

Analiza napredovanja pukotina u orebrenim panelima

Fadljević, Marko

Master's thesis / Diplomski rad

2009

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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:235:356845>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-09-08**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

MARKO FADLJEVIĆ

Zagreb, 2009.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Mentor
Prof. dr. sc. ŽELJKO BOŽIĆ

MARKO FADLJEVIĆ

Zagreb, 2009.

IZJAVA

Izjavljujem da sam diplomski rad na temu „*Analiza napredovanja pukotina u orebrenim panelima*“ izradio samostalno uz potrebne konzultacije s mentorom i korištenjem stručne literature navedene na kraju rada.

U Zagrebu, svibanj 2009.

Marko Fadljević

ZAHVALE

Zahvaljujem svojim roditeljima, sestri i bratu na svojoj potpori koju sam imao tijekom studiranja na Fakultetu strojarstva i brodogradnje. Svojoj voljenoj djevojci Silviji zahvaljujem na podršci tijekom studiranja i ohrabrenju tijekom izrade ovog rada.

Posebno zahvaljujem svom mentoru prof. dr. sc. Željku Božiću što me je motivirao i savjetovao tijekom izrade ovog rada.

Zahvalu upućujem i svim profesorima, kolegama, prijateljima s fakulteta na divnim godinama studiranja.

SAŽETAK

U radu je dan pregled problema zamora orebrenih panela u zrakoplovnim konstrukcijama. Pokazano je da životni vijek orebrenih panela oštećenih pukotinama ovisi osim o membranskim opterećenjima, koji su posljedica radnih opterećenja, i o naprezanjima savijanja koja se mogu pojaviti uslijed ekscentriciteta opterećenja.

Metodom konačnih elemenata istražena je raspodjela faktora intenzivnosti naprezanja duž 3-D fronte pukotine na orebrenom panelu eksperimentalnog uzorka SP-1 sa središnjom pukotinom. Faktori intenzivnosti naprezanja utvrđeni su za duljine pukotina od 4 mm do 77 mm. Fronta pukotine je modelirana singularnim 3-D konačnim elementima. Razmatrana su dva oblika fronte pukotine. Prvi oblik je bio ravna fronta pukotine okomita na vanjske površine ploče. Za taj model numerička analiza je pokazala da vrijednosti K_I ovise o duljini pukotine i da su različiti po debljini ploče. Kod pukotina malih duljina vrijednosti K_I su najveće na površini ploče s pozitivnom komponentom savijanja, a najmanje na drugoj strani ploče gdje je negativna komponenta savijanja. Ta se razlika po debljini ploče smanjuje s povećanjem duljine pukotine a . Nakon duljine pukotine od 68 mm najveće vrijednosti K_I su oko sredine ploče, više prema onoj strani ploče gdje je do sad bilo negativno naprezanje savijanja. Kosom frontom se nastojalo približiti realnijem obliku fronte pukotine, gdje je postignuto da vrijednosti K_I na vanjskim površinama ploče poprimaju približno iste vrijednosti. Izračunate vrijednosti faktora intenzivnosti naprezanja K_I za 3-D model uspoređene su s onima utvrđenim za 2-D model. Pokazalo se da je utvrđeni životni vijek orebrenog panela koji daje 3-D model sličan onome utvrđenom korištenjem 2-D modela s elementima ljuske (engl. *shell*). Modeli koji uzimaju u obzir savijanje daju nešto kraći životni vijek od onog utvrđenom u eksperimentu dok modeli koji uzimaju u obzir samo membranska naprezanja daju duži životni vijek.

SADRŽAJ

SAŽETAK	I
SADRŽAJ	II
POPIS SLIKA	III
POPIS TABLICA	V
POPIS OZNAKA.....	VI
1 UVOD.....	1
2 ZAMOR OREBRENIH PANELA ZRAKOPLOVNIH KONSTRUKCIJA	2
2.1 Primjeri problema zamora orebrenih panela zrakoplovnih konstrukcija	2
2.2 Pregled istraživanja zamora orebrenih panela.....	10
3 JEDNADŽBE NAPREDOVANJA PUKOTINE	15
3.1 Utvrđivanje faktora intenzivnosti naprezanja	15
3.2 Analiza napredovanja pukotine koristeći Parisovu jednadžbu	19
4 ANALIZA ŽIVOTNOG VIJEKA EKSPERIMENTALNOG UZORKA OREBRENOG PANELA.....	22
4.1 Eksperimentalni uzorak SP-1 orebrenog panela	22
4.2 Model konačnih elemenata eksperimentalnog uzorka orebrenog panela SP-1.....	24
4.3 Simulacija životnog vijeka eksperimentalnog uzorka SP-1	37
5 ZAKLJUČAK	41
6 LITERATURA.....	42

POPIS SLIKA

Slika 2.1-1	Zrakoplov De Havilland DH-106 Comet	2
Slika 2.1-2	Rekonstrukcija trupa i repnog dijela od olupina Cometa G-ALYP ..	3
Slika 2.1-3	Zrakoplov Comet	3
Slika 2.1-4	a) pukotina na Cometu G-ALPY, b) detaljan prikaz ishodišta pukotine na Cometu G-ALYP	4
Slika 2.1-5	Comet G-ALYU u ispitnom bazenu	5
Slika 2.1-6	Kolaps trupa na ispitivanom modelu Comet G-ALYU	5
Slika 2.1-7	Vjerojatni uzrok kolapsa trupa Cometa G-ALYU; raspodjela naprezanja izračunata je tijekom popravaka	6
Slika 2.1-8	Napredak u dizajnu konstrukcije prozora zrakoplova Comet	6
Slika 2.1-9	Oštećenje na Aloha Airlines 737	7
Slika 2.1-10	Višestruka pukotinska oštećenja	7
Slika 2.1-11	Skica zakovice i pripadajuće zamorne pukotine kod Alohe 737	8
Slika 2.1-12	Stražnja tlačna pregrada na JAL 747 SR	9
Slika 2.2-1	Odnos naprezanja uslijed savijanja i membranskih naprezanja u orebrenom panelu	11
Slika 2.2-2	Uzorak za ispitivanje naprezanja uslijed savijanja i membranskog naprezanja	12
Slika 2.2-3	Usporedbe između očekivanih i eksperimentalno dobivenih fronti pukotina ($SB = 0.55$ i 2.23).....	12
Slika 2.2-4	Panel s dvije ukrute: a) dimenzije uzorka prije zavarivanja, b) vlačni panel na donjem dijelu krila, c) tlačni panel na gornjem dijelu krila	13
Slika 2.2-5	Paneli s devet ukruta, integralne i zakovičaste vrste	14
Slika 2.2-6	Inicijacija pukotine, a) na mjestu zavara, b) na sredini panela.....	14
Slika 2.2-7	Model konačnih elemenata jedne četvrtine panela s devet ukruta	14
Slika 3.1-1	Tri načina otvaranja pukotine	15
Slika 3.1-2	Lokalni koordinatni sustav iz 3-D fronte pukotine	16
Slika 3.1-3	(a) polovični model, (b) cijeli model	17
Slika 3.1-4	Skica 3-D područja oko fronte pukotine.....	18
Slika 3.1-5	Singularni 3-D SOLID95 konačni elementi	18
Slika 3.2-1	Funkcija napredovanja pukotine.....	19

Slika 3.2-2	Parametri rasta pukotine, $\Delta\sigma$ i ΔK	19
Slika 3.2-3	Primjer za rate dijagram	21
Slika 4.1-1	Orebreni panel učvršćen između ploča umaralice	22
Slika 4.1-2	Krivulja životnog vijeka za eksperimentalni uzorak SP-1	23
Slika 4.2-1	Model konačnih elemenata jedne četvrtine orebrenog panela SP-1	24
Slika 4.2-2	Područje oko fronte pukotine kod modela konačnih elemenata uzorka SP-1	25
Slika 4.2-3	Zakretanje fronte pukotine u modelu, a) ravna fronta ($\Phi = 0^\circ$), b) kosa fronta ($\Phi = -10^\circ$), c) kosa fronta ($\Phi = 20^\circ$).....	26
Slika 4.2-4	Rubni uvjeti i opterećenje na numeričkom modelu uzorka SP-1 ...	27
Slika 4.2-5	Deformirani model konačnih elemenata SP-1 uzorka	28
Slika 4.2-6	Raspodjela σ_y naprezanja na ravnoj fronti pukotine kod modela konačnih elemenata	29
Slika 4.2-7	Raspodjela <i>von Mises</i> naprezanja na ravnoj fronti pukotine kod modela konačnih elemenata	30
Slika 4.2-8	Promijena K_I po relativnoj debljini ploče duž ravne fronte za različite duljine pukotine a	31
Slika 4.2-9	Promijena β po relativnoj debljini ploče duž ravne fronte za različite duljine pukotina a	32
Slika 4.2-10	Kut zakreta fronte pukotine kod kojeg su vrijednosti K_I na vanjskim površinama ploče orebrenog panela jednake.	33
Slika 4.2-11	Promjena K_I po relativnoj debljini ploče duž kose fronte za različite duljine pukotine a	33
Slika 4.2-12	Promijena β po relativnoj debljini ploče duž kose fronte za različite duljine pukotina a	34
Slika 4.2-13	Izračunate vrijednosti K_I po duljini pukotine kod 2-D i 3-D modela	35
Slika 4.3-1	Rate dijagram za uzorke P1 i P3	38
Slika 4.3-2	Algoritam za utvrđivanje životnog vijeka uzorka SP-1	39
Slika 4.3-3	Usporedba životnog vijeka simulacija i eksperimenta za SP-1 uzorak	40

POPIS TABLICA

Tablica 4.2-1 Korišteni konačni elementi u numeričkom modelu uzorka SP-1. 26

POPIS OZNAKA

a ,	m	-	polovična duljina pukotine
Δa ,	m	-	prirast duljine pukotine
B ,	m	-	debljina uzorka ili modela ploče
C_p, m_p	-	-	Parisove konstante
da/dN	m/ciklus	-	brzina rasta pukotine
E ,	MPa	-	Youngov modul elastičnosti
G ,	MPa	-	modul smicanja
K ,	MPa \sqrt{m}	-	faktor intenzivnosti naprezanja
K_I ,	MPa \sqrt{m}	-	faktor intenzivnosti naprezanja za prvi način otvaranja pukotine
K_{II} ,	MPa \sqrt{m}	-	faktor intenzivnosti naprezanja za drugi način otvaranja pukotine
K_{III} ,	MPa \sqrt{m}	-	faktor intenzivnosti naprezanja za treći način otvaranja pukotine
K_{open}	MPa \sqrt{m}	-	faktor intenzivnosti naprezanja pri kojem se otvara pukotina
ΔK ,	MPa \sqrt{m}	-	raspon faktora intenzivnosti naprezanja
ΔK_{eff} ,	MPa \sqrt{m}	-	efektivni faktor intenzivnosti naprezanja
N ,	-	-	broj ciklusa
ΔN ,	-	-	prirast broja ciklusa
r, θ	-	-	koordinate u cilindričnom koordinatnom sustavu
R	-	-	omjer opterećenja
u, v, w ,	-	-	pomaci u x, y i z smjeru u pravokutnom koordinatnom sustavu
x, y, z ,	-	-	koordinate u pravokutnom koordinatnom sustavu
β ,	-	-	faktor geometrijske korekcije kod faktora intenzivnosti naprezanja
ϕ ,	°	-	kut zakreta fronte pukotine

κ	-	-	konverzijski faktor između ravninskog stanja deformacija i ravninskog stanja naprezanja
ν ,	-	-	Poissonov koeficijent
σ ,	MPa	-	nominalno naprezanje
σ_{\max} ,	MPa	-	maksimalno naprezanje
σ_{\min} ,	MPa	-	minimalno naprezanje
σ_{open} ,	MPa	-	naprezanje uslijed kojeg dolazi do otvaranja pukotine
$\Delta\sigma$,	MPa	-	raspon naprezanja

1 UVOD

U zadnjih dvadesetak godina, potaknuti problemima narušenog mehaničkog integriteta zrakoplovnih konstrukcija koje se nalaze u eksploataciji duže vrijeme, a naročito onih koje su doživjele veliki broj radnih ciklusa u smislu velikog broja polijetanja i slijetanja zrakoplova, kao na primjer Aloha Boeing 737, sustavno se posvećuje pažnja problemu zamora zrakoplovnih konstrukcija. Ovdje poseban problem predstavlja životni vijek orebrenih panela koji su kao takvi postali predmetom brojnih eksperimentalnih i numeričkih istraživanja.

U zrakoplovnim konstrukcijama orebreni paneli su sastavni dijelovi oplata trupa i krila. Ploče oplata obično se povezuju zakovičastim spojem gdje su spojna mjesta izvedena s nekoliko linija zakovica. Do sad su provedena brojna eksperimentalna i numerička istraživanja mehaničkog integriteta zakovičastih spojeva panela koja su rezultirala povećanjem životnog vijeka orebrenih panela zrakoplovnih konstrukcija, [8, 9, 10]. Niz faktora utječe na ukupni životni vijek orebrenog panela izloženog cikličnom opterećenju. Jedan od tih faktora je svakako i naprezanje uslijed komponente savijanja superponirano na membransko naprezanje [11]. Istraživanje je pokazalo da je relativno napredovanje pukotina (engl. *crack growth rate*) znatno veće kod orebrenih panela s naglašenom komponentom savijanja u usporedbi s orebrenim panelima gdje je sekundarno savijanje manje. Životni vijek orebrenih panela krila zrakoplova izvedenih u integralnom obliku iz jednog dijela ili zavarivanjem, istražen je u [15], gdje je inicijalna pukotina bila u sredini panela ili na mjestu zavora.

Životni vijek orebrenog panela s pukotinama na mjestu ukrute, pri čemu je na mjestu pukotine cijelo rebro prekinuto, istraživano je do sad eksperimentalno i numerički primjenom metode konačnih elemenata gdje su korišteni elementi ljuske, [24, 25]. Pokazano je da vlačna komponenta naprezanja uslijed savijanja može znatno ubrzati napredovanje pukotine. U ovom je radu za eksperimentalni uzorak istražen u [24], primjenom metode konačnih elemenata, [16], i linearno-elastične mehanike loma, [23], utvrđen utjecaj promijene vrijednosti faktora intenzivnosti naprezanja po fronti pukotine na životni vijek orebrenog panela. Simulirani životni vijek uspoređen je s eksperimentalnim rezultatima.

2 ZAMOR OREBRENIH PANELA ZRAKOPLOVNIH KONSTRUKCIJA

U orebrenim panelima zrakoplovnih konstrukcija mogu se pojaviti pukotinska oštećenja. Ta se oštećenja javljaju uslijed cikličkih radnih opterećenja. U zrakoplovnim konstrukcijama osnovno cikličko opterećenje predstavlja presurizacija putničke kabine. U eksperimentima i simulacijama je pokazano da se osim membranskog naprezanja u orebrenim panelima može pojaviti i dodatna komponenta naprezanja uslijed savijanja. Komponenta savijanja na strani ploče na kojoj ima pozitivan iznos dodatno povećava vrijednost faktora intenzivnosti naprezanja K_I čiji rast povećava relativno napredovanje pukotine i time smanjuje životni vijek panela, odnosno zrakoplovne konstrukcije.

U slijedećim poglavljima dan je pregled problema zamora orebrenih panela zrakoplovnih konstrukcija.

2.1 *Primjeri problema zamora orebrenih panela zrakoplovnih konstrukcija*

Katastrofalne havarije zrakoplovnih konstrukcija uzrokovane oštećenjima uslijed zamora utjecale su na razvoj praktičnog znanja o prevenciji sličnih kasnijih nesreća. U 20. stoljeću zabilježeno je nekoliko katastrofalnih havarija zrakoplovnih konstrukcija kao posljedica zamora orebrenih panela. U ovoj sekciji navedeno je nekoliko takvih nesreća.

De Havilland Comet

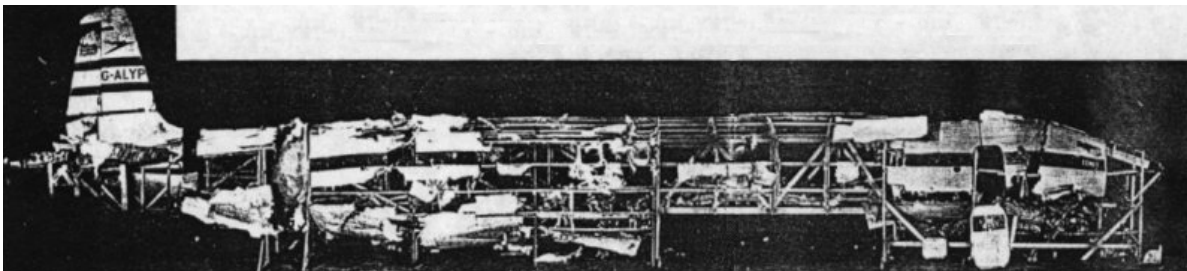
Zrakoplov De Havilland Comet, koji je ušao u službu 1952., bio je prvi putnički mlažnjak, slika 2.1-1. S kabinom pod tlakom i nečujan u letu, Comet je skratio putovanje iz New Yorka u London za 4 sata.



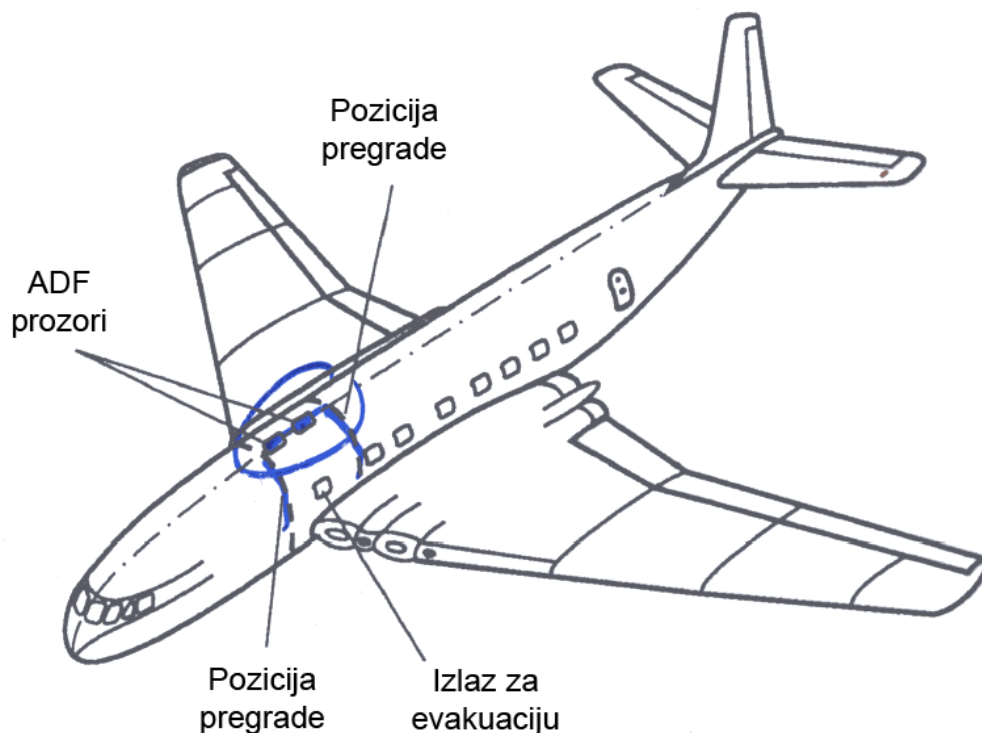
Slika 2.1-1 Zrakoplov De Havilland DH-106 Comet ¹

¹ Preuzeto s <http://surf.to/comet>

U siječnju 1954., Comet G-ALYP, i travnju te iste godine, Comet G-ALYY, su se raspali u zraku i uzeli mnoge živote. Ispitivanja i studije ostataka konstrukcije prvog srušenog zrakoplova, slika 2.1-2, pokazale su da se pukotina razvila uslijed zamora metala u blizini ADF prozora smještenog na prednjem dijelu stropa kabine, slike 2.1-3 i 2.1-4. Ta se pukotina s vremenom proširila na prozor i razvila u pukotinu velike dužine koja je uzrokovala lokalno popuštanje konstrukcije i havariju.



Slika 2.1-2 Rekonstrukcija trupa i repnog dijela od olupina Cometa G-ALYP ²

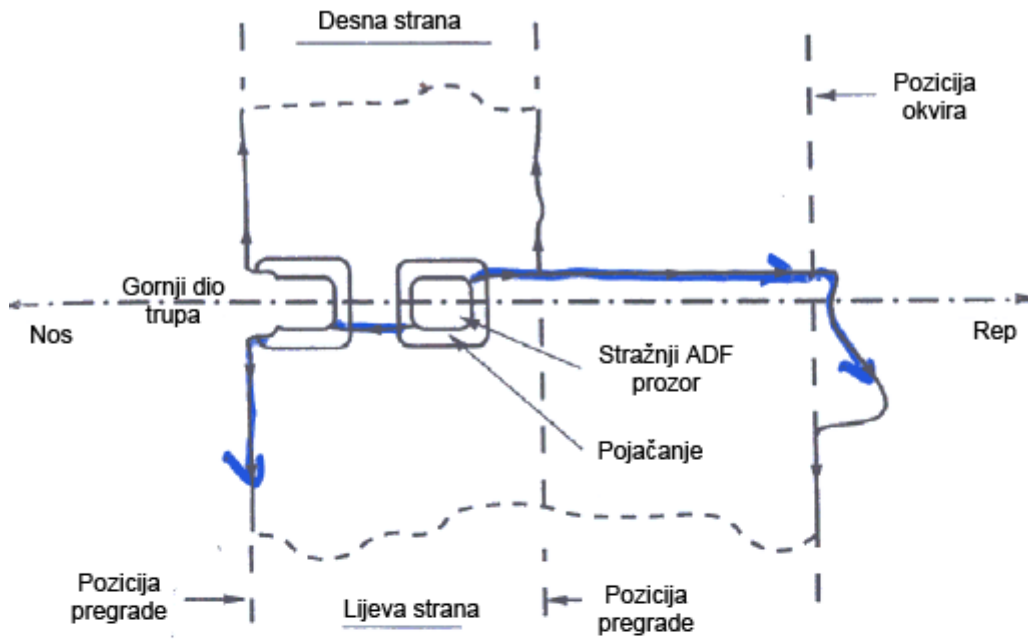


Slika 2.1-3 Zrakoplov Comet ³

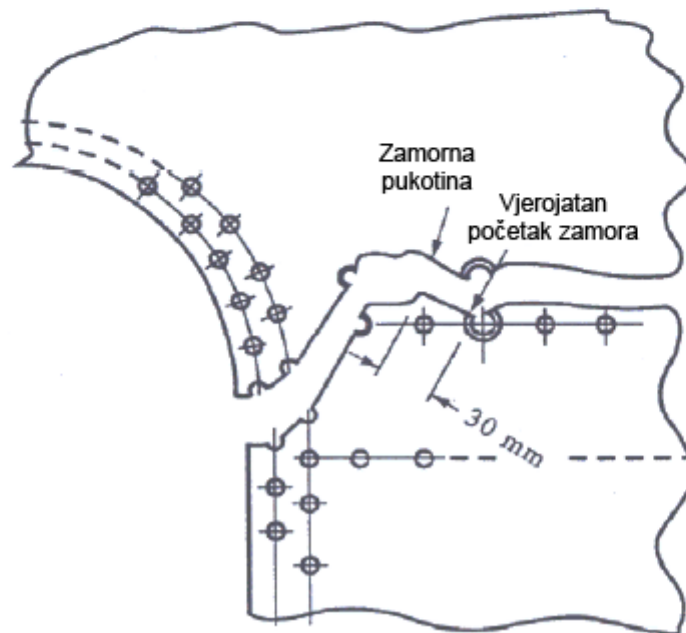
² Preuzeto s <http://surf.to/comet>

³ Pruzeto s

http://www.mech.uq.edu.au/courses/mech3300/fracture_mechanics%20lecture%20outlines/ppt%20lecture%206.pdf



a)



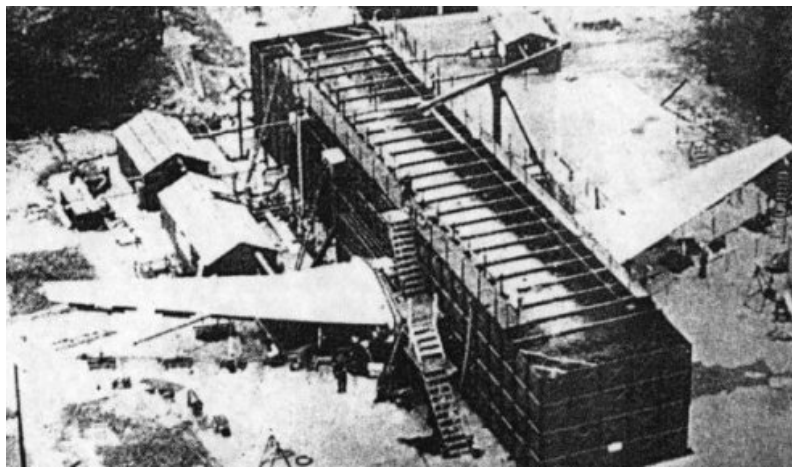
b)

Slika 2.1-4 a) pukotina na Cometu G-ALPY, b) detaljan prikaz ishodišta pukotine na Cometu G-ALYP ⁴

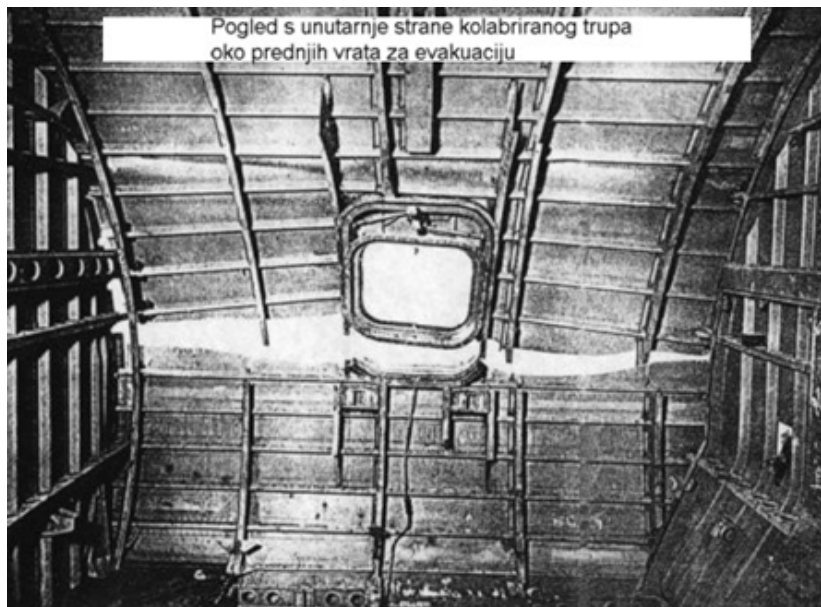
⁴ Pruzeto s

http://www.mech.uq.edu.au/courses/mech3300/fracture_mechanics%20/lecture%20outlines/ppt%200lecture%206.pdf

Radi utvrđivanja uzroka havarija Cometa G-ALYP i G-ALYY izvršena su opsežna ispitivanja, uključujući cjelokupnu ponavljaju presurizaciju na zrakoplovu Comet G-ALYU koji je prizemljen. Ispitivanja su se odvijala pod vodom, kako bi se umanjila šteta nastala raspadom konstrukcije, slika 2.1-5. Zrakoplov je prije ispitivanja imao 1231 ciklus presurizacije. Nakon 1825 ciklusa ispitne presurizacije došlo je do kolapsa konstrukcije. Ispitivanja su pokazala da su pukotine nastale na uglovima prozora i izlaza za evakuaciju te se onda širile gotovo aksijalno po trupu, slike 2.1-6 i 2.1-7.



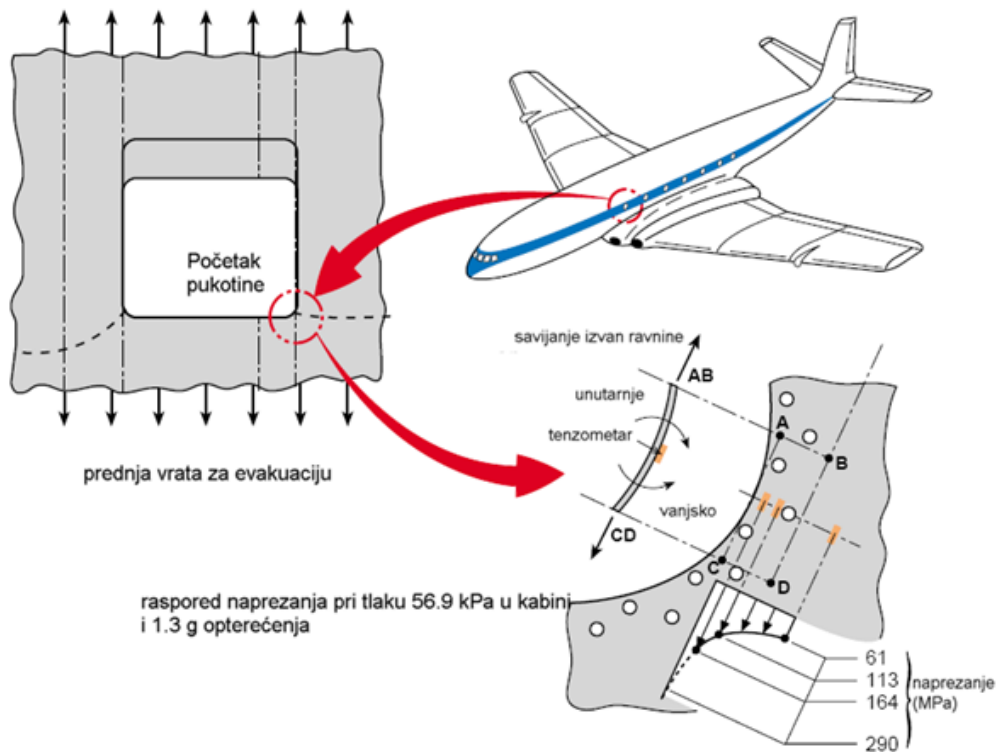
Slika 2.1-5 Comet G-ALYU u ispitnom bazenu ⁵



Slika 2.1-6 Kolaps trupa na ispitivanom modelu Comet G-ALYU ⁶

⁵ Preuzeto s <http://surf.to/comet>

⁶ Preuzeto s <http://surf.to/comet>



Slika 2.1-7 Vjerojatni uzrok kolapsa trupa Cometa G-ALYU; raspodjela napreznja izračunata je tijekom popravaka ^[4]

Mnogo toga je naučeno iz istraga nakon ovih nesreća te je Comet redizajniran u robusniju konstrukciju, slika 2.1-8. Ipak, u četiri godine koliko je trebalo da Comet ponovno dobije licencu za let, Boeing je izdao svoju 707 koja je preuzela primat kod putničkih mlažnjaka.



Slika 2.1-8 Napredak u dizajnu konstrukcije prozora zrakoplova Comet ⁷

⁷ Preuzeto s <http://surf.to/comet>

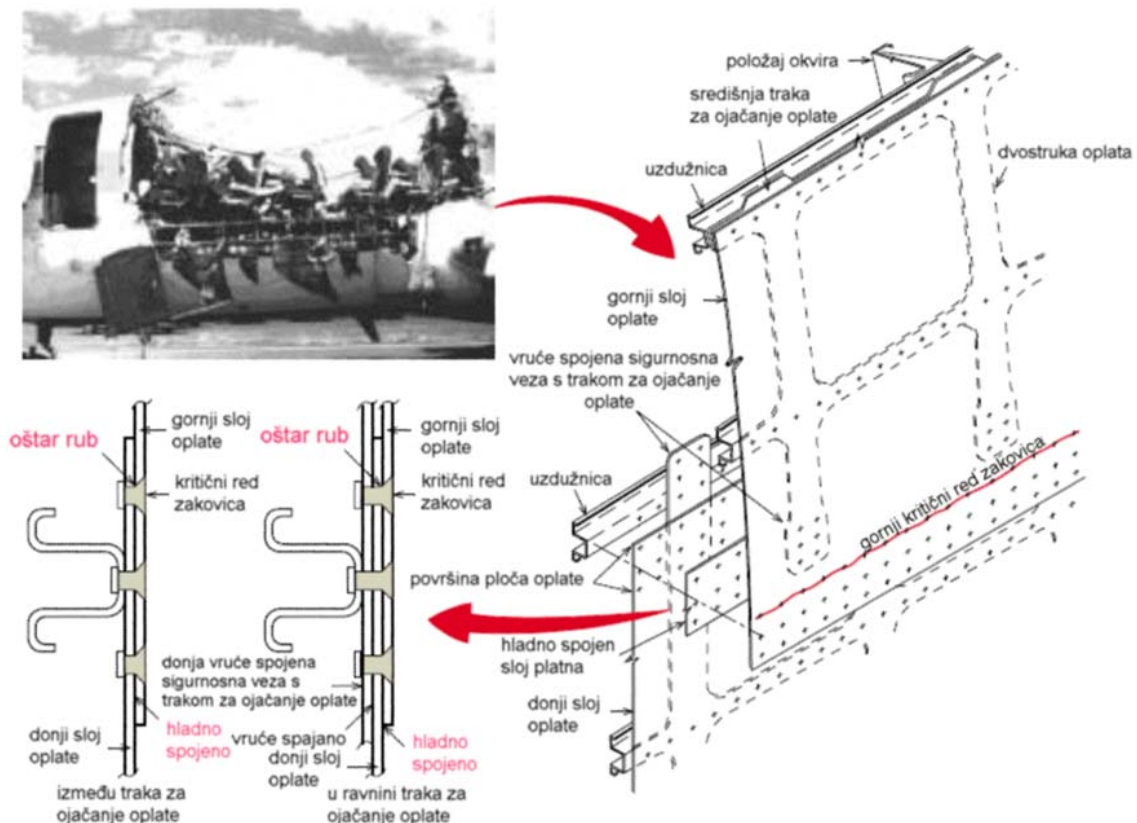
Aloha Airlines Boeing 737-200

Nesreća Boeinga 737 zrakoplovnog prijevoznika Aloha također je privukla mnogo pažnje. Na visini od 7300 metara zrakoplov je izgubio velik dio oplata trupa, slika 2.1-9. Iako s velikim oštećenjem zrakoplov je nastavio let prema zračnoj luci.



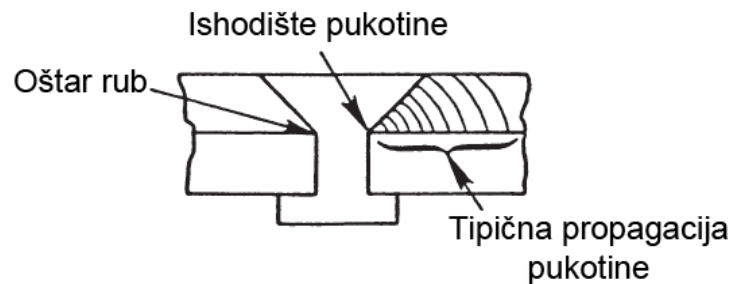
Slika 2.1-9 Oštećenje na Aloha Airlines 737 [6]

Istraga je pokazala da je gubitak trupa prouzročen spajanjem pukotina u nizu u veoma kratkom vremenu. Ovakav tip zamora se naziva MSD (višestruka pukotinska oštećenja), slika 2.1-10.



Slika 2.1-10 Višestruka pukotinska oštećenja [4]

Pukotine su nastale na oštrim rubovima provrta za zakovice, slika 2.1-11.



Slika 2.1-11 Skica zakovice i pripadajuće zamorne pukotine kod Alohe 737 ^[6]

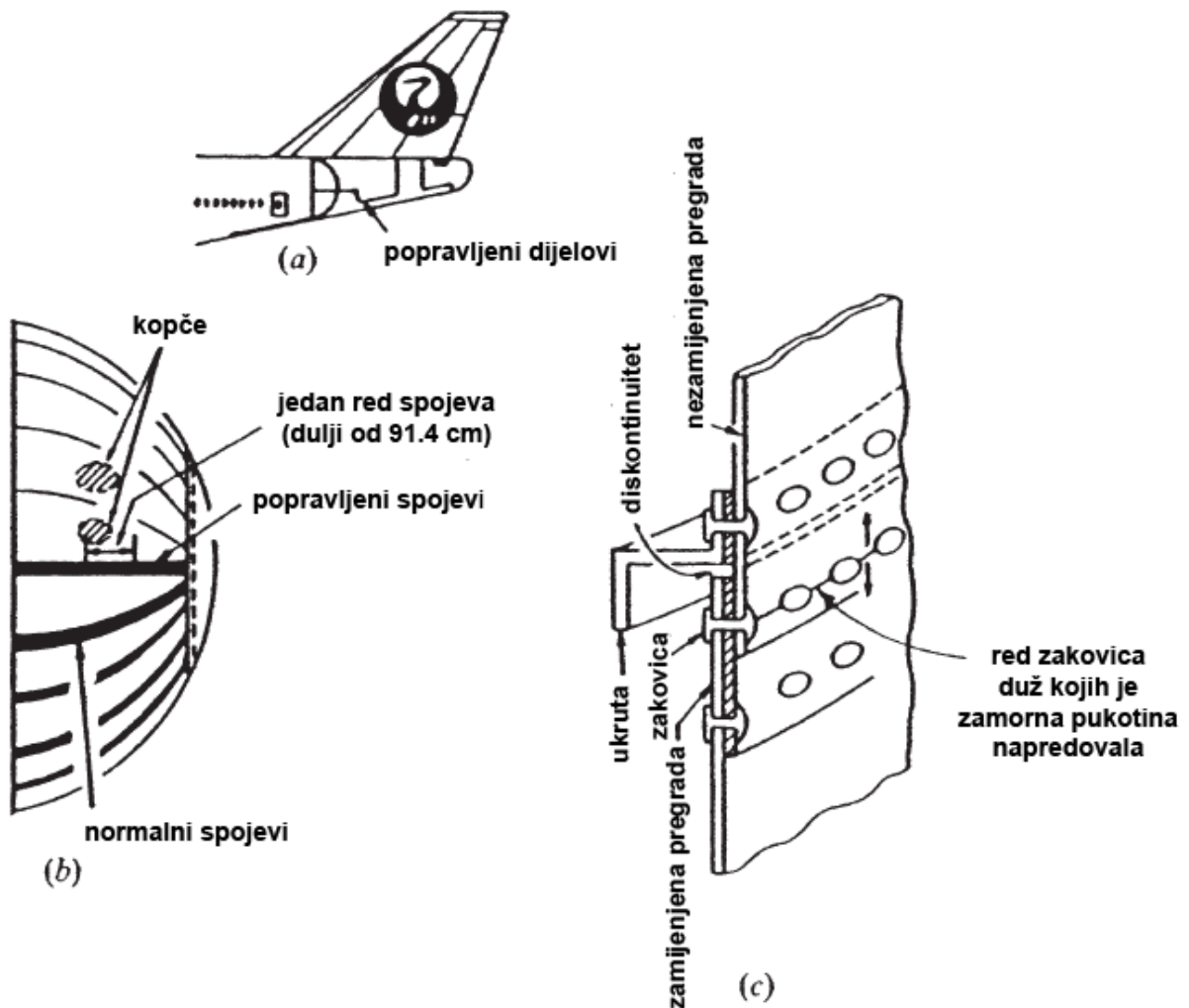
Zrakoplov je bio 19 godina star i imao je 35 496 sati naleta i 89 680 slijetanja i često je letio na kratkim rutama. Okolina u kojoj se nalazio bila je topla, zrak je često bio morski, vlažan i sa česticama soli pa je došlo do pojave korozije u spojevima zakovica popraćene odvajanjem udvostručivača (engl. *doubler*).

Japan Airlines Boeing 747SR

U kolovozu 1985. Japan Airlines Boeing 747SR bio je na letu od Tokyja do Osake. Pri penjanju na visinu od 24 000 ft popustila je stražnja tlačna pregrada uslijed čega je došlo do eksplozivne dekompresije koja je uzrokovala gubitak hidraulike pa je zrakoplov postao neupravljiv. Za 30 minuta zrakoplov se srušio u planine. To je bila najveća zrakoplovna nesreća, poginulo je 524 putnika, a samo ih je 4 preživjelo.

Taj je zrakoplov bio oštećen u lipnju 1978. kad je repnim dijelom udario u pistu uslijed čega se ošteti donji dio stražnje tlačne pregrade. Pregrada je bila od tankih ploča aluminijske legure i polusfernog oblika. Ploče su se povezivale zakovicama, a između njih je bio *doubler* radi veće čvrstoće spoja. Pri popravku oštećenja iz 1978. novi donji dio pregrade bio je zakovan na gornju polovicu. Međutim, dvije polovice nisu bile dobro međusobno spojene. Na gornjoj polovici ploče bio je bio je *doubler* i ukruta na unutarnjoj strani pregrade, slika 2.1-12. Na donjoj polovici spoja postojao je *doubler*, no koji je bio odvojen od gornjeg *doublera* pa je postojao procijep između dva dijela *doublera* te je samo ploča prihvaćala opterećenja. Nadalje, centar poprečnog presjeka koji je prenosio opterećenje je bio pomaknut prema unutarnjoj strani pregrade. Stoga se opterećenje ploče koja je premošćivala procijep nije sastojalo samo od vlačnog

naprezanja, već i od savijanja. Svaki put kad bi kabina bila stlačena došlo bi do porasta naprezanja u ploči koja premošćuje procijep. Kao posljedica povećanja tog naprezanja, pojavile su se zamorne pukotine na provrtima zakovica na donjem dijelu pregrade ispod procijepa. Te su se zamorne pukotine naposljetku povezale u dugačku pukotinu koja je na kraju dovela do eksplozivne dekompresije.



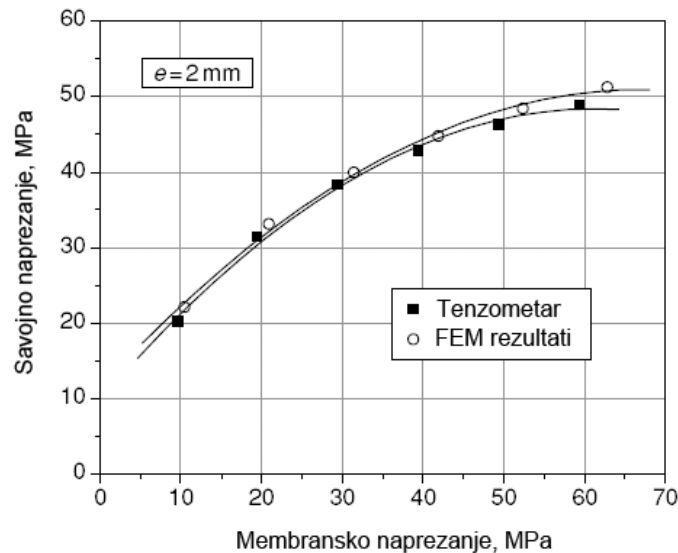
Slika 2.1-12 Stražnja tlačna pregrada na JAL 747 SR ^[7]

Može se zaključiti da se mnogo nesreća dogodilo zbog propusta u projektiranju konstrukcije i odabiru materijala s relativno slabim otporom na zamor. S druge strane, neke su se nesreće mogle izbjeći da su se testovi simulacije leta proveli s realnijim opterećenjima. Bez sumnje, mnogo se može naučiti iz istraživanja nesreća, ali to je svakako teži način učenja.

2.2 Pregled istraživanja zamora orebrenih panela

Tipični primjeri orebrenih panela u zrakoplovnim konstrukcijama su oni koji se primjenjuju u vanjskoj oplati konstrukcije trupa te u krilu. Ploče oplate obično se povezuju zakovičastim spojem gdje su spojna mjesta izvedena s nekoliko linija zakovica. S obzirom da kod tog tipa spoja dolazi ploča na ploču pa postoji ekscentricitet zbog kojeg se generiraju, uz membranska opterećenja koje orebreni panel primarno prenosi na mjestima spoja, i dodatna naprezanja uslijed lokalnog savijanja. Na nizu je primjera pokazano da se na vanjskom redu zakovica uslijed koncentracije naprezanja iniciraju pukotine, [6, 7]. Koncentracija naprezanja uvelike je potpomognuta i naprezanjem uslijed komponente savijanja.

Zamorno ponašanje zakovičastog spoja u panelima zrakoplovnih konstrukcija istražuje se već više od 50 godina. Inicijacija i propagacija pukotine su dva dijela ukupnog životnog vijeka orebrenog panela. Do sad su provedena brojna eksperimentalna i numerička istraživanja zakovičastih spojeva panela koja su rezultirala povećanjem životnog vijeka orebrenih panela zrakoplovnih konstrukcija, [8, 9, 10]. Niz faktora utječe na ukupni životni vijek orebrenog panela izloženog cikličnom opterećenju. Jedan od tih faktora je svakako i naprezanje uslijed komponente savijanja superponirano na membransko naprezanje [11]. Naprezanje uslijed savijanja je generirano kao posljedica ekscentriciteta uslijed preklapanja ploča oplate, (engl. *secondary bending* – *SB*). Mjerenja tenzometarskim trakama u uzdužnim preklopnim spojevima trupa su pokazale velike vrijednosti tog parametra, slika 2.2-1, tako da je za slučaj kad je glavno radno opterećenje bio radni pritisak u kabini, tlačna naprezanja uslijed savijanja čak prelaze membranska naprezanja.

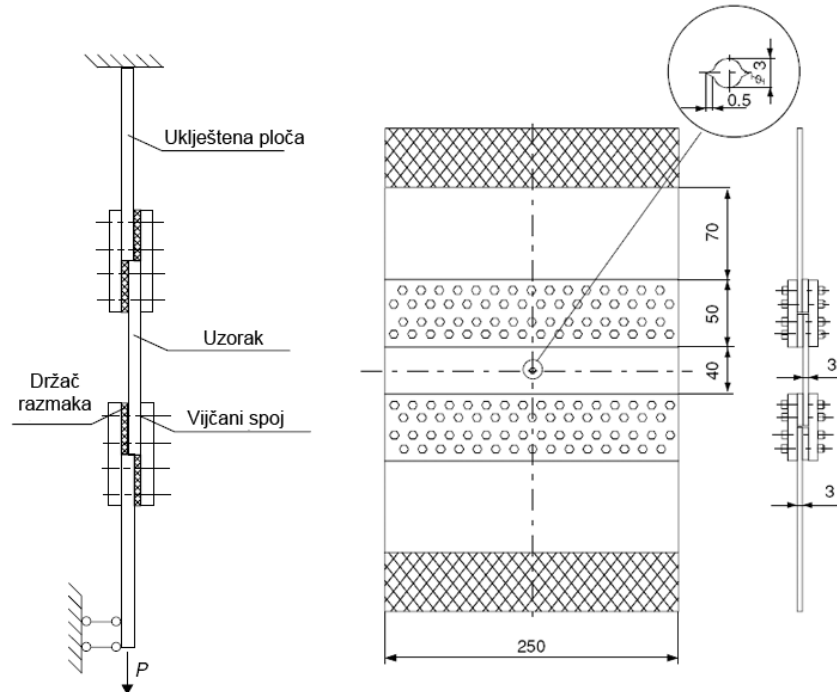


Slika 2.2-1 Odnos naprezanja uslijed savijanja i membranskih naprezanja u orebrenom panelu ^[11]

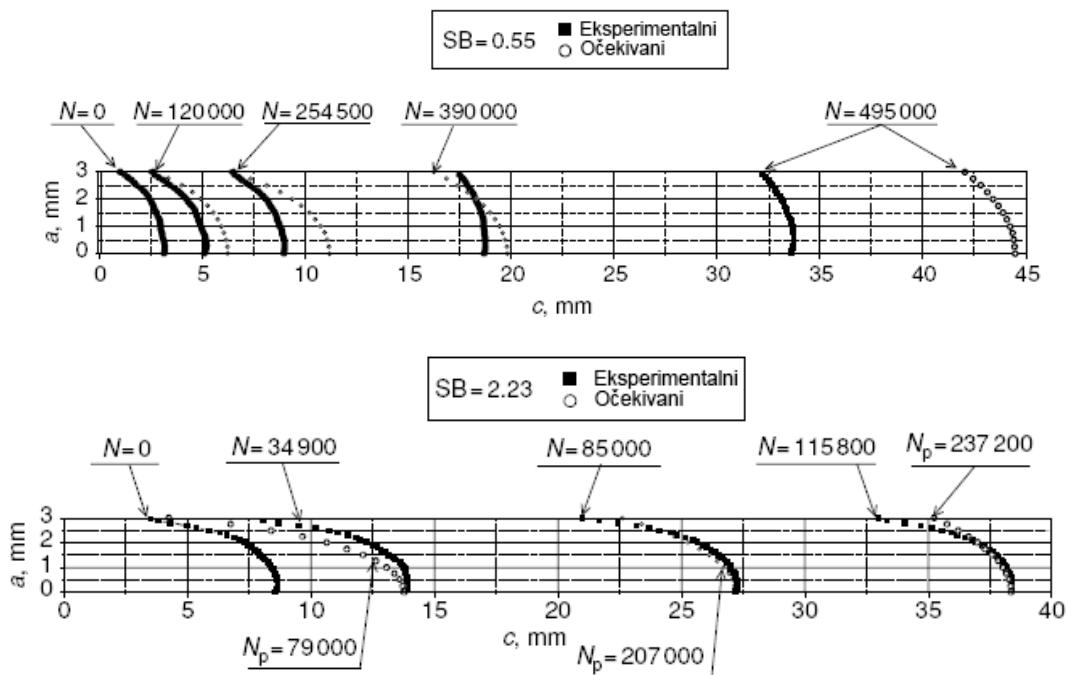
Komponenta naprezanja uslijed savijanja značajno povećava nivo naprezanja na vanjskim površinama na mjestima zakovičastog spoja tako da se vrlo brzo generiraju površinske pukotine na mjestima provrta zakovičastih spojeva. Ta mjesta je osobito teško inspekcionirati tako da te male inicirane pukotine propagiraju u pukotine kroz cijelu debljinu ploče koje se mogu lako primijetiti kad propagiraju u netaknuti dio ploče. Nakon toga preostali životni vijek konstrukcije ima još samo mali dio od ukupnog životnog vijeka tako da su točne analize potrebne za pouzdanu procjenu preostalog životnog vijeka oštećene konstrukcije. Istraživanja napredovanja pukotine kroz čitavu debljinu ploče u tankim pločama podvrgnutim kombiniranom vlačnom i opterećenju uslijed savijanja proveo je Phillips [12]. Rezultati istraživanja su pokazali povećanje u brzini propagacije pukotine kad je naprezanje uslijed savijanja bilo superponirano membranskom naprezanju za ploče deblje od 2 mm dok je utjecaj na ploče debljine 1 mm manji.

Lancotti, [11], je proveo eksperimente zamora za aluminijske ploče debljine 3 mm od aluminijske legure 6013-T6 podvrgnutih kombiniranom membranskom i naprezanju uslijed savijanja, slika 2.2-2. Odnos naprezanja uslijed savijanja i membranskog naprezanja (SB) iznosio je 0, 0.55, 1.25, 1.8 i 2.23. Za veće SB vrijednosti primijećeno je značajno povećanje relativnog napredovanja pukotine. Za provedene eksperimente napravljene su i simulacije metodom konačnih elemenata primjenjujući linearno-elastičnu mehaniku loma. Napravljena je

usporedba simulacije s eksperimentom te je utvrđen oblik fronte pukotine. Primijećeno je da kod izraženog savijanja fronta ima iznimno zakrivljeni oblik, a na strani pozitivnih napreznja uslijed savijanja izlazi približno okomito na vanjsku površinu, slika 2.2-3.



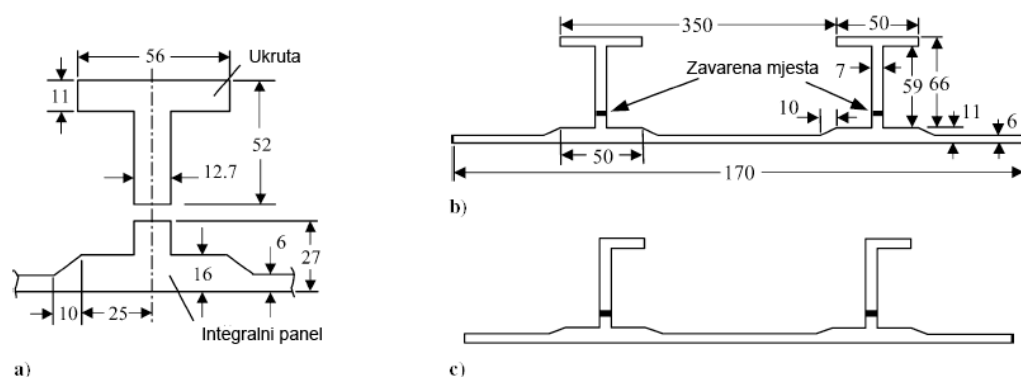
Slika 2.2-2 Uzorak za ispitivanje napreznja uslijed savijanja i membranskog napreznja [11]



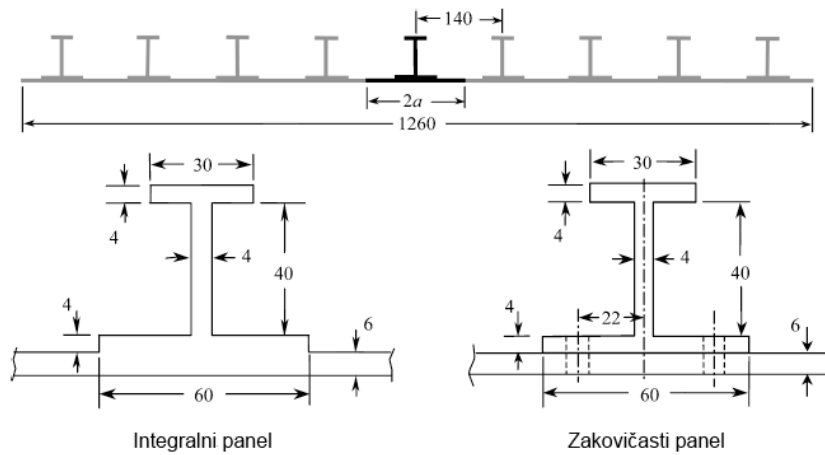
Slika 2.2-3 Usporedbe između očekivanih i eksperimentalno dobivenih fronti pukotina (SB = 0.55 i 2.23) [11]

Orebreni panel u krilu se može izvesti zakovičastim spojem ili u novije vrijeme u integralnom obliku gdje se glodanjem iz jednog komada izrađuje cijeli orebreni panel. Također se orebreni panel krila u novije vrijeme izvodi u zavarenoj verziji. Još jedan oblik je lijepljena verzija ukruta na ploči koji je u primjeni već duže vrijeme. Zavarena izvedba je vrlo prihvatljiva iz razloga ekonomičnosti i brzine izvedbe te vrlo jednostavnog pristupa inspekcijiranju. Zavarena izvedba orebrenog panela krila mora zadovoljiti tražene zahtjeve sa stajališta integriteta konstrukcije. Jedni od takvih zahtjeva su tolerancija oštećenja (engl. *damage tolerance*) i sigurno popuštanje konstrukcije (engl. *fail safe design*). Pristup tolerancije oštećenja podrazumijeva da postoje početna oštećenja u konstrukciji kao posljedica defekta nastalih u proizvodnji ili tijekom održavanja, i gdje se promatra životni vijek napredovanja pukotine nakon što je pukotina inicirana pa do njene kritične vrijednosti kod koje nastupa slom dijela konstrukcije ili čitave konstrukcije. Kriterij sigurnog popuštanja konstrukcije temelji se na pretpostavci da je konstrukcija zrakoplova dizajnirana na način da i nakon popuštanja glavne komponente konstrukcije zrakoplov može ostati u eksploataciji do popravka tog dijela.

Zhang i Li, [15], su istraživali ponašanje rasta pukotine integralnog zavarenog orebrenog panela. Orebreni panel je napravljen od aluminijske legure 2024-T351 i zavaren VPPA postupkom (engl. *variable polarity plasma-arc welding process*), slike 2.2-4, 2.2-5. Uzorak simulira dio krila. Životni vijek orebrenog panela analiziran je na temelju linearno-elastične mehanike loma pri čemu su u obzir uzeta zaostala naprezanja unesena postupkom zavarivanja. Simulacija je uspoređena s eksperimentalnim podacima. Analizirani su paneli s dvije, slika 2.2-4, i devet ukruta, slika 2.2-5.

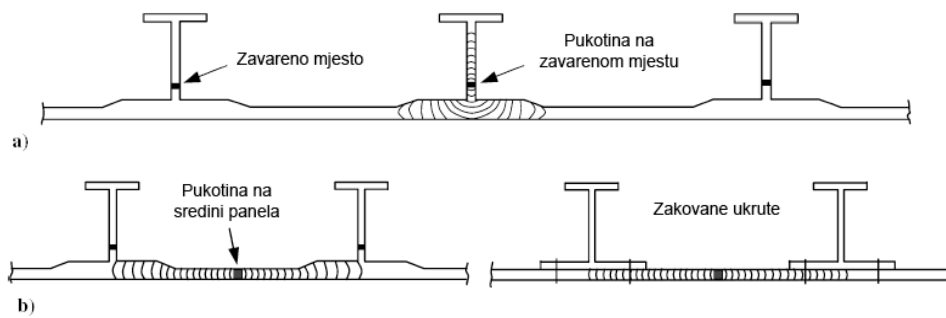


Slika 2.2-4 Panel s dvije ukrute: a) dimenzije uzorka prije zavarivanja, b) vlačni panel na donjem dijelu krila, c) tlačni panel na gornjem dijelu krila ^[15]



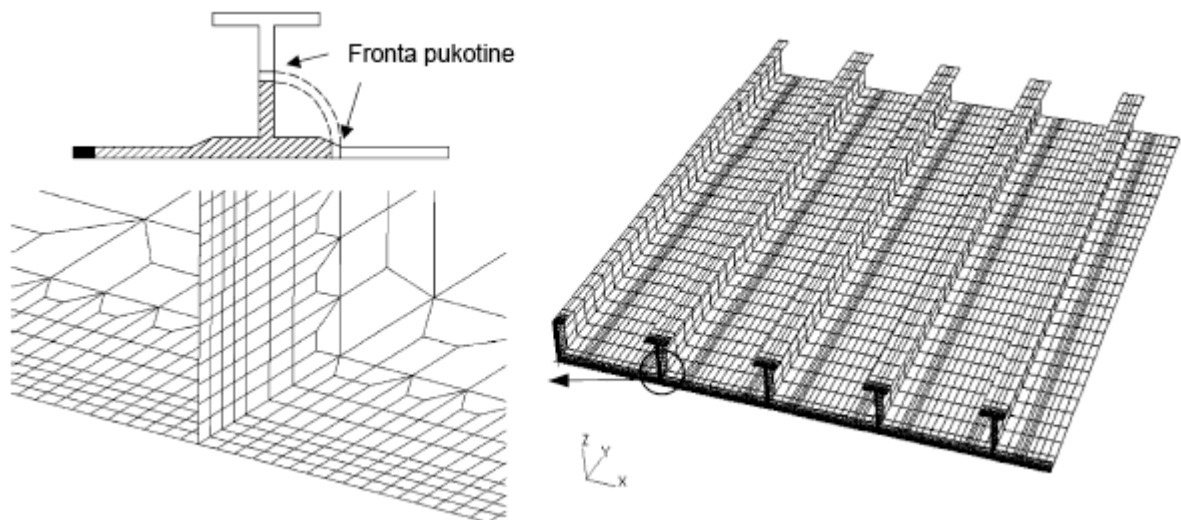
Slika 2.2-5 Paneli s devet ukruta, integralne i zakovičaste vrste ^[15]

Razmatrani su različiti slučajevi položaja pukotine tako da je pukotina inicirana na mjestu zavora, slika 2.2-6 a) ili na sredini panela slika 2.2-6 b).



Slika 2.2-6 Inicijacija pukotine, a) na mjestu zavora, b) na sredini panela ^[15]

Model konačnih elemenata korišten u simulaciji je prikazan na slici 2.2-7.



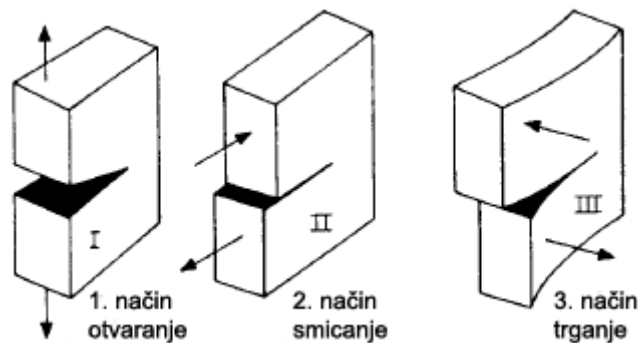
Slika 2.2-7 Model konačnih elemenata jedne četvrtine panela s devet ukruta ^[15]

3 JEDNADŽBE NAPREDOVANJA PUKOTINE

3.1 Utvrđivanje faktora intenzivnosti naprezanja

Utvrđivanje faktora intenzivnosti naprezanja iz rezultata konačnih elemenata je najvažniji i osnovni je zadatak u numeričkoj mehanici loma. U ANSYSu se vrijednosti tih faktora izračunavaju iz pomaka čvorova u postprocesoru preko KCALC naredbe.

Za početak je potrebno proučiti pomake i naprezanja oko fronte pukotine u linearno-elastičnoj mehanici loma, koji se obično odnose na tri osnovna načina otvaranja pukotine (engl. mode), tj. oblika loma nastala djelovanjem naprezanja na fronti pukotine, kako je prikazano na slici 3.1-1.



Slika 3.1-1 Tri načina otvaranja pukotine ^[18]

Prvi način (engl. mode I) je način otvaranja uslijed vlačnih sila gdje se lica pukotine razdvajaju u smjeru normale na ravninu pukotine, drugi način (engl. mode II) je način otvaranja pukotine u ravnini smicanja u kojoj lica pukotine kližu u smjeru normale na frontu pukotine, a treći način (engl. mode III) je način otvaranja pukotine trganjem (ili anti-ravninski način smicanja) u kojemu su lica pukotine posmaknuta u smjeru paralelnom s frontom pukotine.

Pomaci čvorova na i oko pukotine kod linearno elastičnih materijala iznose, [19]:

$$\begin{aligned}
 u &= \frac{K_I}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left[(2\kappa - 1) \cos \frac{\theta}{2} - \cos \frac{3\theta}{2} \right] - \frac{K_{II}}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left[(2\kappa - 3) \sin \frac{\theta}{2} + \sin \frac{3\theta}{2} \right] + O(r) \\
 v &= \frac{K_I}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left[(2\kappa - 1) \sin \frac{\theta}{2} - \sin \frac{3\theta}{2} \right] - \frac{K_{II}}{4G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \left[(2\kappa - 3) \cos \frac{\theta}{2} + \cos \frac{3\theta}{2} \right] + O(r) \quad (3.1-1) \\
 w &= \frac{2K_{III}}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} + O(r)
 \end{aligned}$$

gdje su:

u, v, w - pomaci u lokalnom pravokutnom koordinatnom sustavu, slika 3.1-2,

r, θ – koordinate u lokalnom cilindričnom koordinatnom sustavu, slika 3.1-2,

G – modul smicanja

K_I, K_{II}, K_{III} – faktori intenzivnosti naprezanja za različite načine otvaranja pukotine,
slika 4.1-1

$\kappa = 3 - 4\nu$ - za ravninsko stanje deformacija ili antisimetriju

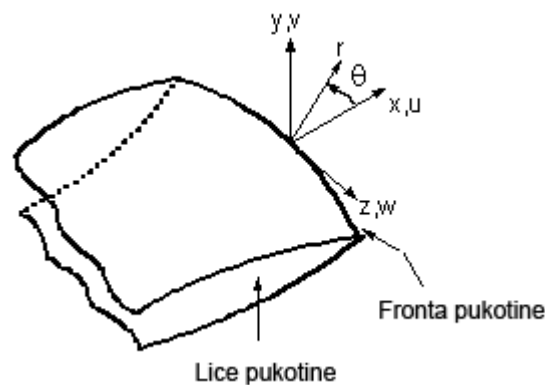
$$= \frac{3 - \nu}{1 + \nu} \quad \text{- za ravninsko stanje naprezanja}$$

ν – Poissonov koeficijent

$O(r)$ – članovi višeg reda

Rješavanjem jednadžbe 3.1-1 za $\theta = \pm 180^\circ$ i izostavljanjem članova višeg reda ostaje

$$\begin{aligned} u &= \frac{K_{II}}{2G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (1 + \kappa) \\ v &= \frac{K_I}{2G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (1 + \kappa) \\ w &= \frac{2K_{III}}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \end{aligned} \quad (3.1-2)$$



Slika 3.1-2 Lokalni koordinatni sustav iz 3-D fronte pukotine ^[16]

Za modele koji su simetrični oko ravnine pukotine, odnosno kod modela s jednim licem pukotine, slika 3.1-3 (a), iz jednadžbe 3.1-2 mogu se dobiti:

$$\begin{aligned}
 K_I &= \sqrt{2\pi} \frac{2G}{1+\kappa} \frac{|v|}{\sqrt{r}} \\
 K_{II} &= \sqrt{2\pi} \frac{2G}{1+\kappa} \frac{|u|}{\sqrt{r}} \\
 K_{III} &= \sqrt{2\pi} 2G \frac{|w|}{\sqrt{r}}
 \end{aligned}
 \tag{3.1-3}$$

Za slučaj gdje nema simetrije, kod modela s dva lica pukotine, slika 3.1-3 (b), vrijedi:

$$\begin{aligned}
 K_I &= \sqrt{2\pi} \frac{G}{1+\kappa} \frac{|\Delta v|}{\sqrt{r}} \\
 K_{II} &= \sqrt{2\pi} \frac{G}{1+\kappa} \frac{|\Delta u|}{\sqrt{r}} \\
 K_{III} &= \sqrt{2\pi} \frac{G}{1+\kappa} \frac{|\Delta w|}{\sqrt{r}}
 \end{aligned}
 \tag{3.1-4}$$

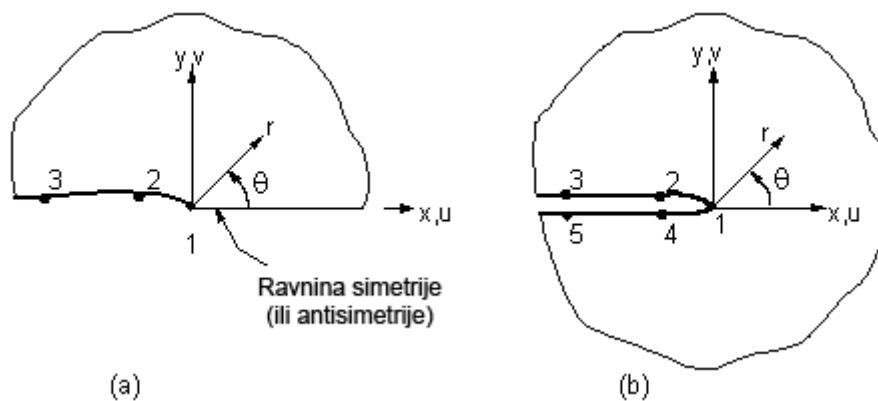
gdje su Δv , Δu i Δw , međusobni pomaci jednog lica pukotine u odnosu na drugo. Na temelju pomaka čvorova potrebno je odrediti zadnje članove u prethodne dvije jednačbe, npr. $\frac{|\Delta v|}{\sqrt{r}}$. Prema slici 3.1-3 (a) postoje tri čvora, v je normaliziran tako

da je u čvoru I v nula. Onda su A i B određeni tako da je

$$\frac{|\Delta v|}{\sqrt{r}} = A + Br
 \tag{3.1-5}$$

u čvorovima J i K. Zatim, neka r teži u 0

$$r \xrightarrow{\text{lim}} 0 \frac{|\Delta v|}{\sqrt{r}} = A
 \tag{3.1-6}$$



Slika 3.1-3 (a) polovični model, (b) cijeli model ^[16]

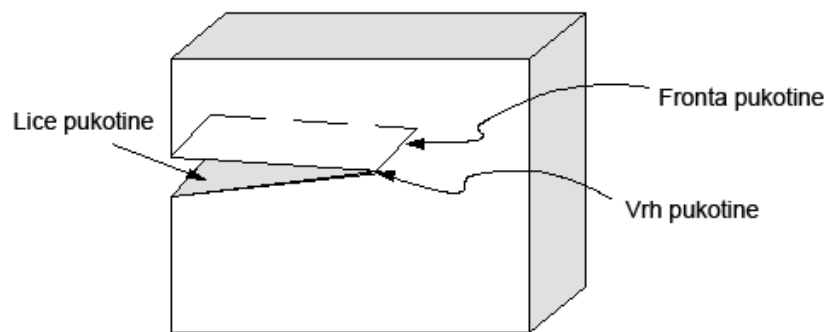
Prvi član u jednadžbi 3.1-3 postaje

$$K_I = \sqrt{2\pi} \frac{2GA}{1+\kappa} \quad (3.1-7)$$

ostali se članovi u jednadžbama 3.1-3 i 3.1-4 određuju na isti način.

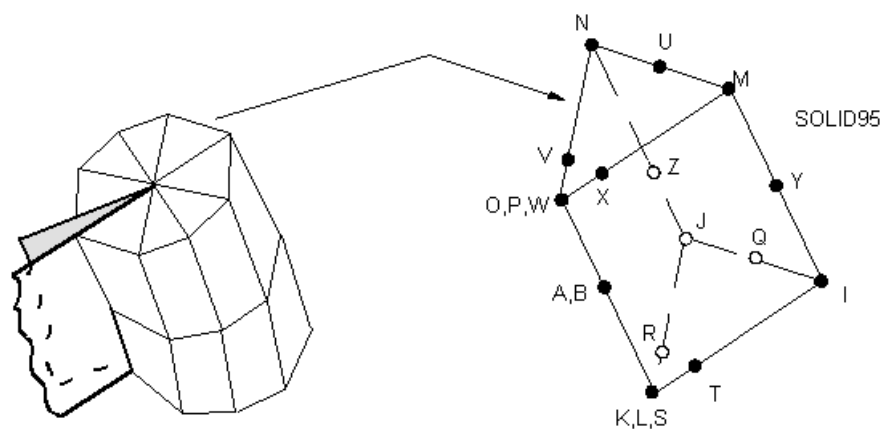
Singularni elementi

Najvažnije područje u numeričkom modelu je područje oko pukotine, odnosno kod 3-D modela oko fronte pukotine, slika 3.1-4.



Slika 3.1-4 Skica 3-D područja oko fronte pukotine ^[16]

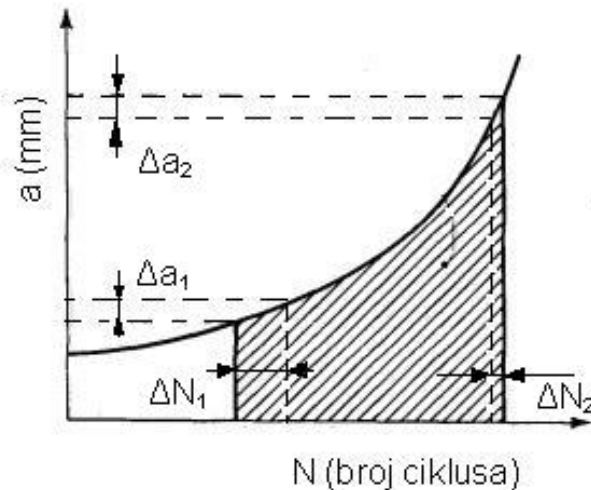
U linearno-elastičnoj mehanici loma dokazano je, [20] i [21], da su pomaci u blizini fronte pukotine proporcionalni vrijednosti \sqrt{r} , gdje je r udaljenost od fronte pukotine. Naprezanja i deformacije su singularni na fronti pukotine i ovise o $1/\sqrt{r}$. Da bi se obuhvatila singularnost na fronti pukotine, oko fronte pukotine koriste se tzv. singularni konačni elementi sa središnjim čvorovima pomaknutim na $1/4$ duljinu stranice elementa od vrha pukotine, slika 3.1-5.



Slika 3.1-5 Singularni 3-D SOLID95 konačni elementi ^[16]

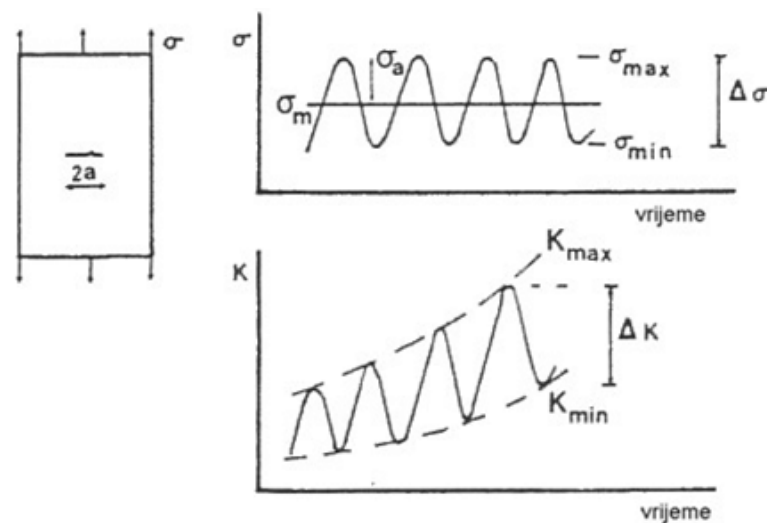
3.2 Analiza napredovanja pukotine koristeći Parisovu jednadžbu

Zamorna pukotina, raste sa svakim novim ciklusom opterećenja. Rast pukotine izražen je kao broj ciklusa (označen s N) koji je potreban da pukotina naraste do određene veličine, slika 3.2-1.



Slika 3.2-1 Funkcija napredovanja pukotine ^[22]

Rast je geometrijska posljedica ciklusa oštrenja i tupljenja vrha pukotine. Ponovno oštrenje ruba pukotine prilikom rasterećenja daje uvjet povećanju pukotine tijekom sljedećeg ciklusa naprezanja. Može se zaključiti da će rast pukotine po ciklusu Δa biti veći ako je maksimalno naprezanje po ciklusu veće (veće otvaranje) ili je minimalno opterećenje po ciklusu manje (veće naoštavanje vrha pukotine).



Slika 3.2-2 Parametri rasta pukotine, $\Delta\sigma$ i ΔK ^[22]

Na vrhu pukotine prisutna su lokalna naprezanja koja se mogu opisati faktorom intenzivnosti napreznja K , koji iznosi $K = \beta\sigma\sqrt{\pi \cdot a}$, gdje je σ nominalno naprezanje, a je duljina polovice pukotine i β je korektivni geometrijski faktor. Unutar ciklusa napreznja varira od σ_{min} do σ_{max} raspona $\Delta\sigma$. Zato faktori intenzivnosti napreznja variraju u skladu s jednadžbama

$$\begin{aligned} K_{min} &= \beta\sigma_{min}\sqrt{\pi \cdot a} \\ K_{max} &= \beta\sigma_{max}\sqrt{\pi \cdot a} \\ \Delta K &= \beta \cdot \Delta\sigma\sqrt{\pi \cdot a} \end{aligned} \quad (3.2-1)$$

Raspon faktora intenzivnosti napreznja, ΔK , potrebno je korigirati zbog utjecaja plastičnosti (zatvaranja pukotine) i zaostalih napreznja preko efektivnog faktora intenzivnosti napreznja, ΔK_{eff} . Korekcija se računa pomoću:

$$\begin{aligned} \Delta K &= K_{max} - K_{min} \\ \Delta K_{eff} &= \Delta K - K_{open} \\ \text{za } K_{min} &= 0 \\ \text{slijedi } \Delta K_{eff} &= K_{max} - K_{open} \end{aligned} \quad (3.2-2)$$

Gdje je:

$$K_{open} = \beta\sigma_{open}\sqrt{\pi \cdot a}$$

K_{open} - faktor intenzivnosti napreznja pri kojem se pukotina otvara

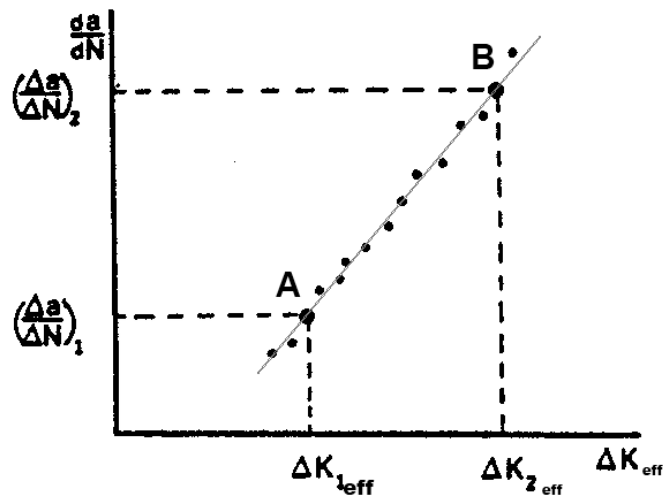
σ_{open} - naprezanje pri kojem se pukotina otvara

Omjer opterećenja definiran je s $R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} = \frac{K_{min}}{K_{max}}$.

Rastom Δa po ciklusu, raste i ΔK_{eff} i/ili R . Matematički oblik izgleda ovako

$$\frac{da}{dN} = f(\Delta K_{eff}, R) \quad (3.2-3)$$

Jednadžba (3.2-3) je utvrđena na temelju eksperimentalnih rezultata; nije ju moguće dobiti iz teorije.



Slika 3.2-3 Primjer za rate dijagram [22]

Prema rate dijagramu na slici 3.2-3 je očito da se podaci o brzini rasta pukotine za pojedini R nalaze na približno jednoj liniji u logaritamskom mjerilu. Jednadžba pravca je $y = mx + b$. U ovom slučaju je $y = \log(da/dN)$, a $x = \log(\Delta K_{eff})$ pa se tako dobiva

$$\log\left(\frac{da}{dN}\right) = m_p \log(\Delta K_{eff}) + \log(C_p) \quad (3.2-4)$$

Antilogaritmiranjem jednadžbe (3.2-4) se dobiva izraz

$$\frac{da}{dN} = C_p (\Delta K_{eff})^{m_p} \quad (3.2-5)$$

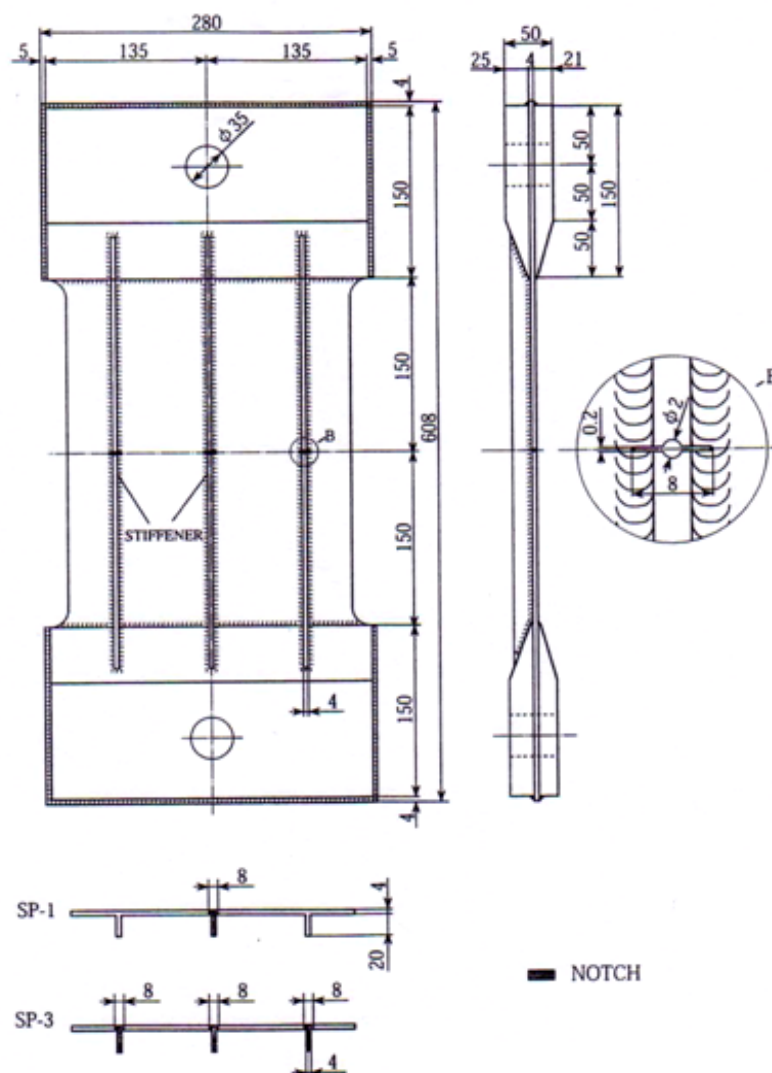
koji je poznat kao Parisova jednadžba [22].

Parametri C_p i m_p određuju se kao konstante pravca koji prolazi točkama A i B , slika 3.2-3. Konstante se dobivaju tako da se koordinate (da/dN) i ΔK uvrste u Parisovu jednadžbu te se na taj način dobije sustav od dvije jednadžbe s dvije nepoznanice. Rješavanjem tog sustava dobivaju se konstante C_p i m_p , odnosno (da/dN) kao funkcija od ΔK .

4 ANALIZA ŽIVOTNOG VIJEKA EKSPERIMENTALNOG UZORKA OREBREN OG PANELA

4.1 Eksperimentalni uzorak SP-1 orebrenog panela

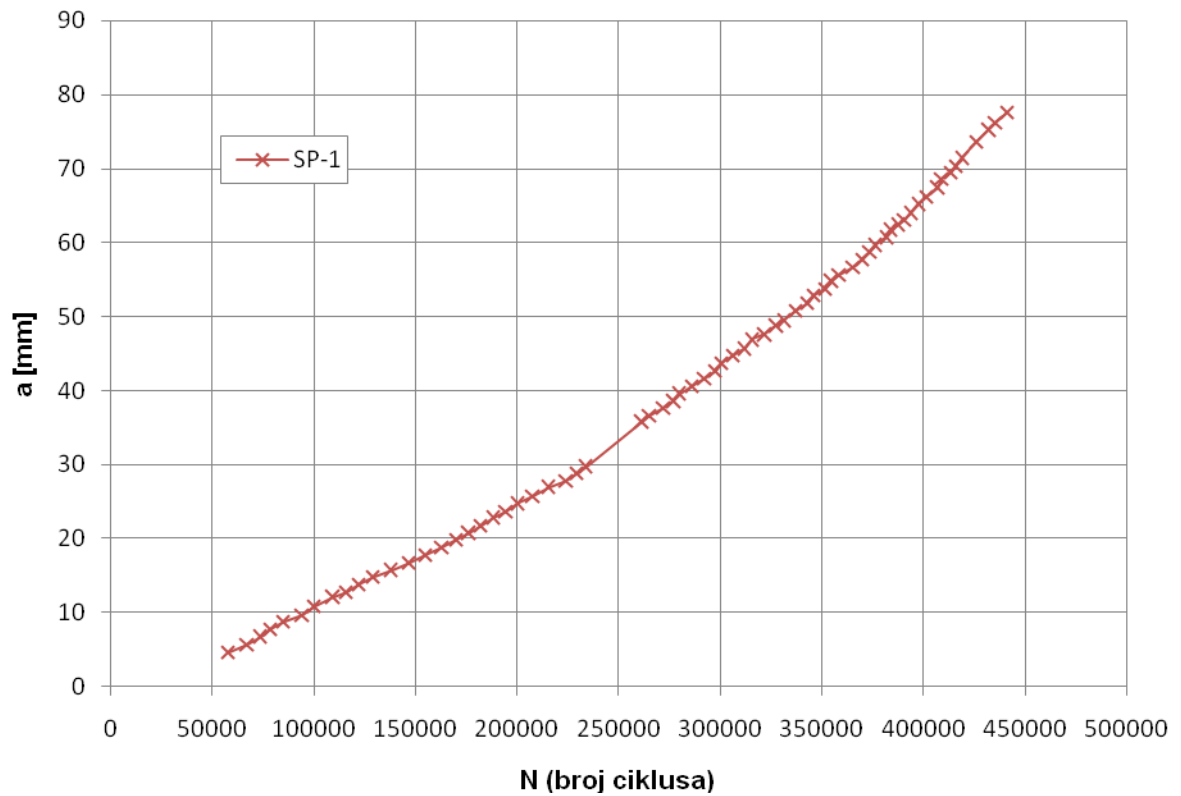
U eksperimentalnom istraživanju, [24], napredovanja pukotine korišten je uzorak orebrenog panela koji ima tri ukrute zavarene na ploču. Materijal uzorka je bio meki konstrukcijski čelik ($E = 206\ 000\ \text{N/mm}^2$, $\nu = 0.3$). Izgled i dimenzije uzorka orebrenog panela učvršćenog između ploča umaralice, prikazane su na slici 4.1-1.



Slika 4.1-1 Orebreni panel učvršćen između ploča umaralice ^[24]

U ovome radu promatra se uzorak SP-1 koji ima jednu pukotinu na sredini početne duljine $2a = 8\ \text{mm}$, a koja je dobivena laserskim rezanjem orebrenog

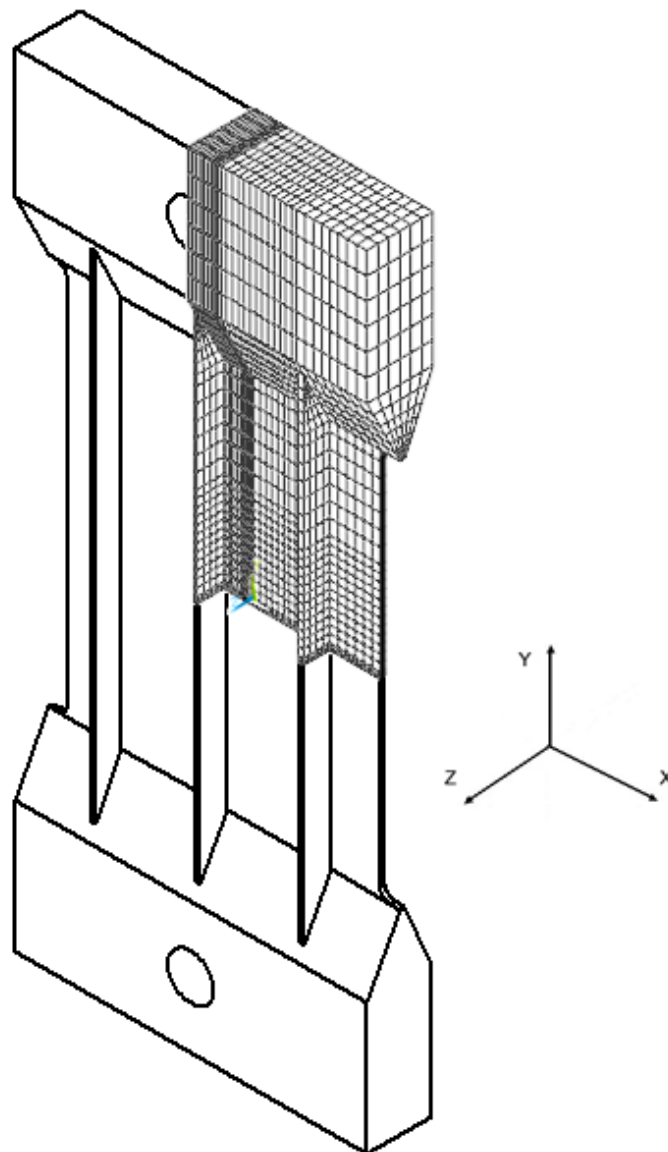
panela. Uzorak SP-1 je u eksperimentu bio podvrgnut cikličkom opterećenju od $\Delta\sigma = 80$ MPa, konstantne frekvencije 5 Hz. Eksperimentalni rezultati, [24], rasta pukotine uslijed cikličkog naprezanja prikazani su na slici 4.1-2.



Slika 4.1-2 Krivulja životnog vijeka za eksperimentalni uzorak SP-1 ^[24]

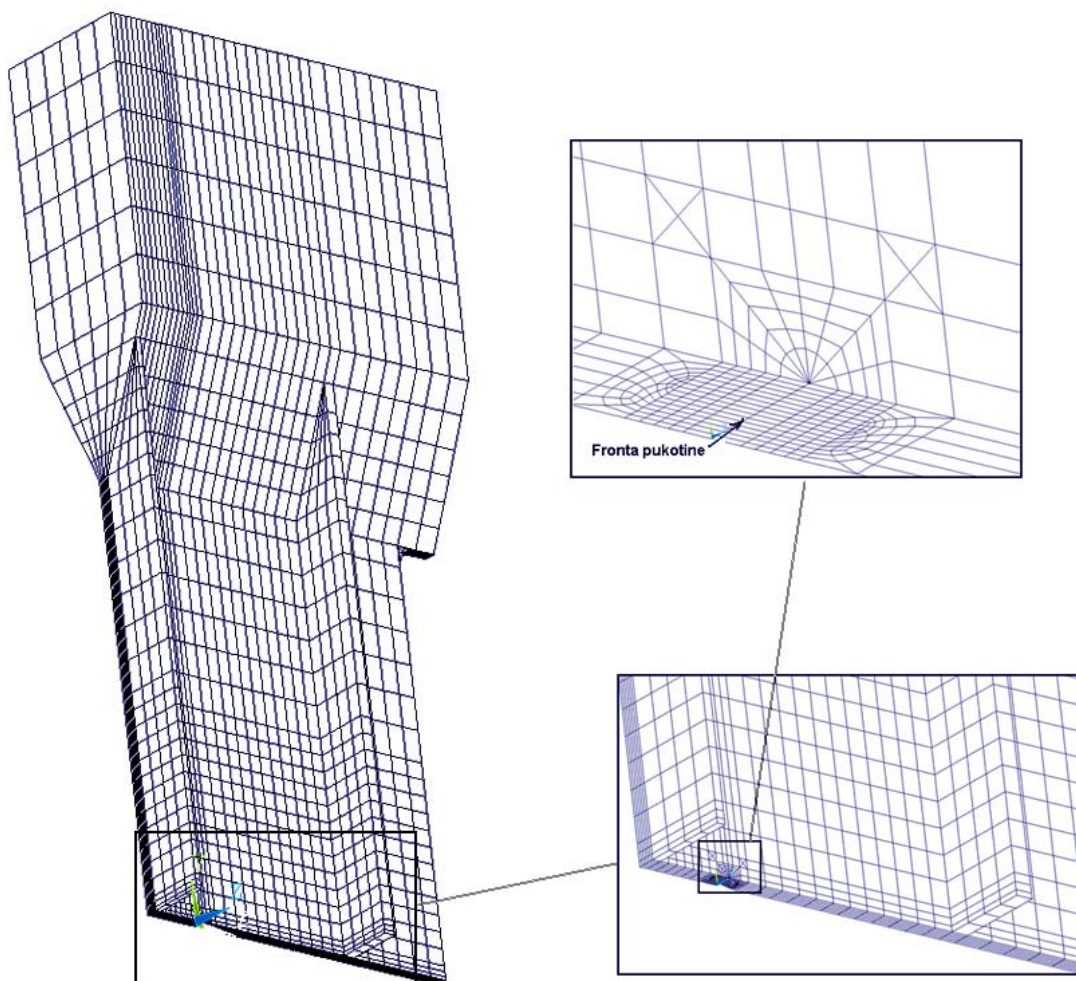
4.2 Model konačnih elemenata eksperimentalnog uzorka orebrenog panela SP-1

Korištenjem programskog paketa ANSYS 11.0 izrađen je 3-D model konačnih elemenata uzorka SP-1 orebrenog panela učvršćenog između ploča umaralice. Zbog postojanja ravnina simetrije oko osi x i osi y, modelirana je jedna četvrtina geometrije orebrenog panela čime se olakšala izrada modela i bitno smanjio broj elemenata modela, a samim time i vrijeme numeričke analize. Na slici 4.2-1 prikazan je model konačnih elemenata jedne četvrtine orebrenog panela SP-1 sa frontom pukotine kroz čitavu debljinu ploče.



Slika 4.2-1 Model konačnih elemenata jedne četvrtine orebrenog panela SP-1

Slika 4.2-2 prikazuje model konačnih elemenata orebrenog panela SP-1 s područjem oko fronte pukotine. Prvi red elemenata oko fronte pukotine je od preporučenih, [16], singularnih 3-D SOLID95 15-čvornih klinastih elemenata, a ostatak modela je od regularnih 3-D SOLID95 20-čvornih heksaedarskih elemenata. Bitno je napomenuti da je područje oko singularnih elemenata koje izgledom asocira na paukovu mrežu od regularnih SOLID95 četverokutnih elemenata, zatim slijedi red regularnih SOLID95 nepravilnih elemenata, tzv. tetrahedrona, a nakon toga gotovo po cijelom volumenu su regularni SOLID95 četverokutni elementi, slika 4.2-2.



Slika 4.2-2 Područje oko fronte pukotine kod modela konačnih elemenata uzorka SP-1

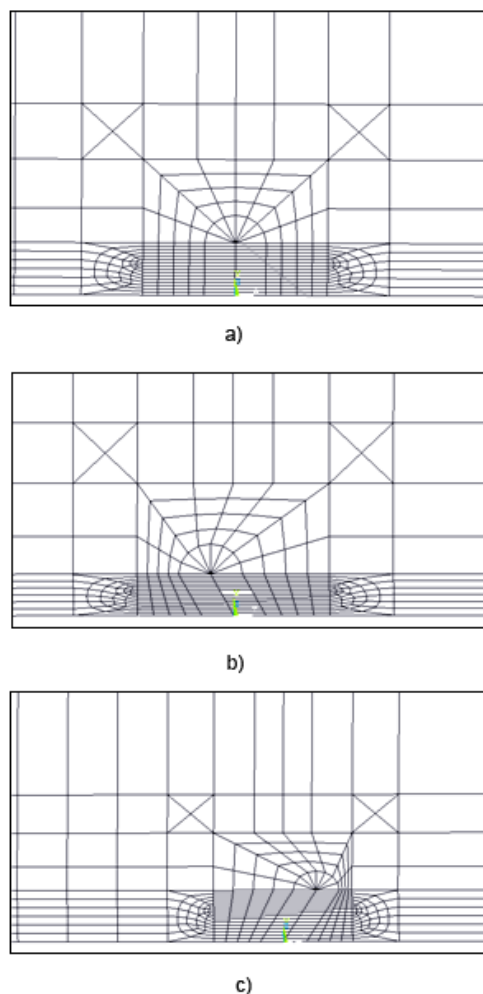
Veličina singularnog elementa u smjeru osi x proporcionalna je s $a/20$, [21], pa se s promjenom veličine singularnog elementa mijenja i veličina „paukove mreže“ kao i broj tetrahedronskih elemenata u prijelaznom području, tablica 4.2-1.

Tablica 4.2-1 Korišteni konačni elementi u numeričkom modelu uzorka SP-1

Vrsta konačnog elementa	Broj elemenata	Broj čvorova
SOLID95 singularni	128	~ 50000 ⁸
SOLID95 regularni	~ 8000 ⁹	

Ravna i kosa fronta pukotine

Model konačnih elemenata je tako napravljen da ima mogućnost zakretanja fronte pukotine oko vertikalne osi y za željeni kut Φ pa osim ravne fronte pukotine model može imati i kosu frontu pukotine, slika 4.2-3. To je učinjeno kako bi se zakretanjem modelirani oblik fronte približio realnom obliku fronte pukotine uslijed savijanja kod orebrenog panela, [11, 28].



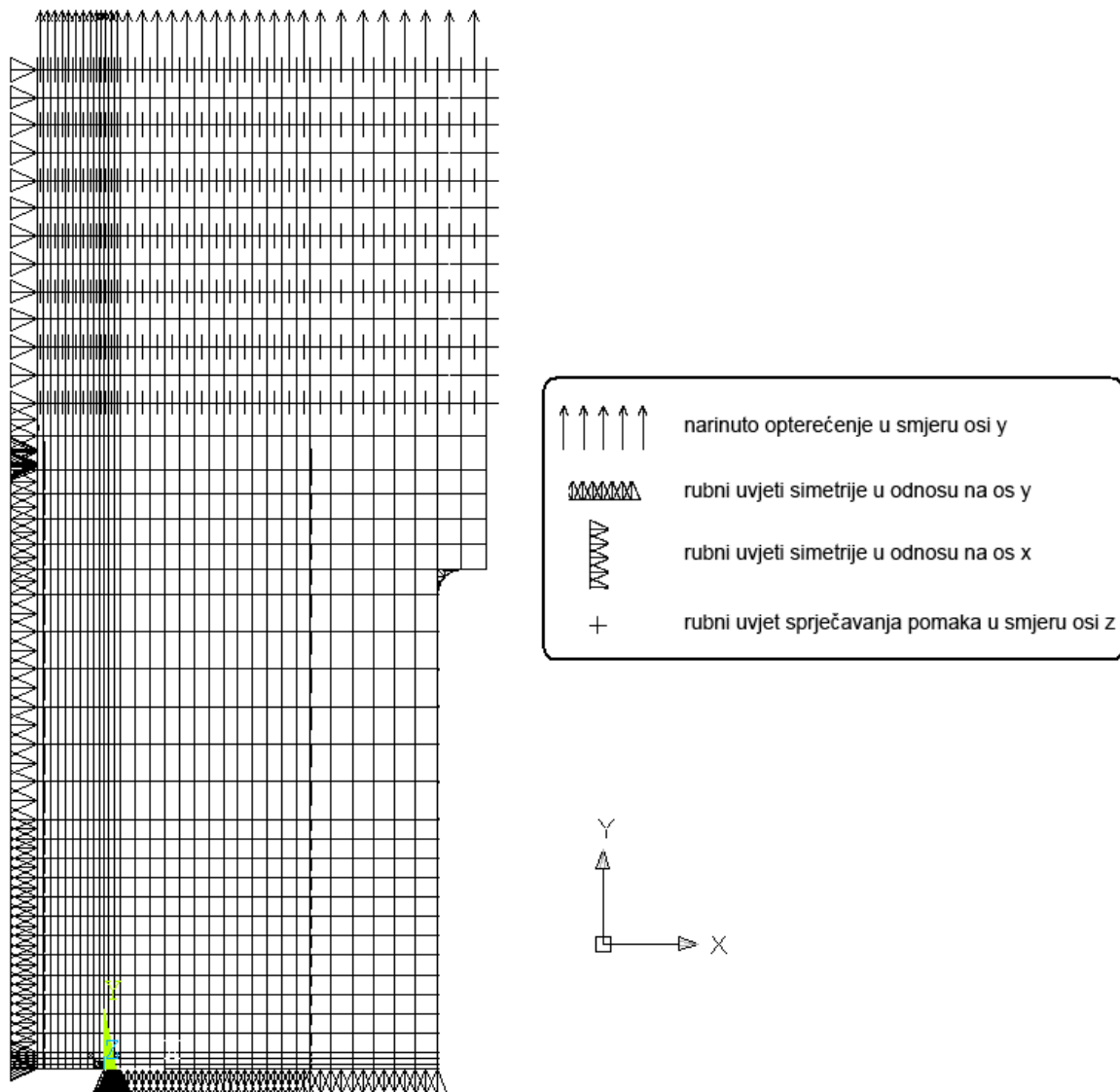
Slika 4.2-3 Zakretanje fronte pukotine u modelu, a) ravna fronta ($\Phi = 0^\circ$), b) kosa fronta ($\Phi = -10^\circ$), c) kosa fronta ($\Phi = 20^\circ$)

⁸ Promijenjiva vrijednost, ovisna o polovičnoj duljini pukotine a

⁹ Promijenjiva vrijednost, ovisna o polovičnoj duljini pukotine a

Opterećenje i rubni uvjeti modela

Model konačnih elemenata predstavlja jednu četvrtinu geometrije uzorka SP-1, slika 4.2-1, pa na njemu moraju biti postavljeni odgovarajući rubni uvjeti. Koncentrirana sila na provrtu eksperimentalnog modela zamjenjuje se kontinuiranim opterećenjem na gornjoj površini numeričkog modela, slika 4.2-4.

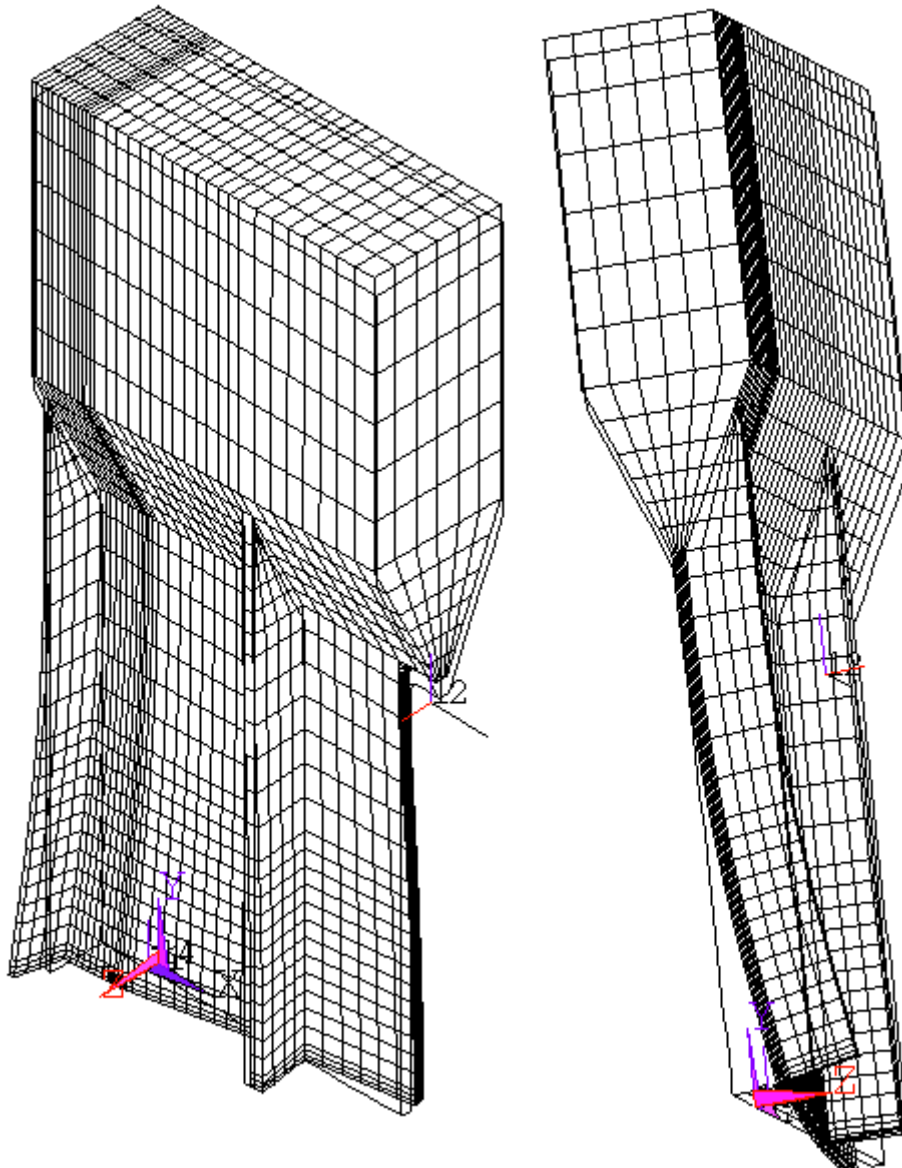


Slika 4.2-4 Rubni uvjeti i opterećenje na numeričkom modelu uzorka SP-1

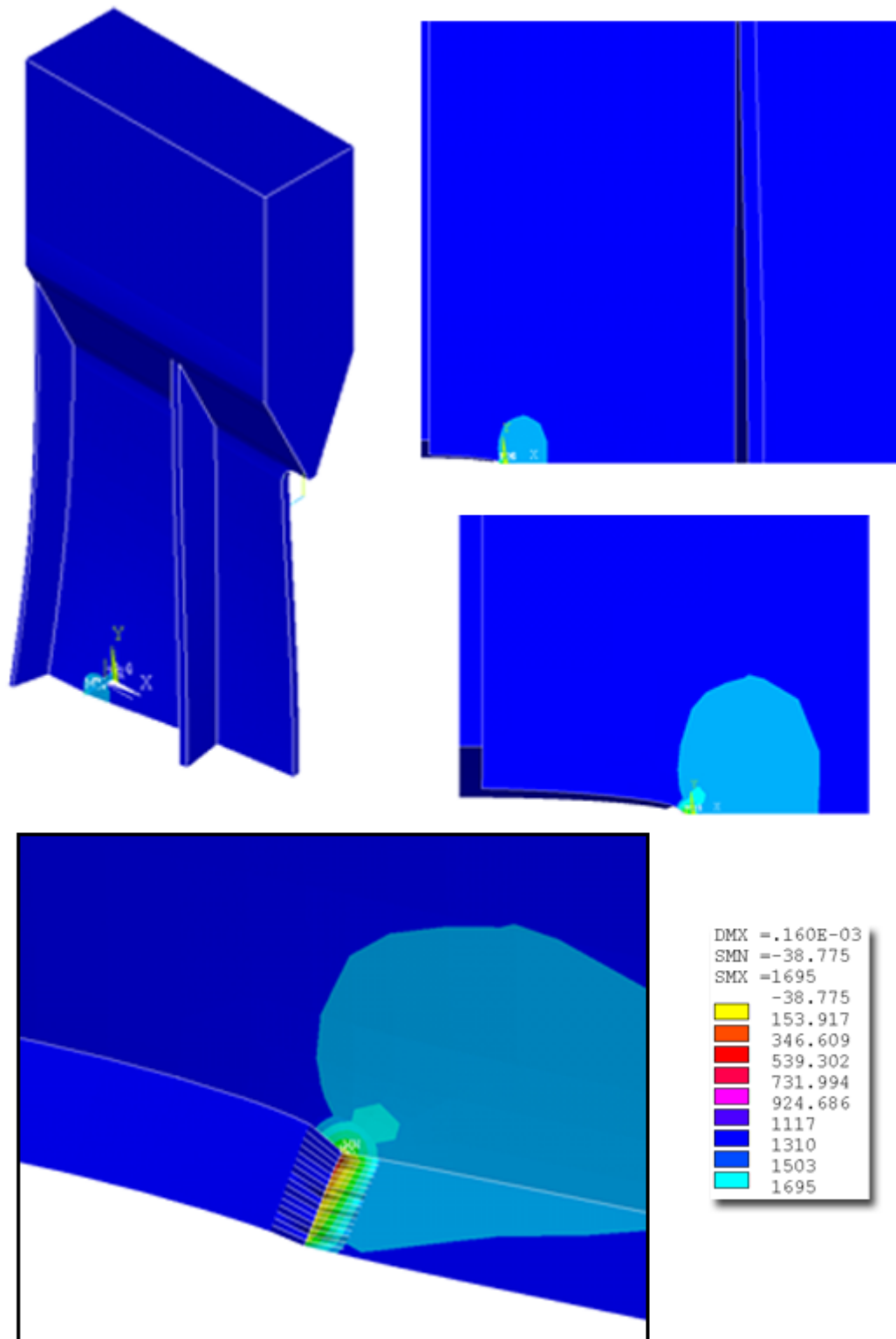
Rezultati analize metodom konačnih elemenata

Za model konačnih elemenata uzorka SP-1 sa središnjom pukotinom kroz čitavu debljinu ploče izvršena je statička analiza u ANSYSu. Razmatrane su duljine pukotina od 4 mm do 77 mm.

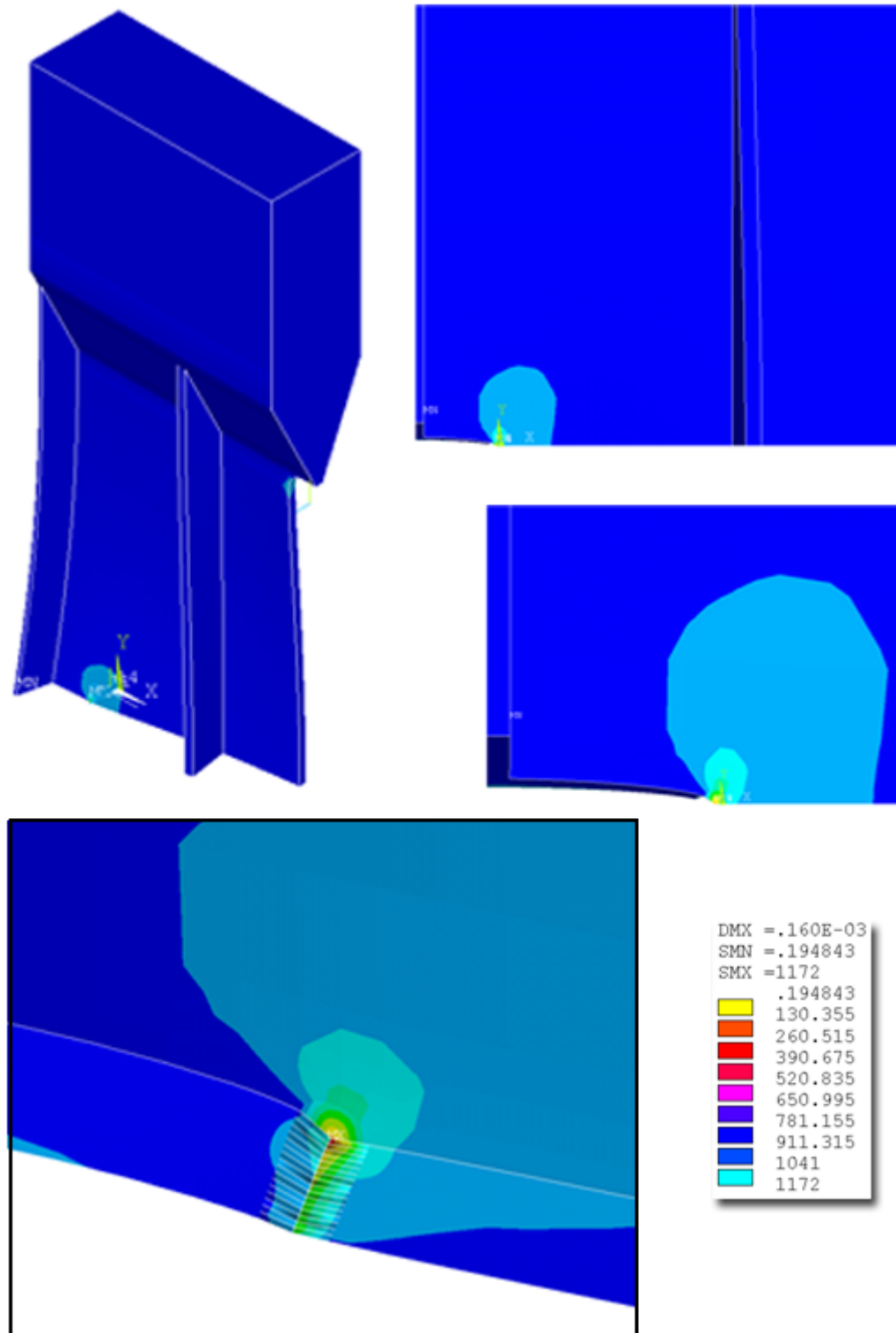
Izgled deformiranog modela kod duljine pukotine $a = 20$ mm, kao i raspored napreznja u smjeru osi y i ekvivalentnih napreznja dan je na slikama 4.2-5, 4.2-6 i 4.2-7.



Slika 4.2-5 Deformirani model konačnih elemenata SP-1 uzorka



Slika 4.2-6 Raspodjela σ_y napreznja na ravnoj fronti pukotine kod modela konačnih elemenata

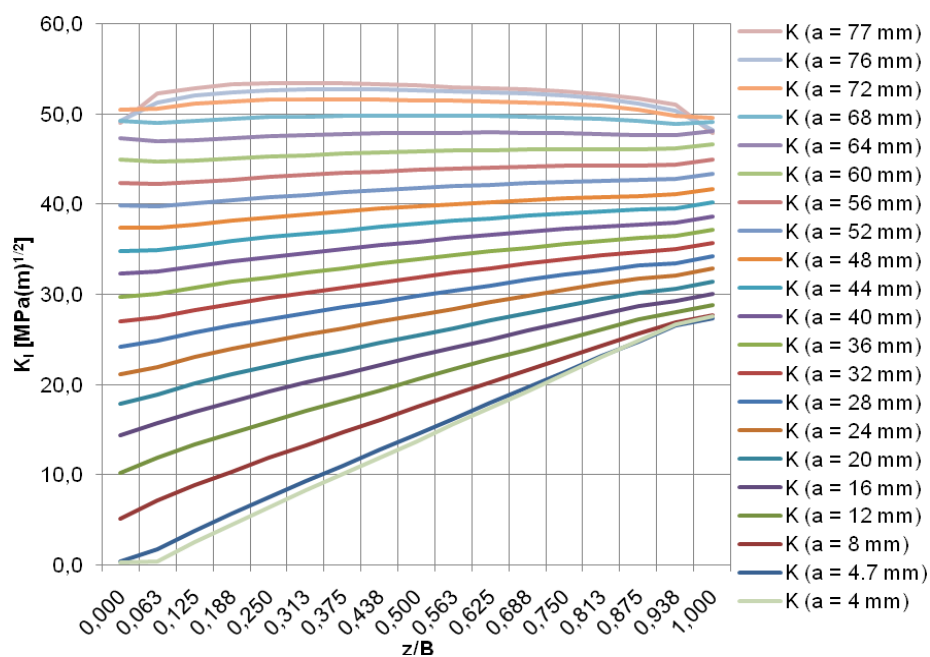


Slika 4.2-7 Raspodjela *von Mises* napreznja na ravnoj fronti pukotine kod modela konačnih elemenata

Utvrđene su vrijednosti faktora intenzivnosti naprezanja K_I , duž ravne fronte pukotine, slika 4.2-8, i duž zakošene fronte pukotine, slika 4.2-11. Također su utvrđene i vrijednosti korektivnog geometrijskog faktora β po relativnoj debljini ploče z/B , kod ravne i kose fronte pukotine, slika 4.2-9 i slika 4.2-12. Faktor β je definiran kao $\beta = \frac{K_I}{\sigma \sqrt{\pi a}}$.

$$\beta = \frac{K_I}{\sigma \sqrt{\pi a}}$$

Ravna fronta pukotine



Slika 4.2-8 Promijena K_I po relativnoj debljini ploče duž ravne fronte za različite duljine pukotine a

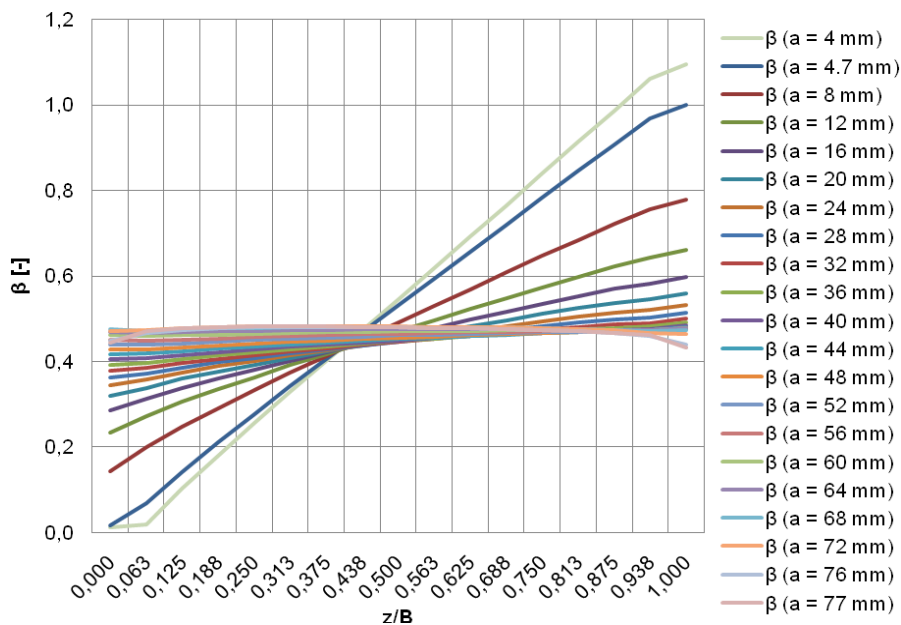
Početna duljina pukotine u modelu konačnih elementa s ravnom frontom iznosi $a = 4$ mm. Kod te duljine pukotine raspodjela faktora intenzivnosti naprezanja duž fronte je vrlo neujednačena. Najveće vrijednosti K_I pukotina ima na površini ploče orebrenog panela gdje je pozitivno naprezanje uslijed savijanja najveće ($K_I \approx 27.6$ MPa(m)^{1/2}). Prema unutrašnjosti ploče vrijednosti K_I se smanjuju da bi u blizini suprotne površine ploče vrijednosti bile gotovo jednake nuli.

S povećanjem duljine pukotine, razlike između K_I duž fronte pukotine se smanjuju. Sa strane gdje je prisutno negativno naprezanje uslijed savijanja

vrijednosti K_I brže rastu i približavaju se vrijednostima na suprotnoj vanjskoj površini panela.

Kad je pukotina duljine $a = 68$ mm, vrijednosti K_I su praktički jednake po čitavoj duljini fronte. Daljnjim rastom pukotine, do simuliranih $a = 77$ mm, raspodjela vrijednosti K_I je najveća oko sredine ploče.

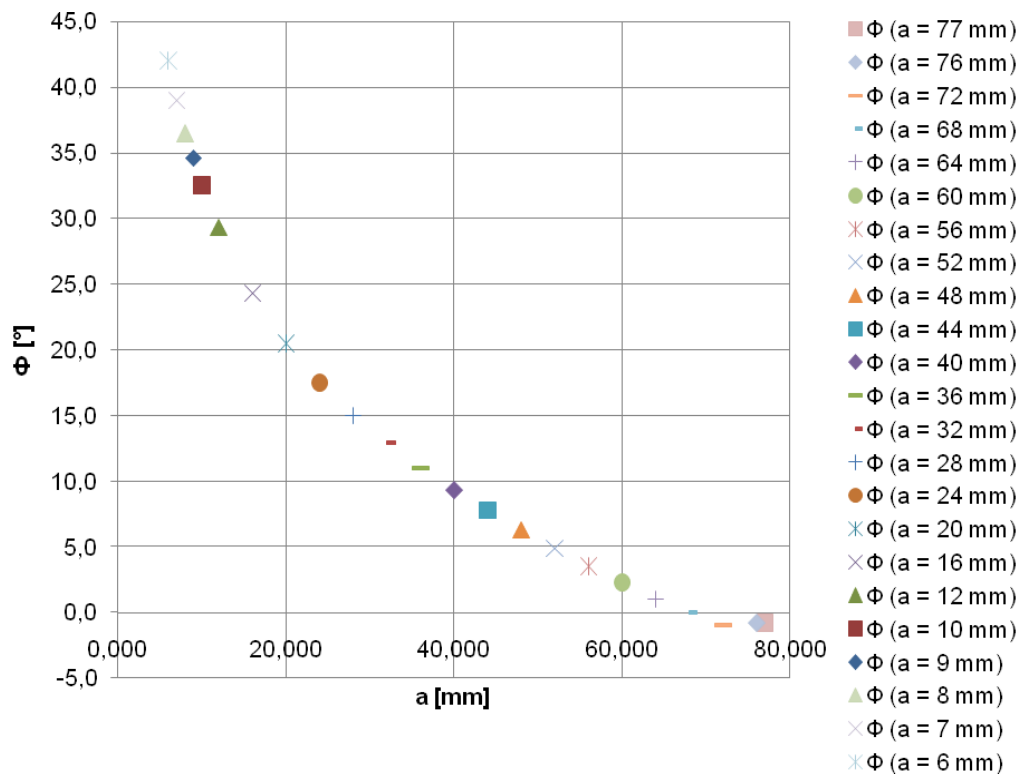
Raspodjela faktora β , koji je koreliran s K_I je također neujednačena duž fronte pukotine kod pukotina malih duljina, a s porastom duljine pukotine vrijednosti faktora β se ujednače duž fronte pukotine na vrijednosti oko 0.47.



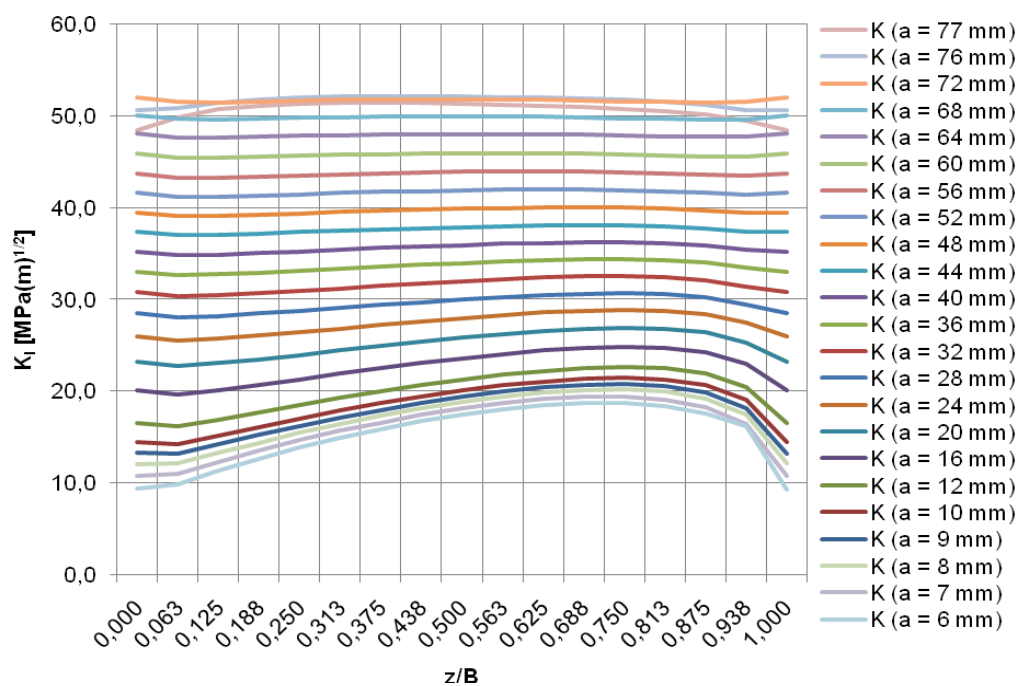
Slika 4.2-9 Promijena β po relativnoj debljini ploče duž ravne fronte za različite duljine pukotina a

Kosa fronta pukotine

Ravna fronta pukotine se zakretala sa željom da se postignu jednake vrijednosti K_I duž fronte pukotine, [26]. Međutim, zakretanjem su se uspjele izjednačiti jedino vrijednosti K_I na vanjskim površinama ploča orebrenog panela. Na slici 4.2-10 je prikazano kod kojeg su kuta zakreta Φ vrijednosti K_I jednake na vanjskim površinama ovisno o duljini pukotine a . Kut zakreta Φ se smanjuje sa rastom pukotine.



Slika 4.2-10 Kut zakreta fronte pukotine kod kojeg su vrijednosti K_I na vanjskim površinama ploče orebrenog panela jednake.

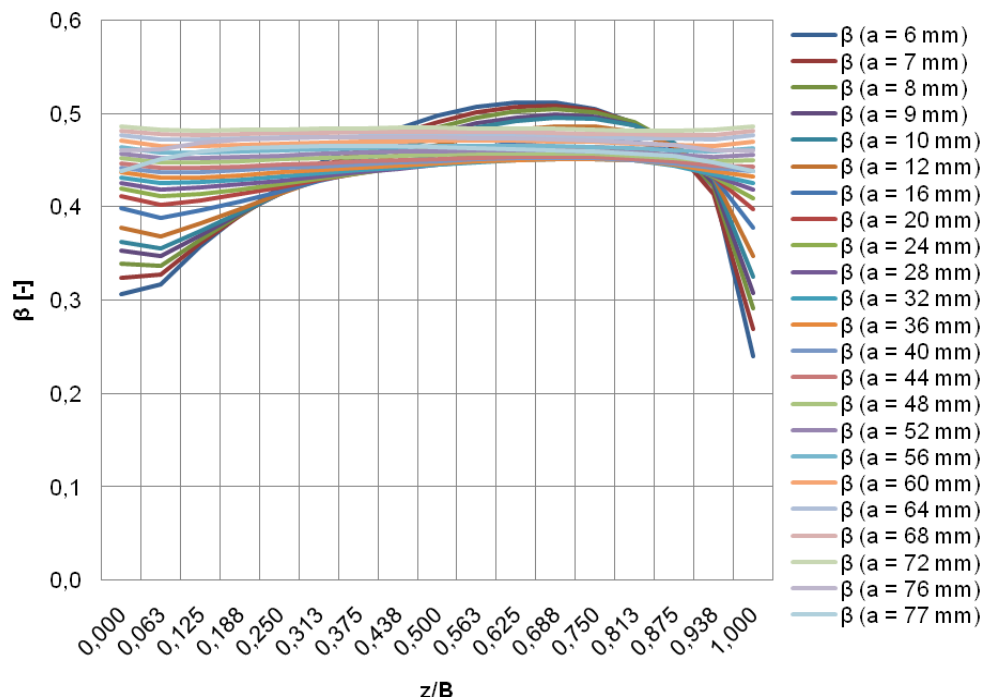


Slika 4.2-11 Promjena K_I po relativnoj debljini ploče duž kose fronte za različite duljine pukotine a

Početna duljina pukotine kod modela orebrenog panela s kosom frontom, na površini ploče gdje nema ukruta iznosi $a = 6$ mm. Iz dijagrama na slici 4.2-10 se vidi da je za tu duljinu pukotine kut zakreta fronte $\Phi = 42^\circ$. Tako je duljina pukotine na površini panela gdje su ukrute, veća i iznosi $a = 9.6$ mm. Pod tim su kutom vrijednosti K_I na vanjskim površinama ploča orebrenog panela izjednačeni ($K_I \approx 9.5 \text{ MPa(m)}^{1/2}$), ali nisu po izjednačeni duž fronte pukotine. Raspored K_I duž fronte pukotine je nepravilnog oblika, a najveću vrijednost ima u unutrašnjosti ploče, na udaljenosti od kojih 25% od površine ploče na kojoj se nalaze ukrute ($K_I \approx 18.8 \text{ MPa(m)}^{1/2}$).

Porastom duljine pukotine vrijednosti K_I rastu, ali se smanjuju razlike K_I duž fronte pukotine sve dok vrijednosti K_I ne postanu skoro jednake duž fronte pukotine. Kod duljina pukotina iznad 70 mm, primjećuje se pad vrijednosti K_I prije vanjskih površina ploča. To je zbog toga što su se morali smanjiti singularni elementi ispod preporučenih vrijednosti od $a/20$, [16, 27, 28] kako bi se moglo što više približiti desnoj ukruti na orebrenom panelu.

Promjena faktora β , je neujednačena duž fronte pukotine kod pukotina malih duljina, a s porastom duljine pukotine vrijednosti faktora β se ujednače duž fronte pukotine na vrijednosti oko 0.47.

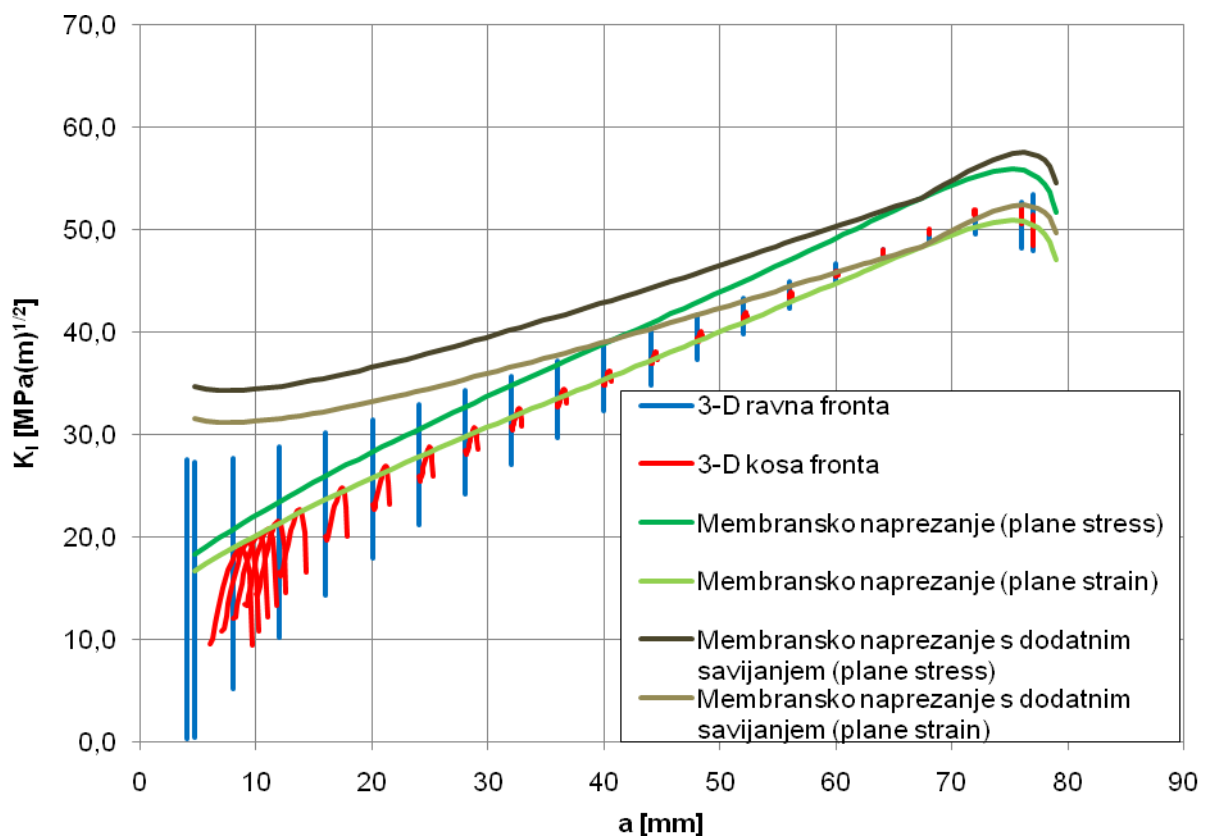


Slika 4.2-12 Promijena β po relativnoj debljini ploče duž kose fronte za različite duljine pukotina a

Prikaz promjene vrijednosti K_I s promjenom vrijednosti duljine pukotine a kod 3-D i 2-D modela konačnih elemenata

Slika 4.2-13 prikazuje promjenu K_I duž ravne, kao i duž kose fronte pukotine za sve razmatrane duljine pukotina. Utvrđene vrijednosti K_I iz 3-D modela uspoređene su sa slijedećim numerički utvrđenim vrijednostima, [21]:

1. K_I iz 2-D modela s membranskim naprezanjem – slučaj ravninskog stanja naprezanja (engl. *plane stress*).
2. K_I iz 2-D modela s membranskim naprezanjem – slučaj ravninskog stanja deformacija (engl. *plane strain*).
3. K_I iz 2-D modela s membranskim naprezanjem i s dodatnim savijanjem – slučaj ravninskog stanja naprezanja (engl. *plane stress*).
4. K_I iz 2-D modela s membranskim naprezanjem i s dodatnim savijanjem – slučaj ravninskog stanja deformacija (engl. *plane strain*).



Slika 4.2-13 Izračunate vrijednosti K_I po duljini pukotine kod 2-D i 3-D modela

Kod 3-D modela faktori intenzivnosti naprezanja imaju veliki raspon vrijednosti jer ih se računa 16 duž fronte pukotine, pogotovo kod ravne fronte pukotine kod malih duljina pukotine gdje su svi K_I različiti. 3-D model s kosom frontom ima manji raspon vrijednosti K_I , vrijednosti su otprilike na polovici od onih s ravnom frontom, ali su raspoređeni u potkovičastom obliku, naročito kod malih duljina pukotina.

Za razliku, 2-D modeli su točno definirani s jednim K_I po duljini pukotine a . Kod njih najveće vrijednosti za K_I daje membransko naprezanje s dodatnom komponentom savijanja i to za slučaj ravninskog stanja naprezanja, a najmanje vrijednosti za K_I daje membransko naprezanje za slučaj ravninskog stanja deformacija.

Najveće vrijednosti K_I od 3-D modela s ravnom frontom nalaze se između prethodno spomenutih dviju 2-D vrijednosti K_I uslijed promijene duljine pukotine a . Najveće vrijednosti K_I od 3-D modela s kosom frontom uglavnom se podudaraju s 2-D vrijednosti K_I membranskog naprezanja kod slučaja ravninskog stanja deformacija.

Vrijednosti K_I kod svih modela rastu do otprilike $a = 75$ mm poslije koje počnu padati zbog značajnog utjecaja druge ukrute koja negativno djeluje na rast pukotine.

4.3 Simulacija životnog vijeka eksperimentalnog uzorka SP-1

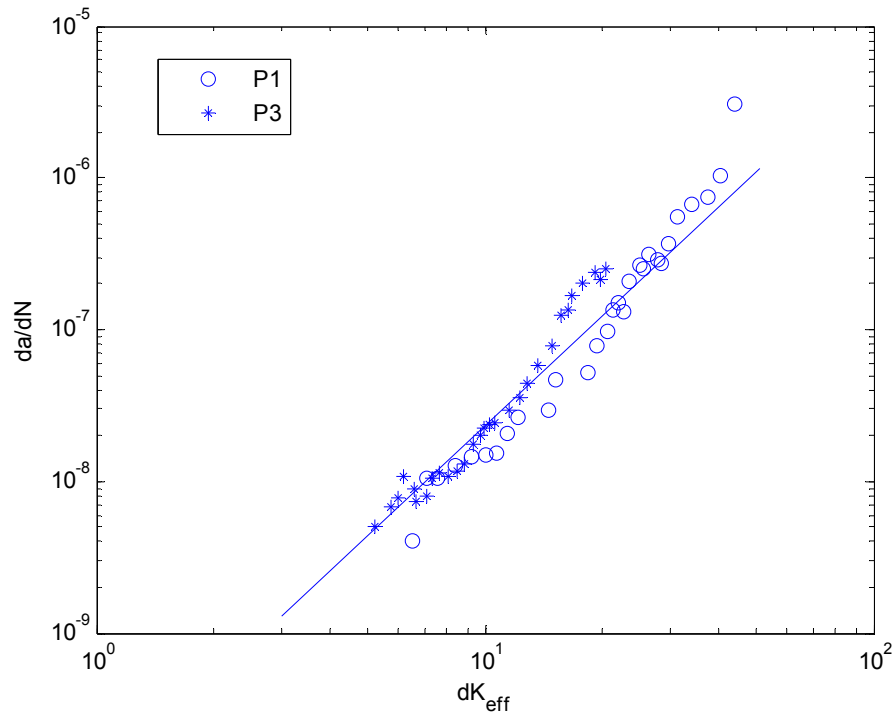
Za opisivanje procesa rasta pukotine koristi se Parisova jednadžba (3.2-5). Direktna integracija Parisove jednadžbe se ne može izvesti jer nije poznata ovisnost duljine pukotine a o broju ciklusa N i efektivnom faktoru intenziteta naprezanja ΔK_{eff} . Zato se pristupa numeričkoj integraciji pomoću eksperimentalnih podataka o duljini pukotine a i numerički izračunate vrijednosti ΔK_{eff} .

$$\Delta N_1 = \int_{a_1}^{a_1 + \Delta a_1} \frac{da}{C[\Delta K_{\text{eff}}(a_1)]^m} \approx \sum_{j=1}^{n_s} \frac{\Delta a_1 / n_s}{C[\Delta K_{\text{eff}}(a_{1j})]^m} \quad (4.3-1)$$

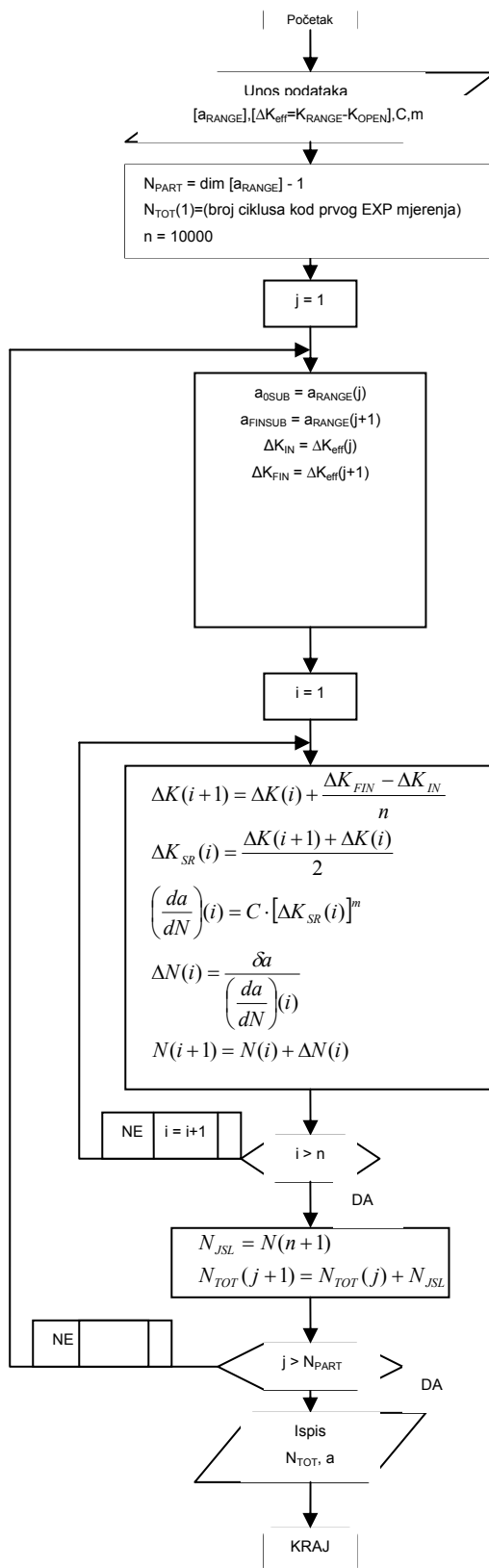
Numerička integracija jednadžbe (4.3-1) izvršava se u programu MATLAB. Algoritam numeričke integracije prikazan je na slici 4.3-2. Ulazne vrijednosti u algoritmu numeričke integracije su K_I , a , K_{open} , C_p i m_p .

Za simulaciju životnog vijeka eksperimentalnog uzorka kod 3-D modela uzima se samo jedna vrijednosti K_I po fronti pukotine. Radi sigurnosti, uzima se najveća vrijednosti K_I po fronti pukotine za jednu duljinu pukotine. Ovo važi kod 3-D modela s kosom frontom pukotine i gdje se uzima najmanja duljina pukotine duž fronte. Kod modela s ravnom frontom pukotine, kako je utvrđeno u prethodnom poglavlju, vrijednosti K_I po fronti pukotine je za većinu duljina pukotina a najveća na površini ploče gdje su pozitivna naprezanja savijanja. Međutim, u literaturi, [26-29] govori se o postojanju graničnog sloja od 3%-5% debljine ploče od vanjske površine ploče gdje singularni elementi gube singularnost i ne računaju dobro vrijednosti faktora intenzivnosti naprezanja. Zato je kod ravne fronte pukotine uzeta druga po veličini vrijednosti K_I duž fronte pukotine kad je vrijednosti K_I na površini ploče najveća.

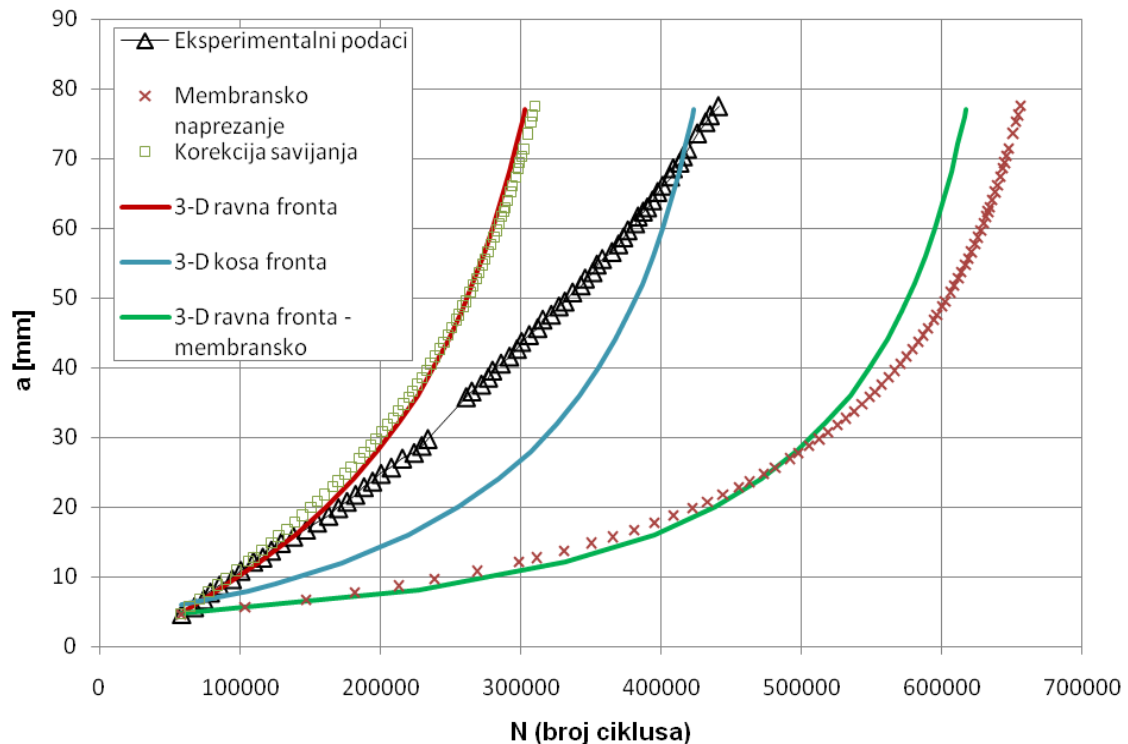
K_{open} , je preuzet iz literature, [30] i iznosi $6.6 \text{ MPa(m)}^{1/2}$. Parisove konstante C_p i m_p određene su iz rate dijagrama u MATLABu na temelju eksperimentalnih uzoraka P1 i P3, slika 4.3-1. Životni vijek eksperimentalnog uzorka dobiva se korištenjem konstanti $C_p = 0.925 \cdot 10^{-10}$; $m_p = 2.4$.



Slika 4.3-1 Rate dijagram za uzorke P1 i P3



Slika 4.3-2 Algoritam za utvrđivanje životnog vijeka uzorka SP-1



Slika 4.3-3 Usporedba životnog vijeka simulacija i eksperimenta za SP-1 uzorak

Na slici 4.3-3 se može usporediti životni vijek 3-D modela konačnih elemenata s eksperimentalnim modelom te s 2-D modelima konačnih elemenata, [25]. Najviše se eksperimentalnom rezultatu približio 3-D model s ravnom frontom, iako je približan i 2-D model membranskog naprezanja s dodatnim savijanjem. 3-D model s kosom frontom daje a-N rezultate koji su gledajući ukupni životni vijek gotovo identični eksperimentu, no odstupaju po obliku krivulje (veća zakrivljenost) od eksperimentalnih rezultata. Zaostala naprezanja uslijed zavarivanja nisu uzeta u obzir, a u eksperimentu imaju takav efekt da daju a-N krivulju koja ima izrazito ravan oblik.

Simulirani životni vijek je kraći u slučaju korigiranih faktora intenzivnosti naprezanja K , gdje se u obzir uz membranska naprezanja uzima i komponenta naprezanja od savijanja, a duži za slučaj kad se u izračunavanju K u obzir uzimaju samo membranska naprezanja.

5 ZAKLJUČAK

U radu je istraženo ponašanje vrijednosti faktora intenzivnosti naprezanja K_I duž 3-D fronte pukotine na orebrenom panelu eksperimentalnog uzorka SP-1 sa središnjom pukotinom. Utvrđen je utjecaj promjene duljine pukotine od 4 mm do 77 mm na vrijednosti faktora intenzivnosti naprezanja duž fronte pukotine. Fronta pukotine je modelirana singularnim, SOLID95 konačnim elementima.

Razmatrana su dva oblika fronte pukotine. Prvi oblik je ravna fronta pukotine okomita na vanjske površine ploče. Za taj model numerička analiza pokazuje da vrijednosti K_I ovise o duljini pukotine i da su različiti po debljini ploče, odnosno po fronti pukotine. Kod pukotina malih duljina vrijednosti K_I su najveće na površini ploče s pozitivnom komponenta savijanja, a najmanje na drugoj strani ploče gdje je negativna komponenta savijanja. Ta se razlika po debljini ploče smanjuje s povećanjem duljine pukotine a . Nakon duljine pukotine od 68 mm najveće vrijednosti K_I su oko sredine ploče više prema onoj strani ploče gdje je do sad bilo negativno savojno naprezanje. Kosom frontom se nastojalo približiti realnijem obliku fronte pukotine, gdje je postignuto da vrijednosti K_I na vanjskim površinama ploče poprimaju približno iste vrijednosti.

Izračunate vrijednosti faktora intenzivnosti naprezanja K_I za 3-D model uspoređene su s onima utvrđenim za 2-D model. Utvrđeni životni vijek orebrenog panela koji daje 3-D model je sličan onome utvrđenom koristeći 2-D model s elementima ljuske (engl. *shell*). Modeli koji uzimaju u obzir savijanje daju nešto kraći životni vijek od onog utvrđenom u eksperimentu dok modeli koji uzimaju u obzir samo membranska naprezanja daju duži životni vijek.

Kao nastavak ovog rada moguće je modelirati zakrivljenu, eliptičnu frontu pukotine na orebrenom panelu i utvrditi vrijednosti faktora intenzivnosti naprezanja duž te fronte. Životni vijek orebrenog panela sa zakrivljenom frontom onda bi se možda još više približio eksperimentalnim vrijednostima.

6 LITERATURA

- [1] Eastin, R.G., *'WFD' – what is it and what's LOV' got to do with it?*, First International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures, TU Delft, The Netherlands, 2007:1.
- [2] Schijve, J., *Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but tolerated?*, First International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures, TU Delft, The Netherlands, 2007:3-6,23,28.
- [3] Zehnder, A.T., *Lecture Notes on Fracture Mechanics*, Cornell University, Ithaca, NY, 2008:2.
- [4] Wanhil, R.J.H., *Milestone Case Histories in Aircraft Structural Integrity*, National Aerospace Laboratory NLR, S.I.B.3, NLR-TP-2002-521.
- [5] Atkinson, R.J., Winkworth, W.J., Norris, G.M., *Behaviour of Skin Fatigue Cracks at the Corners of Windows in a Comet I Fuselage*, Ministry of Aviation, London, 1962:1-38.
- [6] *Aloha Airlines Flight 243*, National Transportation Safety Board Aircraft Accident Report, NTSB AAR-89/03, 1989.
- [7] Kobayashi, H. *On the Examination Report of the Crashed Japan Airlines Boeing 747 Plane; Failure Analysis of the Rear Pressure Bulkhead*, J. Japan Soc. Safety Eng., 1987;26:363-372.
- [8] Fawaz, S.A., *Application of the virtual crack closure technique to calculate stress intensity factors for through cracks with an elliptical crack front*, Engineering Fracture Mechanics, 1998;59:327-342.
- [9] Fawaz, S.A., *Stress intensity factors for part-elliptical through cracks*, Engineering Fracture Mechanics, 1999;63:209-226.
- [10] Fawaz, S.A., Rijck, J.J.M., *Thin-sheet, combined tension and bending specimen*, Experimental Mechanics, 1999;39:171-176.
- [11] Lanciotti, A., Polese, C., *Fatigue crack propagation of through cracks in thin sheets under combined traction and bending stresses*, Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2003;26:421-428.
- [12] Phillips, E.P., *An experimental study of fatigue crack growth in aluminium sheet subjected to combined bending and membrane stresses*, Nasa Technical Memorandum 4784, 1997.

- [13] Swift, T., *Important Considerations in Commercial Aircraft Damage Tolerance*, International Journal of Vehicle Design, 1986;7:264-287.
- [14] Swift, T., *Development of the Fail-Safe Design Features of the DC-10*, ASTM Special Technical Publication, 1971;486:164-214.
- [15] Zhang, X., Li, Y., *Damage Tolerance and Fail Safety of Welded Aircraft Wing Panels*, AIAA Journal, 2005;43:1613-1623.
- [16] Swanson Analysis System, Inc., *Ansys – User's Manual*, Revision 11.0, 2008.
- [17] Leblanc, F., *Contribution to a methodology for the analysis of fracture phenomena in encapsulated components*, University of Valenciennes, France, 2004:12-15.
- [18] Broek, D., *Elementary engineering fracture mechanics, 3rd printing*, Martinus Nijhoff Publishers; Hague, The Netherlands, 1984.
- [19] Paris, P.C., Sih, G.C., *Stress Analysis of Cracks, Fracture Toughness and Testing and its Applications*, American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1965;381:30-83.
- [20] Henshell, R.D., Shaw, K.G., *Crack tip finite elements are unnecessary*, International Journal of Numerical Methods in Engineering, 1975;9:495-507.
- [21] Barsoum, R.S., *On the use of isoparametric finite elements in linear fracture mechanics*, International Journal of Numerical Methods in Engineering, 1976;10:25-37.
- [22] Mallory, J., *Fatigue Crack Growth in 2324 Aluminium Alloy*, Western Michigan University, Journal of Young Investigators, 2008;19.
- [23] Broek, D., *The practical use of fracture mechanics*, Kluwer Academic Publishers; Dordrecht, The Netherlands, 1989.
- [24] Sumi, Y., Božić, Ž., Iyama, H., Kawamura, Y., *Multiple Fatigue Cracks Propagating in a Stiffened Panel*, Journal of The Society of Naval Architects of Japan, 1996;179.
- [25] Božičević, D., *Diplomski rad*, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje; Zagreb, 2008.
- [26] Zhixue, W., *On the through-thickness crack with a curve front in center-cracked tension specimens*, Engineering Fracture Mechanics, 2006;73:2600-2613.
- [27] Kwon, S.W., Sun, C.T., *Characteristics of three-dimensional stress fields in plates with a through-the-thickness crack*, International Journal of Fracture, 2000;104:291-315.

- [28] Agrawal, A.K., Kishore, N.N., *A study of free surface effects on through cracks using BEM*, Engineering Fracture Mechanics, 2001;68:1297-1316.
- [29] Fadljević, M. *Utjecaj debljine ploče na vrijednosti faktora intenzivnosti naprezanja duž 3-D ravne fronte pukotine*. Rad prijavljen za rektorovu nagradu Sveučilišta u Zagrebu, ak. god. 2008./2009., Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2009.
- [30] Liu, Y., Mahadevan, S., *Threshold stress intensity factor and crack growth rate prediction under mixed-mode loading*, Engineering Fracture Mechanics, 2007;74:338.