

Predviđanje otkaza popravljenih kompozitnih struktura u vazduhoplovstvu

MIRKO R. DINULović, Univerzitet u Beogradu,
Mašinski fakultet, Beograd
BOŠKO P. RAŠUO, Univerzitet u Beogradu,
Mašinski fakultet, Beograd

Originalni naučni rad
UDC: 620.17:629.7.023.4
629.7.083
DOI: 10.5937/tehnika2303307D

Danas ne postoji jedinstvena metodologija koja se u praksi primenjuje na popravak oštećenih primarnih kompozitnih struktura. Radi dobijanja pouzdane metodologije popravke ovih konstrukcija neophodno je imati kompletnu istoriju naponskog stanja, što znači nominalno stanje pre nastanka oštećenja, naponsko stanje oštećene strukture i stanje nastalo korišćenjem takve strukture (letelica je korišćena posle nastanka oštećenja do bezbednog sletanja) i na kraju analizu preraspodele lokalnih napona usled dodatih elementa pri popravci koji menjaju nominalno stanje.

Preraspodela napona u popravljenoj kompozitnoj strukturi zavisi od samih elemenata korišćenih za popravku oštećenja i elementa veze. Istraživanjem je obuhvaćen uticaj tipa elementa za popravku, veličina elementa, geometrija elementa, veličina oštećenja kompozitne konstrukcije, lokacija oštećenja na konstrukciji, materijal i konstrukcija elementa korišćenog za popravku, materijal elementa veze, debljina elementa veze kao i konstrukcija samog kompozitnog materijala primarne konstrukcije na preraspodelu napona.

Ključne reči: kompozit, oštećenje, deformacija, napon, popravak, metodologija

1. UVOD

Poslednjih četrdesetpet godina upotreba kompozitnih materijala pri gradnji delova strukture letelice postajala je sve veća, radi ostvarenja boljih performansi vazduhoplova. Kao i sve ostale strukture i strukture na bazi kompozitnih materijala podložne su oštećenjima koja mogu biti prouzrokovana uslovima u kojima se vrši eksploatacija letelice, kao i raznim tipovima spoljnog mehaničkog dejstva na strukturu. U zavisnosti od lokacije, veličine i vrste oštećenja funkcionisanje i sigurnost letelice mogu biti ugroženi ukoliko se nastavi sa eksploatacijom letelice a da oštećenje nije popravljeno.

Veoma je važno da se tokom redovnih i vanrednih pregleda strukture uoči prisustvo oštećenja, proceni njihov mogući uticaj na pravilno funkcionisanje letelice i primene standardima propisane mere koje se odnose na popravku odnosno zamenu oštećenog dela strukture pre povratka letelice u upotrebu. Popravak odnosno zamenu je neophodno izvršiti kako sigurnost

letelice a samim tim i posade ne bi bila ugrožena, a performanse letelice ostale u projektovanim granicama.

Naučni pristup projektovanju i proceni efikasnosti izvršene popravke, pre implementacije na samoj letelici počeo se primenjivati početkom šezdesetih godina prošlog veka u laboratorijama AMRL [1, 2, 3]. Rezultati ovih istraživanja korišćeni su u definisanju metodologije popravke oštećenja koja se odnosila na metalne strukturalne elemente i zasnivala se uglavnom na dodavanju elemenata za popravku na oštećenu strukturu u zoni oštećenja, pri čemu je spoj strukture i elemenata za popravku ostvaren mehaničkom vezom.

Sve veća primena kompozitnih materijala u vazduhoplovstvu a i primena u drugim industrijama zahteva da se definiše metodologija popravke kompozitnih struktura. Devedesetih godina prošlog veka, oformljeno je telo pod nazivom Commercial Aircraft Composite Repair Committee (CACRC), pod rukovodstvom organizacija ATA, IATA i SAE sa ciljem pronalaženja i definisanja standardnih procedura za popravku kompozitnih struktura [4].

Kompletna zamena oštećenog dela strukture (iako možda najsigurniji način otklanjanja oštećenja) često nije ekonomski opravdana naročito na kompozitnim delovima strukture, pa se na oštećenom delu strukture

Adresa autora: Mirko Dinulović, Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet, Beograd, Kraljice Marije 16
e-mail: mdinulovic@mas.bg.ac.rs
Rad primljen: 17.05.2023.
Rad prihvaćen: 23.05.2023

moraju primeniti standardima propisane metode popravke kako bi se smanjio uticaj oštećenja, i nosivost strukture ostala u projektovanim granicama. Projektovanje, analiza i sama metodologija popravke oštećene strukture predstavljaju veoma složen inženjerski problem, koji mora biti detaljno proučen, jer loše projektovan i izveden popravak može smanjiti nosivost celokupne strukture a samim tim ugroziti sigurnost i funkcionisanje letelice.

Procenjuje se da je devedesetih godina prošlog veka bilo oko 10.000 aviona u aktivnoj upotrebi, na čijoj je strukturi bio primenjen neki od postupaka popravke strukture kao posledice oštećenja, a nesumnjivo je da je danas ovaj broj daleko veći [5].

Jedna od najvećih prednosti ove vrste materijala je svakako mogućnost projektovanja, i prilagođavanja osobina materijala uslovima eksploatacije konstrukcije.

Primene kompozitnih materijala danas su brojne. Industrije u kojima su kompozitni materijali danas najzastupljeniji su svakako avionska, automobilska, kosmička industrija i brodogradnja. U ovom radu težište je na primeni kompozitnih materijala u vazduhoplovstvu iako se neke metode mogu primeniti u drugim oblastima, recimo automobilske industriji i brodogradnji.

Interesantan je podatak da je primena kompozitnih materijala na avionu tipa „F-14“, koji je prvi put poleteo 1969. godine, doprinela da se na masi uštedi oko 19%. Na avionu tipa „F/A-18“ ušteda primenom kompozitnih materijala iznosila je 35% a ovaj avion je prvi put poleteo 1985. godine. Slične primere imamo i u civilnom vazduhoplovstvu, tako na primer, primena kompozita na putničkom avionu „MD-80“, osamdesetih godina prošlog veka iznosila je svega 2.5%, dok se predviđa da će ovaj procenat 2010. godine na avionu tipa „A-380“ biti više nego deset puta veći.

Makromehaničke teorije otkaza kompozitnih materijala razvijene su na osnovu postojećih teorija otkaza izotropnih materijala uzimajući u obzir anizotropnost kompozitnih materijala i pod pretpostavkom lineranog ponašanja kompozitnog materijala do loma [6]. Prema istraživanjima Sandihu [7] kao i Owena i Rice [8] preko 40 teorija otkaza anizotropnih materijala predloženo je tokom poslednjih godina. Sve teorije otkaza mogu biti izražene u funkciji dozvoljenih napona u pravcu glavnih osa, koji se određuju eksperimentalnim putem. Mnoge teorije uzimaju u obzir i međusobnu interakciju napona. Da bi se odredili koeficijenti interakcije, potrebno je u većini slučajeva dodatno biaksijalno testiranje.

Analizira se primena ovih teorija na predviđanje otkaza popraavljenih kompozitnih struktura metodom lepljenja elementa za popravku u zoni oštećenja.

2. KRITERIJUM MAKSIMALNIH NAPONA

Na osnovu teorije maksimalnih napona, do loma lamine dolazi kada je bar jedna komponenta napona veća od dozvoljenog napona u tom pravcu. Za poznato ravansko stanje napona (σ_1 , σ_2 , τ_6), kriterijum maksimalnih napona može biti predstavljen sledećim relacijama:

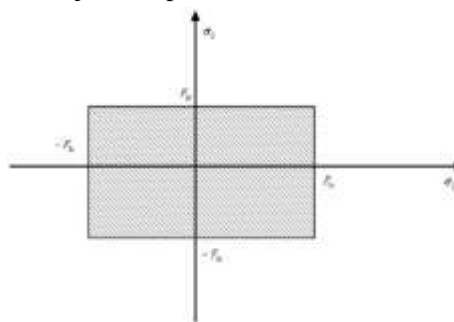
$$\sigma_1 = \begin{cases} F_{1t} & \sigma_1 > 0 \\ -F_{1c} & \sigma_1 < 0 \end{cases} \quad (1)$$

$$\sigma_2 = \begin{cases} F_{2t} & \sigma_2 > 0 \\ -F_{2c} & \sigma_2 < 0 \end{cases} \quad (2)$$

$$|\tau_6| = F_6 \quad (3)$$

U prethodnim relacijama σ_1 je normalni napon u pravcu vlakana lamine, σ_2 normalni napon normalan na vlakna a τ_6 smičući napon u ravni lamine. Naponi F_{1t} i F_{1c} predstavljaju dozvoljene napone na zatezanje odnosno pritisak u pravcu vlakana dok naponi F_{2t} i F_{2c} predstavljaju dozvoljene napone na zatezanje i pritisak u pravcu normalnom na prostiranje vlakana. Smičući napon F_6 je dozvoljeni napon na smicanje. Vrednosti napona F_{1t} , F_{1c} , F_{2t} , F_{2c} kao i F_6 moraju se odrediti eksperimentalnim putem i zavise od vrste materijala vlakana, materijala matrice kao i njihovih međusobnih zapreminskih udela u lamini.

Za slučajeve ravanskog stanja napona, kada su smičući naponi jednaki nuli ($\tau_6=0$), envelope otkaza može biti predstavljena površinom ovičenom vrednostima dozvoljenih napona



Slika 1 - Envelope otkaza teorija maksimalnih napona

2. KRITERIJUM MAKSIMALNIH DEFORMACIJA

Na osnovu teorije maksimalnih deformacija, do otkaza dolazi kada je bar jedna komponenta deformacije veća od dozvoljenih deformacija u tom pravcu. Za slučaj ravanskog stanja napona kriterijum maksimalnih deformacija predstavljen je sledećim relacijama:

$$\varepsilon_1 = \begin{cases} \varepsilon_{1t}'' & \varepsilon_1 > 0 \\ \varepsilon_{1c}'' & \varepsilon_1 < 0 \end{cases} \quad (4)$$

$$\varepsilon_2 = \begin{cases} \varepsilon_{2t}'' & \varepsilon_2 > 0 \\ \varepsilon_{2c}'' & \varepsilon_2 < 0 \end{cases} \quad (5)$$

$$|\gamma_6| = \gamma_6'' \quad (6)$$

U prethodnim jednačinama ε_1 , ε_2 predstavljaju aksijalne deformacije, γ_6 deformacije klizanja, a ε_{1t}'' , ε_{2t}'' , ε_{1c}'' , ε_{2c}'' su dozvoljene aksijalne deformacije na zatezanje i pritisak dok je γ_6'' dozvoljena deformacija klizanja.

Izražavajući deformacije preko komponenti napona sledi:

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_1} - \nu_{21} \cdot \frac{\sigma_2}{E_2} = \frac{1}{E_1} (\sigma_1 - \nu_{12} \cdot \sigma_2)$$

$$\varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} - \nu_{12} \cdot \frac{\sigma_1}{E_1} = \frac{1}{E_2} (\sigma_2 - \nu_{21} \cdot \sigma_1)$$

$$\gamma_6 = \frac{\tau_6}{G_{12}} \quad (7 a,b,c)$$

Tako da su dozvoljene deformacije:

$$\varepsilon_{1t}'' = \frac{F_{1t}}{E_1}$$

$$\varepsilon_{1c}'' = -\frac{F_{1c}}{E_1}$$

$$\varepsilon_{2t}'' = \frac{F_{2t}}{E_2}$$

$$\varepsilon_{2c}'' = -\frac{F_{2c}}{E_2}$$

$$\gamma_6'' = \frac{F_6}{G_{12}} \quad (8 a,b,c,d,e)$$

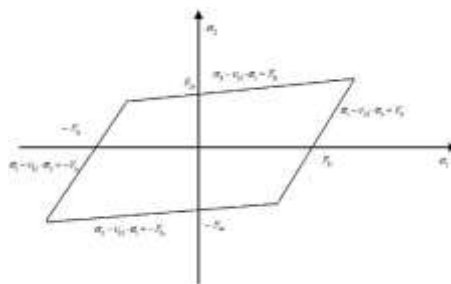
Na osnovu prethodnih relacija, kriterijum maksimalnih deformacija može biti predstavljen:

$$\sigma_1 - \nu_{12} \cdot \sigma_2 = \begin{cases} F_{1t} & \varepsilon_1 > 0 \\ -F_{1c} & \varepsilon_1 < 0 \end{cases}$$

$$\sigma_2 - \nu_{21} \cdot \sigma_1 = \begin{cases} F_{2t} & \varepsilon_2 > 0 \\ -F_{2c} & \varepsilon_2 < 0 \end{cases}$$

$$|\tau_6| = F_6 \quad (9 a,b,c)$$

Za slučajeve ravanskog stanja napona, kada su smičući naponi jednaki nuli ($\tau_6=0$), envelope otkaza prema kriterijumu maksimalnih deformacija može biti predstavljena grafički na sledeći način (Slika 2):



Slika 2 - Envelope otkaza prema kriterijumu maksimalnih deformacija

3. KRITERIJUM TSAI-HILL

Kriterijum otkaza, za ravansko stanje napona lamina, prema kriterijumu Tsai-Hilla predstavljen je sledećom relacijom:

$$\frac{\sigma_1^2}{F_1^2} + \frac{\sigma_2^2}{F_2^2} + \frac{\tau_6^2}{F_6^2} - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{F_1^2} = 1 \quad (10)$$

Naponsko stanje određeno je veličinama normalnih napona u pravcu glavnih osa lamina (σ_1 , σ_2) i tangencijalnim naponima u ravni lamine (τ_6). Veličine F_1 , F_2 , F_6 predstavljaju dozvoljene napone za dati materijal, i određuju se eksperimentalno. Sledećim relacijama određene su veličine F_1 , F_2 , na osnovu normalnih napona, odnosno da li je posmatrano mesto lamine pritisnuto odnosno zategnuto.

$$F_1 = \begin{cases} F_{1t} & \sigma_1 > 0 \\ F_{1c} & \sigma_1 < 0 \end{cases} \quad (11 a,b,c)$$

$$F_2 = \begin{cases} F_{2t} & \sigma_2 > 0 \\ F_{2c} & \sigma_2 < 0 \end{cases}$$

$$F_6 = |\tau_6|$$

4. KRITERIJUM TSAI WU

Kriterijum Tsai-Wua, za poznato ravansko stanje napona (σ_1 , σ_2 , τ_6) lamina definisan je sledećom relacijom:

$$f_1 \cdot \sigma_1 + f_2 \cdot \sigma_2 + f_6 \cdot \tau_6 + f_{11} \cdot \sigma_1^2 + f_{22} \cdot \sigma_2^2 + f_{66} \cdot \tau_6^2 + 2 \cdot f_{12} \cdot \sigma_1 \cdot \sigma_2 + 2 \cdot f_{16} \cdot \sigma_1 \cdot \tau_6 + 2 \cdot f_{26} \cdot \sigma_2 \cdot \tau_6 = 1 \quad (12)$$

Koeficijenti f_i , f_{ij} , ($i,j=1,2,6$) u prethodnoj relaciji određuju se na sledeći način:

$$f_1 = \frac{1}{F_{1t}} - \frac{1}{F_{1c}}$$

$$f_{11} = \frac{1}{F_{1t} \cdot F_{1c}}$$

$$f_2 = \frac{1}{F_{2t}} - \frac{1}{F_{2c}}$$

$$f_6 = f_{16} = f_{26} = 0$$

$$f_{22} = \frac{1}{F_{2t} \cdot F_{2c}} \quad (13 a,b,c,d,e)$$

Vrednosti napona F_{1t} , F_{1c} , F_{2t} , F_{2c} kao i F_6 moraju se odrediti eksperimentalnim putem i zavise od vrste materijala vlakana, materijala matrice kao i njihovih međusobnih zapreminskih udela u lamini.

Prema Tsai-Wu kriterijumu koeficijent f_{12} u jednačini (12) definiše interakciju između normalnih napona σ_1 , σ_2 , i određuje se eksperimentalno putem biaksijalnog zatezanja. Prema [9] koeficijent f_{12} može biti određen i sledećom relacijom:

$$f_{12} \approx -\frac{1}{2} \sqrt{(f_{11} \cdot f_{22})} \quad (14)$$

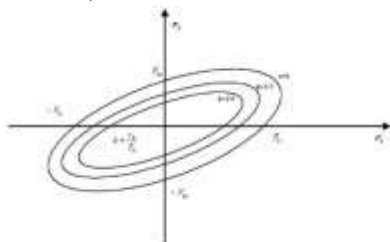
Za konstantne vrednosti tangencijalnih napona

$$\tau_6 = k \cdot F_6 \quad (15)$$

Kriterijum Tsai-Wu definisan relacijom (12) može biti predstavljen:

$$f_1 \cdot \sigma_1 + f_2 \cdot \sigma_2 + f_6 \cdot \tau_6 + f_{11} \cdot \sigma_1^2 + f_{22} \cdot \sigma_2^2 + 2 \cdot f_{12} \cdot \sigma_1 \cdot \sigma_2 = 1 - k^2 \quad (16)$$

Envelopa otkaza prema kriterijumu Tsai-Wu za različite vrednosti parametra „ k “ može biti predstavljena na sledeći način (Slika 3):



Slika 3 - Envelopa otkaza prema kriterijumu Tsai Wu

5. PRIMENA TEORIJA MAKSIMALNOG NAPONA, MAKSIMALNIH DEFORMACIJA, TSAI-HILLA I TSAI-WUA NA OŠTEĆENE STRUKTURE KOMPOZITNIH MATERIJALA

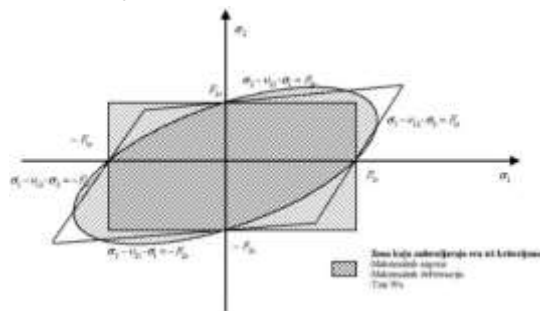
Oblici otkaza popravljenih kompozitnih struktura, metodom lepljenja elementa za popravak u zoni oštećenja zavise od korišćenih materijala (materijala strukture, elementa za vezu i elementa za popravak), načina slaganja lamina, vrste spoja kao i pravaca i intenziteta delovanja spoljašnjeg opterećenja. U opštem slučaju nije moguće primeniti samo jedan od navedenih kriterijuma otkaza, već se najčešće primenjuje „konzervativni“ pristup, tj. za poznato naponsko stanje, proverava se mogućnost otkaza prema nekoliko usvojenih kriterijuma.

Na osnovu analize predstavljenih teorija kao i eksperimentalnih rezultata [10], zaključuje se da su teorije maksimalnih napona i maksimalnih deformacija tačnije za slučajeve ravanskog stanja napona u kome nema pritiska ($\sigma_1 > 0$, $\sigma_2 > 0$) i kod kompozitnih

materijala sa velikim vrednostima efektivnog modula elastičnosti. Teorija maksimalnih napona ne uzima u obzir interakciju između normalnih napona, dok je kod teorije maksimalnih deformacija interakcija između normalnih napona ostvarena preko uticaja Poissonovog efekta. Neophodni parametri za primenu ovih teorija (vrednosti dozvoljenih napona pri zatezanju, pritisku i dozvoljeni napon na smicanje) određuju se eksperimentalno na osnovu jednostavnih standardnih testova, na laminama, što predstavlja veliku prednost.

Teorije Tsai-Wu i Tsai-Hill pokazale su tačnije rezultate u slučajevima opterećenja gde su smicanje i pritisak dominantni, i kod materijala sa manjim vrednostima efektivnog modula elastičnosti. Ove teorije otkaza uzimaju u obzir interakciju između normalnih napona preko eksperimentalno određenih koeficijenata. Međutim da bi se tačno odredile vrednosti ovih koeficijenata interakcije, potrebno je vršiti testove biaksijalnog naprežanja. Envelopa otkaza pri „konzervativnom“ pristupu projektovanja kompozitnih struktura prikazana je na slici (Slika 4).

Odnosno, za poznato ravansko stanje napona na određenom mestu strukture, analizira se mogućnost otkaza na osnovu svih navedenih kriterijuma. Za naponsko stanje pri kojem ne dolazi do otkaza ni po jednom kriterijumu smatra se zadovoljavajućim dok se u svim ostalim slučajevima smatra da će doći do otkaza.



Slika 4 - Envelopa otkaza pri „konzervativnom“ načinu projektovanja

U tabeli 1 dat je prikaz uporedni prikaz karakteristika navedenih kriterijuma, koji se primenjuju pri projektovanju elementa strukture od kompozitnih materijala.

Tabela 1. Teorije otkaza

Teorija Otkaza	vrsta materijala dominantno opterećenje	Koeficijent interakcije	testiranje
Maksimalni naponi	krti materijali, zatezanje	nema	aksijalno
Maksimalne deformacije	krti materijali, zatezanje	ν_{12}, ν_{21}	aksijalno
Tsai – Hill	elastični materijali, pritisak	$-1/Ft^2$	biaksijalno
Tsai – Wu	elastični materijali smicanje	f_{12}	biaksijalno

U okviru ovog rada razvijen je kompjuterski program „otkaz 2D“, koji na osnovu poznatog ravanskog stanja napona, dobijenog pomoću metode konačnih elemenata, kao i poznatih karakteristika materijala vrši procenu mogućeg otkaza na osnovu navedenih kriterijuma. Primeri izlaznih rezultata programa „otkaz 2D“ prikazani su na slikama 5-8.

Element: 2947 Sloj : 1

Naponsko Stanje: [MPa]

S11= 946.66
S22= 185.27
S12= -188.28

Kriterijum Maksimalnih Napona :

2.176072
0.421007 Otkaz
0.833864 Otkaz

Kriterijum Maksimalnih Deformacija :

2.297474
0.466312 Otkaz
0.833864 Otkaz

Kriterijum Tsai-Hill:

7.249860 Otkaz

Kriterijum Tsai-Wu :

4.148210 Otkaz

Slika 5 - Primer rezultata kompjuterskog programa „Otkaz 2D“

Element: 2947 Sloj : 2

Naponsko Stanje: [MPa]

S11= 800.23
S22= 10.94
S12= -50.61

Kriterijum Maksimalnih Napona :

2.574260
7.129799
3.102154

Kriterijum Maksimalnih Deformacija :

2.583797
45.841080
3.102154

Kriterijum Tsai-Hill:

0.272425

Kriterijum Tsai-Wu :

0.084052

Slika 6 - Primer rezultata kompjuterskog programa „Otkaz 2D“ (nastavak)

Element: 2947 Sloj : 3

Naponsko Stanje: [MPa]

S11= 801.40
S22= 10.96
S12= 50.94

Kriterijum Maksimalnih Napona :

2.570502
7.116788
3.082057

Kriterijum Maksimalnih Deformacija :

2.580028
45.817001
3.082057

Kriterijum Tsai-Hill:

0.274291

Kriterijum Tsai-Wu :

0.085765

Slika 7 - Primer rezultata kompjuterskog programa „Otkaz 2D“ (nastavak)

Element: 2947 Sloj : 4

Naponsko Stanje: [MPa]

S11= 948.57
S22= 185.88
S12= 189.02

Kriterijum Maksimalnih Napona :

2.171690
0.419626 Otkaz
0.830600 Otkaz

Kriterijum Maksimalnih Deformacija :

2.293010
0.464718 Otkaz
0.830600 Otkaz

Kriterijum Tsai-Hill:

7.299033 Otkaz

Kriterijum Tsai-Wu :

4.174783 Otkaz

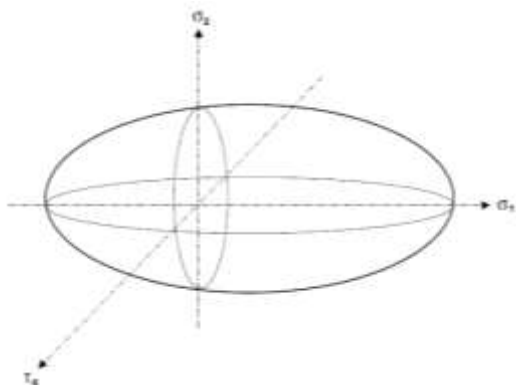
Slika 8 - Primer rezultata kompjuterskog programa „Otkaz 2D“ (nastavak)

6. KRITERIJUM NORISA I MEKKINONA (NORRIS, MCKINNON)

Kriterijum Norisa i MekKinona definisan je sledećom relacijom:

$$C_1 \cdot \sigma_1^2 + C_2 \cdot \sigma_2^2 + C_6 \cdot \tau_6^2 = 1 \quad (17)$$

Konstante C_i ($i=1, 2, 6$) određuju se eksperimentalnim putem a envelope otkaza prikazana je na slici 9.



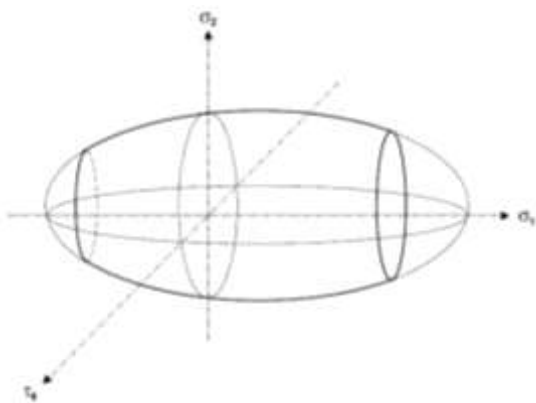
Slika 9 - Envelope otkaza prema kriterijumu Norisa i MekKinona

7. KRITERIJUM PAKA (PUCK)

Kriterijum Paka definisan je:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_1}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{X_2}\right)^2 + \left(\frac{\tau_6}{X_6}\right)^2 = 1 \quad (18)$$

Konstante X_i ($i=1,2,6$) zavise od vrste materijala i određuju se eksperimentalnim putem. Tačnost kriterijuma Paka veoma je bliska kriterijumu Norisa i kriterijumu MekKinona. Envelope otkaza prikazana je na slici 10.



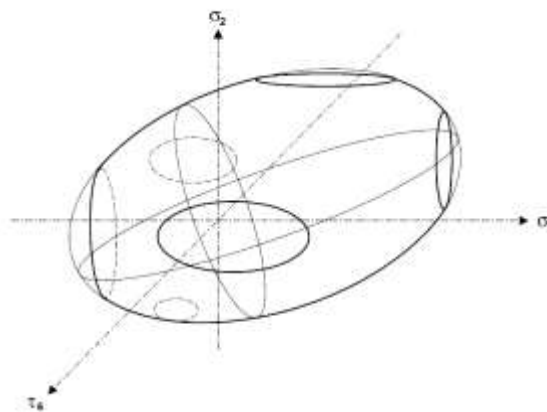
Slika 10 - Envelope otkaza prema kriterijumu Paka

8. KRITERIJUM NORISA (NORRIS)

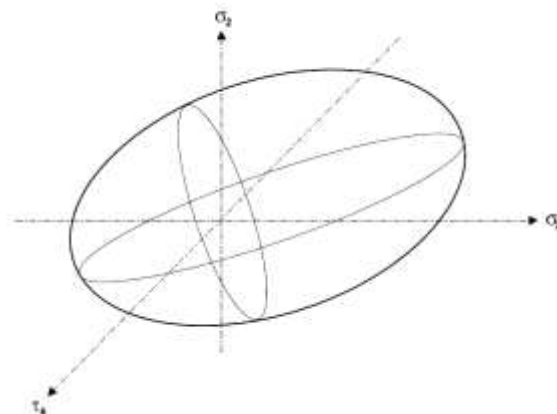
Kriterijum Norisa definisan je:

$$F \cdot \sigma_1^2 + G \cdot \sigma_2^2 + H \cdot (\sigma_1 - \sigma_2)^2 + N \cdot (\tau_6)^2 = 1 \quad (19)$$

Koeficijenti F, G, H i N zavise od vrste materijala i potrebno je ih je odrediti eksperimentalnim putem. Koeficijent „ H “ u prethodnoj relacije predstavlja koeficijent interakcije normalnih napona, i da bi se tačno odredio potrebno izvršiti biaksijalno testiranje. Envelope otkaza prikazana je na slici 11.



Slika 11 - Envelope otkaza prema kriterijumu Norisa



Slika 12 - Envelope otkaza prema kriterijumu Fišera

9. KRITERIJUM FIŠERA (FISHER)

Kriterijum Fišera definisan je sledećom relacijom:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_1}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{X_2}\right)^2 - K \cdot \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{X_1 \cdot X_2} + \left(\frac{\tau_6}{X_6}\right)^2 = 1 \quad (20)$$

Koeficijenti X_i ($i=1,2,6$) predstavljaju koeficijente otkaza Pakovog kriterijuma. Fišerov kriterijum uzima u obzir interakciju normalnih napona preko koeficijenta interakcije „ K “ i koeficijenata „ X_1 “, „ X_2 “. Koeficijent „ K “ određuje se putem biaksijalnog zatezanja.

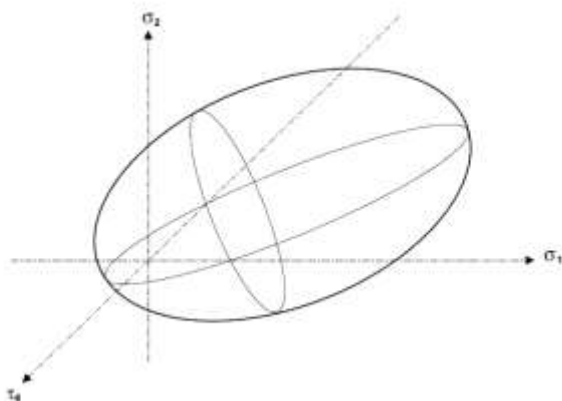
Ukoliko se zanemari interakcija normalnih napona, kriterijum Fišera je identičan kriterijumu Paka. Envelope otkaza, prema kriterijumu Fišera prikazana je na slici 12.

10. KRITERIJUM HOFMANA (HOFFMAN)

Kriterijum Hofmana predstavlja proširenu teoriju Norisa i definisan je sledećom relacijom:

$$C_1 \cdot \sigma_1^2 + C_2 \cdot \sigma_2^2 + C_3 \cdot (\sigma_1 - \sigma_2)^2 + C_6 \cdot (\tau_6)^2 + C_1' \cdot \sigma_1 + C_2' \cdot \sigma_2 = 1 \quad (21)$$

Koeficijenti C_i ($i=1,2,3$) kao i koeficijenti C_1' , C_2' zavise od vrste materijala i određuju se eksperimentom. Interakcija između normalnih napona uzima se u obzir preko koeficijenta interakcije „ C_3 “. U poređenju sa eksperimentalnim rezultatima, kriterijum Hofmana daje dobre rezultate za slučajeve zatezanja, ali veoma loše za slučajeve pritiska. Envelopa otkaza, prema kriterijumu Hofmana prikazana je na slici 13.



Slika 13 - Envelopa otkaza prema kriterijumu Hofmana

11. DISKUSIJA I ZAKLJUČAK

U ovom radu razmatrani su problemi neophodnih analiza napona i deformacija pri popravci nosećih kompozitnih vazduhoplovnih struktura, kao i metode projektovanja popravke, na osnovu kojih je definisana metodologija popravke primarnih nosećih elemenata od kompozitnih materijala primenljiva na oštećenim vazduhoplovnim konstrukcijama.

Radi dobijanja pouzdane metodologije popravke oštećenih kompozitnih konstrukcija neophodno je imati kompletnu istoriju naponskog stanja, što znači nominalno stanje pre nastanka oštećenja, naponsko stanje oštećene strukture i stanje nastalo korišćenjem takve strukture i na kraju analizu preraspodele lokalnih napona usled dodatih elementa pri popravci koji menjaju nominalno stanje.

Detaljno su razmatrane metode lepjenja elemenata za popravku u zoni oštećenja, i njihov uticaj na promenu nominalnog naponskog stanja.

Zbog veoma složene preraspodele napona u okolini oštećenja, jednačine koje su izvedene važe samo za

veoma jednostavne geometrije i vrlo često samo za linearno ponašanje materijala. U cilju određivanja naponskog stanja za realne slučajeve neophodno je koristiti numeričke metode.

Da bi se sistematski razmotrio uticaj pojedinih parametara na preraspodelu napona u oštećenim kompozitnim strukturama, napravljeno je i analizirano 11 konačno-elementnih modela i veći broj podmodela. Analizirani su sledeći parametri:

- uticaj oblika i dubine oštećenja
- uticaj krajeva elemenata veze i elemenata popravke na raspodelu normalnih „peel napona“
- uticaj unutrašnjeg stepenastog elementa za vezu na preraspodelu napona
- uticaj vrste materijala veze na raspodelu napona
- uticaj elementa za popravku tipa jednostrukog preklopa na raspodelu napona u okolini oštećenja (nelinearna materijalna i geometrijska analiza)
- uticaj elementa za popravku tipa dvostrukog preklopa na raspodelu napona u okolini oštećenja (nelinearna materijalna i geometrijska analiza)
- uticaj oblika elementa za popravku na raspodelu napona u okolini oštećenja
- analiza uticaja dodatih elemenata u zonu oštećenja na nivou mikromehanike
- zaostali naponi u okolini oštećenja
- naponi na slobodnim ivicama oštećenja

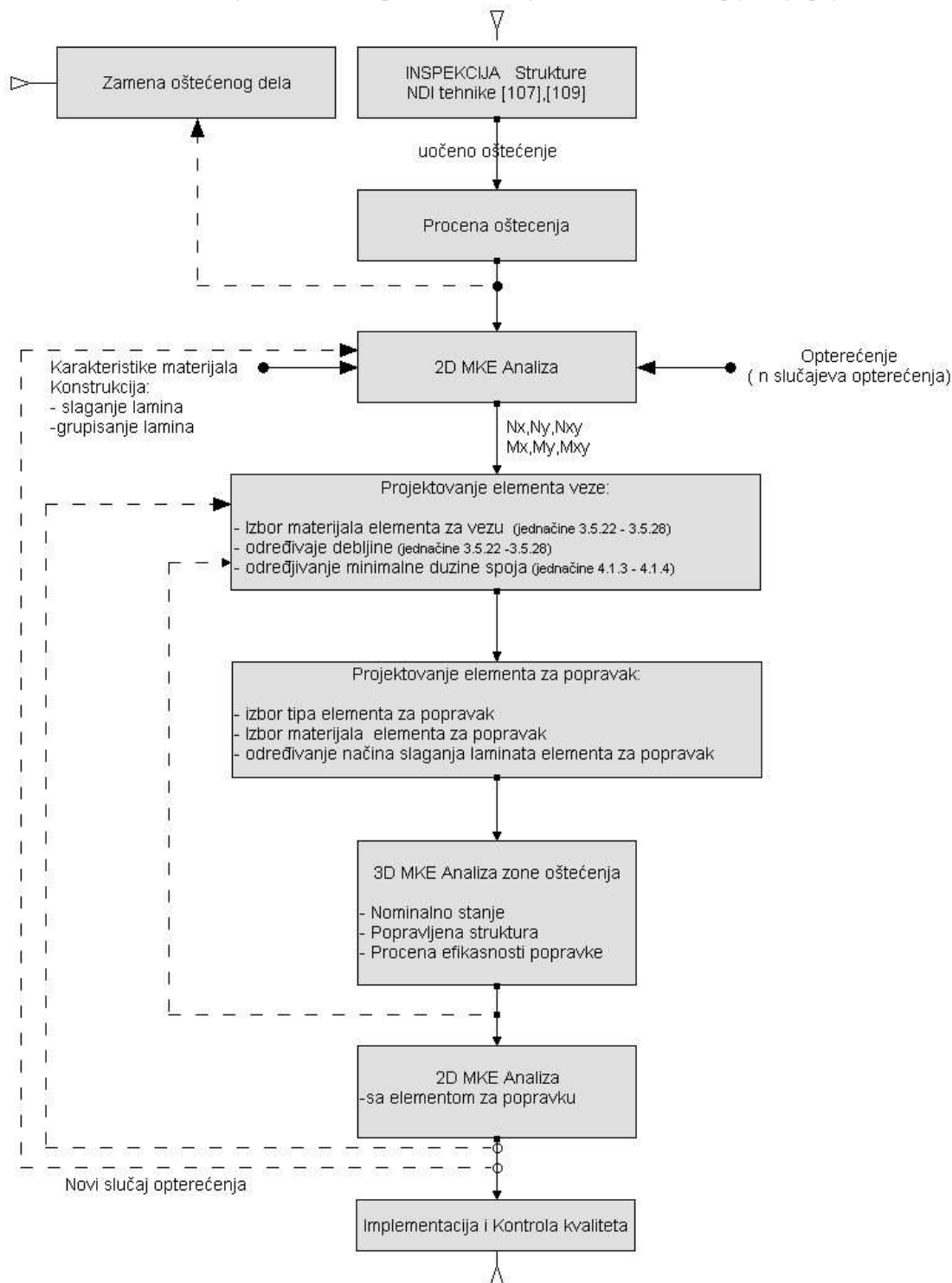
Da bi se dobila tačna raspodela napona u okolini oštećenja, kao i da bi se procenio uticaj dodatih elemenata u zonu oštećenja neophodno je izvršiti trodimenzionalnu naponsko deformacionu analizu, jer se naponsko stanje u ovoj zoni ne može smatrati ravninskim. Sam problem se mora smatrati nelinearnim, jer je elastično ponašanje materijala za vezu (lepka) nelinearno – materijalna nelinearnost, a takođe i u slučajevima kada se primenjuju elementi na bazi jednostrukog preklopa, dolazi do pojave malih deformacija ali velikih rotacija što problem čini i geometrijski nelinearnim.

Metoda konačnih elemenata može biti primenjena za određivanje naponskog stanja u okolini oštećenja. Međutim razlike u dimenzijama elemenata koji moraju biti modelirani predstavljaju velik problem.

Debljina lepka od 0.125 mm, mora biti predstavljena sa najmanje tri sloja, dok su ostale dimenzije spoja znatno veće. Među dimenzijama elementa postoji određena granica koja mora biti zadovoljena kako bi se postigla konvergencija rezultata, jer u protivnom se mogu dobiti pogrešni rezultati. Da bi prethodni uslov bio zadovoljen potreban je veliki broj elementa, a uzimajući i obzir i nelinearnost samog problema potrebno vreme procesiranja je jako veliko.

Koristeći se procedurama definisanim u ovom radu, moguće je efikasno izvršiti analizu i projektovanje popravke oštećenja kompozitnih struktura. Predložena metodologija popravke oštećenja prikazana je na slici 14. Takođe, razmatrane su elastične osobine kompozitnih materijala, kod kojih su noseći elementi neprekidene niti (vlakna) sjedinjeni sa polimernim matricama. Radi određivanja svih neophodnih

elastičnih koeficijenata ovih materijala, neophodnih za dalju naponsko-deformacionu analizu, korišćene su teorije Halpin-Tsai kao i teorija „zakona mešanja“. Pokazano je da se ovako izrađen materijal u daljim analizama može smatrati ortotropnim. Pored ovoga, razmatrani su mehanizmi prenosa opterećenja sa oštećene strukture na elemente za popravku kao i mogući oblici otkaza lepljenog spoja.



Slika 14 - Algoritam postupka opravke oštećene strukture

LITERATURA

- [1] A. A. Baker, R. Jones. *Bonded Repair of Aircraft Structures*, Martinus Nijhoff, New York. (1988)
- [2] A. A. Baker Repair of Cracked or Defective Metallic Aircraft Components with Advanced Fiber Composites an Overview of Australian Work. *Composite Structures*. Elsevier Applied Science Publishers Ltd. Printed in Great Britain. 1984. pp. 153-181.
- [3] A. A. Baker, R. J. Chester, M. J. Davis, M. A. Retchford, and J. D. Roberts. The Development of a Boron/Epoxy Doubler System for the F-111 Wing Pivot Fitting-Materials Engineering Aspects, *Proceedings of the International Conference on Aircraft Damage Assessment and Repair*. August 1991
- [4] L.O. Bardygula, CACRC: Progress and Plans, *Composites '96 Manufacturing and Tooling Conference*, Society of Manufacturing Engineers, pp. 229, 239, 1996.
- [5] B. Rašuo, *Aircraft production technology*, University of Belgrade, Faculty of Mechanical Engineering, Belgrade, 1995.
- [6] M. Dinulovic, *Composite structures repair methodology development, based on the local stress strain condition*, PhD Thesis, University of Belgrade, Faculty of Mechanical Engineering, Aeronautical Department, 2008.
- [7] R.S Sandihu, *A Survey of Failure theories of Isotropic and Anisotropic Materials*, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Technical Report AFFDL-TR-72-71
- [8] M. J. Owen, D. J. Rice, Biaxial Strength Behaviour of Glass Reinforced Polyester resins, *Composite Materials: Testing and Design 6th Conference*, ASTM, 1982.
- [9] I. M. Daniel, O. Ishai, *Engineering Mechanics of Composite Materials*, Oxford University press 1994
- [10] F. París, *A Study of Failure Criteria of Fibrous Composite Materials*, NASA/CR-2001-210661

SUMMARY

FAILURE PREDICTION OF REPAIRED COMPOSITE STRUCTURES IN AVIATION

There is no standardized methodology, applicable to primary composite structure repair. In order to define reliable repair methodology applicable to damaged composite structure complete initial stress-strain state, stress-strain state of the damaged structure and stress-strain state of the repaired structure has to be known.

Stress distribution in the repaired composite structure depends on the repair elements used. In the present study the effects of the repair element type, element size, element geometry, damage size, damage location, repair element material type and thickness of the adhesive, on the stress distribution in the repaired composite structure were investigated.

Key Words: *Composite, damage, deformation, stress, repair, methodology*