

**УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ  
МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ**

**Мирко С. Максимовић**

**ПРОЦЕНА БЕКА СТРУКТУРАЛНИХ  
ЕЛЕМЕНАТА ВАЗДУХОПЛОВА ДО  
ПОЈАВЕ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА**

**Докторска дисертација**

**Београд, 2015.**

**UNIVERSITY OF BELGRADE  
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING**

**Mirko S. Maksimović**

**FATIGUE LIFE ESTIMATION OF  
AIRCRAFT STRUCTURAL  
COMPONENTS UP TO CRACK  
INITIATION**

**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 рад посвећујем својим родитељима:***

*Оцу Стевану, који никада не посустаје и одустаје, вечитој инспирацији и чврстом ослоњу. Захваљујући њему и његовој подршци смогао сам снаге да остварим свој циљ и што је веровао у мене више него што сам ја сам у себе. Такође и мајци Трендафилки која свакодневно брине над свима нама и даје нам воље да чврсто идемо напред...*



## Предговор

Овај рад је настао после вишегодишњег испитивања на Машинском факултету универзитета у Београду и Војнотехничком институту у Жаркову.

Хтео бих да се захвалим свима који су помогли у изради ове дисертације и без чије искрене помоћи не би могла бити завршена. Прво, хтео бих да се захвалим проф. др Слободану Ступару и члановима лабораторије за експерименталну чврстоћу у ВТИ који су помогли 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.

Београд, \_\_\_\_\_ . 2015.

Мирко С. Максимовић

## САДРЖАЈ

<b>1.</b>	<b>УВОДНА РАЗМАТРАЊА</b>	<b>1</b>
1.1	Увод	1
1.2	Кратак преглед хаварија авиона као последица замора	5
1.3	Предмет и циљ истраживања	8
<b>2.</b>	<b>ПРЕГЛЕД ЛИТЕРАТУРЕ</b>	<b>10</b>
2.1	Анализа ломова структуре ваздухоплова услед замор	10
2.2	Критеријуми отказа и критичне зоне	10
2.3	Прорачунске методе и софтвер за процену века до појаве оштећења	11
2.4	Одређивање малоцикрусних заморних карактеристика материјала	12
2.5	Испитивања на замор елемената конструкција ваздухоплова	12
2.6	Поређења резултата прорачунске процене века са експериментима	12
<b>3.</b>	<b>МЕТОД ПРОРАЧУНСКЕ ПРОЦЕНЕ ВЕКА ЕЛЕМЕНАТА СТРУКТУРЕ ВАЗДУХОПЛОВА ДО ПОЈАВЕ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕРЕЋЕЊА</b>	<b>14</b>
3.1	Основни принципи	14
3.2	S-N модели за процену века	17
3.3	Осврт на понашање материјала при малоцикрусном замору	18
3.4	Циклична напонско-деформациона крива стабилованих хистереза	20
3.5	Основна и модификована криве малоцикрусног замора	21
<b>4.</b>	<b>НУМЕРИЧКА ПРОЦЕДУРА ЗА ПРОЦЕНУ ВЕКА ПОД ДЕЈСТВОМ СТЕПЕНАСТОГ СПЕКТРА ОПТЕРЕЋЕЊА</b>	<b>26</b>
4.1	Нумеричко моделовање броја блокова	26
4.2	Развој софтвера за процену века до појаве иницијалног оштећења	27
4.3	Кратак опис програма „Век до појаве иницијалног оштећења“	33
4.4	Закључак	34

<b>5.</b>	<b>ПРОРАЧУНСКА ПРОЦЕНА ВЕКА ЕЛЕМЕНАТА КОНСТРУКЦИЈА СА РАЗЛИЧИТИМ ГЕОМЕТРИЈСКОМ ДИСКОНТИНУИТЕТИМА</b>	<b>35</b>
5.1	Корекција еластопластичности применом Нојберовог приступа код анализе МКЕ	35
5.2	Одређивање фактора концентрације напона применом МКЕ	37
5.3	Процена века при цикличним оптерећењима константне амплитуде	39
5.4	Закључак	54
<b>6.</b>	<b>ЕКСПЕРИМЕНТАЛНО ОДРЕЂИВАЊЕ МАЛОЦИКЛУСНИХ ЗАМОРНИХ КАРАКТЕРИСТИКА МАТЕРИЈАЛА</b>	<b>55</b>
6.1	Поступак испитивања	55
6.2	Закључак	65
<b>7.</b>	<b>ИСПИТИВАЊЕ НА ЗАМОР СТРУКТУРАЛНОГ ЕЛЕМЕНТА РАВНЕ ЕПРУВЕТЕ СА ЦЕНТРАЛНИМ ОТВОРОМ ПОД ДЕЈСТВОМ СПЕКТРА ОПТЕРЕЋЕЊА</b>	<b>66</b>
7.1	Поступак испитивања на замор	66
7.2	Уређаји за увођење оптерећења и мерење	72
7.3	Анализа резултата испитивања	73
7.4	Закључак	82
<b>8.</b>	<b>НУМЕРИЧКА ПРОЦЕНА ВЕКА ДО ПОЈАВЕ ИНИЦИЈАЛНОГ ОШТЕЋЕЊА ПОД ДЕЈСТВОМ СТЕПЕНАСТОГ СПЕКТРА ОПТЕРЕЋЕЊА</b>	<b>83</b>
8.1	Предмет анализе	83
8.2	Закључак	86
<b>9.</b>	<b>ПРОЦЕНА ВЕКА ВЕЗЕ КРИЛО-ТРУП АВИОНА ОПТЕРЕЋЕНЕ СПЕКТРОМ ОПТЕРЕЋЕЊА</b>	<b>88</b>
9.1	Процена века до појаве иницијалног оштећења	89
9.2	Процена преосталог века везе крило-труп	91
9.3	Структурална анализа везе крило труп авиона применом МКЕ	92

9.3.1	Процена века до појаве иницијалног оштећења	92
9.4	Процена века до појаве иницијалног оштећења везе крило труп	98
9.5	Процена преосталог века дела везе крило-труп авиона	99
9.6	Експериментално одређивање укупног века везе крило-труп авиона	103
9.7	Поређење резултата прорачунске процене века са експериментом	106
9.8	Закључак	106
<b>10.</b>	<b>ЗАКЉУЧАК</b>	<b>108</b>
10.1	Резултати истраживања	108
10.2	Допринос научној мисли и инжењерској пракси	110
10.3	Препоруке за будући рад	112
<b>11.</b>	<b>ЛИТЕРАТУРА</b>	<b>113</b>
	Прилози	120
<b>12.</b>	<b>БИОГРАФИЈА</b>	<b>121</b>

# **Процена века структуралних елемената ваздухоплова до појаве иницијалних оштећења**

## **РЕЗИМЕ**

Предмет докторске дисертације је проучавање и успостављање целовитих прорачунских процедура за процену века структуралних елемената авионских конструкција изложених цикличним оптерећењима константне амплитуде и степенастим спектром оптерећења. Током претходних година значајна истраживања су усмерена на развој нумеричких метода везано за процену века сложених конструкција изложених цикличним оптерећењима. Када се ради о авионским конструкцијама по правилу укупни век структуре авиона је подељен у две фазе и то: (1) До појаве иницијалних оштећења и (2) У присуству иницијалних оштећења у виду прскотина. 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 века до појаве иницијалних оштећења. У дисертацији ће пажња управо бити усмерена на успостављање прорачунских метода/процедура и одговарајућег софтвера за процену века до појаве иницијалних оштећења, примарно код структуралних елемената авионских конструкција – типа металне конструкције под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и спектра оптерећења. Успостављене методе/процедуре за процену века елемената конструкција до појаве иницијалних оштећења ће бити експериментално верификоване.

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. За процену века до појаве иницијалних оштећења потребно је дефинисати критичне зоне потенцијалних отказа на конструкцији. Потенцијално критичне зоне елемената и склопова конструкција авиона су по правилу зоне концентрације напона и исте се одређују

применом Методе Коначних Елемената (МКЕ). У овим зонама при замору се по правилу јављају иницијалне прскотине. За одређивање броја циклуса оптерећења или пак блокова оптерећења користе се различити критеријуми попут Coffin-а, Manson-Halforda и других. У циљу верификације прорачунских метода за процену века до појаве иницијалних оштећења биће извршена и одговарајућа испитивања на замор. Процена века до појаве иницијалних оштећења ће се спровести за реални “степенasti” спектар оптерећења авиона. Овде ће се идентификовати утицај сваког нивоа оптерећења спектра у оквиру блока на укупно оштећење. Ова прорачунска процена ће бити упоређена са сопственим експерименталним резултатима која ће бити 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 иницијалних оштећења у елементима конструкција типа летелица укључивши и процене века под дејством репрезентативног спектра оптерећења код авионских конструкција.

**Кључне речи:** Чврстоћа на замор, фактор концентрације напона, метод коначних елемената, процена века до појаве оштећења

**Научна област:** Машинство

**Ужа научна област:** Ваздухопловство

**УДК:** 629.7.023:620.19(043.3) / 629.7.023:519.6(043.3)

## **Fatigue life estimation of aircraft structural components up to crack initiation**

### **ABSTRACT**

The subject of doctoral dissertation is research into domain fatigue life estimations of aircraft structural components under cyclic loads of constant amplitude and load spectrum. During previous decades primary attention has been focused to develop of computational methods in domain fatigue life estimations of aircraft structural components. Total fatigue life of aircraft structural elements can be divided into two phases: (1) initial fatigue life estimation and (2) residual fatigue life estimation of structural elements with initial cracks.

In practical aircraft design of structures, in which damage of its structural components can cause catastrophic failure, design of its vital structural components is based on initial fatigue life estimation of aircraft structural components. In this thesis special attention is focused to developing computation methods/procedures and corresponding softwares for fatigue life estimations up to crack initiation, primarily to metal aircraft structural elements under cyclic loads with constant amplitude and load spectrum. Developed computation methods/procedures with respects to initial fatigue life damages are compared with experimental results.

Aircraft structures during exploitation are exposed to cyclic loads with constant amplitude and load spectrum. In principal load spectrum is defined using aircraft flights in accordance recommendations for various aircraft categories. Potential critical zones of aircraft structures are zones of stress concentrations and these zones are determined in this study using Finite Element Method (FEM). In these zones during fatigue loadings in principal initial crack will be occurred. For determination the number of cycles or number of load blocks up to crack initiation can be used various criterions such as Coffin, Manson-Halford etc. To verify considered computation methods/procedures for initial fatigue life estimations here will be the corresponding fatigue tests included.

Initial fatigue life estimations is realized for real “levels” load spectrum. Here will be identify the influence of each load levels in spectrum od block to overall damages. This computation procedure is compared with own experimental fatigue tests. Investigations in this thesis need to support for defining a new or addition and verification of existing design rules and the influenced factors in domain of crack initiation in structural elements of the flight structures including and life estimations under representative load spectrum for aircraft structures.

**Key words:** Fatigue strength, crack initiation, stress concentration factors, finite element method, initial fatigue life estimation

**Scientific discipline:** Mechanical engineering

**Scientific subdiscipline:** Aircraft Engineering

**UDC:** 629.7.023:620.19(043.3) / 629.7.023:519.6(043.3)



## УПОТРЕБЉЕНЕ ОЗНАКЕ

$N$	Број циклуса
$N_f$	Број циклуса до појаве иницијалног оштећења
$N_{ft}$	Број циклуса који дели нискоциклични (малоциклусни) и високоциклични (многоциклусни) замор
$N_{bl,i}$	Број блокова степенастог спектра оптерећења до појаве иницијалних оштећења
$N_{bl,p}$	Број блокова степенастог спектра оптерећења за време ширења прскотине
$N_{bl}$	Укупан број блокова степенастог спектра оптерећења
$R$	Коефицијент асиметрије цикличног оптерећења
$F$	Сила
$\sigma$	Нормални напон
$\tau$	Тангенцијални напон
$n_k$	Број циклуса за $k$ -ти ниво оптерећења у оквиру степенастог спектра оптерећења
$N_k$	Укупан број циклуса при константној амплитуди цикличног оптерећења
$S_{kmsx}, S_{kmin}$	Максимална и минимална вредност силе у оквиру $k$ -тог нивоа оптерећења у спектру
$\Delta\sigma$	Распон напона
$\Delta\epsilon$	Распон деформација
$\Delta\epsilon_e$	Распон еластичне деформације

$\Delta\varepsilon_p$	Распон пластичне деформације
$\Delta\sigma / 2$	Амплитуда напона
$\Delta\varepsilon / 2$	Амплитуда деформације
$\Delta\varepsilon_e / 2$	Амплитуда еластичне деформације
$\Delta\varepsilon_p / 2$	Амплитуда пластичне деформације
$K_t$	Теоријски фактор концентрације напона
$E$	Модул еластичности
$n'$	Експонент цикличног деформационог ојачавања
$K'$	Коефицијент цикличне чврстоће
$\sigma'_f$	Коефицијент заморне чврстоће
$b$	Експонент заморне чврстоће
$\varepsilon'_f$	Коефицијент заморне дуктилности
$c$	Експонент заморне дуктилности
$\sigma_m$	Средњи напон
SWT	Smith-Watson-Torper-ov parametar
$t$	Време
$T$	Период
$R_m$	Затезна чврстоћа
$\sigma_n$	Номинални напон
$K_t$	Теоријски фактор концентрације напона
$K_I$	Фактор интензитета напона
$a$	дужина прскотине
$q$	Фактор осетљивости материјала на концентрацију напона
$K_f$	Ефективни фактор концентрације напона
$K_e$	Еквивалентни фактор концентрације напона

u, v, w	Померања у правцима x, y и z оса 3Д координатног система
МЦЗ	Малоциклусни (нискоциклични) замор
МЗК	Малоциклусне заморне карактеристике
ВЦЗ	Многоциклусни (Високоциклични) замор
МКЕ	Метод Коначних Елемената
SWT	Smith-Watson-Torres параметар
ГЕД	Густина Енергије Деформације
НДТ	Испитивања методама без разарања

# 1. УВОДНА РАЗМАТРАЊА

## 1.1 Увод

При пројектовању ваздухоплова посебна пажња се поклања минимизацији масе структуре с једне уз задовољавање захтева у погледу чврстоће структуре с друге стране. Када се ради о чврстоћи структуре ваздухоплова у основи је потребно задовољити захтеве како у погледу статичке чврстоће тако и у погледу чврстоће на замор. Губитак неколико авиона који су били последица замора: „Comet“ (1954.) [1] са катастрофалним исходом, Boeing 737 компаније „Aloha“ [2] допринели су са своје стране да се пројектовању елемената конструкције авиона поклони потребна пажња. Ту се примарно подразумева обезбеђење чврстоће структуре ваздухоплова на замор. Два авиона типа „Comet“ су се срушила после 1286 и 903 лета, респективно. Узрок лома су заморне прскотине односно нестабилно ширење ових прскотина, које су се јавиле у зонама прозора пресуризованог трупа авиона. Детаљно објашњење овог лома као и низ других ломова авионских структура као последице замора дато је у референци Swift [2]. Као основни узрочници појаве ломова услед замора истичу се три најчешће грешке које доводе до појаве ломова услед замора и то у: пројектовању, материјалима и производњи. Када се ради о домену пројектовања, примарно везано за ваздухоплова, значајан број структуралних елемената је пројектован да са геометријским дисконтинуитетима где се јавља концентрација напона. Места концентрације напона елемената конструкције, која су изложена цикличним оптерећењима, су по правилу потенцијална места иницирања оштећења. Током претходних пет деценија значајна истраживања су била посвећена разумевању ломова конструкције услед замора, с једне и развоју нумеричких метода везано за процену века сложених конструкција изложених цикличним оптерећењима [3-5], с друге стране. Анализа чврстоће структуре са аспекта замора се практично разматра у два домена која укључују: (1) процену века елемената конструкције до појаве иницијалних оштећења и (2) процену века елемената конструкције у присуству оштећења. Међутим, сама граница између периода до појаве иницијалних оштећења и период ширења прскотине није сасвим јасан [10-12]. За

инжењерску праксу период до иницирања прскотине је дужина прскотине (око 1мм) која се може регистровати НДТ опремом [13-18].

Предмет истраживања у оквиру овог доктората је усмерен на развој метода и одговарајућег софтвера за процену века елемената конструкција, оптерећених цикличним оптерећењима, до појаве иницијалних оштећења. Примена прорачунске процене века до појаве иницијалних оштећења, са своје стране, редукује веома скупа и дуготрајна експериментална испитивања. Треба истаћи да се анализе како статичке чврстоће тако и сама процена века неког структуралног елемента ваздухоплова базира на прецизном познавању напонских стања за све меродавне случајеве оптерећења који се јављају током лета као и при слетању и полетању. За прецизно одређивање напонских стања при пројектовању структуре ваздухоплова по правилу се користе софтверски пакети на бази Методе Коначних Елемената (МКЕ). Улога МКЕ је не само да прецизно одреди напонско стање већ да открије и критичне зоне код елемената конструкција у којима се могу јавити иницијална оштећења структуре током експлоатације. То су по правилу места на структури у којима имамо концентрације напона. У зонама концентрације напона по правилу напони прелазе границу еластичности материјала па је неопходно и нумеричко моделирање еластопластичног стања напона. За прецизно одређено напонско стање у критичној зони потребно је утврдити процену века по појаве иницијалног оштећења. За ту сврху потребно је познавати и цикличне карактеристике материјала. 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 века до појаве иницијалних оштећења. У дисертацији ће пажња управо бити усмерена на успостављање прорачунских метода/процедура и одговарајућег софтвера за процену века до појаве иницијалних оштећења, примарно код структуралних елемената авионских конструкција – типа металне конструкције под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и спектра оптерећења. Успостављене методе/процедуре за процену века елемената конструкција до појаве иницијалних оштећења ће бити експериментално верификоване.

Дисертација је подељена у неколико поглавља.

Преглед литературе који је коришћен у оквиру дисертације дата је у **поглављу 2**.

**Поглавље 3** под насловом МЕТОД ПРОРАЧУНСКЕ ПРОЦЕНЕ ВЕКА МЕТАЛНИХ ЕЛЕМЕНАТА ВАЗДУХОПЛОВА ДО ПОЈАВЕ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА разматра методе процене века елемената конструкција до појаве иницијалних оштећења. Примарна пажња у овом поглављу је усмерена на метод анализе чврстоће елемената структуре авиона односно за процену века у подручју малоцикличног замора. У основи проучавање замора се дели на нискоциклични (НЦЗ) и високоциклични (ВЦЗ) замор. Оквирна граница која дели подручја МЦЗ и ВЦЗ је око 50000 циклуса [4]. Теоријски ВЦЗ подразумева понашање елемената чије је напонско стање елемената у линеарно-еластичном подручју а број циклуса које елемент издржава је преко 50000. МЦЗ укључује високе напоне у елементима конструкције који током оптерећења улазе у еласто-пластично подручје а број циклуса је ограничен на 50000 циклуса. Када се ради о елементима авионских конструкција они се не могу по овој подели прецизно сврстати само МЦЗ нити у ВЦЗ. Будући да су најоптерећеније компоненте ваздухоплова у еластопластичном подручју то ће примарна пажња у раду бити посвећена понашању и процени века елемената структуре изложених цикличним оптерећењима до појаве иницијалних оштећења.

**Поглавље 4** разматра нумерички модел процене века структуралних елемената оптерећених спектром оптерећења. Спектар оптерећења је дефинисан у виду блокова који у основи репрезентују оптерећења која се јављају током експлоатације односно одређеном часовном налету авиона. У раду је разматран „степенести“ спектар оптерећења.

У **поглављу 5** приказана је прорачунска процедура за процену века до појаве иницијалних општећења структуралних елемената са различитим геометријским дисконтинуитетима односно са различитим факторима концентрације напона (ФКН). Резултати прорачунске процене века су упоређени са расположивим експерименталним резултатима. За анализу напонских стања као и за одређивање

ФКН, који представљају основ при процени века, коришћен је Метод Коначних Елемената (МКЕ) у оквиру софтверског пакета MSC/NASTRAN.

За процену века структуралних елемената до појаве иницијалних оштећења се у основи користе малоциклусне заморне карактеристике (МЗК) материјала. Стога се у **поглављу 6** разматра експериментално одређивање малоциклусних карактеристика материјала. Израђене су и испитане стандардне епрувете од дуралуминијума (2024 T351). Експериментално су одређене малоциклусне заморне карактеристике материјала које су неопходне за процену века структуралних елемена оптерећених цикличним оптерећењима.

Испитивање на замор структуралног елемента типа плоче са отвором под дејством степенастог спектра оптерећења је дата у **поглављу 7**. Испитивања на замор су извршена на сервохидрауличном систему МТС у оквиру ВТИ.

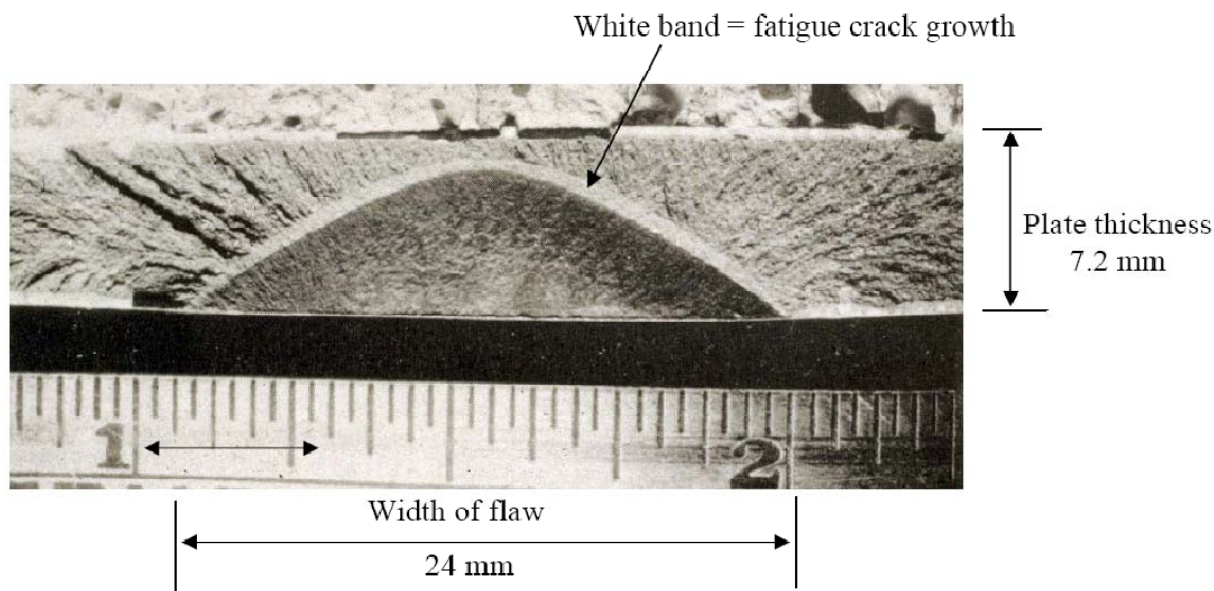
Прорачунска процена века структуралног елемента дуралне плоче са отвором, до појаве иницијалног оштећења, дата је у **поглављу 8**. Поред прорачунске процене века дата су и поређења са експерименталним резултатима приказаних у поглављу 7.

У **поглављу 9** приказани су резултати испитивања на замор као и прорачунска процене века до појаве иницијалног оштећења за структурални елемент везе крило-труп авиона под дејством спектра оптерећења. Поред прорачунске процене века до појаве иницијалних оштећења урађена је процена и преосталог века. Испитивања на замор су извршена такође користећи серво-хидраулички МТС систем.

## 1.2 Кратак преглед хаварија авиона као последица замора

Овде је дат кратак преглед ломова структуре авиона који су последица замора. Примарно ће се поменути губитак оних авиона било цивилних или војних са већим материјалним штетама и губитком људских живота. Добро је познат пад два авиона „Сомет“ (1954), од којих је један имао 1286 а други 903 летова. Иницијално оштећење/прскотина се јавила на раму прозора пресуризованог трупа што је довело до декомпресије у трупу авиона и самог рушења. Треба напоменути да су оба ова авиона предходно испитивана на замор за спектар оптерећења који одговара процењеном броју од 16000 летова па на први поглед није било јасно како је могло доћи до одказа услед замора. Међутим та два авиона пре испитивања на замор су испитивана и на статичка оптерећења.

Током 1969. године срушио се ловац F-111 коме се поломило крило. Лом услед замора се јавио после 120 сати лета.

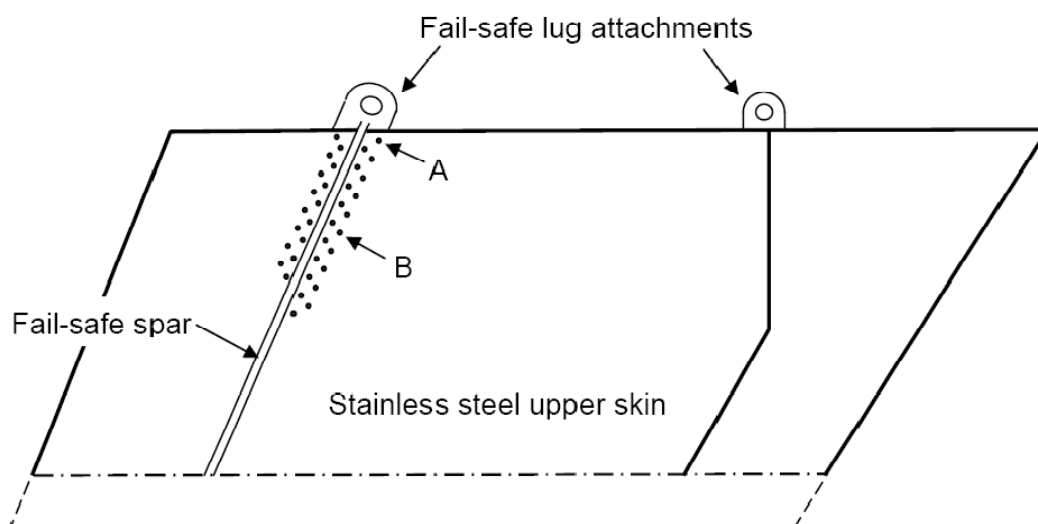


Слика 1.2.1. - Лом крила Ф-111 због прскотине у материјалу крила која се услед замора проширила после 120 летова и довела до лома крила



До катастрофалног лома крила дошло 1976. је код авиона „Hawker Siddeley 748“. Узрок је појава иницијалне прскотине на оплати доњаке крила и њено ширење. Прскотина је била 90 цм дужине дуж линије закивања. Треба истаћи да су предходно вршена испитивања крила на замор али је после инцидента утврђено да није био уведен реални спектар оптерећења. После пада овог авиона извршен је детаљни преглед ових авиона који су били у експлоатацији. На истој локацији је откривена прскотина на 19 авиона само мање дужине.

Други карактеристичан удес познат као „Lusaka-accident“ који се догодио 1977. године. Боинг 707 је изгубио стабилизатор током слетања на аеродрому у Лусаки. Узрок је био велика заморна прскотина на рамењачи стабилизатора, Сл. 1.2.2.



Слика 1.2.2. - Лом хоризонталног стабилизатора код Боинга 707 услед замора („Lusaka-accident“)

Авион је пре удеса имао 16723 лета (47621 сата налета). У ранијем периоду током експлоатације авиону је повећавана слетна маса што је захтевало редимензионисање хоризонталног стабилизатора код овог авиона. Оплата овог стабилизатора која је била од дурала 7075-Т6 замењена је челичном оплатом истих димензија. Анализама овог удеса оцењено је да је заменом дуралне са челичном оплатом имало значајан утицај на прерасподелу оптерећења између нове челичне оплате и рамењаче – посебно у корену стабилизатора у близини ушки за везивање са стабилизатором. Очекивало се да најоптерећенији буду

завртњеви у зони А (Сл.1.2.2) тј. у близини самих ушки али се појава прскотине јавила у знатно удаљенијој зони појаса рамењаче В. Оцењено је да је због високог оптерећења које преносе завртњеви у зони између А и В дошло до овализације отвора око тих завртњева. Ово је значило да су се ти завртњеви „растеретили“ али је зато као резултат свега тога дошло до преоптерећења завртњева у зони В што је узроковало прскотине услед замора у појасу рамењаче у зони В. После овог удеса нађено је око 20 мањих иницијалних прскотина на истој овој локацији код 11 авиона овог типа који су имали налет сви преко 26000 сати. Треба истаћи да овако репројектована структура хоризонталног стабилизатора није била испитана на замор. Накнадним испитивањем на замор, после удеса, добијени су слични резултати као и у самом удесу. Таква прерасподела оптерећења са локације А и суседних завртњева на локацију В потврђена је и прецизном структуралном анализом на бази примене МКЕ. Искуства из овог случаја указују: Прво, треба уочити проблем, друго треба срачунати оптерећења и напонска стања, и треће у случају сумње треба појачати и спровести одговарајуће експерименте или побољшати конструктивна решења.

Удес авиона Боинг 737 („Aloha Airlines“) је привукао значајну пажњу. На висини од 730 м авион је изгубио значајан део оплате трупа али је авион био у стању да настави лет ка аеродрому. Лом је био проузрокован великим бројем иницијалних прскотина око отвора закивака. Тај феномен је сада означен као МСД („multiple-site damage“). Авион је био стар 19 година, 89680 летова и 35496 сати налета и корозија је захватила предметну зону закованих спојева оплата.

Прскотине као последица замора у оплатана трупа авиона су откривене и код Боинг 747.

Треба истаћи и удес авиона Боинг 747 коме је отпао други од два мотора непосредно после узлетања што је довело до оштећења нападне ивице крила. Узрок отпадања мотора је узрокован замором на вези мотора са предњом рамењачом крила. Основни узрок лома је неадекватно оптерећење са којим је вршено димензионисање овог споја. Оптерећење ове везе (типа ушке) је било неколико пута веће о односу оног са којим је димензионисана веза.

### 1.3 Предмет и циљ истраживања

Кратак осврт на неке карактеристичне удесе авиона, који су описани у претходној тачци, указују да се исти јављају као последица грешака у пројектовању што укључује и избор материјала са веома лошим карактеристикама на замор. Истраживања узрока ових удеса су могла бити избегнута са реалним тестовима који симулирају летове, где се пре свега мисли на испитивања на замор са реалним спектрима оптерећења.

Како је напред истакнуто битни параметри за обезбеђење елемената конструкције ваздухоплова, са аспекта чврстоће на замор, је избор и коришћење материјала са добрим карактеристикама на замор што подразумева и прецизно њихово одређивање. У оквиру овог рада ће бити извршена и испитивања малоциклусних карактеристика за дурал 3.1354. Т351 где ће бити одређене малоциклусне заморне (МЦЗ) карактеристике овог материјала. Ове експериментално одређене МЦЗ карактеристике ће се користити како за моделирање еластопластичног понашања материјала с једне и за процену века до појаве иницијалног оштећења с друге стране при самој процени века до појаве иницијалних оштећења.

Циљ израде докторске дисертације је да се за структуралне елементе који су под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и спектра оптерећења, примарно типа авионских конструкција, успостави целовита прорачунска процедура за процену века до појаве иницијалних оштећења и развој одговарајућег софтвера.

Научни циљ израде докторске дисертације је да се нумерички моделирају критичне зоне виталних делова авионских конструкција, као критична места појаве иницијалних оштећења током експлоатације, типа школско борбених авиона. Примарни циљ је да се за критичну зону структуре авиона, које су по правилу зоне концентрације напона попут везе крило-труп авиона металне конструкције, за одговарајући спектар оптерећења одреди век конструкције до појаве иницијалних оштећења. За процену века до појаве иницијалних оштећења би се у основи користио „in-house” софтвер развијен за ову сврху у оквиру овог

истраживања. Овај софтвер би био заснован на: коришћењу експериментално одређених малоциклусних карактеристика материјала и одговарајућих напонских стања у тим зонама. Метод Коначних Елемената (МКЕ) би се користио за анализе напонских стања у критичним зонама структуралних елемената које се користе у одговарајућим математичким моделима за процену века до појаве иницијалних оштећења. Применом ових нумеричких метода би се веома скупа и дуготрајна испитивања на замор, везано за израду и испитивање стандардних епрувета за одређивање малоциклусних карактеристика материјала разматраних структуралних елемената с једне и испитивања на замор најоптерећенијих структуралних елемената с друге стране, свела на минимум. Комбинацијом МКЕ за анализу напонских стања у спрези са експериментално одређеним малоциклусним карактеристикама материјала на замор ће се извршити прорачунска процена века до појаве иницијалних оштећења. Ова процена се врши у критичној зони елемената конструкције односно у зони концентрације напона. Процена века до појаве иницијалних оштећења ће се спровести за реални “степености” спектар оптерећења авиона. Овде ће се идентификовати утицај сваког нивоа оптерећења спектра у оквиру блока на укупно оштећење. Ова прорачунска процена ће бити упоређена са сопственим експерименталним резултатима која ће бити 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 иницијалних оштећења у елементима конструкција типа ваздухоплова укључивши и процене века под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и спектра оптерећења код авионских конструкција.

## **2. ПРЕГЛЕД ЛИТЕРАТУРЕ**

### **2.1 Анализа ломова структуре ваздухоплова услед замора**

Током последњих декада, за време експлоатације су се јављали откази/ломови, и то како код цивилних тако и борбених летелица који су били последица замора од којих је значајан број био са катастрофалним последицама [2-8]. Поред људских жртава то је узроковало и велике материјалне штете а не често и дуготрајна истраживања узрока самих отказа. Због дуготрајних и скувих експерименталних истраживања, везано како за поуздане анализе узрока ломова структура летелица с једне и пројектовања елемената структуре са смањеним ризиком од непредвидивих ломова с друге стране чврстоће на замор је поклањана значајна пажња [1, 9-15]. Пажња је свакако била усмерена на развој прорачунских метода за анализе чврстоће на замор укључивши процене века елемената конструкција изложених цикличним оптерећењима [16-18]. Када се ради о чврстоћи на замор он се у основи може поделити у два домена и то: нискоциклични (НЦЗ) и високоциклични (ВЦЗ) замор. Подручју малоцикличног замора, по дефиницији, припада подручје високих напона за разлику од високоцикличног замора а што са своје стране претпоставља мањи број циклуса оптерећења до лома структуралног елемента у критичној зони. Управо предмет разматрања у дисертацији је усмерен на проучавање саме процене века у подручју малоцикличног замора у критичним зонама елемената конструкција ваздухоплова.

### **2.2 Критеријуми отказа и критичне зоне**

За анализе отказа структуралних елемената изложених дејству цикличних оптерећења користе се одређене аналитичко/емпиријске релације. Ове релације су исказане преко малоцикличних заморних карактеристика материјала и коресподентног напонског стања у разматраној критичној локацији структуралног елемента [19-24]. Најчешће су коришћени критеријуми: Morrow-а [25], Manson-

Halforda [19], SWT критеријум [26 ] као и низ других модификованих критеријума [27-29]. Као критеријум иницијалног отказа сматра се број циклуса,  $N_f$ , када се код елемента конструкције изложеног дејству цикличних оптерећења јави иницијално оштећење/прскотина у разматраној/критичној зони. Суштинска разлика између ових критеријума је у томе да ли и на какав начин укључују утицаје средњих напона који постоје код цикличних оптерећења било да се ради о константној амплитуди или спектру оптерећења. Нека од ових разматрања су дата у референцама [30-33].

### 2.3 Прорачунске методе и софтвер за процену века до појаве оштећења

Када се говори о процени века до појаве иницијалних оштећења она се односи на структуралне елементе под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде као и степенастог спектра оптерећења. Пажња је била усмерена на процене века до појаве иницијалних оштећења за структуралне елементе са геометријским дисконтинуитетима односно у зонама концентрација напона [45-52]. У циљу верификације развијених метода и апликативног „in-house“ софтвера у оквиру ове дисертације извршена су одговарајућа поређења са расположивим експерименталним резултатима. За прецизно одређивање напонских стања, односно фактора интензитета напона (ФИН) у зонама концентрације напона коришћена је линеарна анализа МКЕ користећи софтверски пакет MSC/NASTRAN [53] у спрези са Нојберовим приступом [35].

На Сликама 5.2 до 5.5 приказане су геометрије „епрувета“ односно структуралних елемената са геометријским дисконтинуитетима које су биле експериментално испитане за утврђивање века до појаве иницијалних оштећења. Комплетни експериментални резултати за ове структуралне елементе су дати у референцама [54-56]. За процену века су коришћени различити материјали означени са А, В, С и D. Комплетне карактеристике материјала, неопходне за процену века, дате су у **Прилогу 1**. За поменуте структуралне елементе извршена је анализа напонских стања применом МКЕ и тако одређени ФИН неопходни за процене века до појаве иницијалних оштећења. Овако дефинисани ФИН на бази

МКЕ и малоцикличним карактеристикама материјала датих у референцама [54-56] ивршена су поређења нумерички моделираних процена века до појаве иницијалних резултата. Добијена су добра слагања презентованих нумеричких резултата за процене века са експерименталним резултатима [54-56].

## **2.4 Одређивање малоцикласних заморних карактеристика материјала**

За прорачунске процене века до појаве иницијалног оштећења структуралних елемената експериментално су одређене малоцикласне заморне карактеристике (МЗК) материјала [57-59]. За ту сврху су коришћене стандардне епрувете израђене од легуре дуралуминијума 2024 Т351.

## **2.5 Испитивања на замор елемената конструкција ваздухоплова**

У циљу верификације прорачунских метода за процену века до појаве иницијалних оштећења извршена су испитивања на замор структуралног елемента равне плоче са централним кружним отвором израђене од легуре дуралуминијума 2024 Т351. Овај структурални елемент је репрезент поља фрезоване оплате са кружним отвором за пролаз команди. Испитивања на замор овог структуралног елемента су извршена са спектром оптерећења који репрезентује понашање дела структуре авиона лету. За дефинисање спектра оптерећења се користе две стандардизована спектра оптерећења познат под називом „TWIST“ (Transport Wing STandard) [60] и FALSTAF (Fighter Aircraft Loading STandard For Fatigue) [61,62]. Нека искуства са испитивањима на замор са овако дефинисаним спектрима оптерећења као и практичне елиминације малих амплитуда из спектра оптерећења разматрана су у референцама [63-69].

## **2.6 Поређења резултата прорачунске процене века са експериментима**

У циљу верификације коришћених прорачунских метода и развијеног „in-house“ софтвера, описаног у поглављу 4, извршена су испитивања структуралног

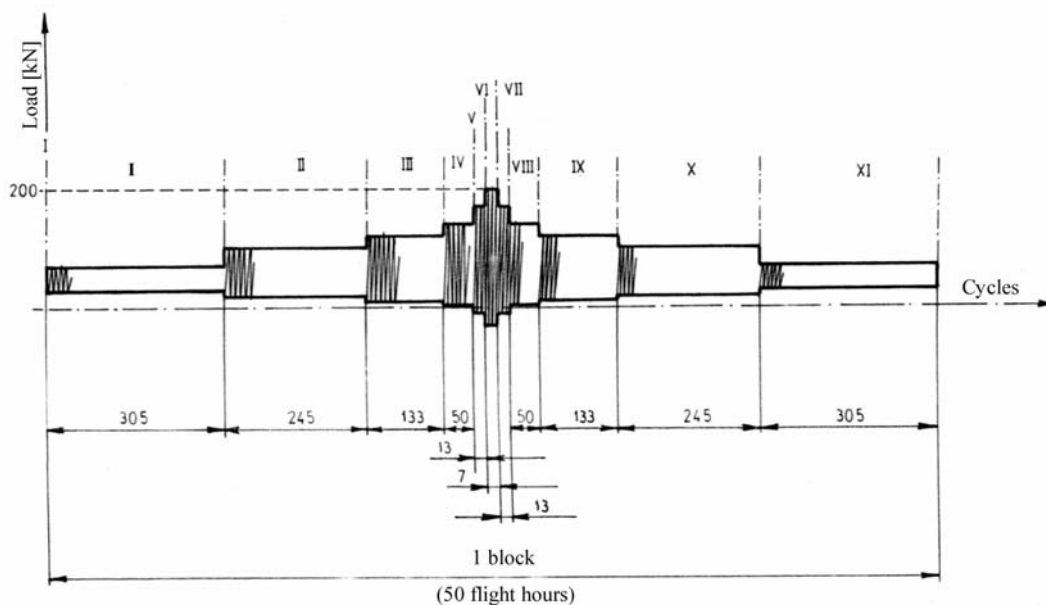
елемента плоче са централним кружним отвором под дејством спектра оптерећења дефинисаног у складу са препорукама FALSTAF [61,62]. Због систематичности извршенасу испитивања како до појаве иницијалних оштећења тако и за време ширења прскотине што није био предмет истраживања у дисертацији. За процену укупног века како до појаве иницијалних оштећења тако и за време ширења прскотине у критичној зони, односно у зони концентracије напона, коришћене су малоциклусне заморне карактеристике [70-74] дурала 2024 T351 од кога је иста била израђена. Поред ове плоче са централним кружним отвором која је нумерички моделована за одређивање укупног века (до појаве и за време ширења прскотине) и експериментално испитана на замор извршена је и прорачунска процена укупног века за структурални елемент дела крила на месту везе са трупом што је детаљно приказано у поглављу 9. Прорачунска процена укупног века разматраног структуралног дела крила под дејством спектра оптерећења, до појаве иницијалне прскотине и за време ширења прскотине, извршена је коришћењем малоциклусних заморних карактеристика материјала с једне и примене МКЕ за одређивање напонских стања а тиме и критичне зоне као и неопходних параметара механике лома.



### 3. МЕТОД ПРОРАЧУНСКЕ ПРОЦЕНЕ ВЕКА ЕЛЕМЕНАТА СТРУКТУРЕ ВАЗДУХОПЛОВА ДО ПОЈАВЕ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА

#### 3.1 Основни принципи

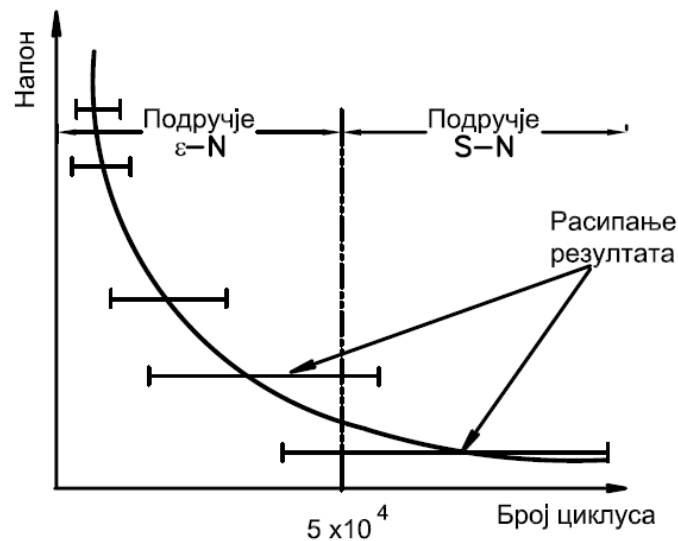
Добро је познато да се код елемената авионских као и низа других металних конструкција, изложених цикличним оптерећењима, јављају иницијална оштећења у виду прскотина. Ова оштећења се по правилу јављају у зонама концентрације напона. Да би се задовољили пројектни захтеви који су унапред дефинисани потребно је проценити број циклуса оптерећења или пак број блокова ако се ради о спектру оптерећења када ће се појавити иницијално оштећење. Управо предмет овог поглавља се односи на успостављање прорачунске процедуре за процену века елемената конструкција до појаве иницијалних оштећења. Прорачунска процедура ће укључити процене века како за циклична оптерећења константне амплитуде тако и за степенasti спектар оптерећења, Сл. 3.1.1



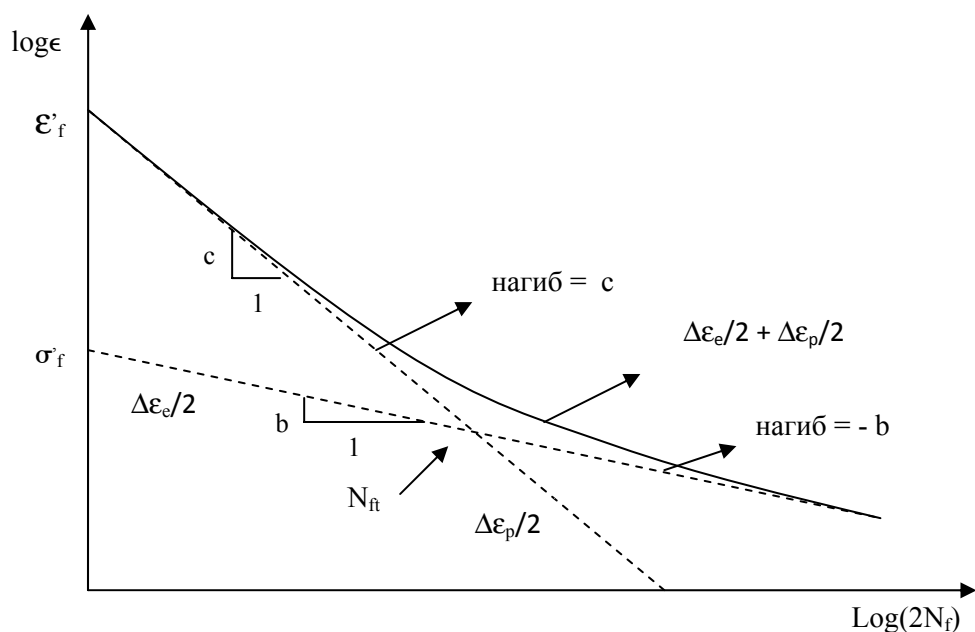
Слика 3.1.1 - Степенasti спектар оптерећења

Када се ради о замору он се у основи може поделити у две категорије и то на: (1) малоциклусни (нискоциклични) и (2) многоциклусни (високоциклични). Суштинска разлика код ова два типа замора је у томе што МЦЗ у основи разматра понашање елемената конструкција који имају значајно заступљено еластопластично стање напона док код ВЦЗ доминира еластично стање напона као што је илустровано на Сл. 3.3.1. Подручја МЦЗ и ВЦЗ су препознатљива и као  $\epsilon$ -N (деформација-век) и S-N (напон-век) приступи, респективно. У оба случаја број циклуса  $N$  репрезентује век.

Стога су и методе моделирања напонских стања као и самих процена века битно различите. Предмет овог разматрања је везан за МЦЗ где се предпоставља значајно еластопластично стање напона у разматраним елементима конструкција.



Слика 3.1.2 - Подручја МЦЗ и ВЦЗ



Слика 3.1.3 - Подручја МЦЗ и ВЦЗ [19]

Замор је појава постепеног разарања материјала машинског дела изложеног деловању променљивог оптерећења. Акумулација оштећења у виду образовања и раста микропора представља прву фазу разарања која се завршава када се спајањем микропора образују прскотине. Ширење прскотина које се завршава ломом представља другу фазу разарања [1,21]. Прскотине образоване при броју циклуса  $N < 10^4$  ( $10^5$ ) резултат су малоцикличног замора [1]. Средњи напони  $\sigma_m$  имају значајан утицај на заморни век структуралног елемента оптерећеног цикличним оптерећењима. Добро је познато да средњи напон који има истежући карактер неповољно утиче на век док притискујући напон повољно утиче [22, 23]. На слици 3.2.1 приказана је хистерезис петља где су приказани кључни параметри који се користе у анализи/процени заморног века.

Кључни параметри за анализу малоцикличног замора су: *циклична напонско деформациона крива, крива стабилованих хистереза и основна крива плус модификоване криве малоцикличног замора.*

У наредним разматрањима биће приказани различити модели који се користе за процену века до појаве иницијалних оштећења. За ту сврху су предложени

различити приступи, посебно са аспекта укључивања утицаја средњих напона на напон-век (S-N приступ), деформација-век ( $\epsilon$ -N приступ) као и напон/деформација-век релација.

### 3.2 S-N Модели за процену века

У принципу S-N формулације су у основи биле коришћене у подручју високоцикличног замора (ВЦЗ). Прву S-N релацију предложио је Basquin [24].

$$\sigma_a = A(N_f)^B \quad (3.2-1)$$

где су  $\sigma_a$  – амплитуда напона,  $N_f$  – број циклуса до лома док су  $A$  и  $B$  експериментално одређене константе. Затим је Morrow [25] релацију (3.2-1) модификовао укључивши полуциклусе до лома,  $2N_f$ , и за потпуно симетрично циклично оптерећење ( $R=-1$ ),  $\sigma_{ar}$ , има облик

$$\sigma_{ar} = \sigma_f (2N_f)^b \quad (3.2-2)$$

где је  $\sigma_f$  коефицијент заморне чврстоће, док је  $b$  експонент заморне чврстоће (Basquin-ов експонент). Да би се узео у обзир комбиновани утицај амплитуде напона,  $\sigma_a$ , и средњих напона Morrow је предложио зависност у облику

$$\frac{\sigma_a}{\sigma_{ar}} + \frac{\sigma_m}{\sigma_u} = 1 \quad (3.2-3)$$

где је,  $\sigma_{ar}$ , коресподентни еквивалентни напон при коефицијенту асиметрије  $R=-1$  а  $\sigma_u$  представља затезну чврстоћу материјала. Комбинујући једначине (3.2-2) и (3.2-3) Morrow је предложио следећу S-N релацију која укључује утицаје средњих напона

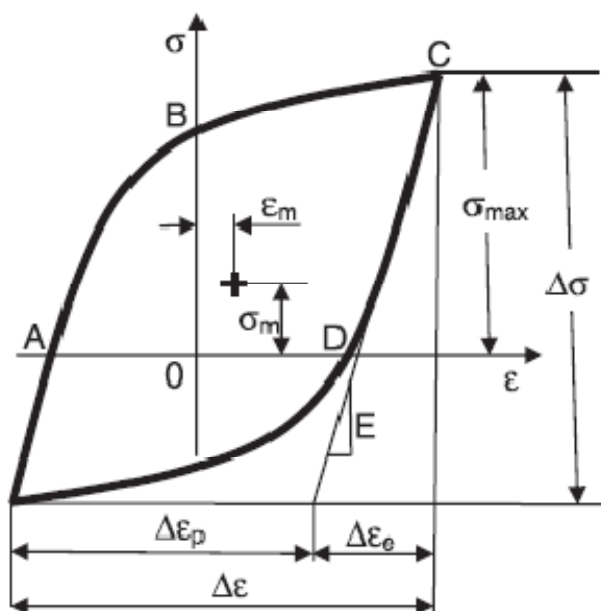
$$\sigma_a = (\sigma_f - \sigma_m) (2N_f)^b \quad (3.2-4)$$

Горња релација Morrow-а се доста користи за процену века у подручју високоцикличног замора (ВЦЗ) и то за случајеве средњих напона који имају карактер истезања или притиска. Неки аспекти примене S-N приступа за процену века дела конструкције железничког вагона дат је у референци [29].

### 3.3 Осврт на понашање материјала при малоциклесном замарању

Понашање материјала при малоциклесном замарању испитује се експериментално. У ту сврху користе се глатке епрувете које се на више нивоа регулисаних деформација, са коефицијентом асиметрије  $R_\epsilon = \epsilon_{\min}/\epsilon_{\max} = -1$ , на собним, повишеним или сниженим температурама, излажу малоциклесном замарању. Претпоставка је да се са глатким епруветама може симулирати замарање у основи зареза машинских делова. Еквивалентно заморно оштећење појављује се на епрувети и у основи зареза ако су обоје изложени идентичној напонско-деформационој историји.

*Напонско-деформациони одзив при малоциклесном замарању облика је хистерезисне петље приказане на Сл. 3.3-1. Распон деформација  $\Delta\epsilon$  одговара укупној ширини петље, а распон напона  $\Delta\sigma$  одговара њеној укупној висини. Амплитуда напона једнака је полураспону напона.*



Слика 3.3.1 - Идеализована петља хистерезе

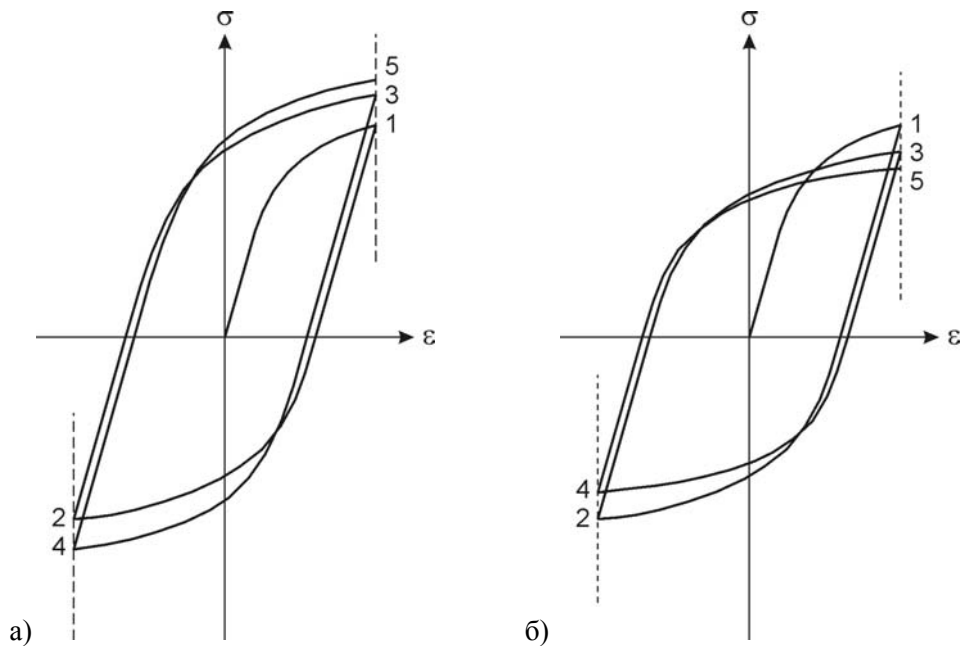
Распон деформација или укупна деформација  $\Delta\varepsilon$  једнака је збиру укупне еластичне,  $\Delta\varepsilon_e$  и укупне пластичне деформације,  $\Delta\varepsilon_p$ .

Увођењем амплитуда деформација изражених преко одговарајућих полураспона долази се до једначине

$$\frac{\Delta\varepsilon}{2} = \frac{\Delta\varepsilon_e}{2} + \frac{\Delta\varepsilon_p}{2} \quad (3.3-1)$$

Материјали у условима малоцикласног замарања могу да:

- циклично ојачавају,
- циклично слабе и
- циклично ојачавају и циклично слабе у наведеном или обрнутом сукцесивном следу. Шематски приказ цикличног ојачавања и цикличног слабљења дат је на Сл. 3.3.2.



Слика 3.3.2 - Шематски приказ цикличног ојачавања (а)  
и цикличног слабљења материјала (б)

Теоријска анализа разноликог понашања материјала изложених малоцикласном замарању заснована је на следећим претпоставкама:

- Отвореност петље хистерезе је мала и занемарује се,
- Пластичне деформације не мењају еластичне константе материјала,
- Део циклуса  $N = 0,25$  до тачке 1 на Сл. 3.3.2 занемарује се,
- Промене средњих вредности напона и деформација су такође мале и занемарују се.

Већина материјала при малоцикласном замарању на одређеном нивоу регулисане деформације постиже стабилизовано стање. Висина хистерезисне петље изражена преко распона напона незнатно се мења. Хистерезу за циклус  $N_s$  у области стабилизације који је близак или једнак половини броја циклуса до иницирања прскотине  $N_f$ , зове­мо *стабилизовано­м хистерезом*. Она је представник свих хистереза и служи за дефинисање комплетног процеса малоцикласног замарања.

### 3.4 Циклична напонско-деформациона крива и крива стабилизованих хистереза

Једначина цикличне напонско-деформационе криве гласи [1]

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\Delta \sigma}{2E} + \left( \frac{\Delta \sigma}{2K'} \right)^{\frac{1}{n'}} \quad (3.4-1)$$

Десна страна горње једначине једнака је десној страни једначине (3.3-1) код које је први део трансформисан применом Нооке-овог закона, а други применом степене функције амплитуда напона - амплитуда пластичне деформације

$$\frac{\Delta \sigma}{2} = K' \left( \frac{\Delta \epsilon_p}{2} \right)^{n'} \quad (3.4-2)$$

где су:

$K'$  ..... Коефицијент цикличне чврстоће и

$n'$  ..... Експонент цикличног деформационог ојачавања

Степена функција амплитуда напона - амплитуда пластичне деформације логаритмовањем се преводи у једначину праве

$$\log \frac{\Delta \sigma}{2} = n' \log \frac{\Delta \epsilon_p}{2} + \log K' \quad (3.4-3)$$

у чијем се експериментално одређеном облику одмах уочава вредност експонента цикличног деформационог ојачавања  $n'$  док се до коефицијента цикличне чврстоће  $K'$  долази инверзијом.

Према хипотези *Masing-a*, множењем са 2 обеју страна цикличне напонско-деформационе криве (3.4-1) добија се једначина криве стабилованих хистереза облика

$$\Delta \epsilon = \frac{\Delta \sigma}{E} + 2 \left( \frac{\Delta \sigma}{2K'} \right)^{\frac{1}{n'}} \quad (3.4-4)$$

Са овом кривом могуће је моделирати све стабиловане хистерезе којима се дефинише напонско-деформациони одзив у критичној тачци разматраног структуралног елемента изложеног малоциклусном замарању.

### 3.5 Основна крива и модификоване криве малоциклусног замора

Једначина основне криве малоциклусног замора или  $\epsilon$ - $N$  криве је облика [1]

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma_f'}{E} N_f^b + \epsilon_f' N_f^c \quad (3.5-1)$$

где су:

$\sigma_f'$  ..... Коефицијент заморне чврстоће,

$E$  ..... Модул еластичности,

$N_f$  ..... Број циклуса до иницирања прскотине,

$b$  ..... Експонент заморне чврстоће (*Basquin-ov* експонент),

$\epsilon_f'$  ..... Коефицијент заморне дуктилности,



$c$  ..... Експонент заморне дуктилности

И код једначине  $\epsilon$ - $N$  криве десна страна једнака је десној страни једначине (3.5-1) код које је први део трансформисан применом Хооке-овог закона на израз

$$\frac{\Delta\sigma}{2} = \sigma'_f N_f^b \quad (3.5-2)$$

док је други део изражен у облику Manson-Coffin-ове једначине

$$\frac{\Delta\epsilon_p}{2} = \epsilon'_f N_f^c \quad (3.5-3)$$

Први део десне стране једначине (3.3-1) изједначен са првим делом десне стране једначине (3.5-1) и једначина (3.5-3), логаритмовањем прелазе у једначине правих следећих облика:

$$\log \frac{\Delta\epsilon_e}{2} = b \log N_f + \log \frac{\sigma'_f}{E} \quad (3.5-4)$$

$$\log \frac{\Delta\epsilon_p}{2} = c \log N_f + \log \epsilon'_f \quad (3.5-5)$$

У горњим једначинама непознати коефицијенти  $b$  и  $c$  потребни за дефинисање једначине  $\epsilon$ - $N$  криве, приказане на Сл. 3.1.3, одређују се експериментално. Коефицијенти  $b$  и  $c$ , који у основи представљају експоненте заморне чврстоће и дуктилности материјала, су експериментално одређени за материјал дуралуминијум 2024 Т351 и приказани су у поглављу 6 (Табели 6.1.2).

Модификоване криве малоцикличног замора узимају у обзир утицај средњих напона. У литератури су познате различите релације попут Morrow, Manson-Hallford и Smith-Watson-Torper-ова крива малоцикличног замора

### Релација Morrow-a

Једначина Morrow-е криве малоцикличног замора има облик [25]

$$\frac{\Delta \varepsilon}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} N_f^b + \varepsilon'_f N_f^c \quad (3.5-6)$$

Разлика ове криве и основне криве малоцикличног замора је у томе што се узима у обзир утицај средњег напона  $\sigma_m$ , модификује само еластична компонента укупне амплитудне деформације.

### **Manson-Halford-ова крива**

У једначини Manson-Halford-ове криве малоцикличног замора [19]

$$\frac{\Delta \varepsilon}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} N_f^b + \left( \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{\sigma'_f} \right)^{\frac{c}{b}} \varepsilon'_f N_f^c \quad (3.5-7)$$

модификоване су обе компоненте укупне амплитудне деформације.

### **Smith-Watson-Torper-ова крива**

У једначини Smith-Watson-Torper-ове (SWT) криве малоцикличног замора [26]

$$SWT = \sqrt{\sigma_{\max} \frac{\Delta \varepsilon}{2} E} = \sqrt{(\sigma'_f)^2 (N_f)^{2b} + E \sigma'_f \varepsilon'_f (N_f)^{b+c}} \quad (3.5-8)$$

утицај средњих напона узима се у обзир преко релације

$$\sigma_{\max} = \sigma_m + \frac{\Delta \sigma}{2} \quad (3.5-9)$$

Ознака SWT у (3.5-8) односи се на Smith-Watson-Torper-ов параметар. SWT параметар се доста користи како би се узео у обзир утицај средњих напона у проценама заморног века. Значи SWT параметар узима утицај средњих напона  $\sigma_m$  на процену века до појаве иницијалног оштећења исказаног преко броја циклуса,

$N_f$ , када се јавља иницијална прскотинау разматраној критичној зони. Међутим, претходна релација често даје неконзервативна решења у случајевима када доминирају компресивни средњи напони у спектру оптерећења.

### Модификација SWT параметра

Током последњих година учињен је већи број модификација над SWT параметром, дефинисан једначином (3.5-8) да узме у обзир утицаје компресивних средњих напона у спектру оптерећења. Dowling [27] је показао да SWT параметар дат једначином (3.5-8) може да се трансформише у следећу релацију:

$$\frac{\Delta \varepsilon}{2} = \frac{\sigma_f'}{E} \left[ 2N_f \left( \frac{1-R}{2} \right)^{1/2b} \right]^b + \varepsilon_f' \left[ 2N_f \left( \frac{1-R}{2} \right)^{1/2b} \right]^c \quad (3.5-10)$$

где  $R$  представља коефицијент асиметрије оптерећења. На сличан начин, Ince и Glinka [28] су модификовали Morrow модел (3.5-6) у следећем облику:

$$\varepsilon_{eq,a} = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_f'} \varepsilon_{a,e} + \varepsilon_{a,p} = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^{2b} + \varepsilon_f' (2N_f)^c \quad (3.5-11)$$

Показано је у радовима [28,29] да модификовани Morrow (3.5-11) има одређена побољшања у односу на релацију (3.4-6) где су били укључени и утицаји средњих напона  $\sigma_m$ .

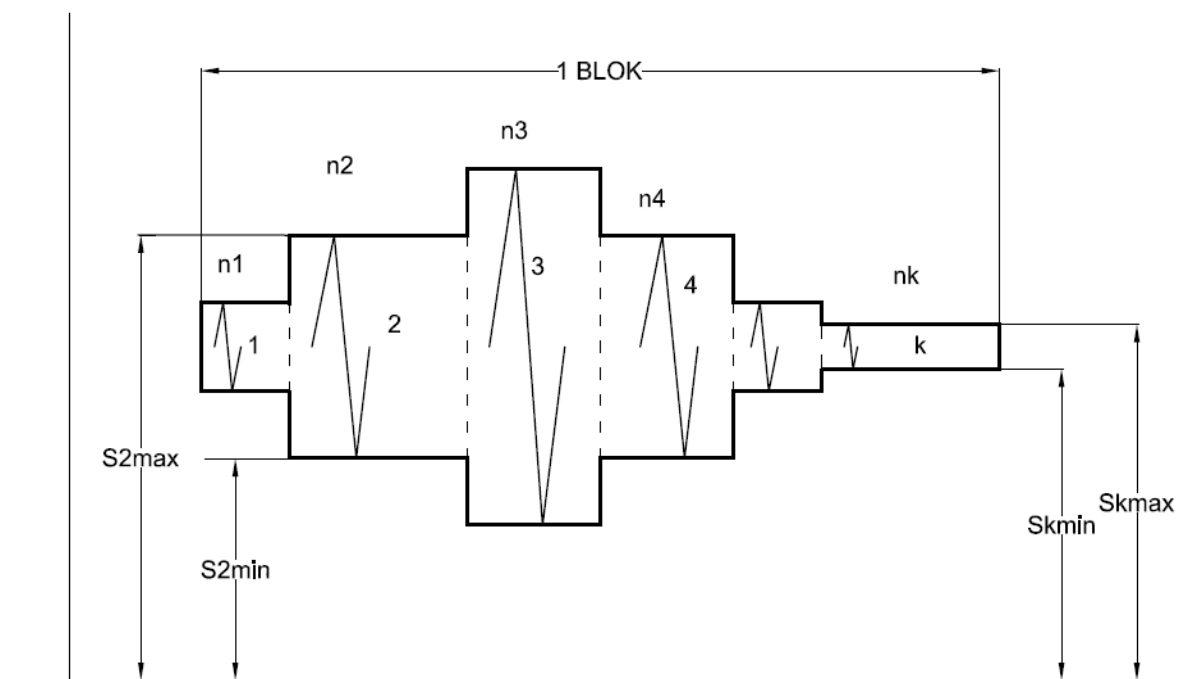
Напред су приказане три основне и две модификоване једначине за процену века до појаве иницијалних оштећења, исказано преко броја циклуса  $N_f$ . То су једначине: Morrow-а (3.5-6), Manson-Hallford-а (3.5-7), Smith-Watson-Topper-а (3.5-8) као и модификована SWT релација (3.5-10) и модификована Morrow-а једначина (3.5-11). Из ових релација се јасно види да је за процену века неког

структуралног елемента до појаве иницијалних оштећења, који је под дејством цикличних оптерећења, потребно познавати малоциклусне заморне (МЦЗ) карактеристике материјала. Свакако поред МЦЗ карактеристика материјала, које се одређују експериментално, потребно је познавати и напонско стање на критичном месту структуралног елемента. Критична места код структуралних елемената, под дејством цикличних оптерећења су по правилу места геометријских дисконтинуитета односно зоне концентрације напона. Свакако за сложеније структуралне елементе за анализу напонских стања, по правилу, се користи метод коначних елемената (МКЕ).

## 4. НУМЕРИЧКА ПРОЦЕДУРА ЗА СРАЧУНАВАЊЕ БРОЈА БЛОКОВА ДО ПОЈАВЕ ИНИЦИЈАЛНОГ ОШТЕЋЕЊА

### 4.1 Нумеричко моделовање броја блокова

У секцији 2 су приказане релације за процену броја циклуса оптерећења које неки структурални елемент може да издржи до појаве иницијалног оштећења. Ове релације се могу користити за циклична оптерећења константне амплитуде. Међутим у практичним применана, примера ради код структуралних елемената ваздухоплова, исти су оптерећени спектрима оптерећења. Један лет авиона, примера ради, састоји се од више фаза почев од полетања, разних еволуција лета па до слетања. За време сваке фазе лета структура авиона, односно њени елементи, су оптерећени са више различитих нивоа оптерећења који чине *блок оптерећења*. Један блок оптерећења представља више различитих нивоа цикличних оптерећења који су по правилу обједињени да репрезентују комплетна оптерећења која се јављају за одређени број летова односно за одређени часовни налет када се ради о структури авиона. Овде ће бити приказана општа нумеричка процедура за процену века до појаве иницијалних оштећења структуралног елемента оптерећеног блоком оптерећења. Циљ је да се одреди број блокова оптерећења до појаве иницијалног оштећења за неки структурални елемент [34]. На Сл. 4.1.1 приказан је један блок у оквиру спектра оптерећења структуралног елемента.



Слика 4.1.1 - Блок степенастог спектра оптерећења

## 4.2 Развој софтвера за процену века до појаве иницијалног оштећења

Један блок оптерећења, Сл. 4.1.1, одговара одређеном часовном налету летелике односно цикличним оптерећењима који оптерећују (замарају) одређени структурални елемент.

Претпоставимо да је структурални елемент изложен блоку оптерећења, у складу са Сл. 4.1.1, тј. :

$n_1$  – број циклуса који имају оптерећења  $S_{1max}$  и  $S_{1min}$  (први ниво оптерећења)

$n_2$  – број циклуса који имају оптерећења  $S_{2max}$  и  $S_{2min}$  (други ниво оптерећења)

-----

$n_k$  – број циклуса који имају оптерећења  $S_{kmax}$  и  $S_{kmin}$  (k-ти ниво оптерећења)

Процес рачунања броја блокова до појаве иницијалног оштећења можемо поделити у две фазе:

1. Израчунавање броја циклуса при константној амплитуди оптерећења
2. Израчунавање броја блокова при степенастом спектру оптерећења (променљивим нивоим амплитуда оптерећења)

Прва фаза:

Улазни подаци за израчунавање броја циклуса при константној амплитуди:

Модул еластичности,	$E$
Коефицијент цикличне чврстоће,	$K'$
Експонент цикличног деформационог ојачавања,	$n'$
Коефицијент заморне чврстоће,	$\sigma'_f$
Експонент заморне чврстоће,	$b$
Коефицијент заморне дуктилности,	$\varepsilon'_f$
Експонент заморне дуктилности,	$c$
Фактор концентрације напона,	$K_t$
Номинални напон	$S_1$

Прво се рачуна деформација  $e_1$ :

$$e_1 = \frac{S_1}{E} + \left( \frac{S_1}{K'} \right)^{\frac{1}{n'}} \quad (4.2-1)$$

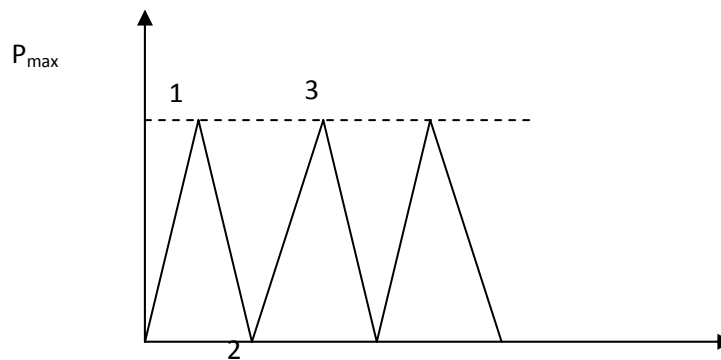
Нормални напон  $\sigma_1$  и деформација  $\varepsilon_1$ , на месту концентрације, рачунају се коришћењем Neuber-ове хиперболе за корекцију пластичности [35]:

$$K_t^2 * S_1 * e_1 = \sigma_1 * \varepsilon_1 \quad (4.2-2)$$

$$\sigma_1 * \varepsilon_1 = \frac{\sigma_1^2}{E} + \sigma_1 * \left( \frac{\sigma_1}{K'} \right)^{\frac{1}{n'}} \quad (4.2-3)$$

Пошто су вредности  $K_t$ ,  $S_1$  и  $e_1$  познате, онда је познат и производ  $\sigma_1 * \varepsilon_1$  у

једначини (4.2-2). Заменом те вредности у претходну једначину (4.2-3), добија се нелинеарна једначина по непознатој,  $\sigma_1$ . Решавањем те једначине добија се вредност  $\sigma_1$ , па се заменом те вредности  $\sigma_1$  у претходну једначину (4.2-3) добија вредност деформације  $\varepsilon_1$ . Тако се одређују напон и деформација ( $\sigma_1, \varepsilon_1$ ) на месту концентрације напона.



Слика 4.2.2 - Константна амплитуда оптерећења

Следећи корак је: рачунање напона и деформација у тачци 2 спектра оптерећења приказаног на слици 4.2.2. Номинални напон у тачци 2 је 0, пошто је  $P_{\min} = 0$ .

Промена деформације у „пуном“ (номиналном) попречном пресеку разматраног структуралног елемента рачуна се на следећи начин:

$$\Delta e = \frac{\Delta S}{E} = \frac{(P_{\max} - P_{\min}) / \text{Površina}}{E} \quad (4.2-4)$$

Деформација у тачци 2 за номинални пресек је:

$$e_2 = e_1 - \Delta e \quad (4.2-5)$$

Номинални напон  $\sigma_2$  и номинална деформација  $\varepsilon_2$  у тачци 2, на месту концентрације напона, рачунају се коришењем Neuber- ове хиперболе [35,41]:

$$K_t^2 * \Delta S * \Delta e = \Delta \sigma * \Delta \varepsilon$$

$$\Delta \sigma * \Delta \varepsilon = \frac{\Delta \sigma^2}{E} + 2 * \Delta \sigma * \left( \frac{\Delta \sigma}{2 * K'} \right)^{\frac{1}{n}} \quad (4.2-6)$$



Решавањем се добијају вредности  $\Delta\sigma$  и  $\Delta\varepsilon$ .

Нормални напон  $\sigma_2 = \sigma_1 - \Delta\sigma$ .

Нормална деформација  $\varepsilon_2 = \varepsilon_1 - \Delta\varepsilon$ .

Пошто се у тачци 3 оптерећења враћају на исте вредности као у тачци 1, вредности  $S$ ,  $e$ ,  $\sigma$ ,  $\varepsilon$  ће бити исте као у тачци 1.

$$\sigma_{\max} = \sigma_1$$

$$\sigma_{\max} = \sigma_2$$

$$\sigma_0 = \frac{(\sigma_{\max} + \sigma_{\min})}{2} \quad (4.2-7)$$

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_1 - \varepsilon_2$$

Процес рачунања  $\Delta\varepsilon$  и  $\sigma_0$  се понавља за све унапред задате нивое напона (у оквиру степенастог спектра оптерећења, Сл. 4.1.1, је улазни податак).

За процену века до појаве иницијалног оштећења постоји више релација које су приказане у поглављу 3. Примера ради, релација Morrow-а има облик:

$$\frac{\Delta\varepsilon}{2} = \frac{\sigma_f' - \sigma_0}{E} * (2 * N_f)^b + \varepsilon_f' * (2 * N_f)^c \quad (4.2-8)$$

па решавањем ове једначине по  $N_f$  добија се број циклуса до појаве иницијалног оштећења.

Једначина (4.2-8) се једноставно решава кришћењем неке од нумеричких метода, примера ради, применом методе тангенте (Newton-Raphson-ов метод).

### Опис Newton-Raphson-ов метода

Посматрајмо једначину  $f(x)=0$ , где је  $f(x)$  два пута диференцијабилна на сегменту  $[a, b]$ , на коме се налази један корен  $\zeta$  ове једначине. Једначини  $f(x)=0$  можемо

придружити еквивалентну једначину

$$x = x - \frac{f(x)}{f'(x)} \quad (4.2-9)$$

на основу које се може формирати итеративни поступак:

$$x_{k+1} = x_k - \frac{f(x_k)}{f'(x_k)} \quad (4.2-10)$$

Ако на сегменту  $[a, b]$  изаберемо неко  $x_0$ , помоћу итеративног поступка се формира низ  $(x_0, x_1, \dots, x_k, \dots)$  који под одређеним условима конвергира ка решењу  $\xi$ .

Newton-Raphsonov метод има једноставну геометријску интерпретацију. Ако се конструише у тачци  $((x_k), f(x_k))$  тангента криве  $y = f(x)$  једначина ове тангенте гласи :

$$y - f(x_k) = f'(x_k)(x - x_k) \quad (4.2-11)$$

За  $y = 0$  добија се апсциса пресека ове тангенте са  $x$  осом, која се означава са  $x_{k+1}$ .

Тада је  $x_{k+1} = x_k - \frac{f(x_k)}{f'(x_k)}$ , а то је управо формула (4.2-10). Зато се Newton-Raphson-

ов метод назива *метод тангенте*.

### **Друга фаза**

Означимо са:

$N_1$ - укупан број циклуса у току процеса при константној амплитуди са максималним и минималним вредностима напона  $S_{1\max}$  и  $S_{1\min}$

$N_2$ - укупан број циклуса у току процеса при константној амплитуди са максималним и минималним вредностима напона  $S_{2\max}$  и  $S_{2\min}$

.....  
 $N_k$ - укупан број циклуса у току процеса при константној амплитуди са максималним и минималним вредностима напона  $S_{k\max}$  и  $S_{k\min}$

Начин рачунања  $N_i$  је описан у првој фази.

Поставља се питање колики је допринос сваког типа (нивоа) оптерећења на укупно оштећење које се догоди у оквиру једног блока оптерећења? Претпоставимо да укупно оштећење до лома има јединичну вредност у складу са Мiнег-овим правилом.

Први ниво оптерећења ће направити оштећење по једном блоку ( $n_1/N_1$ ), други ниво оптерећења ће направити оштећење по блоку ( $n_2/N_2$ ) итд.

Дакле, укупно оштећење по блоку ће бити:

$$Damage\_per\_block = \sum_{i=1}^{Broj.nivoa.opterećenja} \frac{n_i}{N_i} \quad (4.2-12)$$

Пошто је:

$$(Damage\_per\_block) * (Broj\_blokova) = 1$$

може се израчунати број блокова оптерећења, илустрованих на Сл. 4.1.1, до појаве иницијалног оштећења

$$Broj\_blokova = \frac{1}{\sum_{i=1}^{Broj.nivoa.opterećenja} n_i / N_i} \quad (4.2-13)$$

Претходна релација (4.2-13) се користи за одређивање броја блокова у коме један блок представља спектар оптерећења који по правилу репрезентује временски период налета авиона.

Користећи предходне релације које дефинишу степености спектар оптерећења, Сл. 4.1.1, заједно са критеријумима за процену века до појаве иницијалних оштећења описаних у поглављу 3 користећи малоциклусне заморне карактеристике материјала развијен је “in-house” софтвер “До појаве иницијалног оштећења”. Користећи овај софтвер може се извршити процена века елемената конструкција, до појаве иницијалних оштећења, изложених цикличних оптерећења константне амплитуде и степенастог спектра оптерећења.

Када се ради о спектрима оптерећења, дефинисаних у виду блокова, по правилу имамо одређени број нивоа са ниским амплитудама оптерећења. Да би се редуковала дуготрајна и скупа испитивања ови нивои оптерећења, са ниским амплитудама, могу се елиминисати. Поступак елиминације делова спектра

оптерећења са малим нивоима амплитуда је разматран у референцама [38-44]. Свакако елиминација делова спектра оптерећења са ниским амплитудима је још значајнија код анализе ширења прскотине односно при процени преосталог века [36,37].

### 4.3 Кратак опис програма „Век до појаве иницијалног оштећења“

Овде је дат кратак опис софтверског пакета под радним називом „Век до појаве иницијалног оштећења“. У Табели 4.3.1 дат је табеларни приказ како улазних параметара неопходних за процену века елемента конструкција изложених цикличним оптерећењима константне амплитуде и степенастог спектра оптерећења тако и излазних резултата везано за коришћење овог „in-house“ софтверског пакета.

Табела 4.3.1: Приказ софтвера „Век до појаве иницијалних оштећења“

**Podaci o materijalu**

Naziv Materijala: DURAL 2024T4

Naziv Materijala: DURAL 2024T4 Kprim: 808

E: 70430 n prim: 0,098

Epsilon: 0,334 b: -0,075

Sigma: 764 c: -0,649

**Podaci o opterećenju**

Smin	Smax	n
Smin1: 23.633	Smax1: 76.133	n1: 3040
Smin2: 10.5	Smax2: 114	n2: 200
Smin3: 10.5	Smax3: 156.367	n3: 189
Smin4: 10.5	Smax4: 196.867	n4: 43
Smin5: -9.367	Smax5: 237.4	n5: 15
Smin6: -9.367	Smax6: 278.3	n6: 3
Smin7: -39	Smax7: 295.133	n7: 1
Smin8: -9.367	Smax8: 278.3	n8: 3
Smin9: -9.367	Smax9: 237.4	n9: 15
Smin10: 10.5	Smax10: 196.867	n10: 43
Smin11: 10.5	Smax11: 156.367	n11: 189
Smin12: 10.5	Smax12: 114	n12: 200
Smin13: 23.633	Smax13: 76.133	n13: 3040

**Podaci o geometriji**

Kt: 3.2

Morrow   Broj blokova 13

Materijal	Kt	Maksimalan napon	Minimalan napon	Broj Ciklusa	Delta N/Nf	Izabrani test
DURAL 2024	3.2	76.133	23.633	134411826449.7	44214416.53	Morrow
DURAL 2024	3.2	114	10.5	8027381.152522	40136.90576	Morrow
DURAL 2024	3.2	156.367	10.5	96159.19351751	508.7788016	Morrow
DURAL 2024	3.2	196.867	10.5	14205.40307668	330.3582110	Morrow
DURAL 2024	3.2	237.4	-9.367	3107.092612980	207.1395075	Morrow
DURAL 2024	3.2	278.3	-9.367	1287.303048551	429.1010161	Morrow
DURAL 2024	3.2	295.133	-39	594.9483135374	594.9483135	Morrow
DURAL 2024	3.2	278.3	-9.367	1287.303048551	429.1010161	Morrow
DURAL 2024	3.2	237.4	-9.367	3107.092612980	207.1395075	Morrow
DURAL 2024	3.2	196.867	10.5	14205.40307668	330.3582110	Morrow
DURAL 2024	3.2	156.367	10.5	96159.19351751	508.7788016	Morrow
DURAL 2024	3.2	114	10.5	8027381.152522	40136.90576	Morrow
DURAL 2024	3.2	76.133	23.633	134411826449.7	44214416.53	Morrow
*						

Suma: 0.0260319445385039

Broj blokova: 38.4143412153056

Из Табеле 4.3.1 јасно се види да су као улазни подаци неопходни:

1. Спектар оптерећења за један блок: где је дефинисан број нивоа оптерећења (у овом случају 13), са дефинисаним вредностима максималних и минималних номиналних вредности напона и број циклуса за сваки ниво степенастог спектра оптерећења,
2. Малоциклусне (нискоцикличне) заморне карактеристике материјала,
3. Избор критеријума за процену века до појаве иницијалног оштећења (Morrow, Manson/Halford, SWT,...),
4. Фактор концентрације напона,  $K_t$ , за разматрану критичну зону за коју се врши процена века до појаве иницијалног оштећења.

Као резултат се добија укупни број блокова оптерећења,  $N_{M,i}$  при коме ће се јавити иницијално оштећење у разматраној зони, дефинисан релацијом (4.2-13).

#### 4.4 Закључак

У овом поглављу приказане су основе теорије као и могућности, развијеног софтверског пакета „Век до појаве иницијалних оштећења“ који је у раду коришћен за процену века. Развијени програм се може користити за процену века до појаве иницијалних оштећења како за елементе авионских конструкција под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде тако и за оптерећења, у виду степенастог спектра оптерећења, какав је графички илустрован на сл. 4.1.1.

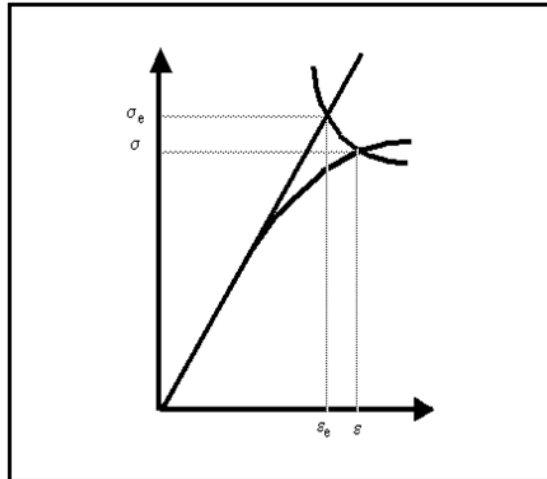
Важно је истаћи да се овим програмом може вршити процена века до појаве иницијалних оштећења како за једноставне структуралне елементе тако и за сложене структуралне елементе авионских конструкција. Као основни параметар који је неопходан у анализи је фактор концентрације напона,  $K_t$ , који се и за најсложеније елементе конструкција може одредити применом методе коначних елемената што је илустровано у поглављу 9 на примеру процене века структуре крила авиона на месту везе крило-труп авиона.

## **5. ПРОРАЧУНСКА ПРОЦЕНА ВЕКА СТРУКТУРАЛНИХ ЕЛЕМЕНАТА У ПРИСУСТВУ ГЕОМЕТРИЈСКИХ ДИСКОНТИНУИТЕТА РАЗЛИЧИТИХ ОБЛИКА**

Како је напред истакнуто, за процену века структуралних елемената изложених цикличним оптерећењима, потребно је, поред МЦЗ карактеристика материјала, прецизно одредити напонско стање у зонама концентрације напона. За одређивање напонских стања могу се користити аналитичке и нумеричке прорачунске методе с једне или експерименталне методе с друге стране [45-52]. Експерименталне методе су по правилу скупе и дуготрајне, аналитичке методе се по правилу могу користити за једноставне геометријске облике и граничне услове као и за једноставније случајеве оптерећења.

### **5.1 Корекција еластопластичности применом Нојберовог приступа код анализе МКЕ**

Развој нумеричких метода, примарно на бази МКЕ, учинио је да данас овај приступ представља незаобилазни метод анализе напонских стања. У циљу илустрације примене МКЕ у процесу одређивања ФКН и процене века до појаве иницијалних оштећења укључени су одређени структурални елементи са разичитим геометријским дисконтинуитетима. На следећим сликама биће приказани резултати фактора концентрације напона одређени применом МКЕ за структуралне елементе са различитим геометријским дисконтинуитетима. Свакако различити геометријски дисконтинуитети, при истом спољњем оптерећењу, утичу на факторе концентрације напона а тиме и на век до појаве иницијалних оштећења.



Слика 5.1 - Графичка илустрација Нојберовог метода за корекцију еластопластичности

За анализу напонских стања у раду је коришћена линеарна еластична анализа применом МКЕ. Корекција еластопластичног понашања које се, по правилу, јавља у зонама концентрације напона дефинисано је применом Нојберовог правила [35] које је приказано на Сл. 5.1 Нојберово правило које се користи у зони концентрације напона може се, сходно Сл. 5.1, написати у облику:

$$\sigma_{\epsilon} = K_t S \epsilon \quad (5.1.1)$$

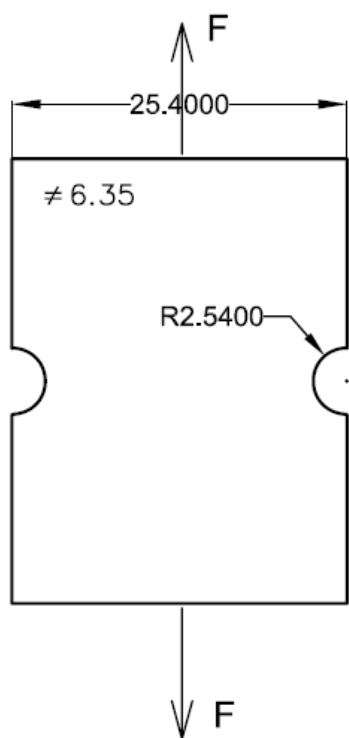
где су  $\sigma$  и  $\epsilon$  локални напон и деформација у зони концентрације напона док су  $S$  и  $e$  номинални напон и деформација ван зоне концентрације а  $K_t$  представља фактор концентрације напона. Фактор концентрације напона  $K_t$  представља однос максималног напона у зони концентрације напона и самог номиналног напона. Прецизно одређивање фактора концентрације напона је битно за процену века у критичним зонама које су по правилу зоне концентрације напона.

## 5.2 Одређивање фактора концентрације напона применом МКЕ

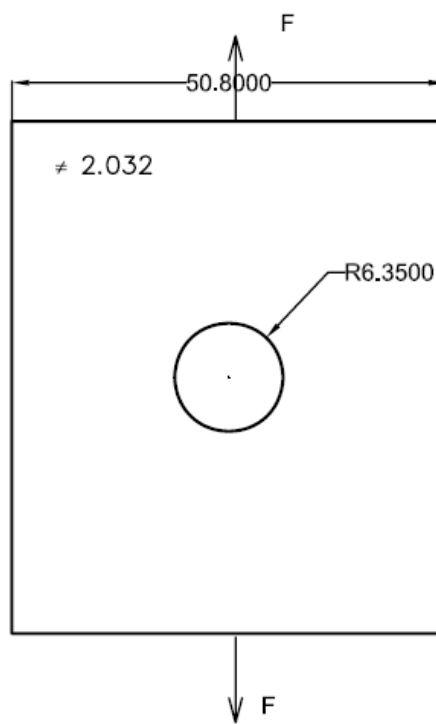
Критична места код елемената конструкција изложених цикличним оптерећењима су зоне геометријских дисконтинуитета (различни отвори) односно места концентрације напона. Значи први корак при процени заморног века елемената констркције је да тачно одредимо напонско стање у критичној зони неке од компоненти конструкције. Метод коначних елемената (МКЕ) је веома ефиказан и поуздан алат за ту сврху. МКЕ може бити веома скуп метод односно, са аспекта времена рада рачунара, веома захтеван метод при одређивању еласто-пластичне историје напон-деформационог стања. У циљу обезбеђења ефикасног приступа при анализама еласто-пластичног напонско-деформационог стања, код структуралних елемената са геометријским дисконтинуитетим, а користи се често Нојберово правило за спрезање са еластичним факторима концентрације напона. За ту сврху је у овом поглављу коришћена линеарна анализа применом МКЕ у оквиру софтверског пакета MSC/NASTRAN [53] за одређивање Фактора Концентрације Напона (ФКН). У овој секцији одређена су напонска стања применом МКЕ за неколико структуралних елемената са геометријским дисконтинуитетима као и сами ФКН применом линеарно еластичне анализе МКЕ. На наредним сликама приказана су напонска стања као и сами ФКН, применом линеарне анализе МКЕ, као и сами ФКН за неколико репрезентативних структуралних елемената. Ови ФКН су потом коришћени за процене века до појаве иницијалних оштећења.

На Сликама 5.2 до 5.5 приказане су геометрије „спрувета“ односно структуралних елемената са геометријским дисконтинуитетима које су биле експериментално испитане за утврђивање века до појаве иницијалних оштећења. Комплетни експериментални резултати за ове структуралне елементе су дати у референцама [54-56]. За процену века су коришћени различити материјали означени са А, В, С и D. Комплетне карактеристике материјала, неопходне за процену века, дате су у **Прилогу 1**.

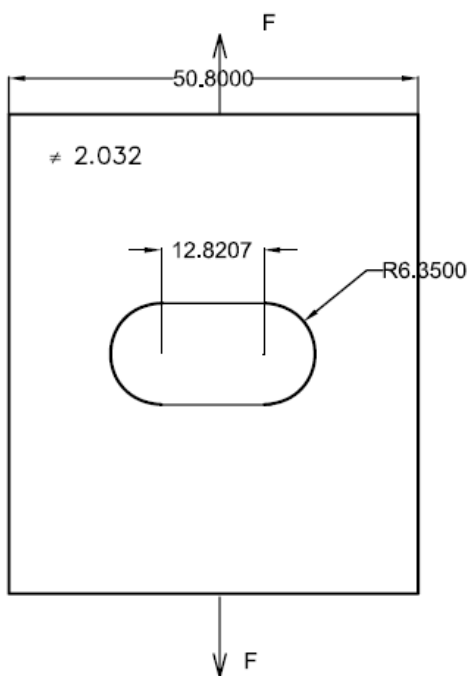




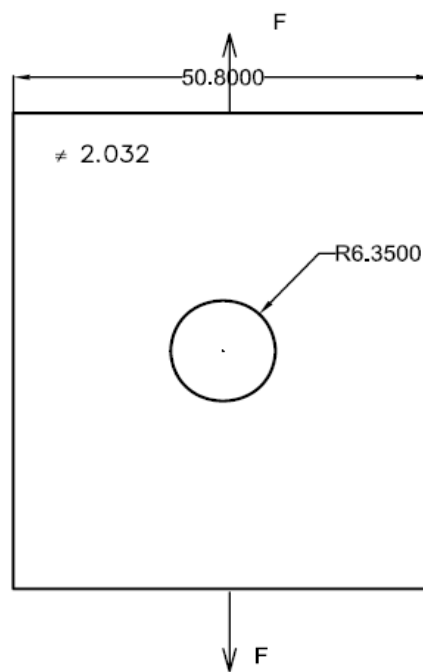
Слика 5.2 Епрувета Бр 1 (Срес 1)



Слика 5.3 Епрувета Бр 2 (Срес 2)



Слика 5.4 Епрувета Бр 3 (Срес 7C)



Слика 5.5 Епрувета Бр 4 (Срес 8D)

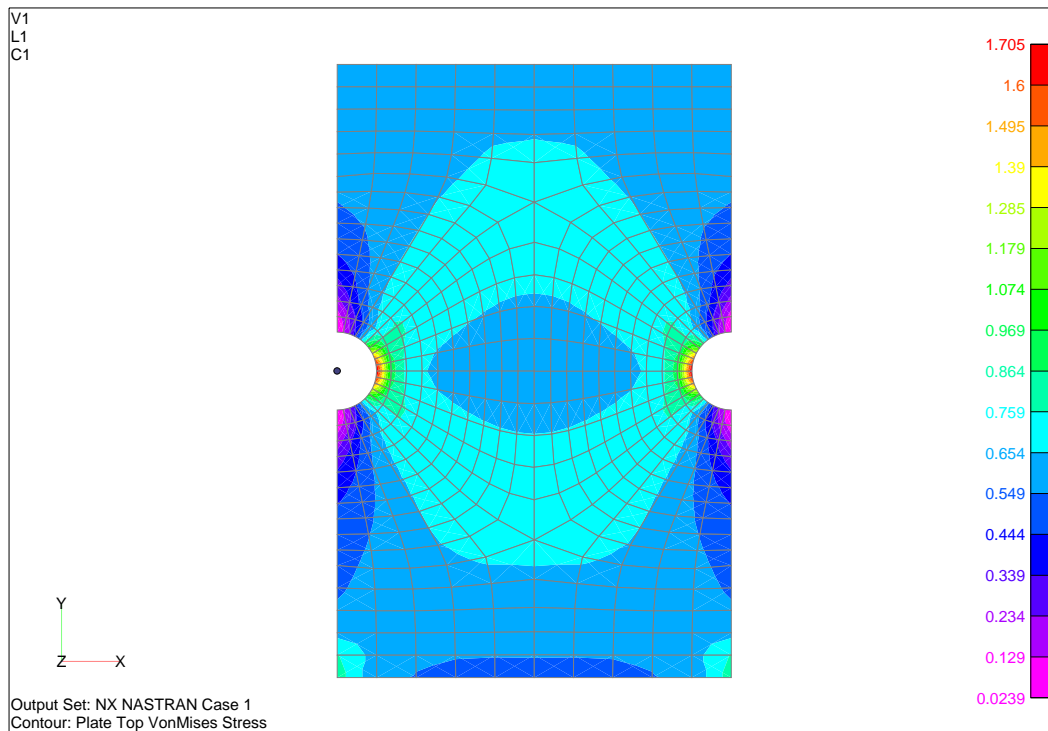
### 5.3 Процена века при цикличним оптерећењима константне амплитуде

#### 5.3.1 Процена века до појаве иницијалних оштећења Епр. Бр.1

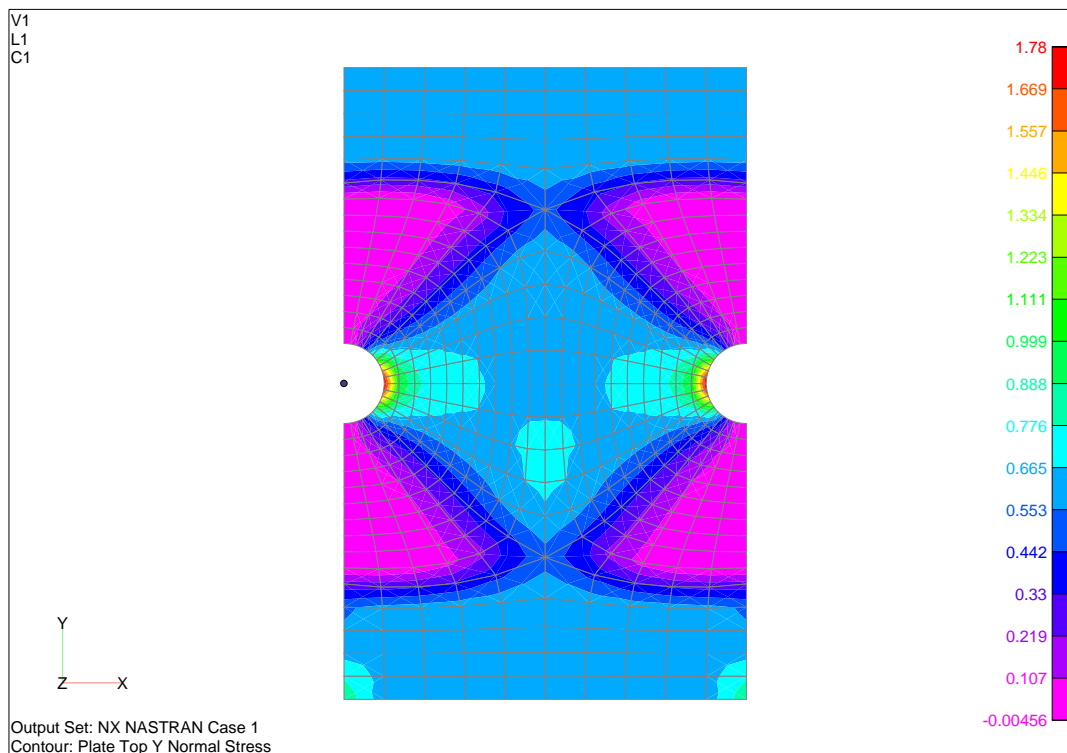
Епрувета бр. 1, Сл. 5.2, изложена је цикличним оптерећењима константне амплитуде са коефицијентом асиметрије  $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max} = -1$ . Процена века је извршена за више нивоа оптерећења која су дата у Табели 4.1. На Сл. 5.5 дата је расподела напонског стања као и фактори концентрације напона, који су одређени на два начина

Табела 4.1: Нивои оптерећења епрувете бр. 1

Бр. нивоа опт	Амплитуда оптерећења Р (КIP)	Напон $\sigma_n = P / (w * t)$
1	20	80
2	16	64
3	14	56
4	12	48
5	10	40
6	8	32
7	7	28
8	6	24
10	5,4	21,6
11	5,2	20,8



$$K_t=2.75$$



$$K_t=2.87$$

Слика 5.6 - Анализа МКЕ са факторима концентрације напона за епрувету Бр 1 (Spec 1)

Табела 5.1: Резултати процене века до појаве оштећења за Елр. 1 (Morrow и SWT)

**Racunanje broja ciklusa do pojave oštecenja**

**Spec 1(A)**

Sigmaf	169	c	-0.67	Smin1		Smax1		n1	1
Epsilonf	1.142	Kt	2.87	Smin2		Smax2		n2	1
E	30000	Kprim	154	Smin3		Smax3		n3	1
b	-0.081	nprim	0.123	Smin4		Smax4		n4	1

SWT   Broj blokova

	Maksimalan napon	Minimalan napon	sig1	sig2	BrojCiklusa	Izabrani test
	80	-80	104.83776443	-80.23360686	289.58696467289	Morrow
	80	-80	104.83776443	-80.23360686	280.13643497737	SWT
	64	-64	91.028263416	-83.69214874	609.32750724729	Morrow
	64	-64	91.028263416	-83.69214874	660.23872190329	SWT
	56	-56	85.812961859	-82.67111664	962.33141328180	Morrow
	56	-56	85.812961859	-82.67111664	1083.0956912702	SWT
	48	-48	81.140858944	-80.01796617	1685.4215333264	Morrow
	48	-48	81.140858944	-80.01796617	1951.4687156124	SWT
	40	-40	76.246672140	-75.91850566	3505.0504364972	Morrow
	40	-40	76.246672140	-75.91850566	4157.8712395106	SWT
	32	-32	70.173397929	-70.09859002	10134.140651906	Morrow
	32	-32	70.173397929	-70.09859002	12423.491627861	SWT
	28	-28	66.217067896	-66.18546568	22052.254054212	Morrow
	28	-28	66.217067896	-66.18546568	27622.109164051	SWT
	24	-24	61.158023099	-61.13990739	66698.987894906	Morrow
	24	-24	61.158023099	-61.13990739	84807.035640147	SWT
	21.6	-21.6	57.339684966	-57.30422457	168651.40861351	Morrow
	21.6	-21.6	57.339684966	-57.30422457	212091.38165283	SWT
	20.8	-20.8	55.879548223	-55.87477657	244302.10916106	Morrow
	20.8	-20.8	55.879548223	-55.87477657	304276.22588958	SWT
*						

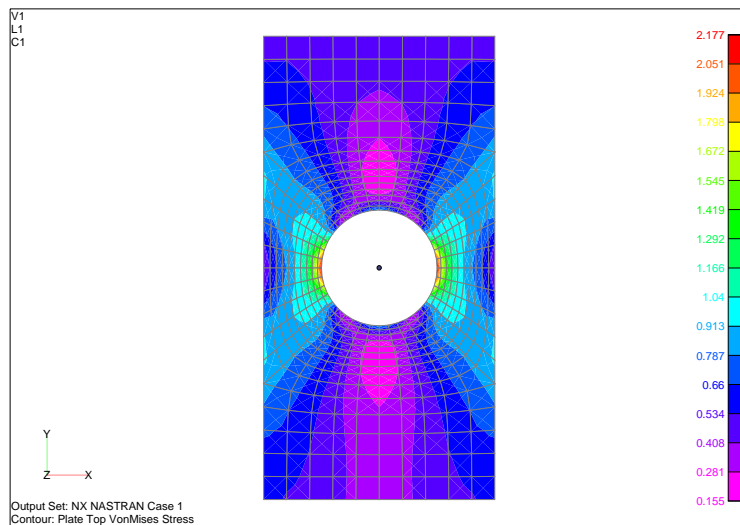
Табела 5.2: Поређење резултата прорачунске процене века са експериментима

Ниво оптерећења	Експеримент	Прорачун	
		SWT	MORROW
1	62	280	289
2	635	660	609
3	1300	1083	962
4	2400	1951	1685
5	6000	4157	3505
6	14000	12423	10134
7	19000	27622	22052
8	100000	84807	66698
10		212091	168651
11		304276	244302

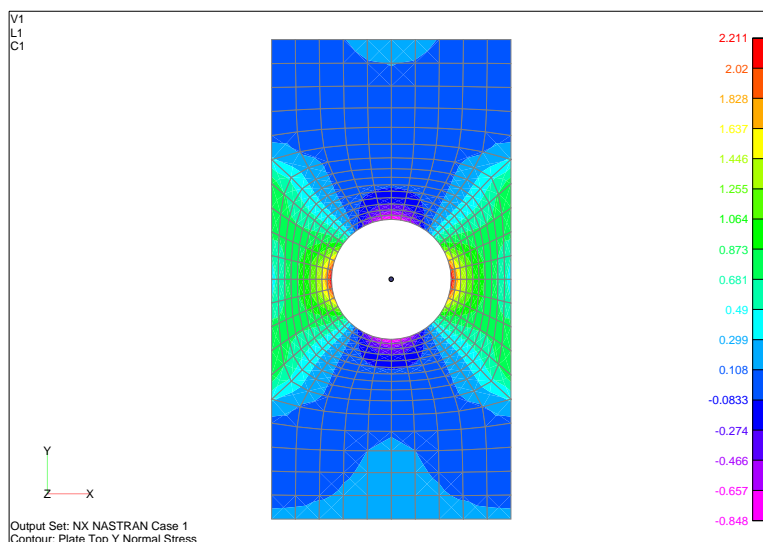
### 5.3.2 Процена века до појаве иницијалних оштећења Епрувете

#### Бр.2

Епрувета бр. 2, Сл.5.3, изложена је цикличним оптерећењима константне амплитуде са коефицијентом асиметрије  $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max} = -1$ . Процена века је извршена за више нивоа оптерећења која су дата у Табели 4.2. На Сл. 5.6 дата је расподела напонског стања као и фактори концентрације напона, који су одређени на два начина.



$K=4.19$



$K=4.25$

Слика 5.7 - Анализа МКЕ са факторима концентрације напона за епрувету Бр 2 (Spec 2)

Табела 5.3: Резултати процене века до појаве оштећења за Епрувету 2 (Morrow и SWT)

**Racunanje broja ciklusa do pojave oštecenja**

**Spec 2(A)**

Sigmaf	169	c	-0.67	Smin1		Smax1		n1	1
Epsilonf	1.142	Kt	4.25	Smin2		Smax2		n2	1
E	30000	Kprim	154	Smin3		Smax3		n3	1
b	-0.081	nprim	0.123	Smin4		Smax4		n4	1

SWT   Broj blokova

	Maksimalan napon	Minimalan napon	sig1	sig2	BrojCiklusa	Izabrani test
▶	46.633	-46.633	89.567507807	-88.68211064	478.45434270802	Morrow
	42.166	-42.166	87.005492413	-86.56782789	667.31830252275	Morrow
	42.166	-42.166	87.005492413	-86.56782789	764.97568973304	SWT
	40.366	-40.366	85.931160989	-85.60873848	772.62114623173	Morrow
	40.366	-40.366	85.931160989	-85.60873848	887.48586421456	SWT
	35.5	-35.5	82.816676062	-82.68515925	1209.8133771574	Morrow
	35.5	-35.5	82.816676062	-82.68515925	1404.0801234839	SWT
	30.066	-30.066	78.773140712	-78.73141480	2259.5657027709	Morrow
	30.066	-30.066	78.773140712	-78.73141480	2659.3913298956	SWT
	30.1	-30.1	78.801018136	-78.75896769	2248.6409086025	Morrow
	30.1	-30.1	78.801018136	-78.75896769	2646.5765742308	SWT
	23.33	-23.33	72.258193955	-72.24382599	6853.4685180258	Morrow
	23.33	-23.33	72.258193955	-72.24382599	8312.2980793747	SWT
	18.9333	-18.9333	66.243085980	-66.24114530	21872.967519299	Morrow
	18.9333	-18.9333	66.243085980	-66.24114530	27404.882528355	SWT
	16.5	-16.5	61.771202277	-61.77039247	57844.406401644	Morrow
	16.5	-16.5	61.771202277	-61.77039247	73529.026399107	SWT
	15.666	-15.666	59.955512407	-59.94420497	88470.882472206	Morrow
	15.666	-15.666	59.955512407	-59.94420497	112414.42796938	SWT
*						

Табела 5.4: Поређења нумеричких и експерименталних резултата 2(A); R=-1

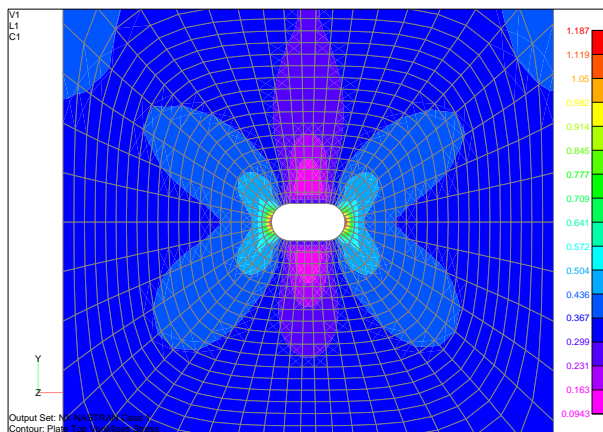
Ниво напона	Експеримент (Број циклуса до појаве оштећења)	Број циклуса рачунат Morrow- ovim тестом	Број циклуса рачунат SWT тестом
1	68	481	545
2	190	671	769
3	265	777	892
4	1250	1217	1413
5	3600	2276	2679
6	2400	2266	2667
7	11500	6917	8391
8	55400	22136	27742
10	160780	58709	74632
11	188000	89875	114186

Из Табеле 5.4, где су вршена поређења резултата прорачунске процене века до појаве иницијалног оштећења, прорачунски резултати су у већини случајева нешто нижи у односу на експерименталне резултате.

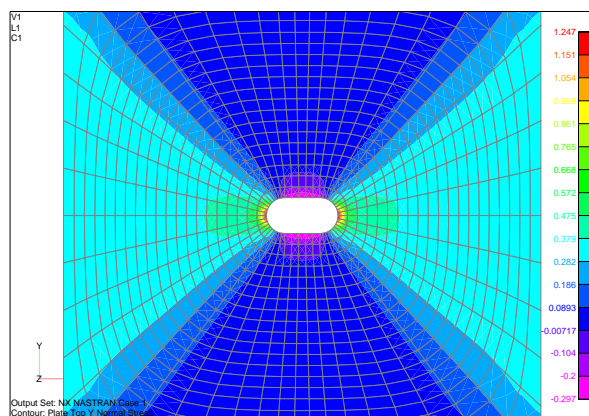
### 5.3.3 Процена века до појаве иницијалних оштећења Епрувете Бр. 3

(Срес 7С)

Епрувета бр. 3 (Срес 7С), Сл. 5.2, изложена је цикличним оптерећењима константне амплитуде са коефицијентом асиметрије  $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max} = -1$ . Процена века је извршена за више нивоа оптерећења која су дата у Табели 4.3. На Сл. 5.8 дата је расподела напонског стања као и фактори концентрације напона, који су одређени на два начина.



$K=3.5$



$K=3.68$

Слика 5.8 - Анализа МКЕ са факторима концентрације напона за епрувету Бр 3 (Срес 7)

Табела 5.5: Резултати процене века до појаве оштећења за Епрувету 3 (Morrow и SWT)

**Racunanje broja ciklusa do pojave oštecenja**

**Spec 7C**

Sigmaf 162    c -0.48    Smin1    Smax1    n1 1  
 Epsilonf 0.338    Kt 3.68    Smin2    Smax2    n2 1  
 E 30000    Kprim 194    Smin3    Smax3    n3 1  
 b -0.11    nprim 0.226    Smin4    Smax4    n4 1

SWT    Izracunaj    Briši    Broj blokova 1

	Maksimalan napon	Minimalan napon	sig1	sig2	BrojCiklusa	Izabrani test
	45	-45	80.53450750	-58.87677512	646.7123524074	Morrow
	45	-45	80.53450750	-58.87677512	560.1542731494	SWT
	40	-40	74.00164135	-58.69792991	1031.982470757	Morrow
	40	-40	74.00164135	-58.69792991	942.3673440349	SWT
	35	-35	67.71488909	-57.61331501	1766.976955370	Morrow
	35	-35	67.71488909	-57.61331501	1702.102537401	SWT
	28.444	-28.444	59.72037496	-54.59749133	4192.137668749	Morrow
	28.444	-28.444	59.72037496	-54.59749133	4273.493895347	SWT
	25	-25	55.50368760	-52.19621126	7343.396824298	Morrow
	25	-25	55.50368760	-52.19621126	7661.655580964	SWT
	20	-20	49.06649024	-47.53365831	20443.20748074	Morrow
	20	-20	49.06649024	-47.53365831	21868.16052283	SWT
	16.5111	-16.5111	44.06736298	-43.26916371	52922.61599804	Morrow
	16.5111	-16.5111	44.06736298	-43.26916371	57227.49980205	SWT
*						

Табела 5.6: Поређења нумеричких и експерименталних резултата за епрувету 3

Ниво напона	Експеримент (Број циклуса до појаве оштећења)	Број циклуса рачунат Morrow- ovim тестом	Број циклуса рачунат SWT тестом
45/-45	924	646	560
40/-40	2400	1032	942
35/-35	5400	1766	1702
26.444/-28.444	14000	4192	4273
25/-25	25000	7343	7661
20/-20	87315	20443	21866
16.51/-16.51	170000	52922	57227

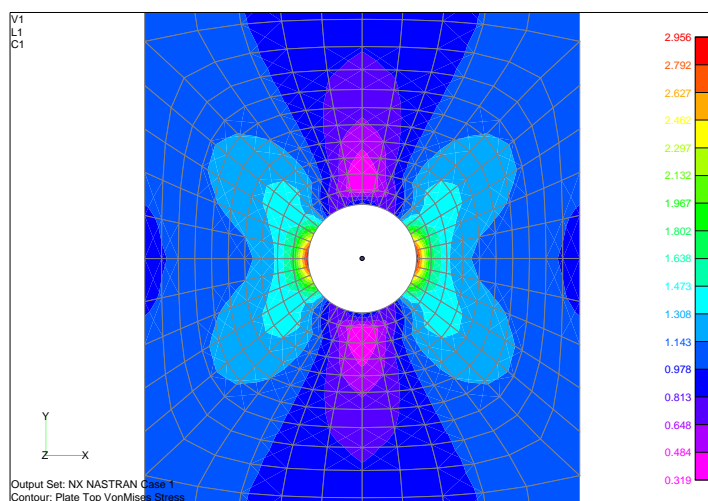
Резултати прорачунске процене века до појаве иницијалних оштећења за епрувету бр. 3, приказаних у Табели 5.6, дају конзервативна решења у односу на експерименталне резултате.



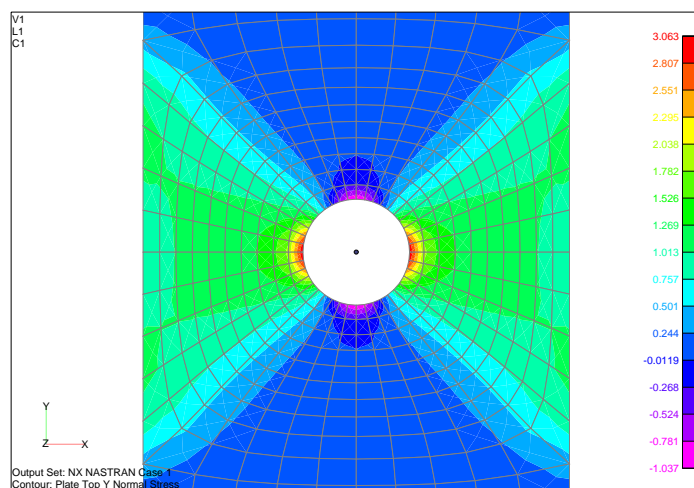
### 5.3.4 Процена века до појаве иницијалних оштећења Епрувете Бр. 4

(Spec 8D)

Епрувета бр. 4 (Spec 8D), Сл. 5.4, изложена је цикличним оптерећењима константне амплитуде са коефицијентом асиметрије  $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max} = -1$ . Процена века је извршена за више нивоа оптерећења која су дата у Табели 4.6. На Сл. 5.9 дата је расподела напонског стања као и фактори концентрације напона, који су одређени на два начина.



$K=3.05$



$K=3.15$

Слика 5.9 - Анализа МКЕ са факторима концентрације напона за епрувету Бр 4 (Spec 8D)

Табела 5.7: Резултати процене века до појаве оштећења за Епр. 4 (Morrow и SWT)

**Racunanje broja ciklusa do pojave oštećenja**

Sigmaf	241	c	-0.83	Smin1	1	Smax1	10	n1	1
Epsilonf	0.158	Kt	3.247	Smin2		Smax2		n2	1
E	10000	Kprim	101	Smin3		Smax3		n3	1
b	-0.149	nprim	0.04	Smin4		Smax4		n4	1

SWT   Broj blokova

	Maksimalan napon	Minimalan napon	sig1	sig2	BrojCiklusa	Izabrani test
▶	30	3	80.71857252	-6.953691313	15922.9016037947	Morrow
	30	3	80.71857252	-6.953691313	6201.84641121741	SWT
	25	2.5	76.50182124	3.444270838	47737.767662351	Morrow
	25	2.5	76.50182124	3.444270838	13490.256865982	SWT
	20	2	64.86229010	6.413672066	242827.347680364	Morrow
	20	2	64.86229010	6.413672066	49032.2378759052	SWT
	15	1.5	48.70494084	4.870415203	2209530.11295251	Morrow
	15	1.5	48.70494084	4.870415203	334513.641828292	SWT
	10	1	32.47010076	3.243264870	44156734.3633255	Morrow
	10	1	32.47010076	3.243264870	5076331.65232198	SWT
*						

Табела 5.8: Поређења нумеричких и експер. резултата за епр 4 (Spec 8D)

Ознака епрувете	Експеримент (до лома)	Очекивани број циклуса до појаве оштећења (Morrow)	Број циклуса рачунат SWT тестом	Очекивани број циклуса до појаве оштећења (SWT)
8-1	4850	14110	6201	5560
8-2	8850	41330	13490	11930
8-3	22600	200000	49032	41640
8-4	238000	1830000	334513	279000
8-5	2650000	36100000	5076331	4160000

У претходној табели екпериментални резултати се односе на укупан век што укључује број циклуса до појаве иницијалног оштећења и за време ширења

прскотине. Да би резултати прорачунске процене били упоредиви потребно је одредити број циклуса за време ширења прскотине и сабрати их са бројевима циклуса до појаве иницијалног оштећења. рој циклуса за време ширења прскотине и сабрати их са бројевима циклуса до појаве иницијалног оштећења. А анализу ширења прскотине користиће се основни Парисов закон ширења прскотине.

#### 5.3.4.1 Процена преосталог века Епрувете бр. 4 (Spec 8D)

За анализу ширења прскотине предпостављен је модел плоче са кружним отвором и две иницијалне прскотине, са обе стране отвора, у зонама концентрације напона. За анализу ширења прскотине коришћен је Парисов закон облика:

$$\frac{da}{dN} = C\Delta K^m \quad (5.3.1)$$

где су:  $C, m$  - динамичке карактеристике понашања материјала,  $a$ - дужина прскотине,  $N$ - број циклуса и  $K$ - фактор интензитета напона. Фактор интензитета напона за плочу са отвором и две прскотине оптерећену у аксијалном правцу на истезање има аналитички облик:

$$KI = \Delta\sigma\beta\sqrt{\pi a} \quad (5.3.2)$$

$$\lambda = 1/(1+(x_0/r));$$

$$\beta = 1 - 0.15 * \lambda + 3.46 * \lambda^2 - 4.47 * \lambda^3 + 3.52 * \lambda^4$$

Табела 5.9: Резултати процене века за време ширења прскотине за Епрувету 4 (Spec 8D)

**Ploca sa otvorom sa dve prskotine\_AKSIJALNO**

Finoca stampe: 5    Izracunaj integral    Brisi    Naslov: D epruveta

**Ulazni podaci**

C\_Paris: 0.000000118    w: 2    SigmaMax: 30  
 m: 2.94    Poluprecnik: 0.25    SigmaMin: 3  
 Kc: 40    a0: 0.02    DeltaSigma: 27  
 Izaberite: Paris

N	a0	a/R	KI	Korektivna
10	0.029737385346015	0.118949541384062	22.844341981671	2.8240615257020
15	0.036298906365359	0.145195625461439	24.3888513477699	2.7285336222902
20	0.044161956883384	0.176647827533539	25.8698761476267	2.6227513094783
25	0.053389359148965	0.213557436595864	27.2362162425984	2.5094738555451
30	0.063973761624544	0.255895046498178	28.450201919761	2.3923496637307
35	0.075842277033157	0.30336910813263	29.4941137744889	2.2752762679858
40	0.088875852877823	0.355503411511294	30.3704096284228	2.1617342626607
45	0.102935005135675	0.4117400205427	31.096769756289	2.0543414198152
50	0.117882913936651	0.471531655746604	31.6991104301852	1.9547173192045
55	0.133600857047991	0.534403428191965	32.2054345825194	1.8635917433402
60	0.149995519637585	0.59998207855034	32.6418262916886	1.7810290137752
65	0.167000293462696	0.668001173850784	33.0305413619293	1.7066635034008
70	0.184573172051471	0.738292688205883	33.3895526001018	1.6398922266824
75	0.202693264161241	0.810773056644965	33.7328822429815	1.5800105929422
80	0.221357145958049	0.885428583832198	34.071249806718	1.5262980517605
85	0.240575643322764	0.962302573291058	34.4127693641852	1.4780667454816
90	0.260371249730967	1.04148499892387	34.7635744940929	1.4346856272448
95	0.280776187379088	1.12310474951635	35.1283313370718	1.3955895461566
100	0.301831036848025	1.2073241473921	35.5106399112391	1.3602797892783
105	0.323583838960382	1.29433535584153	35.9133394476016	1.3283200377757
110	0.346089578493365	1.38435831397346	36.3387371771007	1.2993306128279
115	0.369409975500239	1.47763990200096	36.7887785728715	1.2729817088403
120	0.393613527884215	1.57445411153686	37.2651739449687	1.2489870617830
125	0.418775765204592	1.67510306081837	37.7694930297482	1.2270979965578
130	0.444979687509706	1.77991875003882	38.3032363910218	1.2070981387655
135	0.472316374362333	1.88926549744933	38.8678901974376	1.1887987973249
140	0.500885758614206	2.00354303445682	39.4649692248651	1.1720349838640
145	0.530707557451470	2.12210025090502	40.0909516612058	1.1568820075744

Значи за овај ниво оптерећења  $\sigma_{\max}=30$  и  $\sigma_{\min}=2$  добијен је преосали век од 145 циклуса. На сличан начин се одређује преостали век и за остале нивое оптерећења који су дати у Табели бр 5.14 (последња колона).

Табела 5.10: Резултати процене века за време ширења прскотине за Епрувету 4 (Срес 8D) за за ниво оптерећења  $\sigma_{\max}=25$  и  $\sigma_{\min}=2$

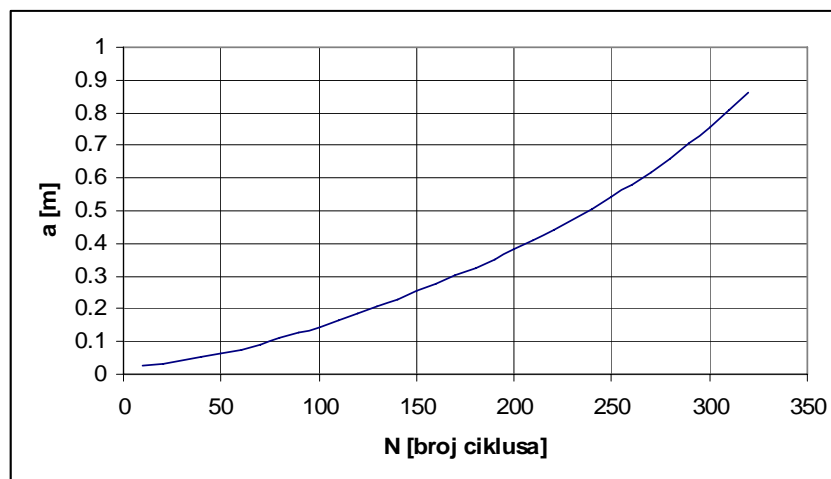
**Placa sa otvorom sa dve prskotine\_AKSIJALNO**

Finoca stampe: 10    Izracunaj integral    Brisi    Naslov: D epruveta

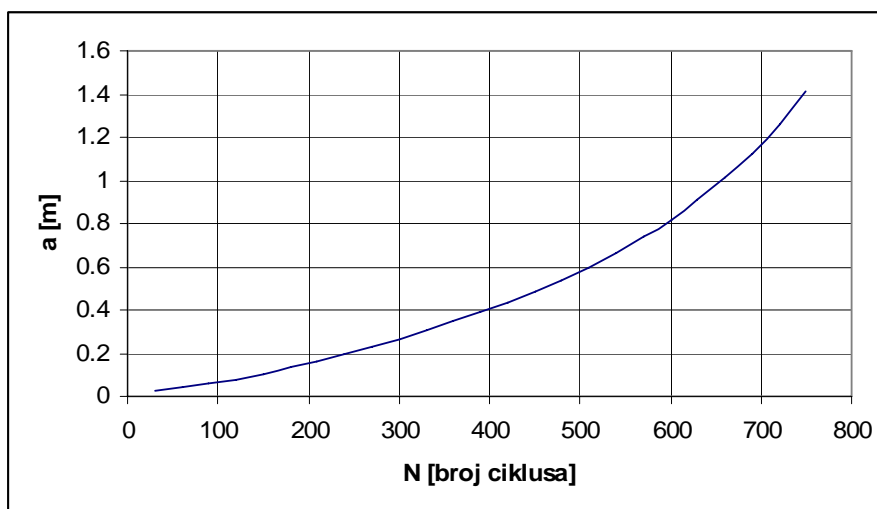
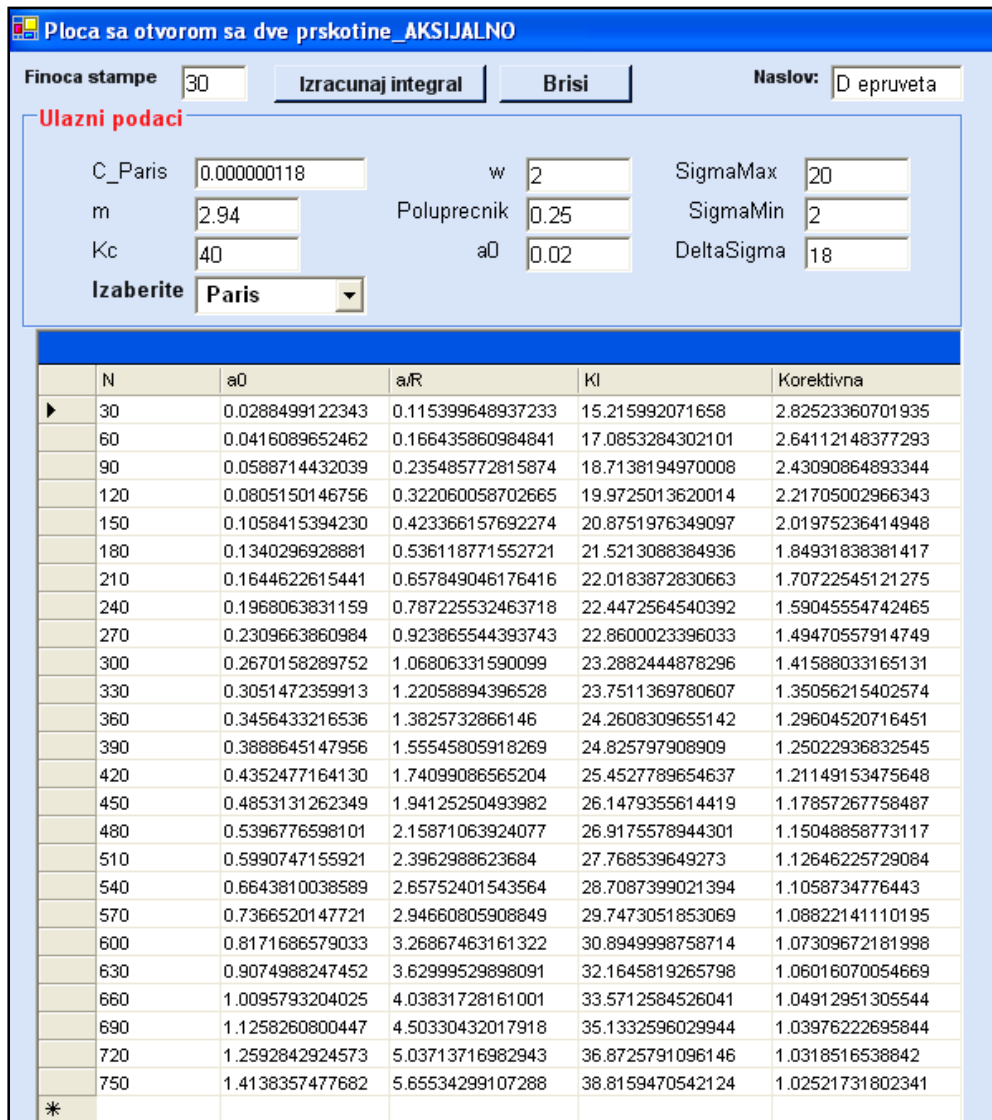
**Ulazni podaci**

C\_Paris: 0.000000118    w: 2    SigmaMax: 25  
 m: 2.94    Poluprecnik: 0.25    SigmaMin: 2.5  
 Kc: 40    a0: 0.02    DeltaSigma: 22.5  
 Izaberite: Paris

N	a0	a/R	KI	Korektivna
40	0.050639511621	0.2025580464867	22.4778041659791	2.53263398030888
50	0.062783617071	0.2511344682863	23.6857752029138	2.39518558741766
60	0.076701211952	0.3068048478119	24.6975423581232	2.25780885534548
70	0.092199101170	0.3667964046819	25.5183486897862	2.12602242028078
80	0.109050988938	0.4362039557527	26.1756999088644	2.0036339193949
90	0.127045263293	0.5081810531753	26.7065672654607	1.89260091615639
100	0.146012150002	0.5840486000102	27.1476098034484	1.79340793954371
110	0.165832129192	0.6633285167704	27.5301514832549	1.70559320191421
120	0.186433095921	0.7457323836850	27.8787853940024	1.62819991237195
130	0.207782958168	0.8311318326754	28.2118958563208	1.56008391168137
140	0.229881662325	0.9195266493004	28.5428685215206	1.50009309916088
150	0.252754403676	1.0110176147076	28.8813508221402	1.4471577589433
160	0.276446502438	1.1057860097548	29.2343165818567	1.40032706327417
170	0.301019857466	1.2040794298673	29.6068845150343	1.35877628428201
180	0.326550707873	1.3062028314932	30.0029179254438	1.32179969540111
190	0.353128422903	1.4125136916151	30.4254534459557	1.28879756916521
200	0.380855091245	1.5234203649808	30.8770044434733	1.25926166224584
210	0.409845743403	1.6393829736148	31.3597757296291	1.23276129603092
220	0.440229097157	1.7609163886313	31.8758168487737	1.20893091180973
230	0.472148762168	1.8885950486725	32.4271334913306	1.18745935182979
240	0.505764876596	2.0230595063876	33.015770798848	1.16808081860143
250	0.541256178550	2.1650247142023	33.6438782072308	1.15056733920834
260	0.578822540928	2.3152901637143	34.3137626223591	1.13472252325988
270	0.618688022208	2.4747520888355	35.0279347870063	1.12037640652546
280	0.661104509902	2.6444180396091	35.7891524102358	1.10738119327658
290	0.706356059795	2.8254242391814	36.6004627972176	1.09560773690191
300	0.754764064614	3.0190562584582	37.4652472060178	1.08494262474635
310	0.806693422523	3.2267736900924	38.3872688804099	1.07528575692737
320	0.862559921454	3.4502396858193	39.3707266083626	1.0665483293113



Табела 5.11: Резултати процене века за време ширења прскотине за Епрувету 4 (Срес 8D) за за ниво оптерећења  $\sigma_{\max}=20$  и  $\sigma_{\min}=2$



Табела 5.12: Резултати процене века за време ширења прскотине за Епрувету 4 (Срес 8D) за за ниво оптерећења  $\sigma_{\max}=15$  и  $\sigma_{\min}=2$

**Ploca sa otvorom sa dve prskotine\_AKSIJALNO**

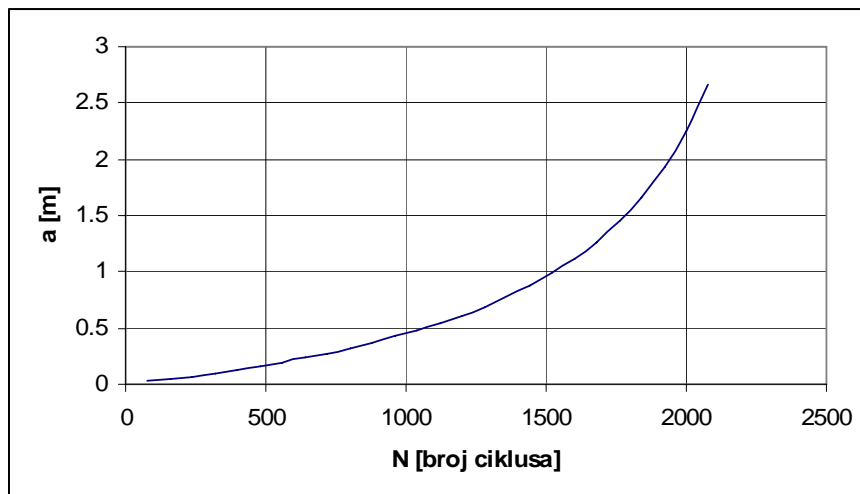
Finoca stampe: 80    **Izracunaj integral**    Brisi    Naslov: D epruveta

**Ulazni podaci**

C\_Paris: 0.000000118    w: 2    SigmaMax: 15  
 m: 2.94    Poluprecnik: 0.25    SigmaMin: 1.5  
 Kc: 40    a0: 0.02    DeltaSigma: 13.5  
 Izaberite: Paris

N	a0	a/R	KI	Korektivna
80	0.0304798536334	0.121919414533923	11.6530571381519	2.79689277549741
160	0.0462552150711	0.185020860284405	13.2260328384358	2.5765644515412
240	0.0679751438437	0.271900575374919	14.5086622011499	2.33091463943032
320	0.0950765801546	0.380306320618593	15.4195868298172	2.09395510772949
400	0.1263511037716	0.50540441508679	16.0354603403298	1.88839266134055
480	0.1607488256230	0.64299530249229	16.4797682980954	1.72017384989881
560	0.1976915554043	0.790766221617355	16.8496011510025	1.58566294852277
640	0.2370202010785	0.948080804314137	17.2048434742407	1.47847502559807
720	0.2788648186962	1.11545927478501	17.5793945390559	1.39257645082926
800	0.3235504487304	1.29420179492174	17.9924902000033	1.3231216095554
880	0.3715489607087	1.48619584283484	18.4559051424075	1.2664349528517
960	0.4234637915649	1.69385516625982	18.977976894109	1.21977571254981
1040	0.4800364602440	1.92014584097617	19.5657927514183	1.18109917301476
1120	0.5421691058414	2.16867642336595	20.2264166811648	1.148866649413
1200	0.6109614709853	2.44384588394139	20.9676439024296	1.12190567752878
1280	0.6877637826509	2.75105513060385	21.798545321879	1.099309925992
1360	0.7742496076754	3.09699843070175	22.7299480915308	1.0803679775649
1440	0.8725156831783	3.49006273271342	23.7749439166182	1.06451245909586
1520	0.9852196482123	3.94087859284944	24.9494958320241	1.05128340381511
1600	1.1157724380346	4.46308975213854	26.2732138532955	1.04030160683758
1680	1.2686112458960	5.07444498358404	27.7703856406854	1.03124907465198
1760	1.4495937858839	5.79837514353587	29.4713813055618	1.02385459259444
1840	1.6665793530823	6.6663174123293	31.4146083764754	1.01788306124278
1920	1.9303047661797	7.72121906471889	33.6492877944197	1.01312767487455
2000	2.2557389002897	9.02295560115892	36.2394814391004	1.00940429594901
2080	2.6642386594853	10.6569546379414	39.2700772410015	1.00654756127039

\*



Табела 5.13: Резултати процене века за време ширења прскотине за Епрувету 4 (Срес 8D) за за ниво оптерећења  $\sigma_{\max}=25$  и  $\sigma_{\min}=2$

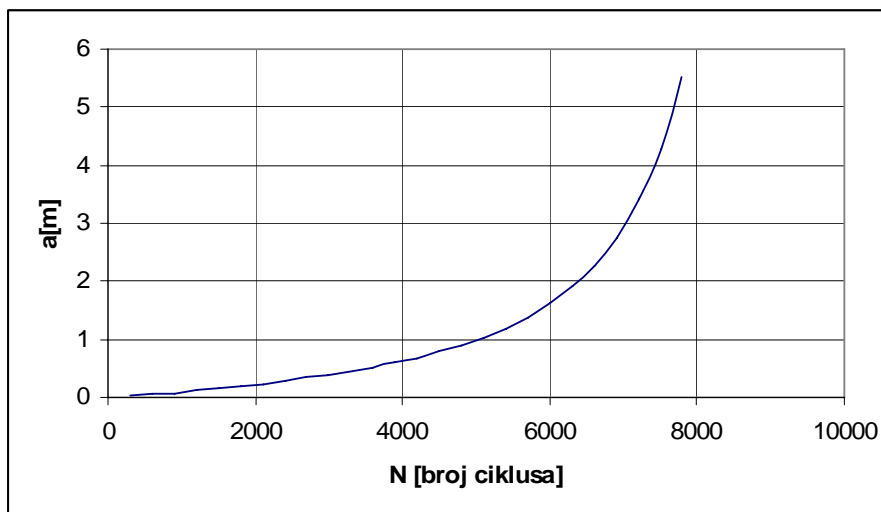
**Placa sa otvorom sa dve prskotine\_AKSIJALNO**

Finoca stampe: 300    **Izracunaj integral**    **Brisi**    Naslov: D epruveta

**Ulazni podaci**

C\_Paris: 0.000000118    w: 2    SigmaMax: 10  
 m: 2.94    Poluprecnik: 0.25    SigmaMin: 1  
 Kc: 40    a0: 0.02    DeltaSigma: g  
 Izaberite: Paris

N	a0	a/R	KI	Korektivna
300	0.0323514607957	0.129405843182946	7.93213381326756	2.76678249189005
600	0.0517584925630	0.20703397025231	9.08975292707259	2.50651179552604
900	0.0787815367121	0.315126146848433	9.96213107666172	2.22639848527344
1200	0.1121439367901	0.44857547160752	10.5318308260837	1.9725608285381
1500	0.1500970368145	0.600388147258239	10.9073336789691	1.76566015006305
1800	0.1915232727571	0.766093091028561	11.1965190832455	1.6044172110893
2100	0.2360561986501	0.944224794600435	11.4662681076903	1.47992036504943
2400	0.2838511940585	1.13540477623433	11.7520775788621	1.38317859404929
2700	0.3353977939315	1.3415911757261	12.0725971522412	1.30713052386474
3000	0.3914295535360	1.56571821414419	12.4386630235333	1.2466305763803
3300	0.4529028433660	1.81161137346416	12.8579676764908	1.1979965444213
3600	0.5210197090787	2.08407883631504	13.3374073049645	1.15858205727784
3900	0.5972840024112	2.38913600964511	13.8843373918232	1.12645890006435
4200	0.6835904649869	2.73436185994775	14.5073595577544	1.10019693737753
4500	0.7823543609445	3.12941744377817	15.2169521676184	1.07871448195425
4800	0.8966972490643	3.58678899625748	16.0261183105457	1.06117640754098
5100	1.0307151659282	4.12286066371292	16.9511735846425	1.046924085743
5400	1.1898721131524	4.75948845260974	18.0127934725603	1.03542660730696
5700	1.3815895617676	5.52635824707065	19.2374733485279	1.02624644506015
6000	1.6161513749648	6.46460549985918	20.6596276204026	1.0190151344684
6300	1.9081321031736	7.63252841269441	22.3246891075378	1.0134161014245
6600	2.2787242508880	9.11489700355219	24.29381221743	1.00917275239157
6900	2.7596720356535	11.0386881426142	26.6512314392208	1.00604055199857
7200	3.4002110229070	13.6008440916283	29.5161894730068	1.0038021694122
7500	4.2799444858092	17.1197779432368	33.0631002200166	1.00226495764402
7800	5.5342280634796	22.1369122539185	37.5573953758319	1.00126009940648
*				





Табела 5.14: Поређења нумеричких (до појаве оштећења+ширење прскотине) са експерименталним резултатима за епрувету 4 (Spec 8D)

Нивои Оптер.	Експеримент: број циклуса	Укупан број циклуса добијен прорачуном (SWT+Paris)	Број циклуса рачунат SWT тестом	Израчунат број циклуса после појаве оштећења (Parisov закон ширења)
8-1	4850	6346	6201	145
8-2	8850	13815	13490	325
8-3	22600	49797	49032	765
8-4	238000	336608	334513	2095
8-5	2650000	5084231	5076331	7900

#### 5.4 Закључци

У овом поглављу је вршена процена века до појаве иницијалних оштећења код структуралних елемената са различитим геометријским дисконтинуитетима и материјалима. Анализа напонског стања као и сами фактори концентрације напона који су неопходни за процену века до појаве иницијалног оштећења, су одређени применом методе коначних елемената користећи софтверски пакет MSC/NASTRAN.

Поред поређења резултата прорачунске процене века до појаве иницијалних оштећења са расположивим експерименталним резултатима (три примера) извршена су такође и поређења укупног века за један пример.

## 6. ЕКСПЕРИМЕНТАЛНО ОДРЕЂИВАЊЕ МАЛОЦИКЛУСНИХ ЗАМОРНИХ КАРАКТЕРИСТИКА МАТЕРИЈАЛА

### 6.1 Поступак испитивања

За процену века до појаве иницијалног оштећења, као што је истакнуто у поглављу 4, -неопходно је познавање малоциклусних карактеристика (МЗК) материјала. У овом поглављу је приказана процедура за експериментално одређивање МЗК за дуралуминијум. За ту сврху су израђене и испитане на замор стандардна епрувете, Сл. 6.1.1 Испитивања су извршена на срво-хидрауличном МТС систему.



Слика 6.1.1 - Изглед дуралне епрувете за одређивање малоциклусних заморних карактеристика материјала

При малоциклусном оптерећењу на замор идеализована напонско-деформациона крива има облик хистерезисне петље, Слика 6.1.3 Први ју је описао и дао име хистерезисна петља (Hysteresis loop) Bairstow[57]. Ова петља представља резултат елиминације времена као параметра из задатог циклуса деформисања и из циклуса отпора деформисању као одзив материјала и служи за анализу процеса замарања. Вредност деформација  $\Delta\epsilon$  је једнака укупној ширини

петље, вредност напона  $\Delta\sigma$  одговара њеној укупној висини, а амплитуда напона једнака је половини вредности напона.

Увођењем амплитуда деформација као половине деформација добија се:

$$\frac{\Delta\varepsilon}{2} = \frac{\Delta\varepsilon_e}{2} + \frac{\Delta\varepsilon_p}{2} \quad (6.1)$$

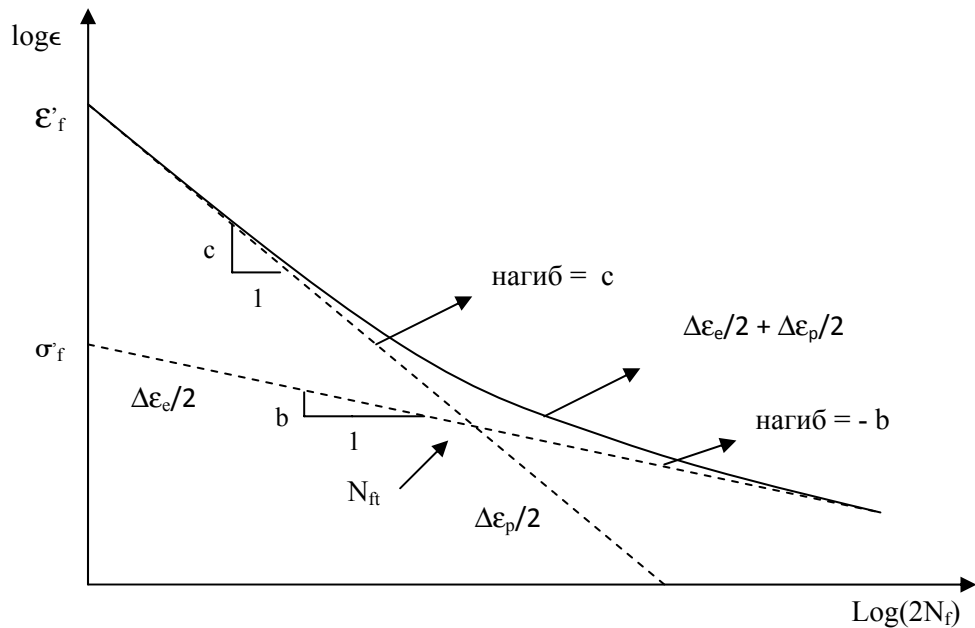
Крива дата једначином (6.1) изражена преко амплитуда напона и релативне деформације назива се крива хистерезиса и има облик:

$$\frac{\Delta\varepsilon}{2} = \frac{\Delta\sigma}{2E} + \left(\frac{\Delta\sigma}{2K'}\right)^{\frac{1}{n'}} \quad (6.2)$$

или множењем са 2 облик:

$$\Delta\varepsilon = \frac{\Delta\sigma}{E} + 2 \cdot \left(\frac{\Delta\sigma}{2K'}\right)^{\frac{1}{n'}} \quad (6.3)$$

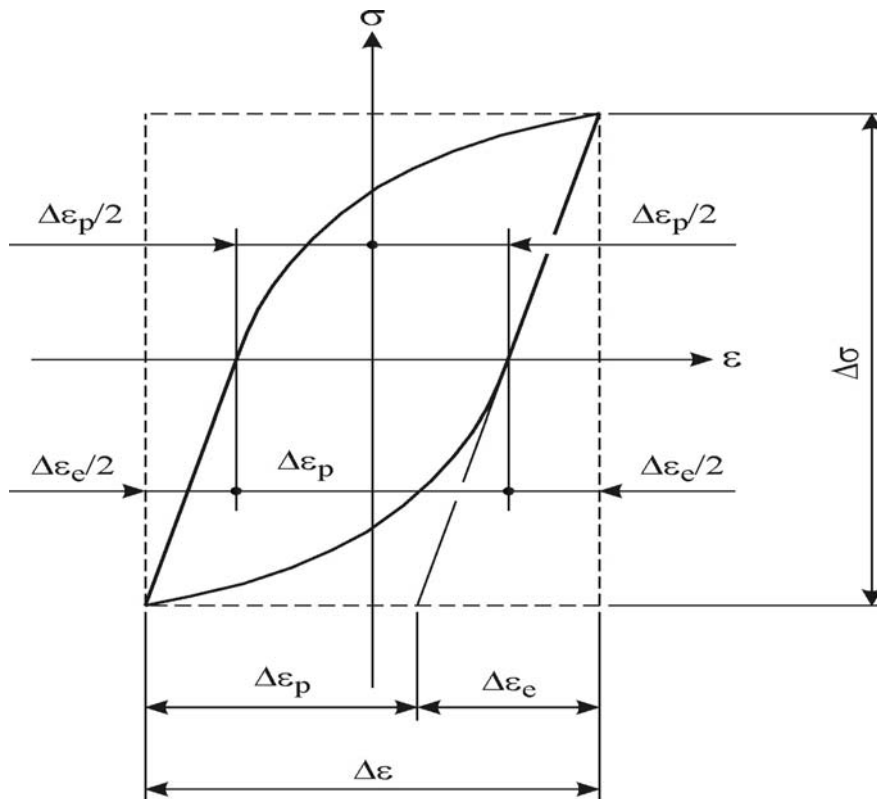
Једначина (6.3) је тз. једначина криве стабилованих хистереза [58,59]. На Сл. 6.12 су, на дијаграму  $\varepsilon$ - $N$  су графички илустроване поједине малоциклусне карактеристике материјала које треба да се експериментално одреде ( $\sigma_f'$ ,  $\varepsilon_f'$ ,  $K'$ ,  $b$ ,  $c$ ).



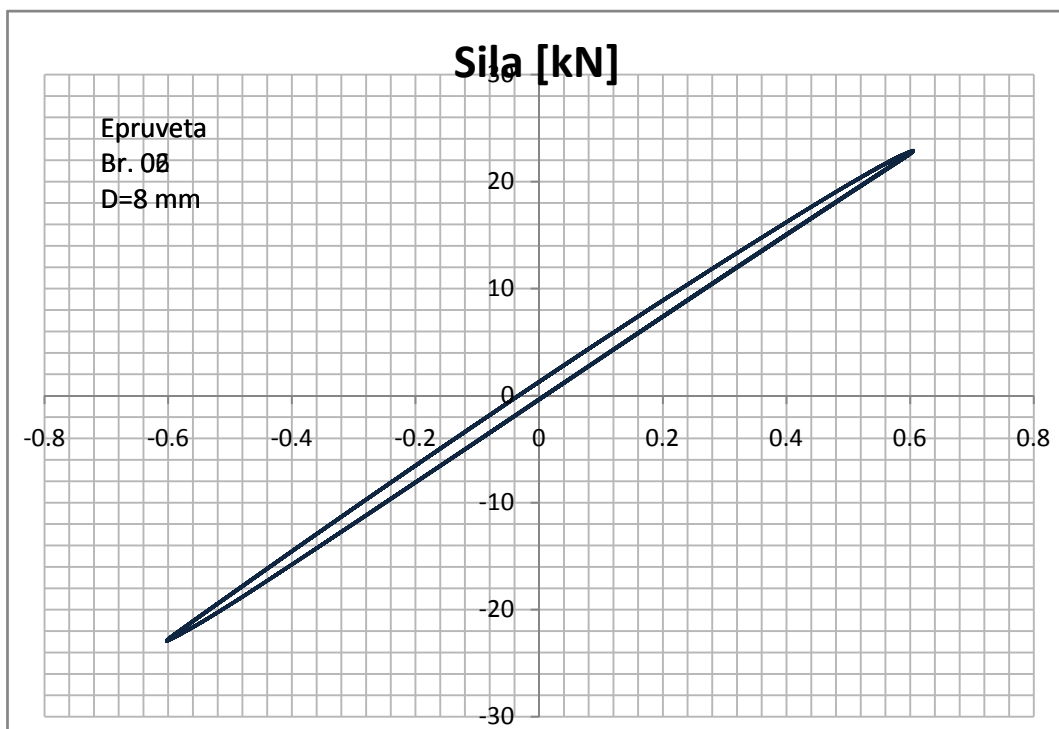
Слика 6.1.2 - Зависност  $\varepsilon$ - $N$  са илустрацијом малоциклусних заморних карактеристика материјала

Различита понашања материјала изложених малоциклесном оптерећењу на замор заснива се на претпоставкама:

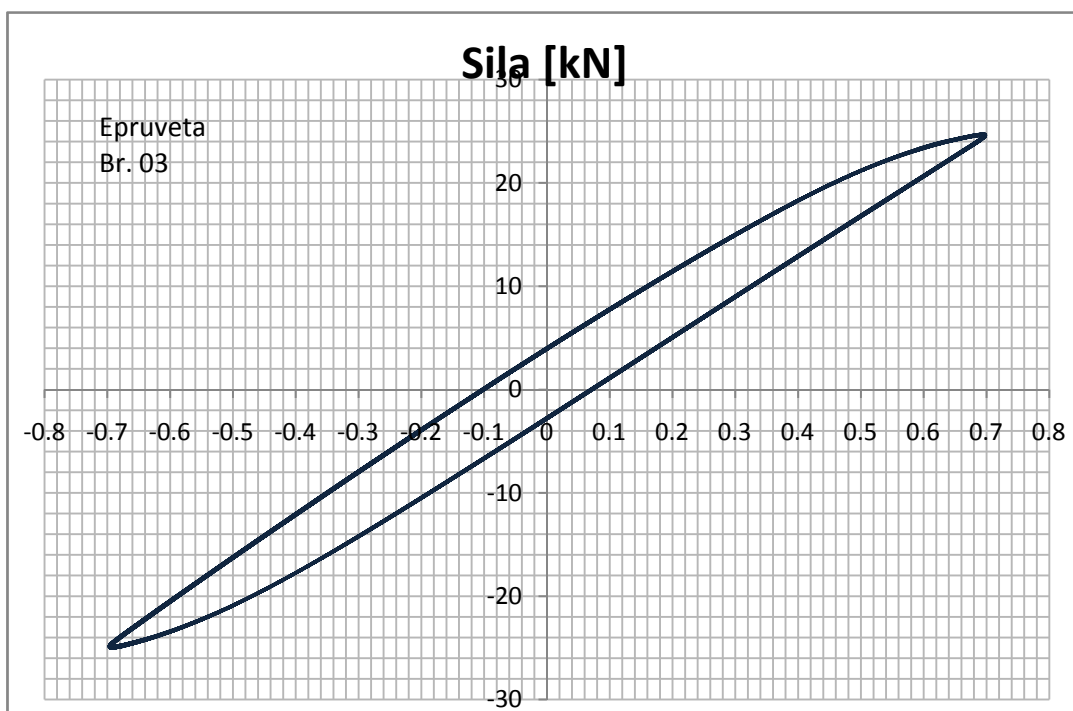
- Са настанком пластичних деформација не мењају се константе еластичности материјала,
- Отвореност петље хистерезе је мала и занемарује се,



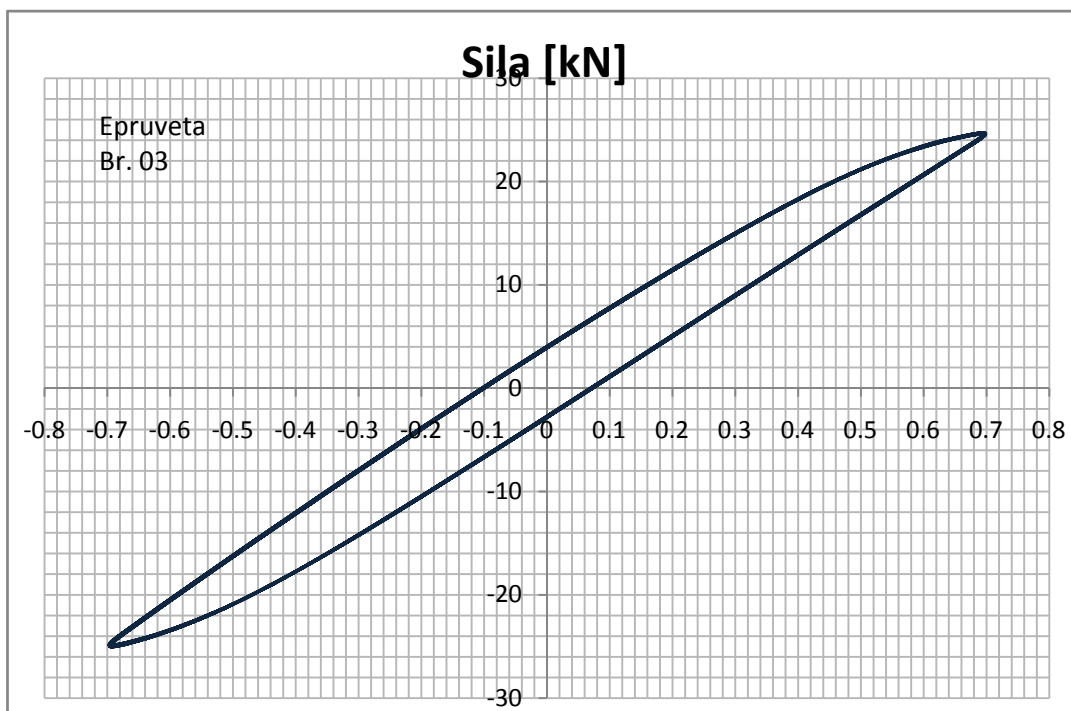
Слика 6.1.3 - Идеализована петља хистерезис



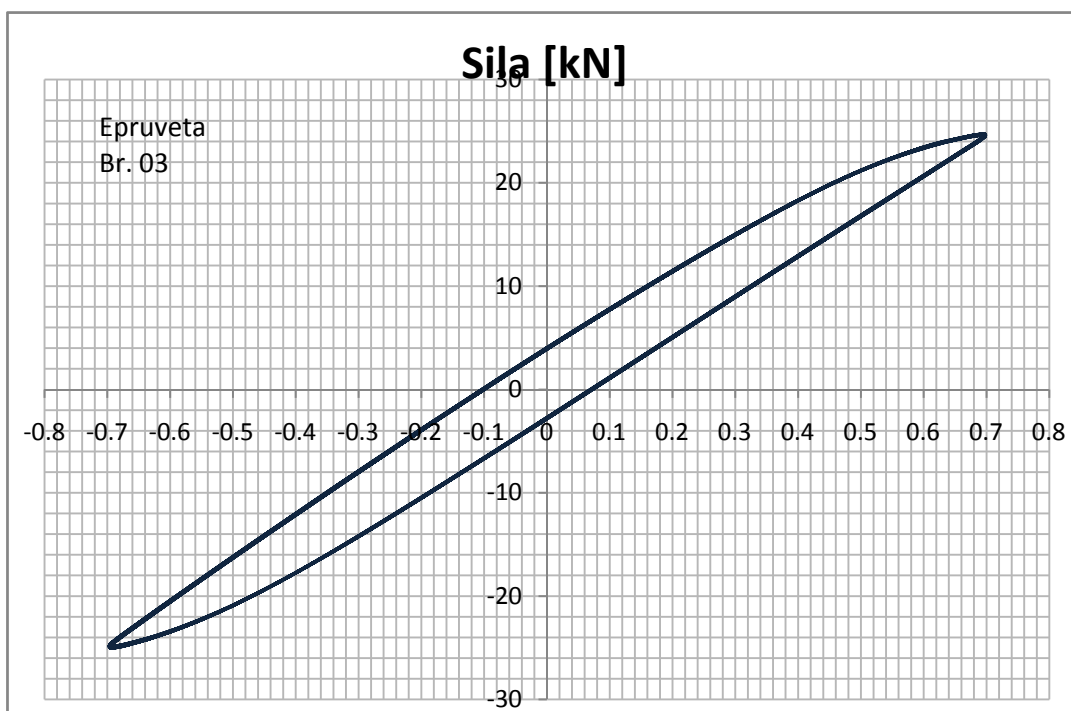
Слика 6.1.4 - Петља хистерезис за деформацију 0.6 %



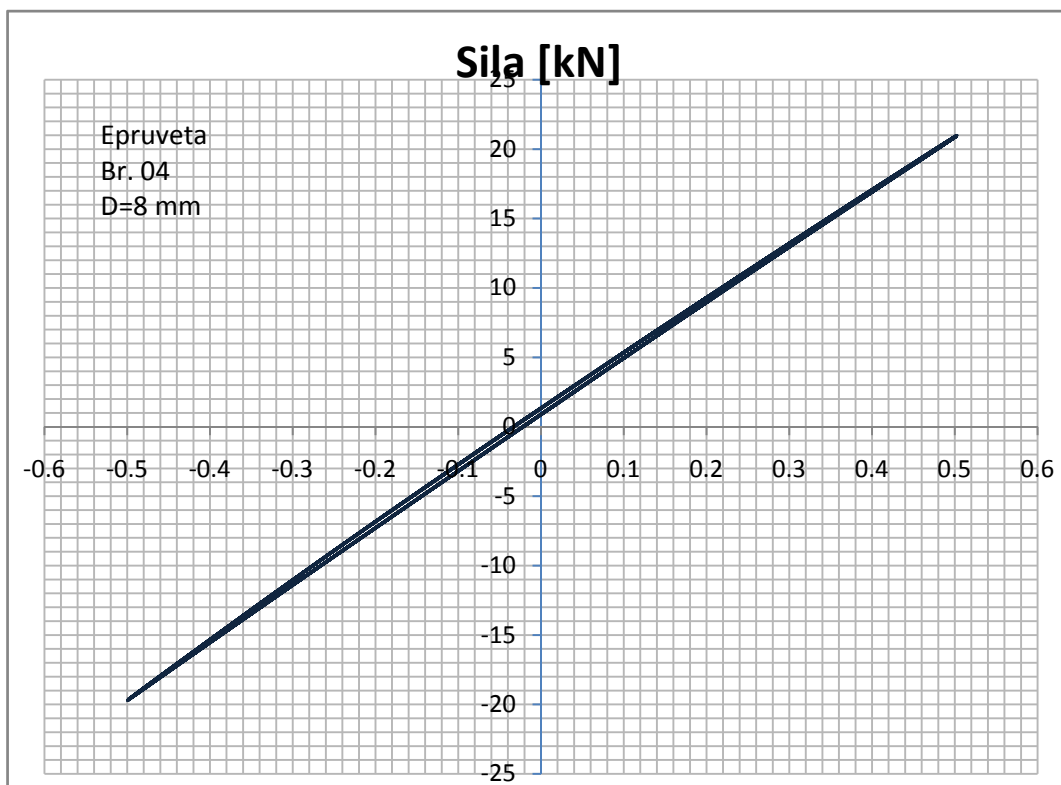
Слика 6.1.5 - Петља хистерезис за деформацију 0.7 %



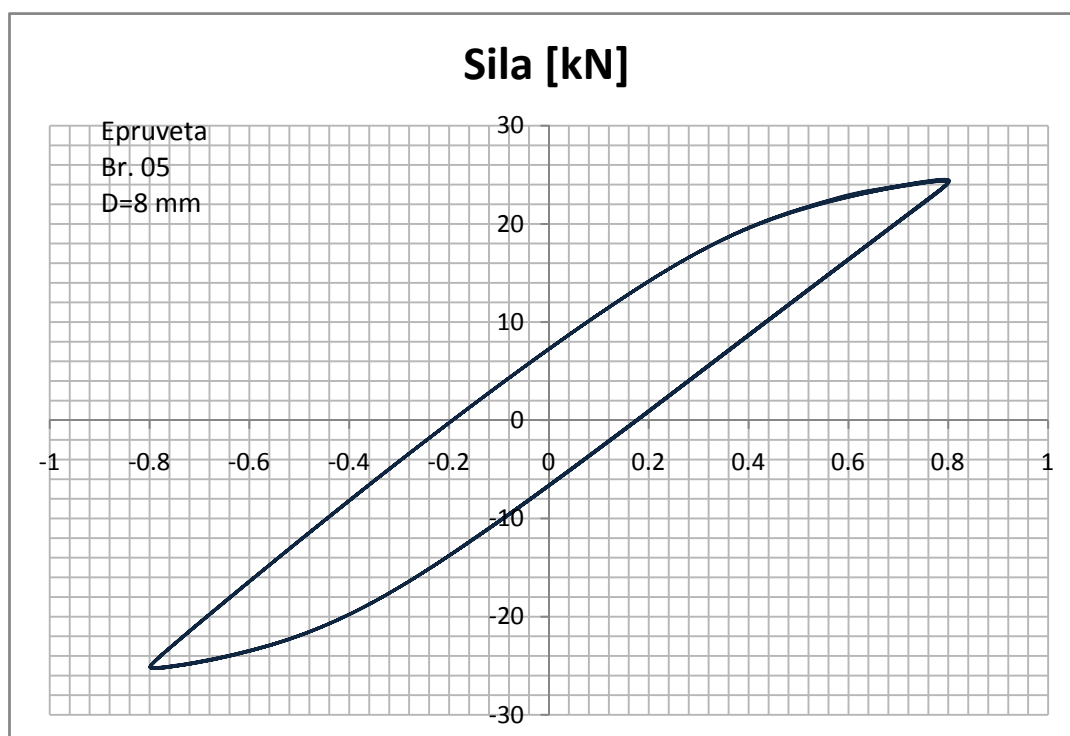
Слика 6.1.6 - Петља хистерезис за деформацију 0.7 %



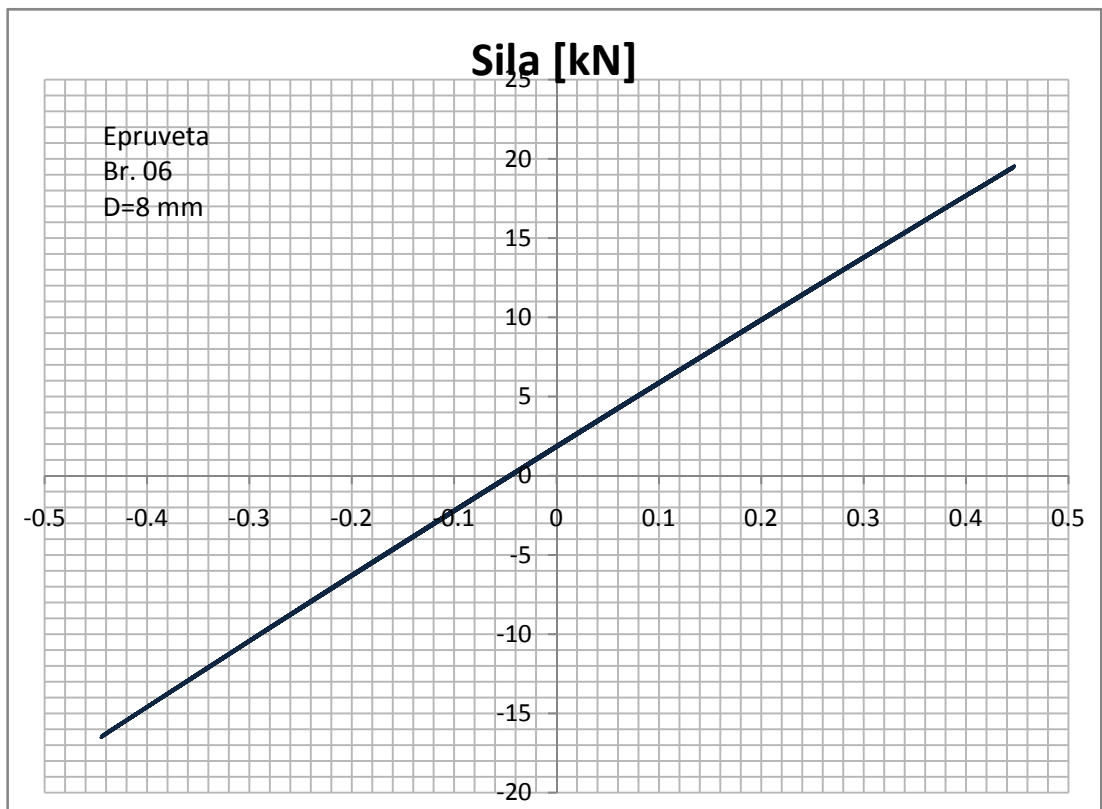
Слика 6.1.7 - Петља хистерезис за деформацију 0.7 %



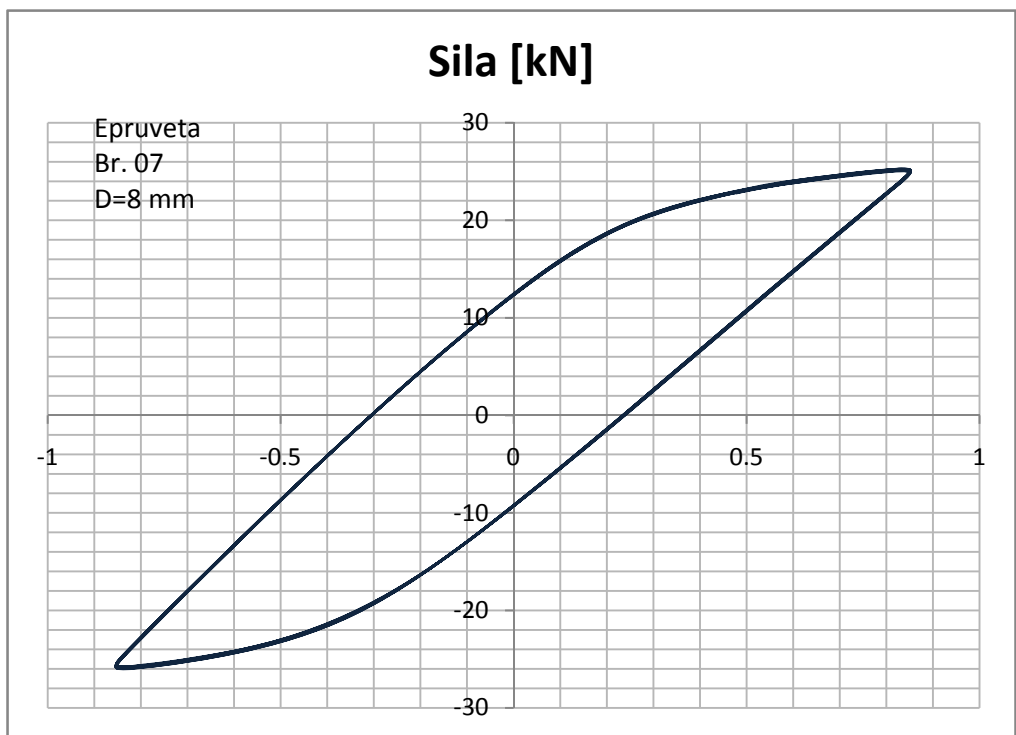
Слика 6.1.8 - Петља хистерезис за деформацију 0.5 %



Слика 6.1.9 - Петља хистерезис за деформацију 0.8%



Слика 6.1.10 - Петља хистерезис за деформацију 0.45 %

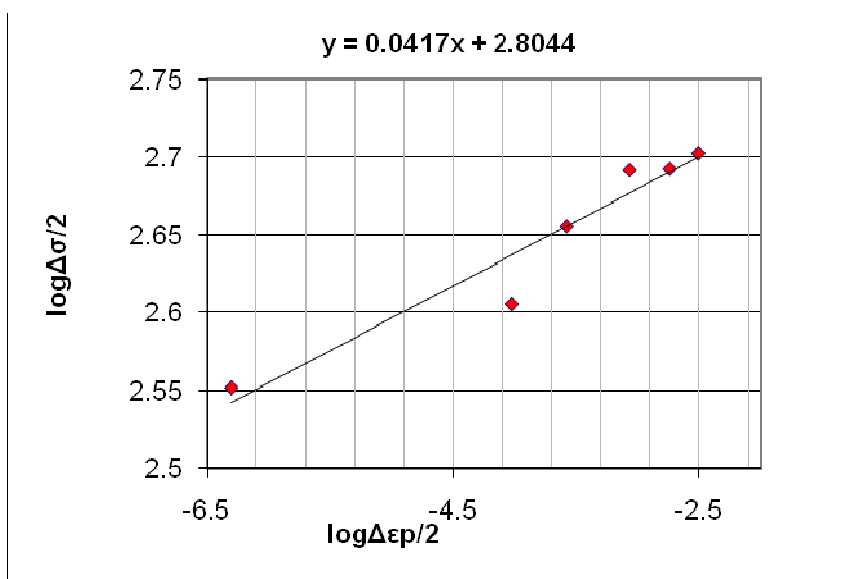


Слика 6.1.11 - Петља хистерезис за деформацију 0.85 %



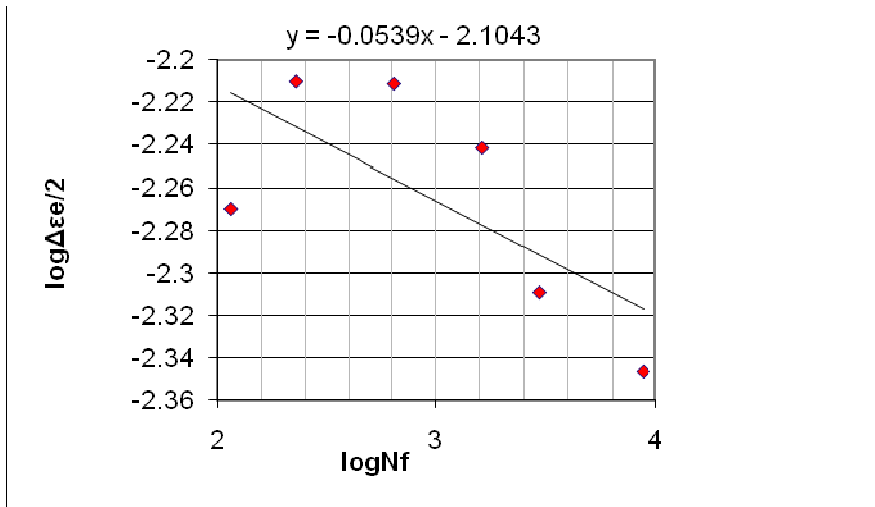
*Tabela 6.1.1:* Приказ напона и деформација везано за експериментално одређене петље хистерезис

Епрувета	$\Delta\epsilon/2$	$\sigma_{\max}$	$\sigma_{\min}$	$\Delta\epsilon_p/2$	$\Delta\epsilon_e/2$	$\Delta\sigma/2$	$N_f$	$\log N_f$	$\log \Delta\epsilon_p/2$	$\log \Delta\epsilon_e/2$	$\log \Delta\sigma/2$
A2	0,006	453,42	-451,83	0,000264	0,005736	452,63	1631	3,21	-3,58	-2,24	2,66
A3	0,007	490,25	-494,03	0,00085	0,00615	492,14	646	2,81	-3,07	-2,21	2,69
A4	0,005	416,40	-390,13	0,000095	0,004905	403,26	2947	3,47	-4,02	-2,31	2,61
A5	0,008	483,28	-502,59	0,001835	0,006165	492,93	228	2,36	-2,74	-2,21	2,69
A6	0,0045	386,15	-326,43	5E-07	0,0045	356,29	8800	3,94	-6,30	-2,35	2,55
A7	0,0085	497,61	-511,54	0,003128	0,005372	504,58	115	2,06	-2,50	-2,27	2,70
A8	0,007	141,25	-141,25	5,E-06	0,007	141,25	158	2,20	-5,30	-2,15	2,15



$\log(\Delta\sigma/2)=0.0919*\log(\Delta\epsilon_p/2)+2.9$ ; *znači*:  $n'=0.0919$ ,  $\log K'=2.9 \Rightarrow K'=794$

- Експонент цикличног деформационог ојачавања .....  $n' = 0.0919$  и
- Коэффициент цикличне чврстоће.....  $K' = 794$  МПа.

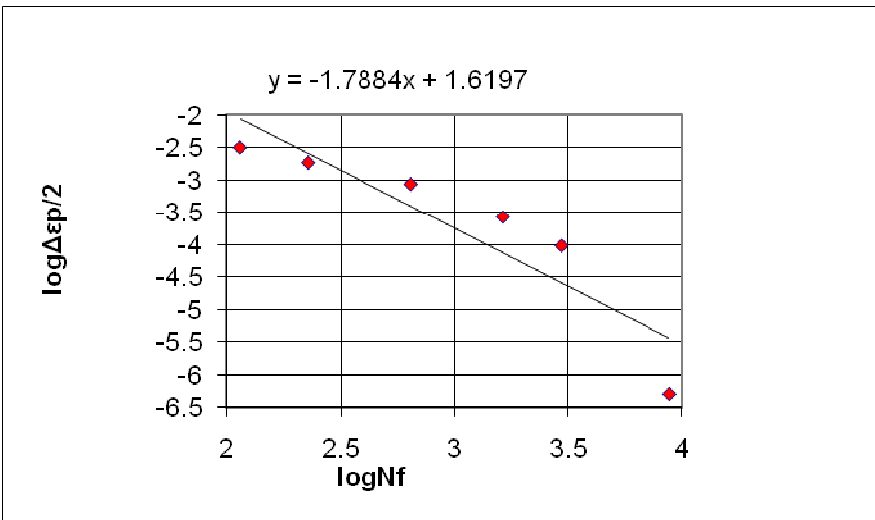


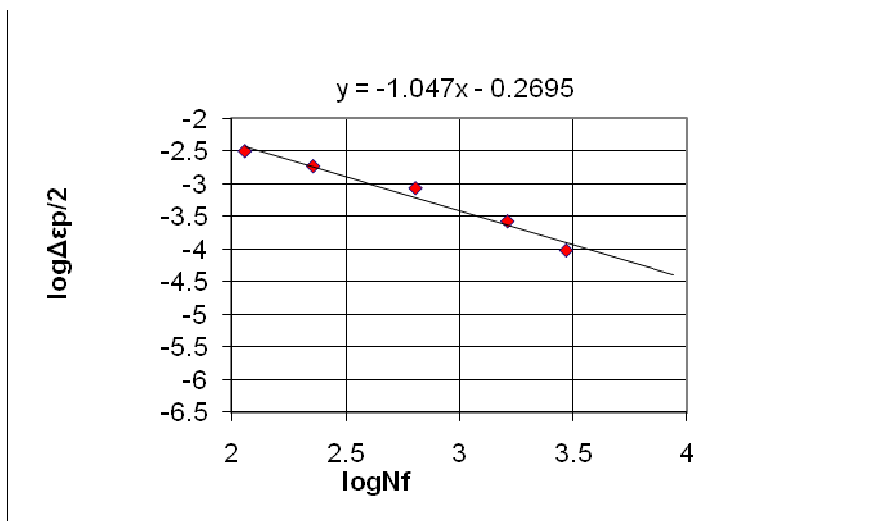
$$\log \frac{\Delta \epsilon_c}{2} = b \log N_f + \log \frac{\sigma_f'}{E}$$

$$\log(\Delta \epsilon_c / 2) = -0.0701 \cdot \log N_f - 2.0476;$$

дакле  $b = -0.0701$ ,

$$\log(\sigma_f' / E) = -2.0476 \Rightarrow \sigma_f' / E = 0.01 \Rightarrow \sigma_f' = E \cdot 0.01 = 74000 \cdot 0.01 = 740 \text{ MPa}$$





$$\log(\Delta\epsilon_p/2) = -1.047 \cdot \log(N_f) - 0.2695$$

$$\log \frac{\Delta\epsilon_p}{2} = c \log N_f + \log \epsilon_f' \quad \text{dakle, } c = -1.2 \quad \text{a } \log(\epsilon_f') = -0.2695 \Rightarrow \epsilon_f' = \mathbf{0.334}$$

Табела 6.1.2: Експериментално одређене цикличне карактеристике дурала 2024 Т351

Малоциклусне заморне карактеристике материјала 2024 Т351	
Експонент цикличног деформационог ојачавања $n'$	0.0919
Коефицијент цикличне чврстоће, $K'$	794
Експонент заморне чврстоће (Basquin-ov експонент), $b$	- 0.0701
Коефицијент заморне чврстоће, $\sigma_f'$	740
Експонент заморне дуктилности, $c$	-1.2
Коефицијент заморне дуктилности, $\epsilon_f'$	<b>0.334</b>

Експериментално одређене малоциклусне заморне карактеристике дурала 2024 Т351, приказане у табели 6.1.2 а у складу са Сл. 6.1.2, су коришћене у овом раду (Поглавља 8 и 9) за процену века до појаве иницијалних оштећења елемената конструкција под дејством цикличних оптерећења.

## 6.2 Закључак

У овом поглављу су експериментално одређене малоциклусне заморне карактеристике материјала 2024 T351. Ове карактеристике материјала ће се користити у наредним разметрањима за прорачунске процене века елемената конструкција изложених цикличним оптерећењима константне амплитуде и спектра оптерећења.

У овом раду примарна пажња је усмерена на процену века елемената конструкција ваздухоплова до појаве иницијалних оштећења али се ове малоциклусне заморне карактеристике материјала могу користити и за процену преосталог века.

## **7. ИСПИТИВАЊЕ НА ЗАМОР СТРУКТУРАЛНОГ ЕЛЕМЕНТА РАВНЕ ПЛОЧЕ СА ЦЕНТРАЛНИМ ОТВОРОМ ПОД ДЕЈСТВОМ СПЕКТРА ОПТЕРЕЋЕЊА**

Предмет овог поглавља је испитивање на замор структуралног елемента равне дуралне плоче са централним отвором. Овај структурални елемент представља репрезент типа поља фрезоване оплате са кружним отвором за пролаз команди. Ако се има у виду да су сви елементи структуре авиона изложени спектру оптерећења то се у циљу развоја методологије за процену века под дејством врши испитивање на замор структуралног елемента равне плоче са централним отвором. У овом поглављу се врши испитивање на замор овог структуралног елемента под дејством степенастог спектра оптерећења а у поглављу 8 се врши прорачунска процена века овог структуралног елемента и поређења са експериментима.

### **7.1 Поступак испитивања на замор**

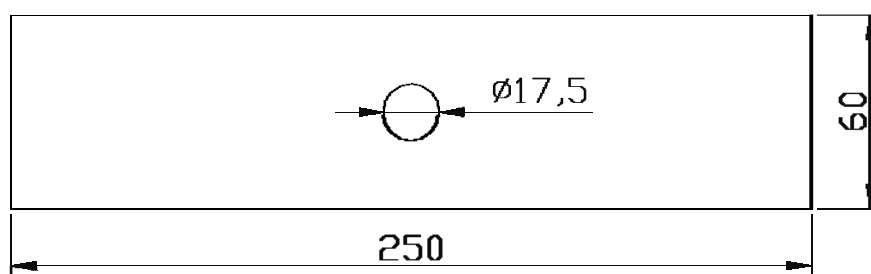
Да би се редуковала веома скупа и дуготрајна летна испитивања све више се приступа симулационим тестовима у домену анализе чврстоће са аспекта замора. За ту сврху се све више приступа симулационим лабораторијским тестовима, на репрезентативним структуралним елементима, који симулирају историју оптерећења у лету. За ту сврху потребно је дефинисати репрезентативан спектар оптерећења структуралног елемента који у основи репрезентује понашање дела структуре авиона у лету. Дефинисање спектра оптерећења за потребе лабораторијских испитивања, односна за испитивање структуралних елемената који симулирају летна оптерећења није једноставан проблем. Добро је познато да у реалном спектру оптерећења који се добија снимањем различитих мисија лета. Свакако у оквиру тако снимљеног спектра оптерећења има значајан број малих амплитуда које имају малог утицаја на век структуралних елемената како до појаве иницијалних оштећења тако и за време ширења прскотине. Стога је потребно

елиминисати што већи број ових „малих“ амплитуда оптерећења како би се смањило време лабораторијских испитивања.

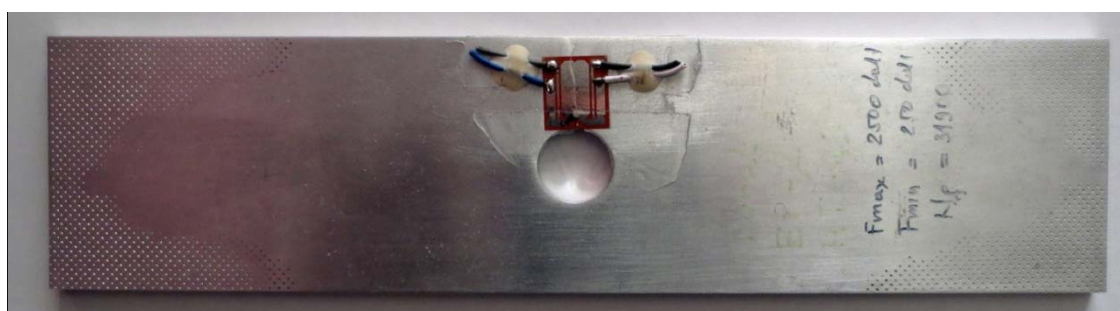
Две „стандардизоване“ историје оптерећења које су развијене примарно се односе на историју оптерећења крила авиона. Прва је позната под називом „TWIST“ (Transport Wing Standard) предложен је како би репрезентовао оплату крила путничких авиона оптерећене на истезање [60]. Друга под називом FALSTAFF (Fighter Aircraft Loading STandard For Fatigue) треба у основи да представља моделирање спектра оптерећења за корен крила код борбених и школско борбених авиона [61,62]. Обе ове историје оптерећења које симулирају оптерећења у лету су коришћене у бројним истраживачким програмима у оквиру испитивања елемената конструкција на замор. Кратак преглед ових истраживања дат је у референци [63]. Један од примарних циљева оба модела је да се елиминишу мале амплитуде оптерећења које немају битног значаја на век структуралних елемената авиона оптерећених спектром оптерећења.

Предмет испитивања на замор је структурални елемент типа равне дуралне епрувете са централним отвором оптерећене спектром оптерећења. Примарни циљ испитивања је да ови резултати, са своје стране, послуже за верификацију нумеричког моделирања за процену века. По правилу до појаве иницијалних оштећења елемената конструкције ваздухоплова, изложених спектрима оптерећења, долази у зонама концентрације напона.

Испитивању се подвргава равна дурална епрувета ширине 60 mm, дебљине 5 mm, са отвором  $\varnothing 17,5$  (Сл. 7. 1). Испитивање се реализује у виду блок спектра са променљивом амплитудом формираним на основу спектра оптерећења за авионе Н-60, који је добијен мерењем оптерећења у лету (Табела 7.1, слика 7.3). Овај спектар оптерећења је дефинисан на начин где су елиминисане мале амплитуде оптерећења које немају битног значаја на век структуралног елемента у складу са методологијом FALSTAFF [64-69].



Слика 7. 1 - Геометрија епрувете за испитивање на замор



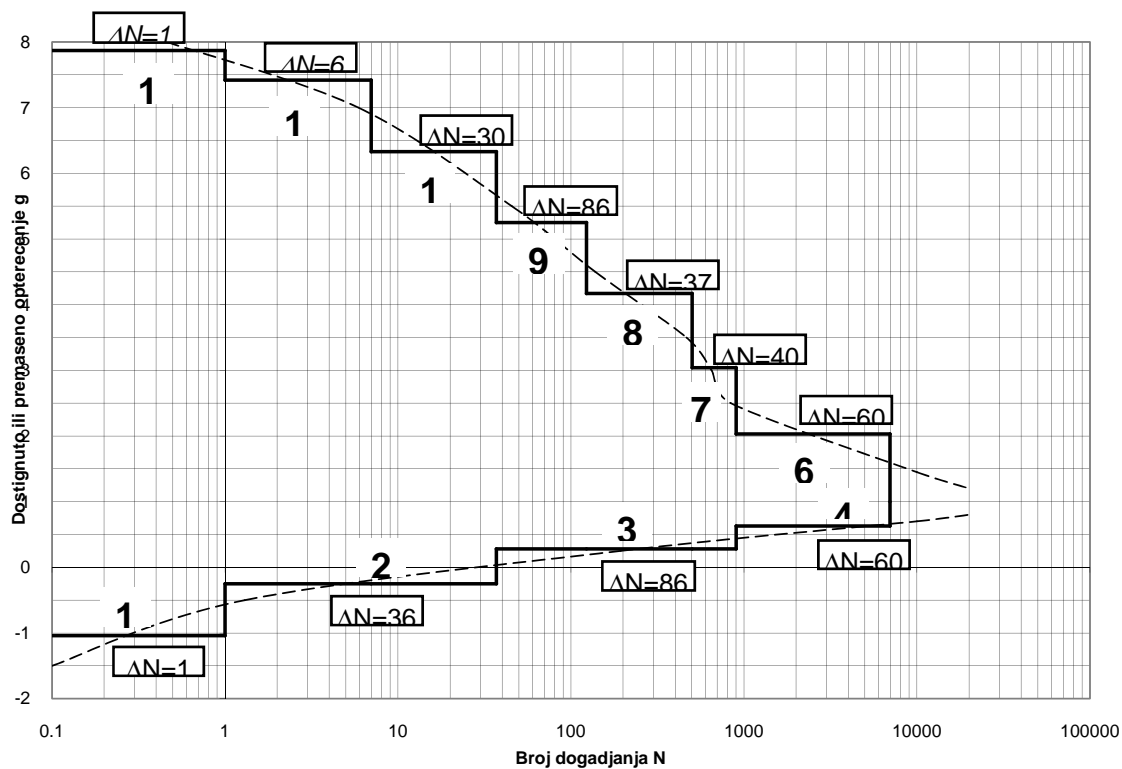
Слика 7. 2 - Изглед дуралне епрувете са мерном фолијом

На Сл. 7.2 приказана је дурална епрувета са централним кружним отвором. У близини отвора, односно у зони концентрације напона, постављена је мерна фолија преко које се може прецизно пратити ширење прскотине. Значи при цикличном оптерећењу дуралне епрувете, које се уводи преко сервохидрауличног система МТС прати се брзина ширења прскотине.

Табела 7. 1: Дискретизовани блок спектар оптерећења

Nivo	n	$\Delta N$
1	-1.04	1
2	-0.25	36
3	0.28	864
4	0.63	6080
6	2.03	6080
7	3.04	400
8	4.17	378
9	5.25	86
10	6.33	30
11	7.42	6
12	7.87	1

AVION N-60, 100h LETA



Слика 7.3 - Дискретизовани блок спектар оптерећења сведен на 100 часова лета

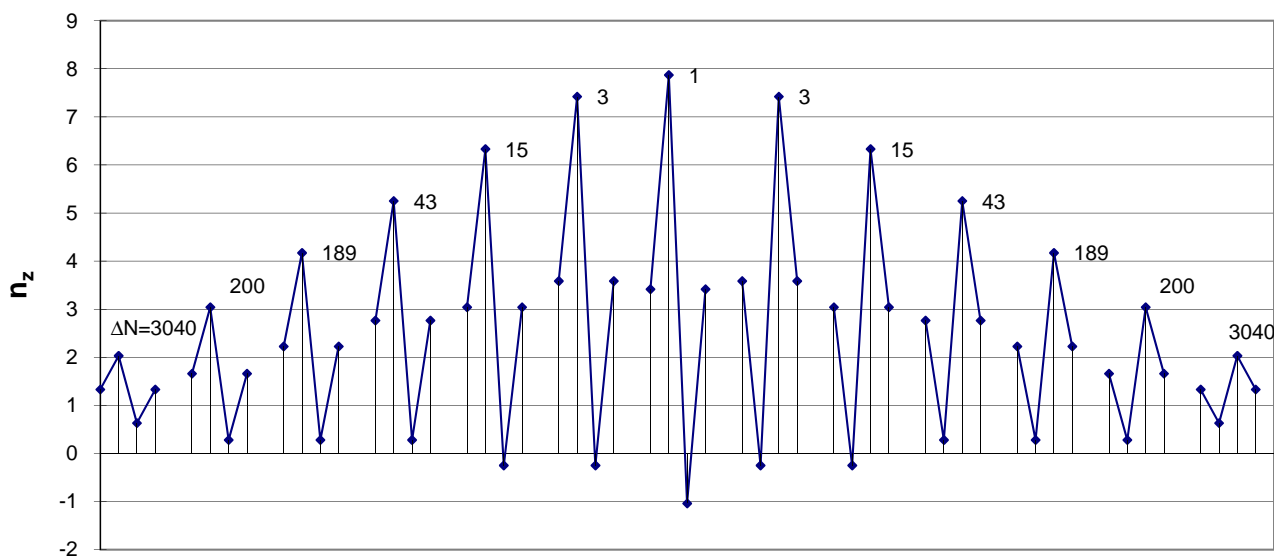
Спектар облика Lo-Hi-Lo дат је у Табели 7.2, а на слици 7.4 приказани су коефицијенти оптерећења Lo-Hi-Lo спектра са бројем циклуса по блоку.

Табела 7.2: Кумулативни спектар преведен у Lo-Hi-Lo облик

Нивои	$\Delta N$	$n_{\min}$	$n_{\max}$
4-6	3040	0.63	2.03
3-7	200	0.28	3.04
3-8	189	0.28	4.17
3-9	43	0.28	5.25
2-10	15	-0.25	6.33
2-11	3	-0.25	7.42
1-12	1	-1.04	7.87
2-11	3	-0.25	7.42
2-10	15	-0.25	6.33
3-9	43	0.28	5.25
3-8	189	0.28	4.17
3-7	200	0.28	3.04
4-6	3040	0.63	2.03



### КОЕФИЦИЈЕНТИ NORMALNOG UBRZANJA



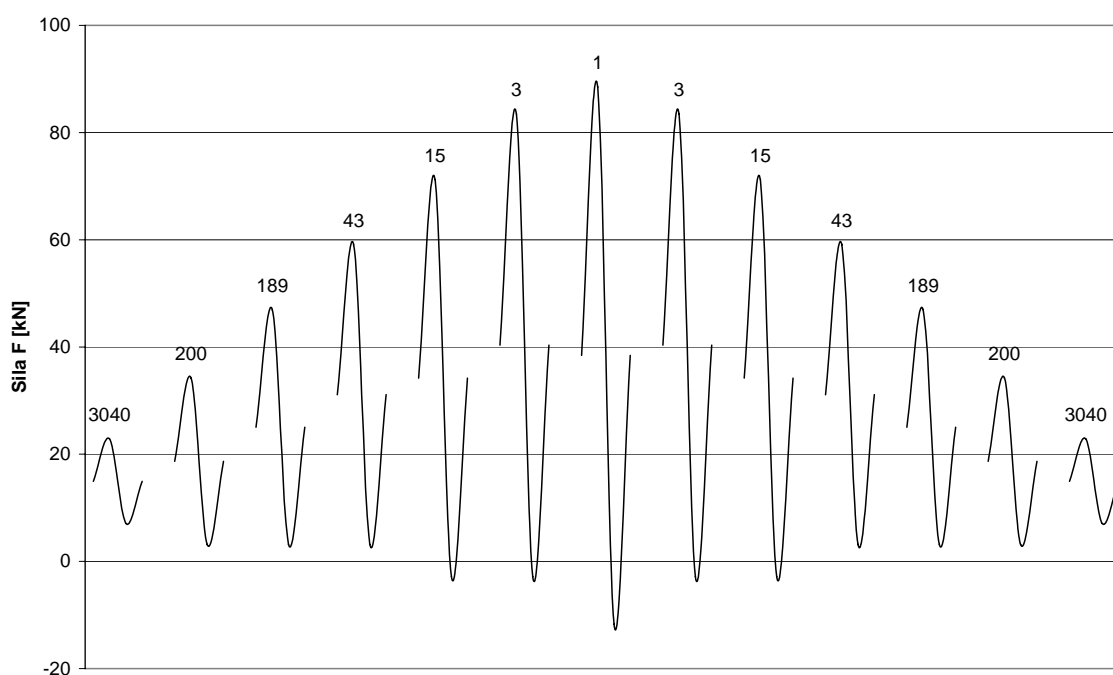
Слика 7. 4 - Коэффициенти оптерећења Lo-Hi-Lo спектра са бројем циклуса по блоку

На основу димензија епрувете усвојена је максимална сила у спектру  $F = 9000$  daN, што одговара фактору  $n = 8,00$  у овом спектру. Како је највиши ниво оптерећења у спектру за испитивање авиона Н-60, сведеном на 100 сати лета, са коэффициентом оптерећења  $n = 7.87$ , то су нивои оптерећења одређени сразмерно својој релативној вредности дати у Табели 7.3 и приказани дијаграмом на слици 7.5.

Табела 7.3: Lo-Hi-Lo спектар силе на епрувети

	$F_{\max} = 90.00 \text{ kN}$		
Нивои	$\Delta N$	$F_{\min}$ [kN]	$F_{\max}$ [kN]
4-6	3040	7.09	22.84
3-7	200	3.15	34.20
3-8	189	3.15	46.91
3-9	43	3.15	59.06
2-10	15	-2.81	71.21
2-11	3	-2.81	83.48

1-12	1	-11.70	88.54
2-11	3	-2.81	83.48
2-10	15	-2.81	71.21
3-9	43	3.15	59.06
3-8	189	3.15	46.91
3-7	200	3.15	34.20
4-6	3040	7.09	22.84



Слика 7. 5 - Силе у спектру са бројем циклуса по блоку

Један блок је вишеструко понављање истоветних циклуса, након чега долази следећи блок са другим почетним и крајњим вредностима и одговарајућим бројем циклуса. Блок је, тако, дефинисан почетном и крајњом вредношћу (амплитудама), трајањем циклуса и бројем циклуса у блоку. Дефинисани сегменти или блокови понављају се истим редоследом више пута, што представља број пролаза кроз спектар, тј. број стотина сати налета авиона.

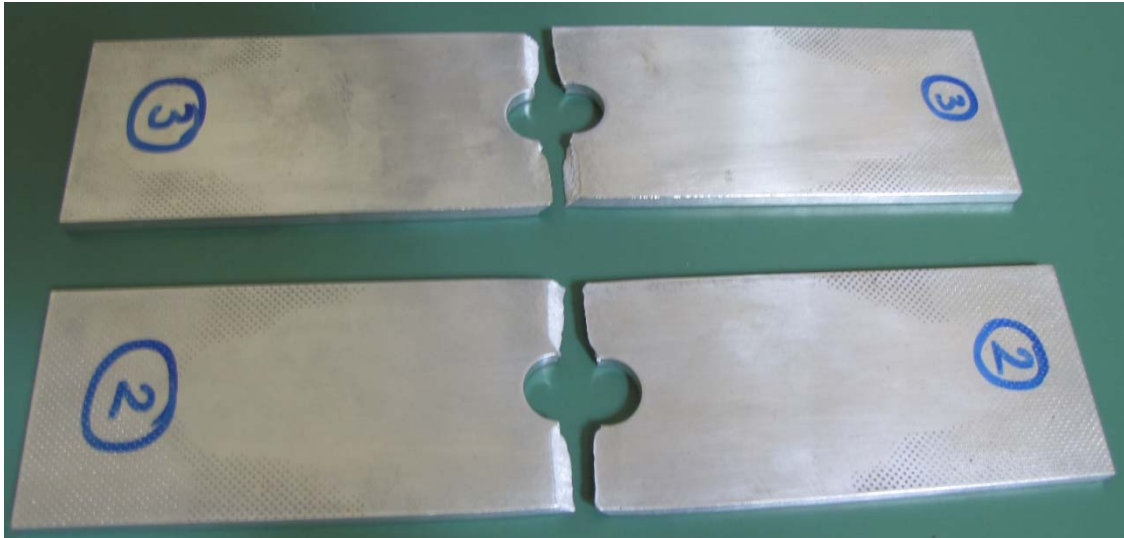
## 7.2 Уређаји за увођење оптерећења и мерења

Испитивање се врши на сервохидрауличкој кидалици MTS (слика 7.6) у контроли силе при чему се мере сила и ход клипа. Мерене величине се са MTS уређаја преко A/D конвертора шаљу на PC рачунар. Аквизиција података мерења врши се са 300 S/s (одбирака у секунди). Обрада података мерења рађена је помоћу програма Microsoft EXCEL. Спектар оптерећења се уводи брзином од два пуна опсега актуатора у секунди (Rate 2 full scale/second), тако да циклуси са мањом амплитудом имају већу фреквенцију, а они са већом амплитудом имају мању фреквенцију.

Изглед поломљених епрувета приказан је на слици 7.7.



Слика 7.6 - Уградња опитног узорка на кидалици MTS и командна електроника уређаја



Слика 7.7 - Изглед поломљених структуралних елемената

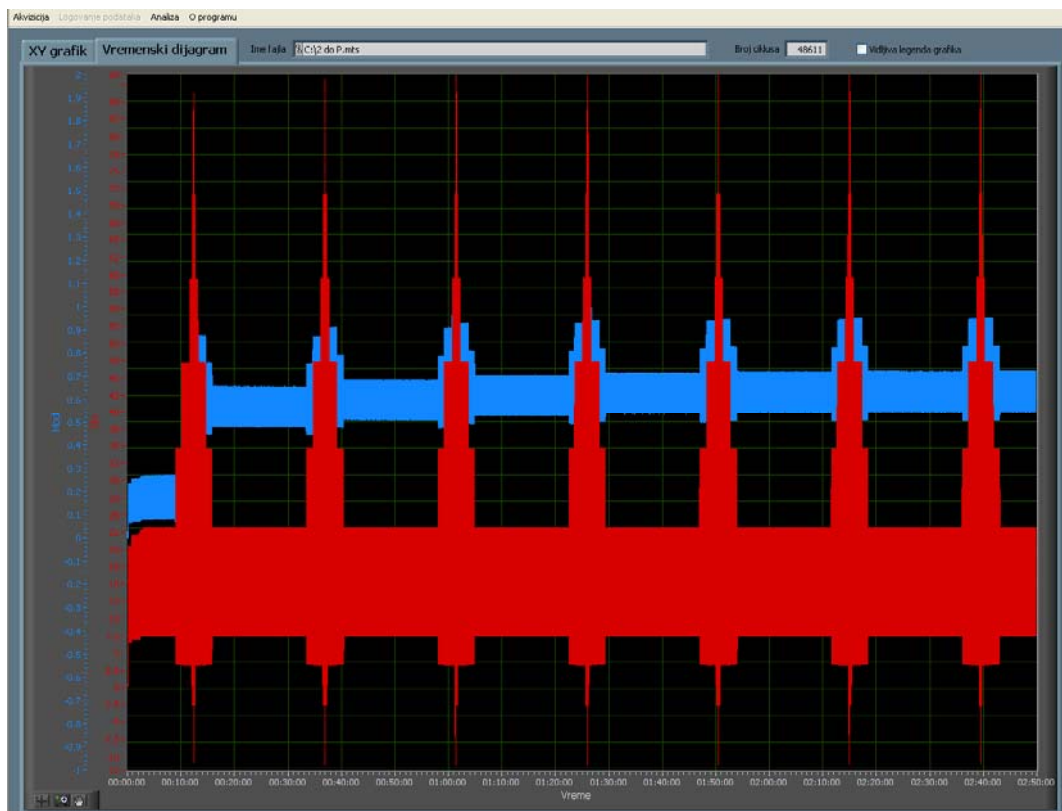
На Сликама 7.7 приказан је изглед два структурална елемента, типа равне дуралне плоче са отвором (епрувете бр 2 и 3), односно репрезента поља оплате са отвором после испитивања на замор са спектром оптерећења.

### 7.3 Анализа резултата испитивања на замор

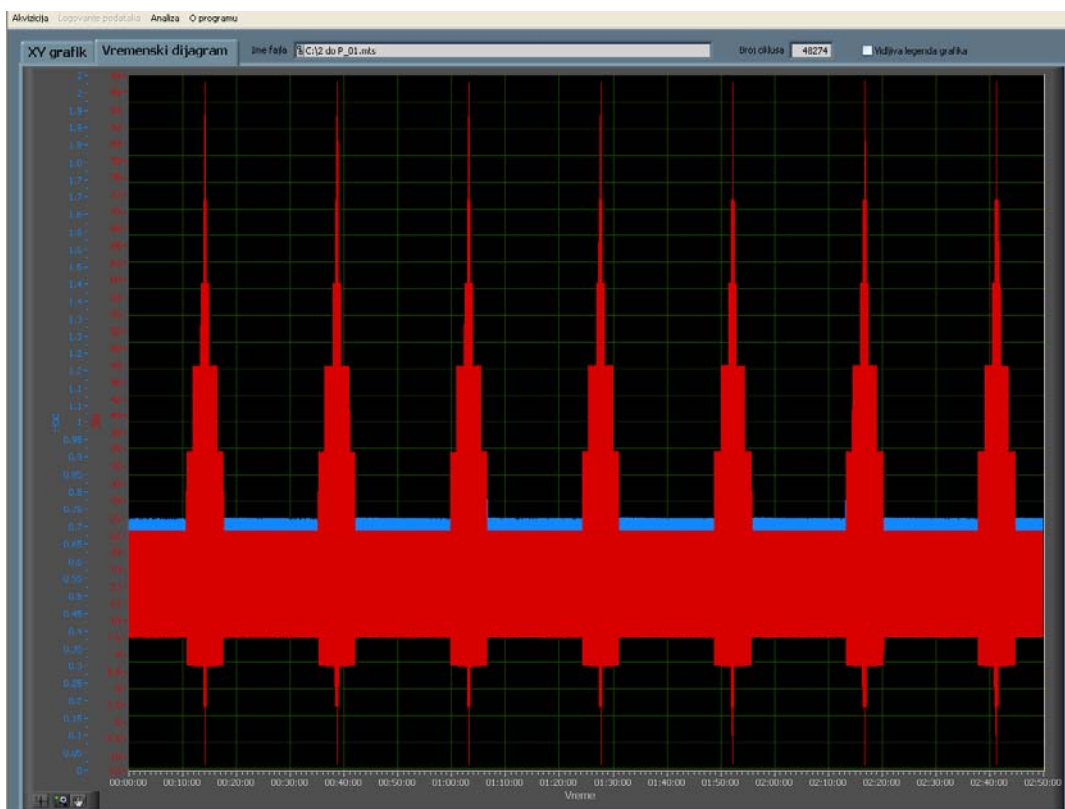
У наредним разматрањима детаљно су приказани комплетни, релевантни, подаци испитивања на замор два структурална елемента типа дуралне плоче (епрувете) са са отвором оптерећене спектром оптерећења.

#### **Резултати испитивања на замор Епрувете бр. 2**

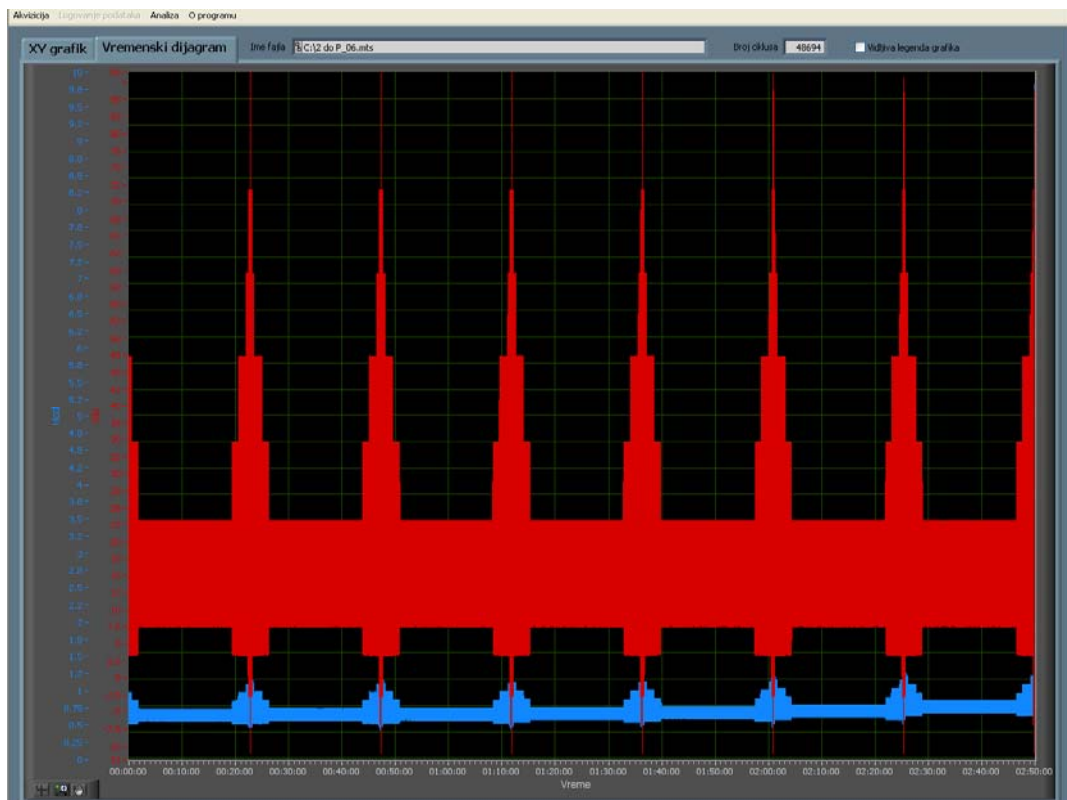
У прва 2-3 пролаза кроз спектар долази до пластификације епрувете, али без појаве прскотине, слика 7. После тога је измерени ход клипа актуатора стабилан и пропорционалан сили у сваком блоку спектра, слике 8 и 11 до 13. Од 43. пролаза кроз спектар ход се благо повећава, што указује на почетак ширења прслине, слике 9, 10 и 14 до 16. Од 45. пролаза прскотина се шири све више и на максималној сили у средини 49. пролаза долази до лома епрувете, слике 9, 10, 17, 18.



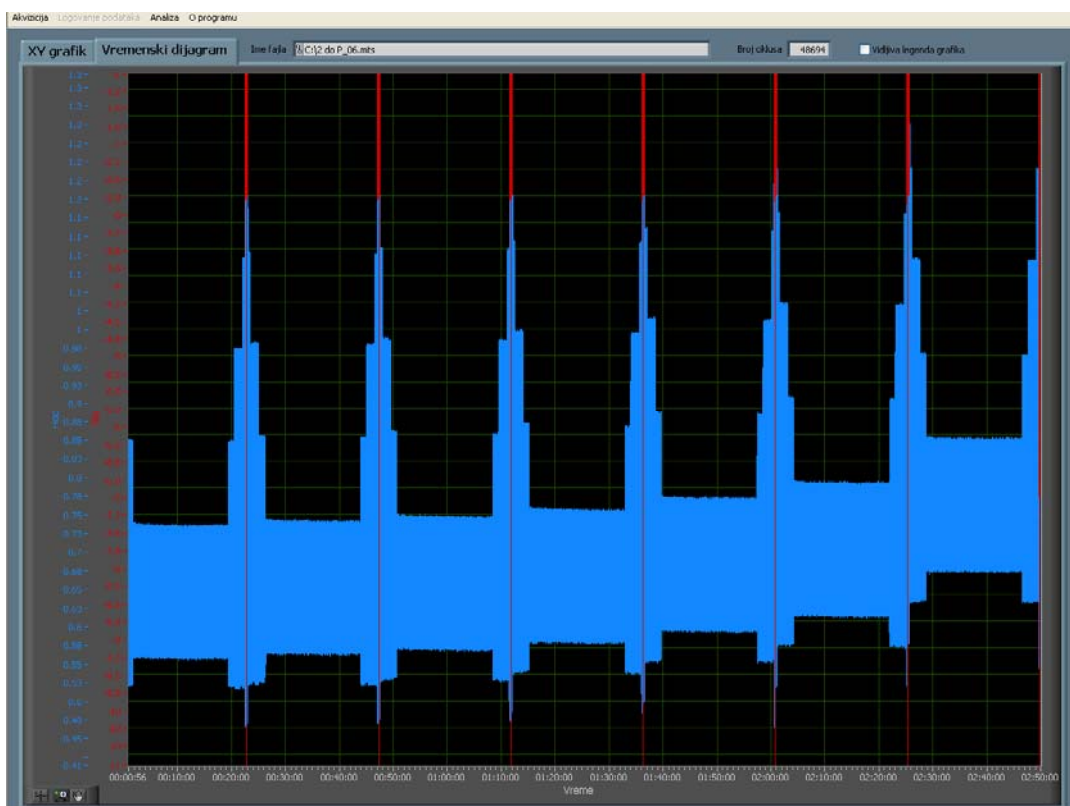
Слика 7.8 - Епрувета 2, првих 7 пролаза



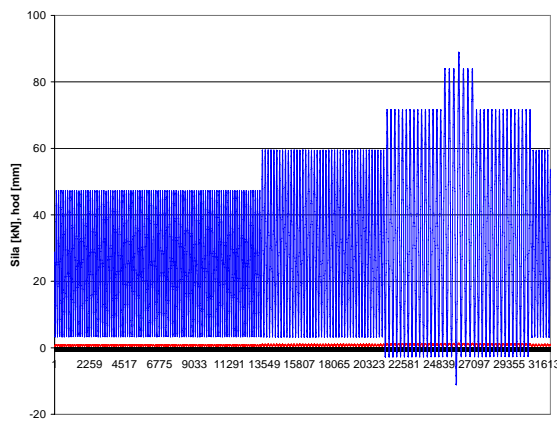
Слика 7.9 - Епрувета 2, стабилно до 42. пролаза



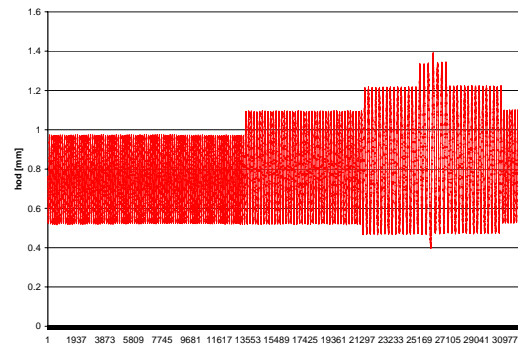
Слика 7.10 - Епрувета 2, од 43. до 49. Пролаза



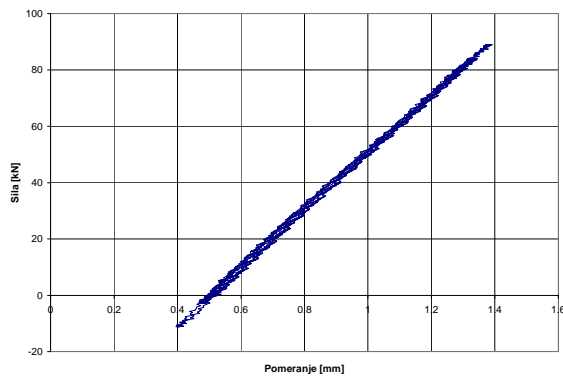
Слика 7.11 - Епрувета 2, померање од 43. до 49. пролаза



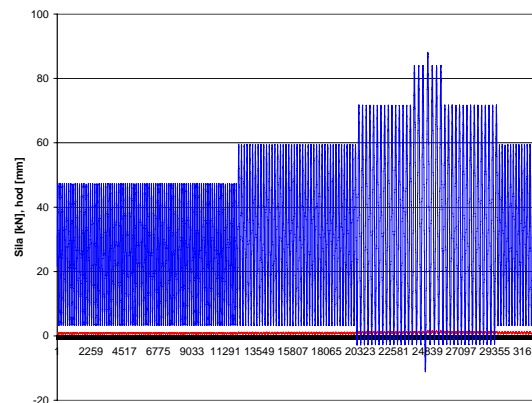
Слика 7.12 - Сила и ход до 42. пролаза



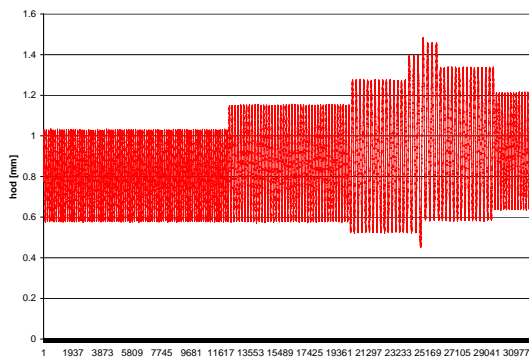
Слика 7.13 - Ход до 42. пролаза



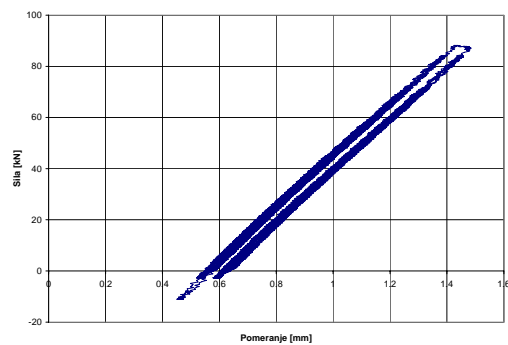
Слика 7.14 - Хистерезис до 42. пролаза



Слика 7.15 - Сила и ход у 43. пролазу

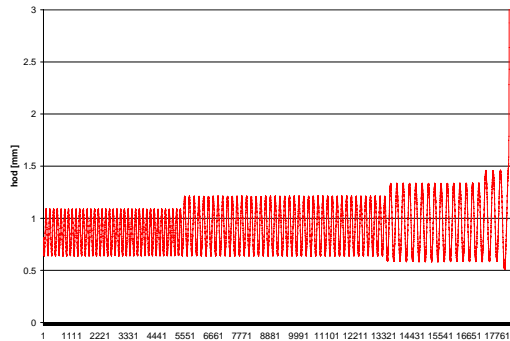


Слика 7.16 - Ход у 43. пролазу

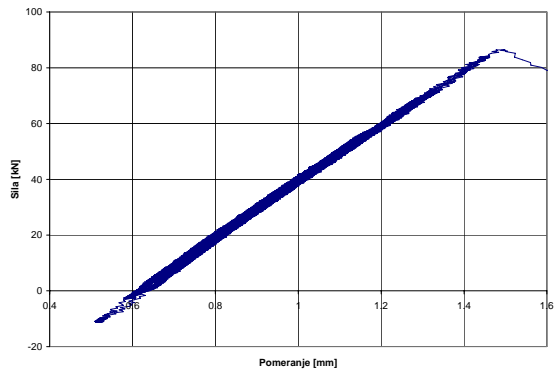


Слика 7.17 - Хистерезис у 43. пролазу





Слика 7.18 - Ход у 49. пролазу



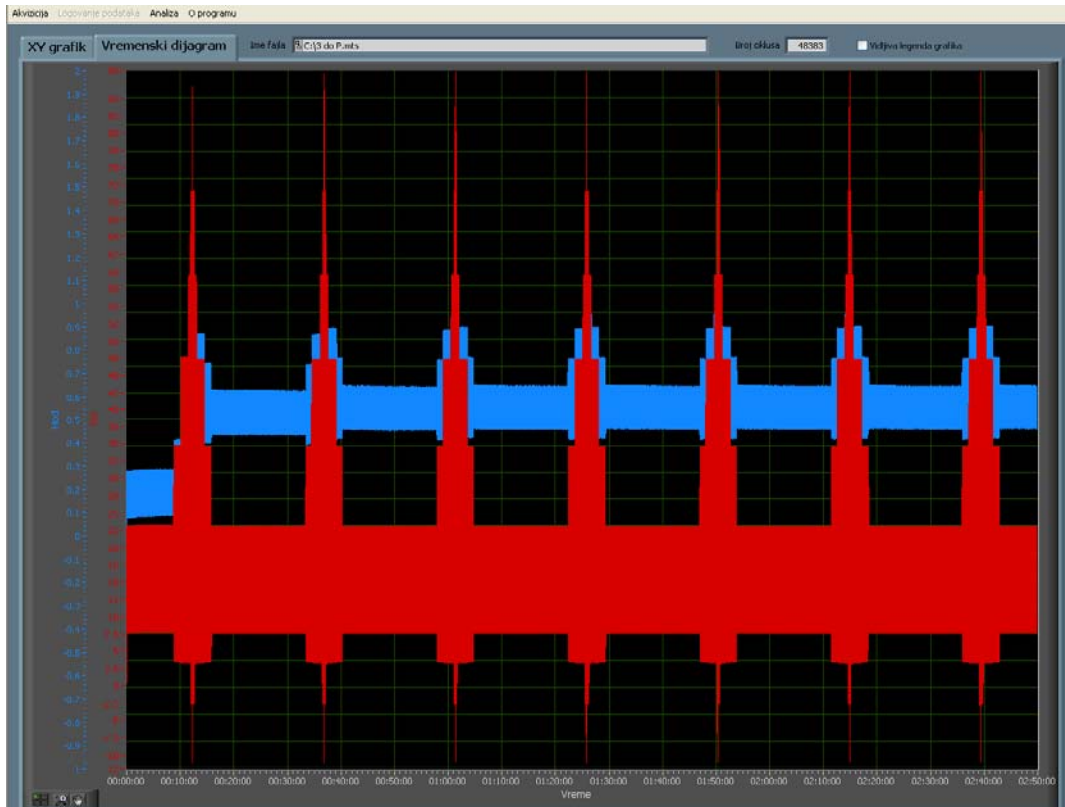
Слика 7.19 - Хистерезис у 49. пролазу

Епрувета бр 3 је издржала укупно 48 пролаза (блокова оптерећења) кроз спектар, што одговара 4800 сати налета авиона, при чему је без прскотине 43 пролаза, тј. 4300 сати налета авиона а 5 пролаза за време ширења прскотине.

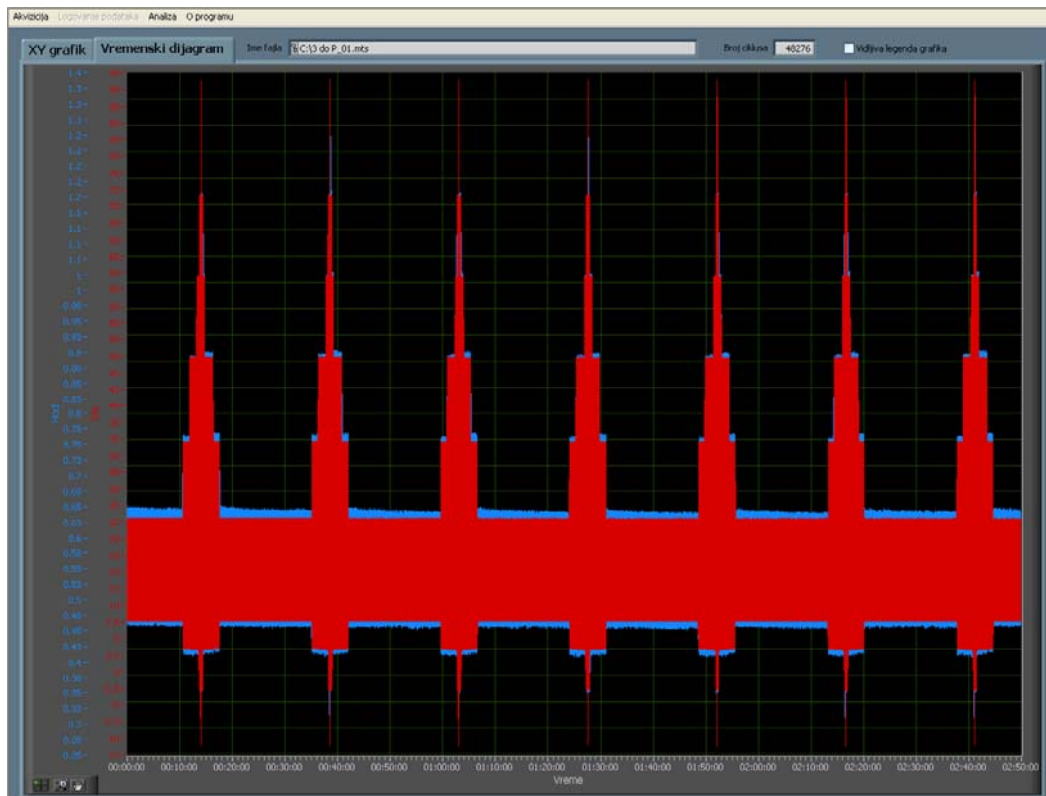
### **Резултати испитивања на замор Епрувете бр. 3**

У прва 2-3 пролаза кроз спектар долази до пластификације епрувете, али без појаве прскотине слика 6.19. После тога је измерени ход клипа актуатора стабилан и пропорционалан сили у сваком блоку спектра, слике 7.21 и 7.25 до 7.27. Од 45. пролаза кроз спектар ход се благо повећава, што указује на почетак ширења прскотине, слике 7.22 и 7.28 до 7.32. Од 7.48. пролаза прскотина, се шири све више и на максималној сили у средини 51. пролаза долази до лома епрувете, слике 7.23, 7.24, 7.33 и 7.34.

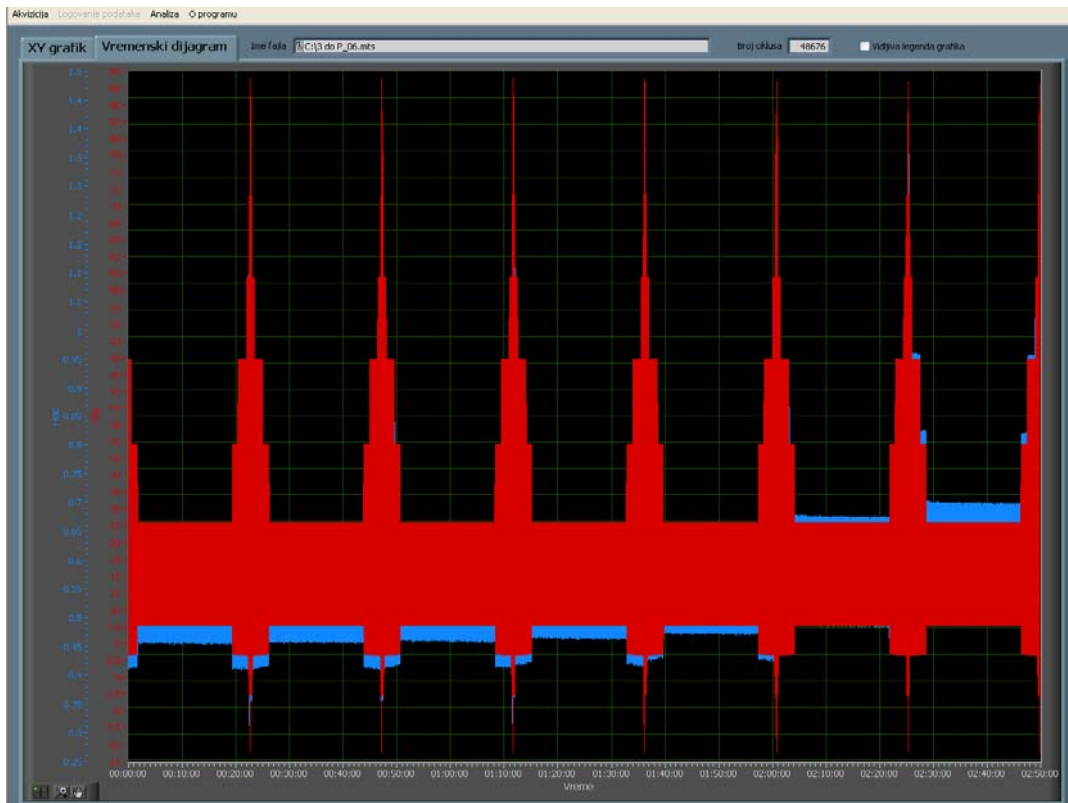




Слика 7.20 - Епрувета 3, првих 7 пролаза



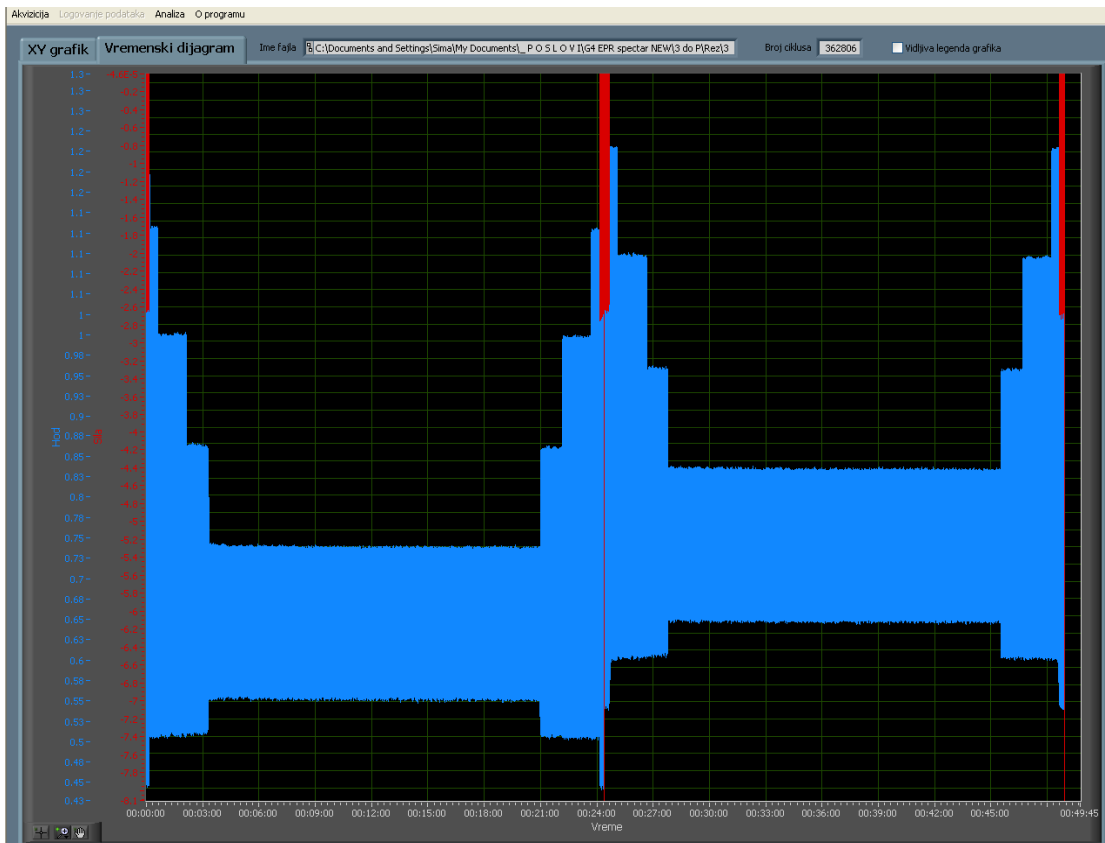
Слика 7.21 - Епрувета 3, 8. до 14. пролаз, стабилно до 45. пролаза



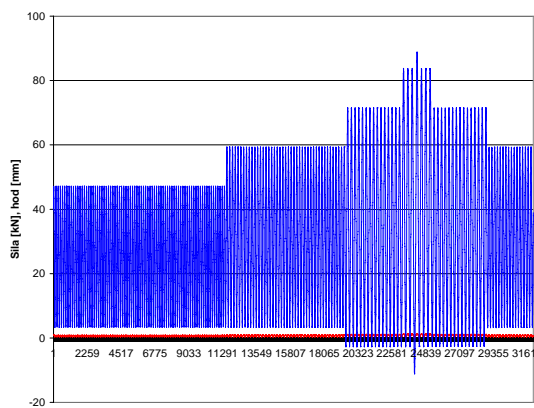
Слика 7.22 - Епрувета 3, од 43. до 49. пролаза



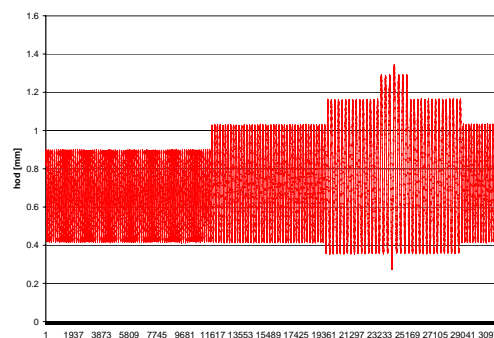
Слика 7.23 - Епрувета 3, 50. и 51. пролаз



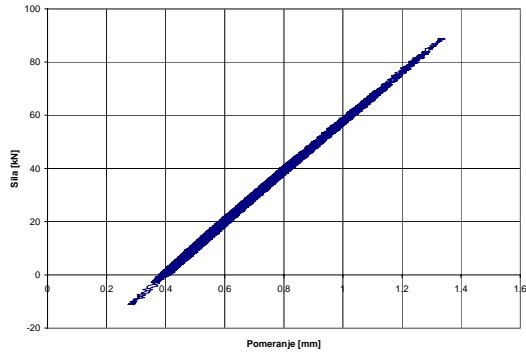
Слика 7.24 - Епрувета 3, ход у 50. и 51. пролазу (увећано)



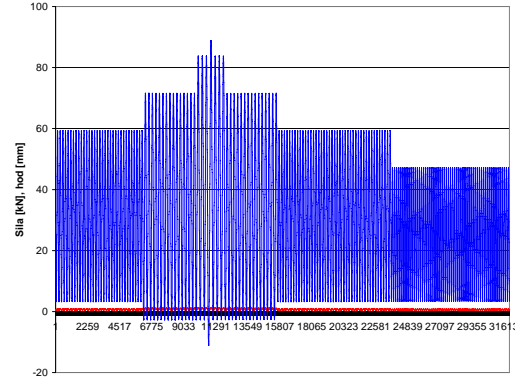
Слика 7.25 - Сила и ход у 43. пролазу



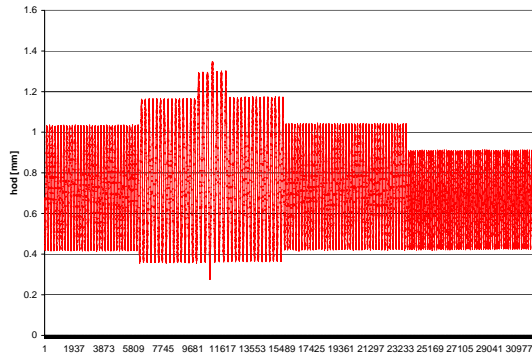
Слика 7.26 - Ход у 43. пролазу



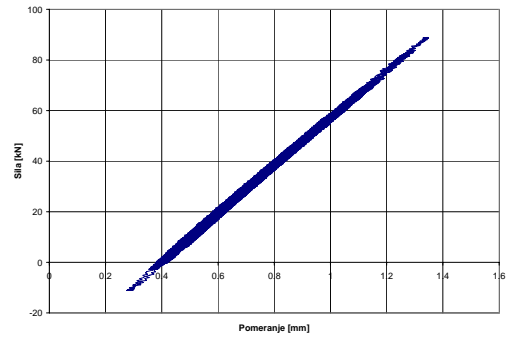
Слика 7.27 - Хистерезис у 43. пролазу



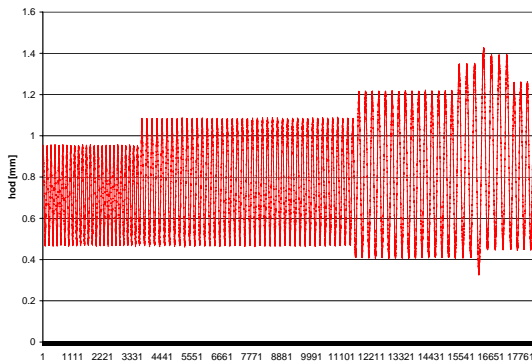
Слика 7.28 - Сила и ход у 45. пролазу



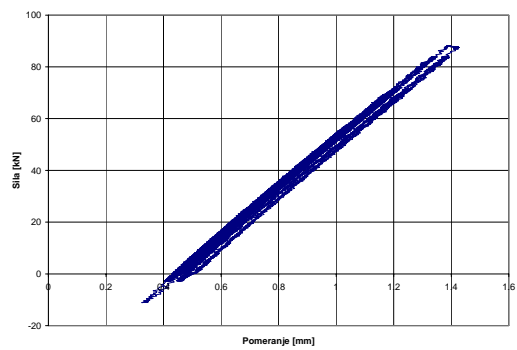
Слика 7.29 - Ход у 45. пролазу



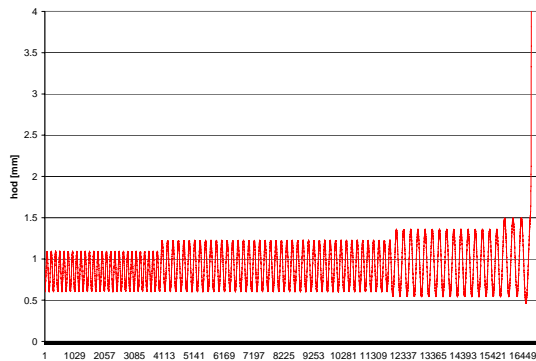
Слика 7.30 - Хистерезис у 45. пролазу



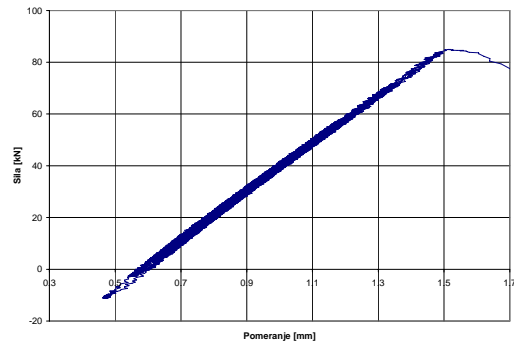
Слика 7.31 - Ход у 49. пролазу



Слика 7.32 - Хистерезис у 49. пролазу



Слика 7.33 - Ход у 51. пролазу



Слика 7.34 - Хистерезис у 51. пролазу

Структурални елемент/Епрувета бр 3 је издржала укупно 50 пролаза (блокова оптерећења) кроз спектар, што одговара 5000 сати налета авиона, при чему је без прскотине 45 пролаза, тј. 4500 сати налета авиона а 5 пролаза за време ширења прскотине.

## 7.4 Закључак

У овом поглављу су приказани резултати испитивања на замор за два структурална елемента типа дуралне плоче са отвором (означене као Епрувете бр 2 и 3) оптерећене спектром оптерећења које је дефинисано у виду блока степенастог спектра оптерећења.

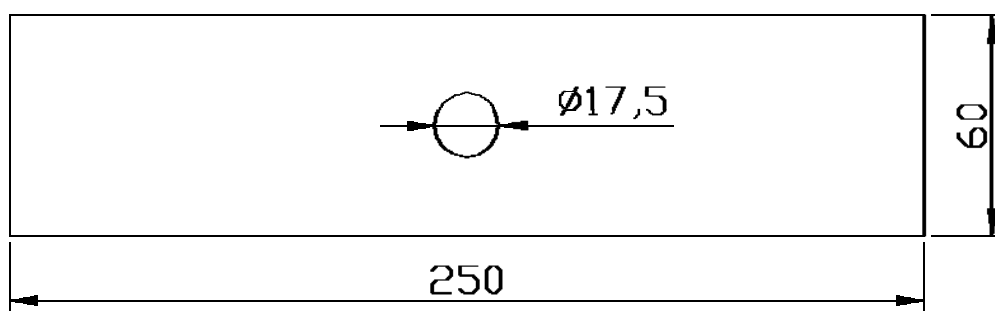
Код епрувете бр 2 иницијално оштећење се јавило после 43 блока оптерећења а ефективни лом после 48 блокова оптерећења.

Код епрувете бр 3 иницијално оштећење се јавило после 45 блокова оптерећења а ефективни лом после 50 блокова оптерећења.

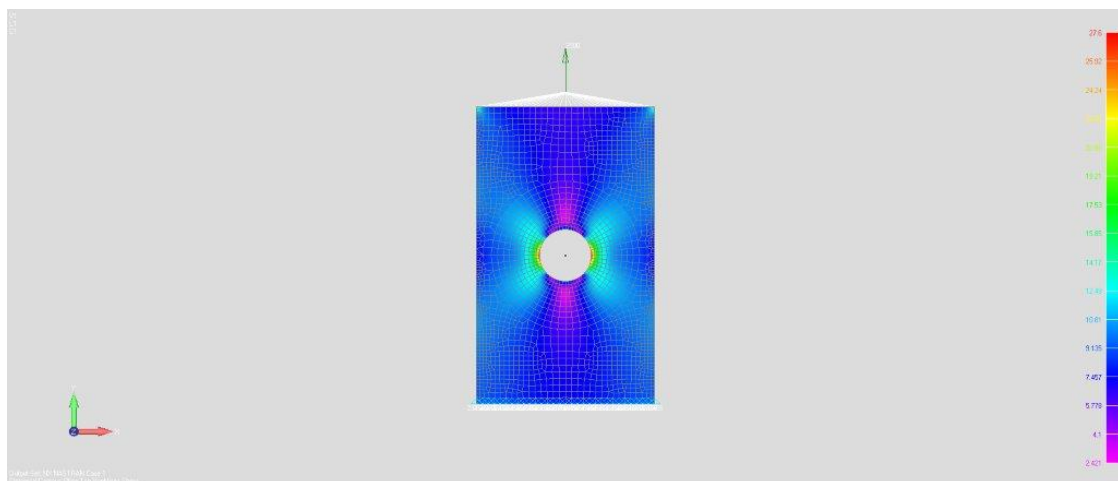
## 8. ПРОРАЧУНСКА ПРОЦЕНА ВЕКА СТРУКТУРАЛНОГ ЕЛЕМЕНТА ПЛОЧЕ СА ОТВОРОМ ОПТЕРЕЋЕНЕ СПЕКТРОМ ОПТЕРЕЋЕЊА

### 8.1 Предмет анализе

Предмет разматрања овог поглавља је прорачунска анализа, односно процена века структуралних елемената, под дејством спектра оптерећења. Као верификациони пример узет је структурални елемент типа плоче са кружним отвором, Сл 8.1. То је уствари исти структурални елемент са којим су вршена испитивања понашања на замор за који су резултати испитивања на замор дати у Поглављу 7. Примарни циљ анализе је процена века овог структуралног елемента, оптерећеног спектром оптерећења, до појаве иницијалног оштећења [70,71]. Спектар оптерећења за који је вршена процена века до појаве иницијалног оштећења дат је на Сл. 7.5 и Табели 7.3. За процену века до појаве иницијалног оштећења коришћен је метод коначних елемената за анализу напонских стања у спреси са критеријума Моггова (једначина 3.4-6) и SWT (једначина 3.4-8) као и процедуре за степенести спектар оптерећења описане у поглављу 4.



Слика 8.1 - Геометрија епрувете оптерећена у подужном правцу спектром оптерећења



Слика 8.2 - Модел кон. елемената за анализу напонских стања плоче са кружним отвором

У табели 8.1 дати су комплетни резултати процене века до појаве иницијалних оштећења плоче са кружним отвором оптерећене степенастим спектром оптерећења приказаног у поглављу 7 (Слика 7.4).

Табела 8.1: Резултати процене века до појаве иницијалног оштећења

Podaci o materijalu				Morrow								
Naziv Materijala: DURAL 2024T4				Izračunaj								
Naziv Materijala: DURAL 2024T4				Briši								
E: 70430				Broj blokova 13								
Epsilonf: 0.334												
Sigmaf: 764												
Kprim: 808												
n prim: 0.098												
b: -0.075												
c: -0.649												
Podaci o opterećenju				Materijal	Kt	Maksimalan napon	Minimalan napon	BrojCiklusa	DeltaN/Nf	Izabrani test		
Smin1	23.633	Smax1	76.133	n1	3040	DURAL 2024	3.2	76.133	23.633	134411826449.7	44214416.59	Morrow
Smin2	10.5	Smax2	114	n2	200	DURAL 2024	3.2	114	10.5	8027381.152522	40136.90576	Morrow
Smin3	10.5	Smax3	156.367	n3	189	DURAL 2024	3.2	156.367	10.5	96159.19351751	508.7788016	Morrow
Smin4	10.5	Smax4	196.867	n4	43	DURAL 2024	3.2	196.867	10.5	14205.40307668	330.3582110	Morrow
Smin5	-9.367	Smax5	237.4	n5	15	DURAL 2024	3.2	237.4	-9.367	3107.092612980	207.1395075	Morrow
Smin6	-9.367	Smax6	278.3	n6	3	DURAL 2024	3.2	278.3	-9.367	1287.303048551	429.1010161	Morrow
Smin7	-39	Smax7	295.133	n7	1	DURAL 2024	3.2	295.133	-39	594.9483135374	594.9483135	Morrow
Smin8	-9.367	Smax8	278.3	n8	3	DURAL 2024	3.2	278.3	-9.367	1287.303048551	429.1010161	Morrow
Smin9	-9.367	Smax9	237.4	n9	15	DURAL 2024	3.2	237.4	-9.367	3107.092612980	207.1395075	Morrow
Smin10	10.5	Smax10	196.867	n10	43	DURAL 2024	3.2	196.867	10.5	14205.40307668	330.3582110	Morrow
Smin11	10.5	Smax11	156.367	n11	189	DURAL 2024	3.2	156.367	10.5	96159.19351751	508.7788016	Morrow
Smin12	10.5	Smax12	114	n12	200	DURAL 2024	3.2	114	10.5	8027381.152522	40136.90576	Morrow
Smin13	23.633	Smax13	76.133	n13	3040	DURAL 2024	3.2	76.133	23.633	134411826449.7	44214416.59	Morrow
Podaci o geometriji												
Kt: 3.2												
Suma				0.0260319445385039								
Broj blokova				38.4143412153056								

Из претходне Табеле 8.1 се види да је прорачунском проценом добијено да се појава иницијалног оштећења јавља после цикличних оптерећења исказаних у блоковима као на Сл. 7.4.

**$N_{bl,i}=38$**

Поред прорачунске процене века до појаве иницијалног оштећења извршена је и процена преосталог века, односно за време ширења прскотине [72-74]. Процена преосталог века односно ширење прскотине је анализирано методом Густине Енергије Деформације (ГЕД). Као што је већ истакнуто овај метод користи малоциклусне заморне карактеристике материјала у анализи ширења прскотине, управо исте оне које се користе и до појаве иницијалног оштећења. За анализу ширења прскотине, односно за процену преосталог века, овде је коришћен метода густине енергије деформације (ГЕД), у облику [60]:

$$\frac{da}{dN_p} = \frac{(1 - n')\psi}{4 E I_{n'} \sigma_f' \varepsilon_f'} (K_{\max} - K_{th})^2 \quad (8.1)$$

За процену преосталог века користе се исте малоциклусне заморне карактеристике материјала као и за процену века до појаве иницијалних оштећења.

Комплетни резултати прорачунске анализе ширења прскотине су дати у Табели 8.2.



Табела 8.2: Резултати процене века плоче са отвором за време ширења прскотине

Ulazni podaci					
nf	Cr	Korak	Finoca stampe	Izaberite zakon širenja:	Brisi
		1	1200	GED	Izracunaj
Karakteristike materijala					
a0	E				
0.002	70430				
ac	SigmaF				
0.02	764				
w	EpsilonF'				
0.06	0.334				
t	n'				
0.005	0.098				
r	ln'				
0.00875	3.067				
P	Psi				
2000	0.95152				
	Kth0				
	7				
	Klc				
	37				
SigmaMax1	76.133	Min1	23.633	N1	3040
SigmaMax2	114	Min2	10.5	N2	200
SigmaMax3	156.367	Min3	10.5	N3	189
SigmaMax4	196.867	Min4	10.5	N4	43
SigmaMax5	237.4	Min5	-9.367	N5	15
SigmaMax6	278.3	Min6	-9.367	N6	3
SigmaMax7	295.133	Min7	-39	N7	1
SigmaMax8	278.3	Min8	-9.367	N8	3
SigmaMax9	237.4	Min9	-9.367	N9	15
SigmaMax10	196.867	Min10	10.5	N10	43
SigmaMax11	156.367	Min11	10.5	N11	189
SigmaMax12	114	Min12	10.5	N12	200
SigmaMax13	76.133	Min13	23.633	N13	3040
NUkupno					
NUkupno	a	da/dN	KI	BrojacBlokova	
0	0.002	0	10.166581934	0	
1200	0.002113404331	0.000000096829	10.297312753	0	
2400	0.002232372634	0.000000101436	10.423551482	0	
3600	0.003418539545	0.000002001824	31.317112649	0	
4800	0.004006306296	0.000000146099	11.526474545	0	
6000	0.004183354024	0.000000148956	11.590988382	0	
7200	0.004363755019	0.000000151690	11.652176937	1	
8400	0.004547368473	0.000000154312	11.710353195	1	
9600	0.004734066050	0.000000156832	11.765822810	1	
10800	0.006620217314	0.000001038469	24.058357238	1	
12000	0.006941684159	0.000000180471	12.266410545	1	
13200	0.007159477925	0.000000182517	12.308194840	1	
14400	0.007379731924	0.000000184572	12.349943203	2	
15600	0.007602460895	0.000000186643	12.391770068	2	
16800	0.007827686137	0.000000188734	12.433780249	2	
18000	0.010086751157	0.000000210331	12.855163990	2	
19200	0.010340676674	0.000000212886	12.903588096	2	
20400	0.010597705950	0.000000215504	12.952934767	2	
21600	0.010857917675	0.000000218190	13.003243304	3	
22800	0.011121394069	0.000000220946	13.054550697	3	
24000	0.011405701077	0.000001252492	25.846087588	3	
25200	0.013970487340	0.000000253147	13.632498574	3	
26400	0.014276486369	0.000000256864	13.696858999	3	
27600	0.014587008852	0.000000260686	13.762559047	3	
28800	0.014902182070	0.000000264616	13.829622730	4	
30000	0.015222137033	0.000000268657	13.898073862	4	
31200	0.015898122977	0.000003389695	39.019625912	4	
32400	0.018576673767	0.000000313908	14.633005698	4	
33600	0.018956610942	0.000000319341	14.717676338	4	
34800	0.019343159409	0.000000324927	14.804014405	4	
36000	0.019736506121	0.000000330672	14.892045295	5	

Као најбитније из Табеле 8.2 се види да је преостали век плоче са отвором, који се рачуна од појаве иницијалног оштећења до стварног лома, исказано у броју блокова:

$$N_{bl,p}=5$$

## 8.2 Закључак

Прорачунском анализом код структуралног елемента плоче са отвором оптерећене спектром оптерећења утврђен је укупни век, исказан у броју блокова оптерећења ( $N_u$ ):

$$N_u = N_{bl,i} + N_{bl,p} = 38 + 5 = 43$$

Значи прорачунском проценом утврђен је укупни век структуралног елемента плоче са отвором, Сл. 8.1, под дејством степенастог спектра оптерећења приказаног на Сл. 7.5 и Табели 7.3, који износи  $N_u=43$ .

Експериментално је утврђен укупни број блокова, описан у поглављу 7,  $N_{u,exp}=48$  до 50.

Овим је показано добро слагање прорачунске процене укупног века, у овом случају код плоче са кружним отвором оптерећене степенастим спектром оптерећења, са експерименталним резултатима. Резултати прорачунске процене укупног века су благо конзервативни што је са аспекта димензионисања елемената структуре ваздухоплова, са аспекта замора, пожељно.

## **9. ПРОЦЕНА ВЕКА ВЕЗЕ КРИЛО-ТРУП АВИОНА ОПТЕРЕЋЕНЕ СПЕКТРОМ ОПТЕРЕЋЕЊА**

Примарна пажња у овом поглављу је усмерена на верификацији нумеричког приступа процене века везе крило-труп авиона користећи софтверски пакет “Век до појаве иницијалних оштећења“ који је приказан у поглављу 4. За разматрану везу крило- труп извршена су експериментална испитивања на замор. За ову везу крило-труп експериментално је одређен укупан век, до ефективног лома, под дејством спектра оптерећења. Због тога ће се, због систематичности, и прорачунским путем проценити век до појаве иницијалног оштећења и преостали век за време ширења прскотине.

Значи предмет разматрања у овом поглављу је усмерен на верификацију прорачунске процедуре за процену укупног века сложених конструкција. За прорачунску процену укупног века, као што је истакнуто, изабрана је веза крило-труп која у оквиру спектра оптерећења има “степенасте” нивое оптерећења. Будући да се ради о спектру оптерећења какав се јавља за реални лет авиона постоје нивои оптерећења у оквиру спектра код којих се јављају напони који нису у еластичној области. У ту сврху је потребно користити прорачунске методе за еласто-пластично понашање. Када се ради о делу структуре крила у зони везе крило/труп авиона није могуће квалитетно описивање напонских стања применом аналитичких метода. У ту сврху ће се овде користити еластопластична анализа коришћењем методе коначних елемената (МКЕ). Прецизно одређивање напонских стања је битно како за одређивање критичне позиције код структуралних елемената оптерећених цикличним оптерећењима тако и за саму процену века. У поглављу 7 детаљно је приказана процедура прорачунске процене укупног века равне плоче са кружним отвором оптерећене цикличним оптерећењима променљиве амплитуте. За разлику од поменутог проблема равне плоче са отвором овде се ради о сложенијем структуралном елементу где је прилично комплексан проблем прецизног дефинисања радних напона у критичној зони са једне и процена преосталог века са друге стране. Као и у поглављу 8, укупни век ће се одређивати коришћењем цикличних заморних карактеристика

понашања материјала, како до појаве иницијалних оштећења, тако и за анализу ширења прскотине, односно за процену преосталог века. За процену преосталог века ће се користити метода густине енергије деформације (ГЕД). У циљу верификације прорачунске процене укупног века дела структуре у зони везе крило-труп авиона извршена су испитивања на замор дела везе крило/труп авиона.

## 9.1 Процена века до појаве иницијалног оштећења

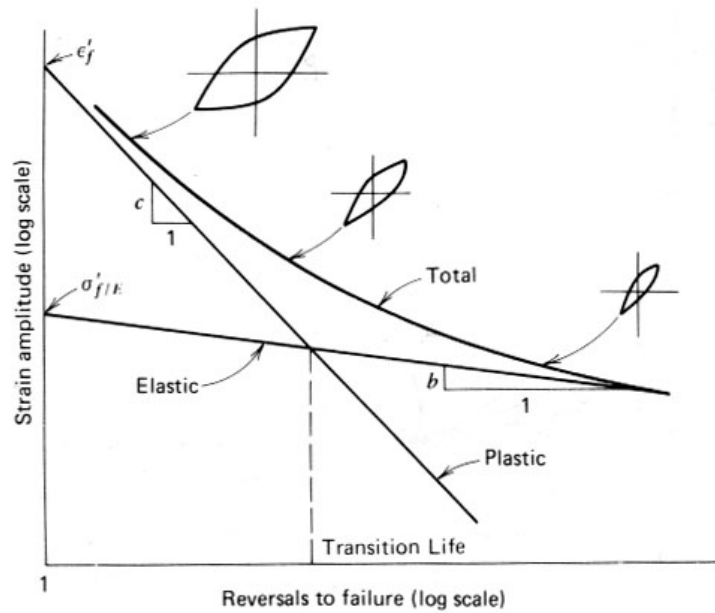
За процену века до појаве иницијалног оштећења структуралних елемената оптерећених цикличним оптерећењима а где се у критичним зонама јавља пластификација материјала потребно је користити цикличне криве понашања материјала. У поглављу 7 је приказана комплетна процедура за процену века до појаве иницијалног оштећења, где је за процену века коришћена релација Manson-Coffin-a:

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma_f'}{E} N_f^b + \epsilon_f' N_f^c \quad (9.1-1)$$

где су:  $\sigma_f'$  -коэффициент заморне чврстоће,  $b$  - експонент заморне чврстоће (Basquin-ов експонент),  $\epsilon_f'$  -коэффициент заморне дуктилности,  $c$  -експонент заморне дуктилности,  $E$  -модул еластичности и  $N_f$  -број циклуса до појаве иницијалне прскотине. У једначини (9.1-1) укупна деформација  $\Delta \epsilon$  једнака је збиру еластичне,  $\Delta \epsilon_e$  и пластичне деформације,  $\Delta \epsilon_p$  и има облик:

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\Delta \epsilon_e}{2} + \frac{\Delta \epsilon_p}{2} \quad (9.1-2)$$

Једначина Manson-Coffin-a (9.1-1) представља најједноставнију релацију за процену века до појаве иницијалних оштећења. Релација (9.1-1) се може исказати у графичком облику, Сл. 9.1.1 која у основи представља збир еластичних и пластичних деформација ( $\epsilon_t = \epsilon_e + \epsilon_p$ ).



Слика 9.1.1. - Крива  $\epsilon$ - $N$  за процену укупног века

Код “степенастог” спектра оптерећења, какав се по правилу јавља (или дефинише) код лета авиона, јављају се средњи напони,  $\sigma_m$ . Ранија истраживања су показала да је утицај средњих напона на век до појаве иницијалног оштећења битан, али исти у релацији Manson-Coffin-а не егзистира. Да би се укључио утицај средњих напона на процену века до појаве иницијалних оштећења успостављене су различите релације од којих су често у употреби релације: Morrow-а, Manson-Hallford-а и Smith-Watson-Torper-ова крива малоцикличног замора.

#### **Релација Morrow-а за процену века до појаве иницијалног оштећења**

Morrow је први предложио модификацију којом се утицај средњих напона укључује у процену века у облику:

$$\frac{\Delta\epsilon}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} N_f^b + \epsilon'_f N_f^c \quad (9.1-3)$$

Разлика ове криве и основне криве малоцикличног замора је у томе што се, узмајући у обзир средње напоне  $\sigma_m$ , модификује само еластична компонента укупне амплитудне деформације.

### ***Manson-Halford-ова релација***

У једначини Manson-Halford-ове криве малоцикличног замора:

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} N_f^b + \left( \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{\sigma'_f} \right)^{\frac{c}{b}} \epsilon'_f N_f^c \quad (9.1-4)$$

модификоване су обе компоненте укупне амплитудне деформације.

### ***Smith-Watson-Torres-ова релација***

Релација Smith-Watson-Torres-а (SWT) за описивање криве малоцикличног замора има облик:

$$P_{SWT} = \sqrt{\sigma_{\max} \frac{\Delta \epsilon}{2} E} = \sqrt{(\sigma'_f)^2 (N_f)^{2b} + E \sigma'_f \epsilon'_f (N_f)^{b+c}} \quad (9.1-5)$$

при чему је утицај средњих напона укључен преко зависности

$$\sigma_{\max} = \sigma_m + \frac{\Delta \sigma}{2} \quad (9.1-6)$$

Ознака  $P_{SWT}$  у (9.1-5) односи се на Smith-Watson-Torres-ов параметар. Релација SWT (9.1-5) дефинише да нема заморног оштећења у ситуацијама када је вредност максималног напона,  $\sigma_{\max}$ , нула или има негативну вредност, што није у потпуности тачно.

## **9.2 Процена преосталог века везе крило-груп**

Због систематичности овде је приказан и преостали век стиковке, односно после појаве иницијалног оштећења тј. за време ширења прскотина. За анализу ширења прскотине, односно за процену преосталог века, овде је коришћен метода густине енергије деформације (ГЕД), у облику [70 7.1]:

$$\frac{da}{dN_p} = \frac{(1 - n') \psi}{4 E I_{n'} \sigma'_f \epsilon'_f} (K_{\max} - K_{th})^2 \quad (9.2-1)$$

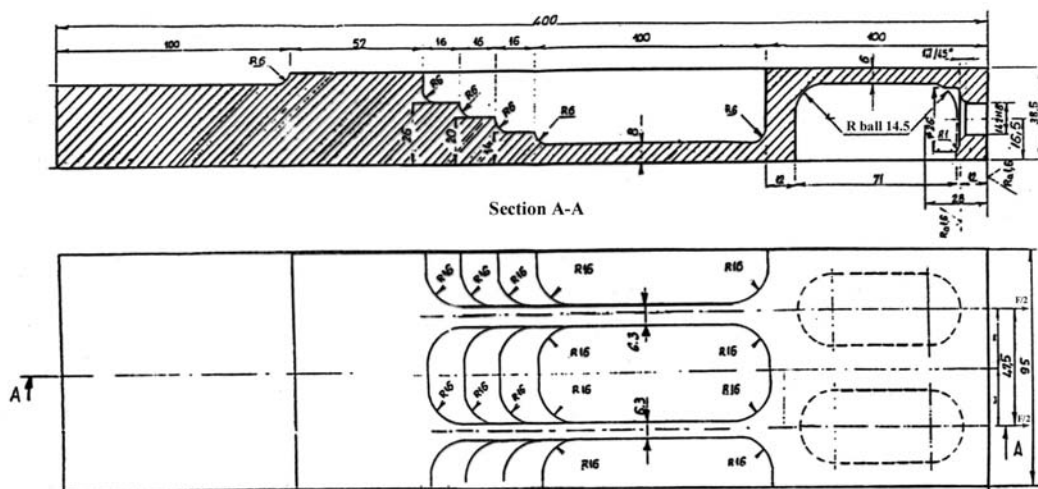
Из горња релације се види да се за процену преосталог века користе само малоциклусне заморне карактеристике материјала. За дурални материјал од кога је израђена стиковка ове карактеристике су експериментално одређене и приказане у Поглављу 6.

### **9.3 Структурална анализа везе крило-труп авиона применом мке**

Овде су вршена прорачунске процене укупног века, које укључују прорачуне до појаве иницијалног оштећења, као и процену преосталог века после појаве иницијалне прскотине односно за време ширења прскотине. У ту сврху је разматран део структуре крила на месту везе крило/труп авиона. Да би се верификовала прорачунска процедура за процену века израђени су репрезентативни делови крила у виду “комплексних” епрувета, који представљају реални део структуре крила авиона. Прорачунске процене века, као и испитивања су извршена са истим (“реалним”) спектром оптерећења. У наредним разматрањима ће се приказати само суштински део резултата истраживања и то како у домену прорачунских процена тако и резултата испитивања на замор.

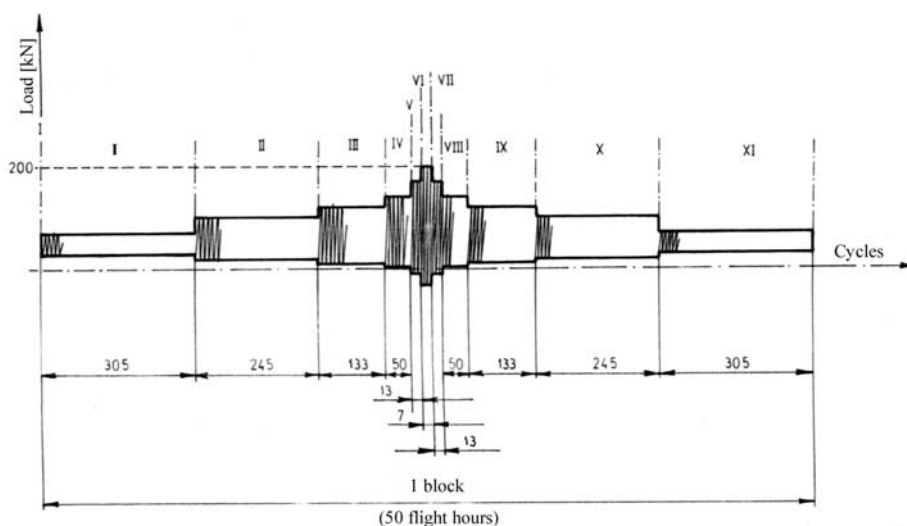
#### **9.3.1 Процена века до појаве иницијалног оштећења**

На Сл. 9.3.1 приказан је део везе крило-труп авиона (део на страни крила) који је практично и предмет анализе. Сличан део конструкције, са којим је овај део везан специјалним завртњевима, налази се са друге стране. Анализа напонског стања је извршена применом МКЕ. У ту сврху је вршена, због систематичности истраживања, линеарна анализа МКЕ, Сл.9.3.4 и 9.3.5 као и еластопластична анализа МКЕ, Сл. 9.3.7 и 9.3.8. Еластопластична анализа је вршена применом МКЕ за цикличне карактеристике понашања дуралуминијума, Сл. 9.3.6.



Слика 9.3.1. - Део везе крило-труп авиона (део на страни крила)

Слика 9.3.2 приказује спектар оптерећења дела везе крило-труп (један блок одговара 50 сати лета авиона). У табели 9.3.1 су дати спектар оптерећења као и одговарајући напони за сваки ниво оптерећења у спектру. За одређивање напонског стања за поједине нивое оптерећења коришћена је еласто-пластична анализа МКЕ . Материјал стиковке крила, односно део крила који је предмет анализе, израђен је од легуре дуралуминијума 2024-T351 чија је циклична крива понашања материјала приказана на Сл. 9.3.6.



Слика 9.3.2. - Спектар оптерећења у вези крило-труп (по једном завртњу у вези крило труп)



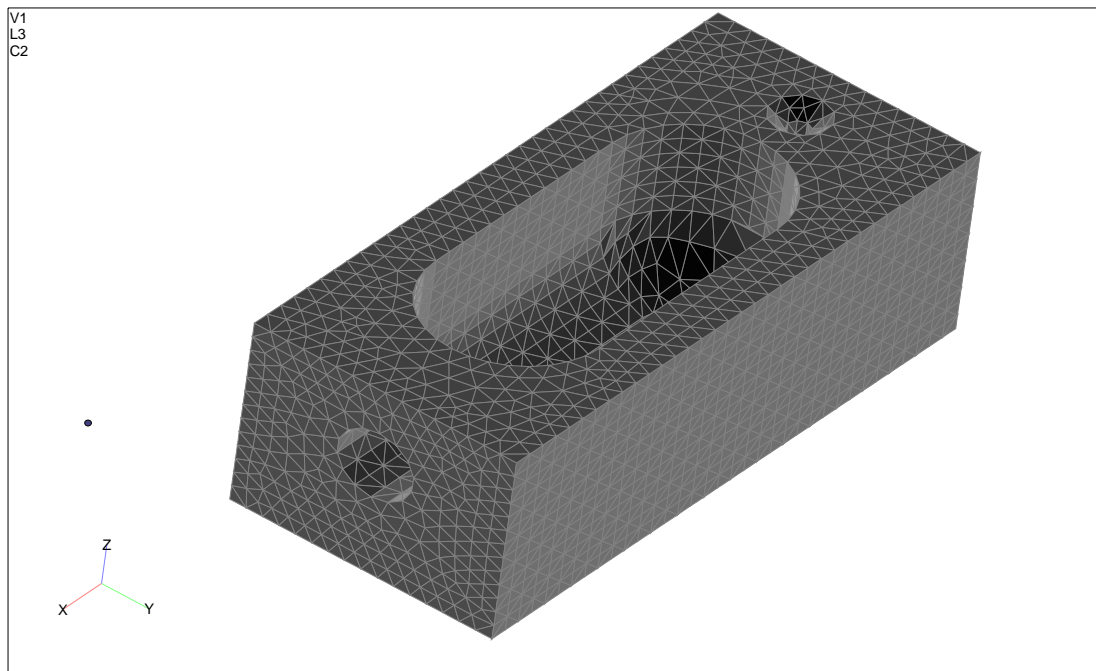
Табела 9.3.1: Спектар оптерећења и одговарајући напони у критичној позицији у делу везе крило/труп

Ниво оптер.	$n_i$	$F_{\min}$ [kN]	$F_{\max}$ [kN]	$\sigma_{\min}$ [MPa]	$\sigma_{\max}$ [MPa]
I	305	13.3	33.3	58.8	147.2
II	245	9.30	46.6	41.0	205.5
III	133	6.0	60.0	28.0	279.8
IV	50	3.0	73.3	13.3	313.8
V	13	-4.6	86.6	20.3	336.5
VI	7	-14.0	100.0	61.9	366.4
VII	13	-4.6	86.6	20.3	336.5
VIII	50	3.0	73.3	13.3	313.8
IX	133	6.0	60.0	28.0	279.8
X	245	9.3	46.6	41.0	205.5
XI	305	13.3	33.3	58.8	147.2

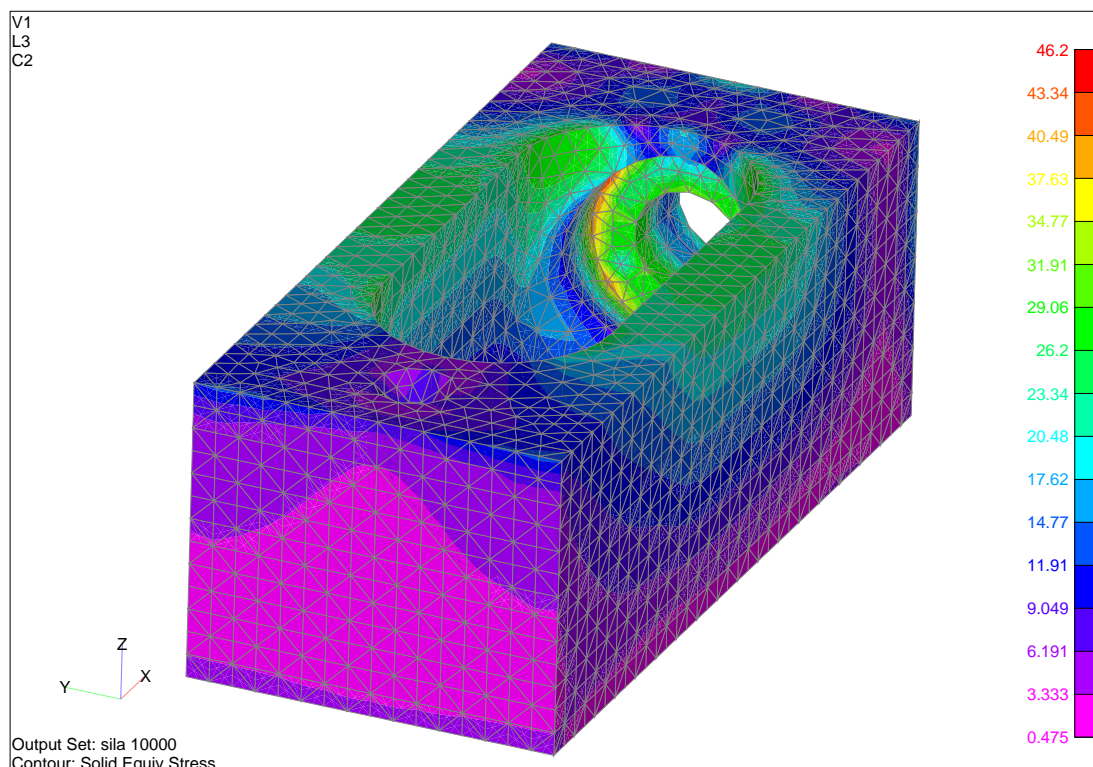
На Сл. 9.3.3 приказан је модел коначних елемената дела крила на месту везе крило труп авиона. Када се ради о структуралним елементима сложених геометријских облика и оптерећења потребно је прво одредити потенцијално критичну зону у којој се прво очекује појава оштећења под дејством цикличних оптерећења. У ту сврху је у овом случају коришћен метод коначних елемената (МКЕ). Када се ради о процени века до појаве иницијалних оштећења потребан је прецизан прорачун напонских стања, посебно у критичној зони конструкције. За одређивање еласто-пластичног напонског стања могу се користити две методе и то:

- Коришћењем линеарне анализе МКЕ, Сл. 9.3.4 и 9.3.5, цикличне криве понашања материјала и Neuberг-ове криве чији пресек одређује еластопластично стање напона;
- Коришћењем еласто-пластичне анализе МКЕ за све нивое оптерећења у оквиру спектра, Сл. 9.3.7 и 9.3.8.

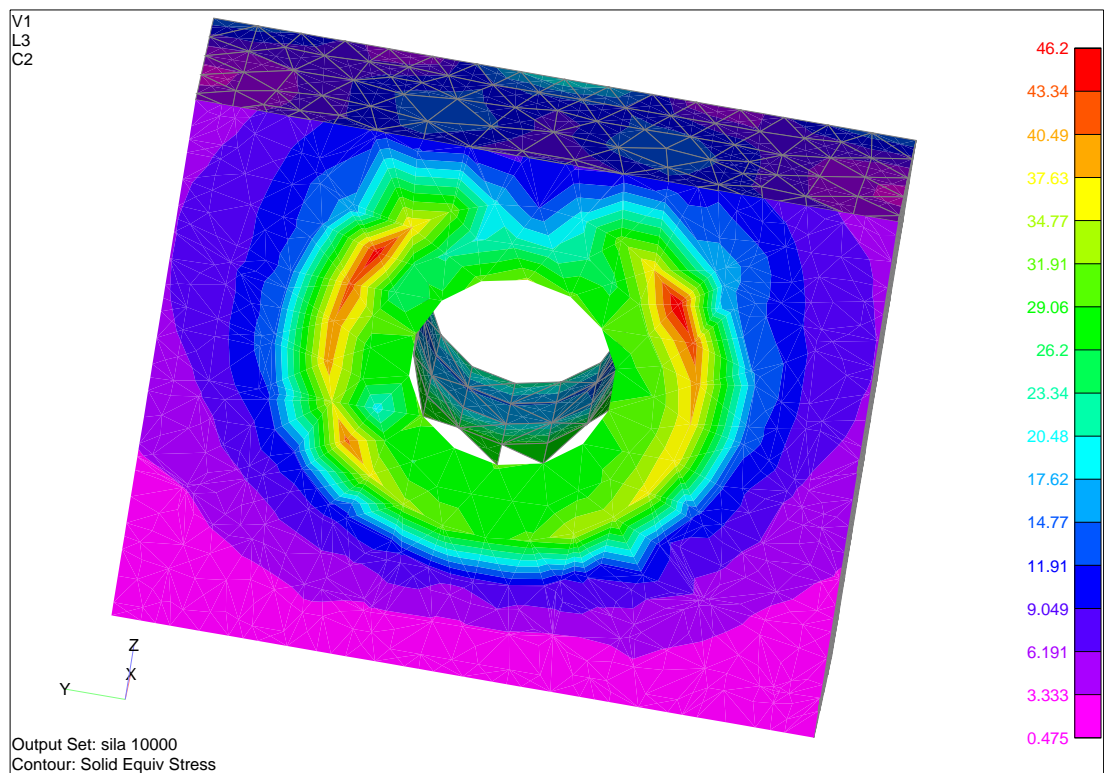
За прорачунску процену века до појаве иницијалних оштећења коришћена је еластопластична анализа МКЕ а резултати прорачуна су дати у табели 9.3.1. Neuberг-ов приступ заснован на коришћењу линеарне анализе МКЕ је овде коришћен само као контролни прорачун.



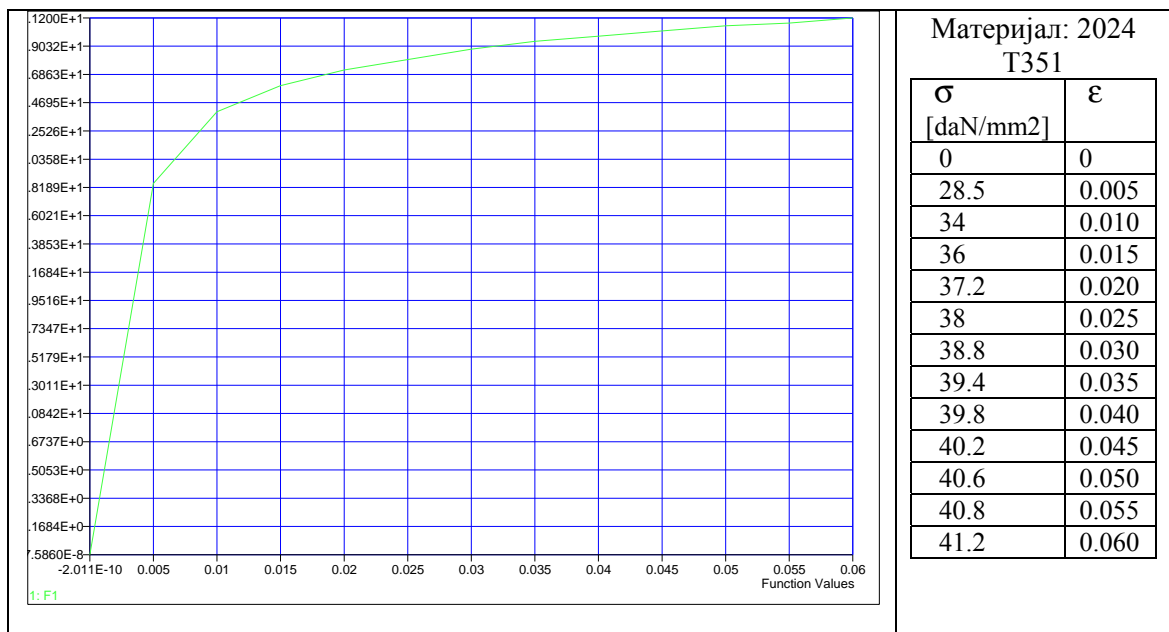
Слика 9.3.3. - Модел коначних елемената дела везе крило-труп авиона



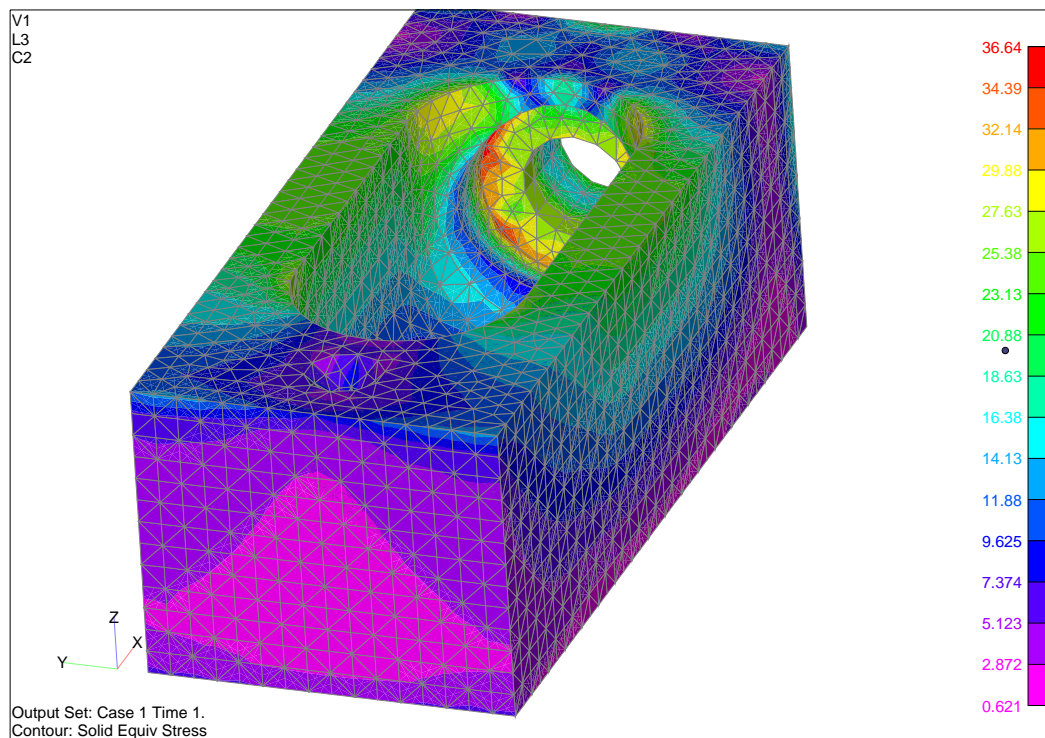
Слика 9.3.4. - Линеарна анализа МКЕ у делу структуре крила за максимално оптерећење у спектру (Ниво VI у спектру)



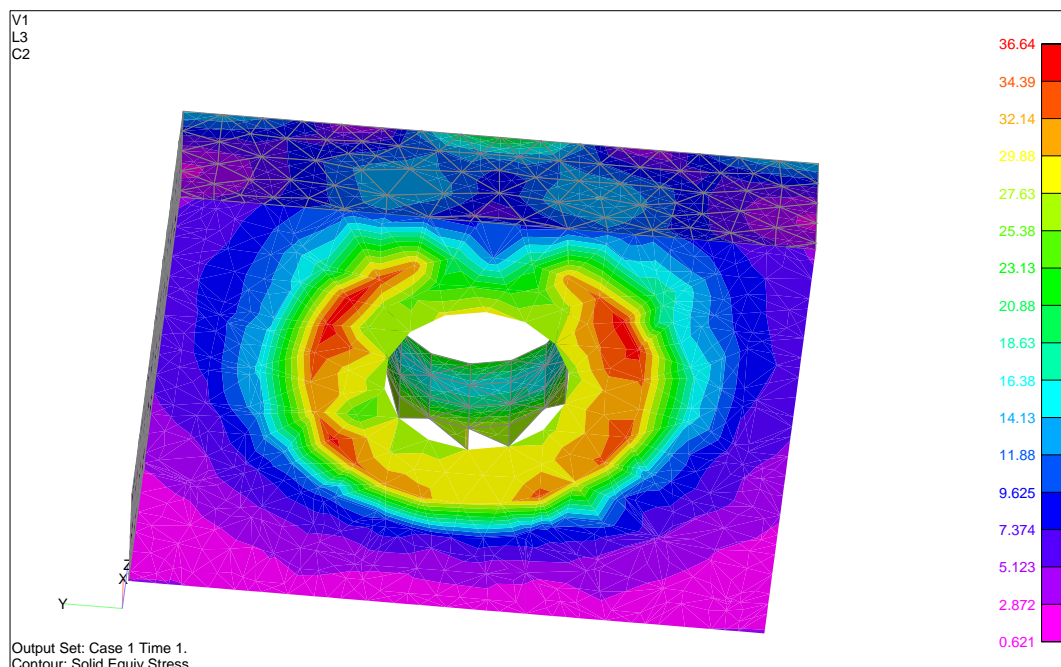
Слика 9.3.5. - Деталј расподеле напона у критичном делу везе крило-труп применом линеарне анализе МКЕ (за ниво оптерећења VI у спектру)



Слика 9.3.6. - Крива еластопластичног понашања материјала (2024 T351 дуралуминијум)



Слика 9.3.7. - Еластопластична анализа МКЕ у делу структуре крила за максимално оптерећење у спектру (Ниво VI у спектру)



Слика 9.3.8. - Детаљ расподеле напона у критичном делу везе крило-труп применом еласто-пластичне анализе МКЕ (за ниво оптерећења VI у спектру)



## 9.4 Procena века до pojave iniцијалних оштећења

За дати блок оптерећења, Сл. 9.3.2, као и напонских стања одређених за сваки ниво оптерећења може се одредити број блокова до појаве иницијалног оштећења. За процену века до појаве иницијалног оштећења, исказане преко броја блокова  $N_{bl}$ , коришћене су релације Morrow-а (9.1.4) и SWT (Smith-Watson-Torrey), дате релацијом (9.1.5). Последња релација узима ефекте средњих напона на процену преосталог века, а искуство је показало да је иста најтачнија за процене века са утицајем средњих напона. Коначно, за процену века до појаве иницијалног оштећења коришћена је еластопластична анализа МКЕ за одређивање напонских стања у спреси са релацијом SWT (Smith-Watson-Torrey). Коришћењем овог приступа одређен је број блокова до појаве иницијалног оштећења,  $N_{bl,i}$ . Прорачуном одређени век до појаве иницијалног оштећења, исказан преко броја блокова, користећи предходне релације дат је у Табели 9.4.1

Табела 9.4.1: Процена века до појаве оштећења везе крило-труп према (SWT) и Morrow

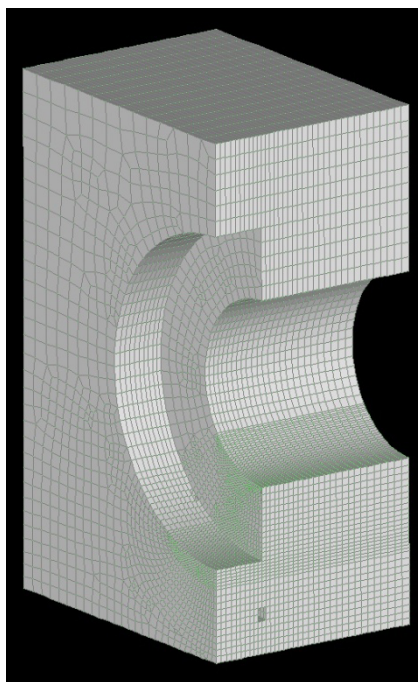
	Maks. sim	Minima	sig1	sig2	eps1	eps2	E1	Broj ciklusa	Delta N/Nf	Izabrani test
►	147.2	58.8	219.2995	87.582719	0.0031145	0.00124	0.00209	5522804.3	18107.555	Morrow
	205.5	41	305.1526	60.047720	0.0043629	0.00088	0.00291	3501810.8	14293.105	Morrow
	279.8	28	398.5146	23.342595	0.0062108	0.00088	0.00398	971327.44	7303.2139	Morrow
	313.8	13.3	428.6573	-19.01452	0.0073078	0.00094	0.00449	125191.51	2503.8303	Morrow
	336.5	20.3	445.1848	-25.82688	0.0081647	0.00147	0.00486	53123.145	4086.3957	Morrow
	366.4	61.9	464.2674	10.641242	0.0095030	0.00306	0.00542	42304.004	6043.4292	Morrow
	336.5	20.3	445.1848	-25.82688	0.0081647	0.00147	0.00486	53123.145	4086.3957	Morrow
	313.8	13.3	428.6573	-19.01452	0.0073078	0.00094	0.00449	125191.51	2503.8303	Morrow
	279.8	28	398.5146	23.342595	0.0062108	0.00088	0.00398	971327.44	7303.2139	Morrow
	205.5	41	305.1526	60.047720	0.0043629	0.00088	0.00291	3501810.8	14293.105	Morrow
	147.2	58.8	219.2995	87.582719	0.0031145	0.00124	0.00209	5522804.3	18107.555	Morrow
	147.2	58.8	219.2995	87.582719	0.0031145	0.00124	0.00209	3413680.8	11192.396	SWT
	205.5	41	305.1526	60.047720	0.0043629	0.00088	0.00291	2376607.9	9700.4406	SWT
	279.8	28	398.5146	23.342595	0.0062108	0.00088	0.00398	688602.92	5177.4655	SWT
	313.8	13.3	428.6573	-19.01452	0.0073078	0.00094	0.00449	123980.54	2479.6108	SWT
	336.5	20.3	445.1848	-25.82688	0.0081647	0.00147	0.00486	65790.842	5060.8340	SWT
	366.4	61.9	464.2674	10.641242	0.0095030	0.00306	0.00542	63862.278	9123.1825	SWT
	336.5	20.3	445.1848	-25.82688	0.0081647	0.00147	0.00486	65790.842	5060.8340	SWT
	313.8	13.3	428.6573	-19.01452	0.0073078	0.00094	0.00449	123980.54	2479.6108	SWT
	279.8	28	398.5146	23.342595	0.0062108	0.00088	0.00398	688602.92	5177.4655	SWT
	205.5	41	305.1526	60.047720	0.0043629	0.00088	0.00291	2376607.9	9700.4406	SWT
	147.2	58.8	219.2995	87.582719	0.0031145	0.00124	0.00209	3413680.8	11192.396	SWT

$N_{bl, i}=480$  (SWT) (Прорачунска процена века до појаве иницијалног оштећења)

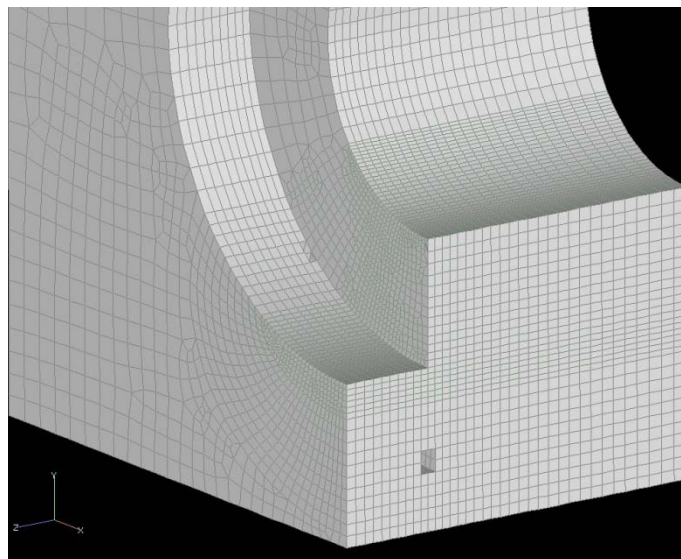
$N_{bl, i}=505$  (Morrow) (Прорачунска процена века до појаве иницијалног оштећења)

## 9.5 Процена преосталог века

Поред процене века до појаве иницијалног оштећења, чији су резултати за део крила, под дејством спектра оптерећења Сл. 9.3.2, одређени у претходној тачки и приказани у Табели 9.4.1, потребно је извршити и прорачунску процену преосталог века односно за време ширења прскотине. За процену преосталог века потребно је претпоставити иницијално оштећење у виду површинске прскотине. На основу максималне вредности напона, одређене еластопластичном анализом МКЕ, дефинисана је критична позиција, Сл. 9.3.7. На овом месту се дефинише иницијално оштећење у виду иницијалне површинске прскотине. Прорачунска процена преосталог века базира се на познавању фактора интензитета напона у аналитичком облику. Будући да се ради о сложеној конструкцији, нису познати аналитички изрази за ФИН. У ту сврху је коришћен метод коначних елемената за одређивање аналитичког израза за ФИН. За одређивање ФИН коришћени су 3-Д сингуларни коначни елементи око претпостављене линије површинске прскотине. Комплетна процедура за дефинисање аналитичких израза за ФИН извршена је применом МКЕ. На Сл. 9.5.1 приказан је модел коначних елемената дела структуре крила са претпостављеном иницијалном површинском прскотином.

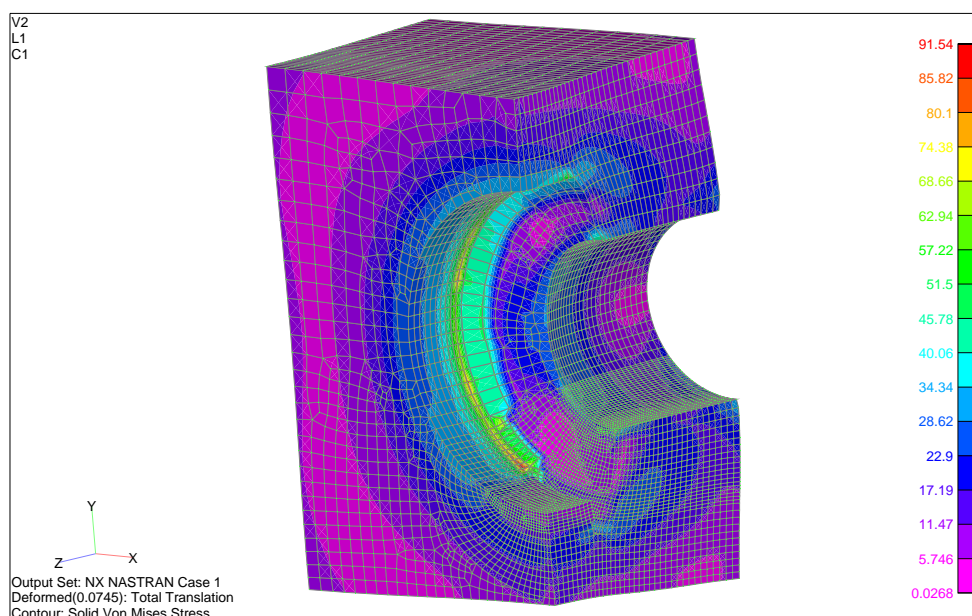


Слика 9.5.1. - Модел коначних елемената за део структуре крила са иницијалном површинском прскотином



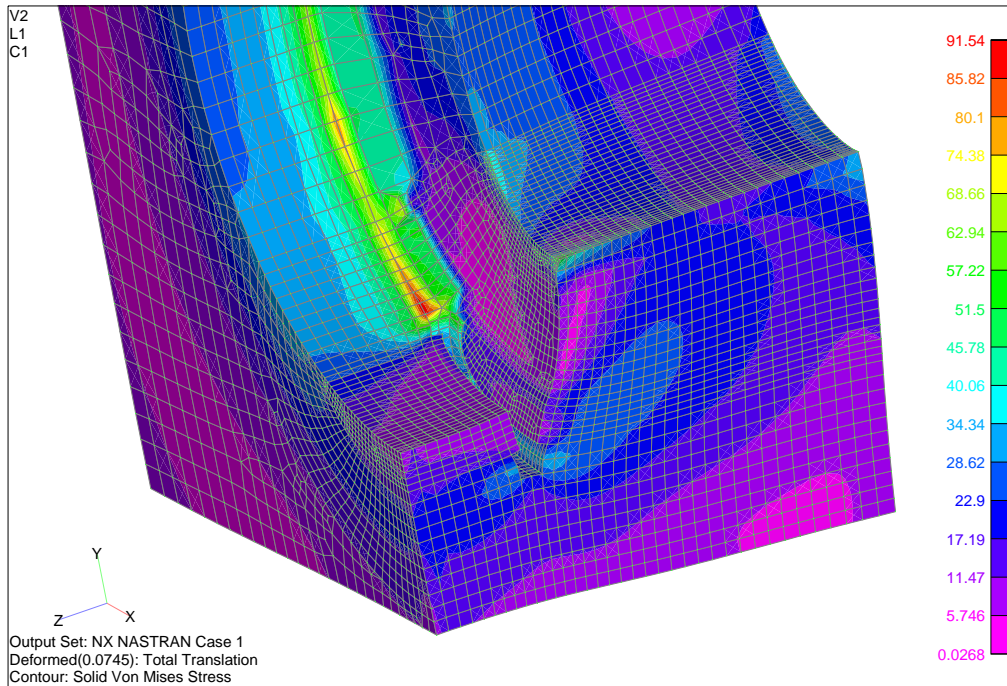
Слика 9.5.2. - Детаљ МКЕ за део структуре крила са иницијалном површинском прскотином

Како је напред поменуто, да би се успоставио аналитички израз за ФИН коришћен је поново МКЕ при чему је претпостављено неколико дубина површинске прскотине. У ту сврху су коришћени сингуларни коначни елементи око врха прскотине. На Сликама 9.5.3 до 9.5.6 приказано је напонско стање за две “дубине” прскотина.

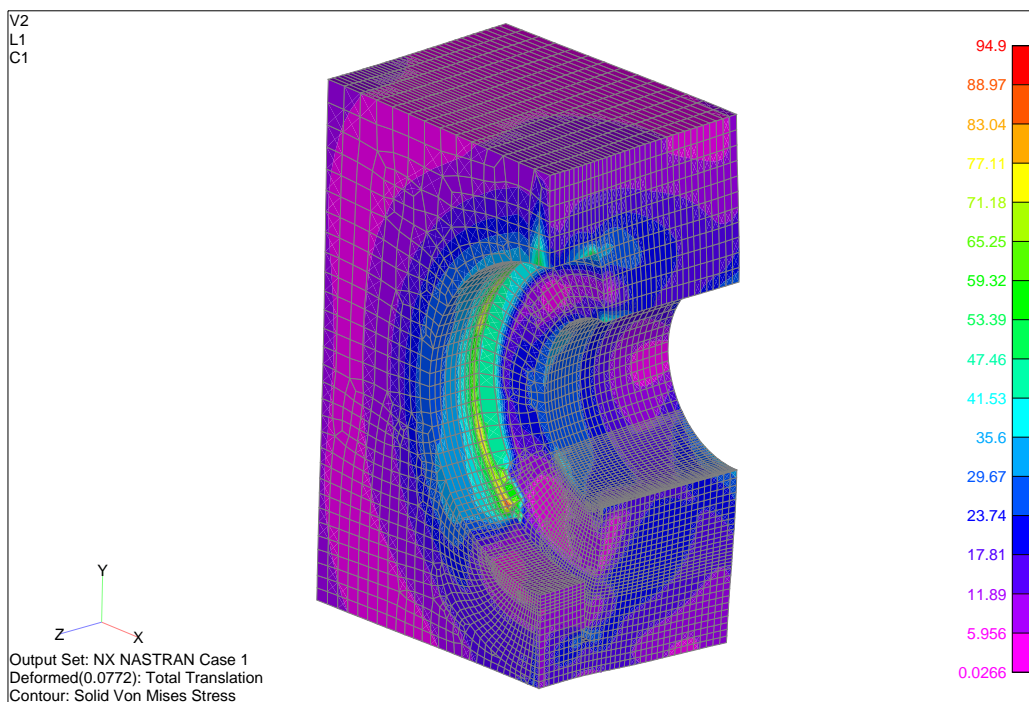


Слика 9.5.3. - Расподела напонског стања за дубину прскотине од 3.5 mm



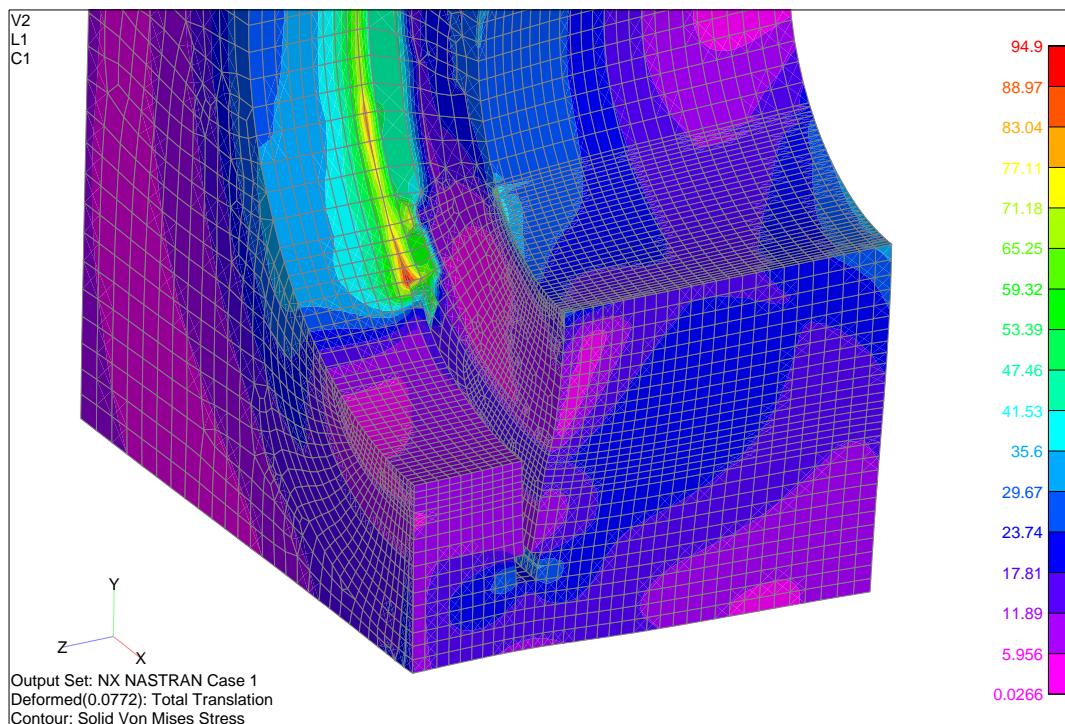


Слика 9.5.4. - Детаљ расподеле напонског стања за дубину прскотине од 3.5 мм



Слика 9.5.5. - Расподела напонског стања за дубину прскотине од 5.5 м





Слика 9.5.6. - Детаљ расподеле напонског стања за дубину прскотине од 5.5 мм

За анализу ширења прскотине, односно за процену преосталог века, коришћен је метод густине енергије деформације (ГЕД), коришћењем релације (9.2.1).

Процена преосталог века, за време ширења прскотине, исказана преко броја блокова је:  $N_{bl,p}=52$  (Прорачунска процена преосталог тј. за време ширења прскотине)

Значи, за процену преосталог века коришћен је метод ГЕД, детаљно описан у раду [70], са једне стране, уз успостављање аналитичких израза за ФИН коришћењем МКЕ, са друге стране.

## 9.6 Експериментално одређивање укупног века структуре везе крило-труп авиона

Испитивање на замор везе крило-труп авиона је извршено на серво-хидрауличном систему МТС у ВТИ. Предмет испитивања је био део крила “стиковка” који се спаја посредством завртњева за труп. На Сл. 9.6.1 приказана је веза крило-труп где је само стиковка (део структуре крила) оригинална од дуралуминијума и предмет је испитивања. Део везе који се односи на труп је атрапиран.



Слика 9.6.1. - Испитивање на замор комплексне епрувете везе крило-труп авиона на систему МТС

Испитивања су вршена са спектром оптерећења приказаним на Сл. 9.3.2. На Сл. 9.3.2 приказан је само један блок спектра оптерећења. Један блок одговара 50 сати лета авиона (Интерни извештај ВТИ) па се на основу броја блокова ( $N_{bl}$ ) одређује колики је укупан часовни налет авиона до појаве иницијалних оштећења

као и укупни век ло лома. На Сликама 9.6.2 и 9.6.3 приказане су позиције лома као и сам изглед прелома. Треба истаћи да се појава иницијалног отказа као и ефективни лом јавља на критичним местима како је и прорачунским анализама добијено на Сл. 9.6.7 и 9.6.8.

За испитивање везе крило-труп коришћено је седам комплексних епрувета. Резултати испитивања су дати у Табели 9.6.1. После статистичке обраде резултата експериментално је утврђен укупни век (до појаве иницијалног отказа+преостали век за време ширења прскотине), исказан у виду блокова:

Експеримент:  $N_{bl}=807$  блокова



Слика 9.6.2. - Позиција лома после испитивања на замор комплексне епрувете везе крило-труп авиона



Слика 9.6.3. - Изглед лома после испитивања на замор дела везе крило-труп авиона

Табела 9.6.1: Резултати испитивања везе крило-труп

Узорак бр.	Експериментални резултати		Нумеричка процена укупног века
1	788	$\bar{N}_{bl} = 806.85$  (Средња вредност)	$N_{bl, i} = 505$  $N_{bl, p} = 52$  $N_{bl, t} = 557$
2	988		
3	946		
4	892		
5	686		
6	612		
7	736		

У Табели 9.6.1 приказани су комплетни резултати испитивања дела везе крило-труп авиона, као и поређења са резултатима прорачунске процене. У Табели 9.6.1 за експериментални резултат за број блокова је узета средња вредност броја блокова, при чему један блок одговара 50 сати лета авиона. У том случају разлика између прорачунске процене укупног века и експеримента је око **18.6%** што се може оценити да је прорачунска процена века благо конзервативна

## 9.7 Поређење резултата прорачунске процене века са експериментима

Значи, у овом поглављу је приказана комплетна процедура за процену укупног века сложене конструкције, као што је овде разматран део везе крило-труп. Коришћен је SWT (Smith-Watson-Torper) критеријум за процену века до појаве иницијалног оштећења а за процену преосталог века коришћен је метод густине енергије деформације (ГЕД). За процене века до појаве иницијалног оштећења као и за анализу ширења прскотине коришћене су само нискоцикличне заморне карактеристике материјала. Експериментално је одређен укупан век дела везе крило-труп авиона до ефективног лома од **807** блокова оптерећења.

Прорачунском проценом је утврђен укупни век до ефективног лома од **557** блокова (Табела 9.6.1). Добијена разлика између прорачуна и експеримента је 18.6%.

## 9.8 Закључак

У овом поглављу су приказани комплетни резултати испитивања на замор као и прорачунска процена века на замор везе крило-труп авиона оптерећене степенастим спектром оптерећења, Слика 9.2.2 и Табела 9.2.1.

Експериментом је утврђен укупни век од **807** блокова оптерећења.

Прорачунском проценом утврђен је век од **557** блокова оптерећења, од чега **505** блокова до појаве иницијалног оштећења а **52** блока за време ширења прскотине.

Добра слагања између резултата прорачунске процене укупног века са експериментима, са своје стране, указују да се презентована прорачунска методологија може успешно користити и код процене века сложених конструкција оптерећених општим “степенастим” спектрима оптерећења. Треба истаћи да је за прецизне анализе напонских стања коришћен метод коначних елемената у оквиру софтверског пакета MSC/NASTRAN а сама прорачунска процена века користећи сопствени „in-house“ софтверски пакет под називом „Век до појаве иницијалног оштећења“ описан у поглављу 4.

## 10. ЗАКЉУЧАК

### 10.1 Резултати истраживања

Структура авиона, било да се ради о војним или цивилним, оквирно се пројектује за номинални век експлоатације од око 20 година. Због високе цене структуре авиона тежња је да се авионима којима је истекао век употребе исти продужи. Управо предмет истраживања у оквиру докторске дисертације је проучавање и успостављање целовитих процедура за процену века структуралних елемената авионских конструкција изложених цикличним оптерећењима константне амплитуде и спектром оптерећења. Током претходних година значајна истраживања су била усмерена на развој нумеричких метода везано за процену века сложених конструкција изложених цикличним оптерећењима. Када се ради о авионским конструкцијама по правилу укупни век структуре авиона је подељен у две фазе и то: (1) До појаве иницијалних оштећења и (2) У присуству иницијалних оштећења у виду прскотина.

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 века до појаве иницијалних оштећења.

У дисертацији је пажња управо била усмерена на успостављање прорачунских метода/процедура и развоју одговарајућег софтвера за процену века до појаве иницијалних оштећења, примарно код структуралних елемената авионских конструкција – типа металне конструкције под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и спектра оптерећења. Успостављене методе/процедуре за процену века елемената конструкција до појаве иницијалних оштећења су и експериментално верификоване (Поглавља 8 и 9).

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 до појаве иницијалног оштећења код школско-борбених авиона металне (легуре дурала) конструкције. За процену века до појаве иницијалних оштећења 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). За ту сврху се користе одговарајући критеријуми за процену века до појаве оштећења попут Coffin-a, Manson-Halforda и других. Исти су базирани на коришћењу експериментално одређених малоциклусних заморних карактеристика материјала.

У оквиру овог истраживања су спроведена испитивања на замор структуралних елемената типа дуралне плоче са изворима концентрације (са централним кружним отвором, ивичним полукружним отвором) под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и спектра оптерећења. За исти дурални материјал од кога се раде плоче са изворима концентрације су експериментално одређене малоциклусне карактеристике материјала (Поглавље 7 ) које су коришћене при прорачунским проценама века до појаве иницијалног оштећења.

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

Процена века до појаве иницијалних оштећења је спроведена за реални “степенести” спектар оптерећења авиона (Поглавље 9). 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 иницијалних оштећења у елементима конструкција типа ваздухоплова укључивши и процене века под дејством репрезентативног спектра оптерећења код авионских конструкција.

## **10.2 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 век структуралних елемената, изложених цикличним оптерећењима, до појаве иницијалних оштећења у критичним зонама конструкције под дејством степенастог спектра оптерећења репрезентативног за авионске конструкције, као и да се открију критичне зоне у елементима и редукују на минимум веома скупа експериментална истраживања, с друге стране.

- Успостављен је нумерички приступ за моделовање еластопластичног напонског стања у зонама концентрације напона на бази комбинације МКЕ и Нојберовог приступа.

- За прецизније моделирање еластопластичног понашања материјала су коришћене експериментално одређене, у оквиру овог рада, малоцикрусне заморне карактеристике материјала.

- Развијен је софтвер за процену века до појаве иницијалног оштећења код структуралних елемената са геометријским дисконтинуитетима различитих облика под дејством цикличних оптерећења константне амплитуде и степенастог спектра оптерећења.

- Верификација методе и апликативног софтвера за процену века до појаве иницијалног оштећења, 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 типа: дуралних плоча са централним отвором под дејством спектра оптерећења репрезентативних за школско-борбене авионе.

- Експериментално су одређене малоциклусне карактеристике материјала (дурала) какве су неопходне за моделовање еластопластичног понашања материјала у критичним зонама елемената структуре авиона с једне и процене века до појаве иницијалног оштећења с друге стране.

- Експериментално је извршена процена века до појаве иницијалног оштећења за структурални елемент типа поља оплате са отвором под дејством степенастог спектра оптерећења (у облику блокова типа “FALSTAF“) репрезентативних летовима авиона.

- Нумеричко моделовање процене века до појаве иницијалних оштећења везе крило/груп структуре авиона је реализовано применом МКЕ у спреси са цикличним карактеристикама материјала (дурала) за укључивање ефеката еластопластичног понашања. Ови нумерички резултати су такође верификовани кроз сопствена експериментална испитивања на замор.

- Кроз поређења резултата нумеричке симулације за процену века до појаве иницијалних оштећења и поређења са резултатима испитивања структуралних елемената на замор при степенастом спектру оптерећења је успостављена поуздана прорачунска процедура за процену века елемената структуре ваздухопловних конструкција.

Сви формулисани, у овом раду, прорачунски модели за процену века до појаве иницијалних оштећења базирани на коришћењу малоциклусних заморних карактеристика материјала у спреси са одговарајућим методама за анализу напонских стања у критичним зонама представљају ефикасне процедуре за предвиђање века (односно броја циклуса оптерећења до појаве иницијалног оштећења) елемената структура 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 пружају могућност откривања критичних зона у елементима структуре ваздухоплова и редукују на минимум веома скупа и дуготрајна експериментална истраживања.

### **10.3. ПРЕПОРУКЕ ЗА БУДУЋИ РАД**

На основу искуства стеченог приликом 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. Препоручио бих следеће кораке:

- У раду су коришћене малоциклусне заморне карактеристике материјала за процену века елемената конструкција ваздухоплова до појаве иницијалних оштећења. Следећи корак је развој метода за процену укупног века елемената конструкција под дејством спектра оптерећења.
- Предложени методологију прорачунске процене века до појаве иницијалних оштећења, на бази коришћења малоциклусних заморних карактеристика материјала под дејством спектра оптерећења, требало би укључити у постојећи „in-house“ софтверски пакет за процену укупног века где би се поред процене века до појаве иницијалног оштећења укључила и анализа ширења прскотине односно преосталог века структуралних елемената авионских конструкција.

## 11. ЛІТЕРАТУРА

1. J. A. Bannantine, J. J. Comer and J. L. Handrock, *Fundamentals of Metal Fatigue Analysis*, Prentice Hall, 1989.
2. T. Swift, Damage tolerance in pressurized fuselages, Proc. 14th ICAF Symposium, Ottawa, 1987. EMAS, Warley 1987, 1-77.
3. Schijve J., Fatigue Damage in Aircraft Structure, not wanted, but tolerable? *Int. J. Fatigue*, Vol. 31, Issue 6, June 2009, pp 998-1011.
4. W. Johnson, *ME 7774 Fatigue: Materials and Structures*, 2012.
5. Blom, A. “Fatigue Science and Engineering – Achievements and Challenges”, Plantema Memorial Lecture, 21st Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue (ICAF), Toulouse, France, 2001.
6. Schijve, J. “Fatigue of Aircraft Materials and Materials”, *International Journal of Fatigue*, Vol. 15, No. 1, 1999.
7. Schijve J. “Case Histories in Fatigue”, USAF Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) Conference, San Antonio, USA, 1999.
8. Eastin, R. G. and Bristow, J. W., “Looking at Lusaka’s Lessons”, Proceedings of the USAF Aircraft Structural Integrity Program Conference, Savannah, USA, 20
9. C. Navarro, J. Vázquez, J. Domínguez, 3D vs. 2D fatigue crack initiation and propagation in notched plates, *Int Journal of Fatigue*, 58 (2014) 40–46
10. D.L. McDowell, Basic issues in the mechanics of high cycle metal fatigue. *International Journal of Fracture* 80 (1996): 103-145.
11. J.Schijve. *Fatigue of structures and materials* (2nd edition). Springer, 2009.
12. Jaap Schijve, The significance of fatigue crack initiation for predictions of the fatigue limit of specimens and structures, *International Journal of Fatigue*, 61 (2014), 39-45
13. L. Reis, B. Li, M. de Freitas. Crack initiation and growth path under multiaxial fatigue loading in structural steels. *International Journal of Fatigue* 31 (2009): 1660-1668.
14. R.I. Stephens, A. Fatemi, R.R. Stephens, H. O.Fuchs. *Metal fatigue in engineering* (2<sup>nd</sup> edition). John Wiley & Sons, Inc., 2001.

15. Fatemi A, Shamsaei N. Multiaxial fatigue: an overview and some approximation models for life estimation. *Int J Fatigue* 2011;33:948–58.
16. 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.
17. Jahed H, Varvani-Farahani A. Upper and lower fatigue life limits model using energy-based fatigue properties. *Int J Fatigue* 2006;28:467–73.
18. Jahed H, Varvani-Farahani A, Noban M, Khalaji I. An energy-based fatigue life assessment model for various metallic materials under proportional and nonproportional loading conditions. *Int J Fatigue* 2007;29:647–55.
19. Manson SS, Halford GR. Practical implementation of the double linear damage rule and damage curve approach for treating cumulative fatigue damage. *Int J Fract* 1981;17:169–72.
20. Milovanović V., Dunić V., Rakić D., Živković M., Identification causes of cracking on the underframe of wagon for containers transportation - Fatigue strength assessment of wagon welded joints, *Engineering Failure Analysis* 31 (2013) 118-131.
21. Janković D. M., *Malociklusni zamor*, Univerzitet u Beogradu, Mašinski fakultet, Beograd, 2001.
22. Dowling NE. Mean stress effects in stress-life and strain-life fatigue. In: 2<sup>nd</sup> SAE Brazil international conference on fatigue, Sao Paulo, Brasil, SAE Paper No. 2004-01-2227, SAE; 2004.
23. Stephens R, Fatemi A, Stephens AA, Fuchs HO. *Metal fatigue in engineering*. New York: John Wiley; 2001
24. Basquin OH. The exponential law of endurance tests. *Proc Am Soc Test Mater* 1919;10:625–30
25. Morrow JD. Fatigue properties of metals. In: *Fatigue design handbook* Sec. 3.2. SAE advances in engineering, Warrendale, PA; 1968. p. 21–9.
26. Smith KN, Watson P, Topper TH. A stress–strain functions for the fatigue of metals. *J Mater* 1970;5:767–78.

27. Dowling NE. Mean stress effects in stress-life and strain-life fatigue. In: 2<sup>nd</sup> SAE Brazil international conference on fatigue, Sao Paulo, Brasil, SAE Paper No. 2004-01-2227, SAE; 2004.
28. Ince A, Glinka G. A modification of Morrow and Smith–Watson–Topper mean stress correction models. *Fatigue Fract Eng Mater Struct* 2011;34:854–67.
29. Zhao T, Jiang Y. Fatigue of 7075-T651 aluminum alloy. *Int J Fatigue* 2008;30:834–49.
30. Gu, R. and Lee, Y., A new method for estimating nonproportional notch-root stresses and strains, *Journal of Engineering Materials and Technology*, Vol. 119, 1997, pp. 40–45.
31. Kluger, K., Łagoda, T., New Energy Model for Fatigue Life Determination Under Multiaxial Loading with Different Mean Values, *International Journal of Fatigue* (2014), doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2014.04.008>
32. Dowling NE. *Mechanical behavior of materials*. Upper Saddle River (New Jersey): Prentice Hall; 2013.
33. Navarro C, Vázquez J, Domínguez J. A general model to estimate life in notches and fretting fatigue. *Eng Fract Mech* 2011;78:1590–601.
34. Borodii MV, Adamchuk MP. Life assessment for metallic materials with the used of the strain criterion for low cycle fatigue. *Int J Fatigue*, 2009;31:1579–87.
35. Neuber H. *Kerbspannungslehre*. Berlin: Springer; 1958 [Translation: *Theory of notch stress*, US Office of Technical Services, Washington, DC, 1961].
36. Federal Aviation Administration. Advisory circular – damage tolerance and fatigue evaluation of structure. Federal Air Regulations 25, AC No.25.271-1C;1998.
37. Schijve J. Fatigue crack propagation in light alloy sheet material and structures. *Advances in aeronautical sciences*, vol. 3. Pergamon Press; 1961. p. 387–408.
38. Underhill PR, DuQuesnay DL. The effect of dynamic loading on fatigue scatter factor for Al 7050. *Int J Fatigue* 2008;30:614–22.
39. Janssen M, Zuidema J, Wanhill RJH. *Fracture mechanics*. 2<sup>nd</sup> ed. Abingdon: Spon Press; 2004.
40. Bacila A, Decoopman X, et al. Study of underload effects on the delay induced by an overload in fatigue crack propagation. *Int J Fatigue* 2007;29:1781–7.

41. Sakane M, Zhang S, Kim T. Notch effect on multiaxial low cycle fatigue. *Int J Fatigue* 2011;33:959–68.
42. Dattoma V, Giancane S, Nobile R, et al. Fatigue life predicted under variable loading based on a new non-linear continuum damage mechanics model. *International Journal of Fatigue* Vol. 28 (2006) No 2, 89-95
43. Gladskiy M, Sergiy S. A new model for low cycle fatigue of metal alloys under non-proportional loading. *Int J Fatigue* 2010;32:1568–72.
44. Borodii MV, Adamchuk MP. Life assessment for metallic materials with the used of the strain criterion for low cycle fatigue. *Int J Fatigue* 2009;31:1579–87.
45. Tipton SM, Nelson DV. Advances in multiaxial fatigue life prediction for components with stress concentrations. *Int J Fatigue* 1997;19:503–15.
46. Gao Z, Qiu B, Wang X, Jiang Y. An investigation of fatigue of a notched member, *Int J Fatigue* 2010;32:1960–9
47. Weixing. Y., Kaiwuan., X., Yi, G., (1995). On the fatigue notch factor,  $K_f$ , *International Journal of Fatigue*, 17 (4)- 26-25.
48. Kitagawa H, Takahashi S. Applicability of fracture mechanics to very small crack or cracks in the early stage. *Proceedings of the 2nd international conference on mechanical behavior of materials*. ASM; 1976.
49. Bleuzen, C., Chaudonneret. M., Farcy, L., Flavenot J.F., Ranganathan. N. (1994). Fatigue testing and life prediction for notched specimens of 2024 and 7010 alloys subjected to aeronautical spectra. In C. Amzallag (Ed.), *Automation in Fatigue and Fracture: Testing and Analysis*. ASTM STP 123 1 (pp. 508-530). Philadelphia, PA, U.S.A.
50. Navarro C, Vázquez J, Domínguez J. A general model to estimate life in notches and fretting fatigue. *Eng Fract Mech* 2011;78:1590–601.
51. DuQuesnay. D.L., MacDougall. C., Dabayeh, A., Topper, T.H. (1995). Notch fatigue behaviour as influenced by periodic overloads. *International Journal of Fatigue*, 17 (2), 91-99.
52. Umeda H., Sakane M., Ohnami M. (1987). Comparison of local strain at the notch root between FEM analysis and experimental strain measurement under creep-fatigue conditions, *JSME International Journal*. 30 (268), 1543-1 550.

53. Socie, D.F., Dowling, N.E., and Kurath, P., Fatigue Life Estimation of Notched Members, in ASTM STP 833, Fracture Mechanics, Fifteenth, R. J. Sanford Symposium (ed.), American Society for testing and materials, Philadelphia, 1984, pp. 284-299.
54. Sehitoglu, H., Fatigue of Low Carbon Steels as Influenced by Repeated Strain Aging, Fracture Control Program, Report No. 40, University of Illinois at Urbana Champaign, June 1981.
55. Kurath, P., Investigation into a Non-arbitrary Fatigue Crack Size Concept, Theoretical and Applied Mechanics, Report No. 429, University of Illinois at Urbana Champaign, Oct. 1978.
56. Msc/Corporation, MSC/NASTRAN Quick Start Guide, Version 70.5. Los Angeles: The MacNeal-Schwendler Corporation; 2000
57. Bairstow, L., The elastic limits of iron and steel under cyclical variations of stress, Phil. Trans., Ser. A, Vol 210, London 1910
58. Maksimović S., Posavljak S, Maksimović K., Nikolić V., Djurković, V., TOTAL FATIGUE LIFE ESTIMATION OF NOTCHED STRUCTURAL COMPONENTS USING LOW CYCLE FATIGUE PROPE, STRAIN An Int Journal for Experimental Mechanics, Volume 47, Issue Supplement S2, pp 341-349, 2011.
59. Posavljak S., Maksimovic S.: *Increasing of Fatigue Resistance of Aero Engine Disks*, WSEAS TRANSACTIONS on APPLIED and THEORETICAL MECHANICS, Issue 2, Volume 1, December 2006, pp 133-140.
60. J. B. De Jonge, D. Schutz, H. Lowak and J. Schijve, A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures, Nat. Aerospace Lab. NLR, TR-73029 (1973)
61. Various authors: FALSTAFF. Description of Fighter Aircraft Loading Standard For Fatigue Evaluation, Joint publication of F+W, Switzerland LBF, Germany, NLR, The Netherland and IABG, Germany, 1976.
62. J. B. De Jonge, Additional information about FALSTAFF, Nat. Aerospace Lab. NLR, TR-79056, 1979.



63. J. Schijve, The significance of flight-simulation fatigue tests, The Proceedings of the 13th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, 22-24 May, 1985, Pisa, Italy
64. A. Buch, "Effect of some aircraft loading program modifications on the fatigue life of open hole specimens", *Engg. Fract. Mech.*, 13, pp. 237-256, 1980.
65. P. Heuler and T. Seeger, "A criterion for omission of variable amplitude loading histories", *Int. J Fatigue*, 8(4), pp. 225-230, 1986.
66. S.G. KO, C.S. Oh and B.I. Choi, "The elucidation of load history editing effect on fatigue crack growth by crack closure concept", *Int. JFat.*, 27(3), pp. 255-262, 2005.
67. G.M. Van Dijk and J.B. de Jonge, "Introduction to a fighter aircraft loading standard for fatigue evaluation FALSTAFF", Proceedings of 9th ICAF Symposium, International Committee on Aeronautical Fatigue, Lausanne, Switzerland, pp. 3.614-3.61139, 1975
68. Heuler P and Klatschke H, Generation and use of standardized load spectra and load time histories, *International journal of Fatigue* 27, 2005, p. 974-990.
69. Heuler P and Klatschke H, Generation and use of standardized load spectra and load time histories, *International journal of Fatigue* 27, 2005, p. 974-990.
70. Maksimović M., Nikolić V., Maksimović K., Stupar. S., J. Tehnički vjesnik/Technical Gazette, DAMAGE TOLERANCE ANALYSIS OF STRUCTURAL COMPONENTS UNDER GENERAL LOAD SPECTRUM, Vol. 19 No. 4, pp. 931-938, 2012. ISSN 1330-3651; UDK/UDC 62 (05)=163.42=111
71. C. Navarro , J. Vázquez, J. Domínguez, 3D vs. 2D fatigue crack initiation and propagation in notched plates, *International Journal of Fatigue* 58 (2014) 40–46
72. Maksimović, S., Blažić M., **Maksimović M.**, PROJEKTOVANJE KONSTRUKCIJA SA ASPEKTA ZAMORA I MEHANIKE LOMA, IIPP- Institut za Istraživanja i Projektovanja u Privredi, 2010.
73. Maksimovic S., Blazic M. Vasovic I., Djuric M., **Maksimovic M.**; STRENGTH ANALYSIS OF AIRCRAFT STRUCTURES WITH RESPECTS TO FATIGUE; OTEH 2012; 5<sup>th</sup> International Scientific Conference on Defensive Technologies, Belgrade, Serbia; September 18- 19 2012. pp 75- 79.
74. Maksimović S., Vasović I, **Maksimović M.**; 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.

75. Blažić M., Maksimović M., Vasović I., 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.
76. Maksimovic S., Posavljak S., Maksimovic K., Nikolic V. and Djurkovic V., Total Fatigue Life Estimation of Notched Structural Components Using Low-Cycle Fatigue Properties, *Journal Strain*, 2011, 47 (suppl.2), pp 341-349, DOI: 10.1111/j.1475-1305.2010.00775.x
77. Maksimović K., **Maksimović M.**, ODREĐIVANJA PARAMETARA MEHANIKE LOMA I PREOSTALOG VEKA KOD PROBLEMA UŠKI ZA VEZU KRILO-TRUP AVIONA, *Tehnička dijagnostika*, Vol. 9, iss. 3, pp. 11-16, 2010.
78. Maksimović S., Vasović I., **Maksimović M.**, Đurić M.; 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.

## Прилог 1: Карактеристике материјала

У овом прилогу су дате су дате статичке и цикличне карактеристике материјала означених са А, В, С и D при чему овако означени материјали представљају:

**Материјал А;** Челик средње чврстоће

**Материјал В:** Челик високе чврстоће

**Материјал С;** Челик ниске чврстоће

**Материјал D;** Дурал високе чврстоће

Табела III: Статичке и цикличне карактеристике материјала

Карактеристика Материјала	јединице	А	В	С	D
<b>Цикличне карактеристике материјала</b>					
Коефицијент заморне дуктилности, $\epsilon_f'$		1.142	0.790	0.338	0.158
Експонент заморне дуктилности, $c$		-0.67	-0.730	-0.480	-0.83
Коефицијент заморне чврстоће $\sigma_f'$	ksi	169	267	162	241
Експонент заморне чврстоће, $b$		-0.081	-0.090	-0.110	-0.149
Коефицијент цикличне чврстоће, $K'$	ksi	154	235	194	101
Експонент цикличног деформационог ојачавања, $n'$		0.123	0.112	0.226	0.040
<b>Статичке карактеристике материјала</b>					
Напон на граници течења, $S_y$	ksi	94	158	51	78
Modul elastičnosti, $E$	ksi	30000	30000	30000	10000
Затезна чврстоћа, $R_m$	ksi	114	168	78	85

## 12. БИОГРАФИЈА

Име и презиме Мирко Максимовић

Датум рођења: 06.06.1981.

Место рођења: Београд, Србија

Школовање:

1988 -1996. Основна школа у Београду

1996.-2000. Девета београдска гимназија у Београду

2000.-2008. Студије на машинском факултету у Београду, смер ваздухопловство

Кретање у послу:

2008.- . ЈКП „Београдски водовод и канализација“

### Објављени научни радови:

1. **Maksimović M.**, Nikolić V., Maksimović K., Stupar S., J., Tehnički vjesnik/Technical Gazette, DAMAGE TOLERANCE ANALYSIS OF STRUCTURAL COMPONENTS UNDER GENERAL LOAD SPECTRUM, Vol. 19 No. 4, pp. 931-938, 2012. ISSN 1330-3651; UDK/UDC 62 (05)=163.42=111
2. Maksimovic S., Kozic M., Stetic-Kozic S., Maksimović K., Vasović I., **Maksimovic M.**, DETERMINATION OF LOAD DISTRIBUTIONS ON MAIN HELICOPTER ROTOR BLADES AND STRENGTH ANALYSIS OF ITS STRUCTURAL COMPONENTS, Journal of aerospace engineering, J. Aerosp. Eng., 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000301 (Nov. 23, 2012).
3. Ilić I., Petrović Z., **Maksimović M.**, Stupar S., Stamenković D., Computation Method in Failure Analysis of Mechanical Fastened Joints at Layered Composites, Strojniski vestnik- Journal of Mechanically Engineering, Vol 58 Br 9 (2012), pp. 553-559. ISSN 0039-2480
4. 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;

5. 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:
6. 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
7. Stašević M., Maksimović S, Gerić K., Burzić Z., **Maksimović M.**, Fatigue Crack Growth Prediction from Low Cycle Fatigue Properties, Strojarstvo, Vol 53 (3); pp 171-178, 2011. ISSN 0562-1887
8. Milenko S. Stašević, Stevan Maksimovic, Katarina D. Geric, **Mirko S. Maksimovic**, Ivana Vasovic, METHODOLOGY FOR RESIDUAL LIFE ESTIMATION OF DAMAGED STRUCTURAL ELEMENTS OF THE TOWER INSTALLATIONS FOR OIL AND GAS EXPLORATION; 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>
9. 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.
10. C. Dolicanin, K. Maksimovic, V. Nikolic-Stanojevic, **M. Maksimovic**; NUMERICAL SIMULATION OF DAMAGE IN THE THIN PLATES; In: Proceedings of the First International Conference on Damage Mechanics - ICDM 1, Belgrade, Serbia; June 25- 27, **2012**. pp 109-112, Editors: Chi L. Chow, J.

Woody Ju and Dragoslav Šumarac, Belgrade, Serbia, 2012; 237-40. ISBN 978-86-86115-09-6 (SCE) ISBN 978-86-7518-153-8 (FCE)

11. 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.
12. 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.
13. 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.
14. Stevan Maksimovic, Marija Blazic, Ivana Vasovic, Mirjana Djuric, **Mirko Maksimovic**; STRENGTH ANALYSIS OF AIRCRAFT STRUCTURES WITH RESPECTS TO FATIGUE; OTEH 2012; 5<sup>th</sup> International Scientific Conference on Defensive Technologies, Belgrade, Serbia; September 18- 19 2012. pp 75- 79.
15. 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.
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, 30<sup>th</sup> May - 01<sup>th</sup> 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
18. Ivana Vasović, **Mirko Maksimović**, Marina Kutin, Marko Ristić, Numerical simulation in domains crack growth and welding process behaviors and comparative methods, The XIV<sup>th</sup> International Symposium “Young People and Multidisciplinary Research” Organizer: ACM-V, Timisoara, Romania, November 15-16, 2012. pp 15.
19. VASOVIC Ivana, RISTIC Marko, RISTIC Slavica, **MAKSIMOVIC Mirko**, STAMENKOVIC Dragi; Numerical Modeling and Initial Fatigue Life Estimations of Welded Structural Components; Romania 2014.
20. 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.
21. 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
22. 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.
23. 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.
24. 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.
  25. Maksimović, S., Blažić M., **Maksimović M.**, PROJEKTOVANJE KONSTRUKCIJA SA ASPEKTA ZAMORA I MEHANIKE LOMA, IIPP-Institut za Istraživanja i Projektovanja u Privredi, 2010.
  26. Maksimović K., **Maksimović M.**, ODREĐIVANJA PARAMETARA MEHANIKE LOMA I PREOSTALOG VEKA KOD PROBLEMA UŠKI ZA VEZU KRILOTRUP AVIONA, *Tehnička dijagnostika*, Vol. 9, iss. 3, pp. 11-16, 2010.
  27. Stevan MAKSIMOVIĆ, **Mirko MAKSIMOVIĆ**, Ivana VASOVIĆ; 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.
  28. Stevan MAKSIMOVIĆ, **Mirko MAKSIMOVIĆ**, Ivana VASOVIĆ; NUMERIČKA 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.
  29. 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.



Прилог 1.

## Изјава о ауторству

Потписани-а МИРКО МАКСИМОВИЋ

број индекса D31/09

### Изјављујем

да је докторска дисертација под насловом

### ПРОЦЕНА ВЕКА СТРУКТУРАЛНИХ ЕЛЕМЕНАТА ВАЗДУХОПЛОВА ДО ПОЈАВЕ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА

- 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, 22.06.2015

M. Maksimovic

Прилог 2.

## Изјава о истоветности штампане и електронске верзије докторског рада

Име и презиме аутора МИРКО МАКСИМОВИЋ

Број индекса D31/09

Студијски програм докторске студије

Наслов рада ПРОЦЕНА ВЕКА СТРУКТУРАЛНИХ ЕЛЕМЕНАТА ВАЗДУХОПЛОВА  
ДО ПОЈАВЕ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА

Ментор др Слободан Ступар

Потписани/а Мирко Максимовић

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, 22.06.2015.



Прилог 3.

## Изјава о коришћењу

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

ПРОЦЕНА ВЕКА СТРУКТУРАЛНИХ ЕЛЕМЕНАТА ВАЗДУХОПЛОВА ДО ПОЈАВЕ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА

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).

У Београду, 22.06.2015

Потпис докторанда

