

**УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ
МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ**

Ивана В. Васовић

**УТИЦАЈ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА
НА ПРЕОСТАЛИ ВЕК
СТРУКТУРАЛНИХ ЕЛЕМЕНАТА
ВАЗДУХОПЛОВА**

Докторска дисертација

Београд, 2015.

**UNIVERSITY OF BELGRADE
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING**

Ивана В. Васовић

**THE EFFECTS OF INITIAL DAMAGES TO
RESIDUAL LIFE OF AIRCRAFT
STRUCTURAL ELEMENTS**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2015.

**ПОДАЦИ О МЕНТОРУ И ЧЛАНОВИМА КОМИСИЈЕ ЗА ПРЕГЛЕД И
ОДБРАНУ:**

Ментор: **Редовни професор др Слободан Ступар**
Универзитет у Београду, Машински факултет

Чланови Комисије: **Доцент др Александар Симоновић**
Универзитет у Београду, Машински факултет

Проф. др Мирко Динуловић,
Универзитет у Београду, Машински факултет

Доц. др Александар Грбовић,
Универзитет у Београду, Машински факултет

Проф. др Слободан Гвозденовић,
Универзитет у Београду, Саобраћајни факултет,

Датум одбране: _____ 2015.

Овај докторат посвећујем својој породици, оцу Војимиру који ми је давао снаге и воље да истрајем у свом циљу и највише од свих се радовао сваком мом успеху и када је све било при крају он то није дочекао. Такође, свој рад посвећујем мајци Љиљани и сестри Јелени које су ме бодриле све ове године и нису дале да поклекнем и одустанем у мојим најтежим данима.

Предговор

Овај рад је настао после вишегодишњег истраживања на Машинском факултету универзитета у Београду, Институту ГОША у Београду и Војнотехничком институту у Жаркову.

Хтела бих да се захвалим свима који су помогли у изради ове дисертације и без чије искрене помоћи не би могла бити завршена. Прво, хтела бих да се захвалим проф. др Слободану Ступару и члановима лабораторије за експерименталну чврстоћу у ВТИ који су успели да ме уведу у ову област истраживања и пруже могућност за моја даља усавршавања. Такође желим да се захвалим на подршци и сарадњи члану комисије доц. др Александру Симоновићу на подршци током израде рада. Посебну захвалност дугујем др Стевану Максимовићу, научном саветнику који ме је увео у област анализе чврстоће структуре ваздухоплова са аспекта замора и механике лома и без кога све ово не би имало ове размере и овакву форму. Дугујем му велику захвалност за несебично залагање и допринос овом раду и не могу а да не поменем да је таквог човека и сарадника права част имати уз себе и да су срећни људи који су имали ту част.

Београд, _____. 2015.

Ивана В. Васовић

САДРЖАЈ

1. УВОДНА РАЗМАТРАЊА	1
1.1 Увод	1
1.2 Предмет и циљ истраживања	5
2. ПРЕГЛЕД КОРИШЋЕНЕ ЛИТЕРАТУРЕ	11
2.1 Основе анализе чврстоће структуре ваздохлопа са аспекта допустивих оштећења	11
2.2 Моделирање парметара механике лома структуралних елемената	11
2.3 Нумеричко моделовање преосталог века и софтвер код структуралних елемената ваздохлопа	12
2.4 Експериментално одређивање нискоцикличних заморних карактеристика материјала	12
2.5 Испитивања на замор структуралних елемената са иницијалним оштећењима	13
2.6 Прорачунске методе и софтвер за анализе ширења прскотине и процене преосталог века	13
ПРИНЦИПИ ПРОЈЕКТОВАЊА ЕЛЕМЕНАТА	
3. ВАЗДУХОПЛОВНИХ КОНСТРУКЦИЈА СА АСПЕКТА ДОПУСТИВИ ОШТЕЋЕЊА	14
3.1 Дефинисање облика и величине допустивих оштећења у оплати крила	17
3.2 Резервни фактори чврстоће са аспекта механике лома	18
3.3 Основе механике лома	20
3.4 Веза између концентрације напона и фактора интензитета напона	27
3.5 Утицај пластификације око врха прскотине на линеарну еластичну механику лома	30
МЕТОДЕ ПРОЦЕНЕ ПРЕОСТАЛОГ ВЕКА ЕЛЕМЕНАТА	
4. КОНСТРУКЦИЈА У ПРИСУСТВУ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА	34
4.1 Закони ширења прскотине при цикличним оптерећењима константне амплитуде	34
4.2 Процена века структуралних елемената при степенастом спектру оптерећења	41
4.3 Нумерички примери процене преосталог века	46
ФОРМУЛАЦИЈА ПАРАМЕТАРА МЕХАНИКЕ ЛОМА КОД	
5. ПОВРШИНСКЕ ПРСКОТИНЕ И ПРОЦЕНЕ ПРЕОСТАЛОГ ВЕКА	53
5.1 Аналитички облик Фактора интензитета напона за површинску прскотину	54

5.2	Анализа ширења прскотине-Процена преосталог века	55
5.3	Нумерички примери	58
5.4	Успостављање нових израза за факторе интензитета напона користећи МКЕ	69
6.	ПРОЦЕНА ВЕКА ЕЛЕМЕНАТА КОНСТРУКЦИЈА СА ИНИЦИЈАЛНИМ ОШТЕЋЕЊИМА КОРИСТЕЊИ МЕТОД ГУСТИНЕ ЕНЕРГИЈЕ ДЕФОРМАЦИЈЕ	73
6.1	Формулисање модела за прорачун века елемената структуре у присуству иницијалних оштећења у виду прскотине	74
6.2	Дефинисање релације за енергију густине деформације	77
6.3	Нумерички примери	82
6.4	Закључак по питању ГЕД приступа	85
7.	ЕКСПЕРИМЕНТАЛНО ОДРЕЂИВАЊЕ МАЛОЦИКЛУСНИХ ЗАМОРНИХ КАРАКТЕРИСТИКА МАТЕРИЈАЛА Ћ 4732	86
7.1	Поступак испитивања на замор	86
7.2	Закључак	94
8.	ИСПИТИВАЊЕ НА ЗАМОР СТРУКТУРАЛНОГ ЕЛЕМЕНТА СА ИНИЦИЈАЛНИМ ОШТЕЋЕЊЕМ У ВИДУ ПРСКОТИНЕ И НУМЕРИЧКА СИМУЛАЦИЈА ШИРЕЊА ПРСКОТИНЕ	95
8.1	Испитивање на замор	95
8.2	Нумеричка анализа ширења прскотине	98
8.3	Поређење нумеричких и експерименталних резултата	100
9.	ЗАКЉУЧАК	102
9.1	Резултати истраживања	102
9.2	Допринос научној мисли и инжењерској пракси	104
9.3	Препоруке за будући рад	107
10.	ЛИТЕРАТУРА	108
	ПРИЛОЗИ	113
11.	БИОГРАФИЈА	120

Утицај иницијалних оштећења на преостали век структуралних елемената ваздухоплова

РЕЗИМЕ

Предмет докторске дисертације је проучавање и успостављање целовитих прорачунских процедура за процену преосталог века структуралних елемената авионских конструкција изложених цикличним оптерећењима константне амплитуде и степенастим спектром оптерећења. Примарна пажња у раду је усмерена на успостављању прорачунских процедура за анализе чврстоће елемената структуре ваздухоплова са „аспекта допустивих оштећења“. Данас су замор и анализа чврстоће са аспекта допустивих оштећења постали незаобилазни у процесу пројектовања структуре ваздухоплова јер су узроци ломов последица различитих облика оштећења. Нека од овог типа оштећења су довела и до губитака ваздухоплова. Пројектовање са аспекта допустивих оштећења је уствари „оспособљавање“ структуре ваздухоплова да одређени временски период спречи лом елемената структуре ваздухоплова у којима се јавило иницијално оштећење током експлоатације а чији би ломови могли понекад довести и до губитка летелице. Два главна приступа пројектовања су позната под називима „fail-safe“ и „safe-life“. Овај последњи „safe-life“ приступ, у коме се користи линеарна еластична маханика лома (ЛЕМЛ), је коришћен за предвиђање стабилности прскотине, ширење прскотине и према томе да послужи за предвиђање минималног времена између два прегледа структуре ваздухоплова како би се избегло да евентуална прскотина не достигне своју критичну вредност. Последњи концепт назван је допустива оштећења чија је улога да предвиди утицаје прскотина у структури. У овом истраживању приказане су типичне процедуре за анализе . Приказани су детаљи везано за типове оштећења, моделирање различитих типова оштећења, процена њиховог века користећи анализе замора као и анализе ширења прскотине на бази ЛЕМЛ. Пажња у овом раду је примарно усмерена на развој прорачунских процедура и софтвера за анализе чврстоће елемената структуре ваздухоплова са аспекта замора и механике лома.

Прорачунски приступ је заснован на комбинованом коришћењу сингуларних коначних елемената за одређивање фактора интензитета напона у спрези са коресподентним законима ширења прскотине који укључује утицај спектра оптерећења на број циклуса или блокова до лома. Процедура је примењена на структуралне елементе ваздухоплова. У овом истраживању коришћен је Метод Густине Енергије Деформације (ГЕД) у подручју укупног заморног века структуралних елемената ваздухоплова под дејством спектра оптерећења до појаве иницијалне прскотине и анализа ширења прскотине. ГЕД метод је заснован на коришћењу малоциклусних заморних карактеристика (МЗК) како до појаве тако и за анализу ширења прскотине. За одређивање аналитичких израза за факторе интензитета напона (ФИН), који су неопходни за анализу ширења прскотине и за процену преосталог века, коришћени су специјални сингуларни коначни елементи. Анализа ширења прскотина базирана је на конвенционалним законима ширења прскотине попут Париса, Формана и других с једне и ГЕД приступа с друге стране. Да би се илустровале погодне прорачунске процедуре за процене преосталог заморног века укључени су и одговарајући нумерички примери. Прорачунски резултати су упоређени са расположивим и сопственим експерименталним резултатима.

Кључне речи: Замор, допустива оштећења, ширење прскотине, фактори интензитета напона, густина енергије деформација, процена преосталог века

Научна област: Машинство

Ужа научна област: Ваздухопловство

UDK 629.7.023:620.19(043.3)

629.7.023:539.3/.4(043.3)

The effect of initial damage to residual life of aircraft structural elements

ABSTRACT

The subject of doctoral dissertation is research into domain residual fatigue life estimations of damaged aircraft structural components under cyclic loads of constant amplitude and load spectrum. The primary attention in this study is focused to developing efficient computation procedures of aircraft structural components for design with respects to “damage tolerance approach”.

In today’s structural design, fatigue and damage tolerance analysis have become most important and challenging task for the designers because of failure of structure due to different type of damages. Some of these damages have caused a loss of entire structure i.e. Whole Aircraft Itself.

Damage tolerance is ability it resists fracture from the preexistent cracks for a given period of time and is an essential attribute of components whose failure could result in catastrophic loss of life or property.

Two major approaches were developed in the past, namely, the safe-life and the fail-safe design concepts. The safe-life approach correlating the time to failure of the specimen with the applied loads characteristics to predict the time to failure of real components using Minor’s rule approach. The other is fail-safe concept, in which linear elastic fracture mechanics approach (LEFM) are used to predict the crack stability, crack growth and hence the minimal time between the two inspections to avoid a crack reaching critical size. The later concept called the damage tolerance, whose function is to asses the effect of cracks in the structure. The analysis of damage tolerance behavior plays an important role in the structural integrity program. In this investigation are shown the typical procedure for damage tolerance analysis of aircraft structural components. This work presents details of, types of damages, modeling different type of damages, estimation of their life using fatigue analysis and crack growth analysis using LEFM approach.

Attention in this work is focused on developing computation procedures and software of aircraft structural components with respect fatigue and fracture mechanics. Computation method is based on combining singular finite elements to determine stress intensity factors for cracked structural components with corresponding crack growth laws that include effect of load spectra on number of cycles or blocks up to failure. Procedure is applied to aircraft structural components. In this investigation Strain Energy Density (SED) method is used in domain total fatigue life of structural components under general load spectrum up to crack initiation and crack growth. The SED method is based on using low cycle fatigue (LCF) properties for crack initiation and crack growth analyses. To determine analytic expressions for stress intensity factors (SIF), that are necessary in crack growth analysis for residual life estimation, singular finite elements are used. Crack growth analysis of cracked structural elements is based on conventional Forman's law and Strain Energy Density (SED) concepts. To demonstrate efficient computation procedure in fatigue life estimation here numerical examples are included. Computation results are compared with correspond experiments

Key words: Fatigue, Damage tolerance approach, crack growth, stress intensity factors, Strain Energy Density, residual fatigue life estimation

Scientific discipline: Mechanical engineering

Scientific subdiscipline: Aircraft Engineering

UDC 629.7.023:620.19(043.3)

629.7.023:539.3/.4(043.3)

УПОТРЕБЉЕНЕ ОЗНАКЕ

K_I, K_{II}, K_{III}	Фактори интензитета напона (FIN)
a	дужина прскотине
N	број циклуса
G	модул смицања
ν	Поасонов број
a_{ef}	ефективна дужина прскотине
r_p	полупречник који дефинише зону пластификације
K_{ef}	ефективни фактор интензитета напона
Y	корективна функција код ФИН
$\sigma_{ур}$	напон на граници течења
C, n	Парисове константе
K_{IC}	Ломна жилавост материјала
R	Коефицијент асиметрије цикличног оптерећења
F	Сила
σ	Нормални напон
τ	Тангенцијални напон
n_k	број циклуса за к-ти ниво оптерећења у оквиру степенастог спектра
N_k	Укупан број циклуса
S_{kmsx}, S_{kmin}	Максимална и минимална вредност силе у оквиру к-тог нивоа оптерећења у спектру
$\Delta\sigma$	Распон напона
$\Delta\epsilon$	Распон деформација
$\Delta\epsilon_e$	Распон еластичне деформације

$\Delta \epsilon_p$	Распон пластичне деформације
$\Delta \sigma / 2$	Амплитуда напона
$\Delta \epsilon / 2$	Амплитуда деформације
$\Delta \epsilon_e / 2$	Амплитуда еластичне деформације
$\Delta \epsilon_p / 2$	Амплитуда пластичне деформације
K_t	теоријски фактор концентрације напона
E	Модул еластичности
n'	Експонент цикличног деформационог ојачавања
K'	Коефицијент цикличне чврстоће
σ'_f	Коефицијент заморне чврстоће
b	Експонент заморне чврстоће
ϵ'_f	Коефицијент заморне дуктилности
c	Експонент заморне дуктилности
σ_m	Средњи напон
T	Период
R_m	Затезна чврстоћа
σ_n	Номинални напон
K_t	Теоријски фактор концентрације напона
K	фактор интензитета напона
a	дужина прскотине
q	Фактор осетљивости материјала на концентрацију напона
K_e	Еквивалентни фактор концентрације напона
u, v, w	Померања у правцу x , y и z осе 3D координатног система
MCZ	Малоциклусни замор
MKE	Метод коначних елемената

GED	Густина енергије деформације
ЛЕМЛ	Линеарна еластична механика лома

1. УВОДНА РАЗМАТРАЊА

1.1 Увод

При пројектовању елемената конструкција ваздухоплова који су изложени динамичким оптерећењима један од примарних циљева је обезбеђење захтеваног века структуре за унапред дефинисане спектре оптерећења. За ту сврху, поред обезбеђења статичке чврстоће, потребно је извршити анализу понашања структуралних елемената под дејством динамичких оптерећења што у основи подразумева процену века елемената структуре. Уобичајено је да се укупни век елемената конструкције односно комплетне структуре, под дејством општег спектра оптерећења, дели на два дела. Први се односи на процену века елемента конструкције до појаве иницијалног оштећења и други од појаве оштећења до коначног лома. Уствари овај други део процене века базира на анализи ширења прскотине. У складу са овим поделама развијене су и методе прорачуна века до појаве иницијалног оштећења (прскотине) и друге које се баве проценом века структуралних елемената са иницијалним оштећењима [1-3]. Овај други део се уједно бави анализом преостале чврстоће и у основи се бави анализом ширења прскотине. Управо предмет овог истраживања је примарно усмерен на прорачунску процену века структуралних елемената са иницијалним оштећењима под дејством динамичких (цикличних) оптерећења. Нумеричке симулације понашања структуралних елемената са иницијалним оштећењима, при променљивим (цикличним) оптерећењима, значајно су унапређене током последње три до четири декаде, што се доводи у везу са интензивним развојем авионске индустрије и захтевима за обезбеђење њихове високе поузданости⁴.

Важно је истаћи да се данас код авионских структура а посебно код цивилних летелица као пројектни захтев поставља да структура издржи захтевани век у присуству иницијалног унапред дефинисаног оштећења. За такве структуре се каже да су пројектоване са аспекта допустивих оштећења односно “fail safe” структуре. Овај захтев унапред претпоставља да у критичним позицијама структуре постоје иницијална оштећења. Ту се у основи не улази у природу и

феноменологију настанка оштећења већ се само претпоставља да у критичним позицијама већ постоје инцијална оштећења одређених димензија и облика. Када се ради о летелицама, критична места су разни дисконтинуитети или прецизније то су редовно места извора концентрације напона. У ту групу спадају различити механички спојеви, посебно виталне везе крило-труп као и низ других типова спојева и различитих типова отвора. Посебна пажња поклања се оним структуралним спојевима који су статички одређени системи, а чији би отказ довео до катастрофалног лома односно губитка летелице. Да би се спречили ломови овог типа у критичним позицијама се претпостављају иницијалне прскотине и истражује се њихово понашање за дефинисане спектре оптерећења. Димензионисање структуралних елемената са унапред дефинисаним иницијалним прскотинама на потенцијално критичним местима у структури познат је као концепт пројектовања са аспекта допустивих оштећења [5-7] (Damage Tolerance Approach).

Анализа понашања структуралних елемената са оштећењем, под дејством цикличних оптерећења, може се извести експерименталним путем и нумеричким симулацијама. Један приступ не искључује други. Напротив, нумеричке симулације понашања структуралних елемената са оштећењем треба да открију критична места у структури са једне и редукују веома скупа експериментална испитивања, са друге стране. Једна од примарних улога нумеричких симулација јесте и да пре коначне експерименталне верификације виталних веза на авиону допринесе њиховом геометријском обликовању и конципирању у фази пројектовања, тако да исте буду мање осетљиве на циклична оптерећења. У ранијем периоду одређивање критичних позиција у сложеној авионској структури био је посебно компликован проблем. Тада није постојао прорачунски апарат за откривање свих неопходних критичних зона при општем спектру оптерећења већ су за ту сврху била неопходна обимна експериментална истраживања. Развој нумеричких метода, као што је данас метод коначних елемената [8-10] (МКЕ), омогућава прецизно одређивање критичних зона у ма колико сложеној структури. Одређивање критичних позиција у структури, на данашњем нивоу развоја нумеричких метода из домена линеарне и нелинеарне анализе попут МКЕ, омогућује њихово прецизно лоцирање. У тако лоцираним критичним позицијама

у структури неопходно је претпоставити иницијална оштећења и при цикличним оптерећењима потребно је проценити брзину ширења (раста) ових оштећења. Анализа ширења оштећења у структури дефинише у суштини сам век структуре изражен преко броја циклуса при коме долази до рапидног повећања величине оштећења. Свакако, за анализу ширења оштећења користе се различите теорије и закони ширења [11-14]. У оквиру појединих закона ширења оштећења битно је прецизно одређивање појединих параметара механике лома попут фактора интензитета напона (ФИН). За одређивање ових параметара користе се како аналитичке тако и нумеричке методе, углавном на бази МКЕ. Добро је познато да је МКЕ најтачнији метод за одређивање ФИН. Ту се првенствено мисли на примену специјалних сингуларних коначних елемената [15-17] за моделирање сингуларних напрезања какви се јављају у врху прскотине. Међутим МКЕ и ако данас важи као најтачнији метод за одређивање ФИН, сама његова примена у анализи ширења оштећења је веома сложена јер је, за сваки инкремент ширења оштећења, потребно вршити реформулације мреже коначних елемената. И поред значајног прогреса, у овом подручју током последњих година, не може се рећи да је данас степен развоја софтвера који се односи на графичку реформулацију мрежа коначних елемената задовољавајући. Да би се обезбедио ефикасан алгоритам за анализу ширења оштећења, у раду се предлаже аналитичко одређивање ФИН у спрези са различитим законима ширења оштећења у структури а МКЕ за верификацију аналитичких израза који се користе у поменутих законима ширења оштећења. То уједно подразумева укључивање већег броја карактеристичних структуралних елемената са типичним облицима оштећења за које треба успоставити поуздане изразе за ФИН.

У складу са наменом авионских конструкција сама структура је током експлоатације значајан део свога века употребе под дејством динамичких оптерећења или једноставно под дејством спектра оптерећења. Уопште, за конструкције изложене цикличним оптерећењима, било да се ради о “благим” или “оштрим” спектрима оптерећења [15], потребно је извршити процену захтеваног века.

Као што је напред поменуто, укупан век неке конструкције или пак неког структуралног елемента изложеног цикличним оптерећењима може се у основи

поделити у две фазе. Прва фаза предвиђа време до појаве иницијалног оштећења [16, 17] у елементу изложеном цикличним оптерећењима а друга фаза предвиђа процену преосталог века елемента односно процену века у присуству оштећења. Код многих конструкција а посебно оних које су изложене оштрим спектрима оптерећења, попут ваздухопловних конструкција као и низа других, примарна пажња усмерена је на процену века структуре у присуству иницијалних оштећења. Ова оштећења се у критичним позицијама симулирају у виду иницијалних прскотина чије се даље понашање, односно ширење, прорачунава (процењује) за дати спектар оптерећења. *Управо предмет овог рада је примарно усмерен на успостављање прорачунске процене века структуралних елемената у присуству допустивих оштећења. При овоме треба истаћи да утицај "никова" на успорење или убрзање ширења прскотине није предмет овог рада.*

При процени века структуралних елемената у присуству оштећења битни су како облици спектра оптерећења тако и динамичке карактеристике материјала од којих зависи и брзина ширења оштећења. Када је у питању карактер цикличних оптерећења у раду је разматрана процена века како за оптерећења са константном амплитудом тако и са спектром оптерећења.

За разлику од процене века до појаве иницијалног оштећења код структуралних елемената, у анализи ширења прскотине, односно за процену преосталог века, потребно је претпоставити позицију и вредност иницијалног оштећења. Исту треба поставити у зонама конструкције где се због различитих геометријских дисконтинуитета јављају високе концентрације напона. Ове зоне су по правилу тамо где се јављају структурални дисконтинуитети типа кружних или других облика отвора или зареза. Поред ових зона, претпостављају се иницијална оштећења и на другим деловима конструкција где се очекује да се могу јавити оштећења због услова експлоатације. У практичном пројектовању, зависно од намене конструкције, дефинишу се величине иницијалних оштећења у складу са препорукама и за исте се врши процена века односно броја циклуса до појаве ефективног лома. У свим овим анализама битан аспект је и прецизно одређивање радних напонских стања при статичким оптерећењима. За ту сврху се користе аналитичке и нумеричке методе. Ове последње су углавном базиране на дискретизацији континуума попут методе коначних елемената (МКЕ).

Аналитичке методе имају ограничену примену у овом домену и могу се успешно користити код једноставних геометријских облика, граничних услова и оптерећења. МКЕ има посебну улогу у одређивању критичних позиција у структури, јер тачност срачунавања радних напона не зависи од сложености претходно поменутих параметара.

Очигледно је да механичка оштећења, која се не могу избећи у већини инжењерских материјала, изазивају прерасподелу напона који морају бити срачунати већ за предвиђање оптерећења при лому. Класична теорија механике лома даје одговоре на нека од питања постављена овде, док су прецизније анализе могуће тек са укључивањем постепеног смањења чврстоће материјала у присуству грешака у производњи и структури материјала.

1.2 Предмет и циљ истраживања

Примарни предмет овог рада је нумеричко моделовање иницијалних оштећења у структуралним елементима и сама процена преосталог века структуралних елемената на бази анализа ширења прскотина у елементима авионских структура од изотропних материјала под дејством цикличних оптерећења. Из тог разлога ће се посматрати понашање структуралних елемената у присуству допустивих оштећења. Пажња ће бити усмерена на процену века структуралних елемената код елемената конструкција ваздухоплова. У анализу су укључени и различити геометријски дисконтинуитети какви се јављају у оплатама крила авиона. Ту се првенствено мисли на понашање отвора са допустивим оштећењима у пољима оплата авиона као и структурални елементи типа плоче/љуске са површинским обликом прскотина. Као редовна појава проблема ширења оштећења су и допустива оштећења у самим пољима оплата крила авиона.

Све горе поменуте анализе захтевају одређивање неопходних параметара механике лома за структуре у присуству оштећења а које су оптерећене цикличним оптерећењима. Примењена оптерећења су како са константним тако и са променљивим нивоима амплитуда. Односно, може се рећи да су спектри

оптерећења који се разматрају у овом раду степенастог облика, при чему сваки степен (ниво) у оквиру датог спектра може да има произвољан ниво средњег и амплитудног оптерећења. Утицај промене нивоа напона у оквиру самог спектра оптерећења ће бити обухваћен укључивањем ефеката пластификације око врха оштећења. Пластификација око врха оштећења доводи до успоравања ширења исте, па ће ови ефекти бити укључени код појединих проблема. Овде ће се истраживати и утицај средњих напона на брзину раста оштећења. Извршиће се анализа са више различитих закона раста оштећења, при чему ће се извршити избор најпогоднијег закона у складу са врстом оптерећења. За анализу ширења оштећења/прскотина најбитнији параметри су фактори интензитета напона (ФИН). Због тога ће примарна пажња бити усмерена ка аналитичком одређивању тих фактора. Тачност аналитичког поступка одређивања параметара механике лома ће бити потврђена кроз поређење са резултатима методе коначних елемената (МКЕ), као и са расположивим експерименталним резултатима. У циљу верификација нумеричких метода у домену симулација ширења оштећења спроведена су и одређена експериментална испитивања.

Истраживања у овом раду примарно су усмерена на процену века структуралних елемената са аспекта допустивих оштећења где се у различитим законима (моделима) ширења оштећења/прскотина, са и без укључивања ефеката пластификације, користе изрази за факторе интензитета напона у аналитичком облику. Нумеричке методе попут МКЕ коришћене су само за верификацију аналитичких израза за поједине параметре механике лома, или за успостављање израза у аналитичком облику за факторе интензитета напона. Рад се састоји од седам поглавља.

У *Поглављу 1* дат је кратак осврт на проблеме анализе чврстоће структура под дејством цикличних оптерећења. Указано је на два основна домена процене века и то; (I) до појаве иницијалног оштећења и (II) у присуству иницијалног оштећења. Овај последњи је уједно и предмет овог рада.

У *поглављу 2* дат је приказ коришћене литературе, са кратким освртом на актуелна истраживања у последњим годинама из ове области. У овом поглављу набројани су најзначајнији закључци и препоруке изведене по питању процене

века структуралних елемената ваздухоплова са већ постојећим иницијалним оштећењем и за ширење прскотине. Кроз коришћењу литературу у поглављу 2 истакнута је важност нумеричких и експерименталних метода у погледу анализе чврстоће са аспекта чврстоће на замор. Такође су приказане савремене прорачунске методе које се користе за процену века елемената конструкција до појаве иницијалних оштећења под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и спектра оптерећења. Дат је и преглед прорачунских модела најчешће коришћених за процене века елемената конструкција са иницијалним оштећењима, анализиране су њихове могућности, предности и ограничења као и упоређења са расположивим експерименталним резултатима.

У поглављу 3 дати су основни принципи и критеријуми пројектовања (прорачуна чврстоће) структура ваздухоплова користећи методе: “safe life“, “fail safe“ као и “damage tolerance“ методе. Овде су укључене одређене норме и препоруке, за дефинисање величина и облика иницијалних оштећења у критичним позицијама структуралних елемената код авионских конструкција када се ради о структурама са допустивим оштећењима (“damage tolerance“ тип структуре). Дефинисани су “статички“ и “динамички“ резервни фактори чврстоће структуре са аспекта допустивих оштећења. Овде су дефинисани аналитички изрази за напонско стање око врха прскотине изражених преко фактора интензитета напона (ФИН). Приказане су зависности напонског стања померања у зависности фактора интензитета напона. Доведен је у везу ФИН са фактором концентрације напона (ФКН), K_t као његовој граничној вредности. Због систематичности дефинисана је и величина зоне пластификације око врха оштећења.

Поглавље 4 разматра конвенционалне методе процене преосталог века елемената конструкција применљиве на елементе конструкција ваздухоплова. Под конвенционалним законима ширења прскотине се овде дефинишу различити закони ширења прскотине који користе експериментално одређене динамичке карактеристике материјала који се користе у законима ширења прскотине попут закона (Париса, Формана, Валкера,...). Конвенционални закони ширења прскотине, односно за процене века користе изразе за ФИН у спрези са динамичким карактеристикама понашања материјала. Суштински сви

конвенционални закони ширења прскотине, односно процена преосталог века, базира на коришћењу динамичких карактеристика материјала који се морају експериментално одредити. То са своје стране подразумева да се за процену века до појаве иницијалних оштећења користе малоциклусне заморне карактеристике материјала а за процену преосталог века динамичке карактеристике материјала.

Овде су укључени различити закони ширења прскотина за циклична оптерећења константне амплитуде, као и при спектру оптерећења. Значајан део конструкција у експлоатацији је изложен променљивим нивоима оптерећења. Код неких конструкција, попут авионских, ова промена оптерећења је веома честа, те се сматра да су исте изложене општем спектру оптерећења. Међутим, постоји значајан удео конструкција или, једноставније, структуралних елемената чија се промена амплитуда оптерећења не јавља тако често, већ су исти изложени једном нивоу оптерећења са константном амплитудом цикличног оптерећења, па потом другим нивоом цикличног оптерећења и тако редом.

Оваква оптерећења спадају у спектар оптерећења са константним амплитудама цикличних оптерећења на појединим нивоима. Међутим, чак и код “благих” спектра оптерећења, односно при преласку са једног на други ниво оптерећења уочене су појаве пластификације око врха прскотине, а самим тим и до појаве успорења ширења прскотине. Вредно је поменути да су најкритичнији елементи са аспекта појаве лома структуре крила доминантно оптерећене на истезање. То се пре свега односи на доњаку оплате крила са свим њеним геометријским дисконтинуитетима. Да би се обухватили утицаји промене нивоа оптерећења у спектру на успорење ширења прскотине укључени су одговарајући нумерички модели за укључивање ових ефеката. Ови ефекти се односе на промене нивоа оптерећења у оквиру спектра, док утицај појединачних “пикова” није анализиран.

У поглављу 5 приказан је аналитички метод одређивања фактора интензитета напона (ФИН) код структуралних елемената типа плоче/љуске са иницијалном површинском прскотином. Аналитички одређени ФИН код структуралних елемената типа плоче/љуске са површинском прскотином су упоређени са резултатима користећи Метод Коначних Елемената (МКЕ). За одређивање ФИН на бази МКЕ коришћен је софтверски пакет МСЦ/НАСТРАН. Сингуларни

коначни елементи су такође коришћени за успостављање аналитичких израза за ФИН какви су неопходни за анализу ширења прскотине.

Поглавље 6 презентује Метод Густине Енергије Деформације (ГЕД) за анализу ширења прскотине и саму процену преосталог века елемената конструкције. Суштина методе ГЕД је та што се за анализу ширења прскотине, односно за процену преосталог века, користе малоциклусне заморне карактеристике материја управо исте оне карактеристике које се користе и за процену века до појаве иницијалних оштећења.

У *поглављу 7* су приказани комплетни експериментални резултати одређивања малоциклусних заморних карактеристика материјала. Експериментално су одређене малоциклусне заморне карактеристике материјала за челик $\check{C}4732$. Ове експериментално одређене малоциклусне заморне карактеристике су у раду коришћене у анализи ширења прскотине односно за процену преосталог века.

Испитивање на замор структуралног елемента типа плпче/љуске са централним кружним отвором и једном иницијалном прскотином у зони концентрације напона, дат је у *Поглављу 8*. Разматрани структурални елемент је израђен од материјала $\check{C}4732$. Испитивања су вршена на сервохидрауличном систему МТС са цикличним оптерећењима константне амплитуде. Анализа ширења прскотине је вршена коришћењем мерних фолија. Комплетан циклус регистрације ширења прскотине под дејством цикличног оптерећења, исказан преко зависности $a-N$ (зависност дужине прскотине, a , од броја циклуса N) је праћен преко посебног уређаја FRACTOMAT.

У *Поглављу 9* дати су нумерички примери и поређења са експерименталним резултатима који илуструју поступке и процедуре изложене у раду који се односе на процене века структурних елемената и конструкција у присуству иницијалних оштећења. У овим нумеричким анализама укључени су и практични примери оплата са допустивим оштећењима, као и проблеми отвора са допустивим оштећењима у пољу оплата, односно у зонама закованих спојева. ФИН за ове специфичне случајеве прскотина у оплатама одређивани су применом аналитичких метода и МКЕ и за исте су вршена поређења. За ове и сличне проблеме који су карактеристични за оплату крила вршена је и процена века на

бази анализе ширења прскотине. Нумеричке симулације ширења прскотина у пољу оплата вршене су за циклична оптерећења константне амплитуде и за спектре оптерећења.

Посебна пажња у раду била је усмерена на нумеричку анализу и симулацију понашања структуралних елемена у присуству иницијалних оштећења у виду прскотина. За одређивање ФИН коришћени су аналитички изрази као и МКЕ на бази коришћења специјалних сингуларних елемената. МКЕ је коришћен у анализи напонских стања а све у циљу одређивања критичних зона или верификовања најбитнијих параметара, попут ФИН, при процени преосталог века. Извршене су процене преосталог века репрезентативних структуралних елемената летелица са иницијалном прскотином, под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде.

Закључне напомене са истакнутим битним резултатима истраживања из овог рада дате су у *Поглављу 10*.

Примарни циљ истраживања у раду усмерен је на успостављање прорачунске процедуре за анализу чврстоће и процене века структуралних елемената ваздухоплова са аспекта допустивих оштећења како би се исте могле користити у практичном пројектовању авионских структура изложених цикличним оптерећењима.

2. ПРЕГЛЕД КОРИШЋЕНЕ ЛИТЕРАТУРЕ

2.1 Основе анализе чврстоће структуре вазхоплова са аспекта допустивих оштећења

У циљу обезбеђења веће поузданости конструкција летелица а посебно елемената конструкција ваздухоплова посебна пажња поклања се повећању безбедности и непредвидивих оштећења која би довела до катастрофалних отказа и губитка летелица. Стога је значајна пажња посвећена имплементацији нових приступа којим би се смањио ризик од непредвидивил отказа. Један од приступа, који је практично уведен, представља димензионисање елемената структуре ваздухоплова са претпостављеним иницијалним оштећењима [1-4]. Овај принцип пројектовања са унапред дефинисаним иницијалним оштећењима/прскотинама на потенцијално критичним местима у структури познат је као концепт пројектовања са аспекта допустивих оштећења [5-7] (Damage Tolerance Approach). То у основи подразумева прецизно дефинисање критичних зона на структури ваздухоплова по правилу применом МКЕ [9, 10] у којима се претпостављају иницијална оштећења/прскотине. За тако дефинисана оштећења потребно је извршити анализе ширења прскотине до тренука док сама дужина прскотине не достигне своју критичну вредност. Због ефикасности и веома скувих испитивања примарна пажња је усмерена на нумеричко моделовање параметара механике лома односно Фактора Интензитета Напона (ФИН) као и самог нумеричког моделовања ширења прскотина, односно процене преосталог века, под дејством цикличних оптерећења [11-18].

2.2 Моделирање параметара механике лома структуралних елемената

При анализи ширења прскотине прецизно одређивање ФИН је од виталног значаја. Аналитичка изрази за ФИН су познати само са једноставне структуралне елементе са иницијалним оштећењима у виду прскотина [8, 20, 21]. За сложеније структуралне елементе потребно попут површинских прскотина потребно је користити како 3-Д сингуларне коначне елементе аналитичко-емпиријске релације за одређивање параметара механике лома односно ФИН [32-35].

2.3 Нумеричко моделовање преосталог века и софтвер код структуралних елемената ваздухоплова

Код структуралних елемената са иницијалним оштећењима у виду прскотина за процене преосталог века под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и спектра оптерећења користе се различити закони ширења прскотина. У дисертацији су разматрана два приступа за процене преосталог века. Суштински они се могу поделити у две групе и то на: (1) конвенционалне законе ширења [22-31] и (2) законе на бази Густине Енергије Деформације (ГЕД) [36-51]. Конвенционални закони ширења прскотине користе законе ширења прскотине попут Parisa, Formana, Walkera и других где је неопходно користити експериментално одређене динамичке карактеристике материјала. За разлику од конвенционалног приступа метод ГЕД користи нискоцикличне заморне карактеристике материјала управо исте оне које се користе и у анализама процене века до појаве иницијалних оштећења. За анализе ширења прскотина и процене преосталог века структуралних елемената, односно за анализе ширења прскотине, коришћен је „in-house“ софтвер Поред „in-house“ софтвера коришћен је и комерцијални софтвер MSC/NASTRAN [50] примарно за прецизну анализу напонских стања с једне и одређивања ФИН с друге стране. У софтверском пакету MSC/NASTRAN уграђени су специјални сингуларни коначни елементи којим се обезбеђује неопходно прецизно одређивање ФИН [33-35]. Прецизне дискретне вредности ФИН су коришћене у раду и за успостављање аналитичких израза какве су неопходне у анализама ширења прскотина било да се ради о конвенционалним законима ширења прскотине или пак на бази ГЕД.

2.4 Експериментално одређивање нискоцикличних заморних карактеристика материјала

За процене преосталог века структуралних елемената у присуству иницијалних оштећења експериментално су одређене нискоцикличне заморне карактеристике материјала [52-53]. Испитивани материјал је челик Š 4732.

2.5 Испитивања на замор структуралних елемената са иницијалним оштећењима

У циљу верификације презентованих нумеричких метода за анализе ширења прскотина и процене преосталог века спроведена су одређена експериментална истраживања. Примарна пажња испитивања на замор структуралних елемената са иницијалним оштећењима у виду прскотина била су усмерена на верификацију ГЕД методе за анализу ширења прскотине која је детаљно приказана у поглављу 8. Будући да ГЕД метод базира на коришћењу нискоцикличних заморних карактеристика материјала [52-53]. Испитивање ширења прскотине извршена је за структурни елемент типа плоче са отвором и једном иницијалном прскотином у зони концентрације напона израђена од челика $\check{C}$ 4732.

2.6 Прорачунске методе и софтвер за анализе ширења прскотине и процене преосталог века

Добра слагања презентованих прорачунских метода за анализе ширења прскотине и процене преосталог века, илустрованог у поглављу 8, указују на успешност примене ГЕД приступа у проценама преосталог века структуралних елемената ваздухоплова са иницијалним оштећењима а под дејством цикличних оптерећења. Презентоване нумеричке методе и „in-house“ за анализе ширења прскотине и процене преосталог века структуралних елемената ваздухоплова на бази Густине Енергије Деформације су илустроване и у референцама [54-57].

3. ПРИНЦИПИ ПРОЈЕКТОВАЊА ЕЛЕМЕНАТА ВАЗДУХОПЛОВНИХ КОНСТРУКЦИЈА СА АСПЕКТА ДОПУСТИВИХ ОШТЕЋЕЊА

Да би се обезбедио интегритет структуре конструкција изложених динамичким (цикличним) оптерећењима за време њене експлоатације односно да би се пројектовала безбедна структура за захтевани век употребе развијане су методе пројектовања истих са аспекта допустивих оштећења. Дакле, циљ овог поглавља је да прикаже различите принципе пројектовања таквих структура са аспекта обезбеђења потребне чврстоће структуре како би се избегли непредвидиви ломови и откази током експлоатације. Поред различитих принципа пројектовања укључени су и одговарајући битни параметри и критеријуми који дефинишу отказ структуре.

Филозофија пројектовања се временом мењала (првенствено се мисли у домену авионских конструкција) од оригиналног “safe-life” у “fail-safe” приступ а последњих година у “damage tolerance” приступ.

“Safe-life” приступ пројектовања подразумева да се структура пројектује за коначан век употребе у ком периоду се неће појавити значајна оштећења.

“Fail-safe” приступ пројектовања претпоставља да се током експлоатације могу јавити оштећења у структури али да иста неће довести до лома структуре пре но што иста буду откривена на рутинским прегледима током опште оправке. Неки од начина обезбеђења овог концепта су и вишеструке путање преноса оптерећења као и употреба “стопера”. Стопери су у ствари додатни структурални елементи који се постављају на структури у близини дисконтинуитета како би се спречило или пак успорило ширење евентуално насталих оштећења.

“Damage tolerance approach” приступ пројектовања (пројектовање са аспекта допустивих оштећења) је данас опште прихваћен концепт пројектовања и то како у домену цивилних тако и борбених авиона. Разликује се од оригиналног “fail-safe” приступа у томе што претпоставља да иницијално оштећење постоји у критичним зонама структуре већ при првом циклусу оптерећења. То у основи значи да се при самом пројектовању структуре претпоставља иницијално

оштећење (допустиво оштећење) у критичним зонама конструкције а да исто не може довести до лома конструкције за унапред задати век употребе.

Интензиван развој ваздухопловне индустрије довео је до тога да данас постоје норме које структура треба да задовољи и исте су у основи дефинисане у виду прописа и препорука [7, 16-17]. Анализа у овом поглављу је усмерена на успостављање поступка и критеријума прорачуна чврстоће са аспекта допустивих оштећења у структури која не угрожавају интегритет структуре у току експлоатације (за планирани век употребе, у овом случају авиона). Обично се век употребе структуре дефинише у часовима лета авиона до опште оправке, а да при томе не дође до катастрофалног лома структуре. То значи да структура авиона (крила, труп, репови,...) треба да буде пројектована и димензионисана тако да и у присуству одређених оштећења у критичним позицијама у захтеваном веку употребе не сме доћи до катастрофалног лома. Због тога се у критичним позицијама структуре авиона, у овом случају у оплати крила авиона као и другим структуралним елементима претпостављају иницијална оштећења. Ова оштећења се претпостављају као могуће грешке у производњи, дефекти у материјалу, као последице евентуалних преоптерећења и других разлога. Норма MIL-A-83444 препоручује типове и величине допустивих оштећења што је сигурно произашло као резултат дугогодишњег праћења понашања отказа структуре током експлоатације. Међутим, положај ових оштећења у великој мери зависи од инжењерског искуства.

У овом случају пажња је усмерена на одређивање фактора интензитета напона, K , као “статичког” параметра лома или пак брзине ширења прскотине као “динамичког” параметра механике лома. У практичном пројектовању ваздухопловних конструкција овакве анализе су познате као анализе чврстоће структуре у присуству допустивих оштећења (“Damage Tolerance Approach”). То практично подразумева да се после одређивања напонског стања у појединим структуралним елементима изврши одређивање фактора интензитета напона (ФИН) и то само у критичним зонама. Критичне зоне су највише оптерећена места у структури авиона и то обично у зони извора концентрације напона (око отвора, радијуса, ...). Када је у питању структура крила авиона једна од критичних зона, примера ради, може бити и оплата доњаке крила. У критичном случају

оптерећења крила оплата доњаке је оптерећена на истезање. Напони у овој оплати могу се одредити било аналитичким (класичним) или нумеричким поступцима (применом методе коначних елемената -МКЕ). Када се у оплати крила одреди место максималног напона (обично-еквивалентног вон Миссес-овог напона) тада се на том месту претпостави иницијална прскотина (“initial crack”). Постоје препоруке које дефинишу дужину иницијалне прскотине у оплати. Једна од препорука о дефинисању дужине прскотине дата је у MIL нормама [7]. Величина оштећења зависи углавном од геометријских параметара разматраног елемента. Пошто се одреди део структуре где се јављају максимални напони, на истом се претпоставе допустива-иницијална оштећења. За такву структуру, односно оплату крила са допустивим оштећењем, одреде се фактори интензитета напона, K . Наравно, овај фактор се одређује за оптерећења односно напонско стање које је одређено, како је већ поменуто, аналитичким или нумеричким поступком.

После одређивања фактора интензитета напона K врши се поређење истог са ломном жилавости материјала K_{IC} . Ако се познају ова два параметра (често се они дефинишу као основни параметри механике лома) могу се одредити резервни фактори чврстоће са аспекта механике лома (R.F) или пак (M.S.). За прецизно одређивање резервних фактора чврстоће изузетно је важно да се тачно одреде фактори интензитета напона, K . Они се могу одредити коришћењем различитих аналитичких и/или емпиријских израза са једне и методе коначних елемената са друге стране.

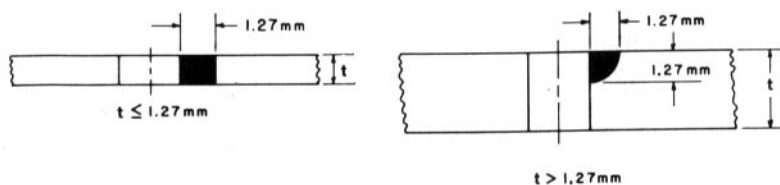
Коришћењем прописа и препорука извршена је анализа прорачуна чврстоће са аспекта допустивих оштећења на секцији крила авиона [18]. Анализа је извршена аналитичким путем и коришћењем методе МКЕ.

Током последње две декаде утицај механике лома на пројектовање, производњу и одржавање авиона значајно је интензивирао. Уз то, инспекцијски прегледи структуре без разарања су значајно побољшани. Међутим, нека оштећења се не могу открити током ових инспекцијских прегледа током експлоатације. Током лета таква оштећења ће се ширити и сам лом се може јавити ако величина оштећења достигне критичну вредност и ако иста није откривена а део оправљен или замењен. Да би се обезбедила поузданост структуре авиона

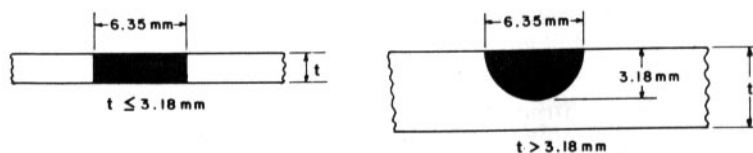
потребно је да иста задовољи захтеве са аспекта допустивих оштећења која укључују предвиђање заморног века структуре у присуству допустивог оштећења, односно његовог ширења и преосталу чврстоћу структуре претпостављајући да постоје мала иницијална оштећења у критичним позицијама нове структуре као последица дефеката у материјалу, оштећења током производње или пак услед преоптерећења током експлоатације.

3.1 Дефинисање облика и величина допустивих оштећења у оплати крила

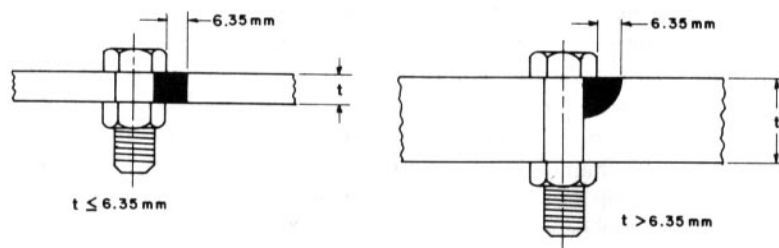
При одређивању основних параметара механике лома, у овом случају фактора интензитета напона, K , у критичним позицијама оплате претпоставиће се допустива оштећења облика датих на Сл.3.1.1 до 3.1.4. На Сл.3.1.1 и 3.1.2 дефинисана су иницијална оштећења на деловима структуре крила који су видљиви а на Сл.3.1.3 и 3.1.4 на деловима структуре који су невидљиви, односно за делове структуре који се могу прегледати само током опште оправке структуре авиона.



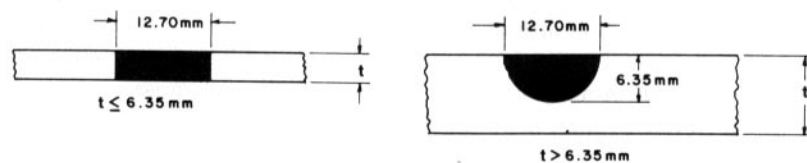
Сл. 3.1.1 Величине и облици оштећења око закивака у оплати (видљиве зоне)



Сл. 3.1.2 Величине и облици оштећења у пољу оплате (видљиве зоне)



Сл. 3.1.3 Величине и облици оштећења око механичких спојева (невидљиве зоне)



Сл. 3.1.4 Величине и облици оштећења у пољу оплате (невидљиве зоне)

Горњи облици допустивих оштећења ће се користити за одређивање фактора интензитета напона као резервних фактора чврстоће са аспекта механике лома са једне, као и при процени века структуре при одговарајућим спектрима оптерећења са друге стране. Треба истаћи да горње скице не представљају конструктивна решења у структури већ димензионо и по облику дефинишу величине иницијалних оштећења у критичним зонама струцтуре.

3.2 Резервни фактори чврстоће са аспекта механике лома

На сличан начин као и при статичким прорачунима где се одређују резервни фактори чврстоће структуре се одређују и резервни фактори чврстоће структуре са аспекта механике лома, облика:

$$(R.F)_f = \frac{K_{IC}}{K_{I,j(j=1.5)}} \quad (3.2.1)$$

где су: K_{IC} – ломна жилавост материјала, K_I – фактор интензитета напона док j представља коефицијент оптерећења. Да би се разликовао од резервног фактора

са статичку чврстоћу, $R.F$, овде је додат индекс f . На сличан начин може се одредити и “margin of safety”, $(M.S)_f$, облика:

$$(M.S)_f = (R.F)_f - 1 \quad (3.2.2)$$

Изрази (3.2.1) и (3.2.2) представљају “статичке” резервне факторе чврстоће структуре у присуству иницијалних оштећења.

Поред ових статичких резервних фактора чврстоће постоје и “динамички” критеријуми лома структуре у присуству прскотине. При цикличним оптерећењима иницијална прскотина у структури расте према неком закону раста (ширења), рецимо према најједноставнијем закону Парис-а:

$$\frac{da}{dN} = C_1 (\Delta K)^{n_1} \quad (3.2.3)$$

где су: a – дужина прскотине, ΔK – разлика фактора интензитета напона, C_1 , n_1 – представљају динамичке (цикличне) карактеристике материјала а N – број циклуса. Детаљније о различитим законима ширења прскотине биће дато у поглављу 7. Решавањем једначине (3.3) добија се зависност између a и N .

Критеријум “динамичког” лома структуре дефинисан је из услова:

$$K_I = K_{IC} \text{ односно } a = a_c \quad (3.2.4)$$

где је a_c - критична дужина прскотине. Значи из горњег услова добије се број циклуса при коме се јавља лом, N_f , што уједно представља век структуралног елемента изложеног цикличним оптерећењима. Упоредивањем односа N_f са захтеваним бројем циклуса (века) који се јавља у експлоатацији за захтевани временски период, N_r , може се проценити колика је резерва чврстоће на циклична оптерећења.

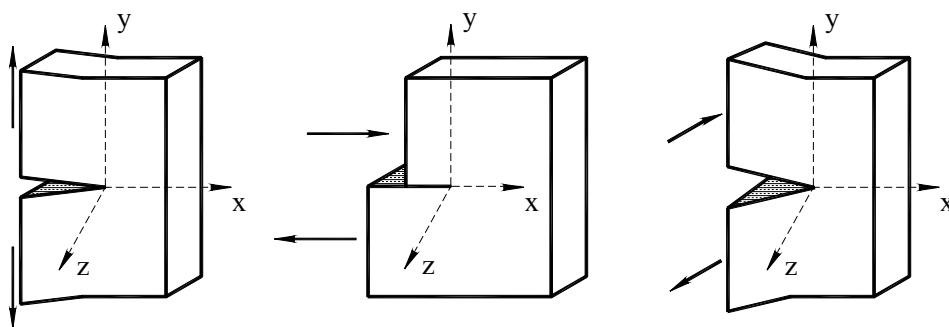
У наредним разматрањима биће приказани принципи анализе механике лома. Пажња ће бити усмерена на анализу напонских стања за тела у присуству иницијалних оштећења и на аналитичко одређивање FIN.

3.3 Основе линеарне механике лома

Процена века структуралних елемената на бази теорије механика лома подразумева присуство оштећења. Основни принцип процене века подразумева познавање напонског стања око врха прскотине. Сврха овог поглавља је управо да прикаже основе формулације поља напона и деформација око врха прскотине у линеарно еластичном континууму. Развијене су различите методе за дефинисање напонског стања око врха прскотине преко фактора интензитета напона K . Одређивање напонских стања око врха оштећења базирано је на принципима линеарно еластичне механике лома (LEML). LEML је заснована на еластичном понашању изотропног тела у присуству оштећења.

3.3.1 Расподела напона око врха прскотине за линеарно еластично тело

Напонско стање око врха прскотине може бити подељено у три основна типа, сваки повезан са локалним модом деформисања, као што је илустровано на Сл.3.3.1.1.



Сл.3.3.1.1. Независни облици (модови) померања оштећења

Мод отварања, I, повезан је са локалним померањем где се површине оштећења крећу независно (симетрично у односу на $x - y$ и $x - z$ равни).

Мод ивичног клизања, II, окарактерисан је померањима где површине прскотине клизе једна по другој нормално на нападну ивицу прскотине (симетрично у односу на $x - y$ раван и косо-симетрично у односу на $x - z$ раван).

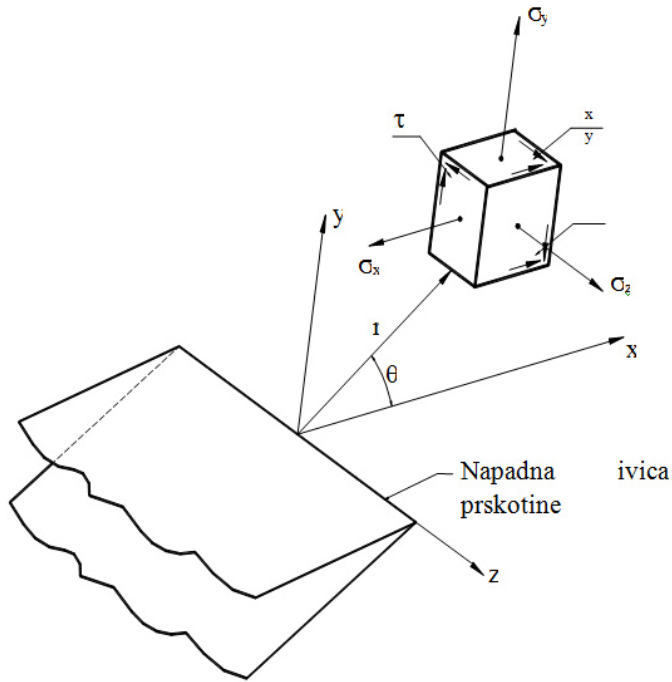
Мод чупања, III, везан је за клизање површина прскотине једне у односу на другу, и то паралелно нападној ивици (косо-симетрично у односу на $x - y$ и $x - z$ равни).

Суперпозиција ова три мода дефинисања је довољна да се опише најопштији 3-димензиони случај поља напона и деформација око врха прскотине.

Већина директних метода за одређивање поља напона и померања око врха прскотине везана је за сваки мод деформисања понаособ следећи поступак Irwin-a [19], заснован на методи Westergard-a [20].

Модови FIN, I и II, могу бити анализирани као 2-D проблеми теорије еластичности који су подељени као симетрични и косо-симетрични, респективно, у односу на раван оштећења. Мод III може бити посматран као 2-D чисто смичући (или торзиони проблем).

Сходно ознакама на Сл.3.3.1.2. резултујуће поље напона и померања дато је као:



Сл.3.3.1.2 Координате дефинисане у односу на нападну ивицу прскотине

Компоненте напона и померања око врха прскотине дефинисане преко фактора интензитета напона, ФИН , дате за сваки мод понаособ, имају облик:

Мод I:

$$\sigma_x = -\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) + \sigma_{x0} + O(\sqrt{r}) \quad (3.3.1.1a)$$

$$\sigma_y = -\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) + O(\sqrt{r}) \quad (3.3.1.1b)$$

$$\tau_{xy} = -\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} + O(\sqrt{r}) \quad (3.3.1.1c)$$

а за ravno stanje deformacije (uz zanemarivanje članova višeg reda):

$$\sigma_z = \nu (\sigma_x + \sigma_y) \quad , \quad \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0 \quad (3.3.1.1d)$$

$$u = \frac{K_I}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - 2\nu + \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) \quad (3.3.1.1e)$$

$$v = \frac{K_I}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} \left(2 - 2\nu - \cos^2 \frac{\theta}{2} \right) \quad (3.3.1.1f)$$

$$w = 0 \quad (3.3.1.1g)$$

Мод II:

$$\sigma_x = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) + \sigma_{x0} + 0(\sqrt{r}) \quad (3.3.1.2a)$$

$$\sigma_y = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} + 0(\sqrt{r}) \quad (3.3.1.2b)$$

$$\tau_{xy} = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) + 0(\sqrt{r}) \quad (3.3.1.2c)$$

а за равно стање деформације (уз занемаривање чланова вишег реда):

$$\sigma_z = \nu (\sigma_x + \sigma_y) \quad , \quad \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0 \quad (3.3.1.2d)$$

$$u = \frac{K_{II}}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} \left(2 - 2\nu + \cos^2 \frac{\theta}{2} \right) \quad (3.3.1.2e)$$

$$v = \frac{K_{II}}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos \frac{\theta}{2} \left(-1 + 2\nu + \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) \quad (3.3.1.2f)$$

$$w = 0 \quad (3.3.1.2g)$$

Мод III:

$$\sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = \tau_{xy} = 0 \quad (3.3.1.3a)$$

$$\tau_{xz} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} + \tau_{xz0} + 0(\sqrt{r}) \quad (3.3.1.3b)$$

$$\tau_{yz} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} + 0(\sqrt{r}) \quad (3.3.1.3c)$$

$$u = v = 0 \quad (3.3.1.3d)$$

$$w = \frac{K_{III}}{G} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} \quad (3.3.1.3e)$$

У горњим једначинама су : K_I, K_{II}, K_{III} - фактори интензитета напона за коресподентне модове деформисања; $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ - нормални напони дуж $x - , y - , z -$ оса , а $\tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}$ - напони смицања за коресподентне равни; r и θ - поларне координате; u, v, w - померања; G -модул смицања; ν - Поасонов коефицијент.

Једначине (3.3.1.1) и (3.3.1.2) су написане за случај равног стања деформације (тј.за $w = 0$) али се могу написати и за равно стање напона узимајући да је $\sigma_z = 0$ и заменом Поасоновог коефицијента ν у изразима за померања одговарајућим величинама.

У једначинама (3.3.1.1), (3.3.1.2) и (3.3.1.3) укључени су чланови вишег реда попут напона паралелно прскотинама, σ_{x0} и τ_{xz0} , и чланови облика квадратног корена од r , $0(\sqrt{r})$. Међутим, ови чланови се могу занемарити када је дебљина значајно мања у односу на димензије у $x - y$ равни, јер ови напони постају занемарљиви у односу на главне чланове облика $1/\sqrt{r}$. Према томе, ови главни чланови репрезентују поље напона и померања око врха прскотине у линеарно-еластичном домену.

Параметри K_I, K_{II}, K_{III} у овим једначинама су названи факторима интензитета напона у врху прскотине за три коресподента мода, Сл.3.3.1.1.

Треба уочити да горње једначине за дефинисање напонског стања око врха прскотине, (3.3.1.1) до (3.3.1.3), указују на сингуларно напонско стање у врху прскотине, јер се у свим изразима јавља члан $1/\sqrt{r}$. Сингуларно напонско стање у врху прскотине представља потешкоћу при успостављању нумеричких метода, попут МКЕ, за одређивање напонских стања. Због тога коришћење конвенционалних коначних елемената за анализу напонских стања, као и фактора интензитета напона око врха прскотине не даје задовољавајуће резултате, већ је неопходно коришћење специјалних сингуларних коначних елемената.

3.3.1.1 Везе између напона и фактора интензитета напона

Напони и померања у функцији FIN, (3.3.1.1)÷(3.3.1.3), могу се записати у компактној форми као:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{\pi r}} \begin{bmatrix} f_{11}^I(\theta) & f_{11}^{II}(\theta) & f_{11}^{III}(\theta) \\ f_{22}^I(\theta) & f_{22}^{II}(\theta) & f_{22}^{III}(\theta) \\ f_{33}^I(\theta) & f_{33}^{II}(\theta) & f_{33}^{III}(\theta) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} K_I \\ K_{II} \\ K_{III} \end{Bmatrix} \quad (3.3.1.4)$$

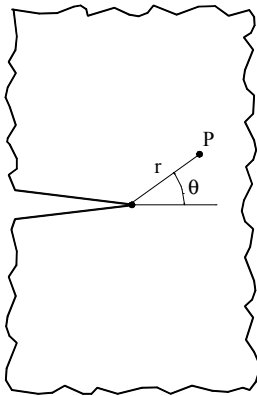
где су поједини чланови $f_{11}^I(\theta)$ до $f_{33}^{III}(\theta)$ лако препознатљиви, тј:

$$f_{11}^I(\theta) = \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \quad (3.3.1.5)$$

$$f_{22}^{II}(\theta) = \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} .$$

Напони око врха прскотине (3.3.1.1) до (3.3.1.3) могу се написати и у поларним координатама:

Mod I:



$$\sigma_r = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) \quad (3.3.1.6a)$$

$$\sigma_\theta = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin^2 \frac{\theta}{2} \right) \quad (3.3.1.6.b)$$

$$\tau_{r\theta} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos^2 \frac{\theta}{2} \quad (3.3.1.6.c)$$

Mod II:

$$\sigma_r = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \left(-\frac{5}{4} \sin \frac{\theta}{2} + \frac{3}{4} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \quad (3.3.1.7a)$$

$$\sigma_\theta = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \left(-\frac{3}{4} \sin \frac{\theta}{2} - \frac{3}{4} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \quad (3.3.1.7.b)$$

$$\tau_{r\theta} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \left(\frac{1}{4} \cos \frac{\theta}{2} + \frac{3}{4} \cos \frac{3\theta}{2} \right) \quad (3.3.1.7.c)$$

Значи, дате комбинације вредности K_I , K_{II} , K_{III} репрезентују једнозначно поље напона око врха прскотине при малом ефекту пластификације око врха прскотине.

3.3.2 Фактори интензитета напона

У предходним разматрањима дате су зависности напонског стања око врха прскотине у односу на FIN. Будући да FIN представљају основне параметре механике лома, то их је потребно изразити у функцији напона, као последице увођења спољашњег оптерећења. Користећи Irwin-ов приступ [19], а у складу са изразима (3.3.1.1) до (3.3.1.3) фактори интензитета напона могу се написати у облику:

$$\begin{Bmatrix} K_I \\ K_{II} \\ K_{III} \end{Bmatrix} = \lim_{r \rightarrow 0, \theta \rightarrow 0} \sqrt{2\pi r} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.3.2.1)$$

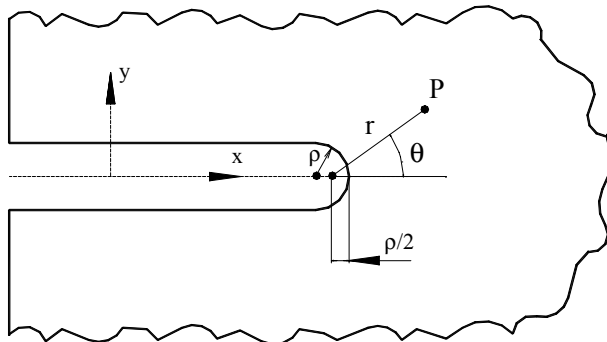
Лако се може одредити сваки фактор интензитета напона користећи горњу зависност као и једначине (3.3.1.1) до (3.3.1.3). Примера ради, за $\theta = 0$, фактор интензитета напона K_I постаје:

$$K_I = \sigma_y \sqrt{2\pi r} \quad (3.3.2.2)$$

Горњи израз представља добро познати облик за FIN при оптерећењу где се јавља деформација у облику мода I.

3.4 Веза између концентрације напона и фактора интензитета напона²¹

Вредно је поменути да се FIN описани једначинама (3.3.1.1) до (3.3.1.3) могу применити и на “дубоке” зарезе, Сл.3.4.1.



Сл.3.4.1 Координатни систем за описивање напонског стања око зареза

За подручје око врха зареза где је r мало у поређењу са другим димензијама у $x - y$ равни напонско поље се може написати у облику²¹:

Мод I:

$$\sigma_x = -\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \frac{\rho}{2r} \cos \frac{3\theta}{2} + \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) + \dots \quad (3.4.1a)$$

$$\sigma_y = -\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \frac{\rho}{2r} \cos \frac{3\theta}{2} + \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) + \dots \quad (3.4.1b)$$

$$\tau_{xy} = -\frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \frac{\rho}{2r} \sin \frac{3\theta}{2} + \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} + \dots \quad (3.4.1c)$$

Мод II:

$$\sigma_x = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \frac{\rho}{2r} \sin \frac{3\theta}{2} - \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) + \dots \quad (3.4.2a)$$

$$\sigma_y = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \frac{\rho}{2r} \sin \frac{3\theta}{2} + \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} + \dots \quad (3.4.2b)$$

$$\tau_{xy} = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \frac{\rho}{2r} \cos \frac{3\theta}{2} + \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) + \dots \quad (3.4.2c)$$

Мод III:

$$\tau_{xz} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} + \dots \quad (3.4.3a)$$

$$\tau_{yz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} + \dots \quad (3.4.3b)$$

Треба да се помене да се избором центра за поларне координате r и θ на месту $\rho/2$ од врха зареза, изразима (3.4.1) до (3.4.3) једноставно се додају одређени чланови за модуле I, II и III у односу на изразе (3.1.1.1) до (3.1.1.3).

Први чланови једначина (3.4.1) и (3.4.2) су значајни у односу на други члан у рејону радијуса зареза, $r \rightarrow \rho/2$, док за већи радијус, али још увек довољно мали у односу на димензије $x - y$ равни, доминираће исто напонско поље као у једначинама (3.4.1) до (3.4.3). Према томе, заобљавање (“blunting”) врха прскотине до коначног радијуса, ρ , обезбеђује и даље оригинална поља напона око врха прскотине. Ово је потпуно јасно у случају линеарно еластичне анализе, док величина зоне пластификације мора да буде мала.

За мод I случај оптерећења, једначина (3.4.1) може се користити за одређивање фактора концентрације напона, k_t .

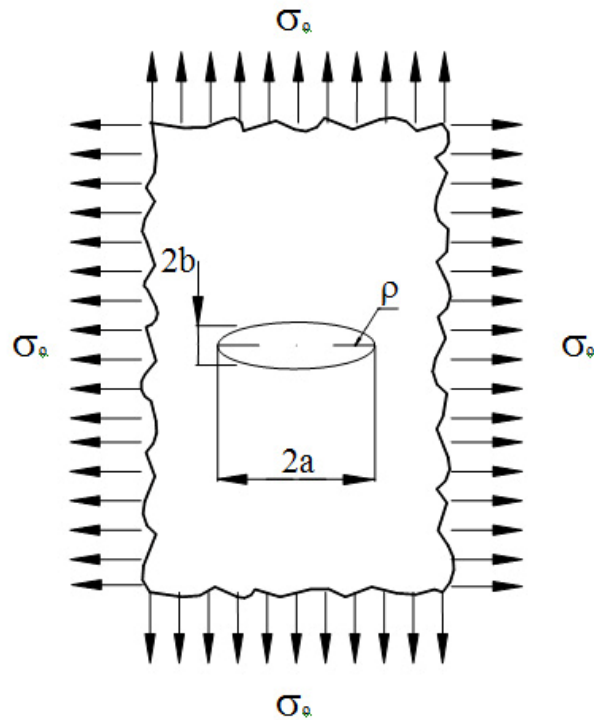
У том случају следи:

$$\sigma_{\max} = \sigma_y \Big|_{r=\rho/2, \theta=0} = \frac{2K_I}{\sqrt{\pi r}} \quad (3.4.4)$$

Применом горњег израза на плочу са елиптичним отвором са полуосом дужине, a , оптерећеном напонам затезања, σ_0 , Сл. 3.4.2, при чему је упоредиво решење FIN дефинисано једначином (3.3.2.2) долазимо до

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} \quad (3.4.5)$$

$$K_{II} = K_{III} = 0$$



Сл.3.4.2 Елиптични отвор у неограниченој плочи

Заменом (3.4.5) у (3.4.4) добија се:

$$\sigma_{\max} = \sigma_0 \left(2 \sqrt{\frac{a}{\rho}} \right) \quad (3.4.6)$$

Горњи резултат је добро познато решење концентрације напона за биаксијално оптерећену плочу на истезање напоном, σ_0 . За аксијално оптерећење, σ , напон концентрације је:

$$\sigma_{\max} = \sigma \left(1 + 2 \sqrt{\frac{a}{\rho}} \right) \quad (3.4.7)$$

Када је $\rho \ll a$, једначине (3.4.6) и (3.4.7) се практично поклапају. Додавање члана σ у једначину (3.4.7) остварује се у случају једноосног напона (и упоредиво је са додавањем члана σ_{x0} у једначини (3.3.1.1).

Из елементарне аналитичке геометрије познато је да се ρ може изразити преко полуоса елипсе, a и b , као $\rho = b^2/a$, те заменом у (3.4.7) добијамо фактор концентрације напона, $k_t = \sigma_{\max}/\sigma = 3$, који важи за кружни отвор у неограниченој оплати при једноосном оптерећењу.

Циљ ове анализе није да разматра проблем концентрације напона, k_t , већ да једноставно илуструје могућности анализе напонског стања око прскотине. Осим тога, евидентно је да постоји директна зависност између анализе концентрације напона и анализе прскотине. У каснијим разматрањима, код проблема ушки са прскотином или отвора у плочама, биће приказано како се FIN одређује на основу израза за факторе концентрације напона, k_t .

3.5 Утицај пластификације око врха прскотине на линеарну еластичну механику лома

Раније је већ поменуто да је примена LEML ограничена на проблеме где се при оптерећењу око врха прскотине формира мала зона пластификације материјала. Ако је ова зона пластификације мала у поређењу са дужином прскотине претпоставке линеарне еластичности су коректне. У противном, LEML није применљива, те је неопходно укључити у разматрање и нелинеарне моделе.

Постоји више апроксимација величине пластичне зоне [22]. За аксијално оптерећене елементе са прскотином може се користити једначина (3.3.1.1) са циљем процене величине еластичне зоне:

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \quad (3.5.1)$$

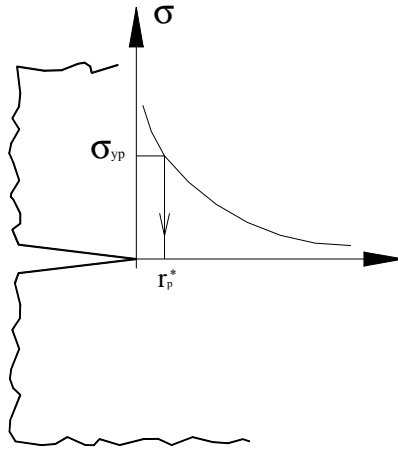
Изједначавањем радног напона, σ_y , са напоном течења, σ_{yp} , за $\theta = 0$, Сл 2.5.1, добија се:

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r_p^*}} = \sigma_{yp} \quad (3.5.2)$$

величина пластичне зоне r_p^* добија се као:

$$r_p^* = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{K_I}{2\pi \sigma_{yp}} \right)^2 \quad \text{- за равно стање напона} \quad (3.5.3)$$

$$r_p^* = \frac{1}{6\pi} \left(\frac{K_I}{2\pi \sigma_{yp}} \right)^2 \quad \text{- за равно стање деформације} \quad (3.5.4)$$



Сл.3.5.1 Апроксимација пластичне зоне

Да би се укључио утицај пластификације потребно је извршити корекцију израза за FIN, те се уместо K_I користи ефективни FIN, K_{ef} .

$$K_{ef} = Y \sigma \sqrt{\pi(a + r_p^*)} = Y \sigma \sqrt{\pi \left(a + \frac{K_I^2}{2\pi \sigma_{yp}^2} \right)} \quad (3.5.5)$$

где су: Y - параметар који зависи од облика епрувета, типа прскотине и оптерећења; a - дужина прскотина; $a_{ef} = a + r_p^*$ је ефективна дужина прскотине.

За применљивост ЛЕМЛ неопходно је да буду испуњени услови:

$$K \approx K_{ef} \quad (3.5.6)$$

у противном, неопходно је укључити ефекте пластификације, попут (3.5.5).

У практичним анализама, за применљивост линеарно еластичне анализе механике лома (LEML) у одређивању параметара механике лома користи се услов:

$$2.5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{yp}} \right)^2 < \min(t, a, w - a) \quad (3.5.7)$$

где су: K_{IC} - ломна жилавост материјала, a - дужина прскотине, w - карактеристична ширина епрувете. Уколико је услов (3.5.7) задовољен теорија ЛЕМЛ је применљива. У противном, потребно је у прорачун укључити нелинеарне ефекте где се првенствено мисли на ефекте пластификације око врха прскотине.

Из претходних разматрања може се уочити, било да су нелинеарни ефекти изражени или не, да је у свим анализама битно коректно одредити факторе интензитета напона како би се одредили и сами резервни фактори чврстоће структуре са аспекта допустивих оштећења дефинисаних у тачци 3.2.

За њихово одређивање користе се аналитичке и нумеричке методе што ће бити илустровано у наредним поглављима. Пажња ће у наредном поглављу бити усмерена на примену методе коначних елемената (МКЕ) за одређивање ФИН. Примена МКЕ за одређивање ФИН је изузетно погодна, због своје тачности, за одређивању “статичких” резервних фактора чврстоће структуре у присуству иницијалних оштећења, дефинисаних изразима (3.2.1) и (3.2.2). За одређивање ових статичких резервних фактора чврстоће МКЕ представља незаобилазан метод анализе.

Када се ради о анализи “динамичке” чврстоће структуре, односно века, потребно је у суштини решавати једначину облика (3.2.3). За ту сврху погодно је да се ФИН могу изразити у аналитичком облику како би се одредила зависност између a и N . Аналитички изрази су познати за једноставне облике оштећења у структури. Међутим за сложене структуралне елементе, у присуству различитих извора концентрације напона и иницијалних оштећења истовремено, за

аналитичко одређивање ФИН користи се метод суперпозиције. Међутим за структуралне елементе сложених геометријских облика и граничних услова ослањања са иницијалним прскотинама за одређивање ФИН коришћење нумеричких метода попут МКЕ је практично незаобилазно.

Да би се искористила предност МКЕ, у погледу њене тачности и независности од геометријских облика и граничних услова структуралних елемената, у оквиру овог рада су успостављени аналитички изрази за ФИН а на бази примене МКЕ. Детаљнија разматрања о успостављању аналитичких израза за FIN за поједине структуралне елементе на бази коришћења МКЕ дата је у поглављу 5.

4. МЕТОДЕ ПРОЦЕНЕ ПРЕОСТАЛОГ ВЕКА ЕЛЕМЕНАТА КОНСТРУКЦИЈА У ПРИСУСТВУ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА

Опште напомене

Овде се разматра процена века елемената конструкција под дејством цикличних оптерећења, константних амплитуда и степенастог спектра оптерећења. Пажња је усмерена на процену века структуралних елемената код којих већ постоје иницијалне прскотине. Величине иницијалних прскотина се дефинишу у складу са препорукама о допустивим оштећењима описаним у поглављу 3 (тачка 3.1). Процена века се своди на анализу ширења прскотине.

4.1 Закони ширења прскотине при цикличним оптерећењима константне амплитуде

За анализу ширења прскотине успостављени су различити закони од којих се већина базира на емпиријским основама. Разлика између појединих закона ширења прскотине огледа се у њиховим могућностима да укључе поједине ефекте попут: утицаја средњег напона, ломне жилавости материјала, K_C , праг замора материјала, K_{th} , и слично. У наредним разматрањима ће бити приказани неки од ових закона (модела) који су се у пракси показали компетентним.

4.1.1. Парисов модел

Парисов закон ширења [22] за анализу ширења прскотине представља један од првих модела успостављених раних 60-тих година. Дефинисан је на чисто емпиријској основи, и има облик:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (4.1.1.1)$$

где су:

$$K = Y \sigma \sqrt{\pi a} \quad (4.1.1.2a)$$

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min} = (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) Y \sqrt{\pi a} \quad (4.1.1.2b)$$

K - фактор интензитета напона; C, n - Парисове константе – динамичке карактеристике материјала;

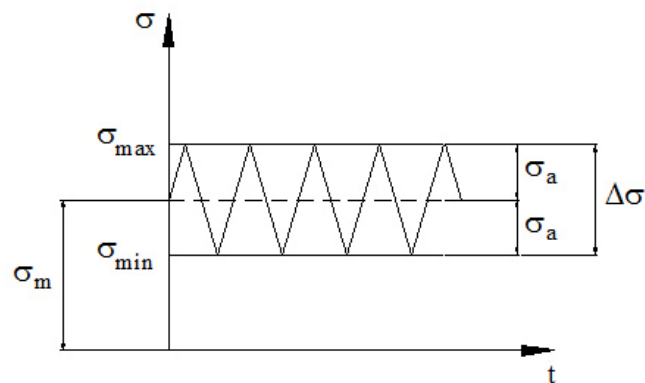
N - број циклуса

На Сл. 4.1.1.1 графички су илустровани поједини напони при цикличном оптерећењу константне амплитуде.

$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \quad (4.1.1.3)$$

$$\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}, \quad \sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} - \text{srednji napon} \quad (4.1.1.3a)$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} - \text{amplitudni napon} \quad (4.1.1.3b)$$



Сл 4.1.1.1 Дефинисање напона при цикличном оптерећењу константне амплитуде

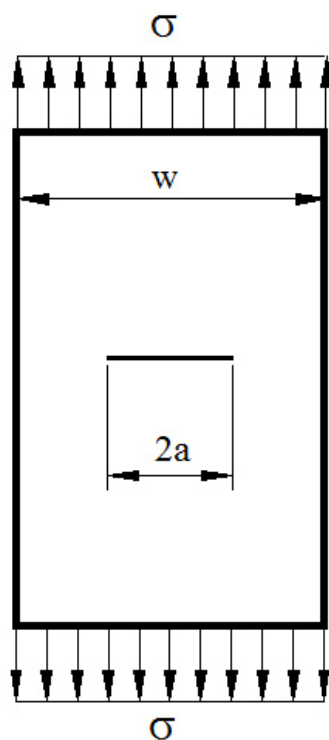
Треба истаћи да су у поглављу 5 дати комплетни изрази за факторе интензитета напона, K , везано за структурални елемент равне плоче са површинском прскотином полу-елиптичног облика. За сваки FIN , K , може се применити

Парисова једначина за анализу ширења прскотине. Решавањем једначине (4.1.1.1) добија се зависност између дужине прскотине, a , и броја циклуса, N . Илустрација закона ширења прскотине извршена је за плочу ширине, w , са прскотином дужине, $2a$, на средини саме плоче, оптерећеној аксијалним оптерећењем нормално на правац прскотине, Сл. 4.1.1.2. Једначина (4.1.1.1) се може написати у облику:

$$\frac{d(2a)}{dN} = C(Y\Delta\sigma)^n \pi^2 a^2 \quad (4.1.1.4a)$$

или

$$\frac{d(2a)}{a^2} = \frac{C}{2}(Y\Delta\sigma)^n \pi^2 dN \quad (4.1.1.4b)$$



Сл. 4.1.1.2 Модел плоче са прскотином

Интеграцијом горње једначине добија се:

$$\left[\frac{1}{a_i - a_c} \right] = \frac{C}{2} (Y \Delta \sigma)^n \pi^2 N_i \quad (4.1.1.5)$$

односно

$$N_i = \frac{2 \left[\frac{1}{a_i} - \frac{1}{a_c} \right]}{C \pi^2 (Y \Delta \sigma)^n} \quad (4.1.1.6)$$

где су : N_i, a_i - текуће вредности броја циклуса и дужине прскотине, док је a_c - критична дужина прскотине.

Критична дужина прскотине , a_c , добија се из услова, $K = K_C$:

$$K_C = Y \sigma \sqrt{\pi a_c} = \sqrt{\frac{w}{\pi a_c} \operatorname{tg} \frac{\pi a_c}{w}} \sigma \sqrt{\pi a_c} \quad (4.1.1.7)$$

односно

$$a_c = \frac{w}{\pi} \operatorname{arctg} \frac{K_C^2}{w \sigma^2} \quad (4.1.1.8)$$

Коришћењем неког од стандардних инкременталних поступака за решавање једначине (4.1.1.6), добија се зависност $a - N$, као и број циклуса, N_f , који одговара критичној дужини прскотине, a_c . Значи, N_f представља број циклуса при коме настаје рапидно ширење прскотине, односно лом.

4.1.2. Модификован Парисов модел

Закон ширења прскотине (4.1.1.1) не узима у обзир утицај средњих напона, што је посебно важно при анализи ширења прскотине при општим спектрима оптерећења. Утицај средњих напона према коефицијенту асиметрије, R , сам Парис је модификовао у облику:

$$\frac{d(2a)}{dN} = C (K'_{\max})^n \quad (4.1.1.9)$$

$$K'_{\max} = K_{\max} \sqrt{1-R}$$

односно

$$\frac{d(2a)}{dN} = C (Y \sigma_{\max} \sqrt{1-R})^n \pi^2 a^2 \quad (4.1.1.9a)$$

или

$$\frac{d(2a)}{a^2} = \frac{C}{2} (Y \sigma_{\max} \sqrt{1-R})^n \pi^2 dN \quad (4.1.1.9b)$$

Интеграцијом последње једначине у интервалу a_0 до a_c добијају се одговарајући бројеви циклуса у облику:

$$N_i = \frac{2 \left[\frac{1}{a_i} - \frac{1}{a_c} \right]}{C (Y \sigma_{\max} \sqrt{1-R})^n \pi^2} \quad (4.1.1.10)$$

Горња зависност укључује ефекте средњих напона преко односа R и због своје једноставности има значајну примену у пракси.

4.1.3 Закон ширења Walker-a

Напред је поменуто да су из основног Парисовог закона ширења прскотине изведени многи други емпиријски закони. У ту групу спада и често коришћени закон Walker-a који има облик [23]:

$$\frac{da}{dN} = C \left[(1-R)^m K_{\max} \right]^n \quad \text{za } R > 0 \quad (4.1.3.1a)$$

i

$$\frac{da}{dN} = C \left[(1-R)^q K_{\max} \right]^n \quad \text{za } R < 0 \quad (4.1.3.1b)$$

где су: C, n, m, q - материјалне константе. Основна разлика у односу на модификовани Парисов закон ширења (4.1.1.9) је што овај модел раздваја закон ширења прскотине у зависности од тога да ли је коефицијент асиметрије циклуса R позитиван или негативан.

4.1.4 Форманов закон ширења

За разлику од Парисовог закона Форманов модел ширења прскотине обухвата утицај средњег напона, коефицијента асиметрије и ломну жилавост материјала, K_C , и има облик [23]:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^n}{(1-R)K_C - \Delta K} \quad (4.1.4.1)$$

Из горње релације се види да, за разлику од Парисов-ог модела ширења прскотине који је свакако најједноставнији, Форманов закон укључује повећање брзине ширења прскотине када се $K_{\max}$ приближава вредности ломне жилавости материјала K_C .

У основи, Форманова једначина је примарно била развијена са циљем да се побољша моделирање нестабилног домена ширења прскотине. У већини практичних инжењерских ситуација ово подручје се може занемарити зато што не доприноси значајно укупном веку. Подручје нестабилног ширења прскотине је у основи интересно у ситуацијама када је век услед ширења прскотине реда величине 10^3 циклуса.

Свакако треба истаћи да се једначина (4.1.4.1) редовно користи и у домену стабилног ширења прскотине.

Треба поменути да се под стабилним ширењем прскотине подразумева подручје где нагиб $\log\left(\frac{da}{dN}\right)$ према $\log \Delta K$ има приближно линеарни карактер. У једначини (4.1.4.1) дат је конвенционални Форманов закон ширења прскотине. Међутим постоји и модификовани закон ширења прскотине познат као Forman-

Mettuo-ов [30] закон ширења који укључује многе друге ефекте који су од утицаја на ширење прскотина.

Forman-Mettuov закон ширења има следећи облик [30]

$$\frac{da}{dN} = C \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_{crit}} \right)^q} \quad (4.1.4.2)$$

Forman-Mettu-ов закон представља један од најкомплетнијих закона ширења прскотине која, поред динамичких карактеристика материјала C, p, q, n , укључује и утицај прага замора ΔK_{th} .

4.1.5 Укључивање ефекта пластификације у закон ширења прскотине

У ситуацијама где је ефекат пластификације око врха прскотине значајнији те због тога линеарно еластична механика лома (ЛЕМЛ) није применљива, већ је потребно увести корекције при срачунавању ФИН, сходно тачци 3.5. За ту сврху потребно је кориговати и претходне законе ширења прскотине. Илустрације ради, једначина (4.1.1.1), са укључивањем ефекта пластификације има облик:

$$\frac{da}{dN} = C_p \left[Y \Delta \sigma \sqrt{\pi(a+r_p^*)} \right]^n \quad (4.1.5.1)$$

заменом $C = C_p (Y \Delta \sigma \sqrt{\pi})^n$ и интеграцијом, горња једначина добија се као:

$$\frac{da}{C(a+r_p^*)^n} = N = \frac{1}{C} \left[\frac{(a+r_p^*)^{1-\frac{n}{2}}}{\left(1-\frac{n}{2}\right)} \right] \Bigg|_{a_0}^{a_i} = \frac{1}{C \left(1-\frac{n}{2}\right)} \left[(a_i+r_{pi}^*)^{1-\frac{n}{2}} - (a_0+r_{pi}^*)^{1-\frac{n}{2}} \right] \quad (4.1.5.1a)$$

Коначно:

$$a_i = \left[N_i C \left(1 - \frac{n}{2} \right) + (a_0 + r_{pi}^*)^{\frac{1}{1-n/2}} \right] - r_{pi}^* \quad (4.1.5.2)$$

Горња једначина представља зависност између дужине прскотине, a_i , и броја циклуса, N_i . За решавање једначине (4.1.5.2) и добијање зависности $a - N$ користи се нека од стандардних инкременталних техника.

4.2 Процена века структуралних елемената при степенастом спектру оптерећења

Значајан део конструкција у експлоатацији изложен је променљивим нивоима оптерећења. Код неких конструкција, попут авионских, ова промена амплитуда оптерећења је веома честа, те се сматра да су исте изложене општем спектру оптерећења. У оквиру општег спектра оптерећења авиона постоје различите мисије лета. Свака од ових мисија лета има посебан облик спектра оптерећења. Према пројектим захтевима, а у складу са наменом авиона, унапред се предвиђа колики је удео појединих мисија у оквиру предвиђеног века употребе. Када се ради о школском авиону за обуку ове мисије се разликују по “оштрини” спектра. То значи да за неке мисије постоји значајан удео спектра чија се промена амплитуда оптерећења не јавља тако често већ су исти изложени једном нивоу оптерећења са константном амплитудом цикличног оптерећења, па потом другим нивоом цикличног оптерећења и тако редом. Оваква оптерећења представљају спектар оптерећења са константним амплитудама цикличних оптерећења на појединим нивоима а сам спектар се дефинише као спектар оптерећења са вишестепеним нивоима оптерећења. Постоје и друге мисије где се, поред степенастих промена нивоа оптерећења у оквиру спектра, јављају и појединачна вршна оптерећења у виду појединачних “пикова”. Ова оптерећења се по правилу не јављају често у оквиру спектра, али су њихови ефекти због високих нивоа оптерећења значајни. Ефекти ових пикова на брзину ширења нису предмет овог рада.

Предмет анализе у овом поглављу усмерен је на нумеричку процену века при спектру оптерећења са константним амплитудама на појединим нивоима или прецизније процена века при овом типу спектра оптерећења. Када се ради о општим спектрима оптерећења, за процену века потребно је извршити конверзију спектра оптерећења. За ту сврху потребно је користити специјалне алгоритме који од општих амплитуда спектра формирају правилне петље хистерезе. У пракси се користе различити алгоритми за ту сврху, попут “rain-flow” алгоритма који је уграђен и у софтверски пакет “ЛОМ-3” [24]. Са аспекта захтеване конверзије спектра оптерећења, напред поменути спектар са вишестепеним нивоима оптерећења је знатно једноставнији.

Међутим, треба истаћи да се и случајевима преласка са једног на други ниво оптерећења у оквиру степенастог спектра јављају ефекти успоравања или убрзања ширења прскотине. Због систематичности треба само истаћи да се у случајевима када се прелази са једног нивоа на други у подручју оптерећења на затезање јавља успорење ширења прскотине. Оптерећења на притисак у ситуацијама променљивих напонских стања истезање - притисак доводи до убрзања ширења прскотина. Предмет истраживања у раду су ефекти који се могу јавити код спектра оптерећења где је доминантно истезање. Такве ситуације редовно су доминантне код оплате на доњаци крила авиона. За укључивање ефеката успорења или убрзања ширења прскотине постоји више модела [25-30]

4.2.1 Процена века

Општи израз за прорачун ширења прскотине при општем спектру оптерећења може се изразити као:

$$a_{i+1} = a_o + \sum_{i=1}^M \Delta a_i \quad (4.2.1.1)$$

где су:

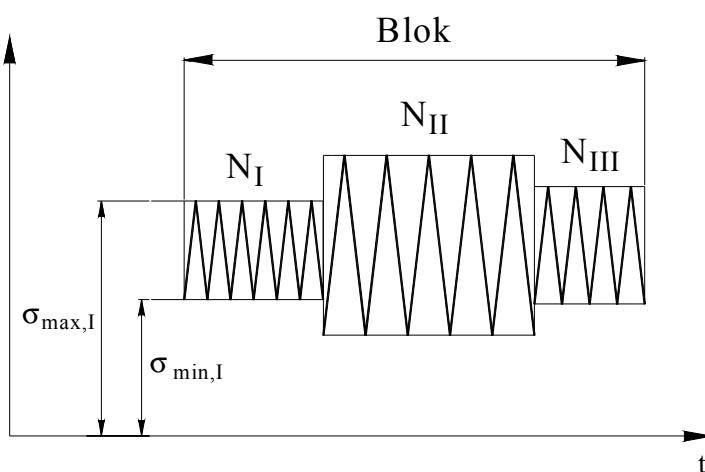
a_o - иницијална дужина прскотине

Δa_I - укупна дужина прскотине за I -ти ниво спектра оптерећења

M – укупни број нивоа оптерећења у спектру

За поједине нивое оптерећења процена ширења прскотине се врши на раније изложен начин који се односи на константне амплитуде оптерећења (једначине су дате у претходној секцији 4.1).

На Сл.4.2.1 дат је општи изглед спектра оптерећења са различитим нивоима оптерећења. Значи, овај тип спектра оптерећења укључује ефекте средњих напона (σ_m). У оквиру овог истраживања разматран је и спектар оптерећења који укључује и средње напоне који се у основи изражава у законима ширења прскотине преко односа P .



Сл. 4.2.1. Спектар оптерећења

Значи, код разматраног спектра оптерећења попут овога илустрованог на Сл.4.2.2., дефинише се укупан број циклуса за поједине нивое у оквиру спектра, при чему број нивоа није ограничен. Могуће су различите комбинације спектра као примера ради да се дефинише укупан број циклуса за поједине нивое у оквиру спектра, изузев последњег нивоа за који се одређује број циклуса при коме се јавља лом, N_f .

У општим разматрањима спектар оптерећења се дефинише у виду блока, Сл.4.2.2 при чему број нивоа у блоку није ограничен. Сваки блок, по правилу,

одговара одређеном времену лета авиона па се на основу процењених броја блокова, N_{fi} , може једноставно одредити и век структуралног елемента под дејством цикличних оптерећења.

4.2.2 Утицај облика спектра оптерећења на брзину ширења прскотине

Да би се укључио утицај преласка са једног нивоа на други успостављени су различити аналитички модели [25-30]. Пошто је примарна пажња усмерена на спектре оптерећења где доминирају оптерећења на затезање то ће се користити модели погодни за решавање ове врсте проблема.

Као што је напред поменуто, промене нивоа оптерећења у оквиру спектра могу да доведу до успорења или убрзања ширења прскотине. За ту врсту анализе прилагођен је модел Валкера код кога закон ширења прскотине сада има облик:

$$\frac{da}{dN} = C \left[(1-R)^{m-1} \Delta K_{ef} \right]^n \quad (4.2.1)$$

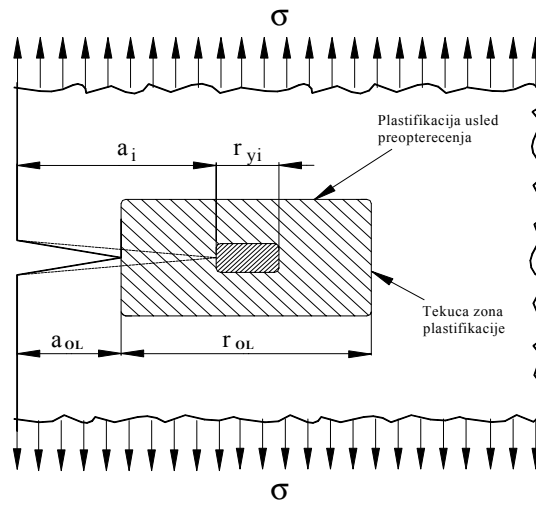
где су: C , m , n – константе које дефинишу динамичке карактеристике материјала; при чему је за срачунавање ефективног ФИН, ΔK_{ef} , коришћен Vromanov израз у облику [28]:

$$\Delta K_{ef} = \frac{4}{3} \left[K_{\max} - \frac{3}{4} (K_{\min}) + \frac{1}{3} K_{\max,ol} \sqrt{\frac{a_{ol} + r_{yol} - a_i}{r_{yol}}} \right] \quad (4.2.2)$$

где су: $K_{\max}$ и $K_{\min}$ максималне и минималне вредности ФИН за поједине нивое оптерећења у оквиру спектра; a_{ol} и $K_{\max,ol}$ су дужине прскотине и вредност ФИН пре појаве преоптерећења. Зона пластификације око врха прскотине дефинисана је за равно стање напона као:

$$r_y = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{K_{\max}}{\sigma_y} \right]^2 \quad (4.2.3)$$

На Сл.4.2.2.1 приказане су две зоне пластификације око врха прскотине: текућа и друга настала услед преоптерећења. Текућа зона пластификације се редовно јавља око врха прскотине, док је ова друга последица промене једног нивоа на други ниво у оквиру спектра оптерећења.



Сл. 4.2.2.1 Зоне пластификације - текућа и услед преоптерећења

Једначина (4.2.2) може се преформулисати у облик:

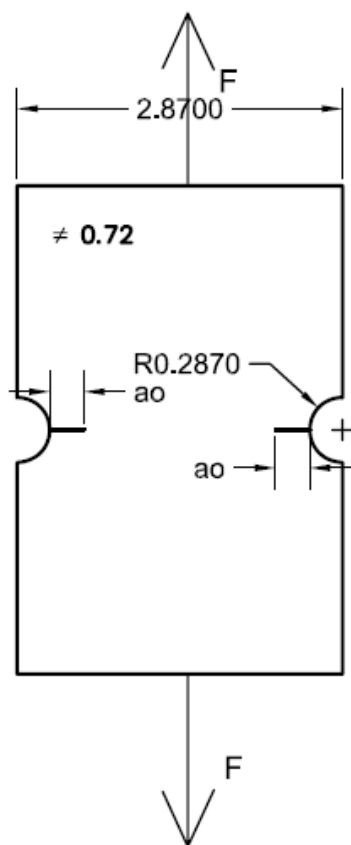
$$\Delta K_{ef} = (K_{\max} - K_{\min}) - \frac{1}{3} \left[\sqrt{\frac{a_{ol} + r_{yol} - a_i}{r_{yol}}} - K_{\max} \right] \quad (4.2.4)$$

Из горње једначине се јасно види да се нумеричка вредност ΔK_{ef} увек мења у зависности од $\Delta K = K_{\max} - K_{\min}$, без обзира какав облик “степенастог” спектра се јавља. Ово доводи до успорења ширења прскотине, што је у сагласности са експериментима. Експериментима је утврђено да појаве пластификације око врха прскотине доводе до успорења ширења прскотине. Примарна пажња у раду усмерена је на “степенасте” спектар оптерећења, док утицај појединачних “пикова” није предмет истраживања у тези. Различити

утицаји пластификације око врха прскотине као и поступци за њихово нумеричко моделирање дато је у референци [31].

4.3 Нумерички примери процене преосталог века

У циљу верификације нумеричког приступа за анализу ширења прскотине укључени су одговарајући нумерички примери. Разматран је структурални елемент равне плоче са два бочна полуотвора и иницијалним прскотинама у зонама концентрације напона, Сл. 4.3.1.



Сл. 4.3.1 Процена преосталог века Епрувете Бр.1 (Spec 1) са иницијалним прскотинама у они концентрације напона

Епрувета бр. 1, Сл. 4.3.1, изложена је цикличним оптерећењима константне амплитуде . За процене преосталог века коришћен је Парисов закон (4.1.1.1) .

Аналитички израз корективне функције за Епрувету Бр. 1 (Спец 1)

$$Y = 1,12 + 0,203 \frac{2a}{w} - 1,197 \left(\frac{2a}{w} \right)^2 + 1,93 \left(\frac{2a}{w} \right)^3 \quad (4.3)$$

Анализа ширења прскоине и процена преосталог века извршена за више нивоа оптерећења која су дата у Табелама 4.3.1. до 4.3.4.

Табела 4.3.1: Резултати процене преосталог века за Епрувету 1
(Парисов закон ширења)

Finoca stampe	10	Izracunaj integral	Brisi	Naslov:	Spec 1A
Ulazni podaci					
C_Paris	0,0000000006157	w	1	SigmaMax	70
m	2,715	Poluprecnik	0,1	SigmaMin	0
Izaberite	Paris	a0	0,02	DeltaSigma	70
		ac	0,1277		
N	a0	KI	Y		
10	0,120231517636383	48,4559704877202	1,12643729647766		
20	0,120463632187752	48,5019631047182	1,12641975148122		
30	0,120696345609379	48,5480314140594	1,12640224671973		
40	0,120929659865258	48,5941756664748	1,12638478387859		
50	0,121163576928165	48,6403961146669	1,12636736466534		
70	0,121633227410447	48,7330666191834	1,12633266406477		
80	0,121868964819843	48,7795171909747	1,12631538620544		
90	0,122105313016436	48,8260449895227	1,12629815903046		
100	0,122342274017851	48,8726502777315	1,12628098436181		
110	0,122579849850878	48,9193333206168	1,12626386404512		
120	0,122818042551533	48,9660943853294	1,12624679994996		
140	0,12329628674634	49,0598516596683	1,12621284802376		
150	0,123536342359272	49,1068484144984	1,12619596405392		
160	0,12377702307753	49,1539242816149	1,12617914402857		
170	0,124018330984286	49,2010795392232	1,12616238994101		
180	0,124260268172353	49,2483144678173	1,12614570381011		
190	0,124502836744253	49,295629350206	1,12612908768063		
200	0,124746038812291	49,3430244715401	1,12611254362347		
210	0,124989876498626	49,3905001193395	1,12609607373601		
220	0,125234351935344	49,4380565835209	1,12607968014236		
240	0,125725224638368	49,5334131328491	1,12604713046859		
250	0,12597162621916	49,581213810067	1,12603097877318		
260	0,126218674179462	49,6290964878668	1,12601491214168		
270	0,126466370702133	49,6770614685762	1,12599893283655		
280	0,126714717980416	49,7251090570932	1,12598304314887		
290	0,126963718218024	49,7732385609157	1,12596724539865		
300	0,127213373629211	49,8214532901731	1,12595154193516		
310	0,127463686438861	49,8697505576563	1,12593593513725		
320	0,127714658882567	49,9181316788496	1,12592042741371		

Експериментални резултат је **318** циклуса.

Табела 4.3.2: Резултати процене преосталог века за Епрувету I
(Парисов закон ширења)

Finoca stampe Naslov:

Ulazni podaci

C_Paris w SigmaMax
m Poluprecnik SigmaMin
a0 DeltaSigma
Izaberite ac

N	a0	KI	Y
200	0,121874346616105	34,8452581643737	1,12631395982195
400	0,123788013639058	35,1134963313222	1,1261773735208
600	0,125742080184823	35,3853885331248	1,12604505360832
1000	0,129775730714389	35,8405572427649	1,12579770037145
1400	0,133984676874059	36,5117177210694	1,12558210402258
1800	0,138157998810537	36,8036289813489	1,12549000339294
2000	0,140648048532865	37,400875393424	1,12534618717633
2200	0,142969639648316	37,7065521612322	1,12529862796441
2600	0,147768814662885	38,3329748732924	1,12526422390123
2800	0,150250286435311	38,6541553735401	1,12528292759129
3000	0,152789078231601	38,9809701838548	1,1253297382133
3200	0,155386852511278	39,3136874988922	1,12540817961999
3400	0,158045573058636	39,6526000294287	1,12552213241474
3800	0,163554270929305	40,3503211054974	1,12587410852399
4200	0,169333288949581	41,0770798757399	1,12642539885078
4400	0,172330452445215	41,4524324040522	1,12679051451965
4600	0,175403077623987	41,8364345128613	1,12722439305878
5000	0,181786850221128	42,6327130905816	1,12833026499183
5400	0,189511721761115	43,4712213260649	1,12981570164178
5600	0,192011491690316	43,9083031673972	1,13072804170631
5800	0,195608582086015	44,3585182133769	1,13177055525878
6200	0,203114239882885	45,3027952645192	1,1343067499586
6400	0,2070337179444	45,7994272773128	1,13583547059164
6600	0,211072468357064	46,3143819876557	1,13756502441327
6800	0,215237413852898	46,849404489616	1,13951905358062
7000	0,219536227451138	47,4064806135054	1,14172439382257
7200	0,223877451052749	47,9878792683862	1,14421162622411
7400	0,228570638198334	48,5962041986004	1,14701575144194
7600	0,233328527127013	49,2344577461464	1,15017702004171

Експериментални резултат је **7630** циклуса.

Табела 4.3.3: Резултати процене преосталог века за Епрувету I
(Парисов закон ширења)

Finoca stampe 500
Izracunaj integral
Brisi
Naslov: Spec 1A

Ulazni podaci

C_Paris 0,0000000006157
m 2,715
Izaberite Paris

w 1
Poluprecnik 0,1
a0 0,02
ac 0,2672

SigmaMax 40
SigmaMin 0
DeltaSigma 40

N	a0	KI	Y
500	0,122566465984206	27,9544880227173	1,12626349065115
1000	0,125206810699718	28,2493821453764	1,12608024297759
1500	0,127923777750204	28,549828362254	1,12590641368051
2000	0,130720255442366	28,8560572225782	1,12574504754869
2500	0,133599289428622	29,1683221913194	1,12558963399402
3000	0,136564097038811	29,4869028213532	1,12547416542474
4000	0,14276486095798	30,1442822470674	1,12530195653311
4500	0,14600826896693	30,4838064854396	1,12526636386988
5000	0,149352399818982	30,8311078719609	1,12527319882367
5500	0,152801626402591	31,1866643700117	1,12533018289105
6000	0,156360635025734	31,5510129235883	1,12544611991773
7000	0,163828545466485	32,3085851139182	1,12589644066491
7500	0,167748762683287	32,7032678950853	1,1262553822006
8000	0,171801506136674	33,1096887560891	1,12672285837316
8500	0,175993748681601	33,528854069352	1,12731603688808
9000	0,180333131259725	33,9619183166862	1,1280546293148
10000	0,189487860051223	34,8752341847897	1,13006229754973
10500	0,194322865704217	35,3587896622184	1,13138787352332
11000	0,19934466282353	35,8629285525431	1,13297328650438
11500	0,204566283052238	36,3900631439431	1,13485966846204
12000	0,210002487055504	36,9430310495051	1,13709527118498
13000	0,221588501015798	38,140542146798	1,14285250268683
13500	0,227780073033833	38,7938888188248	1,14652256458085
14000	0,234271026481913	39,4910440224416	1,15084471041333
14500	0,241092284321774	40,2391124518555	1,15593766570941
15000	0,248280738310255	41,0468709287892	1,16194757406388
16000	0,263947375273842	42,8883152309034	1,17749500993593
16500	0,272547812895478	43,9538863297901	1,1875589428016
17000	0,281787934450583	45,1456232632794	1,19983653101549

Експериментални резултат је 17300 циклуса.

Табела 4.3.4: Резултати процене преосталог века за Епрувету I
(Парисов закон ширења)

Finoca stampe
1500
Izracunaj integral
Brisi

Naslov:
Spec 1A

Ulazni podaci

C_Paris
0,0000000006157

w
1

SigmaMax
30

m
2,715

Poluprecnik
0,1

SigmaMin
0

Izaberite
Paris

a0
0,02

DeltaSigma
30

ac
0,3404

Експериментални резултат је **42400** циклуса.

Табела 4.3.5: Резултати процене преосталог века за Епрувету 1
(Парисов закон ширења)

Finoca stampe Naslov:

Ulazni podaci

C_Paris w SigmaMax
m Poluprecnik SigmaMin
a0 DeltaSigma
Izaberite ac

	N	a0	KI	Y
	4000	0,12313682211807	14,0094694652127	1,12622248372743
	8000	0,128384205387651	14,1902267918627	1,12800267818337
	16000	0,133231177121777	14,5645464265599	1,12561674393153
	20000	0,138841890315405	14,7585756912994	1,12546356727978
	24000	0,140585493086251	14,957546548402	1,1253474958907
	32000	0,148498349967674	15,3716279346946	1,12526709338746
	36000	0,152682462685579	15,5875160560509	1,1253274683064
	40000	0,157029335828502	15,809919092176	1,12547498867455
	44000	0,161548138463245	16,0393897403064	1,12572802481438
	48000	0,166248933608571	16,2765706477709	1,12610816484001
	52000	0,171142825327403	16,5222115459995	1,12664081912852
	60000	0,18156064171026	17,042548449587	1,12828905499551
	64000	0,187113820401548	17,3195102052808	1,12948219145912
	68000	0,192919224079461	17,6085425482224	1,13086555955196
	72000	0,198996901403043	17,9144041332418	1,13285930302377
	76000	0,205369857847073	18,2362207330029	1,1351758388417
	80000	0,212065276463343	18,577582542645	1,13802353561469
	84000	0,219114462161271	18,9416743185528	1,14150985899489
	88000	0,226555097315849	19,3324523927839	1,1457686408835
	92000	0,234432439671656	19,754890060644	1,15096657153037
	100000	0,25173165452996	20,7219643633055	1,16508890837536
	104000	0,261308784714993	21,2856366128772	1,17464536843544
	108000	0,271645008050793	21,9209542666394	1,18646740245689
	116000	0,295240530678094	23,4963331252599	1,2198587879378
	120000	0,308987164115873	24,508786923268	1,24379619711857
	124000	0,324551744132554	25,7538244013436	1,27525689554296
	128000	0,34260270216493	27,3468121722535	1,31798203980849
	132000	0,364289803012951	29,5026432580413	1,37891050598341
	136000	0,391860981427737	32,6844178700693	1,47290325287606

Експериментални резултат је **136000** циклуса.

Табела 4.3.6: Резултати процене преосталог века за Епрувету I за различите нивое цикличних оптерећења (Парисов закон ширења)

Амплитуда оптерећења Р (KIP)	Број циклуса Експеримент	Презентовани резултати прорачуна броја циклуса (преосталог века)
70	318	320
60	3010	3000
50	7630	7600
40	17300	17000
30	42400	42000
25	72300	72000
22	104000	102000
20	136000	136000

У претходним табелама Т 4.3.1 до Т 4.3.4 дати су комплетни резултати нумеричке анализе ширења прскотине са структурални елемент плоче са два полукружна бочна отвора и то за 4 случаја оптерећења и поређења са експерименталним резултатима. У Табели 4.3.5 дати су сумарни резултати и за друге нивое оптерећења и поређења са експерименталним резултатима.

Евидентно је добро слагање резултата нумеричке анализе ширења прскотине са експерименталним резултатима што са своје стране указује на ваљаност нумеричког приступа за анализу ширења прскотине и процене преосталог века елемената конструкција оптерећених цикличним оптерећењима.

5. ФОРМУЛАЦИЈА ПАРАМЕТАРА МЕХАНИКЕ ЛОМА КОД ПОВРШИНСКЕ ПРСКОТИНЕ И ПРОЦЕНЕ ПРЕОСТАЛОГ ВЕКА

При прорачунима чврстоће на замор авионских структура постоје две основне процедуре; Прва се бави проблемима процене века до појаве иницијалног оштећења а друга се бави понашањем структуралних елемената после појаве прскотине односно проценом преосталог века. Ова последња процедура позната је као прорачун чврстоће на замор структуралних елемената у присуству иницијалних оштећења «damage tolerance analysis».

Основна диференцијална једначина која описује закон ширења прскотине, Парисов закон, има облик :

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n, \quad (5.0)$$

где су: C и n карактеристике материјала а K_I представља фактор интензитета напона (ФИН). Одређивање ФИН за површинску 3-Д прскотину елиптичног облика је веома комплексан проблем из разлога што је утицај промене геометријског облика прскотине на његову промену тешко описати аналитички. Аналитичка форма ФИН је битна како би се могла укључити у одговарајуће законе ширења прскотине. Свакако сам ФИН могуће је одређивати и применом МКЕ али га је у таквом облику веома сложено ставити у неки од закона ширења прскотине[32,33]

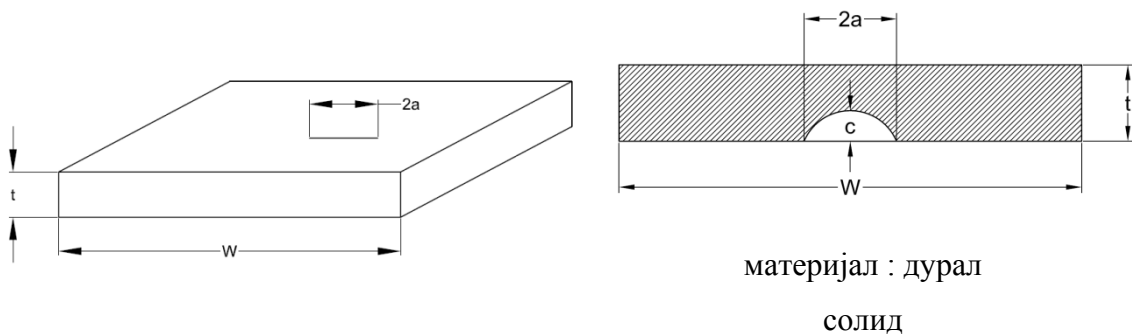
Сложеност се јавља због неопходности реформулације мреже коначних елемената при ширењу прскотине. Из овог разлога примена МКЕ за одређивање ФИН код 3-Д облик површинске прскотине а за потребе анализе ширења прскотине је ограничена само на специјалне случајеве.

5.1 Аналитички облик Фактора интензитета напона за површинску прскотину

Предмет овог истраживања усмерен је на аналитичко одређивање ФИН, K_I , за површинску прскотину полу-елиптичног облика под дејством комбинованог оптерећења и то под дејством оптерећења на истезање (S_t) и савијање (S_b). Фактор интензитета напона за површинску прскотину полу-елиптичног облика може се написати као [32,33,35]

$$K_{a I} = (S_t + S_b H) Y_a \sqrt{\pi \frac{a}{Q}} \quad (5.1)$$

где су: Y_a и Q корективне функције док су сви геометријски параметри елиптичне прскотине приказани на Сл. 5.1.



Сл. 5.1 Геометрија плоче са површинском прскотином

$$Q = 1 + 1.464 \left(\frac{a}{c} \right)^{1.65}, \quad (5.2)$$

$$Y_a = (M_1 + M_2 \left(\frac{a}{t} \right)^2 + M_3 \left(\frac{a}{t} \right)^4) f_\phi g f_w \text{ са} \quad (5.3)$$

$$M_1 = 1.13 - 0.09 \left(\frac{a}{c} \right), \quad (5.4)$$

$$M_2 = -0.54 + \frac{0.89}{0.2 + \left(\frac{a}{c} \right)}, \quad (5.5)$$

$$M_3 = 0.5 - \frac{1}{0.65 + \left(\frac{a}{c}\right)} + 14\left(1 - \frac{a}{c}\right)^{24}, \quad (5.6)$$

$$g = 1 + (0.1 + 0.35\left(\frac{a}{t}\right)^2)(1 - \sin \phi)^2, \quad (5.7)$$

$$f_\phi = \left[\left(\frac{a}{c}\right)^2 \cos^2 \phi + \sin^2 \phi \right]^{\frac{1}{4}}, \quad (5.8)$$

$$f_w = \sqrt{\frac{1}{\cos\left(\frac{\pi c}{W} \sqrt{\frac{a}{t}}\right)}}, a \quad (5.9)$$

$$H = H_1 + (H_2 - H_1) \sin^p \phi, \quad (5.10)$$

$$p = 0.2 + \frac{a}{c} + 0.6 \frac{a}{t}, \quad (5.11)$$

$$H_1 = 1 - 0.34 \frac{a}{t} - 0.11 \frac{a}{c} \left(\frac{a}{t}\right), \quad (5.12)$$

$$H_2 = 1 + G_1 \left(\frac{a}{t}\right) + G_2 \left(\frac{a}{t}\right)^2, \quad (5.13)$$

$$G_1 = -1.22 - 0.12 \left(\frac{a}{c}\right) \text{ и} \quad (5.14)$$

$$G_2 = 0.55 - 1.05 \left(\frac{a}{c}\right)^{0.75} + 0.47 \left(\frac{a}{c}\right)^{1.5}. \quad (5.15)$$

У горњим изразима a - представља дужину (дубину) прскотине, c -ширина прскотине (дужина полуосе елипсе), t -дебљина плоче, w -ширина плоче. За тачку **A** фактор интензитета напона израчунава се за угао $\phi = \pi/2$, а интензитет напона за тачку **B** и $\phi = 0^\circ$.

5.2 Анализа ширења прскотине-Процена преосталог века

За одређивање закона ширења прскотине односно за процену века могуће користити различити закони ширења прскотине попут једн. (5.0).

У даљем тексту користиће се једноставнија формула за исражавање фактора интензитет напона како би се само илустровала коришћена процедура при анализи ширења прскотине под дејством цикличних оптерећења.

Решење полазне диференцијалне једначине Parisa (5.0) на интервалу $[a_0, a_n]$ је број циклуса

$$N = \sum_{i=0}^{n-1} \int_{a_i}^{a_{i+1}} \frac{da}{C(\Delta K)^n} \quad , \quad (5.2.1)$$

или

$$N = \sum_{i=1}^{n-1} N_i \quad , \quad (5.2.2)$$

где је

$$N_i = \frac{1}{C \cdot \left(1 - \frac{n}{2}\right) \cdot (\alpha \cdot \Delta \delta \cdot \sqrt{\pi})^n} \cdot \left(a_i^{\left(1 - \frac{n}{2}\right)} - a_{i-1}^{\left(1 - \frac{n}{2}\right)} \right) \quad , \quad (5.2.3)$$

при чему је

$$\Delta a = a_i - a_{i-1} \quad (5.2.4)$$

унапред задата вредност.

За унапред познато N_f и a_0 вредност

$$a = \left(a_0^{\left(1 - \frac{n}{2}\right)} + N_f \cdot C \cdot \left(1 - \frac{n}{2}\right) \cdot (\alpha \cdot \Delta \delta \cdot \sqrt{\pi})^n \right)^{\frac{2}{2-n}} \quad (5.2.5)$$

је вредност дужине прскотине за N_f број циклуса оптерећења

од полазне дужине a_0 за ниво оптерећења $\Delta \delta$.

У општем случају полазна диференцијална једначина има опште решење

$$N = \int \frac{da}{C \cdot (\Delta K)^n} \quad , \quad \text{где се интеграл решава нумерички помоћу Симпсонове}$$

методе.

За познату почетну дужину прскотине a_0 и корак ширења прскотине Δa број циклуса постаје

$$N = \sum_{i=1}^n \int_{a_{i-1}}^{a_i} \frac{da}{C \cdot (\Delta K)^n}, \quad (5.2.6)$$

где је

$$\Delta a = a_i - a_{i-1} \text{ познато и } n \text{ је највећи број за које је } \int_{a_{i-1}}^{a_i} \frac{da}{C \cdot (\Delta K)^n} \geq 1.$$

Симпсонова формула за решавање одређеног интеграла

Одређени интеграл $\int_a^b f(x) dx$ нумерички се решава помоћу Симпсонове методе.

Нека је $h = \frac{b-a}{2 \cdot m}$ и $x_0 = a$, $x_i = x_0 + i \cdot h$ за $i = 1, \dots, 2 \cdot m$, $x_{2m} = b$ и $y_i = f(x_i)$ за $i = 1, \dots, 2 \cdot m$.

Геометријски, Симпсонова формула значи да се површина функције $f(x)$ у довољно малом интервалу апроксимира површином параболе тј.

$$\int_{x_0}^{x_2} f(x) dx = \frac{h}{3} \cdot (y_0 + 4y_1 + y_2). \quad (5.2.7)$$

Како је

$$\int_a^b f(x) dx = \sum_{i=2}^m \int_{x_{i-2}}^{x_i} f(x) dx = \sum_{i=2}^m \frac{h}{3} \cdot (y_{i-2} + 4 \cdot y_{i-1} + y_i) \text{ то је} \quad (5.2.8)$$

$$\int_a^b f(x) dx = \frac{h}{3} \cdot ((y_0 + y_{2m}) + 4(y_1 + y_3 + \dots + y_{2m-1}) + 2(y_2 + y_4 + \dots + y_{2m-2})) \quad (5.2.9)$$

са грешком

$$R = \frac{h^5}{90} \sum_{i=1}^m f^{(4)}(\zeta_i) \text{ за } \zeta_i \in (x_{2i-2}, x_{2i}). \quad (5.2.10)$$

Напред приказана процедура се користи за нумеричку анализу ширења прскотине. Овде је детаљно приказана нумеричка процедура за анализу ширења прскотине где је коришћен закон ширења Париса. На сличан начин се могу увести

нумеричке процедуре за анализу ширења прскотине и за друге законе ширења прскотине у којима су укључени и утицаји облика спектра оптерећења као и ефекат асиметрије цикличног оптерећења који се, примера ради, користе код закона ширења попут Формана. Користећи аналитичке изразе за ФИН код површинске прскотине елиптичног облика дате у претходној секцији 2.1 развијен је софтверски пакет за одређивање ФИН код структуралних елемената са површинском прскотином под називом “POVPRS”.

5.3 Нумерички примери

У циљу верификације напред изложене процедуре за процену преосталог века код структуралних елемената са површинским прскотинама укључени су одговарајући нумерички примери. Како је већ напред поменуто овде су разматрани проблеми структуралних елемената са површинском прскотином елиптичног облика. За одређивање ФИН коришћена су два приступа и то:

Аналитички метод одређивања ФИН

Метод коначних елемената (МКЕ) за одређивање ФИН

Пример 5.3.1: Одређивање ФИН при оптерећењу на истезање

За одређивање ФИН при оптерећењу на истезање при елиптичној површинској 3-Д прскотини коришћени су следећи геометријски параметри:

Дужина прскотине $a = .100E-02$ [m]

Ширина прскотине $c = .100E-02$ [m]

Дебљина оплате $B = .200E-01$ [m]

Ширина оплате $W = .200E-01$ [m]

Парисов коеф. $C_p = .300E-10$

Парисов експонент $n_p = .250E+01$

Ломна жилавост $K_{IC} = .500E+02$ [MPa*sqrt(m)]

док су циклична оптерећења константне амплитуде у облику

$$\text{Оптерећење } S_{\min} = .000\text{E}+00 \text{ [MPa]}$$

$$\text{Оптерећење } S_{\max} = .500\text{E}+03 \text{ [MPa]}$$

$$\text{Оптерећење } S_b = .000\text{E}+00 \text{ [MPa]}$$

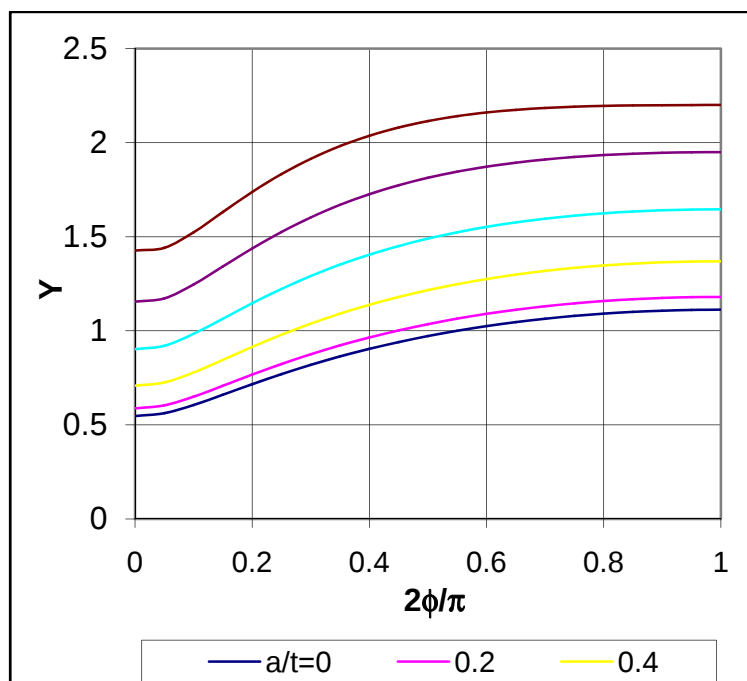
Да би се боље илустровали утицаји геометријских параметара на промену ФИН у анализи је коришћен бездимензиони фактор Y дефинисан као

$$Y = \frac{K_I}{S_i \sqrt{\pi \frac{a}{Q}}} \quad (5.3)$$

У наредним табелама 5.3.1 – 5.35 као и на Сл. 5.1 до 5.3 детаљно су приказане вредности корективне функције Y зависности од облика саме површинске прскотине какве су неопходне за моделирање ФИН и одковарајућег софтвера за проену преосталог века.

Табела 5.3.1: Промена односа Y за различите односе (a/t) за $a/c=0.2$

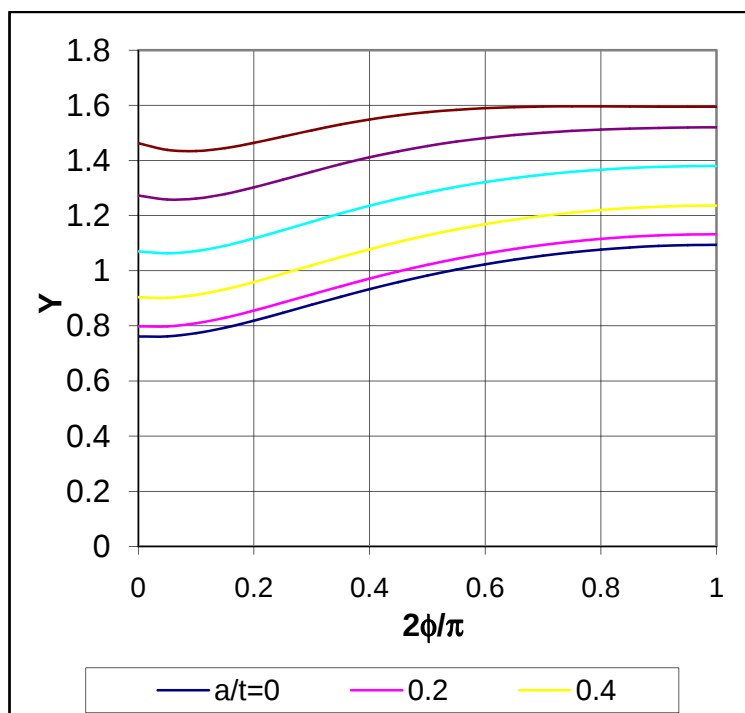
$2\Phi/\pi$	$a/t=0$	$a/t=0.2$	$a/t=0.4$	$a/t=0.6$	$a/t=0.8$	$a/t=1.$
0	0.54703	0.58781	0.70793	0.90225	1.15463	1.42676
0.05	0.56217	0.60353	0.72498	0.92037	1.17216	1.44081
0.1	0.60528	0.64923	0.77784	0.98353	1.2464	1.52371
0.15	0.65994	0.7072	0.84507	1.06422	1.34185	1.63115
0.2	0.71614	0.76673	0.91379	1.14608	1.43765	1.7375
0.25	0.76965	0.82328	0.97863	1.2224	1.52545	1.83274
0.3	0.81898	0.87527	1.03776	1.29103	1.60275	1.9141
0.35	0.86376	0.92234	1.09081	1.35164	1.66935	1.98167
0.4	0.90404	0.96454	1.13795	1.40458	1.72594	2.03661
0.45	0.94002	1.00213	1.17953	1.45045	1.7735	2.08042
0.5	0.97195	1.03539	1.21596	1.48991	1.81307	2.11465
0.55	1.00008	1.0646	1.24766	1.52359	1.84568	2.14083
0.6	1.02463	1.09003	1.27501	1.55211	1.87225	2.16034
0.65	1.04583	1.11192	1.29834	1.57598	1.89364	2.17447
0.7	1.06384	1.13048	1.31795	1.5957	1.91062	2.18436
0.75	1.07882	1.14588	1.33411	1.61168	1.92385	2.19102
0.8	1.0909	1.15828	1.34704	1.62428	1.9339	2.19528
0.85	1.10019	1.1678	1.35691	1.63377	1.94123	2.19786
0.9	1.10677	1.17453	1.36386	1.64039	1.94621	2.19931
0.95	1.1107	1.17855	1.36799	1.6443	1.94909	2.20002
1	1.112	1.17988	1.36936	1.64559	1.95003	2.20023



Сл. 5.1 Типични резултати за промену ФИН при оптерећењу на истезање за (полу)-елиптичну површинску 3-Д прскотину, сходно табели 4.3.1

Табела 5.3.2: Промена односа Y за различите односе (a/t) за $a/c=0.4$

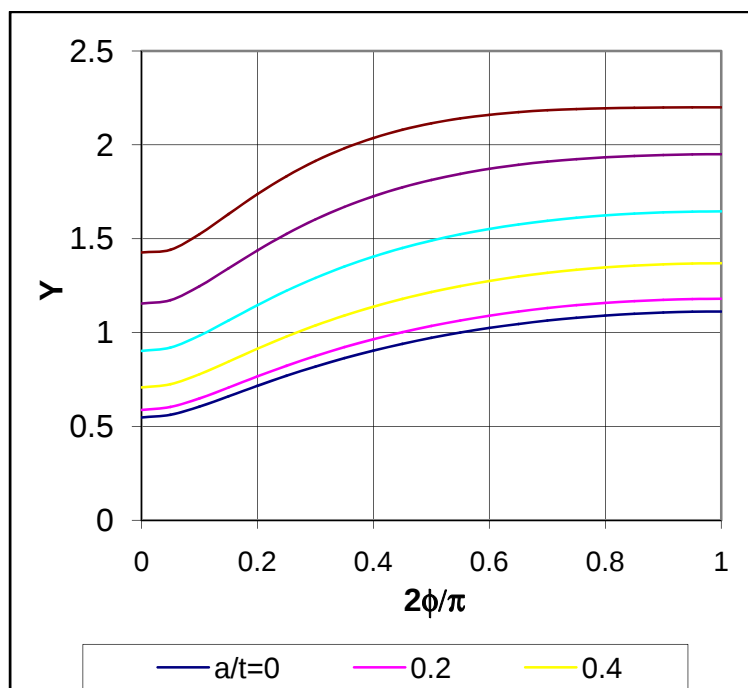
$2\Phi/\pi$	$a/t=0$	$a/t=0.2$	$a/t=0.4$	$a/t=0.6$	$a/t=0.8$	$a/t=1$
0	0.7611	0.79784	0.90396	1.07011	1.27278	1.46259
0.05	0.7617	0.79776	0.90153	1.06305	1.25831	1.43837
0.1	0.77329	0.80916	0.91202	1.07113	1.26161	1.43427
0.15	0.79331	0.82935	0.93232	1.09055	1.27799	1.44471
0.2	0.81881	0.85523	0.95889	1.11706	1.30234	1.46372
0.25	0.8472	0.88408	0.98865	1.14704	1.33037	1.48641
0.3	0.87651	0.91386	1.01933	1.17786	1.35904	1.50936
0.35	0.90543	0.94319	1.0494	1.20779	1.38639	1.5305
0.4	0.93307	0.97118	1.07791	1.23579	1.41135	1.54874
0.45	0.95892	0.9973	1.1043	1.26131	1.43338	1.56366
0.5	0.98268	1.02123	1.12829	1.28411	1.45233	1.57526
0.55	1.00417	1.04283	1.14976	1.30412	1.46829	1.5838
0.6	1.02333	1.06203	1.16867	1.32142	1.48147	1.58969
0.65	1.04013	1.07884	1.18509	1.33614	1.49214	1.59341
0.7	1.05459	1.09326	1.19906	1.34845	1.50061	1.59543
0.75	1.06674	1.10536	1.2107	1.35851	1.50718	1.59625
0.8	1.07661	1.11517	1.22007	1.36649	1.51213	1.59627
0.85	1.08425	1.12274	1.22727	1.37254	1.51572	1.59589
0.9	1.08967	1.12812	1.23236	1.37676	1.51813	1.5954
0.95	1.09292	1.13134	1.2354	1.37926	1.51952	1.59501
1	1.094	1.13241	1.23641	1.38009	1.51997	1.59487



Сл. 5.2 Типични резултати за промену ФИН при оптерећењу на истезање за (полу)-елиптичну површинску 3-Д прскотину, сходно табели 5.3.2

Табела 5.3.3: Промена односа Y за различите односе (a/t) за $a/c=0.6$

$2\Phi/\pi$	$a/t=0$	$a/t=0.2$	$a/t=0.4$	$a/t=0.6$	$a/t=0.8$	$a/t=1$
0	0.54703	0.58781	0.70793	0.90225	1.15463	1.42676
0.05	0.56217	0.60353	0.72498	0.92037	1.17216	1.44081
0.1	0.60528	0.64923	0.77784	0.98353	1.2464	1.52371
0.15	0.65994	0.7072	0.84507	1.06422	1.34185	1.63115
0.2	0.71614	0.76673	0.91379	1.14608	1.43765	1.7375
0.25	0.76965	0.82328	0.97863	1.2224	1.52545	1.83274
0.3	0.81898	0.87527	1.03776	1.29103	1.60275	1.9141
0.35	0.86376	0.92234	1.09081	1.35164	1.66935	1.98167
0.4	0.90404	0.96454	1.13795	1.40458	1.72594	2.03661
0.45	0.94002	1.00213	1.17953	1.45045	1.7735	2.08042
0.5	0.97195	1.03539	1.21596	1.48991	1.81307	2.11465
0.55	1.00008	1.0646	1.24766	1.52359	1.84568	2.14083
0.6	1.02463	1.09003	1.27501	1.55211	1.87225	2.16034
0.65	1.04583	1.11192	1.29834	1.57598	1.89364	2.17447
0.7	1.06384	1.13048	1.31795	1.5957	1.91062	2.18436
0.75	1.07882	1.14588	1.33411	1.61168	1.92385	2.19102
0.8	1.0909	1.15828	1.34704	1.62428	1.9339	2.19528
0.85	1.10019	1.1678	1.35691	1.63377	1.94123	2.19786
0.9	1.10677	1.17453	1.36386	1.64039	1.94621	2.19931
0.95	1.1107	1.17855	1.36799	1.6443	1.94909	2.20002
1	1.112	1.17988	1.36936	1.64559	1.95003	2.20023



Сл. 5.3 Типични резултати за промену ФИН при оптерећењу на истезање за (полу)-елиптичну површинску 3-Д прскотину, сходно табели 4.3.3

У табелама 5.3.4 и 5.3.5 приказани су прорачунски и експериментални резултати ширења површинске прскотине.

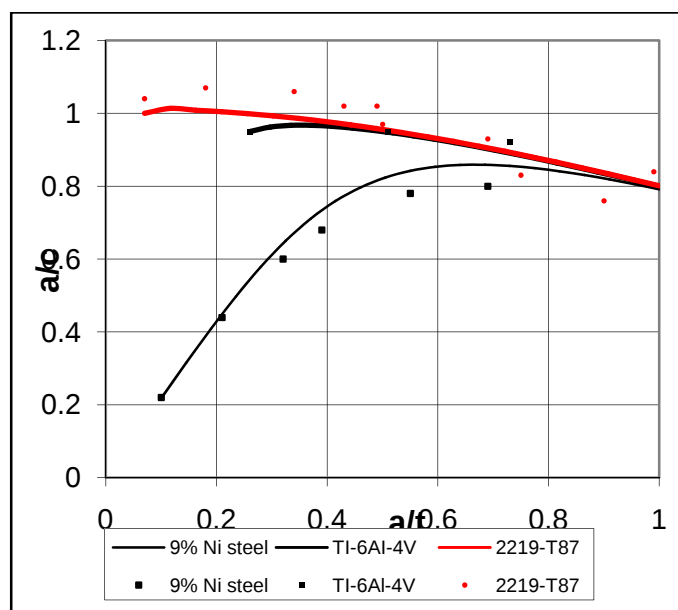
Табела 5.3.4: Резултати прорачуна

9%Ni čelik		Ti-6Al-4V		2219-T87	
a/t	a/c	a/t	a/c	a/t	a/c
0.1	0.2182	0.26	0.9498	0.07	1
0.145	0.3149	0.297	0.9622	0.1165	1.0135
0.19	0.4088	0.334	0.9669	0.163	1.0085
0.235	0.4975	0.371	0.9671	0.2095	1.0043
0.28	0.5787	0.408	0.9643	0.256	0.9991
0.325	0.6502	0.445	0.9596	0.3025	0.9929
0.37	0.7106	0.482	0.9535	0.349	0.9857
0.415	0.7593	0.519	0.9462	0.3955	0.9776
0.46	0.7966	0.556	0.9381	0.442	0.9684
0.505	0.8238	0.593	0.9291	0.4885	0.9583
0.55	0.8421	0.63	0.9195	0.535	0.9474
0.595	0.8532	0.667	0.9094	0.5815	0.9356
0.64	0.8584	0.704	0.8987	0.628	0.923
0.685	0.8588	0.741	0.8875	0.6745	0.9097
0.73	0.8556	0.778	0.8759	0.721	0.8957
0.775	0.8494	0.815	0.8639	0.7675	0.8811
0.82	0.8409	0.852	0.8516	0.814	0.866
0.865	0.8305	0.889	0.8389	0.8605	0.8503

0.91	0.8186	0.926	0.826	0.907	0.8342
0.955	0.8056	0.963	0.8129	0.9535	0.8177
1	0.7917	1	0.7995	1	0.8009

Табела 5.3.5: Резултати експеримента

9% Ni čelik		Ti-6Al-4V		2219-T87	
a/t	a/c	a/t	a/c	a/t	a/c
0.07	1.04	0.26	0.95	0.1	0.22
0.18	1.07	0.51	0.95	0.21	0.44
0.34	1.06	0.73	0.92	0.32	0.6
0.43	1.02			0.39	0.68
0.49	1.02			0.55	0.78
0.5	0.97			0.69	0.8
0.69	0.93				
0.75	0.83				
0.9	0.76				
0.99	0.84				



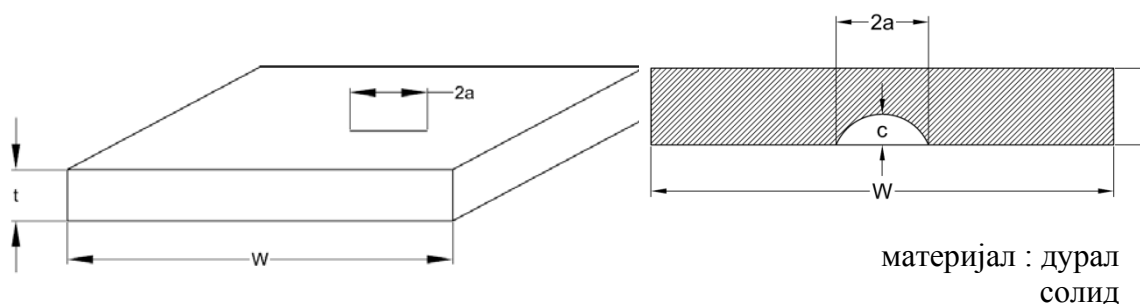
Сл. 5.3.4 Поређење резултата прорачуна процене века са експериментима
(Пуне линије су резултати прорачуна а карактеристичне тачке су рез.
експеримента)

На Сл. 5.3.4 упоређени су прорачунски и експериментални резултати за анализу ширења прскотине. Свакако, важно је истаћи да су прорачунски резултати

добијени коришћењем аналитичког модела чија су теоријска разматрања сажето дата у тачци 3 овог извештаја. Евидентна је задовољавајућа тачност аналитичког модела за анализу ширења прскотине.

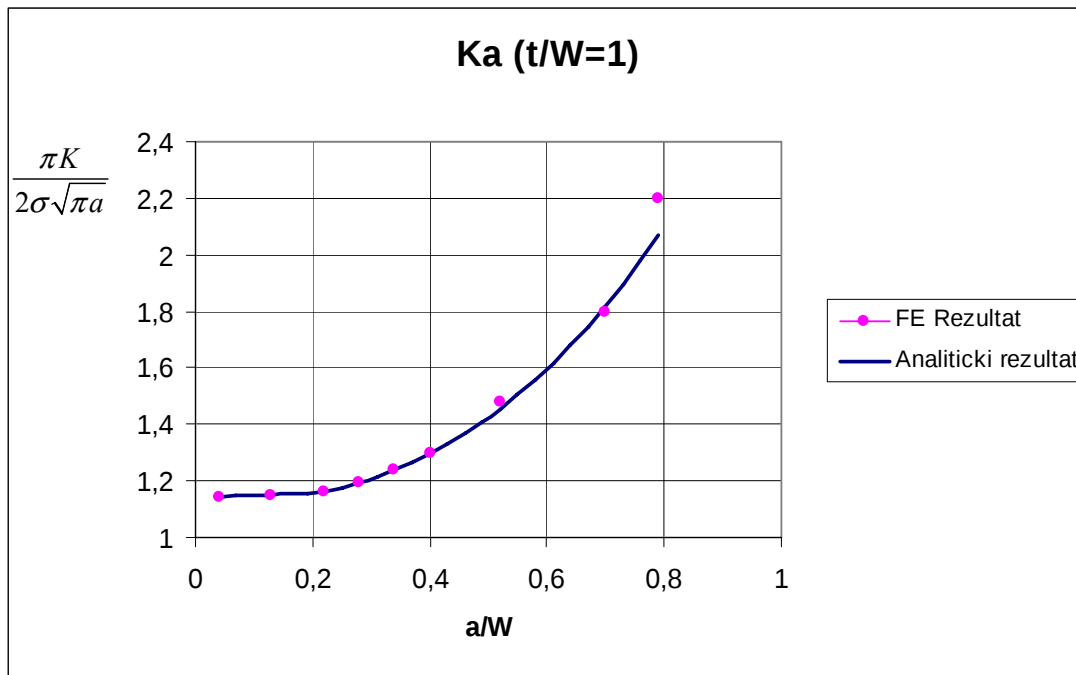
Пример 5.3.2: Одређивање FIN при оптерећењу на истезање применом МКЕ

У циљу верификације аналитичких израза за анализу ширења површинске прслине извршена су поређења аналитичких резултата за ФИН са резултатима методе коначних елемената (МКЕ). Плоча је оптерећена истезањем којој оговара напон $\sigma = 10 \text{ hbar}$ (100 МПа).

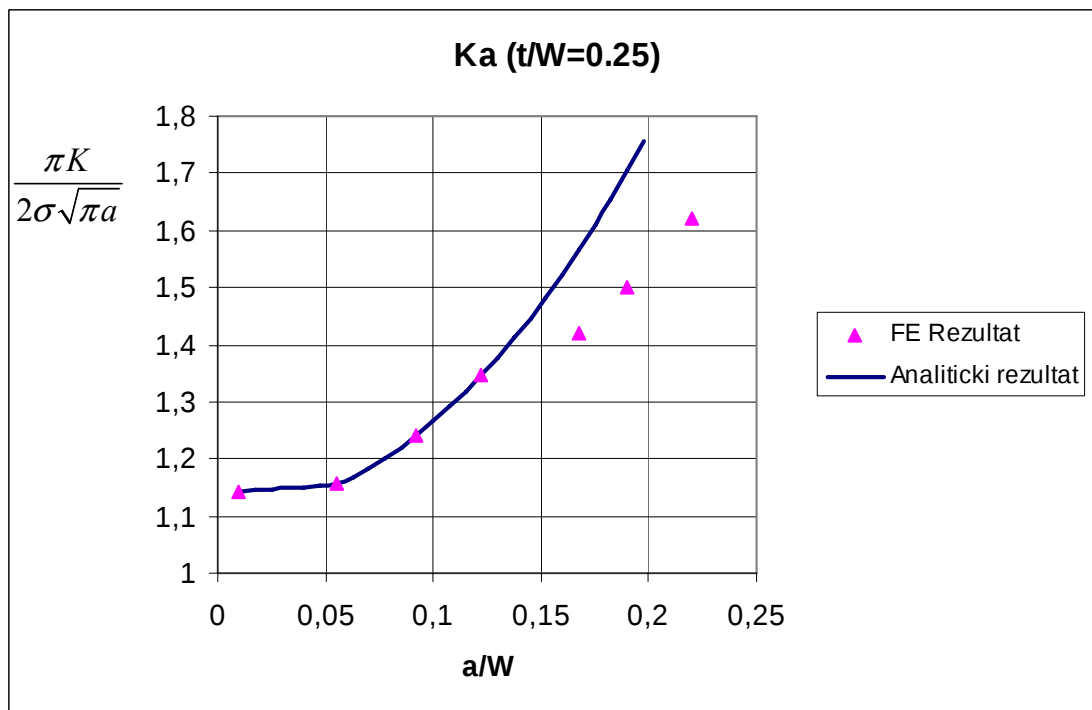


Сл. 5.3.2.1 Геометрија плоче са површинском прскотином

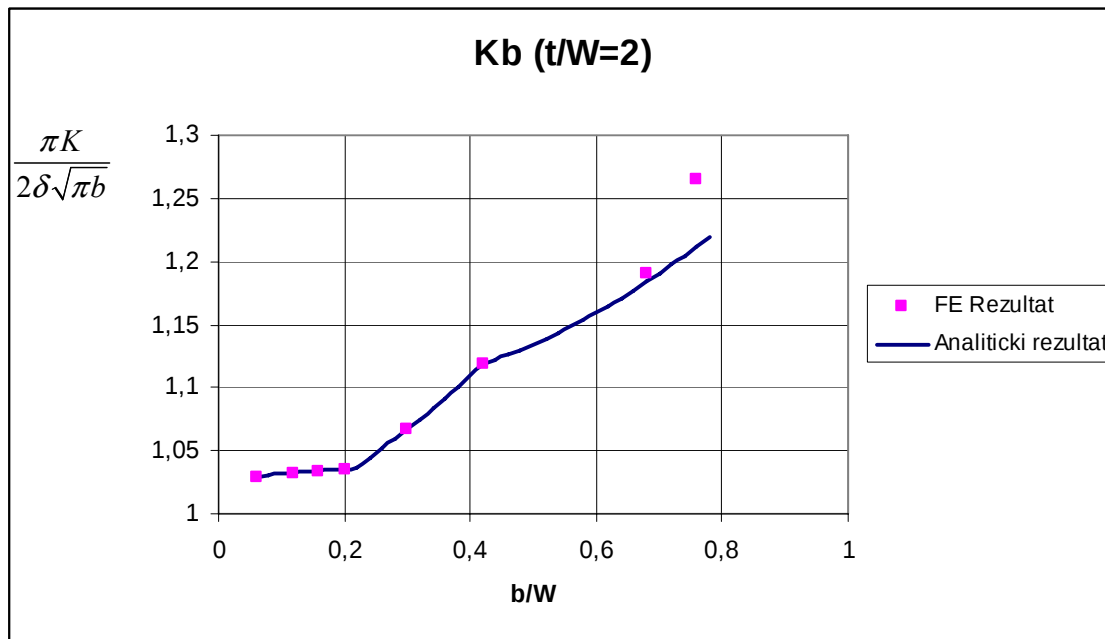
Урађена је анализа фактора интензитета напона за плочу са прскотином полупречника $P = \{3, 4, 5, 6\}$



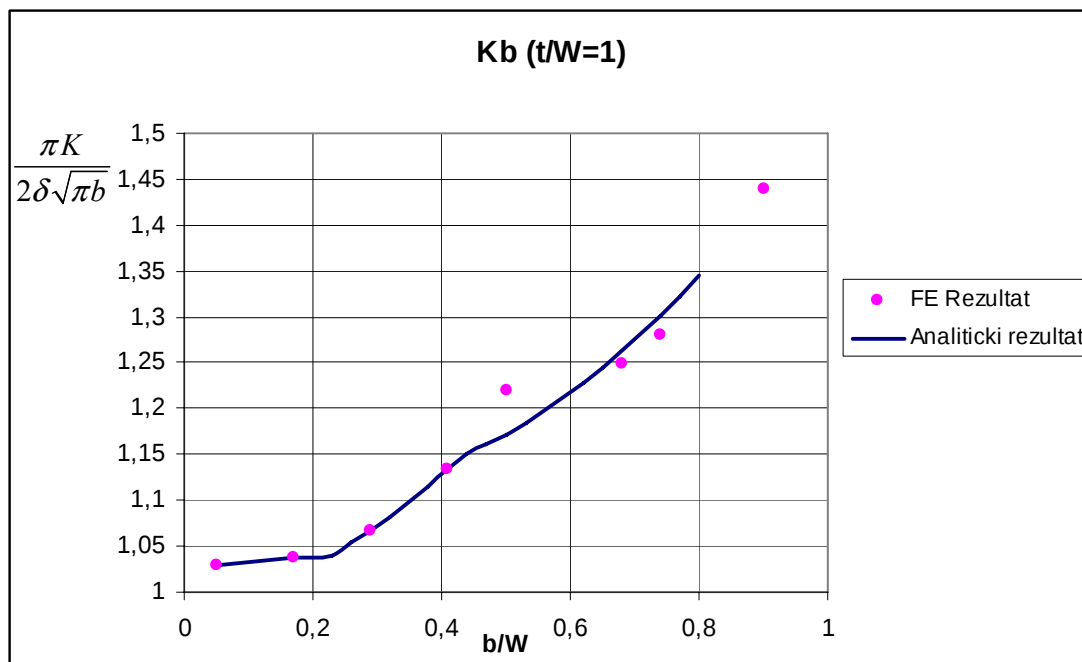
Сл. 5.3.2.2 Поређење аналитичких резултата са МКЕ за ФИН у тачци А за површинску прслину



Сл. 5.3.2.3 Поређење аналитичких резултата са МКЕ за ФИН у тачци А за површинску прслину



Сл. 5.3.2.4 Поређење аналитичких резултата са МКЕ за ФИН у тачци Б за површинску прслину



Сл. 5.3.2.5 Поређење аналитичких резултата са МКЕ за ФИН у тачци Б за површинску прслину

У наредним табелама дати су комплетни нумерички резултати за аналитичко одређивање ФИН код проблема 3-Д површинске прскотине елиптичног облика, сходно Сл. 5.2.1. За ту сврху коришћен је софтверски пакет под радним називом: **3-D Povrs_Forman_Broek** који је развијен за анализу ширења прскотина

Табела 5.3.6: Резултати експеримента

3-D Povrs_Forman BROEK_B				
Ulazni podaci				
t	10	b	b/w	$\text{PK}/[2\sigma\sqrt{\pi}]^*$
b/a	1			Kb
w	40	0.4	0.01	5,1922296846970
Sigma	10	0.6	0.015	7,3495260863001
		0.8	0.02	9,0093845818660
		1	0.025	10,412484646051
		1.2	0.03	11,651959857487
		1.4	0.035	12,775529876768
		1.6	0.04	13,811516172088
		1.8	0.045	14,778354839608
		2	0.05	15,688839961301
		2.2	0.055	16,552278365290
		2.4	0.06	17,490963832512
		2.6	0.065	18,409322661684
		2.8	0.07	19,311612300464
		3	0.075	20,201336090168
		3.2	0.08	21,081430937428
		3.4	0.085	21,954399175601
		3.6	0.09	22,822403631775
		3.8	0.095	23,687337706074
		4	0.1	24,550878040610
		4.2	0.105	25,414524782682
		4.4	0.11	26,135503218547
		4.6	0.115	26,851282566691
		4.8	0.12	27,563062129001
		5	0.125	28,271931813634
		5.2	0.13	28,978887529519
		5.4	0.135	29,684843860179
		5.6	0.14	30,390644585033
		5.8	0.145	31,097071480998
		6	0.15	31,804851737749
		6.2	0.155	32,514664246074
		6.4	0.16	33,227144963112
		6.6	0.165	33,942891516012
		6.8	0.17	34,662467173042
		7	0.175	35,386404286070
		7.2	0.18	36,115207288677
		7.4	0.185	36,849355318652
		7.6	0.19	37,589304521408
		7.8	0.195	38,335490080944
		*		

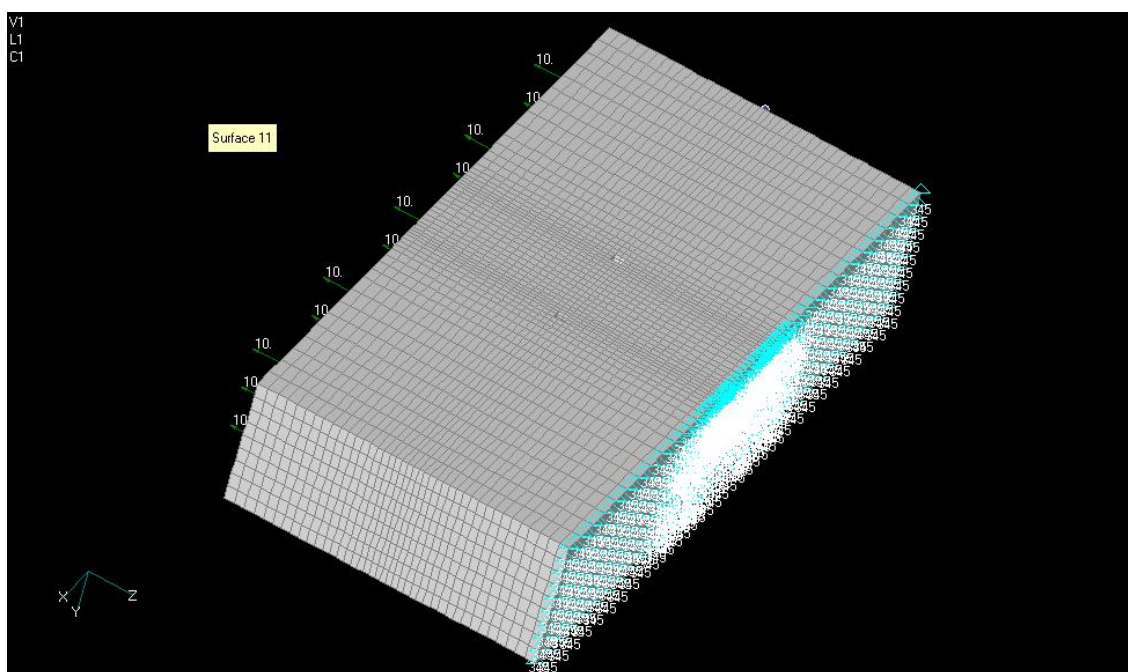
Табела 5.3.7: Резултати експеримента

3-D Povrs_Forman BROEK_A				
Ulazni podaci			Izracunaj	
t	10			
b/a	1			
W	40			
Sigma	10			
a	a/W	$PK/(2 \cdot \sigma \cdot \sqrt{\pi \cdot a})$	Ka	
0,4	0,01	1,14431462145	5,77451487360737	
0,6	0,015	1,1456295858	8,17578148881556	
0,8	0,02	1,14694489305	10,024742743019	
1	0,025	1,1482605432	11,5888540812018	
1,2	0,03	1,14957653625	12,9715821448632	
1,4	0,035	1,1508928722	14,2259272263434	
1,6	0,04	1,15220955105	15,3833367844894	
1,8	0,045	1,1535265728	16,4642766172443	
2	0,05	1,15484393745	17,4829457786275	
2,2	0,055	1,156161645	18,4496705267589	
2,4	0,06	1,16623051692056	19,5186960512905	
2,6	0,065	1,17702284882592	20,5752714600924	
2,8	0,07	1,18855025673408	21,625157713869	
3	0,075	1,20082461354944	22,6732437072316	
3,2	0,08	1,21385804925	23,7237636782851	
3,4	0,085	1,22766295107456	24,7804505434837	
3,6	0,09	1,24225196370992	25,8466468974227	
3,8	0,095	1,25763798947808	26,9253871970127	
4	0,1	1,27383418852344	28,0194598208163	
4,2	0,105	1,290853979	29,131454753319	
4,4	0,11	1,30871103725856	30,2638007952767	
4,6	0,115	1,32741929803392	31,4187950066746	
4,8	0,12	1,34699295463208	32,5986262976904	
5	0,125	1,36744645911744	33,8053945475216	
5,2	0,13	1,3887945225	35,0411262612321	
5,4	0,135	1,41105211492256	36,3077875149626	
5,6	0,14	1,43423446584792	37,6072947543172	
5,8	0,145	1,45835706424608	38,9415238762644	
6	0,15	1,48343565878144	40,3123179261201	
6,2	0,155	1,509486258	41,7214936677103	
6,4	0,16	1,53652513051656	43,1708472295507	
6,6	0,165	1,56456880520192	44,6621589878572	
6,8	0,17	1,59363407137008	46,1971978149403	
7	0,175	1,62373797896544	47,7777247965354	
7,2	0,18	1,65489783875	49,4054965020827	
7,4	0,185	1,68713122249056	51,0822678765788	
7,6	0,19	1,72045596314592	52,8097948104031	

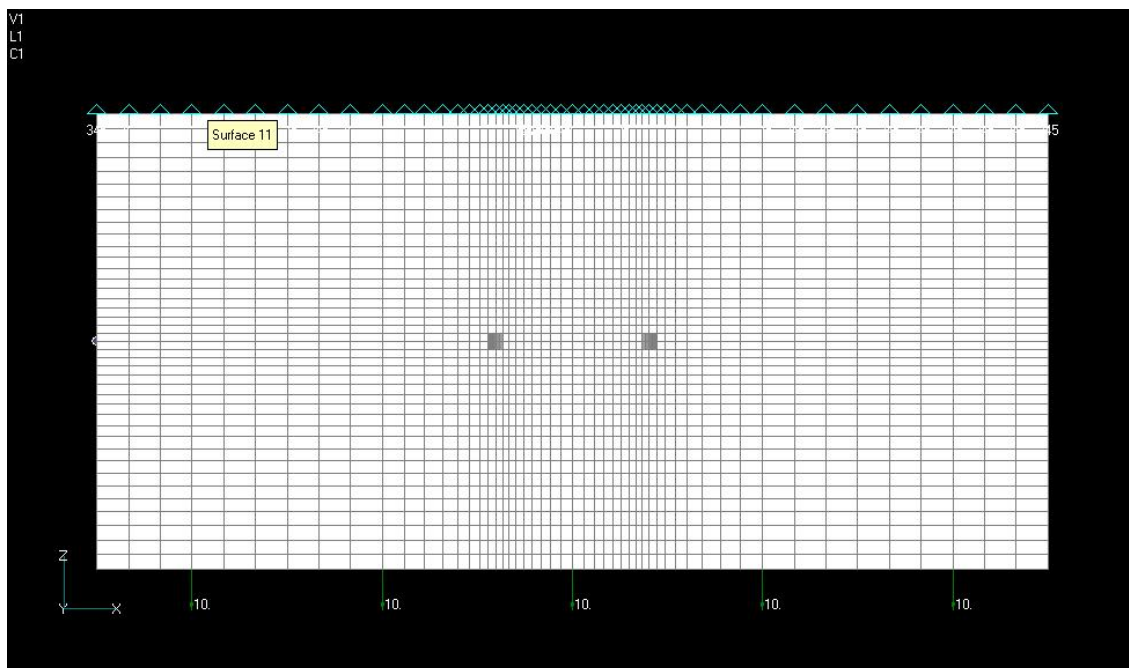
У претходним табелама дати су комплетни нумерички резултати за аналитичко одређивање ФИН код проблема 3-Д површинске прскотине елиптичног облика, сходно Сл. 5.2.1. Како је већ истакнуто за ту сврху коришћен је софтверски пакет под радним називом: **3-D Povrs_Forman_Broek** који је развијен за анализу ширења прскотина. У наредној секцији се разматра примена МКЕ за дефинисање аналитичких израза за ФИН.

5.4 Успостављање нових израза за факторе интензитета напона користећи МКЕ

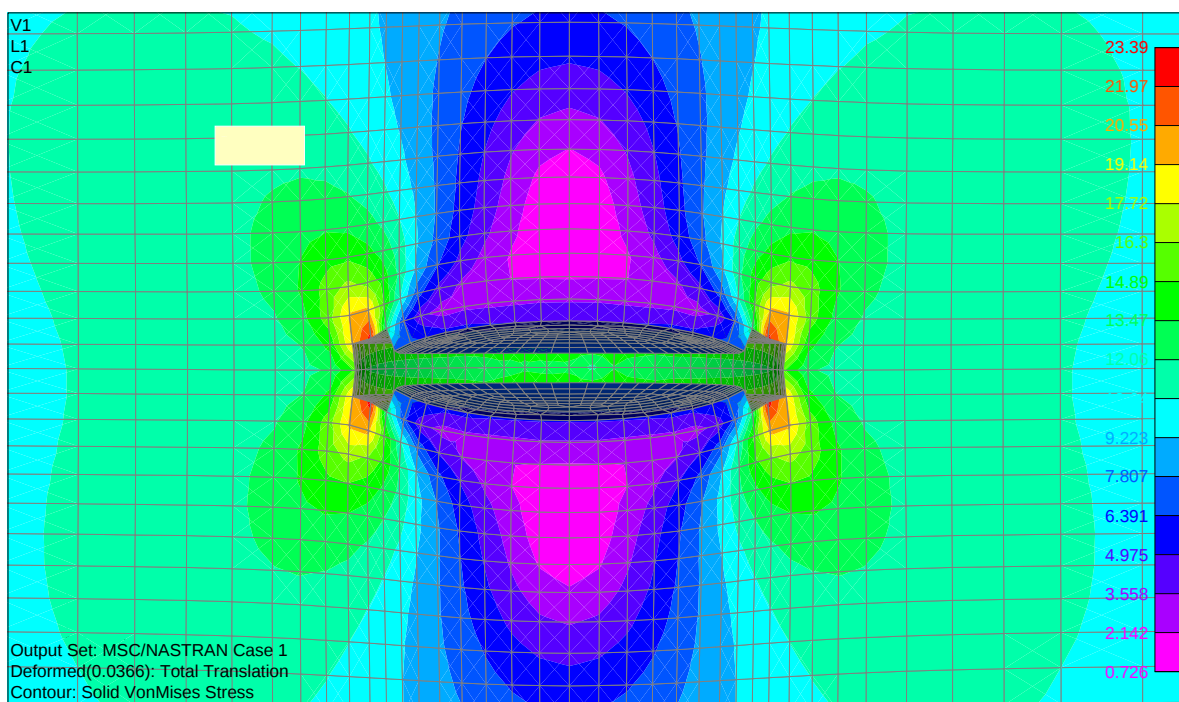
Предмет разматрања у овој секцији се односи на успостављање нових аналитичких израза применом МКЕ. За ту сврху се користе специјални сингуларни коначни елементи. На Сл. 5.3.2.6 и 5.3.2.7 приказани су модели МКЕ плоче са површинском прскотином.



Сл. 5.3.2.6 Мрежа коначних елемената са оптерећењем и условима ослањања



Сл. 5.3.2.7 Део мреже коначних елемената у зони прскотине



Сл. 5.3.2.8 Напонско стање у зони прскотине ($a=b=3\text{ mm}$)

У Табели 5.3.2.1 дати су упоредни резултати за факторе интензитета напона (ФИН) за површинску прслину код структуралног елемента оптерећеног на истезање.

Табела 5.3.2.1: Поређење аналитичких резултата за ФИН код површинске прскотине полукружног облика са МКЕ

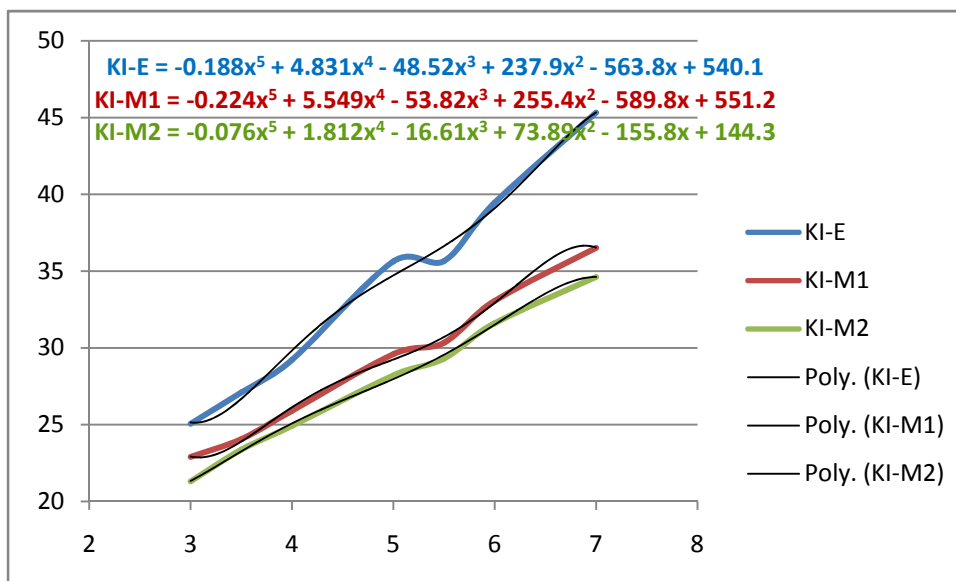
R (mm),(a=b)	K _{I-E}	K _{I-M1}	K _{I-M2}
3	25.06	22.9	21.31
3.5	27.1	24.06	23.37
4	29.22	25.9	24.92
5	35.64	29.59	28.21
5.5	35.66	30.34	29.3
6	39.47	33.07	31.61
7	45.32	36.52	34.62

Аналитички резултати на бази апроксимативних израза МКЕ, дати у Табели 5.3.2.1, се изванредно добро слажу са резултатима методе коначних елемената (МКЕ) што са своје стране потврђује ваљаност аналитичких решења.

Аналитички изрази за ФИН у Табели 5.3.2.1 су добијени коришћењем развијеног „in-house“ софтверског пакета **“3-D Povrs_Forman_Broek”**.

На основу дискретних вредности фактора интензитета који су одређени применом МКЕ, какви су дати у Табели 5.3.2.1, могу се успоставити нови аналитички изрази какви су неопходни за анализу ширења прскотине и процену преосталог века.

Конкретно, на основу дискретних вредности ФИН датог у Табели 5.3.2.1 добијени су аналитички изрази за ФИН у следећем облику, Сл. 5.3.2.9.



Сл. 5.3.2.9 Аналитички изрази за ФИН добијени применом МКЕ

На Сл. 5.3.2.9 приказана су три нова успостављена аналитичка изрази за факторе интензитета напона и то: K_{IE} – на спољњој површини а K_{IM1} и K_{IM2} су на на максималној дубини површинске прскотине.

Аналитички израз за ФИН који је добијен на спољњој површини облика:

$$K_{IE} = -0.188 a^5 + 5.549a^4 - 53.82a^3 + 237.9a^2 - 563.8a + 540.1 \quad (5.4.1)$$

представља нови аналитички израз за фактор интензитета напона на врху површинске прскотине у тачци Е која се налази на самој површини плоче.

Аналитички израз за ФИН који је добијен на унутрашњој површини облика:

$$K_{IM1} = -0.224 a^5 + 5.549a^4 - 53.82a^3 + 255.4a^2 - 589.8a + 551.2 \quad (5.4.2)$$

представља нови аналитички израз за фактор интензитета напона на врху површинске прскотине (по дубини површинске прскотине) у тачци М1 која се налази на самом дну прскотине.

Горе изведени аналитички изрази за ФИН код површинске прскотине применом дискретних вредности ФИН, датих у Табели 5.3.2.1, могу се сада користити у различитим законима ширења прскотине за процену преосталог века структуралних елемената ваздухоплова или пак неких других типова конструкција.

6. ПРОЦЕНА ВЕКА ЕЛЕМЕНАТА КОНСТРУКЦИЈА СА ИНИЦИЈАЛНИМ ОШТЕЋЕЊИМА КОРИСТЕЊИ МЕТОД ГУСТИНЕ ЕНЕРГИЈЕ ДЕФОРМАЦИЈЕ

Добро је познато да се код конвенционалног приступа анализа чврстоће елемената конструкција са аспекта механике лома користе различити закони ширења прскотине попут Parisa, Formana, Walkera и низа других. Код свих ових метода користе се динамичке карактеристике материјала које је потребно експериментално одредити.

У овом поглављу ће се приказати један потпуно други приступ за анализу ширења прскотине познат као метод густине Енергије Деформације (ГЕД). За разлику од конвенционалног приступа где се у појединим законима ширења прскотине користе динамичке карактеристике материјала код методе ГЕД се користе малоциклусне заморне карактеристике материјала. Значи код методе ГЕД се користе исте малоциклусне заморне карактеристике материјала које се користе и при процени века до појаве иницијалних оштећења.

Последњих десетак година био је предложен извештај број физичких модела којима се омогућава како процена века елемената структура у фази ширења прскотине, тако и описивање механизма ширења. Будући да се истраживање [36, 40] које је везано за понашање ширења прскотине при замору односи на процес локалног оштећења на врху прскотине, већу пажњу изазивају модели базирани на акумулисаном оштећењу [36-50], јер они доводе до повезивања микроскопског оштећења при замору са неким фундаменталним својствима деформисања при цикличном оптерећењу, на пример, оних који су добијени при малоциклусном замору (LCF) и/или параметара који су везани за микро структуру. Претходно речено наводи на закључак да погодност коју би требало користити приликом предвиђања века при ширењу прскотине у условима замора буде везана са коришћењем својстава при малоциклусном замору. Овакав закључак следи из чињенице да су тестови при малоциклусном замору једноставнији за изводјење и да својства при малоциклусном замору могу такође бити процењена из података везаних за истезање при монотоним цикличним оптерећењима [37, 38, 39, 40]. Неки

модели [45, 49] су већ разматрали могућност предвиђања века код фазе ширења прскотине у условима замора и за ниво II, на прави, адекватан начи, употребом доминантних својстава при малоциклусном замору, али без обзира на то потребно је извршити додатна побољшања да би се савладали неки недостаци. Код модела предложеног од стране Kaisand-a i Mowbray-a [49] и модификацијом од стране Liu i Lin-a [45], коришћен је опсег J-интеграла ΔJ уместо опсега фактора интензитета напона ΔK , код предвиђања понашања $da/dN - \Delta J$ уз својства која су везана за малоциклусни замор. Тако добијени резултати предвиђања су веома осетљиви на дефинисање (одређивање) иницијалне дужине прскотине, које није увек изводљиво.

Предмет овог истраживања је формулисање модела за процену века елемената структуре у присуству прскотине. Презентовани модел је базиран на енергетском критеријуму и параметрима који су везани за цикличну криву напон-деформација које је могуће добити из експеримената при условима малоциклусног замора [37, 38, 39]. Приликом формулисања оваквог модела тј., концепта полази се од претпоставке да се изразито деформисана област око врха прскотине понаша као мали узорак у условима малоциклусног замора.

Предвиђени резултати су затим упоређени са доступним експерименталним резултатима.

6.1. Формулисање модела за прорачун века елемената структуре у присуству иницијалних оштећења у виду прскотине

6.1.1 Дефинисање апсорбоване енергије до појаве лома

За успостављање потребне функционалне зависности неопходно је поћи од чињенице да се укупна деформација при дејству цикличног оптерећења састоји од еластичне и пластичне компоненте, односно:

$$\epsilon = \epsilon_{el} + \epsilon_{pl}. \quad (6.1.1.1)$$

Укупна деформација, еластична односно, пластићна деформација могу бити дефинисани као функције броја циклуса односно полуциклуса ($2N_f$), као резултат великог броја експеримената, у облику [37, 38, 39]:

$$\varepsilon_a = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^b + \varepsilon_f' (2N_f)^c, \quad (6.1.1.2)$$

где су: σ_f' - коефицијент чврстоће при замору,

ε_f' - коефицијент дуктилности при замору,

b – Basquin-ов експонент,

c – експонент дуктилности при замору,

E – модул еластичности.

Поред функционалне зависности од броја циклуса, укупна деформација, пластићна деформација и еластична деформација, на основу експерименталних истраживања, могу бити формулисане и као функције напона [37, 38]:

$$\varepsilon_a = \frac{\sigma_a}{E} + \left(\frac{\sigma_a}{k} \right)^{\frac{1}{n'}} \quad (6.1.1.3)$$

односно,

$$\Delta \varepsilon = \frac{\Delta \sigma}{E} + \left(\frac{\Delta \sigma}{k} \right)^{\frac{1}{n'}} \quad (6.1.1.4)$$

где су: ε_a – амплитуда деформације,

$\Delta \varepsilon$ - опсег деформације,

σ_a – амплитуда напона,

$\Delta \sigma$ - опсег напона,

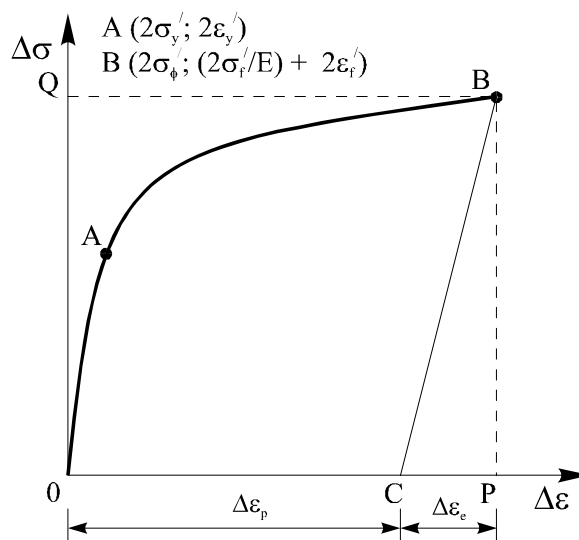
E – Young-ов модуо еластичности,

k' - коефицијент чврстоће при цикличном оптерећењу,

n' - експонент ојачања.

Једначина (6.1.1.2) се користи за процену века елемената конструкција, под дејством цикличних оптерећења, за процену века до појаве иницијалних оштећења исказану преко броја циклуса N_f .

Једна таква циклична крива напон – деформација је приказана на сл. 6.1.1.



Сл.6.1.1 Циклична крива напон-деформација

Потребни параметри који се у овој анализи користе су: σ_f' , ϵ_f' , s , b , n' и E , а критеријум је апсорбована енергија до лома. Ова енергија се за случај замора као и за ширење заморне прскотине одређује на основу меродавне цикличне криве напон деформација. На цикличној кривој напон – деформација (сл. 6.1.1) су назначене карактеристичне тачке – границом течења, тачка А односно чврстоћом разарања као границом кидања, тачка В, са одговарајућим координатама и то: тачка А ($2\sigma_y$, $2\epsilon_y = 2\sigma_y/E$) и В ($2\sigma_f'$; $(2\sigma_f'/E) + 2\epsilon_f'$), [37, 38, 39]. При овоме се процес замарања као општији проширује и на област малих бројева циклуса, тј малоциклусни замор, код кога се број циклуса протеже и на тако мали број од само неколико циклуса. Као крајност се може и статички процес разарања при једнократном повећању оптерећења посматрати као специјалан случај замора са једним циклусом односно два полуциклуса до лома. Тада је, дакле, број полуциклуса до лома $2N_f = 1$ а распон напона $\Delta\sigma = 2\sigma_f'$ и распон укупне

деформације $\Delta \varepsilon = (2\sigma_f'/E) + 2\varepsilon_f'$. При томе су одговарајуће величине представљене правим вредностима напона и деформације, што је означено едекватним ознакама као и у класичном статичком случају додавањем само у горњем индексу знака ' (прим). Тако се циклична крива меродавна за процесе замарања и ширења заморне прскотине при смањивању броја циклуса у случају малоцикличног замора практично поклапа са одговарајућим величинама из статичке криве затезања приказане преко правих вредности напона и деформације. Из овог услова енергија која се апсорбује до лома при статичком лому једнократним оптерећивањем W_c је дефинисана као површина P_{OABCO} , односно:

$$W_c = P_{OABCO}$$

$$W_c = 2\sigma_f' \left(\frac{2\sigma_f'}{E} + 2\varepsilon_f' \right) - \int_0^{2\sigma_f'} \Delta \varepsilon d(\Delta \sigma) - \frac{1}{2} \left(2\sigma_f' \frac{2\sigma_f'}{E} \right) \quad (6.1.1.5)$$

$$W_c = 4\sigma_f' \varepsilon_f' - \frac{4n'}{1+n'} \left(\frac{1}{k'} \right)^{1/n'} (\sigma_f')^{\frac{1+n'}{n'}} - \frac{2\sigma_f'}{E} \quad (6.1.1.6)$$

Последњи члан $2\sigma_f'/E$ може бити занемарен јер је много мањи од првог члана $4\sigma_f' \varepsilon_f'$, тако да је:

$$W_c = 4\sigma_f' \varepsilon_f' - \frac{4n'}{1+n'} \left(\frac{1}{k'} \right)^{1/n'} (\sigma_f')^{\frac{1+n'}{n'}} \quad (6.1.1.7)$$

и уколико се $(\sigma_f'/k')^{1/n'}$ замени са ε_f' , потребна релација за апсорбовану енергију до лома постаје:

$$W_c = \frac{4}{1+n'} \sigma_f' \varepsilon_f'. \quad (6.1.1.8)$$

6.2 Дефинисање релације за енергију густине деформације

Анализа оштећења при замору базирана на расипању енергије при пластичној деформацији показала се да је да се може искористити за процене века при малоцикличном замору. Пошто је пластична зона око врха прскотине

деформисана до вредности као при статичком прекиду, онда се може увести претпоставка, да се та зона понаша као мали мерни узорак у условима малоцикличног замора. Још једна битна чињеница да описивање понашања при ширењу прскотине у условима замора је могуће формулисати као функцију енергије при пластичном деформисању.

Приликом решавања било каквог проблема код ширења прскотине неопходно је познавати геометријске карактеристике елемента структуре. Геометријске карактеристике су дефинисане фактором интензитета напона, који може бити приказан релацијом:

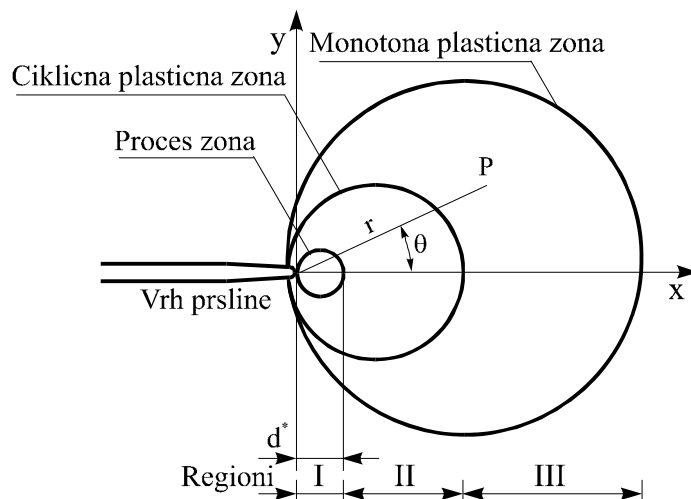
$$K_I = \beta \sigma \sqrt{\pi a}, \quad (6.2.1)$$

где су: σ - номинални напон, β - параметар који може бити представљен функционалном зависношћу

$\beta = \beta (a/w, a/D, a/S, \dots)$, где су w , D и S релевантне димензије посматраног елемента структуре.

Одређивање геометријских карактеристика тј. Фактора интензитета напона значи дефинисање функције β за потребно оптерећење и изабрану геометрију елемента структуре са прслином.

Област око врха прскотине је подељена у три области. Прва област, одмах око врха прскотине је названа процес зоном. Друга област представља цикличну пластичну зону, а трећа је монотono пластична зона. У оквиру ове три области око врха прскотине, процес зона је област где се углавном акумулише оштећење.



Слика 6.2.1 Зоне око врха прскотине

За област око врха прскотине, релације између напона, односно пластичне деформације као функције фактора интензитета напона при цикличном оптерећењу, могу бити приказане као:

$$\Delta \sigma_{ij} = \Delta \sigma'_y \left(\frac{\Delta K_I^2}{\alpha' \Delta \sigma_y'^2 I_{n'} r} \right)^{\frac{n'}{(1+n')}} \bar{\sigma}_{ij}(\theta; n') \quad (6.2.2)$$

$$\Delta \varepsilon_{ij} = \frac{\alpha' \Delta \sigma'_y}{E} \left(\frac{\Delta K_I^2}{\alpha' \Delta \sigma_y'^2 I_{n'} r} \right)^{\frac{1}{(1+n')}} \bar{\varepsilon}_{ij}(\theta; n') \quad (6.2.3)$$

где су: ΔK_I – опсег фактора интензитета напона,

$I_{n'}$ – бездимензиони параметар који зависи од експонента n' ,

α' - parametar za који важи релација:

$$\alpha' = \frac{2 E}{(2k')^{1/n'} \Delta \sigma_y'^{(n'-1)/n'}} \quad (6.2.4)$$

$\bar{\sigma}_{ij}(\theta, n')$ - бездимензиона функција сингуларне расподеле напона,

$\bar{\varepsilon}_{ij}(\theta, n')$ - бездимензиона функција сингуларне расподеле деформације.

У случају када је $\theta = 0$ и множењем левих односно десних страна једначина (6.2.2) и (6.2.3) могуће је добити за производ еквивалентних напона и одговарајућих еквивалентних деформација у облику

$$\Delta\sigma_{eq} \Delta\epsilon_{eq} = \frac{\Delta K_I^2 \bar{\sigma}_{eq}(0; n') \bar{\epsilon}_{eq}(0; n')}{E I_{n'} r}. \quad (6.2.5)$$

Потребна релација за густину енергије при цикличној пластичној деформацији у J/m^3 у случају да је дефинисан производ еквивалентних напона и деформација $\Delta\sigma_{eq} \Delta\epsilon_{eq}$ према [Jo D.Morrow, M.Jankovic dokt, monograf.] има облик :

$$\Delta W_p = \left(\frac{1 - n'}{1 + n'} \right) \Delta\sigma_{eq} \Delta\epsilon_{eq} \quad (6.2.6)$$

односно,

$$\Delta W_p = \left(\frac{1 - n'}{1 + n'} \right) \frac{\Delta K_I^2 \psi}{E I_{n'} r} \quad (6.2.7)$$

где је $\psi = (\bar{\sigma}_{ij}(0; n') \bar{\epsilon}_{ij}(0; n'))$.

Израз за густину енергије при цикличној пластичној деформацији у J по јединици запремине ΔW_p ће сада бити коришћен за дефинисање енергије при пластичној деформацији која је расејана по циклусу и по јединици ширења прскотине ω_p . Израз за ω_p када је позната релација за апсорбовану енергију до лома W_p може бити написан у облику:

$$\omega_p = \int_0^{d^*} \left(\frac{1 - n'}{1 + n'} \right) \frac{\Delta K_I^2 \psi(n')}{E I_{n'} d^*} dr \quad (6.2.8)$$

где d^* представља дужину процес зоне око врха прскотине и може бити формулисана као функција опсега фактора интензитета напона ΔK_I и опсега трага фактора интензитета напона ΔK_{th} , као:

$$d^* = \frac{\Delta K_I^2 - \Delta K_{th}^2}{\pi E \sigma_y'}. \quad (6.2.9)$$

где је ΔK_{th} – параметар који зависи од степена асиметрије циклуса R . У литератури постоје различите релације зависности ΔK_{th} од R , а овде је коришћена:

$$\Delta K_{th} = \Delta K_{th0} (1 - R)^\gamma, \quad (6.2.10)$$

где је: ΔK_{th0} – опсег фактора прага интензитета напона и γ - константа ($\gamma = 0.72$).

Након интеграције једначине (6.2.8), потребна релација за енергију при пластичној деформацији која је расејана постаје:

$$\omega_p = \left(\frac{1-n'}{1+n'} \right) \frac{\Delta K_I^2 \psi}{E I_{n'}}. \quad (6.2.11)$$

Пошто је $\Delta K_I = K_{\max} - K_{\min}$, онда ако се $K_{\max} - K_{\min}$ замени са $K_{\max} - K_{th}$, релација за ω_p постаје:

$$\omega_p = \left(\frac{1-n'}{1+n'} \right) \frac{\psi (K_{\max} - K_{th})^2}{E I_{n'}}. \quad (6.2.12)$$

Познато је да би прскотина требало да се продужи за дужину δa по циклусу уколико апсорбована енергија у датом циклусу W_c буде једнака енергији расипања при пластичној деформацији у процес зони, односно:

$$W_c \delta a = \omega_p, \quad (6.2.13)$$

одакле је:

$$\delta a = \frac{da}{dN_p} = \frac{\omega_p}{W_c}, \quad (6.2.14)$$

заменом одговарајућих релација за енергију расипања при пластичној деформацији ω_p и апсорбовану енергију по циклусу, добија се:

$$\delta a = \frac{da}{dN_p} = \frac{(1 - n')\psi}{4 E I_{n'} \sigma_f' \varepsilon_f'} (K_{\max} - K_{th})^2. \quad (6.2.15)$$

Једначина (6.2.15) представља специјалан случај када је $R = 0$ ($R = K_{\max}/K_{\min}$), а у општем случају $K_{\max} = \Delta K$ и $K_{th} = \Delta K_{th}$.

Из последње релације (6.2.15) могуће је добити потребну зависност између дужине прскотине a и броја циклуса N_p , применом интеграције, и то:

$$N_p = 4 E I_{n'} \sigma_f' \varepsilon_f' \int_{a_0}^{a_k} \frac{da}{(1 + n')\psi (\Delta K_I - \Delta K_{th})^2}, \quad (6.2.16)$$

где је a_0 – почетна дужина прскотине,

a_k – крајња дужина прскотине.

Једначина (6.2.15) ће бити коришћена да се предвиди функционална зависност између da/dN_p и ΔK , а за предвиђање века при ширењу прскотине ће се употребити релација (6.2.16).

У функционалној зависности која је приказана релацијом (6.2.16) као константе фигуришу само оне које су потребне и код дефинисања цикличне криве напон деформација, а то су E , σ_f' , ε_f' , n' , тако да се не захтевају додатна експериментална истраживања. На основу претходно реченог за овакав приступ се може рећи да знатно скраћује време, а и материјалне трошкове приликом прорачуна, јер није потребно изводити додатне експерименте већ користити доступне параметре за цикличну криву.

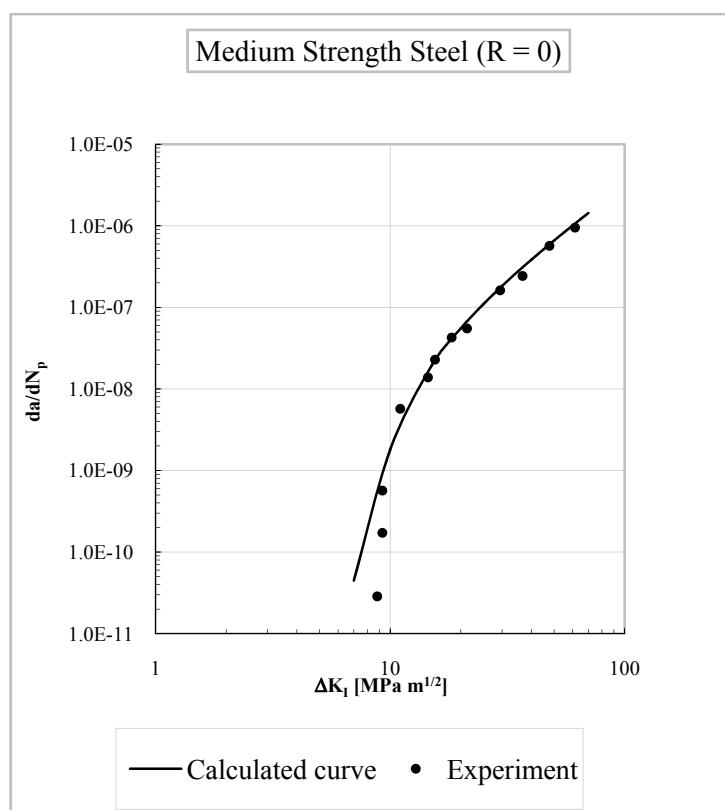
6.3. Нумерички примери

Петходно описана процедура за прорачун века у присуству прскотине биће илустрована у нумеричким примерима који следе. Као елемент структуре разматрана је плоча са централним отвором и прслином са једне стране.

Пример 1.

У овом примеру је извршена процена броја циклуса елемента структуре у присуству прскотине при дејству цикличног оптерећења константне амплитуде. Плоча са отвором на средини и једном прслином ширине a_0 направљена је од легуре алуминијума 2219 T851. Карактеристике материјала су:

$\sigma_f' = 613 \text{ Мпа}$; $\epsilon_f' = 0.35$; $n' = 0.121$; $k' = 710 \text{ Мпа}$; $S_y' = 334 \text{ Мпа}$; $E = 71 \cdot 10^3 \text{ Мпа}$; $\Delta K_{th0} = 30$; $I_n' = 3.067$; $\psi = 0.95152$, $K_c = 60 \text{ Мпа } \sqrt{\text{m}}$. Потребне геометријске карактеристике су:

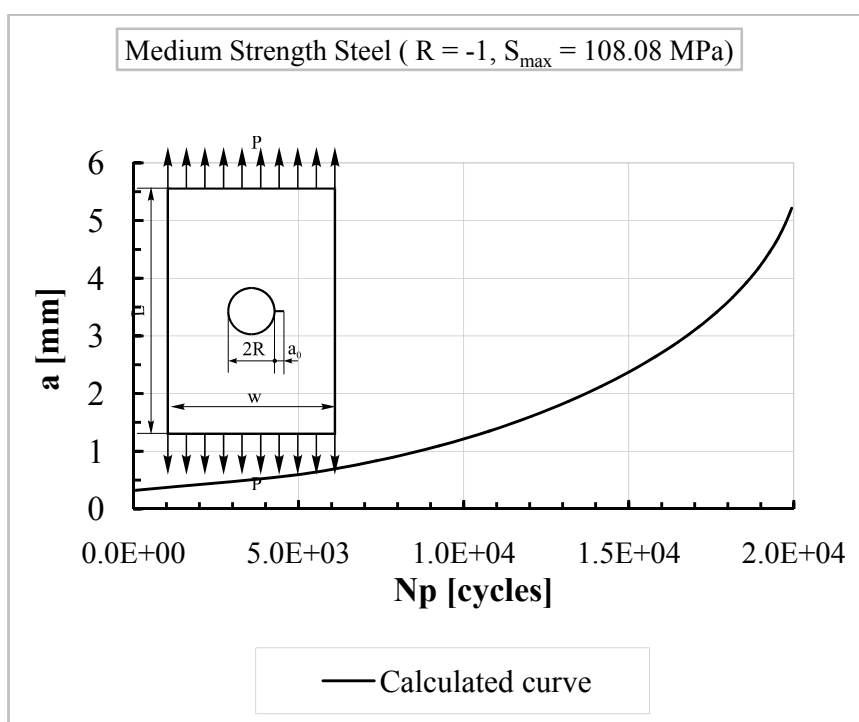


$w = 500 \text{ mm}$; $2a = 24 \text{ mm}$; $L = 100 \text{ mm}$ а $a_0 = \text{ mm}$.

Сл. 6.3.1. Функционална зависност између градијента ширења прскотине (da/dN) и опсега фактора интензитета напона (ΔK_I).

За изабрани материјал 2219 T851 и геометрију извршена је процена броја циклуса у присуству прскотине употребом једначине 6.2.16) за вредности амплитудног напона који одговара ($R=0.1$).

Користећи претходно презентовану методологију на базу ГЕД извршена је анализа ширења прскотине у пољу оплате са иницијалном прскотином, Сл. 6.3.2. На Сл. 6.3.2 приказана је промена дужине прскотине, a у функцији броја циклуса оптерећења, N .



Сл. 6.3.2. Функционална зависност између дужине прскотине (a) и броја циклуса (N_p).

Резултати прорачуна добијени су користећи компјутерски програм под називом “П2_ГЕД” [51] са којим се врши анализа ширења прскотине на бази густине енергије деформације.

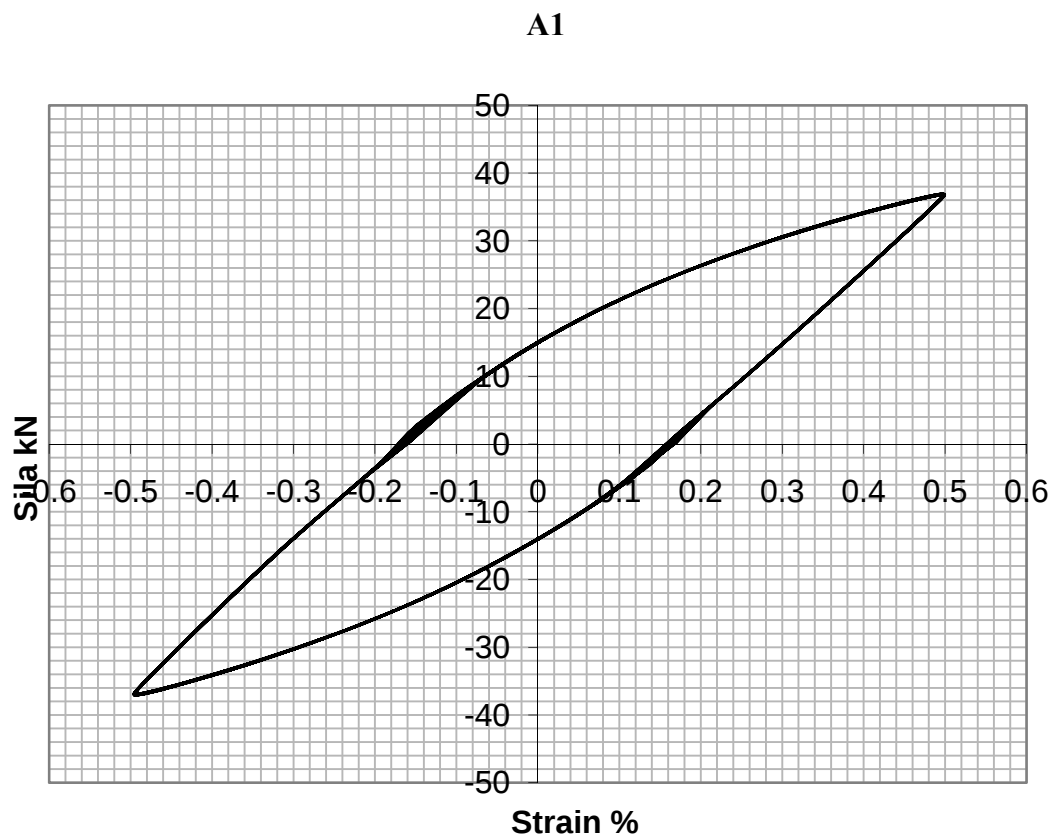
6.4. ЗАКЉУЧАК ПО ПИТАЊУ ГЕД ПРИСТУПА

Предмет истраживања био је усмерен на увођење густине енергије деформације у анализу ширења прскотине. Ово је у основи другачији приступ у односу на раније коришћени приступ који је базирао, у основи, на Парисовом закону ширења прскотине. Презентована истраживања базирају на сасвим другом приступу користећи цикличне карактеристике материјала какве се користе за анализу понашања структуралних елемената до појаве иницијалних оштећења под дејством променљивих оптерећења.

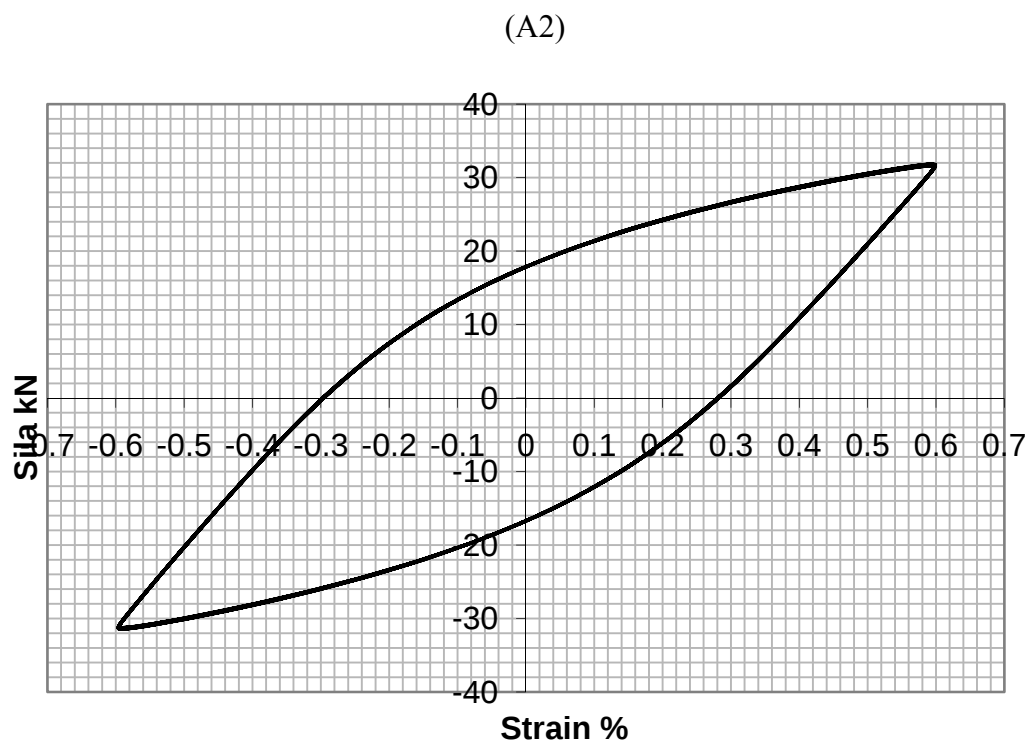
7. ЕКСПЕРИМЕНТАЛНО ОДРЕЂИВАЊЕ МАЛОЦИКЛУСНИХ ЗАМОРНИХ КАРАКТЕРИСТИКА МАТЕРИЈАЛА Ћ 4732

7.1 Поступак испитивања на замор

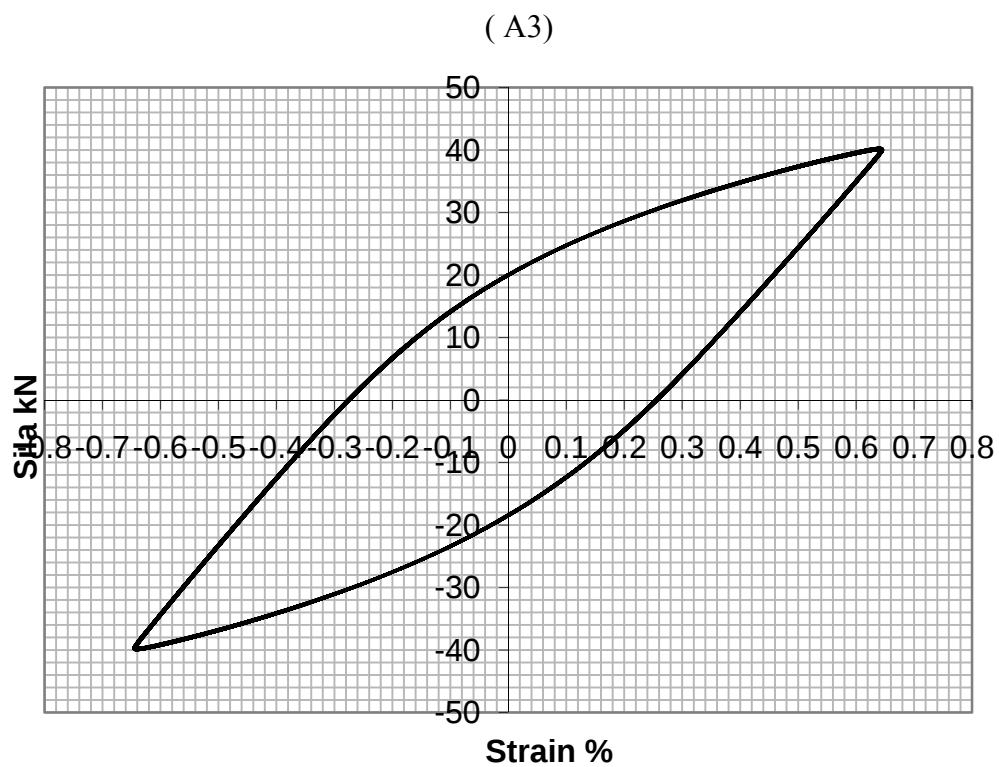
У овом поглављу су приказани резултати испитивања стандардних епрувета за одређивање нискоцикличних заморних карактеристика челичног материјала Ћ4732. Овај материјал има добре карактеристике на замор и стога се користи за израду виталних окова код структура ваздухоплова и хеликоптера. Челик Ћ.4732 према европским стандардима има ознаку 42CrMo4, односно бројчану ознаку 1.7225.



Сл. 7.1 Петља хистерезис за деформацију 0.5 %

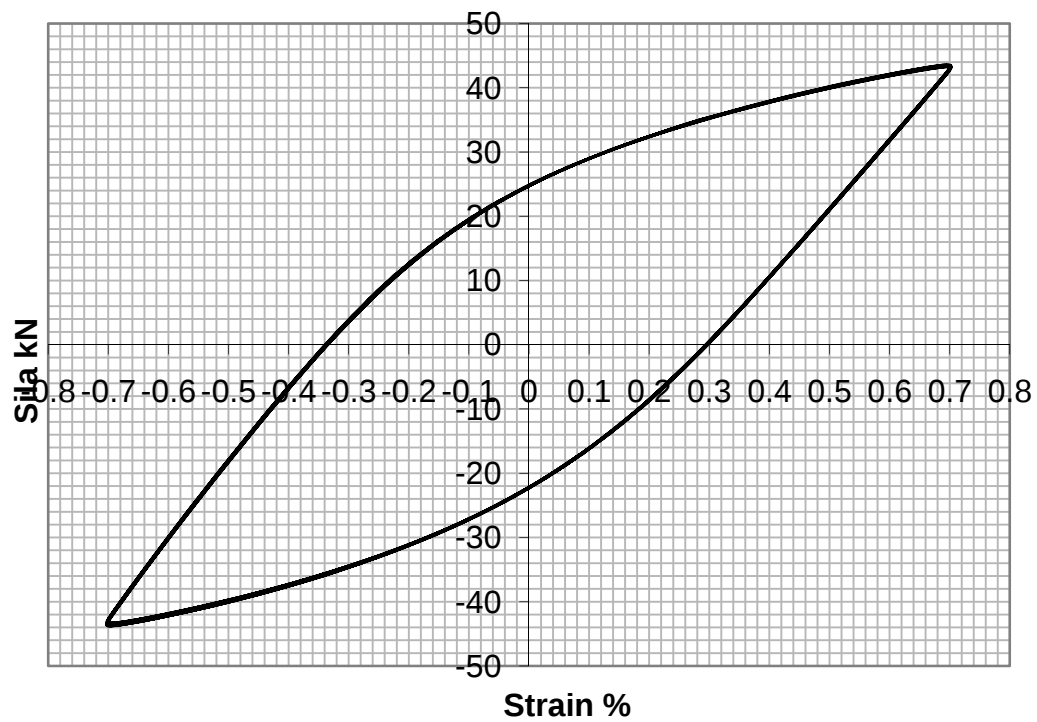


Сл. 7.2 Петља хистерезис за деформацију 0.6 %



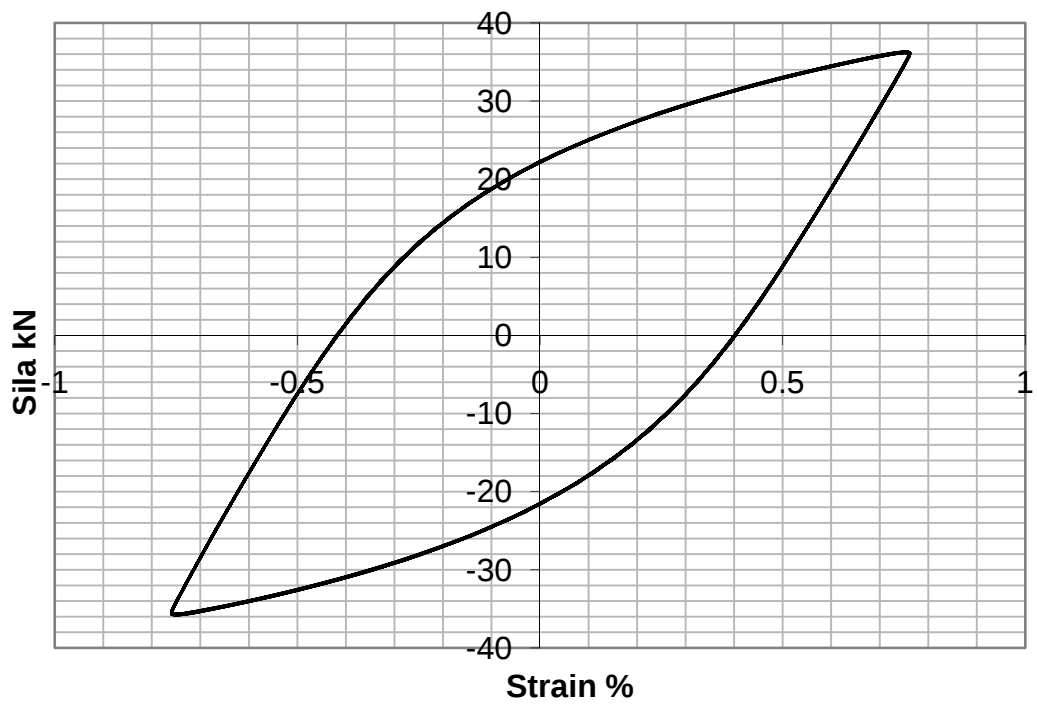
Сл. 7.3 Петља хистерезис за деформацију 0.65 %

(A4)

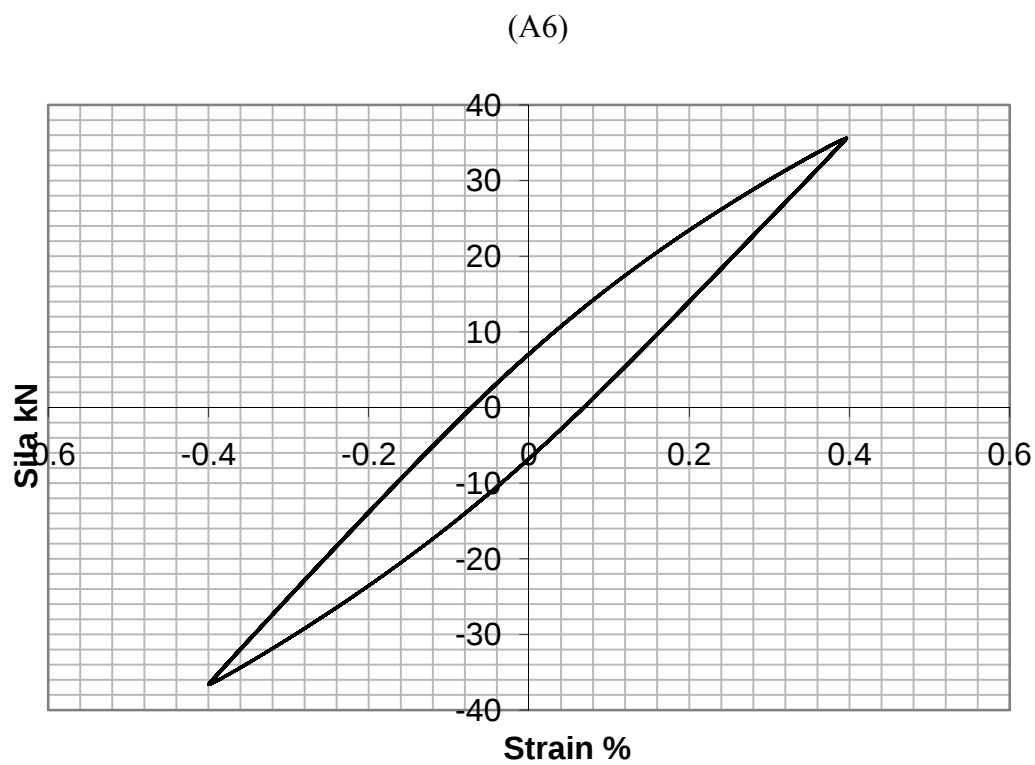


Сл. 7.4 Петља хистерезис за деформацију 0.7 %

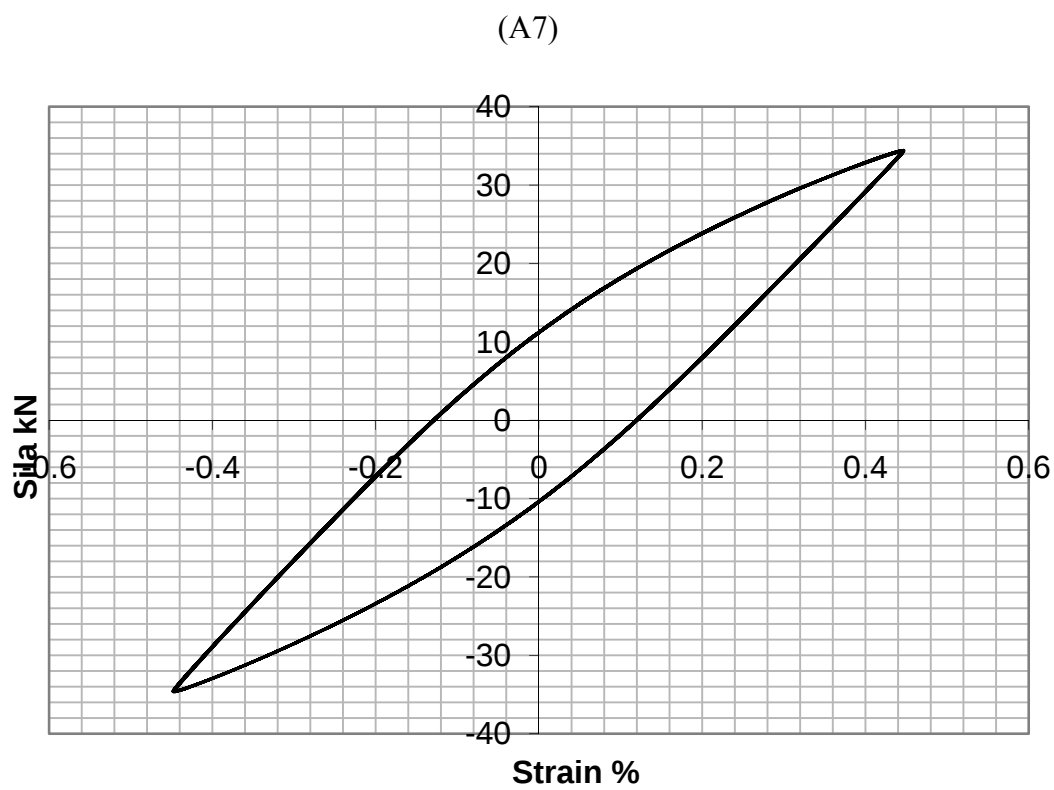
(A5)



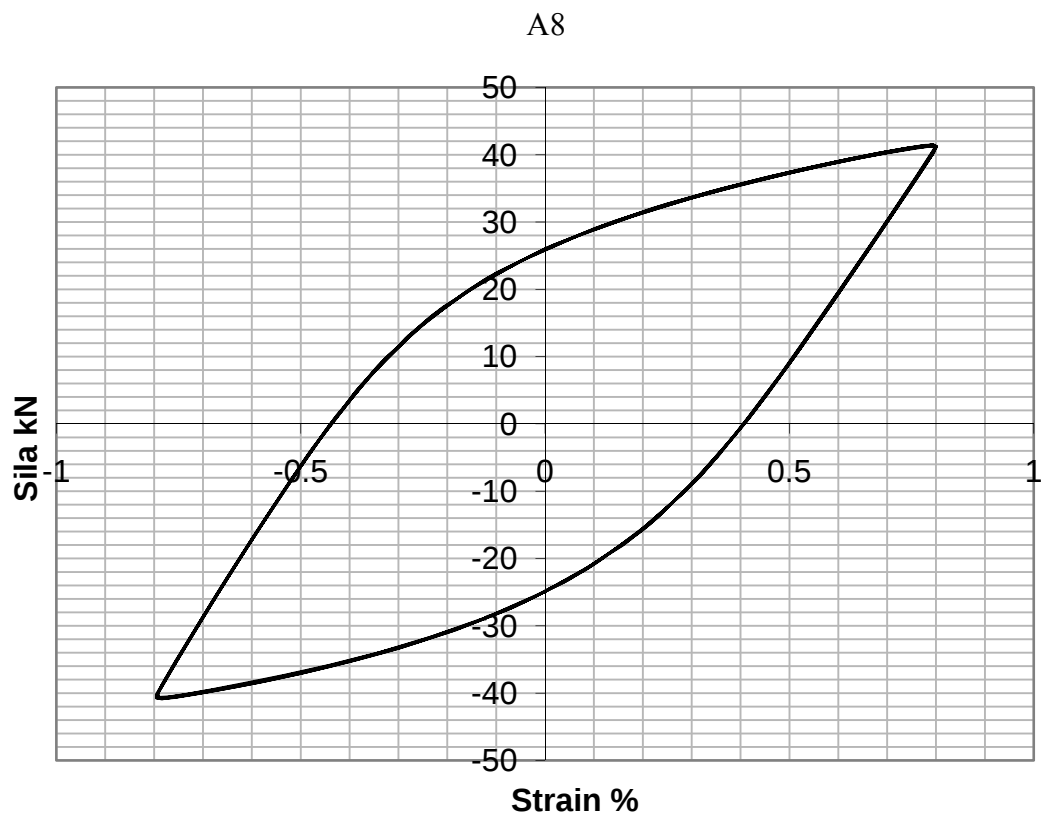
Сл. 7.5 Петља хистерезис за деформацију 0.65 %



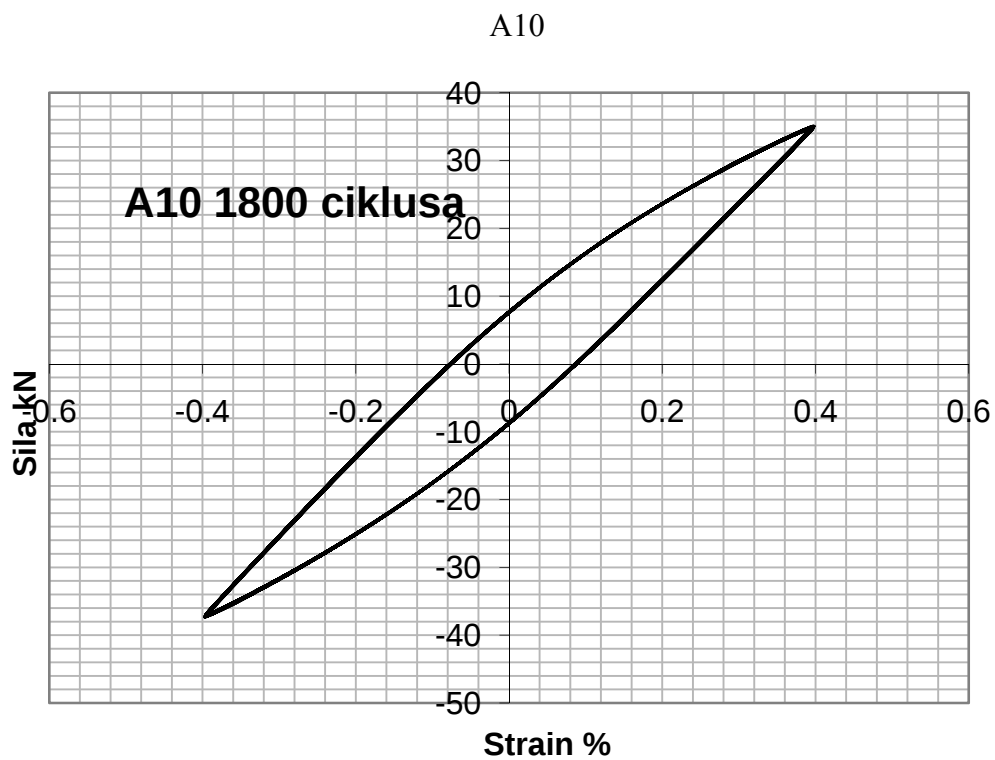
Сл. 7.6 Петља хистерезис за деформацију 0.4 %



Сл. 7.7 Петља хистерезис за деформацију 0.45 %



Сл. 7.8 Петља хистерезис за деформацију 0.8 %



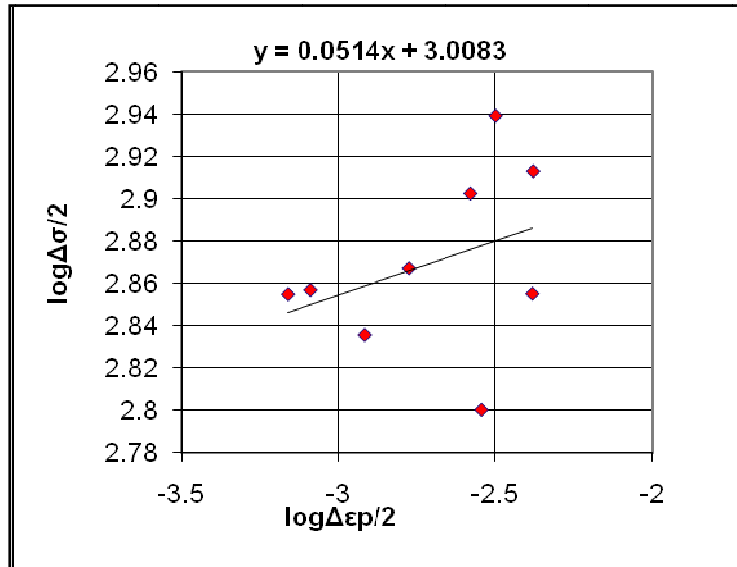
Сл. 7.9 Петља хистерезис за деформацију 0.4 %

*Табела 7.1 Резултати испитивања стандардних епрувета од Ѓ 4732 за
одређивање нискоцикличних заморних карактеристика материјала*

Epruveta	$\Delta\epsilon/2$	$\sigma_{\max}$	$\sigma_{\min}$	$\Delta\epsilon_p/2$	$\Delta\epsilon_e/2$	$\Delta\sigma/2$	N_f
A1	0,005	736,46	-736,46	0,001675	0,003302	736,46	1100,00
A2	0,006	636,94	-625,00	0,00285	0,00313	630,97	1040,00
A3	0,0065	802,15	-796,18	0,002632	0,003765	799,16	680,00
A4	0,007	867,83	-871,82	0,003159	0,003841	869,82	300,00
A5	0,0076	721,93	-710,59	0,004125	0,003467	716,26	460,00
A6	0,004	706,61	-725,12	0,000688	0,003255	715,86	4068,00
A7	0,0045	682,72	-686,70	0,001206	0,003253	684,71	5467,00
A8	0,008	824,04	-813,50	0,00415	0,003775	818,77	210,00
A10	0,004	696,66	-741,64	0,000815	0,003134	719,15	1800,00

Табела 7.2. Резултати испитивања стандардних епрувета

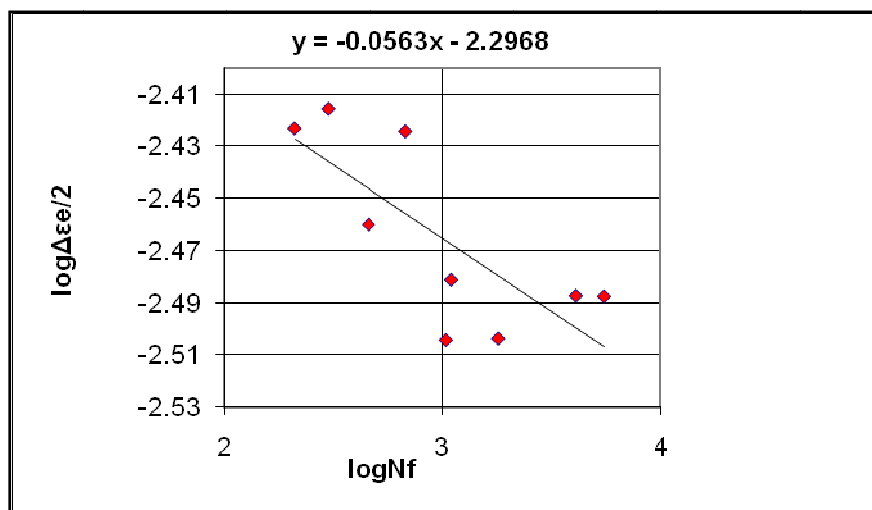
$\log N_f$	$\log \Delta\epsilon_p/2$	$\log \Delta\epsilon_e/2$	$\log \Delta\sigma/2$
3,04	-2,78	-2,48	2,87
3,02	-2,55	-2,50	2,80
2,83	-2,58	-2,42	2,90
2,48	-2,50	-2,42	2,94
2,66	-2,38	-2,46	2,86
3,61	-3,16	-2,49	2,85
3,74	-2,92	-2,49	2,84
2,32	-2,38	-2,42	2,91
3,26	-3,09	-2,50	2,86



Сл. 7.10. Зависност $\log \Delta \sigma / 2$ и $\log \Delta \epsilon_p / 2$

$$\log(\Delta \sigma / 2) = 0.0514 \cdot \log(\Delta \epsilon_p / 2) + 3.0083; \log K' = 3.0083$$

- Експонента цикличног деформационог ојачавања **$n' = 0.0514$**
- Коефицијент цикличне чврстоће **$K' = 1019 \text{ MPa}$**

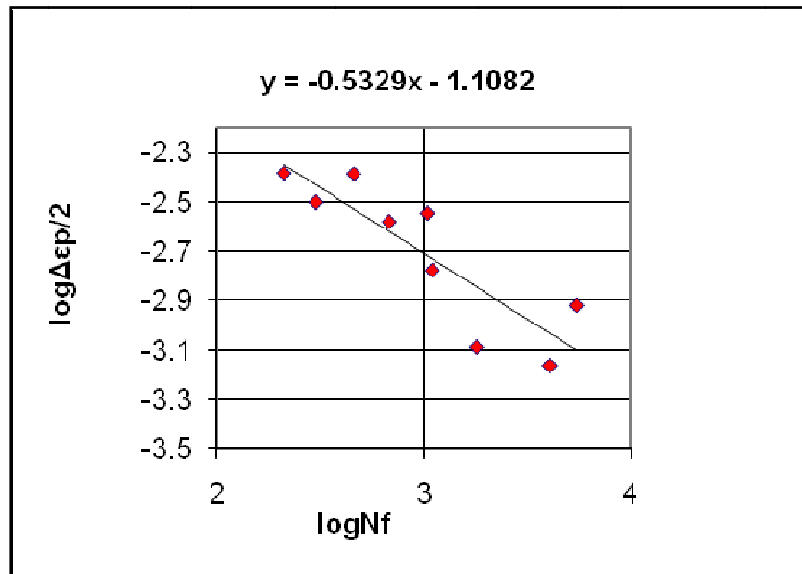


Сл. 7.11. Зависност $\log N_f$ и $\log \Delta \epsilon_e / 2$

$$\log \frac{\Delta \epsilon_e}{2} = b \log N_f + \log \frac{\sigma'_f}{E}, \text{ dakle } \mathbf{b = -0.0563} \quad (7.1.1)$$

$$\log(\Delta \epsilon_e / 2) = -0.0563 \cdot \log(N_f) - 2.2968 \quad (7.1.1.a)$$

$$\log(\sigma_f'/E) = -2.2968 \Rightarrow \sigma_f'/E = 0.005 \Rightarrow \sigma_f' = E * 0.005 = 212000 * 0.005 = 1060 \quad (7.1.1.b)$$



Сл. 7.12. Зависност $\log N_f$ и $\log \Delta \varepsilon_p/2$

$$\log(\Delta \varepsilon_p/2) = -0.5329 * \log(N_f) - 1.1082 \quad (7.1.1.c)$$

$$\log \frac{\Delta \varepsilon_p}{2} = c \log N_f + \log \varepsilon_f' \quad \text{dakle, } c = -0,5329 \text{ a } \log(\varepsilon_f) = -1.1082 \Rightarrow \varepsilon_f = 0.0779$$

Табела 7.2: Експериментално одређене малоциклусне заморне карактеристике материјала челика Č 4732

Цикличне карактеристике Č 4732	
n'	0.0514
K'	1019
b	- 0.0563
σ_f'	1060
c	-0,5329
ε_f	0.0779

У претходној табели су дате експериментално одређене малоциклусне заморне карактеристике челика Č 4732.

7.2 Закључак

У овом поглављу су експериментално одређене малоциклусне заморне карактеристике материјала Ѓ 4732. Ове карактеристике материјала ће се користити у наредним разметањима за прорачунске процене преосталог века елемената конструкција изложених цикличним оптерећењима константне амплитуде и спектра оптерећења.

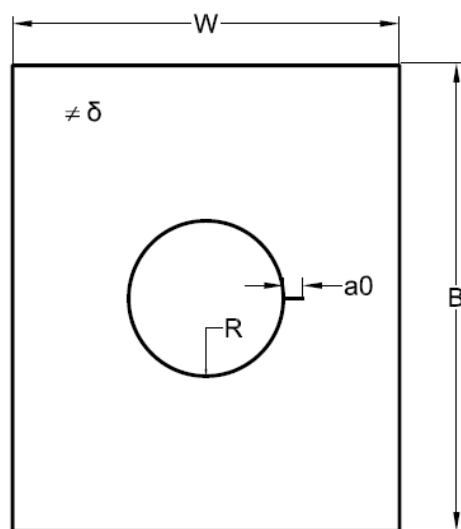
У овом раду примарна пажња је усмерена на процену преосталог века елемената конструкција ваздухоплова односно за време ширења прскотине до ефективног лома али се ове малоциклусне заморне карактеристике (МЗК) материјала могу користити и за процену преосталог века. Важно је истаћи да се одређене МЗК материјала користе и за анализу ширења прскотине применом ГЕД приступа што ће бити илустровано и у наредном поглављу 8, посебно назначено у секцији 8.2.

8. ИСПИТИВАЊЕ НА ЗАМОР СТРУКТУРАЛНОГ ЕЛЕМЕНТА СА ИНИЦИЈАЛНИМ ОШТЕЋЕЊЕМ У ВИДУ ПРСКОТИНЕ И НУМЕРИЧКА СИМУЛАЦИЈА ШИРЕЊА ПРСКОТИНЕ

8.1 Испитивање на замор

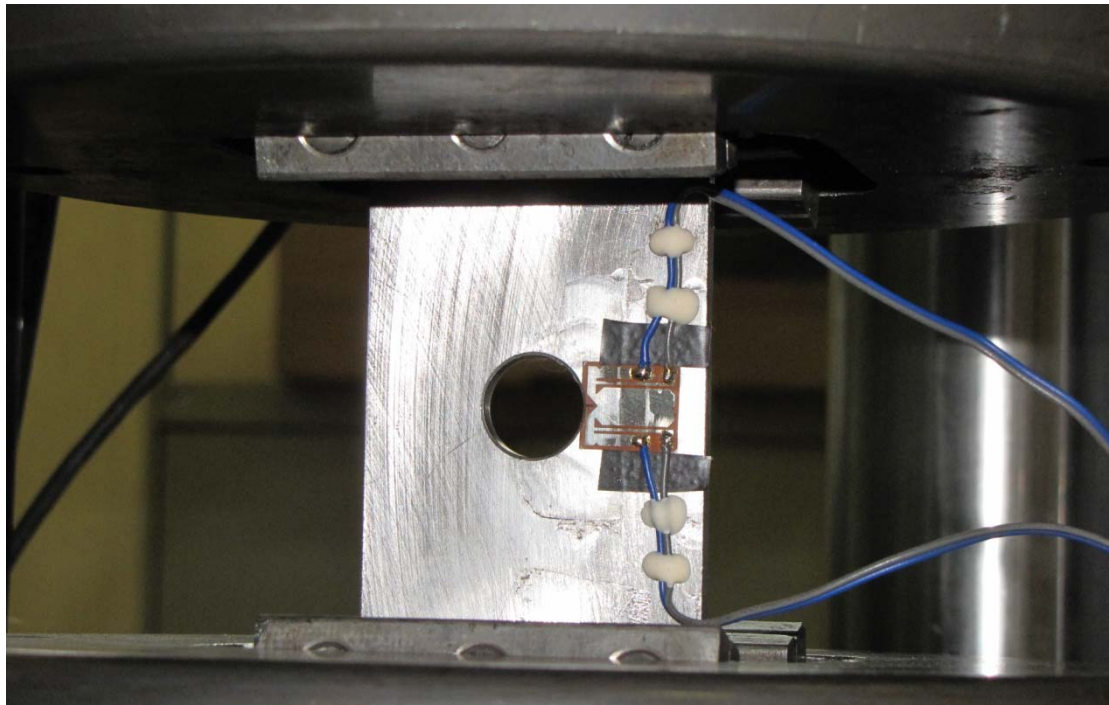
Предмет испитивања на замор је структурални елемент типа равне плоче са централним кружним отвором и једном иницијалном прскотином у зони концентрације напона. То је у основи по облику репрезент поља оплате структуре ваздухоплова. На Сл 9.1 приказана је геометрија структуралног елемента/епрувете са којим је вршена анализа ширења прскотине и процена преосталог века. Епрувета је израђена од материјала $\check{C}$ 4732. Како је већ напред истакнуто овај материјал има добре карактеристике на замор и користи се за виталне елементе структуре ваздухоплова и хеликоптера. За овај материјал су такође експериментално одређене малоциклусне заморне карактеристике материјала и приказане у поглављу 7 овог рада. Примарни циљ испитивања је да се прати „брзина ширења прскотине током “ односно процена преосталог века. На Сл. 8.1 приказана је геометрија испитиване равне плоче/епрувете са следећим димензијама:

Ширина плоче/епрувете	$W =$	60 mm
Дебљина	$t =$	5 mm
Пречник отвора	$2R =$	17 mm
Дужина иницијалне прскотине	$a_0 =$	2 mm



Сл. 8.1 Геометрија структуралног елемента/епрувете за анализ ширења прскотине

На Сл. 8.2 приказана је епрувета за испитивање на којој је налепљена мерна фолија за регистрацију ширења прскотине.



Сл 8.2 Епрувета са кружним отвором са иницијалном прскотином и мерном фолијом за анализу ширења прскотине



Сл. 8.3 Сервохидраулични систем МТС којим је уведено циклично оптерећење структуралног елемента



Сл. 8.4 Уређај FRAC TOMAT за регистрацију зависности σ - N

На Сл. 8.3 приказан је МТС серво-хидраулични систем за увођење цикличног оптерећења. Испитивање је вршено цикличним оптерећењем константне амплитуде.

Горње и доње вредности амплитуда напона са којим је вршено испитивање на замор разматраног структуралног елемента су:

$$\sigma_{\max} = 200 \text{ МПа}$$

$$\sigma_{\min} = 20 \text{ МПа}$$

На Сл. 8.4 приказан је уређај „FRACTOMAT“ за регистрацију ширења прскотине, која се исказује преко зависности $a-N$, где су a – дужина прскотине док је N – број циклуса.

На Сл. 8.5 приказани су експериментални резултати ширења прскотине за испитивани структурални елемент плоче саотвором и иницијалном прскотином.

8.2 Нумеричка анализа ширења прскотине

У циљу поређења са експерименталним резултатима као и саме верификације нумеричког поступка за анализу ширења прскотине на бази коришћења Густине Енергије Деформације (ГЕД). Детаљна анализа методе ГЕД дата је у поглављу 6. Овде је, због бољег прегледа, дата једначина (6.2.16) која је коришћена за анализу ширења прскотине код структуралног елемента приказаног у претходној секцији, Сл. 8.1.

$$N_p = 4 E I_{n'} \sigma_f' \epsilon_f' \int_{a_0}^{a_k} \frac{da}{(1+n') \psi (\Delta K_I - \Delta K_{th})^2}, \quad (8.2.16)$$

где је a_0 – почетна дужина прскотине,

a_k – крајња дужина прскотине.

Значи за нумеричку анализу ширења прскотине структуралног елемента приказаног на Сл. 8.1 коришћен је метод ГЕД са следећим малоциклусним заморним карактеристикама материјала Č 4732 које су у оквиру овог истраживања експериментално одређене и приказане у поглављу 7:

Цикличне карактеристике Č 4732	
n'	0.0514
K'	1019
b	- 0.0563
σ_f	1060
c	-0,5329
ε_f	0.0779

У Табели 8.2.1 дати су комплетни резултати анализе ширења прскотине за разматрани структурални елемент плоче са отвором и једном иницијалном прскотином под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде.

Табела 8.2.1: Резултати анализе ширења прскотине за плочу са отвором и иницијалном прскотином користећи метод ГЕД.

Specimen with hole and initial crack

Input dates: SED

E

212000

In'

3,067

W

0,06

SigmaF

1144

Psi

0,95152

a0

0,002

EpsilonF

0,34

DeltaKth0

7

SigmaMax

200

n'

0,0785

Kc

62

SigmaMin

20

Radius

0,00875

DeltaSigma

180

Paris's constants:

c

0,000000000263

m

3,29

Calculated constants:

R

0,1

ac

0,0125

C SED

8,66759660843563E-10

Constant

6,4954646222556

Increment: 2000

Crack Growth Method: SED

File: KI4

Compute

Clear table

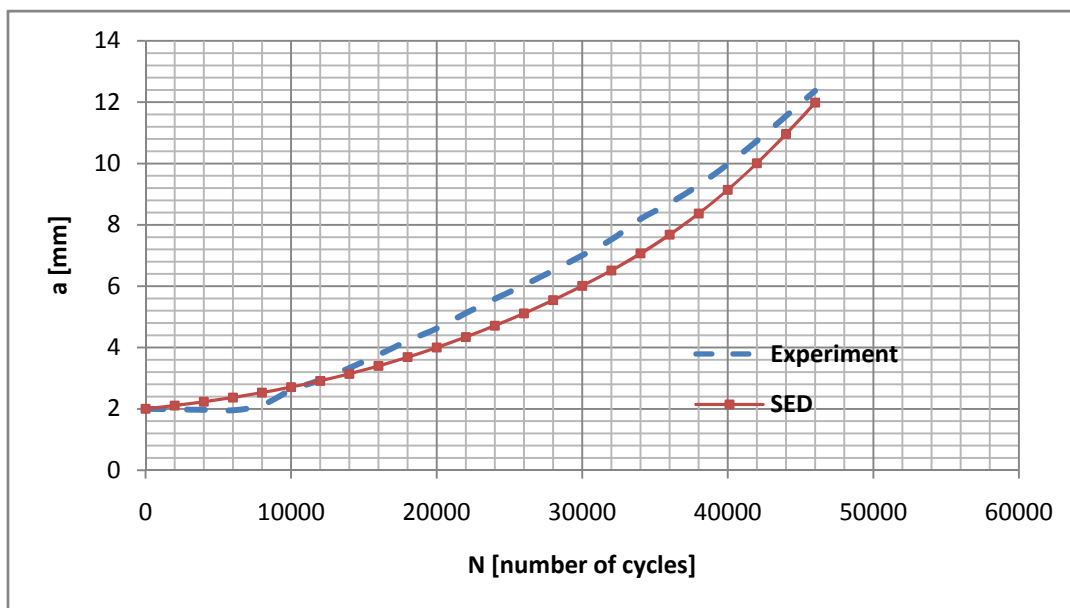
N	a0	Korektivna	KI
0	0,002	0,9879309160	14,0957768434
2000	0,0021068958965	0,9972985616	14,6047515313
4000	0,0022286918681	1,0061522785	15,1543101284
6000	0,0023675949791	1,0140950680	15,7427216676
8000	0,0025259497740	1,0206440667	16,3656821469
10000	0,0027061275715	1,0252532591	17,0158141341
12000	0,0029103675679	1,0273645582	17,6825926379
14000	0,0031405866239	1,0264906854	18,3530328798
16000	0,0033982002080	1,0223216034	19,0133858125
18000	0,0036840201402	1,0148304717	19,6517820270
20000	0,0039882987398	1,0043440017	20,2613114132
22000	0,0043409612071	0,9915466442	20,8426791407
24000	0,0047120153915	0,9774110006	21,4056300001
26000	0,0051120787501	0,9630759895	21,9688217311
28000	0,0055429454393	0,9497100649	22,5584254920
30000	0,0060081360902	0,9383885255	23,2059851922
32000	0,0065134009737	0,929864501	23,9457238507
34000	0,0070671354473	0,9250534629	24,8105266011
36000	0,0076805501980	0,9236022407	25,8243016093
38000	0,0083671299723	0,9247271839	26,9866715722
40000	0,0091403665446	0,9260499341	28,2464356275
42000	0,0100083741408	0,9233630716	29,4714639424
44000	0,0109655960647	0,9115879553	30,4552480951
46000	0,0119876632820	0,8880920288	31,0222062806

KI1 = $\Delta\sigma \cdot y \cdot \text{Math.Sqrt}(\pi \cdot x)$; $y = z \cdot yw \cdot yb1$

KI2 = $\Delta\sigma \cdot \text{Math.Sqrt}(x \cdot \pi) \cdot (1 + 2.365 \cdot \text{Math.Pow}((r + x)/r, 2.4))$;

KI3 = $-1.0883 \cdot \text{Math.Pow}(x, 3) + 8.6704 \cdot \text{Math.Pow}(x, 2) - 8.1915 \cdot x + 44.989$, MKE

KI4 - iz knjige, strana 163



Сл. 8.5 Поређење прорачунских и експерименталних резултата зависности преко зависности (анализе ширења прскотине) a - N

На Сл. 8.5 приказани су упоредо прорачунски и експериментални резултати ширења прскотине за структурални елемент типа плоче са отвором и једном иницијалном прскотином. Прорачунска анализа ширења прскотине је реализована применом густине енергије деформације (ГЕД). Евидентно је добро слагање резултата прорачуна са експерименталним резултатима.

8.3 Поређење нумеричких и експерименталних резултата

На Сл 8.5 приказана су поређења нумеричких и експерименталних резултата ширења прскотине која су комплетно резултат истраживања у оквиру ове докторске дисертације. Комплетна експериментална и нумеричка истраживања су спроведена са структуралним елементом плоче са отвором и једном иницијалном прскотином од материјала $\check{C}$ 4732.

Прорачунска анализа ширења прскотине је урађена користећи метод ГЕД који за анализу ширења прскотине користи малоциклусне заморне карактеристике материјала, у овом случају за материјал $\check{C}$ 4732. Код ГЕД приступа се користе малоциклусне заморне карактеристике материјала, уствари исте које се користе и

за процену века до појаве иницијалних оштећења [52, 53] . Пошто се користе исте малоциклусне карактеристике материјала као и до појаве иницијалних оштећења нема потребе за испитивање динамичких карактеристика понашања материјала какве се користе код конвенционалних закона ширења прскотине попут Париса, Формана и низа других.

9. ЗАКЉУЧАК

9.1 РЕЗУЛТАТИ ИСТРАЖИВАЊА

Код конструкција летелица, било да се ради о авионима или хеликоптерима, потребно је обезбедити високу безбедност током целокупног периода експлоатације. Да би се то постигло при пројектовању летелица се претпостављају иницијална оштећења у виду прскотина у виталним деловима структуре летелице. Величина и облик ових претпостављених оштећења је практично стандардизован и неки од облика ових оштећења је разматран у *Поглављу 3*. За тако претпостављена оштећења битно је извршити анализу преосталог века што се реализује кроз анализу ширења прскотине. Примарни циљ је да се одреди број циклуса или број блокова када се ради о спектрима оптерећења када ће фактор интензитета напона K_I достићи критичну вредност K_C или пак када ће иницијална дужина прскотине a достићи своју критичну вредност a_c . Када се достигне критична вредност било да се ради о ломној жилавости материјала K_C или критичној дужини прскотине a_c долази до рапидног ширења прскотине што се цени као лом елемента конструкције.

Када се ради о виталним елементима код авионских конструкција чији отказ може угрозити безбедност лета тада се њихово димензионисање примарно базира на принципима понашања и процене преосталог преосталог века. Ту се у основи, при пројектовању, претпостављају иницијална оштећења у виду прскотина и сањима се врше анализе ширења прскотина и врше процене преосталог века. У *Поглављу 4* приказане су различити конвенционални закони ширења прскотине, који користе експериментално одређене динамичке карактеристике материјала, као и развијени нумерички модели за анализу ширења прскотине. Презентовани нумерички резултати су упоређени са расположивим експериментима где је констатовано добро слагање.

Поглавље 5 презентује аналитичко и нумеричко моделовање параметара механике лома, у овом случају фактора интензитета напона. У овом поглављу Метод Коначних Елемената (МКЕ) коришћен за успостављање нових

аналитичких израза за факторе интензитета напона (ФИН) какви су неопходни у анализама ширења прскотине и процени преосталог века.

У дисертацији је пажња управо била усмерена на успостављање прорачунских метода/процедура и развоју одговарајућег софтвера за процену преосталог века, примарно код структуралних елемената авионских конструкција – типа металне конструкције под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и спектра оптерећења. Успостављене методе/процедуре за процену преосталог века елемената конструкција са иницијалних оштећењима су и експериментално верификоване (*Поглавље 8*).

Авионске конструкције су током експлоатације изложене дејству цикличних оптерећења како константне амплитуде тако и спектра оптерећења. Спектар оптерећења се по правилу дефинише на бази испитивања у лету или у складу са препорукама за одређене категорије авиона. У оквиру овог истраживања примарна пажња је усмерена на успостављање процедура за процену века у присуству иницијалног оштећења код школско-борбених авиона металне (легуре дурала) конструкције. За процену преосталог века било је потребно је дефинисати критичне зоне потенцијалних отказа на конструкцији. Потенцијално критичне зоне елемената и склопова конструкција авиона су одређене применом Методе Коначних Елемената (МКЕ). То су у основи критичне зоне и у њима се предпостављају иницијална оштећења у виду прскотина. Анализа ширења прскотина као и сама процена преосталог века користи како конвенционалне законе ширења прскотине с једне тако и Метод Густине Енергије Деформације (ГЕД) с друге стране. Оба приступа у дисертацији су базирани на коришћењу експериментално одређених малоциклусних заморних карактеристика материјала. Због тога применом ГЕД приступа се редукују експериментална испитивања везано за одређивање динамичких карактеристика материјала.

У оквиру овог истраживања су спроведена испитивања на замор структуралних елемената типа плоче од Č 4732 са централним кружним отвором и једном иницијалном прскотином у зони концентracије напона, под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде. За исти материјал од кога су израђене и испитане плоче/љуске са изворима концентрације су експериментално одређене

малоциклусне карактеристике материјала (Поглавље 7) које су коришћене при прорачунским проценама преосталог века односно у анализи ширења прскотине.

Комбинацијом МКЕ за анализу напонских стања у спрези са експериментално одређеним малоциклусним карактеристикама материјала на замор су извршене прорачунске процене преосталог века користећи ГЕД приступ. Ова процена преосталог је извршена у критичној зони елемената конструкције односно у зони максималне концентрације напона.

Процена преосталог века са претпостављеним иницијалним оштећењима је спроведена за примарну за репрезентативне структуралне елементи типа оплата крила ваздухоплова. Овде је идентификован утицај сваког нивоа оптерећења спектра у оквиру блока на укупно оштећење. Ова прорачунска процена је упоређена са сопственим експерименталним резултатима која су спроведена у оквиру ових истраживања.

Истраживања у дисертацији треба да пруже подлогу за дефинисање нових или допуну и потврђивање већ постојећих законитости и утицајних фактора у погледу појаве и понашања елемената конструкција типа ваздухоплова са претпостављеним иницијалним оштећењима у критичним зонама укључивши и процене преосталог века под дејством репрезентативног спектра оптерећења код авионских конструкција.

9.2 ДОПРИНОС НАУЧНОЈ МИСЛИ И ИНЖЕЊЕРСКОЈ ПРАКСИ

На основу остварених резултата истраживања и њихове упоредне анализе са расположивим досадашњим истраживањима у предметној области, научни допринос ове дисертације се може исказати кроз следеће целине:

Резултати ових истраживања омогућавају да се прорачунским методама прецизније процени преостали век структуралних елемената са иницијалним оштећењима у виду прскотинама, изложених цикличним оптерећењима, под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и степенастог спектра оптерећења репрезентативног за авионске конструкције, као и да се

омогући/процени колико структурални елементи ваздухоплова са иницијалним оштећењима у критичним зонама могу безбедно да лете, као и за процену преосталог века с једне и редукују на минимум веома скупа експериментална истраживања, с друге стране.

Успостављен је нумерички приступ за моделовање напонског стања и параметара механике лома попут фактора интензитета напона користећи сингуларне коначне елементе.

За саме процене преосталог века, у оквиру овог рада, коришћен је метод Густине Енергије Деформације (ГЕД) који за анализе користи малоциклусне заморне карактеристике материјала.

Развијен је софтвер за процену преосталог века код структуралних елемената са геометријским дисконтинуитетима различитих облика и иницијалним прскотинама под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и степенастог спектра оптерећења.

Верификација методе и апликативног софтвера за процену преосталог века кроз анализе ширења прскотине, развијеног у оквиру ове тезе, су извршене са расположивим и сопственим експерименталним резултатима. Сопствени експерименти су спроведени на структуралним елементима са геометријским дисконтинуитетима са извором концентрације напона и иницијалном прскотином типа: плоча са централним отвором и иницијалном прскотином под дејством спектра оптерећења репрезентативних за школско-борбене авионе.

Експериментално су одређене малоциклусне карактеристике материјала, челика $\check{C}$ 4732, какве су неопходне за моделовање ширења прскотине на бази Густине Енергије Деформације (ГЕД).

Експериментално је извршена процена преосталог века односно анализа ширења прскотине за структурални елемент типа поља оплате са отвором и једном прскотином под дејством цикличног оптерећења константне амплитуде. За прецизно експериментално одређивање брзине ширења прскотине коришћене су мерне фолије.

За нумеричко моделовање ширења прскотине за процене преосталог коришћен је метод Густине Енергије Деформације који користи малоциклусне карактеристике материјала какве се користе и за процене века до појаве иницијалних оштећења. Овим престаје потреба за експерименталним одређивањем додатних динамичких карактеристика материјала које су неопходне при коришћењу конвенционалних закона ширења попут Париса, Формана и других.

Прорачунски модели за процену преосталог века структуралних елемената у присуству иницијалних оштећења базирани су на коришћењу динамичких карактеристика материјала с једне и малоциклусних заморних карактеристика материјала с друге стране. Ови модели у спрези са одговарајућим методама за одређивање фактора интензитета напона (ФИН) у критичним зонама представљају ефикасне процедуре за прорачунске процене преосталог века (исказано преко зависности $a-N$) структуралних елемената ваздухоплова при дејству цикличних оптерећења константне амплитуде и степенастог спектра оптерећења. Уствари, примена формулисаних и верификованих прорачунских модела и одговарајућег софтвера омогућава да се у фази пројектовања предвиде и избегну могући ломови елемената структура ваздухоплова који обављају одговарајуће функције, али и да се утврди колико елемент структуре који се ставља у експлоатацију може ефикасно радити тј. функционисати. Осим тога, развијени прорачунски модели на бази ГЕД приступа пружају могућност да се изврши процена преосталог века елементима структуре ваздухоплова са иницијалним оштећењима у виду различитих облика прскотина користећи малоциклусне заморне карактеристике материјала које се користе и за процене века до појаве истих оштећења чиме се са своје стране редукују на минимум веома скупа и дуготрајна експериментална истраживања.

9.3 ПРЕПОРУКЕ ЗА БУДУЋИ РАД

Кроз искуство стеченог током израде ове дисертације, у циљу даљег развоја и примене прорачунских метода за процену века структуралних елемената, намеће се потреба за даљим истраживањима у овој области. Препоручила бих следеће кораке:

- У дисертацији је коришћена линеарна механика лома за дефинисање сингуларног понашања око врха прскотине. Међутим при спектрима оптерећења какви се јављају у појединим фазама лета ваздухоплова јавља се пластификација око врха прскотине. Ова пластификација доводи до успорења ширења прскотине. Следећи корак је управо укључивање ових ефеката пластификације на брзину ширења прскотине.

10. ЛИТЕРАТУРА

1. "Airplane Strength and Rigidity, Ground Tests", MIL-A-8867B, Air Force Aeronautical Systems Division, Aug. 1975.
2. Fridman, R., Grumman local Strain method for predicting fatigue life, Grumman Report No. ADR 20-11-81.2, 1981
3. Goranson UG., Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs. Int J Fatigue 1998; 20 (6):413–31.
4. Fielding, J.P, Safety and reliability prediction methods for aircraft preliminary design, Int Council of Aeronautical Sciences (ICAS) and the American Institute of Aeronautics, ICAS-98, 1998.
5. Maksimovic S., Kozic M., Stetic-Kozic S., Maksimovic K., Vasovic I., Maksimovic M., Determination of Load Distributions on Main Helicopter Rotor Blades and Strength Analysis of the Structural Components, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 27, Number 6, November/December 2014,
6. Boljanović, S., Maksimović, S., Fatigue crack growth modeling of attachment lugs, International Journal of Fatigue (2013), doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jfatigue.2013.03.016>, International Journal of Fatigue 58 (2014), 66-74 "Airplane Damage Tolerance Requirements", MIL-A-83444, Air Force Aeronautical Systems Division, July 1974.
7. Schutz, W and Heuler, P., Miner's rule revision, in: An Assessment of Fatigue Damage and Crack Growth Prediction Techniques, AGARD Report 797, March 1994.
8. Vasović I., Maksimović S., Maksimović K., Stupar S., Bakić G., and Maksimović M.; DETERMINATION OF STRESS INTENSITY FACTORS IN LOW PRESSURE TURBINE ROTOR DISCS; Mathematical Problems in Engineering; <http://www.hindawi.com/journals/mpe/aip/304638/>; Impact Factor 1.383; doi:10.1155/2014/304638. Accepted 16 January 2014.
9. Kojić, M., Slavković, R., Živković, M i Grujović, N., Metod konačnih elemenata I, Univerzitet u Kragujevcu, 1998.

10. Zienkiewicz, O. C., The Finite Element Method, McGraw Hill, 1977.
11. Duprat, D., Journet, B., Ithuralde, C., An improved fatigue approach for designing aircraft joints, ICAS-98, 1998.
12. Klesnil, M and Lukaš, P., Influence of strength and stress history on growth and stabilization of fatigue cracks. Engng Fracture Mech., Vol. 4, 77-92 (1972.)
13. Saouma, V.E., Fracture Mechanics, University Colorado, CVEN-6831, Boulder, 2000.
14. Schijve, J., The significance of flight-simulation fatigue tests, The Proc. 13th Symposium of the international committee on Aeronautical fatigue, 22-24 May, 1985, Pisa Italy, Eds Salvetti, A and Cavallini, G.
15. Jarfall, L., Fatigue and damage tolerance work during the aircraft design process, 12th ICAF, 22-24 May 1985, Italy.
16. Schmidt, H. J, and Hammond, C. L., Airbus industrie A 310 and A300-600 experience with practical applications of damage tolerance design in fuselage primary structure, 12th ICAF Proceedings, Pisa, Italy, 1985.
17. Maksimović, K., Proračun čvrstoće sekcije krila lakog školskog aviona sa aspekta dopustivih oštećenja, Izveštaj VTI, Žarkovo, 2002.
18. Irwin, W., Analysis of stresses and strains near the end of a crack traversing a plate, Transactions ASME, J. Appl. Mech., 1957.
19. Westergaard, H., M., "Bearing pressures and cracks", Trans ASME, J. Appl. Mech., 6, 1939., pp. 49
20. Creager, Slender Notches and stress concentrations from stress intensity factors, 1967, The stress analysis handbook, Tada, H, Paris, P.C. and Irwin, G., R.C, Pensilvania, 1973)
21. Irwin, G., Plastic zone near a crack and fracture toughness, Proc. 7th Sagamore Conference, p. 63, 1960.

22. Paris, P. and Erdogan, F., A critical of crack propagation laws, J. of Basic Engineering, ASME, 1963,
23. Forman, R.G., V.E. Kearney and R. M. Engle, Numerical analysis of crack propagation in cyclic loaded structures. J. Bas. Engng. Trans. ASME 89, 459 (1967.)
24. Maksimović, S., Mladenović J., "LOM-3"-Softverski paket za procenu veka konstrukcija do pojave i u prisustvu prskotina, VTI VJ, Žarkovo-Beograd
25. Wheeler, O.C, Spectrum loading and crack growth, Trans. ASME, J. Basic Eng., Vol. 94, 1972, p. 181.
26. Willenborg, J., Engle, R.M and Wood, H. A., A Crack Growth Retardation Model Using Effective Stress Concept, AFDL-TR-71-1, Air Force Flight Laboratory, Wright-Paterson AFB, Ohio, 1971.
27. Elber, W, in Damage Tolerance in Aircraft Structures, ASTM STP 486, ASTM, 1971, 230-242.
28. Vroman, G.A, Analytic prediction of crack growth retardation using a residual stress concept, Briefing Charts, Rockwel Int., B-1 Division, Los Angeles, 1971.
29. Chang, J.B., Stolpested, J.H, Sinozuka, M and Vaicaitis, R., Improved methods for predicting spectrum loading effects-Phase I Report, Vol. I –Results and Discussions, AFDL-TR-79-3036, Ohio, 1979.
30. NASGRO – Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Analysis Software. Reference manual, version 6.0, 2009
31. Sander, M., Comparison of Fatigue Crack Growth Concepts with respect to Interaction Effects, ECF 15.
32. Broek D., Elementary Engineering Fracture Mechanics, 4th revised edition, Kluwer Academic Publishers, 1982.
33. Hadi Khoramishad, Majid Reza Ayatollahi, Finite element analysis of a semi-elliptical external crack in a buried pipe. Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering, 33(2009) 399-409.

34. Marija Blažić, Mirko Maksimović, Ivana Vasović, Yasmina Assoul; Stress Intensity Factors for Elliptical Surface Cracks in Round Bars and Residual Life Estimation; Scientific Technical Review; Vojnotehnički institut Beograd; ISSN: 1820-0206; UDK: 539.42:620.191.3; 2011; pp 63 – 67.
35. Maksimović K., Nikolić-Stanojević V., Maksimović S., Modeling of surface cracks and fatigue life estimation, ECF 16, 16th *European Conference of Fracture, ECF 16, Alexandroupolis, Grčka, 2006.*
36. Sehitoglu H., Gall K., Garcia A. M., Recent advances in fatigue crack growth modeling, *Int J Fract* 80 1996, pp. 165-192.
37. Maksimović S., Vasović I., Maksimović M., Đurić M.; RESIDUAL LIFE ESTIMATION OF DAMAGED STRUCTURAL COMPONENTS USING LOW-CYCLE FATIGUE PROPERTIES; Third Serbian (28th Yu) Congress on Theoretical and Applied Mechanics Vlasina lake, Serbia, 5-8 July 2011; Serbian Society of Mechanics, Belgrade; ISBN: 978-86-909973-3-6; COBISS:SR-ID 187662860; 2011; pp 605 – 617
38. Janković D. M.: Malociklusni zamor, monografija, Mašinski fakultet, Beograd, 2001, str. 121.
39. Janković D. M.: About some various interpretation of fatigue criterion at low number of strain cycles, *Facta Universitatis, Series Mechanical engineering*, Vol. 1, 2001.
40. Komnenovic M., Maksimovic, S., Ristić, D., The Methodology for Initial Failure and Fracture Mechanics Analysis, *WSEAS TRANSACTIONS on APPLIED and THEORETICAL MECHANICS*, Issue 2, Volume 1, 2006, pp 133-140.
- Ellyin F., Fatigue damage, crack growth and life prediction. *Fracture Mech.* 48 (1) 1997, pp. 9-15 Chapman & Hall.
41. Izumi Y., Fine M. E., Mura T., Energy consideration in fatigue crack propagation, *Int. J Fract.* 17 (1) 1981, pp. 15-25.
42. Ellyin F., Crack growth rate under cyclic loading and effect of different singularity fields, *Eng. Fract. Mech.* 25 (4) 1986, pp. 463-473.

43. Antolovich S. D., Saxena A., Chanani G. R., A model for fatigue crack propagation, *Eng. Fract. Mech.* 7, 1975, pp. 649-652.
44. Kujawaski D., Ellyin F. A., Fatigue crack propagation model, *Eng Fract Mech* 20 (5/6) 1984, pp. 695-704.
45. Li D. M., Nam W. J., Lee C. S., An improvement on prediction of fatigue crack growth from low cycle fatigue properties, *Eng. Fract. Mech.* 60 (4) 1998, pp. 397-406.
46. Radhakrishnan V. M. *Int J Fatigue* 12 (6) 1990, pp. 513.
47. Chand S., Gard S. B. L., Crack propagation under constant amplitude loading, *Eng Fract Mech* 21 (1) 1985, pp.1-30.
48. Stephens R. L., Chung J. H., Fatemi A., Lee H. W., Lee S. G., Vacaleas C., Wang C. M., Constant and variable amplitude fatigue behavior of five cast steel at room temperature and 45° C. *Trans ASME J Eng Mater Tech* 106; 1984, pp. 25-37.
49. Maksimović, S., Life assessment methods of initial damaged structures under general loading spectrum, IFMASS 10 „Fundamentals of fracture mechanics and structural integrity assessment methods“ 23-26 june 2008 .
50. MSC/NASTRAN Manual.
51. Максимовић К., **П2_ГЕД**: Програм за процену преосталог века елемената конструкција са иницијалним прслинама на бази густине енергије деформације, 2008, Извештај ВТИ.
52. ASTM, Standard practice for strain-controlled fatigue testing, ASTM Standard E 606, ASTM Designation: E 606–92 (reapproved 1998), 1998a, pp. 1–7.
53. ASTM, Standard practice for verification of specimen alignment under tensile loading, ASTM Standard E1012, ASTM Designation E 1012–99, 1999, pp. 1–8.
54. American Society for Testing and Materials (ASTM), Standard test methods for tension testing of metallic materials [metric], ASTM Standard E 8M, ASTM Designation E 8M-01, 2001, pp. 1–7.

54. Maksimović S., Vasović I., Maksimović M., Djurić M., “*Improved Computation Method to Fatigue and Fracture Mechanics Analysis of Aircraft Structures*”, Forth Serbian (29th Yu) Congress on Theoretical and Applied Mechanics, Vrnjačka Banja, 2013. pp. 335-340. ISBN 978-86-909973-5-0.

55. Maksimović, K., Stamenković, D., Milović, Lj., “*Crack Growth Analysis of Structural Elements with Semi-Elliptical Surface Crack*”, Forth Serbian (29th Yu) Congress on Theoretical and Applied Mechanics, Vrnjačka Banja, 2013. pp. 473-478. ISBN 978-86-909973-5-0.

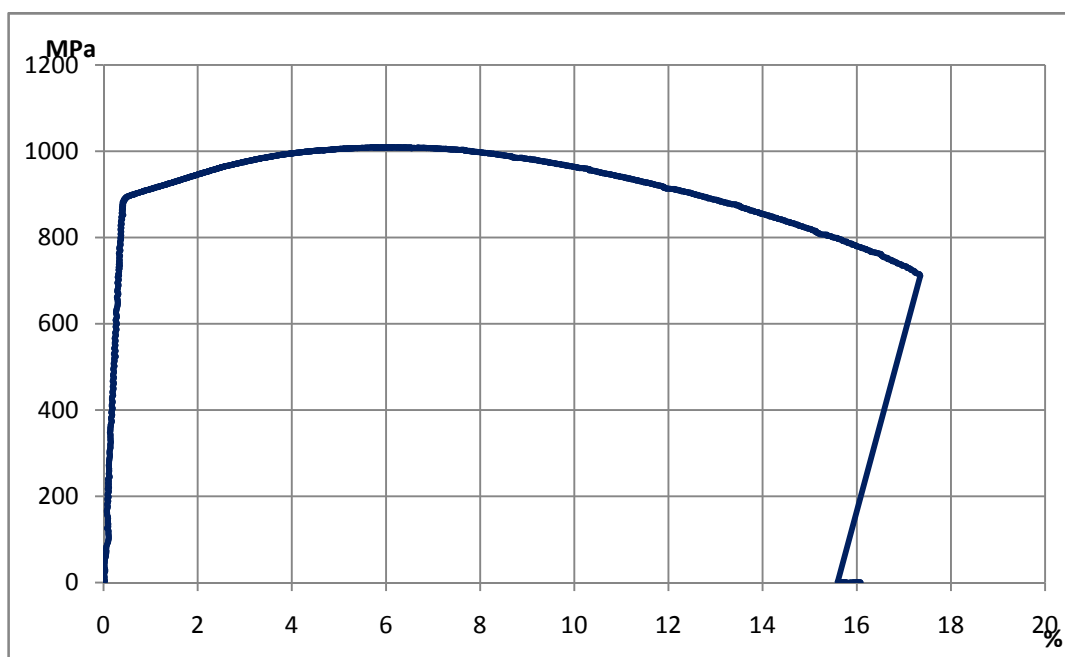
56. Walker, The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 Aluminum, in Effects of Environment and Complex Load History on Fatigue Life, ASTM STP 462, ASTM Philadelphia, 1970, p.1.

57. Koettgen, V. B., Barkey, M. E., and Socie, D. F., Pseudo stress and pseudo strain based approaches to multiaxial notch analysis, Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, Vol. 18, No. 9, 1995, pp. 981–1006.

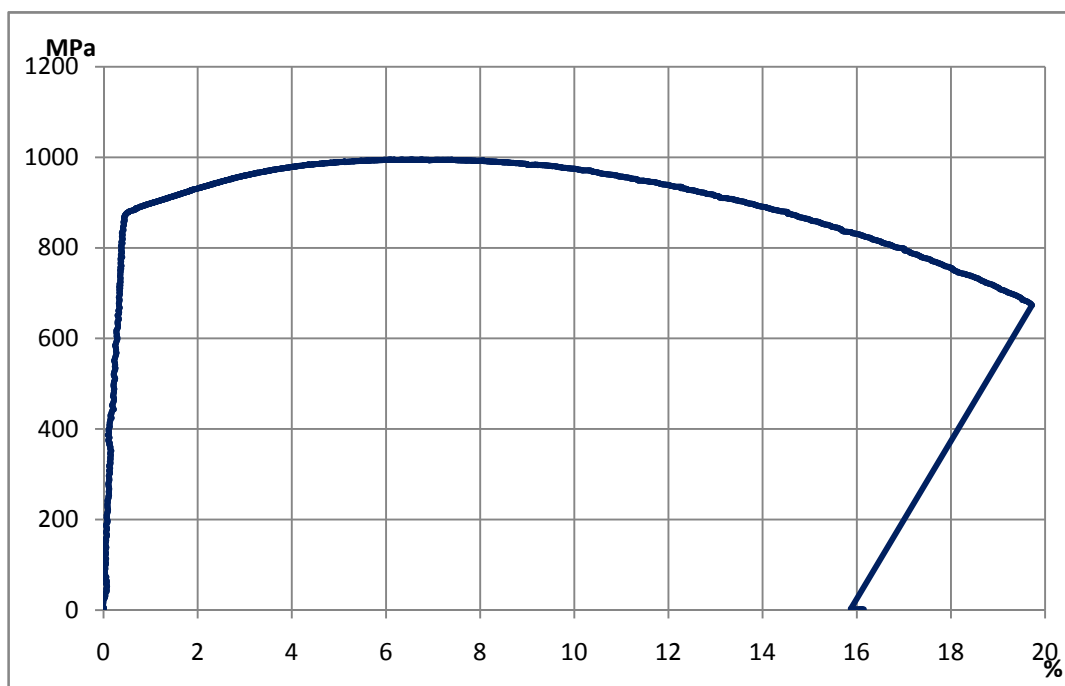
ПРИЛОЗИ:

Прилог 1: Експериментално одређивање статичких карактеристика материјала
Ћ 4732

На сликама П1 и П2 су дати резултати за две епрувете статичких испитивања у циљу одређивања основних статичких карактеристика материјала Ћ 4732 који је у дисертацији коришћен за израду структуралних елемената за потребе анализе ширења прскотине. У Табели П1 дати су комплетни резултати статичких испитивања за 9 епрувета.



Сл. П1: Дијаграм напон-издужење за епрувету бр. 1



Сл. П2: Дијаграм напон-издужење за епрувету бр. 2

Вредности механичких карактеристика које су добијене испитивањем на затезање су приказане у **Табели III**, при чему су раздвојене епрувете појединих шаржи и одређене су средње вредности за све три шарже.

Табела III – Вредности механичких карактеристика материјала Č 4732 добијених испитивањем на затезање

Ознака епр.	Пречник d (mm)	Површина S (mm ²)	Сила макс. Fm (kN)	Затезна чврстоћа Rm (MPa)	Граница течења R ₀₂ (MPa)	Макс. Издужење A (%)
201-11	6	28,27	28,26	999,5	890,2	18,61
201-12	6	28,27	28,04	992,0	891,6	19,33
201-13	6	28,27	28,14	995,5	897,4	13,71
Ср. вред. шаржа 1	6	28,27	28,15	995,7	893,1	18,97
201-21	6	28,27	28,54	1009,5	898,8	17,03
201-22	6	28,27	27,78	982,5	874,8	11,70
201-23	6	28,27	27,16	996,0	894,1	18,47
Ср. вред. шаржа 2	6	28,27	27,83	996,0	889,23	17,75
201-31	6	28,27	28,12	994,5	882,8	19,41
201-32	6	28,27	28,22	998,0	894,0	18,28
201-33	6	28,27	27,44	971,0	859,3	13,85
Ср. вред. шаржа 3	6	28,27	27,93	987,8	878,7	18,85

Челик Č.4732 према европским стандардима има ознаку 42CrMo4, односно бројчану ознаку 1.7225. Према литературним подацима за дефинисани ниво затезне чврстоће минимална вредност границе развлачења се креће у границама 740-800 МПа. Измерене вредности границе развлачења су за све три шарже изнад горње вредности ових граница.

Што се тиче максималног издужења, према литературним подацима оно се креће у границама од 12-18% што одговара измереним вредностима.

Прилог 2: Механичко испитивање ударне жилавости

Испитивање ударне жилавости за материјач Ѓ 4732 је вршено према ASTM A370-03а. Вредности ударне жилавости добијене испитивањем за епрувете из све три шарже су приказане у *Табели 2*.

Дијаграми снимљени током испитивања су дати у Прилозима 2.1 – 2.9, а означени су респективно према ознакама узорака.

Табела 2 – Вредности добијене испитивањем ударне жилавости

Ознака епр.	ЕНЕРГИЈА УДАРА (J)	УДАРНА ЖИЛАВОСТ (J/cm ²)
201-11	95,64	119,55
201-12	100,84	126,05
201-13	92,25	115,31
Ср. вред. шаржа 1	96,24	120,30
201-21	100,60	125,75
201-22	87,83	109,79
201-23	100,36	125,46
Ср. вред. шаржа 2	96,26	120,33
201-31	88,06	110,08
201-32	91,31	114,14
201-33	83,46	104,33
Ср. вред. шаржа 3	87,61	109,52

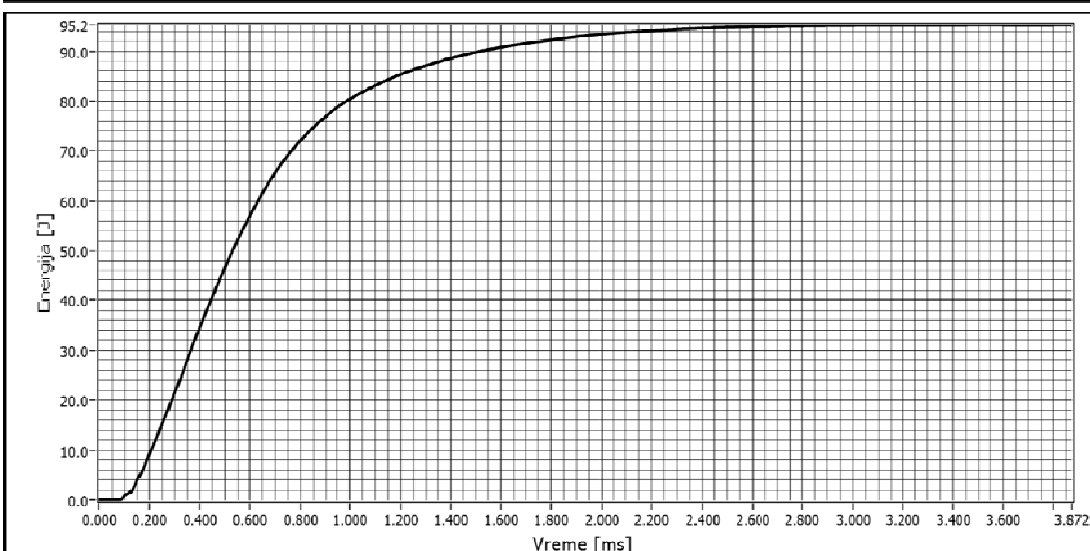
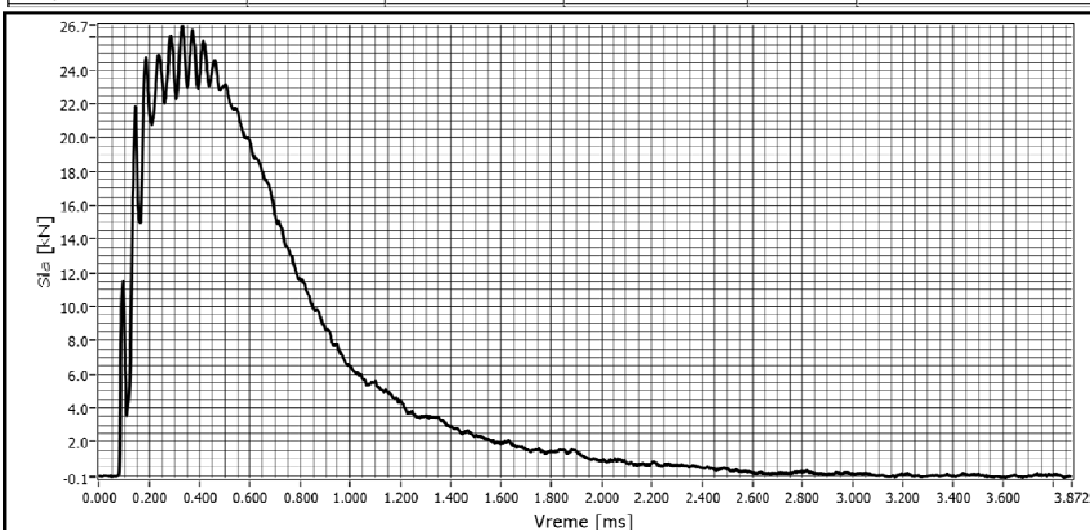
Прилог 2.1: Дијаграми испитивања ударне жилавости за епрувету 201-11



VOJNOTEHNIČKI INSTITUT
Laboratorija za eksperimentalnu čvrstoću
Ratka Resanovića 1, 11000 Beograd, SRBIJA
tel. +381 11 2051 130, 2508 774, fax. +381 11 2508 474

PODACI O ISPITIVANJU		PODACI O EPRUVETI	
Oznaka epruvete:	201-11	Dužina epruvete [mm]	55.00
Temperatura ispitivanja:	20	Širina epruvete [mm]	10.00
Tip epruvete:	ISO-V (55x10x10 (8))	Visina epruvete [mm]	10.00
Senzor:	ISO	Visina nosećeg preseka [mm]	8.00
Datum ispitivanja:	12.9.2013	Površina nosećeg preseka [mm ²]	80.00
Vreme ispitivanja:	12:30:09	R-zarez [°]	0.25
		Ugao [°]	45.00
		Raspon između oslonaca [mm]	40.00

PODACI O MATERIJALU			
Materijal:	☐ 4732	Ispitivač:	S.Perković
Stanje materijala:		Mesto ispitivanja:	Vojnotehnički institut
Pravac valjanja:		Adresa:	Ratka Resanovića 1
Položaj zarez:		Pošta:	11000 Beograd



REZULTATI							
Energija udara:	95.64	J	Sigma e:	1932.57	MPa	Tamna površina:	%
Udarina žilavost:	119.55	J/cm ²	Sigma m:	2396.69	MPa	Duktilni lom:	%
Ei:	26.38	J	Rm:	257.68	MPa	Interkristalni lom:	%
E ₂ :	69.26	J	Re:	319.56	MPa	Transkristalni lom:	%
Koeficijent f:	9291.06	N/V	Procenat žilavog loma:	7.66	%		

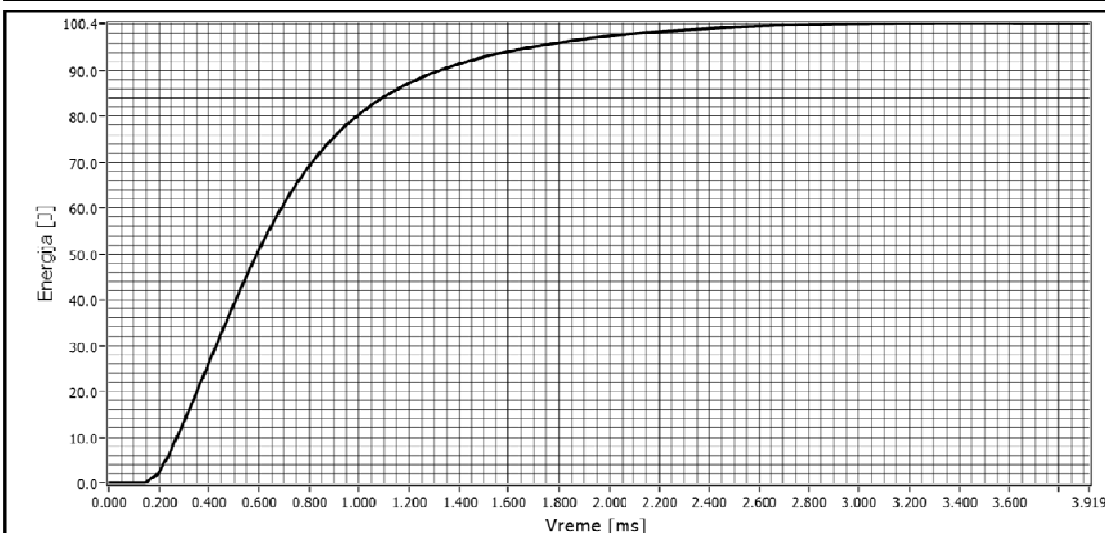
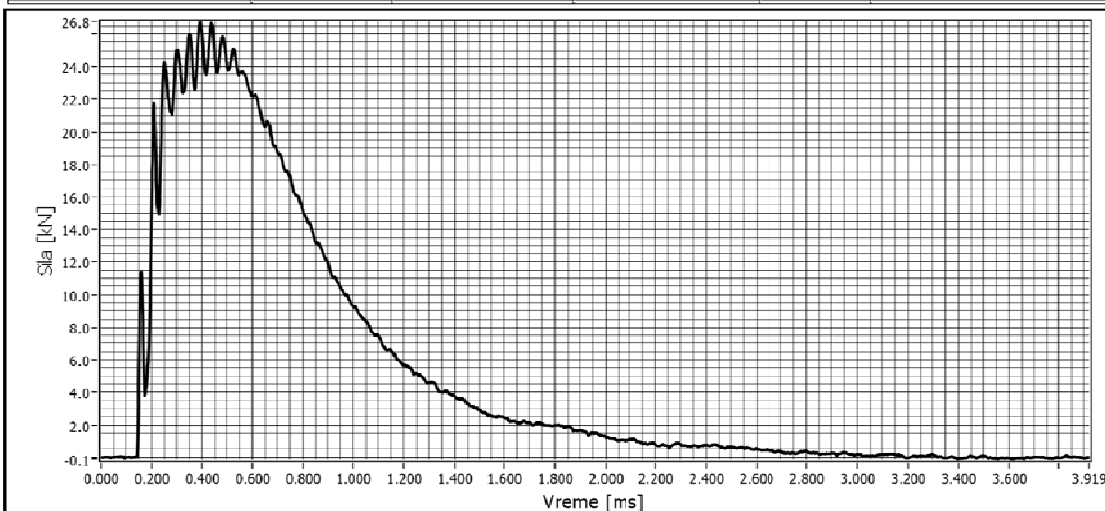
Прилог 2.2: Дијаграми испитивања ударне жилавости за епрувету 201-12



VOJNOTEHNIČKI INSTITUT
Laboratorija za eksperimentalnu čvrstoću
Ratka Resanovića 1, 11000 Beograd, SRBIJA
tel. +381 11 2051 130, 2508 774, fax. +381 11 2508 474

PODACI O ISPITIVANJU		PODACI O EPRUVETI	
Oznaka epruvete:	201-12	Dužina epruvete [mm]	55.00
Temperatura ispitivanja:	20	Širina epruvete [mm]	10.00
Tip epruvete:	ISO-V (55x10x10 (8))	Visina epruvete [mm]	10.00
Senzor:	ISO	Visina nosećeg preseka [mm]	8.00
Datum ispitivanja:	12.9.2013	Površina nosećeg preseka [mm ²]	80.00
Vreme ispitivanja:	12:36:32	R-zarez [°]	0.25
		Ugao [°]	45.00
		Raspon između oslonaca [mm]	40.00

PODACI O MATERIJALU					
Materijal:	□□4732	Ispitivač:	S.Perkvi□□	Naručilac:	
Stanje materijala:		Mesto ispitivanja:	Vojnotehnički institut	Preduzeće:	Moma
Pravac valjanja:		Adresa:	Ratka Resanovića 1	Adresa:	
Položaj zareza:		Pošta:	11000 Beograd	Pošta:	



REZULTATI					
Energija udara:	100.84 J	Sigma e:	1883.15 MPa	Tamna površina:	%
Udarne žilavost:	126.05 J/cm ²	Sigma m:	2387.67 MPa	Duktilni lom:	%
Ei:	26.64 J	Rm:	251.09 MPa	Interkristalni lom:	%
ES:	74.20 J	Re:	318.36 MPa	Transkristalni lom:	%
Koeficijent f:	9379.92 N/V	Procenat žilavog loma:	8.13 %		

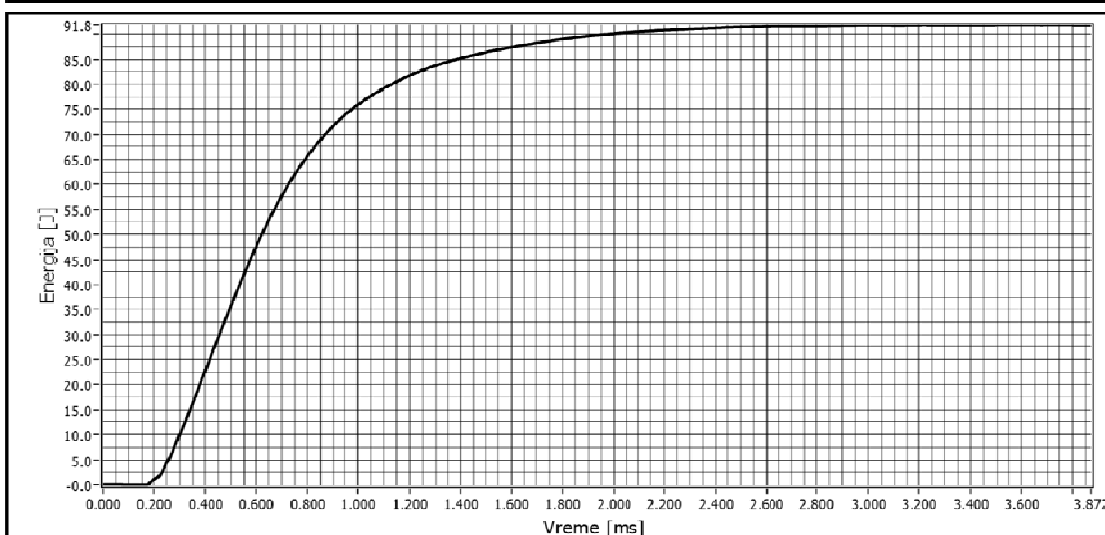
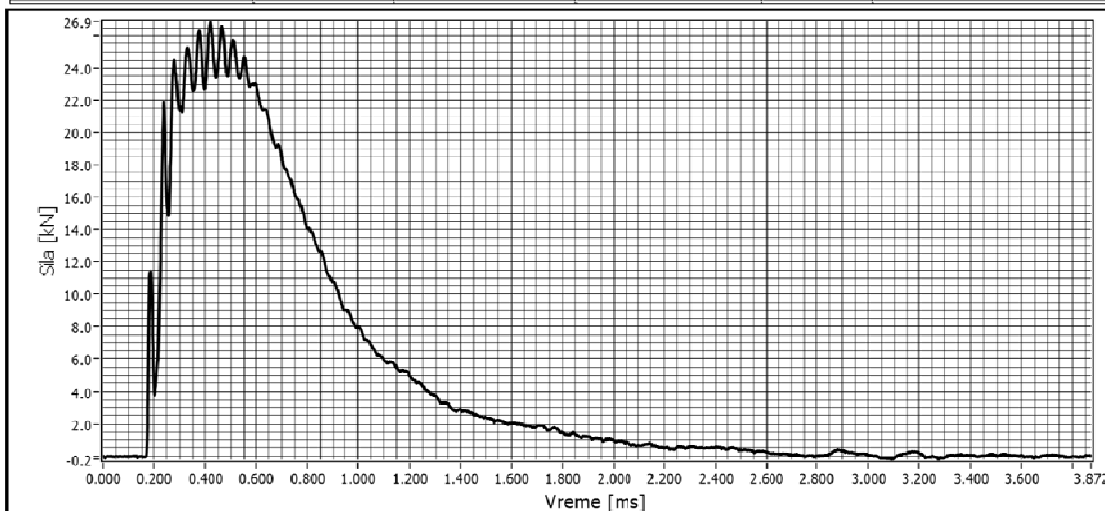
Прилог 2.3: Дијаграми испитивања ударне жилавости за епрувету 201-13



VOJNOTEHNIČKI INSTITUT
Laboratorija za eksperimentalnu čvrstoću
Ratka Resanovića 1, 11000 Beograd, SRBIJA
tel. +381 11 2051 130, 2508 774, fax. +381 11 2508 474

PODACI O ISPITIVANJU		PODACI O EPRUVETI	
Oznaka epruvete:	201-13	Dužina epruvete [mm]	55.00
Temperatura ispitivanja:	20	Širina epruvete [mm]	10.00
Tip epruvete:	ISO-V (55x10x10 (8))	Visina epruvete [mm]	10.00
Senzor:	ISO	Visina nosećeg preseka [mm]	8.00
Datum ispitivanja:	12.9.2013	Površina nosećeg preseka [mm ²]	80.00
Vreme ispitivanja:	12:39:57	R-zarez [°]	0.25
		Ugao [°]	45.00
		Raspon između oslonaca [mm]	40.00

PODACI O MATERIJALU					
Materijal:	□□4732	Ispitivač:	S.Perkevi□□	Naručilac:	
Stanje materijala:		Mesto ispitivanja:	Vojnotehnički institut	Preduzeće:	Moma
Pravac valjanja:		Adresa:	Ratka Resanovića 1	Adresa:	
Položaj zareza:		Pošta:	11000 Beograd	Pošta:	



REZULTATI					
Energija udara:	92.25 J	Sigma e:	1790.59 MPa	Tamna površina:	%
Udarne žilavost:	115.31 J/cm ²	Sigma m:	2390.51 MPa	Duktilni lom:	%
Ei:	26.69 J	Rm:	238.75 MPa	Interkristalni lom:	%
ES:	65.56 J	Re:	318.73 MPa	Transkristalni lom:	%
Koeficijent f:	9394.45 N/V	Procenat žilavog loma:	6.45 %		

10. БИОГРАФИЈА

Име и презиме Ивана Васовић

Датум рођења: 02.09.1982.

Место рођења: Чачак, Србија

Школовање:

1989 -1997. Основна школа Танаско Рајић у Чачку

1997.-2001. Средња машинска школа- Бранко Милошевић Металац,
смер машински техничар за компјутерско конструисање

2001.-2008. Студије на машинском факултету у Београду, смер
ваздухопловство

Кретање у послу:

2008.- . Институт ГОША, Београд

Објављени научни радови:

Ивана Васовић

Рад у међународном часопису – M21= 8

1. S. Maksimovic, M. Kozic, S. Stetic-Kozic, K. Maksimovic, **I. Vasovic**, M. Maksimovic, Determination of Load Distributions on Main Helicopter Rotor Blades and

Рад у међународном часопису – M22= 5

1. Marija Blažić, Stevan Maksimović, Zlatko Petrović, **Ivana Vasović**, Dragana Turnić;
Determination of Fatigue Crack Growth Trajectory and Residual Life under Mixed
Modes; *Strojniški vestnik - Journal of Mechanical Engineering* 60(2014)4, 250-254;
DOI:10.5545/sv-jme.2013.1354

2. **Ivana Vasović**, Stevan Maksimović, Katarina Maksimović, Slobodan Stupar,
Gordana Bakić, and Mirko Maksimović; DETERMINATION OF STRESS
INTENSITY FACTORS IN LOW PRESSURE TURBINE ROTOR DISCS;
Mathematical Problems in Engineering;
<http://www.hindawi.com/journals/mpe/aip/304638/>; Impact Factor 1.383;
doi:10.1155/2014/304638. Accepted 16 January 2014.

3. Ivana V. VASOVIC, Stevan M. MAKSIMOVIC, Dragi P. STAMENKOVIC,
Slobodan N. STUPAR, Mirko S. MAKSIMOVIC, Gordana M. BAKIC; FRACTURE
MECHANICS ANALYSIS OF DAMAGED TURBINE ROTOR DISCS USING
FINITE ELEMENT METHOD; *Thermal Science*, vol 18, Supl.1, pp. S107-S112, 2014.
DOI: 10.2298/TSCI121107176V, link: <http://www.doiserbia.nb.rs/img/doi/0354-9836/2014/0354-98361300176V.pdf> TR35045

Рад у међународном часопису – M23= 3

1. **Ивана Васовић**; „STRENGTH ANALYSIS OF FILAMENTWOUND
COMPOSITE TUBES“; Хемијска индустрија, 2010, Вол.64, № 1; UDC
666.188.211:620.1, DOI: 10.2298/HEMIND091221032V; pp 239-245

2. Stamenkovic D, Maksimović Katarina, Nikolić-Stanojević V., Maksimović S., Stupar S., **Vasović I.**; „Fatigue life estimation of notched structural components“, Strojniski vestnik-Journal of Mechanical Engineering 56(2010)12; UDC 629.7:620.178.3; pp 846-852.

3. Stašević M., Maksimović S, Gerić K., Burzić Z., Vasović I.; FATIGUE CRACK PROPAGATION MODELS: NUMERICAL AND EXPERIMENTAL COMPARISONS; Journal- Technics Technologies Education Management(TTEM); ISSN 1840-1503; vol.7, No.2, 2012; pp 801-810.

4. Ivana V. Vasovic, Stevan M. Maksimovic, Dragi P. Stamenkovic, Slobodan N.Stupar, Mirko S. Maksimovic, Gordana M. Bakic; FRACTURE MECHANICS ANALYSIS OF DAMAGED TURBINE ROTOR DISCS USING FINITE ELEMENT METHOD; Journal -THERMAL SCIENCE: Year 2013, Vol. 17, Suppl. 1, pp. S107 - S112; ISSN 2334-7163 (online edition); UDC 621; Izdavac -Society of Thermal Engineers of Serbia

5. Marko Ristic, Ljiljana Radovanovic, Radica Prokic-Cvetkovic, Goran Otic, Jasmina Perisic, **Ivana Vasovic**, Increasing the energy efficiency of thermal power plant Kostolac B by the revitalization of ventilation mills, Energy Sources, Part B: Economics, Planning, and Policy, ISSN 1556-7257, DOI: 10.1080/15567249.2015.1014977

Радови категорије - M24 (=3)

1. Maksimovic S., Maksimovic K., **Vasovic I.**, Optimal Design of Thin-walled Aircraft Structures Using Two-level Optimization Approach, SCIENTIFIC REVIEW, Series: Scientific and Engineering- Special Issue Nonlinear Dynamics S2 (2013) pp 359-372, (YUISSN 0350-2910).

2. METHODOLOGY FOR RESIDUAL LIFE ESTIMATION OF DAMAGED STRUCTURAL ELEMENTS OF THE TOWER INSTALLATIONS FOR OIL AND GAS EXPLORATION; Milenko S. Stašević, Stevan Maksimovic, Katarina D. Geric,

Mirko S. Maksimovic, **Ivana Vasovic**; This paper was presented at the Fourteenth Meeting “New Trends in Fatigue and Fracture” (NT2F14) Belgrade, Serbia, 15–18 September, 2014; STRUCTURAL INTEGRITY AND LIFE Vol. 14, No 2 (2014), pp. 125–132, <http://divk.inovacionicentar.rs/ivk/ivk14/125-132-IVK2-2014-MS-SM-KG-MM-IV.pdf>

Саопштење са међународног скупа штампано у целини – M33 = 1

1. Tanasković J., Lučanin V., **Vasović I.**, Golubović S., „Experimental research of a collision energy absorber of a passenger train“, 26th Danubia-Adria Symposium, Proceedings, pp 225-226 Montanuniversitat Leoben, Austria, 2009.

2. Marina Kutin, Slavica Ristic, Mirjana Puharic, **Ivana Vasovic** and Milan Proklab; „TESTING OF BUTT WELDED THIN STEEL SHEET BY CLASSICAL METHOD AND THERMOGRAPHY“; 4th international conference, ISIM, Romania, 10-11 June 2010.

3. M. Kutin, S. Ristić, N. Radović, **I. Vasović** ; „APPLICATION OF THERMOGRAPHY TO ANALYSIS OF THERMAL STRESS FOR COMPACT TENSILE SPECIMEN“. Processing 2010, **Tara**. 2–4. jun 2010.

4. M. Prokolab, Z. Milutinović, N. Marković, D. Jovanović, M. Prvulović, J. Ignjatović, **I. Vasović**; Diagnosing stress state on the welded structure P frame of rotary excavator obtained by thermography, tensometry and fracture mechanics methods; 5th International Conference- Innovative Technologies for Joining Advanced Materials; ISIM, Timisoara, Romania, June 16-17, 2011.

5. Marina Kutin, **Ivana Vasovic**, Mirko Maksimovic, Marko Ristic; PREDICTION OF RESIDUAL LIFE ASSESMENT USING THERMOGRAPHY AND CRACK GROWTH ANALYSIS; Applied Mechanics and Materials Vols. 157-158 (2012) pp 202-209 (2012) Trans Tech Publications, Switzerland doi:10.4028/www.scientific.net/AMM.157-158.202

6. M.Ristić, M.,Kočić, M.,**Vasović, I.**,Milutinoić, Z.,Ilic, O.,Obradović, J.; TESTING THE STABILITY OF PORTAL CRANE; I International Conference - Process

Technology And Environmental Protection (PTEP 2011); Technical faculty “Mihajlo Pupin”, Zrenjanin, University of Novi Sad; ISBN: 978-960-98780-6-7; COBISS. SR-ID 267866119; pp 124 – 131.

7. Maksimović S., **Vasović I.**, Maksimović M., Đurić M.; RESIDUAL LIFE ESTIMATION OF DAMAGED STRUCTURAL COMPONENTS USING LOW-CYCLE FATIGUE PROPERTIES; Third Serbian (28th Yu) Congress on Theoretical and Applied Mechanics Vlasina lake, Serbia, 5-8 July 2011; Serbian Society of Mechanics, Belgrade; ISBN: 978-86-909973-3-6; COBISS:SR-ID 187662860; 2011; pp 605 – 617

8. Maksimović S., **Vasović I.**, Burzić M, Đurić M.; DETERMINATION OF FRACTURE MECHANICS PARAMETERS AND RESIDUAL LIFE OF CRACKED STRUCTURAL COMPONENTS; 8th International Scientific Conference on Production Engineering DEVELOPMENT AND MODERNIZATION OF PRODUCTION - RIM Conference, University in Bihac 2011, ISSN:9958-624-16-8 pp121-126.

10. Stevan Maksimović, **Ivana Vasović**, Mirko Maksimović; SOME ASPECTS TO DESIGN OF AIRCRAFT STRUCTURES WITH RESPECTS TO FATIGUE AND FRACTURE MECHANICS; 10 Anniversary International Conference on Accomplishments in Electrical and Mechanical Engineering and Information Technology; Faculty of Mechanical Engineering Banja Luka; ISBN:978-99938-39-36-1; 2011; pp 191 – 201.

11. S. Maksimović, **I. Vasovic**, M. Maksimovic, M. Djuric; COMPUTATION METHODS AND SOFTWARE IN FATIGUE LIFE ESTIMATIONS OF STRUCTURAL COMPONENTS UNDER GENERAL LOAD SPECTRUM; ICDM - First International Conference on Damage Mechanics , Belgrade, Serbia; June 25- 27 2012. Pp 213- 216.

12. Stevan Maksimovic, Marija Blazic, **Ivana Vasovic**, Mirjana Djuric, Mirko Maksimovic; STRENGTH ANALYSIS OF AIRCRAFT STRUCTURES WITH RESPECTS

TO FATIGUE; OTEH 2012; 5th International Scientific Conference on Defensive Technologies, Belgrade, Serbia; September 18- 19 2012. pp 75- 79.

13. Stevan Maksimović, **Ivana Vasović**, Mirko Maksimović, Mirjana Đurić; IMPROVED COMPUTATION METHOD TO FATIGUE AND FRACTURE MECHANICS ANALYSIS OF AIRCRAFT STRUCTURES, , Fourth Serbian (29th Yu) Congress on Theoretical and Applied Mechanics Vrnjačka Banja, Serbia, 4-7 June 2013, pp 335-340 .
14. Srđa Perković, Marija Blažić, Slobodanka Boljanović, **Ivana Vasović**, Vanja Stefanović; DETERMINATION OF CRACK GROWTH TRAJECTORY:EXPERIMENTAL AND NUMERICAL COMPARISONS, Fourth Serbian (29th Yu) Congress on Theoretical and Applied Mechanics Vrnjačka Banja, Serbia, 4-7 June 2013, pp 377-382
15. Branko Škorić, Milan Arsenović, Marina Kutin, **Ivana Vasović**, Marko Ristić, Zlatan Milutinović, THERMOGRAPHY AND NUMERICAL SIMULATION WITH RESPECTS TO STRESS STATE AND FRACTURE OF CONTINUOUS CAST SPECIMENS MADE OF BRONZE ALLOY, Fourth Serbian (29th Yu) Congress on Theoretical and Applied Mechanics Vrnjačka Banja, Serbia, 4-7 June 2013, pp 485-490.
16. Stevan Maksimović, **Ivana Vasović**, Mirko Maksimović, Mirjana Đurić; ANALYSIS OF AIRCRAFT STRUCTURES WITH RESPECTS TO FATIGUE AND FRACTURE MECHANICS; 11 International Conference on Accomplishments in Electrical and Mechanical Engineering and Information Technology DEMI2013; Faculty of Mechanical Engineering Banja Luka, 30th May - 01th June 2013.
17. **Ivana Vasovic**, Marko Ristić, Mirjana Opačić, Mirko Maksimović; STRESS ANALYSES OF CONNECTION OF TURNTABLE WITH CHASSIS OF ARTICULATED BUS USING SOFTWARE PACKAGE CATIA AND COMPARATIVE METHODS; III International Conference Industrial Engineering and Environmental Protection, Zrenjanin; Technical faculty Mihajlo Pupin Zrenjanin: Diginet; 30. Oktober, 2013; pp 140-146; ISBN 978-86-7672-208-2; COBISS SR-ID: 274556935

Саопштење са међународног скупа штампано у изводу – M34 =0.5

1. Maksimović S., Kutin M., Maksimović K., **Vasović I.**, „CRACK GROWTH ANALYSIS OF NOTCHED STRUCTURAL COMPONENTS UNDER MIXED MODES“; 2nd International Congress of Serbian Society of Mechanics (IConSSM 2009)Palić (Subotica), Serbia, 1-5 June 2009.
2. **Ivana Vasović**, Mirko Maksimović, Marina Kutin, Marko Ristić, Numerical simulation in domains crack growth and welding process behaviors and comparative methods, The XIVth International Symposium “Young People and Multidisciplinary Research” Organizer: ACM-V, Timisoara, Romania, November 15-16, 2012. pp 15.
3. **Ivana Vasovic**, Marko Ristić, Miroslav Radosavljevic, Zlatan Milutinovic, Milorad Kocic; STRESS ANALYSES AND OPTIMIZATION OF BUS CHASSIS USING SOFTWARE PACKAGE CATIA AND COMPARATIVE METHODS; XV International Symposium „YOUNG PEOPLE AND MULTIDISCIPLINARY RESEARCH“; Timisoara, Romania, 14-15 November 2013.
4. **VASOVIC Ivana**, RISTIC Marko, RISTIC Slavica, MAKSIMOVIC Mirko, STAMENKOVIC Dragi; Numerical Modeling and Initial Fatigue Life Estimations of Welded Structural Components; Romania 2014
5. MILUTINOVIC Zlatan, RISTIC Marko, **VASOVIC Ivana**, PROKOLAB Milan, GLIGORIJEVIC Bojan; Analyzing Properties of New Hard Coating Technologies for Increasing the Wear Resistance; Romania 2014

Рад у врхунском часопису националног значаја M51=2

1. Marija Blažić, Mirko Maksimović, **Ivana Vasović**, Yasmina Assoul; Stress Intensity Factors for Elliptical Surface Cracks in Round Bars and Residual Life Estimation; Scientific Technical Review; Vojnotehnički institut Beograd; ISSN: 1820-0206; UDK: 539.42:620.191.3; 2011; pp 63 – 67.

2. **Ivana Vasović**, Mirko Maksimović, Mirjana Puharić, Dušan Matić, Suzana Linić; Structural Analysis of Aerodynamic Brakes in High-Speed Trains; Scientific Technical Review; Vojnotehnički institut Beograd; ISSN: 1820-0206; UDK: 629.113.6:656.7:519.6; 2011; pp 10 – 15
3. M. Prokolab, Z. Milutinović, N. Marković, D. Jovanović, M. Prvulović, J. Ignjatović, **I. Vasović**; Diagnosing stress state on the welded structure P frame of rotary excavator obtained by thermography, tensometry and fracture mechanics methods; Welding & Material Testing; ISIM Timisoara, Romania; 2/2011; year XX; ISSN 1453-0392; pp 25-29
4. **Ivana Vasović**, Mirko Maksimović, Marina Kutin, Marko Ristić, Numerical simulation in domains crack growth and welding process behaviors and comparative methods, SCIENTIFIC BULLETIN of the POLITEHNICA University of Timisoara, editura politehnica; ISSN 1224-6077; vol. 57(71), special ISSUE S1, 2012; pp 75-80
5. Marina Kutin, Miroslav Radosavljevic, **Ivana Vasovic**, Marko Ristić, Ana Alil, Milan Prokolab; USING THE NUMERICAL SIMULATIONS AND COMPARATIVE DIAGNOSTIC METHODS TO OPTIMIZE THE PRODUCT; SCIENTIFIC BULLETIN of the POLITEHNICA University of Timisoara, editura politehnica; ISSN 1224-6077; vol. 57(71), special ISSUE S1, 2012; pp 31-40
6. Stevan Maksimović, **Ivana Vasović**, Mirko Maksimović, Mirjana Đurić; Some Aspects of the Damage Tolerance Analysis of the LASTA Training Aircraft Structures; Scientific Technical Review, 2013, Vol.63, No.2. pp 70-74, ISSN 1820 0206., UDK:623.466.3:621.7:620.192.30.3, COSATI: 11-13, 20-12, 01-03, Izdavač: VOJNOTEHNIČKI INSTITUT, BEOGRAD, Srbija.
7. **I. Vasovic**, M. Ristić, M. Radosavljevic, Z. Milutinovic, M. Kocic; STRESS ANALYSES AND OPTIMIZATION OF BUS CHASSIS USING SOFTWARE PACKAGE CATIA AND COMPARATIVE METHODS; Welding and Material Testing, 2013, No. 4., pp 19-22, ISSN 1453-0392, Izdavač: ISIM Timisoara, Romania
8. **VASOVIC Ivana**, RISTIC Marko, RISTIC Slavica, MAKSIMOVIC Mirko, STAMENKOVIC Dragi; Numerical Modeling and Initial Fatigue Life Estimations of Welded Structural Components; Advanced Materials Research Vol. 1029 (2014) pp

124-129, Trans Tech Publications, Switzerland, doi:
10.4028/www.scientific.net/AMR.1029.124.

9. MILUTINOVIC Zlatan, RISTIC Marko, **VASOVIC Ivana**, PROKOLAB Milan, GLIGORIJEVIC Bojan; Analyzing Properties of New Hard Coating Technologies for Increasing the Wear Resistance; Advanced Materials Research Vol. 1029 (2014) pp 112-117, Trans Tech Publications, Switzerland, doi:
10.4028/www.scientific.net/AMR.1029.112.

Рад у часопису националног значаја M52=1,5

1. Драги Стаменковић, **Ивана Васовић**; „Finite Element Analysis of Residual Stress in Butt Welding Two Similar Plates“; Scientific Technical Review, Vol. LIX, No. 1, 2009 UDK: 519.673:621.791.5, COSATI: 12-01, 20-12, 13-05; pp 57-60

Саопштење са скупа националног значаја штампано у целини M63=0,

1. Стеван Максимовић, Ивана Илић, Марија Блажић, **Ивана Васовић**, Милорад Зрилић; „FATIGUE LIFE ANALYSIS OF AIRCRAFT WING-FUSELAGE JOINTS UNDER VARIABLE AMPLITUDE LOADING“, OTEX, 3. НАУЧНО-СТРУЧНИ СКУП - Војнотехнички институт, БП2/13 Београд, 8 - 9. 10. 2009.

2. Stevan MAKSIMOVIC, Mirko MAKSIMOVIC, **Ivana VASOVIC**; STRUKTURALNA ANALIZA I OPTIMIZACIJA KONSTRUKCIJA OD KOMPOZITNIH MATERIJALA; SAVETOVANJE NAPREDNI MATERIJALI I MOGUĆNOSTI NJIHOVE PRIMENE; Društvo hemičara, tehnologa i metalurga Požarevac i Narodna tehnika Požarevac; ISBN: 978-86-912123-3-9; COBISS.SR-ID 177682444; 27 avgust 2010; pp 32 – 44.

3. Stevan MAKSIMOVIC, Mirko MAKSIMOVIC, **Ivana VASOVIC**; NUMERICKA SIMULACIJA PONAŠANJA I OTKAZA TANKOZIDNIH KONSTRUKCIJA OD

VIŠESLOJNIH KOMPOZITNIH MATERIJALA; SAVETOVANJE NAPREDNI MATERIJALI I MOGUĆNOSTI NJIHOVE PRIMENE; Društvo hemičara, tehnologa i metalurga Požarevac i Narodna tehnika Požarevac; ISBN: 978-86-911159-2-0; COBISS.SR-ID 188221964; 2011; pp 21 – 29.

3. Stevan Maksimovic, Despot Jankovic, Mirko Maksimovic, **Ivana Vasovic**; Neki aspekti primene i ispitivanja čvrstoće elemenata konstrukcija od kompozitnih materijala; Društvo hemičara, tehnologa i metalurga Požarevac i Narodna tehnika Požarevac; ISBN: 978-86-911159-3-7; COBISS.SR-ID 195003916; 2012; pp 19-28

Саопштење са скупа националног значаја штампано у изводу M64=0,2

1. **Ивана Васовић**; „STRENGTH ANALYSIS OF FILAMENTWOUND COMPOSITE TUBES“; Осма конференција младих истраживача-наука и инжињерство нових материјала, САНУ, Београд, 21-23. децембар 2009.

2. B. Gligorijević, B. Jegdić, **I. Vasović**, M. Prokolab, B. Katavić; „Chemical and Phase-Structural Characterization of Water-Boiler Deposits“; Осма конференција младих истраживача-наука и инжињерство нових материјала, САНУ, Београд, 21-23. децембар 2009.

Техничка решења M85=2

1. Катарина Максимовић, Миодраг Јанковић, Стеван Максимовић, Владимир Зељковић, Драган Милосављевић, **Ивана Васовић**; „Процена преосталог века конструкција применом густине енергије деформације“;

http://www.mfkg.kg.ac.rs/sajt/Downloads/tehnicka_resenja/TR-55.pdf

2. Катарина Максимовић, Миодраг Јанковић, Стеван Максимовић, Владимир Зељковић, Драган Милосављевић, **Ивана Васовић**; „П2_ГЕД СОФТВЕР ЗА ПРОЦЕНУ ПРЕОСТАЛОГ ВЕКА КОНСТРУКЦИЈА КОРИСТЕЋИ МЕТОД ГУСТИНЕ ЕНЕРГИЈЕ ДЕФОРМАЦИЈЕ“;

http://www.mfkg.kg.ac.rs/sajt/Downloads/tehnicka_resenja/TR-56.pdf

Прилог 1.

Изјава о ауторству

Потписани-а _____ Ивана Васовић _____

број индекса _____ D20/09 _____

Изјављујем

да је докторска дисертација под насловом

УТИЦАЈ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА НА ПРЕОСТАЛИ ВЕК СТРУКТУРАЛНИХ
ЕЛЕМЕНАТА ВАЗДУХОПЛОВА

- резултат сопственог истраживачког рада,
- да предложена дисертација у целини ни у деловима није била предложена за добијање било које дипломе према студијским програмима других високошколских установа,
- да су резултати коректно наведени и
- да нисам кршио/ла ауторска права и користио интелектуалну својину других лица.

Потпис докторанда

У Београду, 23. 06. 2015.

Васовић Ивана

Прилог 2.

**Изјава о истоветности штампане и електронске
верзије докторског рада**

Име и презиме аутора Ивана Васовић

Број индекса D20/09

Студијски програм докторске студије

Наслов рада УТИЦАЈ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА НА ПРЕОСТАЛИ
ВЕК СТРУКТУРАЛНИХ ЕЛЕМЕНАТА ВАЗДУХОПЛОВА

Ментор др Слободан Ступар

Потписани/а Ивана Васовић

Изјављујем да је штампана верзија мог докторског рада истоветна електронској верзији коју сам предао/ла за објављивање на порталу **Дигиталног репозиторијума Универзитета у Београду**.

Дозвољавам да се објаве моји лични подаци везани за добијање академског звања доктора наука, као што су име и презиме, година и место рођења и датум одбране рада.

Ови лични подаци могу се објавити на мрежним страницама дигиталне библиотеке, у електронском каталогу и у публикацијама Универзитета у Београду.

Потпис докторанда

У Београду, 23. 06. 2015.

Васовић Ивана

Прилог 3.

Изјава о коришћењу

Овлашћујем Универзитетску библиотеку „Светозар Марковић“ да у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду унесе моју докторску дисертацију под насловом:

УТИЦАЈ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА НА ПРЕОСТАЛИ ВЕК СТРУКТУРАЛНИХ ЕЛЕМЕНАТА ВАЗДУХОПЛОВА

која је моје ауторско дело.

Дисертацију са свим прилозима предао/ла сам у електронском формату погодном за трајно архивирање.

Моју докторску дисертацију похрањену у Дигитални репозиторијум Универзитета у Београду могу да користе сви који поштују одредбе садржане у одабраном типу лиценце Креативне заједнице (Creative Commons) за коју сам се одлучио/ла.

1. Ауторство

2. Ауторство - некомерцијално

3. Ауторство – некомерцијално – без прераде

4. Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима

5. Ауторство – без прераде

6. Ауторство – делити под истим условима

(Молимо да заокружите само једну од шест понуђених лиценци, кратак опис лиценци дат је на полеђини листа).

Потпис докторанда

У Београду, 23. 06. 2015.

Басовић Убаиш