRTC [-]		HSNMTCRTC [-]	
Opterećenje Temp. [°C]	13,5g	-4,8g	13,5g	-4, g	13,5g	-4,8g	13,5g	-4,8g	13,5g	-4,8g	
	207	1106	364,7	2,662	0,215	0,401	0,058	0,216	0	0,306	0

Tablica 6 prikazuje sve rezultate dobivene numeričkim proračunom čvrstoće kompozitne konstrukcije krila na temperaturama 10 °C, 100 °C, 150 °C i 207 °C pri pozitivnom i negativnom graničnom opterećenju. Za dodatnu evaluaciju rezultata prikazani su rezultati proračuna čvrstoće na maksimalnoj temperaturi 207 °C pri pozitivnom i negativnom krajnjem opterećenju. Crvenom bojom su označeni kriteriji popuštanja vlakna te pomak krila kako bi se označilo povećanje vrijednosti s porastom temperature. Kriteriji popuštanja matrice označeni su plavom bojom, što ukazuje na smanjenje nosivosti matrice s porastom temperature.

Rezultati ukazuju na to da se s porastom temperature povećava pomak konstrukcije krila, što je u skladu s očekivanim toplinskim istezanjem i omekšavanjem kompozitnog materijala. Vrijednosti Hashin-ovih kriterija popuštanja vlakna pokazuju jasan trend porasta s temperaturom, dok vrijednosti Hashin-ovih kriterija popuštanja matrice pokazuju trend pada s temperaturom posebno pod uvjetima pozitivnog opterećenja. Što je prvenstveno zbog

degradacije materijala matrice na višim temperaturama i to dovodi do većeg prijenosa opterećenja na vlakna. Kako matrica slabi, vlakna preuzimaju veći dio opterećenja, što rezultira povećanim naprezanjem i višim vrijednostima Hashin-ovih kriterija. Ova preraspodjela opterećenja s matrice na vlakna pri povišenim temperaturama naglašava ključnu ulogu vlakana u održavanju integriteta konstrukcije kompozitnog krila.

Rezultati iz proračuna čvrstoće pod djelovanjem pozitivnog graničnog opterećenja na 207°C su posebno značajni. Porast Hashin-ovih kriterija u tim uvjetima ističe osjetljivost vlakana na popuštanje kada su izložena ekstremnim toplinskim i mehaničkim opterećenjima. Ova analiza naglašava važnost razmatranja toplinskih i mehaničkih učinaka na kompozitne konstrukcije, posebno za primjene koje uključuju visoke temperature i značajna opterećenja.



Diplomski rad prikazuje analizu utjecaja temperature na mehanička svojstva polimera ojačanih ugljičnim vlaknima (CFRP), posebno u primjenama u zrakoplovnom inženjerstvu. Koristeći aproksimaciju svojstva i numeričku simulaciju u Abaqus-u, rad pruža uvid u to kako promjena temperature utječe na ponašanje kompozitnog materijala.

Istraživanje pokazuje da CFRP materijali pokazuju značajnu osjetljivost na promjene temperature. S porastom temperature dolazi do pogoršanja mehaničkih svojstava, uključujući vlačnu čvrstoću, tlačnu čvrstoću, smičnu čvrstoću i modul elastičnosti. Ovo pogoršanje je prvenstveno posljedica omekšavanja polimerne matrice, što smanjuje njezinu sposobnost učinkovitog prijenosa opterećenja na ugljična vlakna.

Rad uključuje i analizu pojednostavljenog modela krila *Dassault Rafalea* kako bi se procijenio utjecaj temperaturnih promjena na stvarnu zrakoplovnu komponentu. Numerička analiza čvrstoće u *Abaqusu* primijenjena je na pojednostavljenu konstrukciju krila *Rafalea*, ispitujući učinke graničnog opterećenja na pet specifičnih temperatura: 10 °C, 100 °C, 150 °C, 207 °C.

Rezultati ovog proračuna pokazali su da CFRP na nižim temperaturama, do 150 °C učinkovito održava svoja mehanička svojstva. Međutim, s porastom temperature, posebno iznad temperature staklišta, konstrukcijski integritet modela krila bio je značajno ugrožen.

Međutim, važno je napomenuti da u ovom radu nije bio poznat točan CFRP materijal korišten u konstrukciji. Postoje matrice koje imaju znatno veću vrijednost temperature staklišta  $T_g$  kao što su BMI i PEEK matricete bi te matrice pokazale bolje rezultate u proračunu čvrstoće. Prema regulativi, neovisno o vrijednostima  $T_g$  za druge matrice, zrakoplovi ne bi smjeli letjeti na temperaturama koje se približavaju  $T_g$ .

Na 207 °C, materijal je pokazao drastična smanjenja u čvrstoći i krutosti. Proračun je pružio detaljan uvid u pomake, raspodjelu opterećenja na svakoj temperaturi, nudeći sveobuhvatno razumijevanje kako toplinske promjene utječu na performanse CFRP-a u praktičnim primjenama.

Zaključno, iako CFRP materijali nude značajne prednosti u smanjenju mase i poboljšanoj čvrstoći, njihovo ponašanje ovisno o temperaturi zahtijeva daljnje istraživanje kako bi se te prednosti u potpunosti iskoristile.

**LITERATURA**

- [1] J. Boaretto *i ostali*, „Biomimetics and composite materials toward efficient mobility: A Review“, *J. Compos. Sci.*, sv. 5, izd. 1, str. 22, 2021.
- [2] A. A. Baker, *Composite materials for aircraft structures*. AIAA, 2004.
- [3] J. Bachmann, C. Hidalgo, i S. Bricout, „Environmental analysis of innovative sustainable composites with potential use in aviation sector—A life cycle assessment review“, *Sci. China Technol. Sci.*, sv. 60, str. 1301–1317, 2017.
- [4] „Have The Boeing 787 And Airbus A350 Set Standard For Composites? | Aviation Week Network“. Pristupljeno: 06. lipanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <https://aviationweek.com/aerospace/manufacturing-supply-chain/have-boeing-787-airbus-a350-set-standard-composites>
- [5] L. Setlak, R. Kowalik, i T. Lusiak, „Practical use of composite materials used in military aircraft“, *Materials*, sv. 14, izd. 17, str. 4812, 2021.
- [6] I. Dolganova, V. Bach, A. Rödl, M. Kaltschmitt, i M. Finkbeiner, „Assessment of critical resource use in aircraft manufacturing“, *Circ. Econ. Sustain.*, sv. 2, izd. 3, str. 1193–1212, 2022.
- [7] P. Mangalgiri, „Composite materials for aerospace applications“, *Bull. Mater. Sci.*, sv. 22, str. 657–664, 1999.
- [8] Y. Zhang *i ostali*, „High-Temperature effect on the tensile mechanical properties of unidirectional carbon Fiber-Reinforced polymer plates“, *Materials*, sv. 14, izd. 23, str. 7214, 2021.
- [9] F. Zhou, J. Zhang, S. Song, D. Yang, i C. Wang, „Effect of temperature on material properties of carbon fiber reinforced polymer (CFRP) tendons: Experiments and model assessment“, *Materials*, sv. 12, izd. 7, str. 1025, 2019.
- [10] Y. Yang, Y. Jiang, H. Liang, X. Yin, i Y. Huang, „Study on tensile properties of CFRP plates under elevated temperature exposure“, *Materials*, sv. 12, izd. 12, str. 1995, 2019.
- [11] „What is a Glass Transition Temperature? - Definition from Corrosionpedia“. Pristupljeno: 06. lipanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <https://m.crimeawalks.com/definition/593/glass-transition-temperature-tg>
- [12] Y. Bai i T. Keller, *High temperature performance of polymer composites*. John Wiley & Sons, 2014.
- [13] O. Drozdov, Y. M. Volkov, I. Gusarova, O. Potapov, i O. Samusenko, „Temperature effects on the mechanical properties of unidirectional carbon fiber reinforced plastic in the longitudinal and transversal directions“, *Strength Mater.*, str. 1–8, 2021.
- [14] R. A. Hawileh, A. Abu-Obeidah, J. A. Abdalla, i A. Al-Tamimi, „Temperature effect on the mechanical properties of carbon, glass and carbon–glass FRP laminates“, *Constr. Build. Mater.*, sv. 75, str. 342–348, 2015.
- [15] D. Cree, T. Gamaniouk, M. L. Loong, i M. F. Green, „Tensile and lap-splice shear strength properties of CFRP composites at high temperatures“, *J. Compos. Constr.*, sv. 19, izd. 2, str. 04014043, 2015.
- [16] A. Barker i H. Vangerko, „Temperature dependence of elastic constants of CFRP“, *Composites*, sv. 14, izd. 1, str. 52–56, 1983.
- [17] J. Y. Choi, K. Yanamandra, A. Shetty, i N. Gupta, „Measurement of viscoelastic constants and Poisson’s ratio of carbon fiber reinforced composites using in-situ imaging“, *J. Reinf. Plast. Compos.*, sv. 42, izd. 13–14, str. 638–647, 2023.
- [18] C. Dong, K. Li, Y. Jiang, D. Arola, i D. Zhang, „Evaluation of thermal expansion coefficient of carbon fiber reinforced composites using electronic speckle interferometry“, *Opt. Express*, sv. 26, izd. 1, str. 531–543, 2018.

- [19] A. Gibson, Y.-S. Wu, J. Evans, i A. P. Mouritz, „Laminate Theory Analysis of Composites under Load in Fire“, *J. Compos. Mater. - J COMPOS MATER*, sv. 40, str. 639–658, tra. 2006, doi: 10.1177/0021998305055543.
- [20] B. Salem, A. Mkaddem, S. S. S. A. Rubaiee, A. Al-Zahrani, A. S. O. Bin Mahfouz, i A. Jarraya, „Numerical investigation of thermomechanical damage in CFRP composites“, predstavljeno na International Conference Design and Modeling of Mechanical Systems, Springer, 2021, str. 59–66.
- [21] C. Barile, V. P. Kannan, A. Locasale, i C. Casavola, „About Shear Properties of Plain Weave Fabric CFRP at High Temperatures: Analytical and Experimental Approaches“, *Appl. Compos. Mater.*, sv. 30, izd. 3, str. 753–771, 2023.
- [22] „Što kažete na vojne avione? Pogledajte kako ste glasali u Dnevniku Nove TV“. Pristupljeno: 11. srpanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <https://dnevnik.hr/vijesti/hrvatska/sto-kazete-na-vojne-avione-glasajte-u-dnevniku-nove-tv---845044.html>
- [23] „Mastering the Dassault Rafale: A Guide for Aviation Enthusiasts - Nauman Saleem“. Pristupljeno: 12. lipanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <https://naumansaleem.com/mastering-the-dassault-rafale-a-guide-for-aviation-enthusiasts/>
- [24] „The Rafale, a fully optimized airframe“, Dassault Aviation, a major player to aeronautics. Pristupljeno: 12. lipanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <https://www.dassault-aviation.com/en/defense/rafale/a-fully-optimized-airframe/>
- [25] R. McLachlan, „The Fighter Aircraft That Only Exists Because of French Pettiness - Dassault Rafale“, warhistoryonline. Pristupljeno: 12. lipanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <https://www.warhistoryonline.com/aircraft/dassault-rafale.html>
- [26] „Dassault Rafale“, *Wikipedija*. 13. svibanj 2024. Pristupljeno: 10. srpanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: [https://hr.wikipedia.org/w/index.php?title=Dassault\\_Rafale&oldid=6938401](https://hr.wikipedia.org/w/index.php?title=Dassault_Rafale&oldid=6938401)
- [27] B. Carlson, „Everything To Know About The Dassault ‚Rafale‘ Twin-Jet Fighter Aircraft“, SlashGear. Pristupljeno: 12. lipanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <https://www.slashgear.com/1529712/all-about-dassault-rafale-twin-jet-fighter-aircraft/>
- [28] „Rafale, Dassault-Breguet - FIGHTER PLANES“. Pristupljeno: 12. lipanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <https://fighter-planes.com/info/rafale.htm>
- [29] L. Malik, S. Rawat, M. Kumar, i A. Tevatia, „Simulation studies on aerodynamic features of Eurofighter Typhoon and Dassault Rafale combat aircraft“, *Mater. Today Proc.*, sv. 38, str. 191–197, sij. 2021, doi: 10.1016/j.matpr.2020.06.536.
- [30] „Rafale specifications and performance data“, Dassault Aviation, a major player to aeronautics. Pristupljeno: 12. lipanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <https://www.dassault-aviation.com/en/defense/rafale/specifications-and-performance-data/>
- [31] „RAF 25 AIRFOIL (raf25-il)“. Pristupljeno: 23. lipanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=raf25-il>
- [32] „Dassault Rafale Cutaway Drawing in High quality“. Pristupljeno: 23. lipanj 2024. [Na internetu]. Dostupno na: <https://conceptbunny.com/dassault-rafale/>
- [33] Z. Hashin, „Failure criteria for unidirectional fiber composites (1980)“, *J Appl Mech*, str. 47–329.
- [34] L. P. Kollár i G. S. Springer, *Mechanics of Composite Structures*. Cambridge University Press, 2003.
- [35] J. Roskam, *Airplane Design*. DARcorporation, 1985.

**PRILOG 1****Aproksimacija mehaničkih svojstva**

## % Konstante i parametri

Tg = 135; % Temperatura staklišta u Celzijusima  
deltaT = 100; % Prilagođeni raspon temperature u kojem se događaju značajne promjene  
max\_temp = 250; % Proširena maksimalna temperatura za promatranje  
rafale\_max\_temp = 207; % Maksimalna temperatura za Dassault Rafale  
pocetna\_temp = 10; % Pocetna temperatura

## % Svojstva na temperaturi 10°C prema Salem, 2023

```
svojstva = struct();  
svojstva.E1 = 178.00; % GPa  
svojstva.E2_E3 = 9.1; % GPa  
svojstva.G12_G13 = 5.6; % GPa  
svojstva.G23 = 4.0; % GPa  
svojstva.Xt = 2750; % MPa  
svojstva.Xc = 1690; % MPa  
svojstva.Yt_Zt = 111; % MPa  
svojstva.Yc_Zc = 214; % MPa  
svojstva.nu12_nu13 = 0.31;  
svojstva.nu23 = 0.45;  
svojstva.S12_S13 = 115; % MPa  
svojstva.S23 = 26; % MPa
```

## % Relaksirana svojstva pri visokim temperaturama (10% of P0)

```
relaksirana_svojstva = struct();  
relaksirana_svojstva.E1 = 0.4 * svojstva.E1;  
relaksirana_svojstva.E2_E3 = 0.1 * svojstva.E2_E3;  
relaksirana_svojstva.G12_G13 = 0.1 * svojstva.G12_G13;  
relaksirana_svojstva.G23 = 0.1 * svojstva.G23;  
relaksirana_svojstva.Xt = 0.8 * svojstva.Xt; % Prilagođeni gradijent za Xt  
relaksirana_svojstva.Xc = 0.5 * svojstva.Xc;  
relaksirana_svojstva.Yt_Zt = 0.5 * svojstva.Yt_Zt;  
relaksirana_svojstva.Yc_Zc = 0.45 * svojstva.Yc_Zc;  
relaksirana_svojstva.nu12_nu13 = 1.1 * svojstva.nu12_nu13;  
relaksirana_svojstva.nu23 = 1.1 * svojstva.nu23;  
relaksirana_svojstva.S12_S13 = 0.4 * svojstva.S12_S13; % Prilagođeni gradijent za S12_S13  
relaksirana_svojstva.S23 = 0.1 * svojstva.S23;
```

## % Temperature za koje treba izračunati svojstva

temperature = pocetna\_temp:10:max\_temp; % Detaljan raspon od 10°C do max\_temp

## % Inicijalizacija nizova za pohranu izračunatih svojstava za svaku temperaturu

```
broj_temp = length(temperature);  
E_vrijednosti = zeros(2, broj_temp);  
G_vrijednosti = zeros(2, broj_temp);  
X_vrijednosti = zeros(2, broj_temp);  
Y_vrijednosti = zeros(2, broj_temp);  
nu_vrijednosti = zeros(2, broj_temp);  
S_vrijednosti = zeros(2, broj_temp);
```

## % Experimentalne vrijednosti

```

temperature_exp = [20, 100, 150, 250, 315];
E1_exp = [172, 160, 120, 85, 70];
E2_E3_exp = [9.1, 7.5, 6.0, 2.5, 0.4];
G12_G13_exp = [4.17, 3.23, 3, 2.0, 0.5];
Xt_exp = [2000, 1850, 1700, 1550, 1429];
Xc_exp = [567, 350, 230, 100, 31];
Yt_Zt_exp = [32, 25, 15, 5, 1.4];
Yc_Zc_exp = [184, 120, 65, 15, 8.1];
S12_S13_exp = [115, 105, 85, 60, 35];

```

## % Izračun svojstava pri različitim temperaturama koristeći hiperbolnu tangentnu funkciju

```
for i = 1:broj_temp
```

```
    T = temperature(i);
```

## % Formula iz Gibson, 2005.

```

    E_vrijednosti(1, i) = 0.5 * (svojstva.E1 - relaksirana_svojstva.E1) * tanh((Tg - T) / deltaT) + 0.5 *
(svojstva.E1 + relaksirana_svojstva.E1);
    E_vrijednosti(2, i) = 0.5 * (svojstva.E2_E3 - relaksirana_svojstva.E2_E3) * tanh((Tg - T) / deltaT) +
0.5 * (svojstva.E2_E3 + relaksirana_svojstva.E2_E3);
    G_vrijednosti(1, i) = 0.5 * (svojstva.G12_G13 - relaksirana_svojstva.G12_G13) * tanh((Tg - T) /
deltaT) + 0.5 * (svojstva.G12_G13 + relaksirana_svojstva.G12_G13);
    G_vrijednosti(2, i) = 0.5 * (svojstva.G23 - relaksirana_svojstva.G23) * tanh((Tg - T) / deltaT) + 0.5 *
(svojstva.G23 + relaksirana_svojstva.G23);
    X_vrijednosti(1, i) = 0.5 * (svojstva.Xt - relaksirana_svojstva.Xt) * tanh((Tg - T) / deltaT) + 0.5 *
(svojstva.Xt + relaksirana_svojstva.Xt);
    X_vrijednosti(2, i) = 0.5 * (svojstva.Xc - relaksirana_svojstva.Xc) * tanh((Tg - T) / deltaT) + 0.5 *
(svojstva.Xc + relaksirana_svojstva.Xc);
    Y_vrijednosti(1, i) = 0.5 * (svojstva.Yt_Zt - relaksirana_svojstva.Yt_Zt) * tanh((Tg - T) / deltaT) + 0.5 *
(svojstva.Yt_Zt + relaksirana_svojstva.Yt_Zt);
    Y_vrijednosti(2, i) = 0.5 * (svojstva.Yc_Zc - relaksirana_svojstva.Yc_Zc) * tanh((Tg - T) / deltaT) +
0.5 * (svojstva.Yc_Zc + relaksirana_svojstva.Yc_Zc);

```

## % Poissonovi omjeri

```
if T <= Tg
```

```
    nu_vrijednosti(1, i) = svojstva.nu12_nu13;
```

```
    nu_vrijednosti(2, i) = svojstva.nu23;
```

```
else
```

```
    nu_vrijednosti(1, i) = svojstva.nu12_nu13 + 0.1 * (T - Tg) / (max_temp - Tg); % Increase of 10%
```

```
    nu_vrijednosti(2, i) = svojstva.nu23 + 0.1 * (T - Tg) / (max_temp - Tg); % Increase of 10%
```

```
end
```

```

    S_vrijednosti(1, i) = 0.5 * (svojstva.S12_S13 - relaksirana_svojstva.S12_S13) * tanh(-2 / deltaT * (T -
(Tg + deltaT / 2))) + 0.5 * (svojstva.S12_S13 + relaksirana_svojstva.S12_S13);

```

```

    S_vrijednosti(2, i) = 0.5 * (svojstva.S23 - relaksirana_svojstva.S23) * tanh(-2 / deltaT * (T - (Tg +
deltaT / 2))) + 0.5 * (svojstva.S23 + relaksirana_svojstva.S23);

```

```
end
```

## % Plotanje rezultata za elastične i smične module

```

plot_svojstva(temperature, E_vrijednosti, E1_exp, E2_E3_exp, {'E1', 'E2\E3'}, 'Moduli elastičnosti (GPa)', temperature_exp);
plot_svojstva(temperature, G_vrijednosti, G12_G13_exp, [], {'G_{12} = G_{13}', 'G_{23}'}, 'Moduli smicanja (GPa)', temperature_exp);
plot_svojstva(temperature, X_vrijednosti, Xt_exp, Xc_exp, {'Xt', 'Xc'}, 'Vlačna/Tlačna čvrstoća u pravcu vlakna (MPa)', temperature_exp);
plot_svojstva(temperature, Y_vrijednosti, Yt_Zt_exp, Yc_Zc_exp, {'Yt\Zt', 'Yc\Zc'}, 'Vlačna/Tlačna čvrstoća okomita na pravac vlakna (MPa)', temperature_exp);
plot_svojstva(temperature, nu_vrijednosti, [], [], {'\nu_{12} = \nu_{13}', '\nu_{23}'}, 'Poissonovi koeficijenti', []);
plot_svojstva(temperature, S_vrijednosti, S12_S13_exp, [], {'S_{12} = S_{13}', 'S_{23}'}, 'Smične čvrstoće (MPa)', temperature_exp);

```

**% Funkcija za plotanje svakog seta svojstava**

```

function plot_svojstva(temp, vrijednosti, exp1, exp2, oznake, y_oznaka, temp_exp)
    figure;
    hold on;
    boje = lines(size(vrijednosti, 1));
    for j = 1:size(vrijednosti, 1)
        plot(temp, vrijednosti(j, :), 'DisplayName', sprintf('%s aproksimirano', oznake{j}), 'Color', boje(j, :));
        if ~isempty(exp1) && (~isempty(exp2) || j == 1)
            plot(temp_exp, eval(['exp' num2str(j)]), '--', 'DisplayName', sprintf('%s eksperimentalno', oznake{j}), 'Color', boje(j, :));
            scatter(temp_exp, eval(['exp' num2str(j)]), 50, 'x', 'MarkerEdgeColor', boje(j, :), 'LineWidth', 1.5, 'HandleVisibility', 'off');
        end
    end
    xlabel('Temperatura (°C)');
    ylabel(y_oznaka);
    title(y_oznaka);
    xlim([10, max(temp)]);
    legend('show');
    grid on;
    hold off;
end

```