



УНИВЕРЗИТЕТ У КРАГУЈЕВЦУ
ФАКУЛТЕТ ИНЖЕЊЕРСКИХ НАУКА

Никола Р. Вучетић

**РАЗВОЈ МЕТОДОЛОГИЈЕ ЗА ПРОЦЕНУ
ИНТЕГРИТЕТА ВАЗДУШНО ХЛАЂЕНОГ АВИОНСКОГ
КЛИПНОГ МОТОРА ИЗЛОЖЕНОГ
ВИСОКОЦИКЛИЧНОМ МЕХАНИЧКОМ И
ТЕРМИЧКОМ ОПТЕРЕЂЕЊУ**

докторска дисертација

Крагујевац, 2020.



UNIVERSITY OF KRAGUJEVAC
FACULTY OF ENGINEERING

Nikola R. Vučetić

**DEVELOPMENT OF METHODOLOGY FOR INTEGRITY
ASSESSMENT OF AIR-COOLED AIRCRAFT PISTON
ENGINE EXPOSED TO HIGH-CYCLIC MECHANICAL AND
THERMAL LOAD**

Doctoral Dissertation

Kragujevac, 2020.

Аутор
Име и презиме: Никола Вучетић
Датум и мјесто рођења: 10.12.1989. године, Сарајево, Босна и Херцеговина
Садашње запослење: Виши асистент, Машински факултет Универзитета у Источном Сарајеву
Докторска дисертација
Наслов: РАЗВОЈ МЕТОДОЛОГИЈЕ ЗА ПРОЦЈЕНУ ИНТЕГРИТЕТА ВАЗДУШНО ХЛАЂЕНОГ АВИОНСКОГ КЛИПНОГ МОТОРА ИЗЛОЖЕНОГ ВИСОКОЦИКЛИЧНОМ МЕХАНИЧКОМ И ТЕРМИЧКОМ ОПТЕРЕЂЕЊУ
Број страница: 152
Број слика: 136
Број библиографских података: 162
Установа и мјесто гдје је рад израђен: Универзитет у Крагујевцу, Факултет инжењерских наука;
Научна област (УДК): Интегритет и век конструкција, механика лома, испитивање материјала (620.162:624.042)
Ментор: др Гордана Јовичић, редовни професор, Факултет инжењерских наука Универзитета у Крагујевцу;
Оцјена и одбрана
Датум пријаве теме: 13.03.2019.
Број одлуке и датум прихватања теме докторске дисертације: IV-04-183/5 од 13.03.2019.
Комисија за оцјену научне заснованости теме и испуњености услова кандидата:
1. др Гордана Јовичић, редовни професор, Факултет инжењерских наука, Универзитет у Крагујевцу; Ужа научна област: Примењена механика;
2. др Мирослав Живковић, редовни професор, Факултет инжењерских наука, Универзитет у Крагујевцу; Уже научне области: Примењена механика, Примењена информатика и рачунарско инжењерство;
3. др Владимир П. Миловановић, доцент, Факултет инжењерских наука, Универзитет у Крагујевцу; Ужа научна област: Експериментална механика;
4. др Драган Ракић, доцент, Факултет инжењерских наука, Универзитет у Крагујевцу; Уже научне области: Примењена механика, Примењена информатика и рачунарско инжењерство;
5. др Бранимир Крстић, доцент, Војна академија, Универзитет одбране у Београду; Ужа научна област: Ваздухопловно машинство;
Комисија за оцјену и одбрану докторске дисертације:
1. др Мирослав Живковић, редовни професор, председник Комисије, Факултет инжењерских наука, Универзитет у Крагујевцу; Уже научне области: Примењена механика, Примењена информатика и рачунарско инжењерство;
2. др Снежана Вуловић, научни сарадник, Институт за информационе технологије, Универзитет у Крагујевцу; Ужа научна област: Техничко-технолошке науке - електроника, телекомуникације и информационе технологије;
3. др Владимир П. Миловановић, доцент, Факултет инжењерских наука, Универзитет у Крагујевцу;

Ужа научна област: Експериментална механика;
4. др Александар Дишић, научни сарадник, Институт за информационе технологије, Универзитет у Крагујевцу; Ужа научна област: Техничко-технолошке науке - машинство;
5. др Бранимир Крстић, ванредни професор, Војна академија, Универзитет одбране у Београду; Ужа научна област: Ваздухопловно машинство;
Датум одбране докторске дисертације:

У току израде докторске дисертације остварио сам врло цијењену сарадњу са више појединаца и компанија који су ми у значајној мјери уступили своју подршку и помоћ приликом израде исте.

На самом почетку захвалност дугујем ментору проф. др Гордани Јовичић која ме је својим искуством пратила и усмјеравала у току израде дисертације.

Захваљујем се проф. др Мирославу Живковићу на конструктивним савјетима приликом израде дисертације.

Захвалност и поштовање бих поклонио проф. др Бранимиру Крстићу на многобројним савјетима везаним за проблематику разматрану у оквиру дисертације.

Посебно се захваљујем доц. др Александру Кошарцу који је неисцрпно учествовао у процесу припреме и израде епрувета за експериментална испитивања.

Захвалност дугујем запосленима компаније „EdenGarden“ из Источног Сарајева за услугу сјечења припремка алуминијума воденим млазом која је била од кључног значаја за даљи наставак израде епрувета.

Посебно бих поменуо и компанију „UniFlex“ д.о.о. из Угљевика чијем директору и запосленима дугујем изузетну захвалност на услугама конвенционалне и неконвенционалне обраде метала приликом израде појединих типова епрувета.

Овом приликом навео бих предузеће „MOFAS“ д.о.о. из Источног Сарајева и захвалио бих се на помоћи машинске обраде епрувета, те компанију „Орао“ а.д. из Бијељине чијим се запосленима захваљујем за урађену хемијску анализу материјала.

Посебно се захваљујем Машинском факултету Универзитета у Бањој Луци на уступку коришћења Лабораторије за материјале и заваривање у оквиру које је изведен један од тестова везаних за експериментална испитивања.

Захваљујем се и доц. др Владимиру Миловановићу на сугестијама везаним за експериментална испитивања и нумеричку анализу.

Захвалио бих се руководству и запосленима на Институту „Кемал Капетановић“ из Зенице због указане могућности за испитивање статичких и динамичких карактеристика материјала на повишеној температури.

Поменуо бих професоре Јосипа Качмарчика и Александра Карача са Машинског факултета у Зеници због датих смјерница везаних за нумеричку анализу проблема. Овом приликом искрено им се захваљујем.

Захвалност дугујем бившем декану Машинског факултета из Источног Сарајева проф. др Ранку Антуновићу који ми је пружао подршку све вријеме током мојих студија.

Захвалност на подршци дугујем и садашњем декану проф. др Милији Краишнику.

Захваљујем се свим осталим професорима, сарадницима и колегама са Факултета инжењерских наука у Крагујевцу и Машинског факултета у Источно Сарајеву који су ми својом подршком олакшали пут до израде овога рада и допринијели да он буде што квалитетнији.

Неизмјерну захвалност дугујем онима који су били стално уз мене, мајци Срђани и оцу Радовану, брату Новаку и својој дјевојци Николини Кисин.

Хвала им на разумијевању и несебичној подршци током мог цјелокупног школовања и живота уопште.

У ту част им посвећујем ову дисертацију.

Сажетак

Истраживање у овој дисертацији обухвата комплексну анализу цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора који је отказао услед појаве прслине на глави цилиндра. Експериментални дио истраживања састоји се од одређивања статичких и динамичких карактеристика легуре алуминијума 242.0, као саставног материјала главе цилиндра, на собној и на повишеној температури. Нумеричка анализа укључује одређивање напонско-деформационог стања цилиндарског склопа на собној и на повишеној температури, као и анализу замора наведеног склопа на повишеној температури. Резултати поменутих анализа односе се на утврђивање потенцијалног узрока појаве прслине на глави цилиндра.

Наставак истраживања подразумева нумеричко одређивање критичне вриједности фактора интензитета напона и J -интеграла. Моделирањем прслина различитих дужина у глави цилиндра, те рачунајући за сваки појединачни случај вриједности фактора интензитета напона и вриједности J -интеграла, а познавајући претходно наведене критичне вриједности ових параметара механике лома извршена је процјена интегритета цилиндарског склопа. У оквиру истраживања одређен је угао правца пропагације прслине, као и зависност брзине раста прслине од опсега фактора интензитета напона.

Добијени резултати су од великог значаја за даља истраживања у области механике лома и замора везана за проблематику појаве прслине и отказа конструктивних елемената израђених од легуре алуминијума 242.0, али и од других материјала. Наведена методологија у овој дисертацији може се примијенити за процјену интегритета било ког конструктивног елемента.

Кључне ријечи: глава цилиндра, прслина, замор материјала, корозија, експериментални тестови, нумеричка структурна анализа, процјена интегритета, број циклуса до отказа.

Abstract

The research in this dissertation consists of a complex analysis of the cylinder assembly of an air-cooled aircraft piston engine that failed due to a crack appearance on the cylinder head. Experimental part of the research consists of determination of the aluminum alloy 242.0 static and dynamic properties at room and at elevated temperature. This alloy is the constituent material of the cylinder head. Numerical analysis includes determining the stress-strain state of the cylinder assembly at room and at elevated temperature and fatigue analysis of the assembly at elevated temperature. The output of the aforementioned analysis refers to determination of the potential cause of the crack appearance on the cylinder head.

The continuation of the research includes numerical determination of the critical values of the stress intensity factor and J-integral. By modeling the cracks of varying length in the cylinder head and considering the values of the stress intensity factors and the J-integral for each of the individual crack and knowing stress intensity factor and J-integral critical values mentioned above the integrity assessment of the cylinder assembly was performed. Within the research the crack propagation angle was determined, as well as the dependence of the crack growth rate on the stress intensity factor range.

The results obtained are of great importance for further research in the field of fracture mechanics and fatigue related to the problem of cracking and failure of structural elements made of aluminum alloy 242.0, but also of any other material. The methodology that will be developed in this dissertation is able to be applied to estimate the integrity of any constructive element.

Key words: cylinder head, crack, material fatigue, corrosion, experimental tests, numerical structural analysis, integrity assessment, number of cycles to failure.

Садржај

1.УВОД	1
1.1. Мотивација и преглед литературе.....	1
1.2. Циљ рада	11
1.3. Основне полазне хипотезе.....	12
1.4. Садржај рада	13
1.5. Методе истраживања	14
2.МЕХАНИКА ЛОМА И ЗАМОРА	15
2.1. Иницијација и раст прслине	15
2.2. Линеарно еластична механика лома	17
2.2.1. Напонско поље у врху прслине. Фактор интензитета напона	18
2.2.2. Жилавост лома	22
2.2.3. J-интеграл.....	25
2.3. Нискоциклични и високоциклични замор материјала	27
2.3.1. Циклично оптерећење	29
2.3.2. Закони раста прслине усљед цикличног оптерећења	32
2.3.2.1. <i>Paris</i> -ов закон раста прслине.....	33
2.3.2.2. <i>Forman</i> -ов закон раста прслине	33
2.3.2.3. <i>Kobayashi</i> -јев закон раста прслине.....	34
2.3.2.4. <i>Tanaka</i> -ин закон раста прслине	34
2.3.2.5. <i>McClintock</i> -ов закон раста прслине	35
2.3.3. Анализа укупног вијека трајања (S-N анализа)	35
3.ЕКСПЕРИМЕНТАЛНА ИСПИТИВАЊА ЛЕГУРЕ АЛУМИНИЈУМА 242.0	38
3.1. Анализа хемијског састава материјала	38
3.2. Металографско испитивање легуре алуминијума 242.0.....	39
3.3. Испитивање тврдоће легуре алуминијума 242.0	42
3.4. Испитивање статичких карактеристика материјала на собној температури	43
3.5. Испитивање статичких карактеристика материјала на повишеној температури ..	47
3.6. Испитивање ударних карактеристика материјала на собној и на повишеној температури	51
3.7. Испитивање заморних карактеристика материјала	58
3.7.1. Узорци за испитивање замора материјала	60
3.7.2. Поступак и резултати испитивања на собној температури	62

3.7.3.	Поступак и резултати испитивања на повишеној температури	65
4.	СТРУКТУРНА АНАЛИЗА ЦИЛИНДАРСКОГ СКЛОПА	
	ИЗЛОЖЕНОГ КОМБИНОВАНОМ ТЕРМОМЕХАНИЧКОМ	
	ОПТЕРЕЋЕЊУ	72
4.1.	Примјена методе коначних елемената	72
4.2.	Нумеричке симулације експерименталних испитивања	73
4.2.1.	Симулација теста на затезање на собној температури	73
4.2.2.	Симулација теста на затезање на повишеној температури	75
4.2.3.	Симулација теста замора материјала на собној температури	76
4.2.4.	Симулација теста замора материјала на повишеној температури	80
4.3.	Нумеричка анализа цилиндарског склопа	84
4.3.1.	Модел цилиндарског склопа и гранични услови.....	85
4.3.2.	Напонско-деформациона анализа цилиндарског склопа на собној температури	87
4.3.3.	Термичка анализа цилиндарског склопа.....	90
4.3.4.	Спрегнута термомеханичка анализа цилиндарског склопа	95
4.3.5.	Анализа замора цилиндарског склопа на повишеној температури	97
4.3.6.	Анализа замора цилиндарског склопа модификована усљед порозности материјала	99
5.	СТРУКТУРНА АНАЛИЗА ЦИЛИНДАРСКОГ СКЛОПА СА	
	ПРСЛИНОМ	104
5.1.	Нумеричко одређивање критичне вриједности фактора интензитета напона легуре алуминијума 242.0.....	104
5.2.	Утврђивање стабилности прслине са аспекта њене даље пропагације	110
5.2.1.	Цилиндарски склоп са моделираном прслином дужине 1 mm.....	111
5.2.2.	Цилиндарски склоп са моделираним прслинама дужина 2, 3 и 5 mm.....	117
5.2.3.	Утицај дужине прслине у глави цилиндра на вриједност ефективног напона, фактора интензитета напона и J-интеграла	127
5.3.	Одређивање правца пропагације прслине на основу критеријума максималног тангенцијалног напона.....	129
5.4.	Процјена животног вијека главе цилиндра са прслином	130
5.5.	Алгоритам за процјену интегритета цилиндарског склопа.....	131
6.	ЗАКЉУЧНА РАЗМАТРАЊА	134
	ЛИТЕРАТУРА	137

Биографија	148
Изјава о ауторству	149
Изјава о истовјетности штампане и електронске верзије докторског рада.....	150
Изјава о коришћењу	151

Листа слика

- Слика 1.1. Школски авион Утва 75 [41]
- Слика 1.2. Авионски клипни мотор Lycoming IO-360-B1F [38]
- Слика 1.3. Уочена прслина на глави првог цилиндра мотора Lycoming IO-360-B1F
- Слика 1.4. а) 3Д модел пресека мотора Lycoming IO-360-B1F са б) положајем прслине [37]
- Слика 1.5. SEM снимак преломне површине у зони А прекривене депозитима
- Слика 1.6. EDS хемијска анализа депозита на преломној површини [37]
- Слика 1.7. SEM снимак прелазне области са заморног на дуктилни лом
- Слика 2.1. К-зона и П-зона у околини врха прслине
- Слика 2.2. Облици површине настали при расту прслине затезним обликом отварања прслине
- Слика 2.3. Облици (модови) отварања врха прслине [61]
- Слика 2.4. Расподјела напона у околини врха прслине
- Слика 2.5. Утицај дебљине плоче на жилавост лома
- Слика 2.6. Епрувета за савијање у три тачке (SENB) [64]
- Слика 2.7. Компактна епрувета за затезање (СТ) [64]
- Слика 2.8. Путања интеграције за Ј-интеграл
- Слика 2.9. Фазе од иницијације прслине до отказа конструкције [56]
- Слика 2.10. Фазе развоја замора [53]
- Слика 2.11. Стохастичко промјенљиво оптерећење
- Слика 2.12. Дијаграм једносмјерних промјенљивих оптерећења
- Слика 2.13. Дијаграм наизмјеничних оптерећења
- Слика 2.14. Облици цикличног оптерећења дефинисани преко степена промјенљивости напона
- Слика 2.15. S-N (Wöhler-ова) крива за два материјала
- Слика 2.16. Идеални облик S-N криве
- Слика 3.1. Узорак за металографско испитивање [80]
- Слика 3.2. Дигитални микроскоп VHX 6000
- Слика 3.3. Припрема узорка за металографско испитивање [80]
- Слика 3.4. Микроструктура материјала главе цилиндра мотора Lycoming IO-360-B1F [80]
- Слика 3.5. Микропорозност материјала у облику груписаних шупљина [80]
- Слика 3.6. Шупљина (црно) окружена примарним дендритима (бијело) и еутектикумом (сиво) [80]
- Слика 3.7. Интергрануларни лом на металографском узорку настао спајањем сусједних шупљина у материјалу [80]
- Слика 3.8. Облик и димензије округле епрувете за одређивање статичких карактеристика на собној температури
- Слика 3.9. Облик и димензије равне епрувете за одређивање статичких карактеристика на собној температури
- Слика 3.10. Сервохидраулични пулзатор/кидалица SHIMADZU EHF-EV101K3-070-0A
- Слика 3.11. Округле епрувете за испитивање статичких карактеристика на собној температури - изглед прије испитивања
- Слика 3.12. Равне епрувете за испитивање статичких карактеристика на собној температури - изглед прије испитивања

- Слика 3.13. Испитивање статичких карактеристика на собној температури
- Слика 3.14. Екстензиометар SHIMADZU SG25-100
- Слика 3.15. Округле епрувете за испитивање статичких карактеристика на собној температури - изглед након испитивања
- Слика 3.16. Равне епрувете за испитивање статичких карактеристика на собној температури - изглед након испитивања
- Слика 3.17. Дијаграм вриједности статичких карактеристика материјала легуре алуминијума 242.0 на собној температури
- Слика 3.18. Облик и димензије епрувете за одређивање статичких карактеристика на повишеној температури
- Слика 3.19. Универзална хидраулична машина за статичка испитивања - кидалица Amsler 200 kN
- Слика 3.20. Обилежавање епрувета прије теста с циљем утврђивања релативног издужења
- Слика 3.21. Епрувете за испитивање статичких карактеристика на повишеној температури - изглед прије испитивања
- Слика 3.22. Подешавање температуре загријавања при испитивању епрувете
- Слика 3.23. Епрувете за испитивање статичких карактеристика на повишеној температури - изглед након испитивања
- Слика 3.24. Упоредни приказ вриједности затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури од 200 °C
- Слика 3.25. Епрувете за испитивање ударне жилавости материјала
- Слика 3.26. Облик и димензије епрувете за одређивање ударне жилавости
- Слика 3.27. Изглед епрувете за испитивање ударне жилавости
- Слика 3.28. Епрувете за испитивање ударне жилавости - правци вађења епрувета из припремка
- Слика 3.29. Charpy-јево клатно Zwick/Roell RKP450
- Слика 3.30. Mitutoyo Toolmaker's Microscope
- Слика 3.31. Вриједности ударне жилавости епрувета израђених од легуре алуминијума 242.0
- Слика 3.32. Карактер лома епрувете: а) собна температура; б) повишена температура;
- Слика 3.33. Схема сервопулзатора SHIMADZU ENF-EV101K3-070-0A
- Слика 3.34. Епрувете за тестирање замора: а) епрувета са постепеним сужењем попречног пресека; б) епрувета са континуалним попречним пресеком; в) епрувета са попречним пресеком у облику пјешчаног сата; г) епрувета са кружним жлијебом; д) цјеваста епрувета за комбинацију аксијалног напрезања или торзије са или без унутрашњег/спољашњег притиска; ђ) плочаста епрувета у облику конзоле; е) плочаста епрувета са прслином; ж) 3Д епрувета са прслином по дубини; з) компактна епрувета за затезање (СТ епрувета); и) епрувета за савијање у три тачке (SENB епрувета)
- Слика 3.35. Облик и димензије епрувете за испитивање заморних карактеристика на собној температури
- Слика 3.36. Облик и димензије епрувете за испитивање заморних карактеристика на повишеној температури
- Слика 3.37. Поступак испитивања заморних карактеристика материјала на собној (23 ± 5 °C) температури

- Слика 3.38. Епрувете за испитивање заморних карактеристика на собној температури - изглед прије испитивања
- Слика 3.39. S-N крива легуре алуминијума 242.0 добијена испитивањем при чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу на собној температури [80]
- Слика 3.40. Поступак испитивања заморних карактеристика материјала на повишеној температури
- Слика 3.41. Постављање епрувете у комору за загријавање
- Слика 3.42. Температура загријавања коморе пулзатора
- Слика 3.43. Епрувете за испитивање заморних карактеристика на повишеној температури - изглед прије испитивања
- Слика 3.44. Изглед испитиване епрувете након теста
- Слика 3.45. S-N крива легуре алуминијума 242.0 добијена испитивањем при чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу на повишеној температури
- Слика 3.46. Упоредни приказ S-N кривих легуре алуминијума 242.0 добијених испитивањем епрувета на собној и на повишеној температури
- Слика 4.1. Мрежа коначних елемената епрувете оптерећене на затезање
- Слика 4.2. Симулација теста на затезање
- Слика 4.3. Затезна чврстоћа материјала на собној температури одређена нумеричким путем [80]
- Слика 4.4. Затезна чврстоћа материјала на повишеној температури одређена нумеричким путем
- Слика 4.5. Мрежа коначних елемената епрувете оптерећене на замор
- Слика 4.6. а) Гранични услов „непокретни ослонац“ и б) симулирани напон
- Слика 4.7. Нумеричке симулације животног вијека у циклусима епрувете легуре алуминијума 242.0 при различитим вриједностима амплитуде напона
- Слика 4.8. S-N крива легуре алуминијума 242.0 добијена на основу нумеричких резултата на собној температури [80]
- Слика 4.9. Упоредни приказ S-N кривих легуре алуминијума 242.0 добијених на основу експерименталних и нумеричких резултата на собној температури
- Слика 4.10. Нумеричке симулације животног вијека у циклусима епрувете легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури при различитим вриједностима амплитуде напона
- Слика 4.11. S-N крива легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури добијена на основу нумеричких резултата [134]
- Слика 4.12. Упоредни приказ S-N кривих легуре алуминијума 242.0 добијених на основу експерименталних и нумеричких резултата на повишеној температури
- Слика 4.13. CAD модел цилиндарског склопа авионског мотора Lycoming IO-360-B1F
- Слика 4.14. Веза тијела и главе цилиндра на мотору Lycoming IO-360-B1F [37]
- Слика 4.15. Крута веза тијела и главе цилиндра
- Слика 4.16. Фиксна веза тијела цилиндра са кућиштем мотора
- Слика 4.17. Генерисање мреже коначних елемената
- Слика 4.18. Механичко оптерећење
- Слика 4.19. Поље von-Mises-овог напона цилиндарског склопа на собној температури
- Слика 4.20. Расподјела енергије на глави цилиндра
- Слика 4.21. Расподјела енергије на зидовима цилиндра
- Слика 4.22. Расподјела енергије на издувном каналу

- Слика 4.23. Дефинисање конвективних површина цилиндарског склопа: а) глава цилиндра; б) тијело цилиндра;
- Слика 4.24. Дефинисање конвективних површина главе цилиндра испод поклопца брегасте осовине
- Слика 4.25. Температурно поље - резултати термичке анализе: а) цилиндарски склоп; б) попречни пресјек; в) вриједности на мјесту појаве прслине [134];
- Слика 4.26. Резултати термичке анализе импортовани у структурну анализу
- Слика 4.27. Расподјела поља von-Misses-овог напона цилиндарског склопа под утицајем термомеханичког оптерећења [134]
- Слика 4.28. Напонско стање цилиндарског склопа: а) први такт; б) трећи такт;
- Слика 4.29. Животни вијек цилиндарског склопа на повишеној температури [134]
- Слика 4.30. Поље von-Misses-овог напона на глави цилиндра на собној температури
- Слика 4.31. Локација максималне вриједности напона на цилиндарском склопу
- Слика 4.32. Модификована крива усљед порозности материјала
- Слика 4.33. Животни вијек цилиндарског склопа у случају постојања порозности
- Слика 5.1. Димензије и облик епрувете за испитивање жилавости лома материјала
- Слика 5.2. 3Д Модел СТ епрувете
- Слика 5.3. Мрежа коначних елемената СТ епрувете: а) изометријски приказ; б) приказ у равни;
- Слика 5.4. Фактор сигурности на фронту прслине
- Слика 5.5. Расподјела еквивалентног напона у току симулације СТ епрувете: а) изометријски приказ; б) подручје прслине;
- Слика 5.6. Вриједност фактора интензитета напона за прву запремину интеграције: а) I мод; б) II мод;
- Слика 5.7. Дијаграм критичних вриједности фактора интензитета напона за СТ епрувету: а) I мод; б) II мод;
- Слика 5.8. Локална равна 3Д прслина на цилиндарском склопу
- Слика 5.9. Моделирана прслина дужине 1 mm
- Слика 5.10. Радијус сфере интеграљења J-интеграла у току дефинисања мреже коначних елемената главе цилиндра са прслином дужине 1 mm
- Слика 5.11. Мрежа коначних елемената у околини прслине дужине 1 mm
- Слика 5.12. Прслина дужине 1 mm са дефинисаним координатним системом
- Слика 5.13. Поље von-Misses-овог напонског стања главе цилиндарског склопа са прслином дужине 1 mm: а) поглед у равни; б) изометријски поглед;
- Слика 5.14. Животни вијек главе цилиндра са прслином дужине 1 mm
- Слика 5.15. Вриједности фактора интензитета напона за прслину дужине 1 mm
- Слика 5.16. Дијаграм вриједности фактора интензитета напона
- Слика 5.17. Вриједности J-интеграла за прслину дужине 1 mm
- Слика 5.18. Дијаграм вриједности J-интеграла за случај прслине дужине 1 mm
- Слика 5.19. Поље von-Misses-овог напонског стања главе цилиндарског склопа са прслином дужине 2 mm
- Слика 5.20. Напонско стање главе цилиндарског склопа са прслином дужине 3 mm
- Слика 5.21. Напонско стање главе цилиндарског склопа са прслином дужине 5 mm
- Слика 5.22. Вриједности фактора интензитета напона за прслину дужине 2 mm
- Слика 5.23. Вриједности фактора интензитета напона за прслину дужине 3 mm
- Слика 5.24. Вриједности фактора интензитета напона за прслину дужине 5 mm

- Слика 5.25. Дијаграм вриједности фактора интензитета напона за прслине дужина: а) 2 mm; б) 3 mm; в) 5 mm;
- Слика 5.26. Вриједности J-интеграла за прслину дужине 2 mm
- Слика 5.27. Вриједности J-интеграла за прслину дужине 3 mm
- Слика 5.28. Вриједности J-интеграла за прслину дужине 5 mm
- Слика 5.29. Дијаграм вриједности J-интеграла за случајеве прслина дужина: а) 2 mm; б) 3 mm; в) 5 mm;
- Слика 5.30. Зависност ефективног напона од дужине прслине
- Слика 5.31. Зависност фактора интензитета напона од дужине прслине
- Слика 5.32. Зависност вриједности J-интеграла од дужине прслине
- Слика 5.33. Зависност брзине раста прслине од опсега фактора интензитета напона
- Слика 5.34. Алгоритам методологије за процјену интегритета цилиндарског склопа

Листа табела

- Табела 1.1. Процентуална расподјела механизма отказа [18]
- Табела 1.2. Резултати посљедњег компресионог теста на мотору Lycoming IO-360-B1F
- Табела 1.3. Техничке карактеристике мотора Lycoming IO-360-B1F [42]
- Табела 1.4. Техничке карактеристике мотора Lycoming IO-360-B1F [42]
- Табела 2.1. Облици (модови) оптерећења прслине
- Табела 3.1. Резултати хемијског састава легуре алуминијума 242.0 [-80]
- Табела 3.2. Вриједности измјерене тврдоће
- Табела 3.3. Експериментално одређене вриједности затезне чврстоће и напона течења легуре алуминијума 242.0 [80]
- Табела 3.4. Експериментално одређене вриједности затезне чврстоће и релативног издужења алуминијума 242.0 на повишеној температури
- Табела 3.5. Поређење резултата затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури
- Табела 3.6. Дубина зареза испитиваних епрувета
- Табела 3.7. Ознаке епрувета за испитивање ударне жилавости
- Табела 3.8. Стварне димензије ширине, висине и површине попречног пресјeka епрувете на мјесту лома
- Табела 3.9. Резултати испитивања ударне жилавости легуре алуминијума 242.0
- Табела 3.10. Поређење резултата испитивања ударне жилавости легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури
- Табела 3.11. Резултати једноосног, аксијалног испитивања епрувета легуре алуминијума 242.0 изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу [80]
- Табела 3.12. Заморне карактеристике легуре алуминијума 242.0 при једноосном испитивању епрувета изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу [80]
- Табела 3.13. Резултати једноосног, аксијалног испитивања епрувета легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу
- Табела 3.14. Заморне карактеристике легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури при једноосном испитивању епрувета изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу
- Табела 3.15. Поређење резултата испитивања замора легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури
- Табела 4.1. Поређење резултата затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених експерименталним и нумеричким путем
- Табела 4.2. Поређење резултата затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених експерименталним и нумеричким путем на повишеној температури
- Табела 4.3. Резултати нумеричке симулације чисто наизмјенично промјенљивог заморног оптерећења [80]
- Табела 4.4. Поређење резултата испитивања замора легуре алуминијума 242.0 за исту амплитуду примијењеног напона добијених експерименталним и нумеричким путем на собној температури
- Табела 4.5. Резултати нумеричке симулације чисто наизмјенично промјенљивог заморног оптерећења на повишеној температури [134]

Табела 4.6. Поређење резултата испитивања замора легуре алуминијума 242.0 за исту амплитуду примијењеног напона добијених експерименталним и нумеричким путем на повишеној температури

Попис ознака

Ознака	Назив
a	Дужина прслине
A_{con}	Просјечна потрошња авионског клипног мотора
a_c	Критична дужина прслине
a_{eff}	Ефективна дужина прслине
a_0	Почетна дужина прслине
A	Степен промјенљивости амплитуде
b	Експонент заморне чврстоће
c	Материјална константа
C_{ijkl}	Компоненте конститутивног тензора
da/dN	Брзина раста прслине
E	Модул еластичности
E_g	Енергетски садржај бензина
f	Функција димензија епрувете
G	Брзина ослобађања енергије
J	J-интеграл
K	Фактор интензитета напона
K_c	Жилавост лома
K_e	Еквивалентни мод отварања врха прслине
K_{eff}	Ефективни фактор интензитета напона
K_f	Заморни фактор концентрације напона
K_{max}	Максимална вриједност фактора интензитета напона
K_{min}	Минимална вриједност фактора интензитета напона
k_{mt}	Удио топлотне енергије који одлази на мотор
k_t	Удио топлотне енергије у укупној енергији
K_t	Теоријски фактор концентрације напона
K_I	I мод фактора интензитета напона
K_{II}	II мод фактора интензитета напона
K_{Ic}	Критична вриједност фактора интензитета напона за I мод деформисања врха прслине

l	Дужина деформисане епрувете
l_0	Почетна дужина епрувете
m	Материјална константа
n	Номинални број обртаја мотора
n_j	Јединични вектор спољашње нормале на контуру око врха прслине
n_R	Број обртаја радилице по једном радном циклусу
N_f	Укупан број циклуса до отказа
N_i	Број циклуса до настанка прслине
N_p	Број циклуса потребан да прслина нарасте до коначног отказа
$2N_f$	Број полуциклуса
p	Средњи ефективни притисак на површине главе цилиндра
P	Номинална снага мотора
P_c	Топлотна енергија по једном цилиндру
P_e	Топлотна енергија која одлази на мотор
P_t	Укупна топлотна енергија
P_{tot}	Укупна снага која се троши у авионском клипном мотору
q	Тежинска функција
r	Растојање од врха прслине
R	Степен промјенљивости напона
R_m	Затезна чврстоћа
u_i	Компоненте вектора помјерања
V	Радна запремина мотора
W	Специфична енергија деформације
Y	Фактор корекције
β	Бездимензионални параметар
β_k	Коефицијент концентрације напона
δ_{ij}	<i>Kronecker</i> -ов делта
ΔK	Распон фактора интензитета напона
ΔK_{th}	Праг фактора интензитета напона
$\varepsilon_{i,j}$	Компонента тензора деформације

θ	Угао правца пропагације прслине
κ	Колосова константа
μ	Модул клизања
Π	Потенцијална енергија
σ_a	Амплитуда цикличног напона
σ_f'	Фактор заморне чврстоће
$\sigma_{i,j}$	Компонента тензора напона
σ_m	Средњи напон
σ_r	Опсег напона
σ_{yld}	Напон течења
τ_{xy}	Смичућа компонента тензора напона

1. УВОД

1.1. Мотивација и преглед литературе

Летјелице са клипном погонском групом имају различиту намјену, веома су заступљене и у честој су употреби у данашње вријеме [1]. Највећи број оваквих летјелица погони се једним ваздушно хлађеним клипним мотором. Управо из разлога што су то једномоторни авиони, отказ било ког елемента мотора, покретног или непокретног, представља велики ризик за безбједност [2].

Ако се занемари грешка пилота, највећи број фаталних авионских несрећа последица је механичких отказа њихових виталних дијелова [3-17]. Бројни су узрочници отказа попут корозије, грешака у материјалу, односно порозности материјала, високоцикличног замора материјала и слично. Структурни елементи летјелица на основу захтјева савремене ваздухопловне индустрије морају да задовоље повећан ниво поузданости у току рада како не би дошло до њиховог отказа.

У раду [3] разматрано је пуцање вратила на кормилу борбеног млазног авиона. Методом коначних елемената, линеарном анализом, извршена је анализа напонског стања склопа вратила уз усвајање одговарајућих ограничења. На узорцима израђеним од материјала вратила урађена је и хемијска анализа и одређене су механичке карактеристике материјала вратила. На основу извршених анализа установљено је да је замор материјала, праћен корозијом, био доминантан узрок пуцања вратила кормила борбеног млазног авиона.

У литератури [4] анализиран је проблем пуцања цијеви стајног трапа хеликоптера *Gazelle SA 341H*. У циљу утврђивања узрока лома вршени су: визуелни преглед, фрактографска анализа, металографска анализа, анализа хемијског састава материјала, као и нумеричка анализа методом коначних елемената. На основу спроведених истраживања показало се да је корозија главни узрочник отказа цијеви стајног трапа хеликоптера *Gazelle SA 341H*.

Пуцање антене војног авиона, која представља навигацијски систем авиона [5], догодило се током лета, па се због тога приступило анализи и утврђивању узрока отказа. На основу фрактографске, хемијске и металографске анализе материјала и анализом методом коначних елемената потврђено је да је лом антене настао као последица замора материјала.

На основу визуелног прегледа, спектрографске анализе, металографске анализе и анализе методом коначних елемената у литератури [6] показано је да је пуцање полуге стајног трапа цивилног авиона настало због постојања иницијалне прслине на спољашњој површини полуге.

Редовном инспекцијом након лета на *APU* јединици ваздухоплова *C27-J* примијећено је постојање прслине [7]. На основу извршених анализа: микроскопског прегледа површине прелома, хемијског састава материјала и мјерењем тврдоће истог дошло се до закључка да је високоциклични замор узрок уочене прслине.

Узрок пада авиона у Холандији био је предмет истраживања у раду [12]. Фрактографском анализом утврђено је да је напонска корозија довела до отказа погонског мотора.

На шестоцилиндричном авионском мотору након приближно 600 часова рада примијећене су прслине између расхладних ребара на алуминијумској глави цилиндра на страни издувног отвора и око издувног вентила [13]. Прслине су откривене коришћењем пенетрантске течности. На основу макроскопског испитивања, хемијске анализе и микроструктурне анализе утврђено је да је порозност материјала била доминантан узрочник проблема [13].

Проблемом пуцања преклопне полуге авиона *MB339 CD* бавили су се аутори у литератури [14]. Визуелним прегледом електронским микроскопом утврђено је да се прслина појавила на унутрашњим ивицама преклопне полуге, баш на мјестима са највишим вриједностима напона добијених нумеричком анализом методом коначних елемената. Даљим испитивањима дошло се до закључка да је високоциклични замор изазвао разматрани отказ.

У публикацији [15] разматран је узрок појаве заморне прслине на кућишту цилиндра који представља дио хидрауличног система авиона. На основу анализа, при чему је био доминантан фрактографски приступ, дошло се до закључка да би промјена геометрије удубљења цилиндра могла да буде рјешење проблема и да би се на тај начин могле знатно смањити вриједности напона на мјесту уочених прслина.

Појава пуцања уљног картера авионског клипног мотора навела је ауторе публикације [16] да наведени проблем узму у разматрање. Креирали су 3Д МКЕ модел и помоћу комерцијалног софтвера *Ansys Workbench* извршили анализу у складу са радним оптерећењима мотора. Резултати анализе показали су да је клизни лежај у кућишту уљног картера био изложен високоцикличном замору и да је услед тога дошло до пуцања самог картера.

Сигуран рад авиона зависи од прописаних редовних прегледа високоризичних компоненти, посебно оних које ротирају и које су изложене сложеним динамичким оптерећењима у току експлоатације. У раду [17] приказан је механизам лома пропелера авиона *Cesna-185*. Истраживање је укључивало металграфију, тест тврдоће и фрактографску анализу.

На основу спроведених истраживања *Findlay* и *Harrison* дали су процентуалну расподјелу механизма отказа у инжењерским и ваздухопловним компонентама [18], табела 1.1.

Табела 1.1. Процентуална расподела механизма отказа [18]

	Заступљеност отказа [%]	
	Инжењерске компоненте	Ваздухопловне компоненте
Корозија	29	16
Замор	25	55
Крти лом	16	-
Преоптерећење	11	14
Корозија услед повишене температуре	7	2
Напонска корозија, заморна корозија	6	7
Пузање	3	-
Хабање, абразија, ерозија	3	6

Резултати из табеле 1.1 показују да се код отказа ваздухопловних компоненти као доминантан узрочник сматра замор [19-22]. Један од примјера који у потпуности илуструје овакву тврдњу је отказ мотора *R1340 AN-1* ваздухоплова *Pratt&Whitney* [23]. Заморна прслина која се појавила на расхладним ребрима другог цилиндра у близини издувног вентила довела је до неправилног рада издувног вентила и на крају до губитка перформанси погонског агрегата [23]. Површина лома је анализирана под електронским скенирајућим микроскопом. Накнадном анализом утврђено је да се проблем јавио услед порозности материјала насталом током процеса ливења, као и услед постојања геометријске концентрације напона.

Сличан проблем забиљежен је прилоком лета авиона *Piper PA-34-200*, при чему се цилиндар број 2 одвојио од кућишта мотора *Lycoming IO-360-C1E6* [24]. Ваздухоплов је, недуго након тога, пао на земљу и преврнуо се. Металуршким испитивањима откривени су недостаци повезани са заваривањем картера, при чему се иницијација заморне прслине кретала из подручја завара са површине картера. Извјештај је показао да је главни узрок отказа био замор материјала.

Када су у питању витални дијелови ваздухоплова, различите врсте отказа могу довести до фаталних посљедица по људске животе или, у најмању руку, до изузетно високих материјалних трошкова. Један од најважнијих техничких система ваздушно хлађених клипних ваздухоплова је погонски агрегат. Погонски агрегат је изложен екстремно промјенљивим радним условима који могу да изазову отказе појединих његових компоненти.

Истраживање узрока лома кољенастог вратила транспортног клипног авиона разматрано је у литератури [25]. На основу фрактографских испитивања и металографије, те на основу хемијске анализе материјала и мјерењем тврдоће дошло се до закључка да је кољенасто вратило било изложено високом контактном притиску и цикличном оптерећењу у предјелу рукавца. Установљено је да су појава корозије и изузетно високо трење између лежаја и рукавца довели до иницијације заморне прслине која је изазвала лом кољенастог вратила. Сматра се да је лом клипњаче главни узрок отказа многих авионских клипних мотора [26].

Поред замора, грешке у материјалу настале у току процеса ливења могу да изазову појаву иницијалних прслина које даље могу довести до отказа у дијеловима

погонских агрегата. Истраживање цилиндра израђеног од ливеног гвожђа довело је до сазнања да су високи радни напони авионског мотора, уз микропорозност материјала, изазвали појаву иницијалне прслине. На основу теста високоцикличног замора и нумеричке анализе методом коначних елемената утврђено је да постоји више разлога за порозност ливеног материјала, међу којима је доминантна неодговарајућа температура ливења [27].

Прслине у елементима који сачињавају цилиндарски склоп авионског мотора се, обично, појављују на унутрашњим површинама и могу се уочити у моменту када се прошире до спољашње површине или кад изазову коначан лом, односно отказ компоненте у којој су се појавиле [28].

Најчешћи механички отказ на авионским ваздушно хлађеним клипним моторима који се у последњих 10-ак година посебно издвојио јесте пуцање главе цилиндра. На основу извјештаја надлежних ваздухопловних инспекција земаља широм свијета забиљежено је чак 47 оваквих отказа [29-32]. Интересантна чињеница за ове случајеве је да се, за већину наведених отказа, иницијална прслина појавила на готово истој локацији.

Могу се истаћи два случаја која су се догодила у Канади. Први случај је забиљежен у јуну 2009. године када је авион *Glastar* имао хаварију, при чему је анализом утврђено да је глава једног цилиндра била потпуно одвојена од тијела цилиндра. Мотор је био произвођача *Aero Sport Power* који је идентичан мотору *Lycoming O-360-A2A*. Од стране канадског саобраћајног одбора за безбједност-одјељење за оперативне услуге добијен је извјештај у коме је стајало да је узрок одвајања главе од тијела цилиндра последица заморне прслине инициране у навоју. Коцентрација напона која се формирала због оштрих ивица у навоју цилиндра довела је до појаве замора материјала [31].

Сљедеће године, у мају 2010, авион *Cirrus Design SR20* се током лета из Торонта срушио на кров зграде усљед одвајања главе цилиндра од тијела цилиндра. На основу детаљних металуршких испитивања утврђено је да је наведени отказ проузрокован појавом концентрације напона усљед оштрих ивица у навоју цилиндра [32]. Мотор летјелице био је произведен од стране *Teledyne Continental Motors*, модел *IO-360-ES*.

Нажалост, иако је Федерална авијацијска управа (*FAA*) америчке владе министарства саобраћаја навела у Директиви о ваздухопловству да се до 2008. године догодило 45 отказа мотора са одвајањем главе цилиндра усљед прслина на површини између главе цилиндра и цилиндра (у цилиндарском склопу), у свјетској научној и стручној литератури нема радова који на адекватан, научно заснован начин, објашњавају појаву настанка и узроке који доводе до пуцања главе цилиндра [29]. У *FAA* је од стране сервисера ваздухоплова, као и од самих пилота, пристигло чак 179 извјештаја о дефекту главе цилиндра узрокованих постојањем прслина [33].

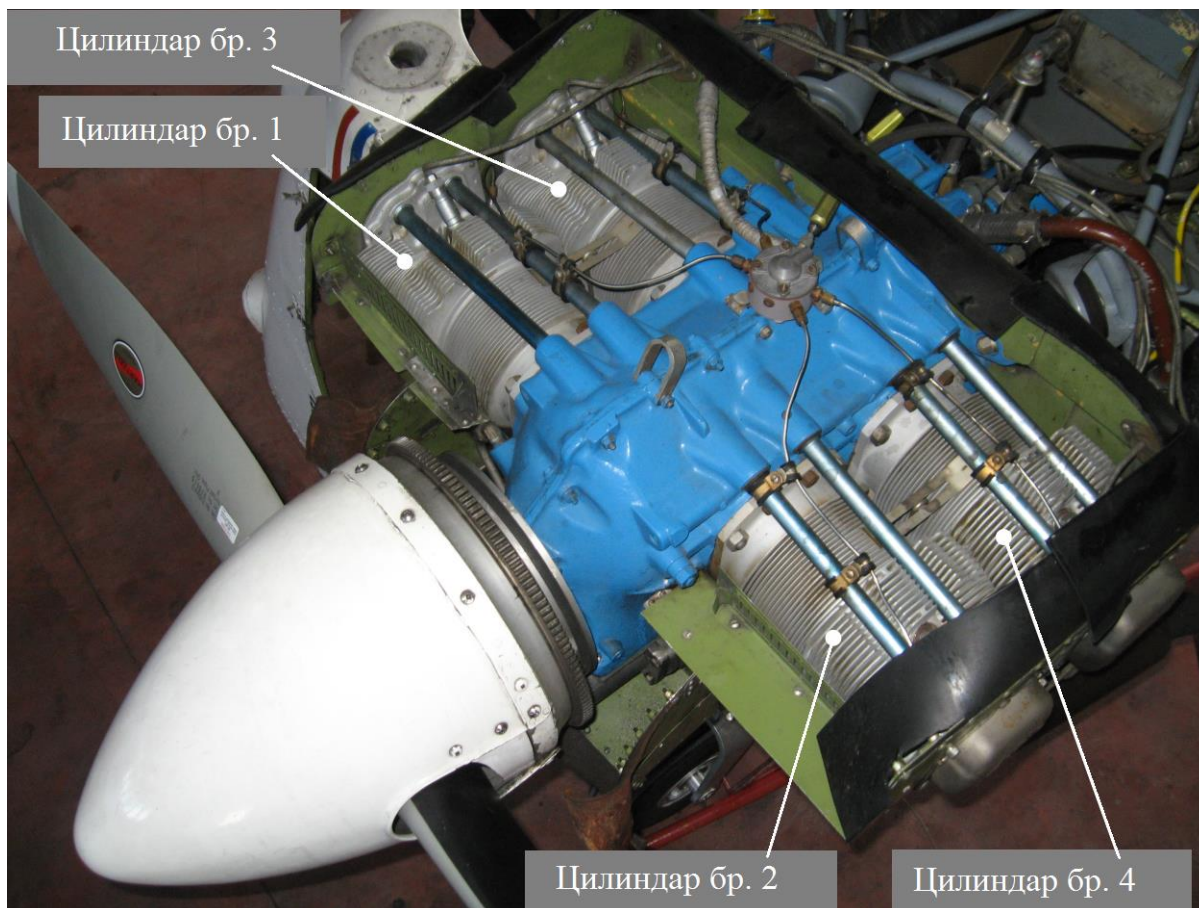
Teledyne Continental Motors (TCM) идентификовао је 35 случајева цилиндарских склопова са прслином направљених између 1. новембра 2007. и 30. септембра 2009. године [34]. Бројни су случајеви који биљеже појаву прслина на отвору за свјежицу, на прикључку за ињектор горива, у близини отвора за издув и слично [35]. Постоји низ проблема одвајања главе цилиндра од цилиндра, а као најчешћи узрок сматра се појава заморне прслине у корјену навоја главе цилиндра [36].

Амерички национални саобраћајни одбор за безбједност (*NTSB*) је од 2000. године испитао бројне случајеве цилиндарских склопова клипних авионских мотора који су доживјели отказ због заморне прслине инициране у корјену навоја главе цилиндра доводећи до губитка компресије у цилиндру и пуцања главе цилиндра на два дијела [30]. Испитани цилиндарски склопови су документовани под сљедећим *NTSB* бројевима: *ENG07WA032*, *ENG07SA033* и *WPR09SA476*.

Озбиљност проблема наведених у претходним случајевима, као и њихова поновљивост подстакли су истраживање у оквиру ове дисертације која представља наставак истраживања узрока проблема пуцања главе цилиндра школског авиона Утва 75 [37-40], слика 1.1, чију погонску групу чини четвороцилиндрични ваздушно хлађени „боксер“ мотор *Lycoming IO-360-B1F*, слика 1.2. Убрзо након полијетања на школском авиону Утва 75 примијећен је проблем у раду мотора. Прво се чуо јак звук који је личио на пуцањ, након чега је мотор почео неравномјерно да ради и да значајно губи снагу. Радни параметри мотора су ослабили и пилоти су одлучили да се врате на аеродром. Након успјешно обављеног принудног слијетања, контролом на лицу мјеста установљено је да структура летјелице није претрпјела оштећења. Прегледом је уочено да је мотор значајно оштећен и установљена је прслина у глави првог цилиндра између петог и шестог расхладног ребра бројећи од дна [38].



Слика 1.1. Школски авион Утва 75 [41]



Слика 1.2. Авионски клипни мотор *Lycoming IO-360-B1F* [38]

На основу техничке документације одржавања авиона утврђено је да је авион остварио укупно 1560 часова рада. Ремонт мотора урађен је на 1200 часова, што говори да је мотор радио само 360 часова до појаве отказа. Према техничкој спецификацији од стране произвођача мотора ремонт је прописан на сваких 2000 часова рада. Компресиони тестови врше се сваких 100 часова. Приликом посљедњег компресионог теста утврђено је да је измјерена вриједност компресије првог цилиндра била знатно нижа од вриједности компресије на остала три цилиндра [37], табела 1.2.

Табела 1.2. Резултати посљедњег компресионог теста на мотору *Lycoming IO-360-B1F*

	Цилиндар			
	I	II	III	IV
Вриједност компресије (psi)	64	72	74	72

Нижа вриједност компресије на првом цилиндру указивала је на евентуална оштећења која су могла бити посљедица похабаности зидова цилиндра, оштећења клипа, вентила и слично. Јасно је било да се на првом цилиндру не постиже вриједност компресије прописана од стране произвођача *Lycoming IO-360-B1F* мотора [42].

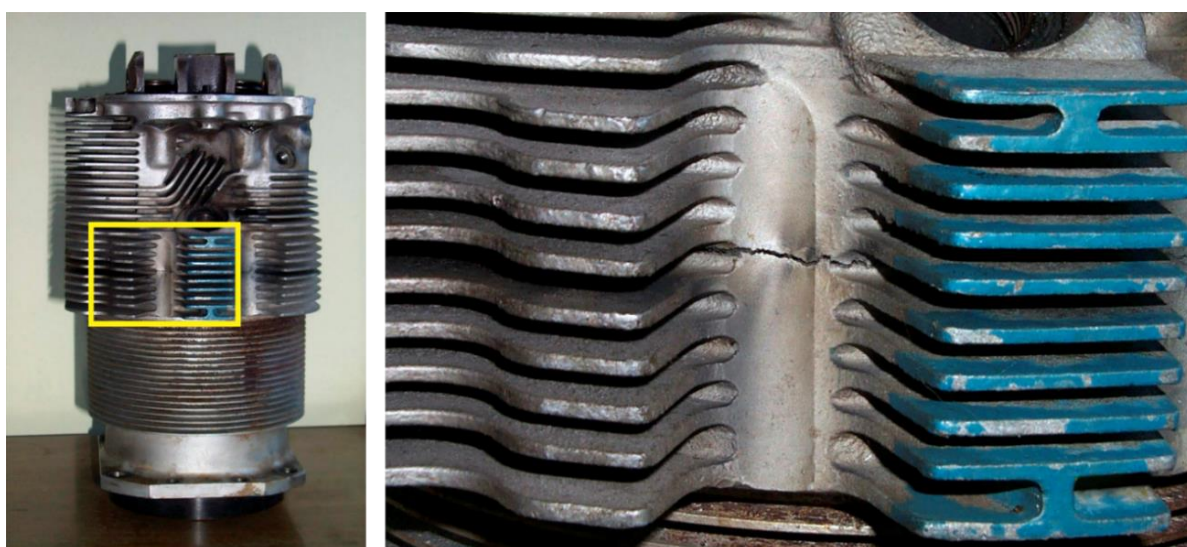
Техничке карактеристике мотора *Lycoming IO-360-B1F* приказане су у табели 1.3.

Табела 1.3. Техничке карактеристике мотора *Lycoming IO-360-B1F* [42]

Параметар	Вриједност
Номинална снага мотора	132 kW/180 KS
Номинални број обртаја мотора	2700 min ⁻¹
Унутрашњи пречник цилиндра	130 mm
Ход клипа	111 mm
Радна запремина мотора	5893 cm ³
Број цилиндара мотора	4
Степен компресије	8.5:1
Ред паљења	1-3-2-4
Погон елисе	Директни погон
Смјер обртања елисе (гледано отпозади)	Негативан математички смјер
Маса сувог мотора	136.5 kg

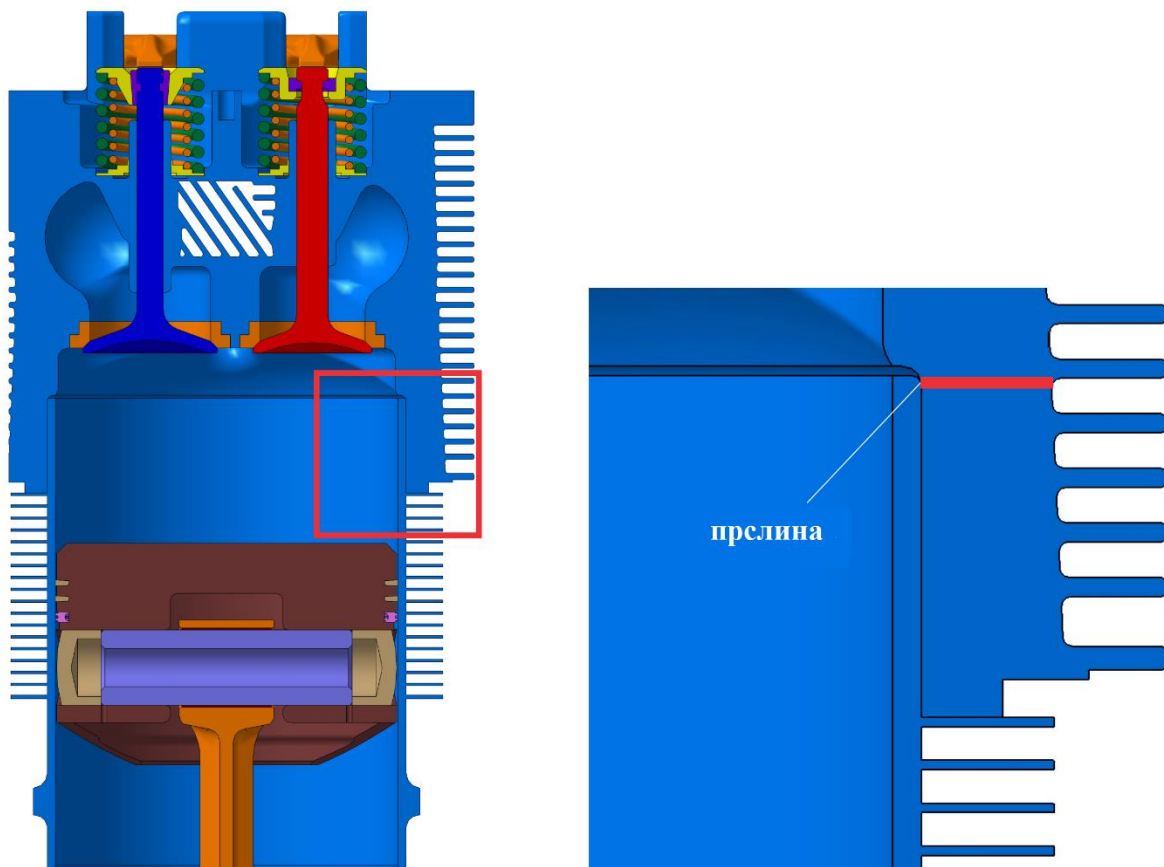
Цилиндарски склоп агрегата *Lycoming IO-360-B1F* је ваздушно хлађен и састоји се од тијела (цилиндра) и главе цилиндра. Тијело цилиндра је израђено од CrNiMo челика ознаке AISI 4140 (према *American Iron and Steel Institute* систему означавања). Унутрашњи дио цилиндра је брушен и хонован, а на спољашњем дијелу цилиндра налазе се расхладна ребра. Цилиндар и кућиште мотора међусобно су везани преко осам вијака. Глава цилиндра израђена је ливењем од легуре алуминијума 242.0 (према *American National Standard Institute* систему означавања) са машински обрађеном комором за сагоријевање. Наведени материјал одликује се добром топлотном проводљивошћу и добрим механичким карактеристикама на повишеној температури. На спољашњој страни главе цилиндра се, такође, налазе дубока расхладна ребра.

Визуелним прегледом оштећеног цилиндарског склопа уочена је прслина приближне ширине 0.5 mm на спољашњој површини главе цилиндра на мјесту између петог и шестог расхладног ребра (слика 1.3), посматрајући од дна [37].



Слика 1.3. Уочена прслина на глави првог цилиндра мотора *Lycoming IO-360-B1F*

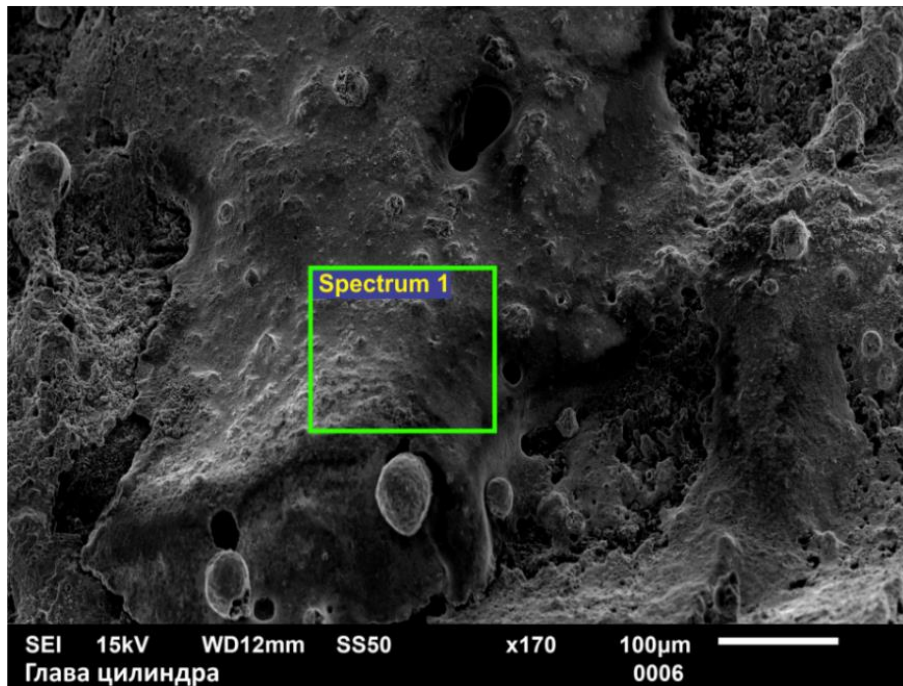
Прслина се појавила у равни која се поклапа са највишом равни тијела цилиндра, слика 1.4.



Слика 1.4. а) 3Д модел пресека мотора Lycoming IO-360-B1F са б) положајем прслине [37]

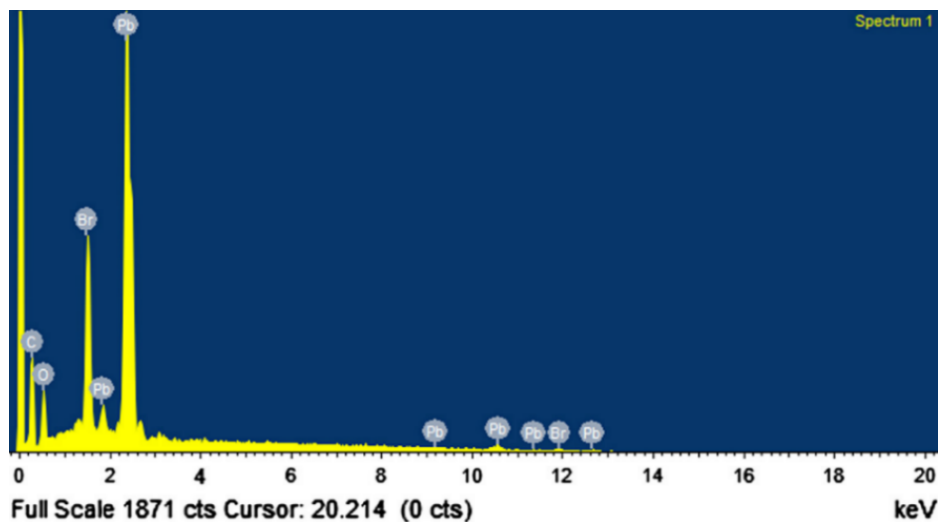
Макрофрактографским испитивањима преломне површине уочене су видљиве линије заустављања које су карактеристичне за заморни лом, а које су последица ширења већег броја иницијалних прслина [37].

Преломна површина је, ради лакшег манипулисања, одсјечена од остатка дијела у облику прстена приближне дебљине 1 cm. Преломна површина је третирана течним одмашћивачем у ултразвучној кади на благо повишеној температури, а затим је очишћена ацетоном и етанолом. Испитивањем под стерео микроскопом *Leica M205A* при малом степену увећања ($\leq 50x$) потврђен је заморни карактер лома иницираног са више мјеста лоцираних на унутрашњој ивици главе цилиндра. Како би се добиле детаљније информације о механизму отказа, преломна површина је испитана под скенирајућим електронским микроскопом (*SEM*) *JEOL JSM-6610LV*. На површини лома забиљежена је велика количина депозита [37], слика 1.5. Наведене анализе вршене су на Војнотехничком институту у Београду.



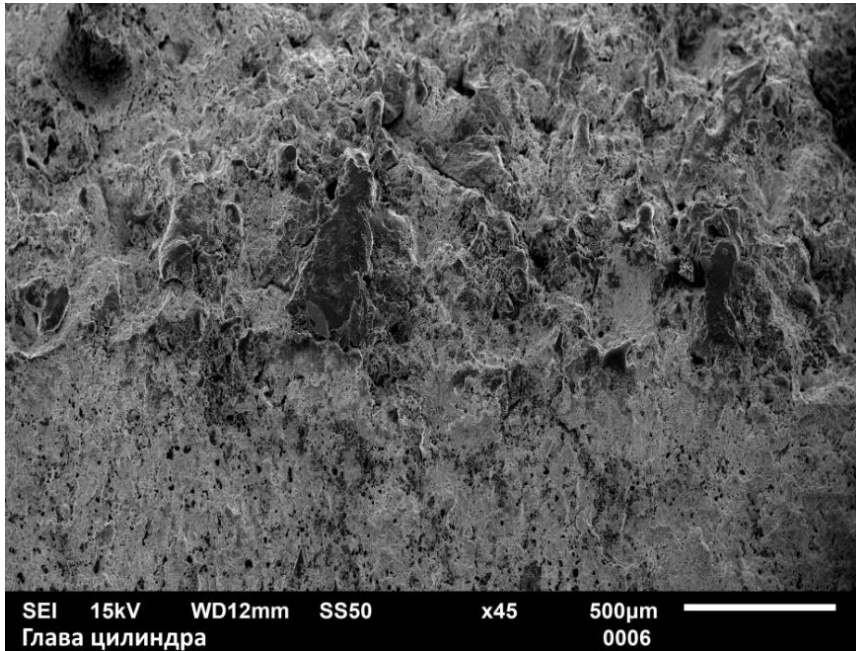
Слика 1.5. SEM снимак преломне површине у зони А прекривене депозитима

Хемијском анализом откривених депозита помоћу EDS уређаја на SEM утврђено је да они садрже високу концентрацију олова и брома (слика 1.6) који су типични састојци авионских горива. Олово се налази у свим авионским горивима, док се бром додаје као адитив који везује олово и тако ствара лако испарљиво олово бромид [43].



Слика 1.6. EDS хемијска анализа депозита на преломној површини [37]

С обзиром на то да се употребом неструктивних метода нису могли уклонити депозити, није било могуће добити детаљније информације о самом механизму лома, тако да је SEM анализа само потврдила налазе макрофрактографског прегледа [37]. На слици 1.7 приказан је SEM снимак који показује прелаз са заморног на дуктилни лом.



Слика 1.7. SEM снимак прелазне области са заморног на дуктилни лом

У временском периоду од четири мјесеца догодила су се два отказа на клипним моторима ваздухоплова Утва 75 усљед постојања заморне прслине на глави цилиндра погонског агрегата *Lycoming IO-360-B1F* [37].

Главе цилиндара представљају компоненте које су у току експлоатације изложене вишеаксијалним термомеханичким оптерећењима која доводе до замора. Нехомогена и временски зависна температурна поља током процеса покретања и заустављања мотора резултују термално индуковано заморно оптерећење ниске фреквенције. Према томе, предвиђање животног вијека цилиндарских глава изложених оваквим оптерећењима један је од најважнијих задатака који се поставља пред инжењере како би се осигурао квалитет, издржљивост и сигурност мотора. Ови захтјеви доводе до многих истраживања која користе различите приступе [44]. Резултати истраживања микроструктурног термомеханичког заморног понашања ливених алуминијских легура за главе цилиндара приказани су у [45]. Утицај микроструктуре на нискоциклични термички замор алуминијских легура цилиндарских глава приказан је у [46]. У раду [47] креиран је 3Д модел главе цилиндра и извршена је нумеричка анализа подручја између усисног и издувног вентила у циљу утврђивања чврстоће и поузданости наведене конструкције. Анализом отказа главе цилиндра израђене од алуминијума [48] дошло се до закључка да је прслина узрокована појавом високог преднапрезања. У радовима [49-51] нумеричком анализом вршено је утврђивање зона са највишим вриједностима напона на главама цилиндара мотора.

Прслине у цилиндарском склопу авионског мотора се најчешће јављају у критичним зонама које због своје геометрије, односно сложеног облика представљају мјеста извора концентрације напона. Заморна оптерећења својим утицајем доводе до деградације механичких карактеристика материјала дијелова авионског мотора, што за посљедицу има појаву отказа, односно лома. У периоду од 2000. до 2016. године објављено је преко 80000 публикација везаних за проблем замора [52]. На основу наведене чињенице може се увидјети велика актуелност ове теме, као и потреба да се проблеми замора машинских елемената и система рјешавају студиозно и са озбиљним приступом.

Савремене конструкције су често изложене промјенљивим оптерећењима. Промјенљива оптерећења стварају промјенљиве, односно цикличне напоне који доводе до отказа у току рада изазваног замором. Замор представља постепено оштећење материјала изазвано дуготрајним периодично промјенљивим оптерећењима која, по интензитету обично не прелазе напон течења. Као последица еластичних и еласто-пластичних деформација које се услед нехомогености материјала расподјељују по запремини машинског дијела јавља се лом. Замор, такође, представља процес акумулације оштећења који настаје при промјенљивим напонима и деформацијама и који доводи до стварања прслина или њиховог даљег раста [53].

1.2. Циљ рада

Истраживање у овој дисертацији обухвата комплексну анализу цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора који је отказао услед појаве прслине на глави цилиндра. Анализа обухвата експериментални дио истраживања који укључује одређивање механичких карактеристика легуре алуминијума 242.0, као саставног материјала главе цилиндра, на собној и на повишеној температури које ће се користити као улазне величине у нумеричкој анализи наведеног склопа. Како је алуминијум 242.0 најчешће саставни материјал главе цилиндра авионских клипних мотора, експериментално одређивање његових механичких карактеристика, посебно на повишеној температури, од изузетног је значаја, с обзиром на то да је доступна литература врло оскудна овим подацима.

У оквиру овог истраживања спровешће се опсежна нумеричка анализа. Нумеричка анализа ће обухватати одређивање напонско-деформационог стања цилиндарског склопа на собној температури, термичку анализу цилиндарског склопа, а затим и напонско-деформациону анализу и анализу замора наведеног склопа на повишеној температури користећи спрегнуту термомеханичку анализу. На основу поменутих анализа утврдиће се расподјела температурног поља у цилиндарском склопу у току експлоатације, расподјела поља *von-Mises*-овог напона, животни вијек цилиндарског склопа, као и потенцијални узрок појаве прслине на глави цилиндра.

Наставак анализе обухватиће одређивање параметара механике лома попут критичне вриједности фактора интензитета напона, те одређивање критичне вриједности J -интеграла. Моделирањем прслина различитих дужина у глави цилиндра и рачунајући при томе за сваки појединачни случај вриједности фактора интензитета напона и вриједности J -интеграла, а познавајући претходно наведене критичне вриједности ових параметара механике лома, испитаће се стабилност раста прслине, односно извршиће се процјена интегритета цилиндарског склопа. У оквиру поменуте анализе одредиће се угао правца пропагације прслине, те ће се израчунати брзина раста прслине у функцији распона фактора интензитета напона.

Циљ ове дисертације је развој методологије за експериментално-нумеричку процјену интегритета цилиндарског склопа авионског клипног мотора изложеног промјенљивом механичком и термичком оптерећењу која може да се примјени и на сличне конструктивне машинске елементе. Посебан допринос ове дисертације огледа се кроз комплексност природе оптерећења разматраног проблема у коме се појављују, поред механичких, и термичка оптерећења која се морају узети у обзир при експерименталној и нумеричкој анализи.

Добијени резултати биће од великог значаја, како при изради ове дисертације, тако и за даља истраживања у области механике лома и замора везана за проблематику појаве прслине и отказа конструктивних елемената израђених од легуре алуминијума 242.0, али и других материјала.

Допринос и значај ове дисертације огледа се, такође, у спознаји учесталости проблема пуцања глава цилиндара авионских ваздушно хлађених клипних мотора, у могућности развоја изнад поменуте методологије, те у могућности њене примјене с циљем процјене интегритета било ког машинског елемента или машинске конструкције.

1.3. Основне полазне хипотезе

Анализа и рјешавање проблема за процјену интегритета цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора са уоченом прслином изложеног високоцикличном механичком и термичком оптерећењу захтијева увођење сљедећих хипотеза:

Основна хипотеза:

- Могуће је развити поуздану методологију за процјену интегритета цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора изложеног високоцикличном механичком и термичком оптерећењу;

Допунске хипотезе:

- Прслине у цилиндарском склопу авионског мотора се најчешће јављају у критичним зонама, а то су углавном зоне које због свог сложеног облика доводе до појаве концентрације напона;
- Постоји значајна разлика у механичким карактеристикама материјала на собној и повишеној температури;
- Експерименталним испитивањем замора легуре алуминијума 242.0 на собној и на повишеној температури могуће је утврдити трајну динамичку издржљивост материјала;
- На основу нумеричких симулација експерименталних поставки и на основу процјене интегритета цилиндарског склопа, познавајући број часова рада након кога се десио отказ цилиндарског склопа, могуће је потврдити валидност нумеричких процедура;
- Нумеричком напонско-деформационом анализом цилиндарског склопа могуће је утврдити да су термичка оптерећења доминантна;
- Нумеричком анализом цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора, уз одговарајуће граничне услове, могуће је утврдити потенцијални узрок појаве прслине, односно установити узрок пуцања истога;
- Нумеричком анализом замора цилиндарског склопа може се показати да порозност материјала значајно смањује животно вијек конструкције;

- Замор материјала представља процес постепеног разарања путем настанка и развоја оштећења до лома конструктивног дијела у експлоатацији изложеног цикличним оптерећењима;
- Оштећење услед замора јавља се при промјенљивим оптерећењима која су знатно нижа од статичких оптерећења;
- Зоне замора се налазе на мјестима повећане концентрације напона;
- Нумеричком анализом могуће је утврдити стабилност прслине са аспекта њене даље пропагације.

1.4. Садржај рада

Ова докторска дисертација састоји се од укупно 7 поглавља и подијељена је на двије тематске цјелине. Прва цјелина обухвата теоријске основе механике лома и замора и резултате опсежних експерименталних испитивања легуре алуминијума 242.0 на собној и на повишеној температури. Друга цјелина обухвата нумеричку анализу цилиндарског склопа на собној и на повишеној температури, односно комбиновану термомеханичку анализу, као и анализу цилиндарског склопа са прслином.

Поглавље 1 представља уводна разматрања проблема, односно предмет истраживања и циљ рада са релевантним прегледом литературе и приказом примијењених метода.

Поглавље 2 односи се на основе прорачунске механике лома и замора. Ово поглавље обухвата анализу основних параметара механике лома који ће бити коришћени у оквиру нумеричког прорачуна.

Поглавље 3 обухвата експериментални дио истраживања ове докторске дисертације који укључује анализу хемијског састава материјала, металографско испитивање, испитивање тврдоће, те одређивање статичких и динамичких карактеристика материјала на собној и на повишеној температури, с циљем да се добијени резултати користе у наредном поглављу као улазне величине за нумеричку анализу предмета истраживања.

У поглављу 4 приказане су нумеричка напонско-деформациона анализа и анализа замора разматраног проблема на собној и на повишеној температури, односно комбинована термомеханичка анализа у циљу утврђивања потенцијалног узрока појаве прслине на глави цилиндра.

Поглавље 5 обухвата анализу цилиндарског склопа са моделираном прслином, те утврђивање стабилности прслине са аспекта њене даље пропагације. Поглавље 5 представља примјену развијене методологије за процјену интегритета цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора са уоченом прслином.

Поглавље 6 обухвата запажања и закључке до којих се дошло у току израде дисертације, као и могуће даље правце истраживања и примјенљивости развијене методологије.

Преглед коришћене литературе дат је у поглављу 7.

1.5. Методе истраживања

Приликом израде ове дисертације коришћена је експериментална метода, метода моделовања, метода коначних елемената (нумеричка метода), метода обраде података, метода анализе, метода синтезе и компаративна метода.

Експериментално добијене механичке карактеристике легуре алуминијума 242.0 користиће се као улазне величине код процјене интегритета цилиндарског склопа примјеном нумеричког експеримента.

Опсежна нумеричка анализа цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора извршиће се коришћењем методе коначних елемената (МКЕ). На основу методе коначних елемената обезбједиће се квалитетна структурна анализа цилиндарског склопа за који није могуће наћи рјешење у аналитичком облику због његове сложене геометрије, сложених граничних услова, због оптерећења коме је у току експлоатације изложен и због чињенице да је израђен од два различита материјала.

У оквиру МКЕ гранични услови ће се размотрити у складу са реалним ограничењем и оптерећењима, тако да у потпуности симулирају радне услове којима је цилиндарски склоп изложен у току експлоатације. Структурна анализа биће примијењена и при разматрању главе цилиндра са прслином. Из тог разлога захтијеваће се квалитетна анализа напонског поља цилиндарског склопа у околини сингуларитета насталих усљед постојања прслине. Такође, МКЕ ће се користити при одређивању фактора интензитета напона и J -интеграла.

На основу експериментално добијених резултата о испитиваном материјалу на собној и на повишеној температури и нумеричком анализом цилиндарског склопа, у складу са стандардима, те анализом добијених резултата методом синтезе извешће се закључак о узроку појаве прслине на глави цилиндра, као и о стабилности раста моделиране прслине различите дужине у наведеној конструкцији. Процјеном интегритета цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора поставиће се основе за процјену сличних конструктивних елемената изложених високоцикличним механичким и термичким оптерећењима који се срећу у пракси.

2. МЕХАНИКА ЛОМА И ЗАМОРА

Механика лома има важну примјену у пројектовању нових конструкција, провјери поузданости постојећих, као и у провјери поузданости и процјени преосталог вијека трајања конструкција у којима су се појавиле иницијалне прслине [53]. Механика лома посебну улогу заузима код конструкција које су у току експлоатације изложене сложеним радним условима погодним за иницијацију прслине.

Присуство прслине у конструкцији у великој мјери утиче на њено понашање [54]. Основни задатак механике лома јесте да одговори на будуће стање конструкције са аспекта њене стабилности, те да успостави основне законе понашања прслине уколико дође до њене пропагације. Наведени проблем је у данашње вријеме још више заступљен усљед постојања све сложенијих типова конструкција.

2.1. Иницијација и раст прслине

Механизми настајања и раста прслине проузроковани понашањем материјала при дејству динамичког оптерећења конструкције почели су да се описују већ почетком 20. вијека. Резултати до којих се дошло показали су да су на микроскопском нивоу прслине у материјалу последица клизања кристалографске решетке материјала. Процес се одвија на слободним површинама материјала гдје долази до лакшег клизања основне решетке материјала из разлога што деформација на површини није ограничена сусједним зрнима. Такође, на појаву прслина на слободној површини, у односу на материјал у дубини, утиче и геометријска несавршеност као што су различити зарези, груба површинска обрада, присуство корозије и слично. Иницијација прслине може да се јави и при првом циклусу оптерећења ако оптерећење изазива напон који је изнад трајне динамичке издржљивости [55,56].

Методама без разарања није могуће уочити иницијалну, односно микро прслину и на материјалу се не могу уочити претрпљена оштећења све до појаве макро прслине. Регистравање иницијалне прслине могуће је тек уз употребу микроскопске анализе. Експериментална истраживања на лабораторијским узорцима показала су да је животни вијек конструкције од појаве макро прслине релативно кратак, док је код реалних конструкција знатно дужи како је и сама конструкција већих димензија, па постојећа прслина у мањој мјери утиче на њену носивост [56].

У почетној фази микро прслина је довољно мала и док се налази унутар подручја једног зрна њено клизање се одвија дуж кристалографских равни. При ширењу прслине унутар материјала њен раст бива ограничен сусједним зрнима материјала, што као последицу изазива покретање нових клизних равни, односно клизање материјала у више равни. Пропагација прслине се са почетног смјера усмјерава на доминантни смјер пропагације који је нормалан на правац дјеловања главног оптерећења. Јасно је да границе зрна представљају препреке при ширењу микро прслина [57].

Металне легуре садрже разноврсне укључке који су непожељни и који утичу на смањење статичке носивости конструкције. Такође, поменути укључци представљају и мјеста извора концентрације напона која су погодна за стварање микро прслина.

Неки од главних узрока лома конструкције су:

- недовољна прецизност при пројектовању и конструисању,

- грешке у материјалу,
- грешке при изради,
- оштећења услед неадекватне монтаже и транспорта,
- утицај окружења,
- заморно оптерећење и сл.

Механика лома има значајну примјену при пројектовању нових конструкција, провјери конструкција у којима није уочена иницијална прслина, као и у провјери поузданости и преосталог вијека трајања конструкција у којима се појавила иницијална прслина.

Пројектовање нових конструкција и провјера поузданости конструкција у којима није уочено постојање иницијалних прслина може се подијелити у сљедеће фазе [53]:

- дефинисање напонског стања конструкције без дефеката уз примјену МКЕ,
- уочавање зона са критичним вриједностима напона,
- „убацавање“ иницијалне прслине одређених димензија у зону са критичним вриједностима напона,
- дефинисање фактора сигурности.

Изузетан значај примјене механике лома јавља се код конструкција у којима је уочено постојање једне или више иницијалних прслина, па је од великог значаја утврдити да ли ће напонска стања којима је конструкција изложена изазвати даљи раст прслине, да ли ће се прслина ширити стабилно или нестабилно и на основу тога процијенити преостали вијек трајања анализиране конструкције.

Процјена интегритета конструкција са уоченом прслином своди се на сљедеће кораке:

- дефинисање основних параметара механике лома за дату конфигурацију (материјал, прслина, конструкција, оптерећење),
- испитивање стабилности постојеће прслине на основу израчунатих параметара механике лома и једног од критеријума (критеријум максималног смичућег напона, критеријум минималне специфичне енергије деформисања и критеријум максималне брзине ослобађања енергије [53]),
- дефинисање правца ширења прслине на основу једног од претходних критеријума,
- дефинисање инкремента раста прслине на основу једног од критеријума замора,
- процјена преосталог вијека трајања конструкције.

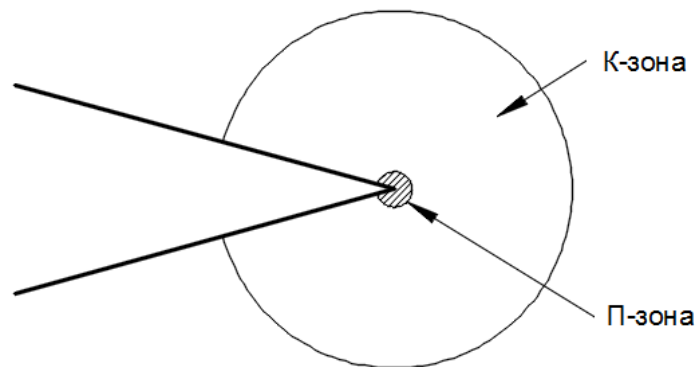
Најприје је потребно осврнути се и дати кратак преглед основних параметара механике лома.

2.2. Линеарно еластична механика лома

На основу материјалних карактеристика структура које се анализирају, механика лома се може подијелити на:

- линеарно еластичну механику лома (*Linear Elastic Fracture Mechanics - LEFM*),
- еласто пластичну механику лома (*Elasto Plastic Fracture Mechanics - EPFM*).

Примјена једне или друге теорије зависи од датих претпоставки и ограничења. Линеарно еластична механика лома налази примјену код одређивања раста прслине у материјалима уз претпоставку да је напрезање у материјалу линеарно еластично, те да је пластичност у врху прслине локализована током цијелог процеса. Наведена теорија заснована је на претпоставци да у материјалу важи *Hooke*-ов закон, односно линеарна зависност напона и деформације. Линеарно еластична теорија механике лома заснива се на тези о суперпонирању вриједности макро напона и напона у К-зони. К-зона подразумијева област у околини врха прслине у којој је доминантна концентрација напона и у којој је поље напона сингуларно. Примјена линеарно еластичне механике лома заснива се и на претпоставци да је П-зона, односно процесна зона, доста мања од К-зоне. Процесна зона подразумијева област у околини врха прслине у којој се појављују пластичне деформације [53], слика 2.1.

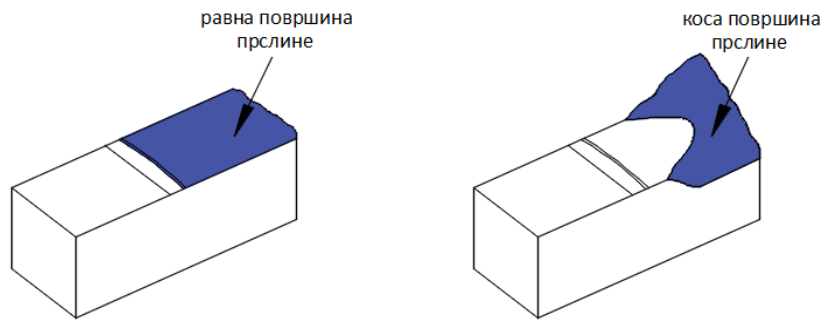


Слика 2.1. К-зона и П-зона у околини врха прслине

Позната су два основна облика раста прслине [56]:

- раст прслине по равној површини,
- раст прслине по површини нагнутој под одређеним углом.

Раст прслине по равној површини јавља се када је површина прслине управна на правац главног напрезања, док се код раста прслине по површини нагнутој под одређеним углом угао површине прслине појављује у равни управној на правац ширења прслине [56], слика 2.2.



Слика 2.2. Облици површине настали при расту прслине затезним обликом отварања прслине

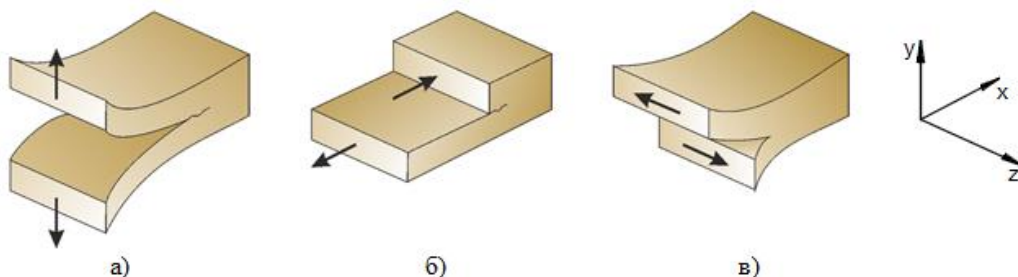
У току анализирања површине прслине дошло се до закључка да глатка подручја површине прслине одговарају заморном лому и стабилном расту прслине, док храпава подручја површине прслине означавају мјеста наглог кртог лома.

2.2.1. Напонско поље у врху прслине. Фактор интензитета напона

Irwin је рјешавање проблема теорије еластичности у околини врха прслине засновао на дефинисању концентрације напона око врха прслине. Напонско поље и поље помјерања у околини врха прслине дефинишу се помоћу једног од основних параметара линеарно еластичне механике лома под називом фактор интензитета напона који представља параметар концентрације напона. Гранична вриједност фактора интензитета напона представља жилавост лома материјала. Постоје три основна типа фактора интензитета напона, при чему је сваки од поменутих проузрокован једним од облика оптерећења приказаним на слици 2.3 [51,52,56-60]:

- мод I (отварајући облик), слика 2.3 а,
- мод II (клизајући-смичући облик у равни), слика 2.3 б,
- мод III (клизајући-смичући облик ван равни), слика 2.3 в.

Отварајући мод прслине карактерише сила која раздваја површи прслине дјелујући управно на раван, док код смичућег облика у равни и смичућег облика ван равни површи прслине клизе једна по другој. Код смичућег облика у равни површи прслине клижу уздужно, а код смичућег облика ван равни површи прслине клижу попречно у односу на смјер напредовања прслине [53].



Слика 2.3. Облици (модови) отварања врха прслине [61]

У табели 2.1 дате су основне карактеристике за наведене модове отварања врха прслине.

Табела 2.1. Облици (модови) оптерећења прслине

Мод I	Отварајући облик код кога се двије површи страна прслине повлаче у супротним смјеровима у у-правцу (вертикалном правцу)
Мод II	Клизајући-смичући облик у равни код кога двије површи прслине клизају једна преко друге у х-правцу (у подужном правцу)
Мод III	Клизајући-смичући облик ван равни код кога двије површи страна прслине клизају једна преко друге у z-правцу (у попречном правцу)

За линеарно еластичне материјале *Irwin* је дефинисао сингуларно поље напона у области врха прслине преко фактора интензитета напона на сљедећи начин [53]:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \begin{bmatrix} f_x^I(\theta) & f_x^{II}(\theta) & f_x^{III}(\theta) \\ f_y^I(\theta) & f_y^{II}(\theta) & f_y^{III}(\theta) \\ f_{xy}^I(\theta) & f_{xy}^{II}(\theta) & f_{xy}^{III}(\theta) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} K_I \\ K_{II} \\ K_{III} \end{Bmatrix}, \quad (2.1)$$

при чему су σ_x , σ_y и τ_{xy} компоненте тензора напона, r растојање од врха прслине, а функције које зависе од угла θ :

$$f_x^I(\theta) = \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right), \quad (2.2)$$

$$f_y^I(\theta) = \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right). \quad (2.3)$$

Сингуларно поље напона у околини врха прслине се преко фактора интензитета напона може написати као [53]:

$$\sigma_x = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) - \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(2 - \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}\right) + O(r^{1/2}), \quad (2.4)$$

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) + \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(\cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}\right) + O(r^{1/2}), \quad (2.5)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(\cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}\right) + \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right) + O(r^{1/2}), \quad (2.6)$$

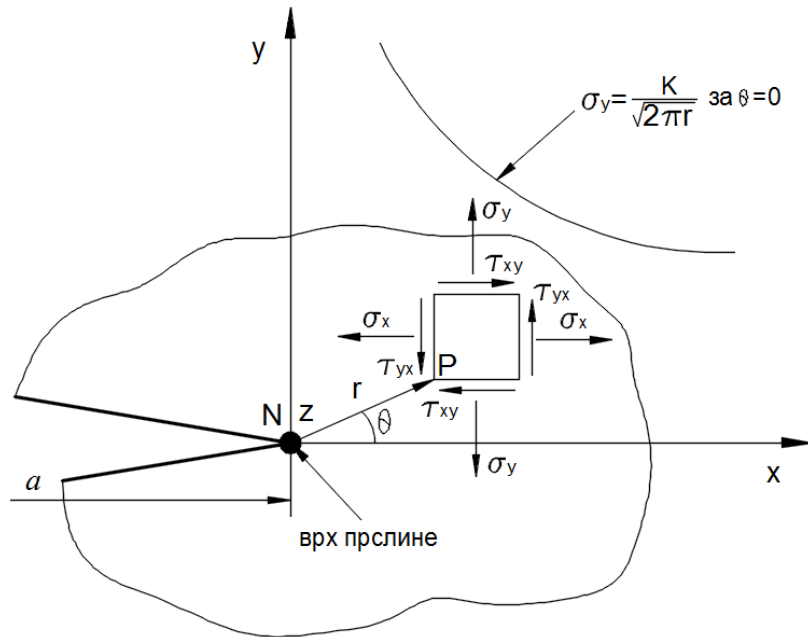
при чему су:

$$\sigma_z = \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0 \text{ за раванско стање напона (РСН)}, \quad (2.7)$$

$$\left. \begin{aligned} \sigma_z &= \nu(\sigma_x + \sigma_y) \\ \tau_{xz} &= \tau_{yz} = 0 \end{aligned} \right\} \text{ за раванско стање деформације (РСД).} \quad (2.8)$$

Једначине (2.4, 2.5 и 2.6) важе за регион близак врху прслине ($r \ll a$).

Претходни изрази за напоне дати су у поларно-цилиндричном координатном систему, слика 2.4.



Слика 2.4. Расподјела напона у околини врха прслине

Вриједности напона и деформације у врху прслине у линеарно еластичној механици лома теже у бесконачност када растојање од врха прслине r тежи нули, слика 2.4.

Компоненте напона за први мод отварања прслине имају облик [53]:

$$\sigma_x = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right), \quad (2.9)$$

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2}\right), \quad (2.10)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}. \quad (2.11)$$

Помјерања се могу представити као:

$$u_x = \frac{K_I}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \cos \frac{\theta}{2} (\kappa - 1 + 2 \sin^2 \frac{\theta}{2}), \quad (2.12)$$

$$u_y = \frac{K_I}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \sin \frac{\theta}{2} (\kappa + 1 - 2 \cos^2 \frac{\theta}{2}), \quad (2.13)$$

при чему је

$$\mu = \frac{E}{2(1+\nu)} \text{ модул клизања,} \quad (2.14)$$

κ Колосова константа:

$$\kappa = \begin{cases} 3 - 4\nu & \text{за раванско стање деформације } (\varepsilon_{zz} = 0), \\ \frac{3 - \nu}{1 + \nu} & \text{за раванско стање напона } (\sigma_{zz} = 0). \end{cases} \quad (2.15)$$

Фактор интензитета напона за први мод отварања прслине има облик:

$$K_I = Y\sigma\sqrt{\pi a}, \quad (2.16)$$

гдје Y представља фактор корекције који узима у обзир геометрију, дужину прслине и примијењено оптерећење. Код тијела коначних димензија фактор корекције зависи од односа величине прслине и димензија тијела и обично је дефинисан количником дужине прслине и одговарајуће димензије тијела, најчешће ширине (a/W). Фактор корекције Y има вриједност 1.0 за плочу бесконачне ширине и 1.1 за полу-бесконачну плочу.

Еквивалентни облик за отварање врха прслине, дат сљедећом релацијом, добијен је суперпонирањем три основна облика фактора интензитета напона:

$$K_e^2 = K_I^2 + K_{II}^2 + \frac{4}{\kappa + 1} K_{III}^2. \quad (2.17)$$

Најчешћи облик формирања површине лома узрокован је I обликом деформисања врха прслине (слика 2.3 а), па се фактор интензитета напона означава са K_I . Облик I деформисања врха прслине је због наведеног највише теоретски и експериментално разматран. Облици II и III деформисања врха прслине обично не изазивају лом, односно:

$$K_{II}, K_{III} < K_I. \quad (2.18)$$

Важно је напоменути разлику између фактора интензитета напона K_I и коефицијента концентрације напона β_k . Фактор интензитета напона K_I описује

расподјелу напона у околини врха прслине, док коефицијент концентрације напона β_k показује колико је повећан напон на врху прслине [62].

2.2.2. Жилавост лома

Жилавост лома (*Fracture toughness*) може се дефинисати као способност конструктивног дијела са прслином да издржи оптерећење коме је изложено, а да при томе не дође до отказа. Гранична вриједност фактора интензитета напона представља жилавост лома материјала. Односно, критични фактор интензитета напона утврђује кад долази до нестабилног раста прслине без повећања оптерећења [56].

Лом настаје уколико је испуњен сљедећи услов:

$$K \geq K_c, \quad (2.19)$$

при чему је K_c жилавост лома материјала (критични фактор интензитета напона) [56].

Жилавост лома представља материјални параметар и одређује се експериментално, док је општи израз за критичну вриједност фактора интензитета напона при I моду деформисања врха прслине дат релацијом [56]:

$$K_{Ic} = \sigma_c \sqrt{\pi a_c} f\left(\frac{a_c}{W}\right), \quad (2.20)$$

гдје су:

σ_c - номинални напон при нестабилном ширењу прслине,

a_c - критична дужина прслине усљед номиналног напона σ_c ,

$f(a/W)$ - функција димензија епрувете.

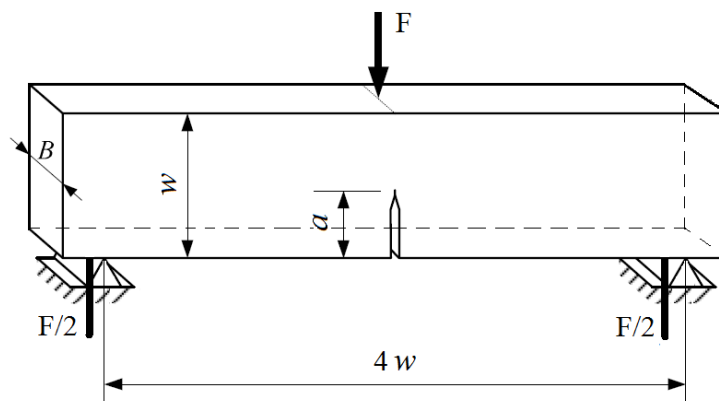
Критични фактор интензитета напона зависи од врсте материјала, утицаја околине, дебљине плоче, у крајњем случају и од дужине прслине. Како се критични фактор интензитета напона мијења са дебљином плоче, веома важан податак је кад његова вриједност постаје константна, слика 2.5.



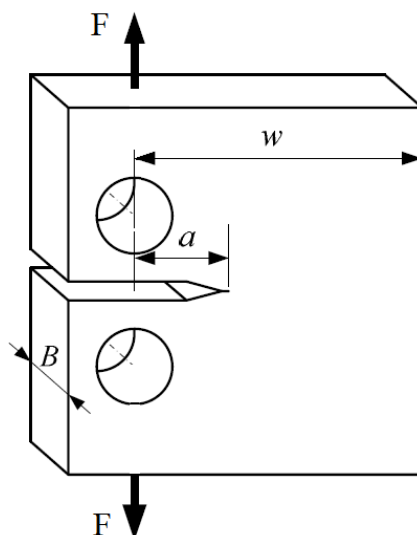
Слика 2.5. Утицај дебљине плоче на жилавост лома

До константне вриједности жилавости лома долази када се при врху прслине оствари равно стање деформације, односно кад је дебљина плоче довољно велика и не долази до промјене фактора интензитета напона. Ова вриједност представља минималну вриједност фактора интензитета напона и назива се жилавост лома и означава као K_{Ic} и одговара првом облику отварања прслине.

Жилавост лома представља врло важну карактеристику материјала и дефинише, под одређеним условима, отпорност материјала према нестабилном ширењу прслине. Одређује се експериментално коришћењем тачно дефинисаних епрувета и поступака испитивања. Епрувете за одређивање жилавости лома за први мод отварања прслине су препоручене стандардом ASTM E399-12 [63], слике 2.6 и 2.7.



Слика 2.6. Епрувета за савијање у три тачке (SENB) [64]



Слика 2.7. Компактна епрувета за затезање (CT) [64]

Рачунање жилавости лома за епрувете за савијање у 3 тачке (SENB епрувета) и за компактну епрувету за затезање (CT епрувета) одређују се, респективно, на основу следећих образаца [54,60]:

$$K_I = \frac{\text{оптерећење}}{B \cdot W^{3/2}} \cdot f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (2.21)$$

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{3\left(\frac{a}{W}\right)^{1/2} \left\{ 1.99 - \frac{a}{W} \left(1 - \frac{a}{W}\right) \left[2.15 - 3.93\left(\frac{a}{W}\right) + 2.7\left(\frac{a}{W}\right)^2 \right] \right\}}{2\left(1 + 2\frac{a}{W}\right) \left(1 - \frac{a}{W}\right)^{3/2}} \quad (2.22)$$

$$K_I = \frac{\text{оптерећење}}{B \cdot W^{1/2}} \cdot f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (2.23)$$

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{\left(2 + \frac{a}{W}\right) \left[0.886 + 4.64\left(\frac{a}{W}\right) - 13.32\left(\frac{a}{W}\right)^2 + 14.72\left(\frac{a}{W}\right)^3 - 5.6\left(\frac{a}{W}\right)^4 \right]}{\left(1 - \frac{a}{W}\right)^{3/2}} \quad (2.24)$$

За одређивање жилавости лома димензије епрувета морају задовољити следећи услов [63]:

$$a, B, (W-a) \geq 2.5 \left(\frac{K_{Ic}}{\sigma_{yld}} \right)^2, \quad (2.25)$$

при чему су a , B и W димензије епрувете, а σ_{yld} је граница течења материјала епрувете.

Жилавост лома за други и трећи облик отварања прслине није исти као за први облик, односно:

$$K_{Ic} \neq K_{IIc} \neq K_{IIIc}. \quad (2.26)$$

2.2.3. J-интеграл

Rice је помоћу енергетског приступа дефинисао параметар механике лома за описивање понашања материјала при лому код процјене интегритета конструкција и у линеарно еластичној и у еласто пластичној примјени [65]. Овај енергетски параметар се назива J-интеграл и има теоретске основе засноване на законима механике континуума. J-интеграл представља смањивање потенцијалне енергије Π усљед прираштаја прслине da за вријеме експеримента. Дефинисањем J-интеграла бавили су се и истраживачи попут *Cherpanov*-а и *Eshelby*-ја [66,67].

Независност контурног J-интеграла од путање интеграљења доказао је *Rice* 1968. године [65].

Општи облик контурног интеграла је:

$$J_1 = \lim_{\Gamma_s \rightarrow 0} \int_{\Gamma_s} (W \delta_{ij} - \sigma_{ij} u_{i,1}) n_j d\Gamma, \quad i, j = (1, 2), \quad (2.27)$$

гдје је:

$$W = \frac{1}{2} \sigma_{ij} \varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} C_{ijkl} \varepsilon_{kl} \varepsilon_{ij}, \quad i, j, k, l = (\overline{1, 3}), \quad (2.28)$$

при чему су:

W - специфична енергија деформације,

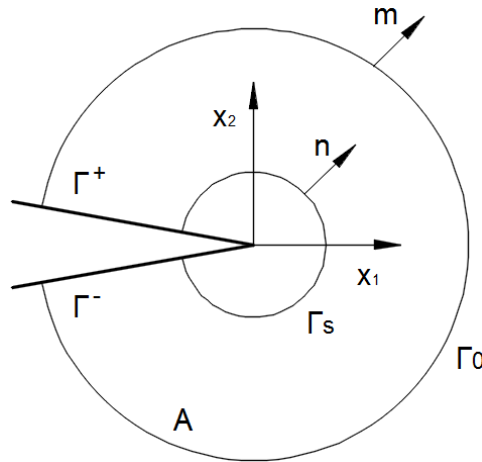
n_j - јединични вектор спољашње нормале на контуру Γ око врха прслине, слика 2.8,

σ_{ij} - компоненте тензора напона,

ε_{ij} - компоненте тензора деформације,

C_{ijkl} - компоненте конститутивног тензора,

u_i - компоненте вектора помјерања.



Слика 2.8. Путања интеграције за J-интеграл

Уколико се пође од *Irwin*-ове формулације да брзина ослобађања енергије представља мјеру расположиве енергије у току инкременталног раста прслине [53]:

$$G = -\frac{\partial \Pi}{\partial a}, \quad (2.29)$$

долази се до закључка да J-интеграл представља негативан извод потенцијалне енергије по дужини прслине. Имајући у виду да негативан извод потенцијалне енергије по генерализаној координати представља генерализану силу, J-интеграл, дакле, представља генерализану силу при промјени дужине прслине [53]:

$$G = J = -\frac{\partial \Pi}{\partial a} = C_{ij} K_i K_j = \frac{1}{E^*} (K_I^2 + K_{II}^2) + \frac{1}{2\mu} K_{III}^2. \quad (2.30)$$

Приликом утврђивања стабилности раста прслине у оквиру истраживања у овој дисертацији у *Ansys Workbench*-у биће коришћен запремински J-интеграл. Израчунавање J-интеграла у *Ansys Workbench*-у засновано је на методи коју је развио *Shih* [68]. Приликом рјешавања 3Д проблема контурни интеграл преводи се у запремински интеграл са еквивалентним доменом интеграције који се развија преко скупа елемената око фронта прслине обухваћених цилиндром одређеног полупречника. Нумерички развој J-интеграла и процедуре детаљније су приказани у литератури [53]. Запремински J-интеграл погодан је за примјену код анализе структура у којима се, поред механичког, појављује и термичко оптерећење, па за разлику од контурног J-интеграла даје тачније резултате [69-71].

Израз за запремински J-интеграл има сљедећи облик:

$$J = \int_V \left(\sigma_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_1} - W \delta_{ij} \right) \frac{\partial q}{\partial x_j} dV, \quad j = 1, 2, 3 \quad (2.31)$$

при чему су:

σ_{ij} - компоненте тензора напона,

u_i - компоненте вектора помјерања,

W - специфична енергија деформације,

δ_{ij} - *Kronecker*-ов делта,

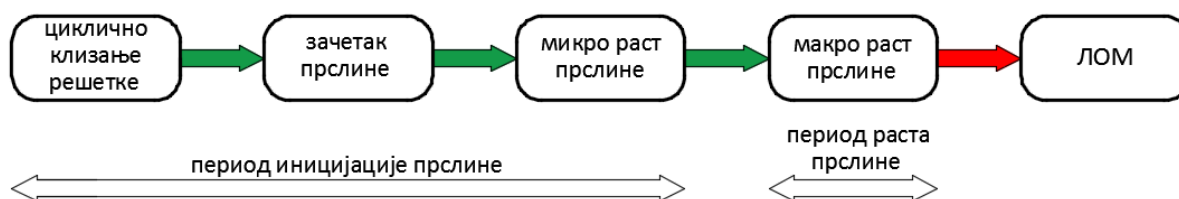
q - тежинска функција.

Запремински интеграл развија се преко скупа коначних елемената груписаних око фронта прслине [53]. Приликом разматрања стабилности раста 3Д прслина посматрају се чворови дуж фронта прслине. Како би се избјегла грешка приликом рачунања J -интеграла, око врха прслине дефинише се више контура интеграљења [72]. Прва контура интеграције J -интеграла одређује се за елементе који су повезани са чворовима дуж фронта прслине. Друга контура за интеграцију подручја J -интеграла одређује се за елементе поред елемената прве контуре. Овај поступак се понавља за све контуре [73]. Резултујућа вриједност J -интеграла у *Ansys Workbench*-у усваја се као средња вриједност свих контура интеграције.

2.3. Нискоциклични и високоциклични замор материјала

У пракси постоји велики број машинских конструкција изложених динамичким (промјенљивим) оптерећењима, па се из наведеног разлога значајна пажња мора усмјерити на утицај који стварају оваква оптерећења. Уколико конструкције изложене промјенљивим оптерећењима у својој структури садрже и прслину, проблем се додатно усложњава. Промјенљива оптерећења изазивају промјенљиве, односно цикличне напоне који доводе до отказа конструкције усљед замора. Замор представља процес акумулације оштећења који је настао као посљедица промјенљивих напона и деформација које доводе до стварања прслина. Оштећење материјала, односно конструкције започиње стварањем прслина и повећава се са њиховим растом. Крајњи резултат ширења прслине је лом [53].

Резултати истраживања понашања материјала при динамичком оптерећењу конструкције показали су да на микроскопском нивоу прслине у материјалу настају као посљедица клизања кристалографске решетке материјала. Процес иницијације прслина одвија се већ од првог циклуса оптерећења уколико то оптерећење ствара напоне веће од трајне динамичке чврстоће. Током дуготрајне експлоатације конструкције, када величина прслине превазиђе микро ниво, прслине постају видљиве и у том тренутку почиње макроскопско повећање прслине [56], слика 2.9.



Слика 2.9. Фазе од иницијације прслине до отказа конструкције [56]

Истраживања на лабораторијским узорцима показала су да је преостали животно вијек узорка након што прсине постану видљиве врло кратак. Међутим, тај преостали период раста макроскопске прсине у реалним конструкцијама је ипак неколико пута дужи од онога код лабораторијских узорака, јер је сама конструкција већих димензија и појава прсине у мањој мјери утиче на њену носивост. Из те чињенице видљива је важност разумијевања процеса настанка и раста прсина на микроскопском нивоу, али исто тако и важност разумијевања процеса раста прсина када оне постану видљиве, односно када пређу на макроскопски ниво [56].

Сматра се да чак 80-95% отказа настаје усљед механизма замора [53]. Материјали много теже подносе оптерећења која се мијењају током времена од статичких оптерећења и лом може настати чак и при напонима доста нижим од статичке носивости материјала. Вриједност напона који изазива лом смањује се уколико број циклуса напона расте и за појаву лома је од пресудног значаја величина оптерећења и учесталост понављања.

Замор се јавља као проблем у авионским, бродским, вагонским, аутомобилским и другим машинским конструкцијама [74].

Процес замора одвија се кроз три фазе: настанак прсине, раст прсине, нестабилан раст прсине и лом [53], слика 2.10.



Слика 2.10. Фазе развоја замора [53]

Почетне микро прсине (I регион на слици 2.10) резултат су акумулације пластичних деформација у материјалу.

Процес замора може се представити сљедећим изразом:

$$N_f = N_i + N_p, \quad (2.32)$$

гдје су:

N_f - укупан број циклуса до отказа,

N_i - број циклуса до настанка прслине,

N_p - број циклуса потребан да прслина нарасте до коначног отказа.

Процес настајања и раста прслине при цикличном оптерећењу описује се различитим моделима: напонски заснована (*Stress-Life*) процјена животног вијека, тј. S-N метода и деформационо заснована (*Strain-Life*) процјена животног вијека, тј. ϵ -N метода. Фаза настанка прслине се често моделује ϵ -N методом и цикличним кривама напон-деформација. Фаза развоја прслине се моделује кривама брзина раста прслине-фактор интензитета напона (II регион на слици 2.10). ϵ -N метода узима у обзир процесе при којима настају велике пластичне деформације, са великим опсегом оптерећења, релативно малим вијеком трајања и такви процеси се називају нискоцикличним замором.

Напонски заснована процјена вијека трајања подразумијева мале опсеге оптерећења, дуг вијек трајања и користи се за опис високоцикличног замора конструкција [53]. Овакво приказивање вијека трајања познато је као S-N дијаграм, при чему се свака крива на наведеном дијаграму зове *Wöhler*-ова крива.

2.3.1. Циклично оптерећење

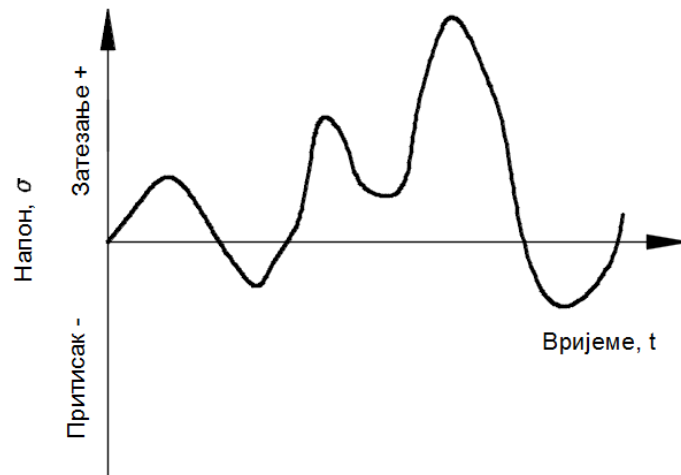
Одређивање радног оптерећења подразумијева познавање интензитета, правца и смјера оптерећења у току времена, као и познавање расподеле оптерећења у попречном пресеку.

Оптерећења могу бити сталне величине у току времена (статичко оптерећење) или промјенљиве величине (динамичко оптерећење). Конструкције су у пракси најчешће изложене промјенљивим оптерећењима, слика 2.11. Иако су насумична оптерећења доста заступљена у експлоатацијским условима, историја њиховог оптерећења се ипак може разложити на одређене хармонијске циклусе оптерећења који се понављају [56,58].

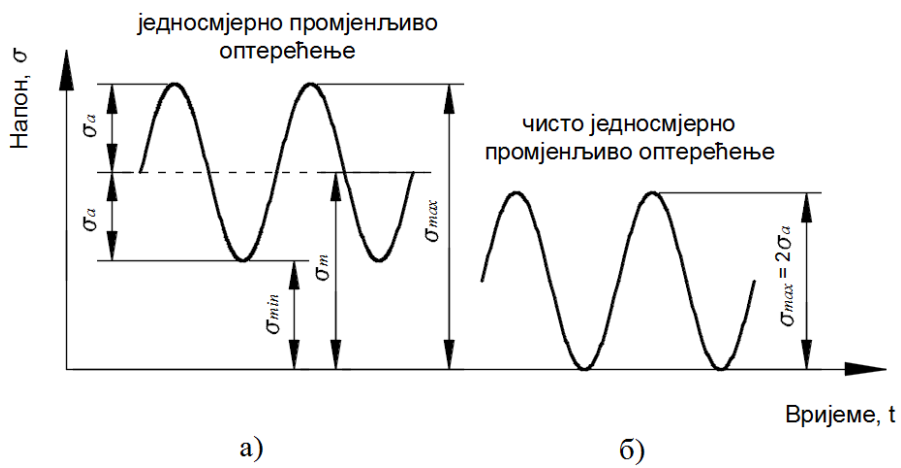
На основу претходног разликују се:

- једносмјерно промјенљиво оптерећење, слика 2.12 а,
- чисто једносмјерно промјенљиво оптерећење, слика 2.12 б,
- наизмјенично промјенљиво оптерећење, слика 2.13 а,
- чисто наизмјенично промјенљиво оптерећење, слика 2.13 б.

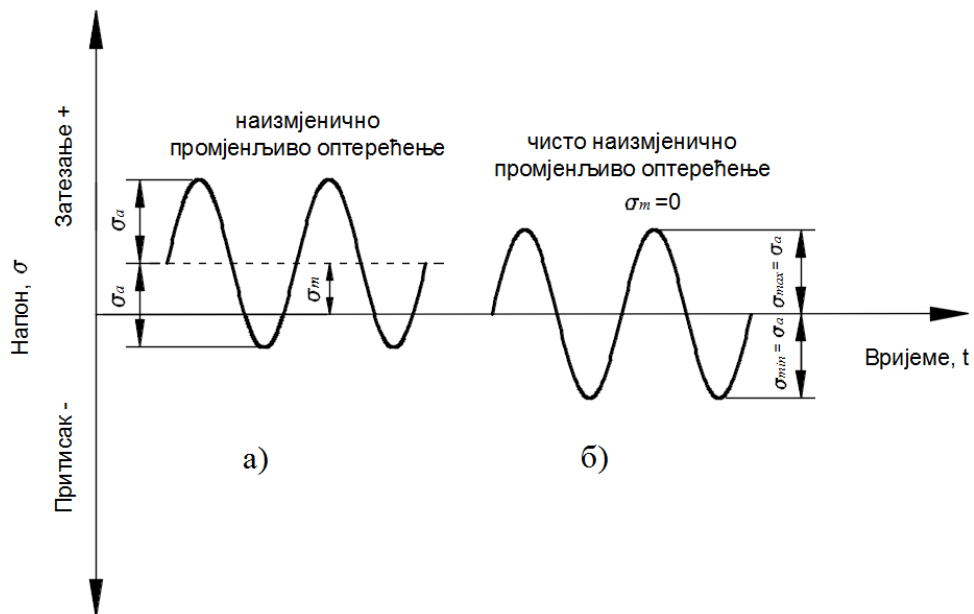
Циклично промјенљиви напони најјасније су изражени код машина и механизма са повратним кретањем.



Слика 2.11. Стохастичко промјенљиво оптерећење



Слика 2.12. Дијаграм једносмјерних промјенљивих оптерећења



Слика 2.13. Дијаграм наизмјеничних оптерећења

Чисто наизмјенично оптерећење на слици 2.13 приказано је у синусоидном облику. Овај облик оптерећења је идеализован и карактеристичан је за вратила која се обрћу константном угаоном брзином без предоптерећења. У овом случају минимални и максимални напони су истог интензитета, али различитог знака. Затезни напон се узима као позитиван, а притисни као негативан [53].

Промјенљиви напон се може изразити као збир статичке компоненте напона σ_m и промјенљиве компоненте, амплитуде напона σ_a .

Опсег напона σ_r представља разлику вриједности максималног и минималног напона у циклусу:

$$\sigma_r = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}. \quad (2.33)$$

Амплитуда напона једнака је вриједности половине опсега напона:

$$\sigma_a = \sigma_r / 2 = (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) / 2. \quad (2.34)$$

Средњи напон представља вриједност половине збира минималне и максималне вриједности напона:

$$\sigma_m = (\sigma_{\min} + \sigma_{\max}) / 2. \quad (2.35)$$

Степен промјенљивости напона R :

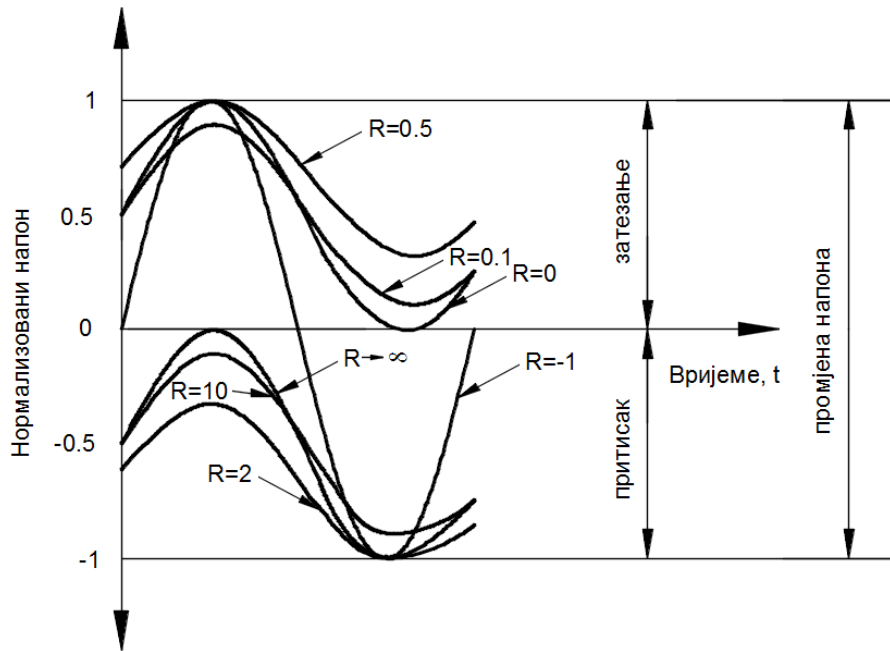
$$R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max} \quad (2.36)$$

и степен промјенљивости амплитуде A :

$$A = \sigma_a / \sigma_m = (1 - R)(1 + R) \quad (2.37)$$

су параметри који се често користе за опис средњег напона.

На слици 2.14 представљене су вриједности степена промјенљивости напона R за неке од уобичајених случајева оптерећења.



Слика 2.14. Облици цикличног оптерећења дефинисани преко степена промјенљивости напона

2.3.2. Закони раста прслине усљед цикличног оптерећења

Закони раста прслине усљед цикличног оптерећења углавном су емпиријског карактера и предложени су од стране већег броја истраживача на основу добијених експерименталних резултата. Ови закони се користе за предвиђање лома конструкције кад прслина достигне критичну вриједност, односно за процјену вијека трајања конструкције за дати инкремент раста прслине [53].

Први регион на слици 2.10 представља период иницијације (настанка) прслине, рани раст прслине и спајање микро прслина у облик почетне макро прслине [53]. Други регион на слици 2.10 означава стабилан раст прслине, а трећи регион на истој слици представља убрзани раст прслине [53].

Код заварених и пламеном сјечених структура уобичајено је постојање иницијалних дефеката, па се период иницијације прслине узима у прорачунима са претпоставком да је прслина почетно имала дужину a_0 . Стога, посебна пажња се поклања процјени периода стабилног раста прслине из разлога што је период нестабилног раста врло кратак и не утиче значајно на процијењени вијек трајања конструкције усљед замора. Дакле, вијек трајања конструкције са иницијалном прслином се, са довољном тачношћу, може свести на период стабилног раста, с обзиром на то да су период иницијације прслине и период нестабилног раста врло кратки [53].

Покушано је да се стабилан и нестабилан раст прслине на основу брзине раста прслине опише путем експеримената и на основу линеарно еластичне теорије механике лома. Брзина раста прслине представља однос инкременталног прираштаја прслине da и инкремента броја циклуса dN [53]. Брзина раста прслине da/dN се обично анализира у функцији распона фактора интензитета напона за дати спектар цикличног оптерећења:

$$\Delta K = K_{I\max} - K_{I\min}, \quad (2.38)$$

гдје су:

$K_{I\max}$ - максимална вриједност фактора интензитета напона,

$K_{I\min}$ - минимална вриједност фактора интензитета напона за дати циклус оптерећења.

Приказ зависности брзине раста прслине од распона фактора интензитета напона дат је на слици 2.10.

2.3.2.1. *Paris*-ов закон

Закон за предвиђање вијека трајања конструкције при датом инкременту раста прслине изложене динамичком оптерећењу представили су *Paris* и *Erdogan*. Овај закон је погодан за опис раста прслине у региону II (слика 2.10) и има сљедећи облик [75]:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m, \quad (2.39)$$

гдје су:

ΔK - распон фактора интензитета напона,

C, m - материјалне константе.

За већи број материјала m се креће у границама 2-7 [53].

Закон раста прслине требао би да предвиди лом кад прслина достигне критичну вриједност ($a = a_c$), односно кад фактор интензитета напона достигне жилавост лома ($K = K_{Ic}$), то јесте кад брзина раста прслине тежи бесконачности ($\frac{da}{dN} \rightarrow \infty$).

На основу израза (2.39) може се примијетити да *Paris*-ов закон не може да предвиди лом, али даје добре резултате у региону стабилног раста прслине.

2.3.2.2. *Forman*-ов закон раста прслине

Forman је покушао да допуни *Paris*-ов закон убацивањем прага замора у циљу комплетнијег описа параметара на брзину раста прслине [76]:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K^m - \Delta K_{th}^m). \quad (2.40)$$

Израз (2.40) налази примјену и за регион I и за регион II, али не покрива зону нестабилног ширења прслине, односно регион III на слици 2.10.

Forman је предложио емпиријску релацију за закон раста прслине који покрива зону стабилног и нестабилног раста, односно II и III регион на слици 2.10 [76]:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C\Delta K^m}{[(1-R)K_{Ic} - \Delta K]}, \quad (2.41)$$

при чему је:

R - коефицијент промјенљивости напона дефинисан изразом (2.36).

На основу *Forman*-овог закона приказаног релацијом (2.41) могуће је симулирати тренутак лома.

2.3.2.3. *Kobayashi*-јев закон

Модификацију *Paris*-овог закона за случај мјешовитог мода деформисања извршили су *Kobayashi* и *Lida*. Модел раста су засновали на раванском мјешовитом моду деформисања спроведећи експерименте на узорцима од алуминијума са унутрашњом прслином нагнутом под неким углом у односу на правац оптерећења, при чему су узорци били изложени униформном истежућем оптерећењу [77].

Резултати до којих су дошли показују да се брзина раста прслине може значајно повећати и при малим вриједностима опсега фактора интензитета напона мода II- ΔK_{II} .

Дефинисан је еквивалентни опсег ΔK_{Ieq} у циљу увођења утицаја II мода деформисања на брзину раста прслине [77]:

$$K_{Ieq} = K_I \cos \frac{3\theta_0}{2} - 3K_{II} \cos^2 \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2}. \quad (2.42)$$

Еквивалентни опсег фактора интензитета напона у облику:

$$\Delta K_{Ieq} = \max K_{Ieq} - \min K_{Ieq} \quad (2.43)$$

уврштава се у *Paris*-ов закон умјесто ΔK и слиједи облик:

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta K_{Ieq})^m. \quad (2.44)$$

Дакле, *Kobayashi*-јев закон представља модификацију *Paris*-овог закона брзине раста прслине. Израз (2.44) има значајну примјену у зони стабилног раста прслине.

2.3.2.4. *Tanaka*-ин закон

Многи истраживачи покушавали су да обликују *Paris*-ов закон тако да он одговара мјешовитом моду деформисања прслине. *Tanaka* је предложио сљедећи израз за пропагацију прслине [78]:

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta K_{eq})^m, \quad (2.45)$$

при чему се опсег еквивалентног фактора интензитета напона рачуна примјеном сљедеће релације:

$$\Delta K_{eq} = (\Delta K_I^4 + 8\Delta K_{II}^4)^{1/4}. \quad (2.46)$$

Изрази (2.45) и (2.46) изведени су на основу претпоставке да пластична деформација индукована цикличним истезањем није у интеракцији са трансверзалним смицањем и да је резултујуће поље помјерања једнако суми помјерања индуковано I и II модом [78].

2.3.2.5. *McClintock*-ов закон

McClintock је развио емпиријски закон који описује раст прелине [79]:

$$\frac{da}{dN} = \beta \frac{\Delta K^2}{2\sigma_{yld} E}, \quad (2.47)$$

при чему су:

β - бездимензионални параметар,

ΔK - распон фактора интензитета напона,

σ_{yld} -напон течења,

E - *Young*-ов модул еластичности.

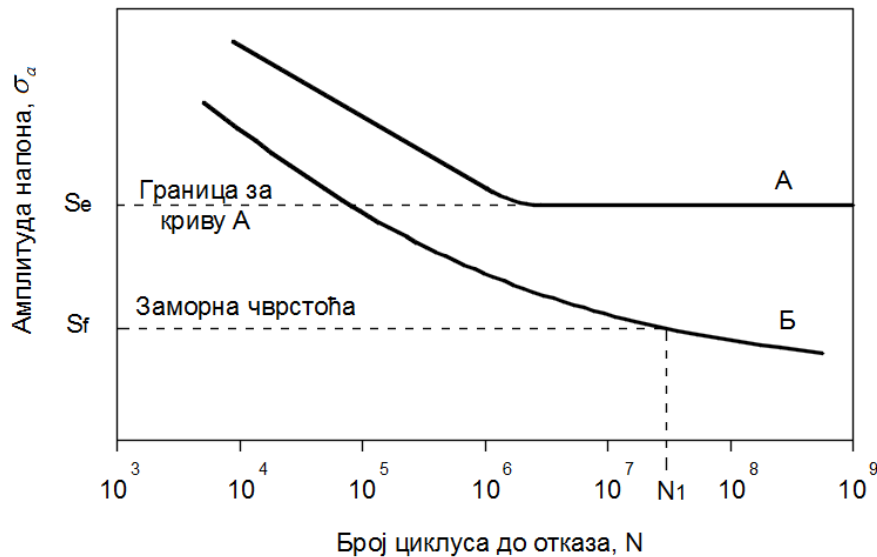
McClintock-ов закон погодан је за опис раста прелине у региону II, односно овај закон даје добре резултате у региону стабилног раста прелине, слика 2.10.

2.3.3. Анализа укупног вијека трајања (*S-N* анализа)

Wöhler је вршио тестове на осовинама вагона оптерећеним савојним, торзионим и аксијалним цикличним оптерећењем. Добијене резултате представио је као зависност номиналне амплитуде напона σ_a од броја циклуса до отказа N . Ово представљање вијека трајања услед замора постало је опште познато као *S-N* дијаграм. Свака крива на овом дијаграму назива се *Wöhler*-ова крива [56].

S-N анализа представља први покушај разумијевања процеса отказа и још увијек се користи у случајевима гдје се номинална вриједност напона налази у границама еластичности материјала и у случајевима гдје је број циклуса до отказа велики (изнад 10^3) [53].

S-N дијаграм који представља зависност номиналне амплитуде напона од броја циклуса до отказа за два различита материјала приказан је на слици 2.15. *S-N* крива се обично одређује за неке од сљедећих вриједности: σ_m , R или A . Већина експеримената за одређивање карактеристика материјала на замор изводе се при чисто наизмјенично промјенљивом савијању ($R = -1$) [53].

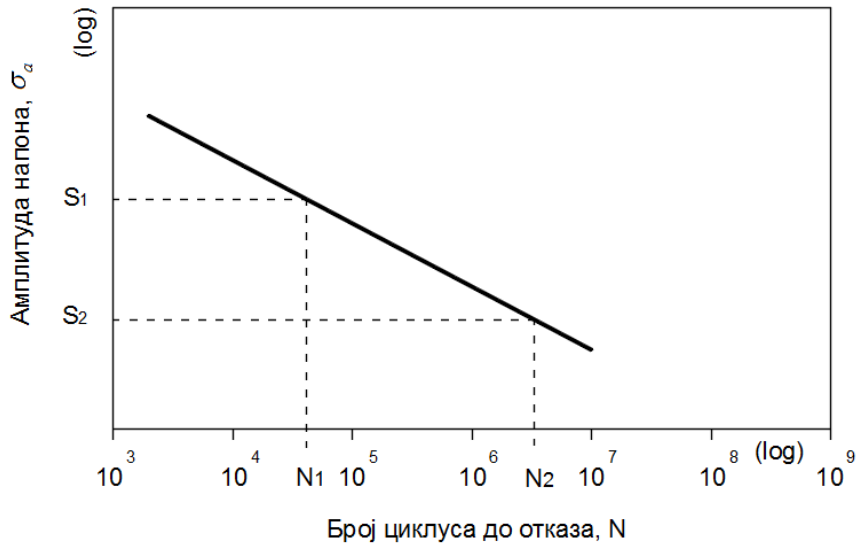


Слика 2.15. S-N (Wöhler-ова) крива за два материјала

При одређивању S-N криве узорак се прво изложи високим вриједностима напона (око двије трећине статичке издржљивости) гдје се очекују откази на мањем броју циклуса. Након тога, за сваку идућу епрувету смањује се напон све док се двије узастопне епрувете не сломају на приближно 10^7 циклуса. За материјале који надмаше овај број циклуса као граница замора узима се највећи напон при коме не долази до отказа. S-N крива се најчешће одређује коришћењем 15 епрувета. Наравно, због расијаности резултата потребно је користити статистичке методе сређивања резултата. За материјале који не прелазе трајну динамичку издржљивост тестови се врше до 10^7 или 10^8 циклуса.

За челик се, на примјер, на дијаграму представља и граница издржљивости S_e . Она представља вриједност напона испод којег материјал има „бесконачан вијек“, слика 2.15. Такве особине могу остварити поједини челици, као и титанијум у повољним експлоатацијским условима. Типична S-N крива која одговара овој врсти материјала је крива А приказана на слици 2.15. Обојени метали, као што су алуминијум, магнезијум и легуре бакра немају добро изражену границу издржљивости. Код оваквих материјала нагиб S-N криве се константно мијења, што је приказано кривом Б на слици 2.15. У оваквим случајевима мора бити наведена граница издржљивости S_f за задати број циклуса. Ефективна граница издржљивости за ове материјале дефинише се као напон који изазива лом на 10^8 или 5×10^8 циклуса оптерећења [53].

S-N крива се често приказује као логаритамска зависност амплитуде напона σ_a од броја циклуса до отказа N_f , слика 2.16.



Слика 2.16. Идеални облик S-N криве

Нагиб праве b је познат под називом *Basquin*-ов нагиб и добија се на основу следеће релације:

$$b = \frac{-(\log S_1 - \log S_2)}{(\log N_2 - \log N_1)}. \quad (2.48)$$

На основу израза (2.48) S-N права се може представити и степеном једначином:

$$N = N_0 \left(\frac{S}{S_0} \right)^{\frac{1}{b}}. \quad (2.49)$$

На основу релације (2.49) може се закључити да се за одређену амплитуду напона σ_a може директно израчунати број циклуса до отказа N ако се знају коефицијент b и координате било које тачке на S-N правој.

Како се S-N метода користи у области еластичног напрезања, то значи да S-N крива треба да буде ограничена на апсиси са 10^4 циклуса како не би дошло до већих пластичних деформација. Дакле, изрази (2.48) и (2.49) морају се пажљиво користити у ситуацијама када је број циклуса до отказа испод 10^3 [53].

Постоје посебне методе за представљање S-N криве у опсегу $1-10^3$ циклуса. У том случају усваја се да првом циклусу одговара одређени дио затезне чврстоће. Основна потешкоћа код примјене ове методе је што је S-N крива у области малог броја циклуса равна, па је из тог разлога процјена вијека трајања за мали број циклуса (испод 1000) непрецизна. Разлог наведене заравњености S-N криве су велике пластичне деформације које настају усљед великих оптерећења. Због тога се у нискоцикличним областима користе методе процјене животног вијека засноване на деформацијама.

Заступљено је и више емпиријских веза између замора и отпорности на затезање које имају практичну примјену. Заморни однос представља однос границе издржљивости S_e и затезне чврстоће материјала R_m . Заморни однос се у зависности од материјала креће у границама 0.25-0.60 [53].

3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛНА ИСПИТИВАЊА ЛЕГУРЕ АЛУМИНИЈУМА 242.0

У циљу процјене интегритета цилиндарског склопа авионског мотора *Lycoming IO-360-B1F* услед појаве прслине на глави цилиндра потребно је извршити низ експерименталних испитивања легуре алуминијума 242.0 као саставног материјала главе цилиндра. Експерименталним испитивањем одређене су карактеристике легуре алуминијума 242.0 које су даље коришћене као улазни подаци у нумеричкој структурној анализи разматраног цилиндарског склопа.

Експериментална испитивања легуре алуминијума 242.0 вршена су на више локација, односно Факултета и Института у Босни и Херцеговини, Србији и Словенији. Анализа хемијског састава легуре алуминијума 242.0 потврђена је у Лабораторији за испитивање материјала/производа у предузећу „Орао“ а.д. из Бијељине. Металографко испитивање структуре материјала извршено је на Машинском факултету у Љубљани у Лабораторији за термичку обраду и испитивање материјала.

Експериментална испитивања статичких и заморних карактеристика легуре алуминијума 242.0 на собној температури вршена су на Факултету инжењерских наука Универзитета у Крагујевцу у Центру за инжењерски софтвер и динамичка испитивања. Одређивање статичких и заморних карактеристика материјала на повишеној температури извршено је на Институту „Кемал Капетановић“ у Зеници. Одређивање ударне жилавости епрувета легуре алуминијума 242.0 на собној и на повишеној температури и одређивање тврдоће наведеног материјала изведени су на Машинском факултету у Бањој Луци у Лабораторији за материјале и заваривање.

3.1. Анализа хемијског састава материјала

Анализа хемијског састава материјала од кога је израђена глава цилиндра авионског мотора *Lycoming IO-360-B1F* урађена је методом флуоресцентне спектографије X-зрацима. Хемијска анализа легуре алуминијума 242.0 извршена је у Лабораторији за испитивање материјала/производа у оквиру предузећа Орао а.д. из Бијељине. Резултати анализе хемијског састава материјала приказани су у табели 3.1.

Табела 3.1. Резултати хемијског састава легуре алуминијума 242.0 [80]

Елемент	Cu	Cr	Fe	Mg	Mn	Ni	Si	Ti	Zn
Удио [%]	4.02 (3.5-4.5)	0.20 (0-0.25)	0.45 (0-1.0)	1.52 (1.2-1.8)	0.06 (0-0.35)	2.29 (1.7-2.3)	0.46 (0-0.7)	0.15 (0-0.25)	0.03 (0-0.35)

Добијени резултати анализе хемијског састава материјала у потпуности одговарају стандардној спецификацији за легуру алуминијума 242.0 [81]. Чист алуминијум садржи између 99 и 99.8% алуминијума. Међутим, чист алуминијум нема добре механичке карактеристике, па га је неопходно легирати другим легирајућим елементима.

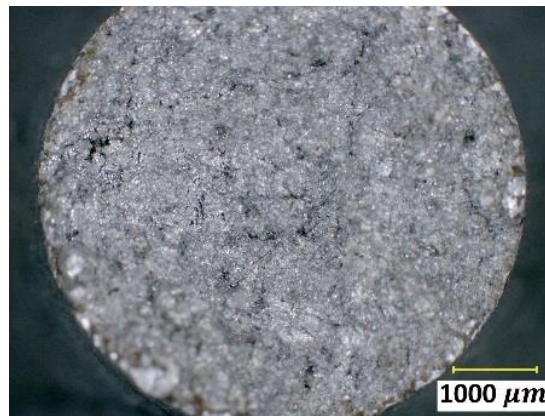
На основу хемијског састава легуре алуминијума 242.0 може се уочити да је бакар доминантан легирајући елемент. Иза њега слиједе никл и магнезијум. Остали хемијски елементи су заступљени, али у мањем проценту. Бакар, као легирајући елемент, утиче на повећање тврдоће и чврстоће алуминијума, али смањује отпорност на корозију. Такође, на побољшање механичких карактеристика, као и отпорности на

корозију легуре алуминијума са бакром утиче и додавање магнезијума, с тим да се у том случају смањује дуктилност, као и проводљивост алуминијума. Чак само 0.5 % магнезијума може значајно да утиче на механичке карактеристике легуре [82]. Додавањем жељеза (гвожђа) у наведену легуру постижу се виша тврдоћа и чврстоћа материјала на повишеним температурама [82].

Легура алуминијума 242.0 нема добру отпорност на корозију као већина других легура алуминијума и под одређеним условима може бити изложена интергрануларној корозији [82]. Основна примјена наведене легуре је израда цилиндарских глава ваздушно хлађених авионских клипних мотора [83].

3.2. Металографско испитивање легуре алуминијума 242.0

Металографско испитивање структуре материјала епрувета легуре алуминијума 242.0 које су коришћене за одређивање статичких и заморних карактеристика, извршено је на Машинском факултету у Љубљани у Лабораторији за термичку обраду и испитивање материјала, слика 3.1.



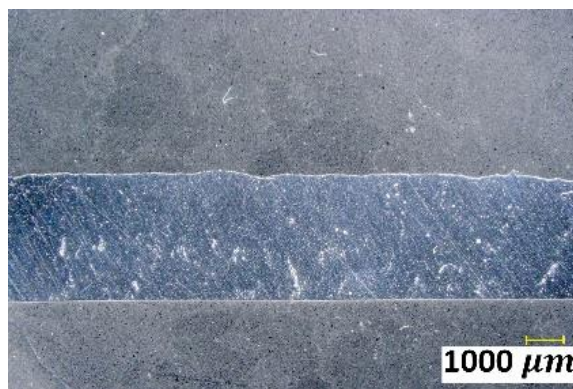
Слика 3.1. Узорак за металографско испитивање [80]

Испитивање је изведено помоћу дигиталног микроскопа VHX 6000, слика 3.2.



Слика 3.2. Дигитални микроскоп VHX 6000

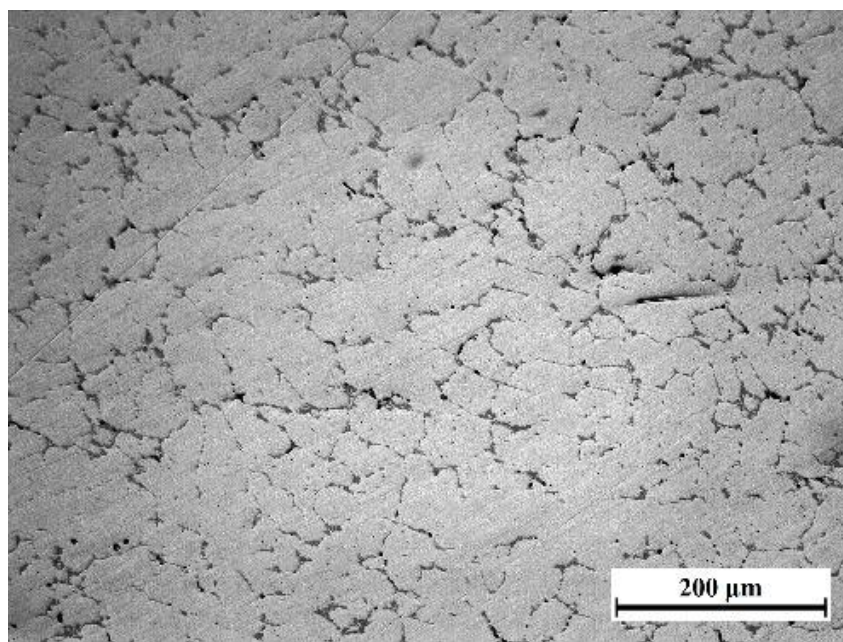
Узорци су брушени брусним папиром финоће до 2500, а затим су полирани дијамантском пастом, слика 3.3.



Слика 3.3. Припрема узорка за металографско испитивање [80]

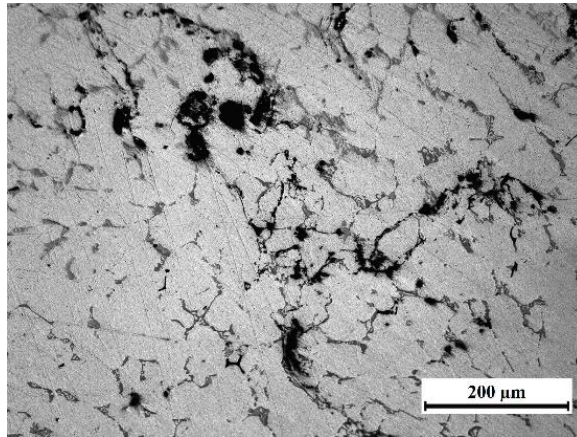
Макроструктура наведеног материјала вршена је на микроскопу при степену увећања од 150 пута до 1000 пута.

Резултати испитивања микроструктуре материјала приказали су стандардну микроструктуру ливачке легуре алуминијума са бакром као основним легирајућим елементом [84], слика 3.4.



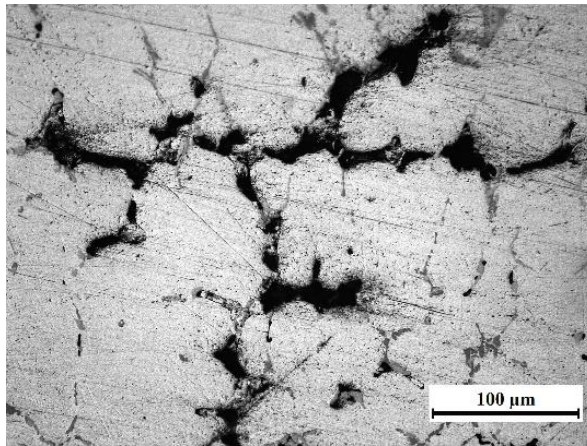
Слика 3.4. Микроструктура материјала главе цилиндра мотора Lycoming IO-360-B1F [80]

На основу изгледа површина посматраних узорака може се утврдити постојање већег броја дефеката у материјалу карактеристичних за процес ливења [80]. Посебно је изражена микропорозност материјала у облику груписаних шупљина [85], слика 3.5.



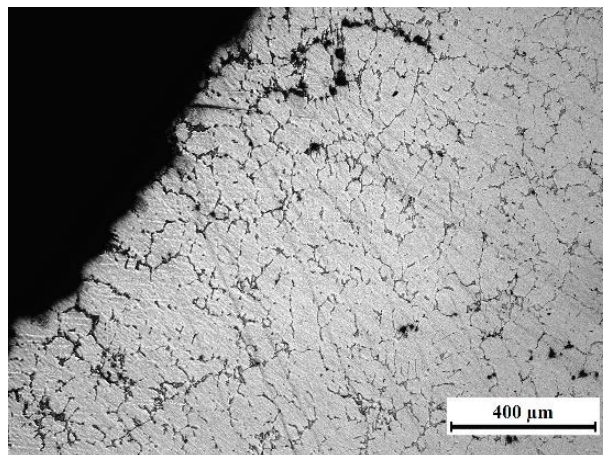
Слика 3.5. Микропорозност материјала у облику груписаних шупљина [80]

Поједине уочене шупљине достигале су дужину од $150 \mu\text{m}$, слика 3.6.



Слика 3.6. Шупљина (црно) окружена примарним дендритима (бијело) и еутектикумом (сиво) [80]

Интергрануларни лом, формиран механизмом спајања сусједних шупљина у материјалу, који излази на раван површине лома приказан је на слици 3.7.



Слика 3.7. Интергрануларни лом на металографском узорку настао спајањем сусједних шупљина у материјалу [80]

Приликом веома сложених и промјенљивих радних оптерећења којима је испитивани материјал у току експлоатације изложен долази до међусобног спајања сусједних шупљина у материјалу и формирања иницијалних прслина.

Порозност материјала је најчешће последица лоше пројектованог процеса ливења. Дефекти у материјалу, настали у току ливења, представљају потенцијална мјеста настанка прслина, снижавају механичке карактеристике, као и вијек трајања материјала услед замора, како смањивањем времена ширења прслине, тако и скраћивањем времена њене иницијације [8,9].

Утврђено је да заморни вијек материјала добијених ливењем алуминијских легура који садрже дефекте ливења у облику пора или шупљина може бити краћи два или више пута у односу на материјале без ових дефеката [86,87]. Смањење заморног вијека материјала је у обрнутој пропорцији са величином порозних форми [88-90].

Истраживања су потврдила да је ниво порозности параметар који највише утиче на заморни вијек материјала. Иницијалне прслине се јављају и шире се на границама зрна. Приликом дијељења укључака, односно пора материјала, долази до смањивања заморне чврстоће материјала. Дакле, на смањење заморног вијека највише утиче број укључака у материјалу и њихов пречник. Већина укључака у материјалу налази се на његовој површини или непосредно испод површине. Такође, стандардна девијација величине укључака директно утиче на заморни вијек материјала. Веће поре, као и њихов мањи размак који омогућава већу међусобну интеракцију пора концентришу веће пластичне напоне осјетљиве на примјењени ниво оптерећења и проузрокују краћи вијек иницијације прслине [91-99].

3.3. Испитивање тврдоће легуре алуминијума 242.0

Тврдоћа материјала испитана је стандардном методом *Brinell* [100] на узорцима израђеним од легуре алуминијума 242.0. Испитивање је извршено на Машинском факултету у Бањој Луци у Лабораторији за материјале и заваривање.

У току мјерења тврдоће коришћена је челична куглица пречника 2.5 mm која је силом од 612.9 N утискивана у површину материјала у трајању од 30 s. Тврдоћа је измјерена у осам мјерних тачака. Коначни резултати мјерења тврдоће приказани су у табели 3.2.

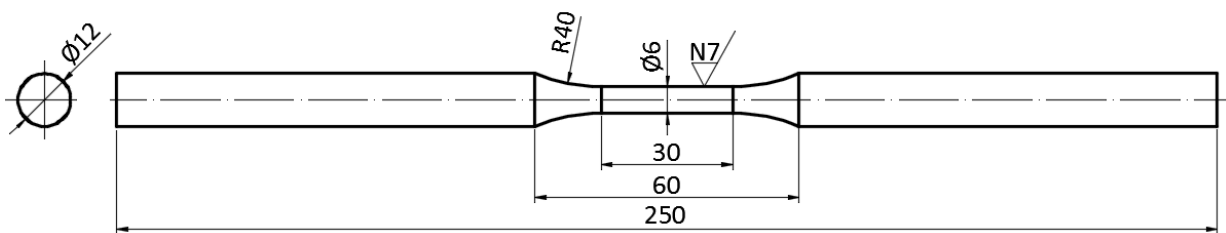
Табела 3.2. Вриједности измјерене тврдоће

Мјерна тачка	Тврдоћа (НВ)
1	73
2	72
3	74
4	78
5	81
6	93
7	85
8	70

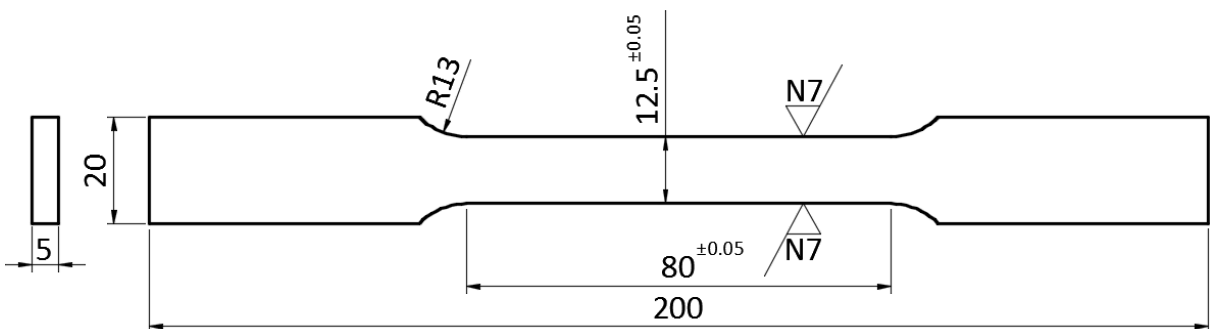
Тврдоћа материјала креће се у границама 70-93 НВ. Добијене вриједности тврдоће материјала налазе се у оквирима који одговарају тврдоћи легуре алуминијума 242.0 [81]. Главна предност *Brinell*-ове методе при одређивању тврдоће материјала огледа се у једноставној припреми испитиване површине материјала.

3.4. Испитивање статичких карактеристика материјала на собној температури

У оквиру испитивања статичких карактеристика легуре алуминијума 242.0 на собној температури ($23 \pm 5^\circ\text{C}$) одређени су затезна чврстоћа материјала и напон течења. Одређивање статичких карактеристика легуре алуминијума 242.0 вршено је на серији од шест епрувета на собној ($23 \pm 5^\circ\text{C}$) температури. Димензије и облик епрувета израђени су у складу са стандардима В 557М [101], слика 3.8 и ASTM E646-00 [102], слика 3.9.



Слика 3.8. Облик и димензије округле епрувете за одређивање статичких карактеристика на собној температури



Слика 3.9. Облик и димензије равне епрувете за одређивање статичких карактеристика на собној температури

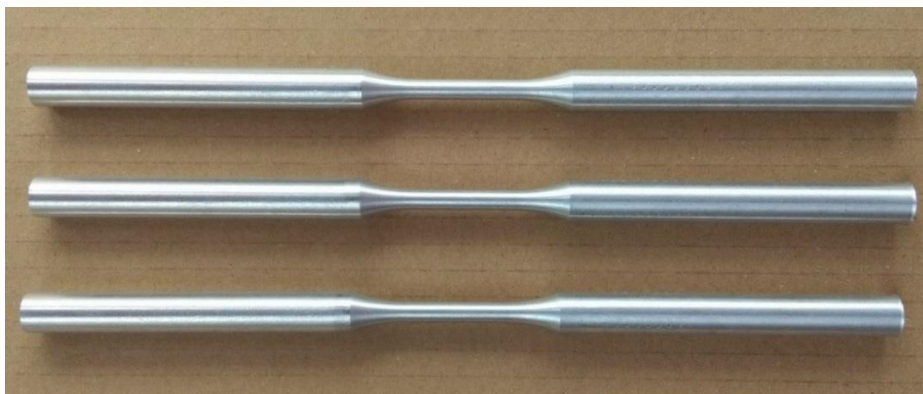
Испитиване епрувете су израђене у Лабораторији за CNC машине алатке и СИМ системе на Машинском факултету у Источном Сарајеву. Како би се осигурао квалитет добијених резултата, све епрувете су полиране прије испитивања.

Испитивање затезне чврстоће и напона течења епрувета израђених од легуре алуминијума 242.0 изведено је у Центру за инжењерски софтвер и динамичка испитивања Факултета инжењерских наука Универзитета у Крагујевцу на сервохидрауличном пулзатору/кидалици *SHIMADZU*, тип *EHF-EV101K3-070-0A* [103], слика 3.10. Испитивање је вршено на собној ($23 \pm 5^\circ\text{C}$) температури у контроли прираштаја помјерања који одговара статичким условима оптерећења до лома, а у складу са стандардима В 557М [101] и ASTM E646-00 [102].



Слика 3.10. Сервохидраулични пулзатор/кидалица SHIMADZU EHF-EV101K3-070-0A

Изглед епрувета за испитивање статичких карактеристика на собној температури дат је на сликама 3.11 и 3.12.



Слика 3.11. Округле епрувете за испитивање статичких карактеристика на собној температури - изглед прије испитивања



Слика 3.12. Равне епрувете за испитивање статичких карактеристика на собној температури - изглед прије испитивања

Поступак испитивања статичких карактеристика на собној температури приказан је сликом 3.13.



Слика 3.13. Испитивање статичких карактеристика на собној температури

За потребе мјерења издужења у току теста коришћен је екстензиометар *SHIMADZU SG25-100* приказан сликом 3.14.



Слика 3.14. Екстензиометар SHIMADZU SG25-100

Испитивањем епрувета одређени су напон течења и затезна чврстоћа материјала. На сликама 3.15 и 3.16 приказан је изглед епрувета након испитивања статичких карактеристика на собној температури.



Слика 3.15. Округле епрувете за испитивање статичких карактеристика на собној температури - изглед након испитивања



Слика 3.16. Равне епрувете за испитивање статичких карактеристика на собној температури - изглед након испитивања

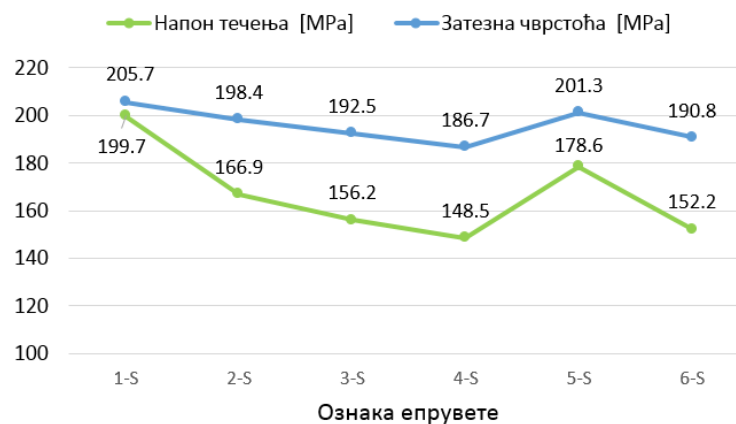
Са претходних слика уочава се да је лом сваке од испитиваних епрувета настао на суженом дијелу епрувете.

У табели 3.3 приказане су експериментално одређене вриједности затезне чврстоће и напона течења легуре алуминијума 242.0 на собној температури.

Табела 3.3. Експериментално одређене вриједности затезне чврстоће и напона течења легуре алуминијума 242.0 [80]

Ознака епрувете	Напон течења σ_{yld} [МПа]	Затезна чврстоћа R_m [МПа]
1-S	199.7	205.7
2-S	166.92	198.4
3-S	156.2	192.5
1	148.5	186.7
2	178.6	201.3
3	152.2	190.8

На слици 3.17 приказан је дијаграм вриједности статичких карактеристика материјала легуре алуминијума 242.0 на собној температури.



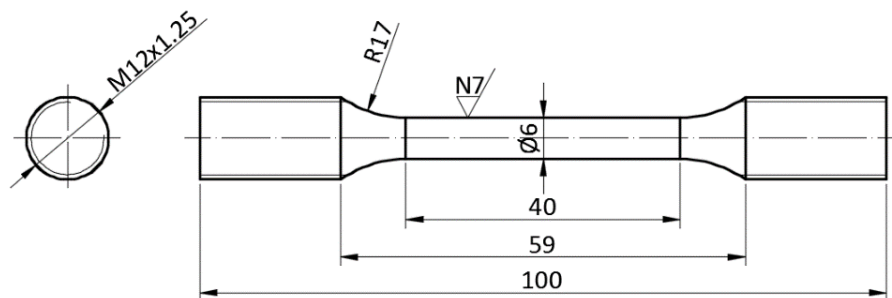
Слика 3.17. Дијаграм вриједности статичких карактеристика материјала легуре алуминијума 242.0 на собној температури

На основу резултата статичких карактеристика легуре алуминијума 242.0 на собној температури уочава се да је затезна чврстоћа материјала у границама 186.7-205.7 МПа. Добијени резултати врло мало међусобно одступају. Напон течења испитиваног материјала налази се у границама 148.5-199.7 МПа. Вриједности добијених резултата налазе се у оквирима који одговарају затезној чврстоћи и напону течења легуре алуминијума на собној температури [81]. Релативно, односно јединично издужење епрувета у току тестова, с обзиром на микроструктуру испитиваног материјала имало је врло ниску вриједност.

3.5. Испитивање статичких карактеристика материјала на повишеној температури

Ово испитивање изводи се у циљу одређивања затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури, у овом случају на температури од 200 °С која одговара радној температури цилиндарског склопа, односно главе цилиндра која је израђена од легуре алуминијума 242.0. Наведено испитивање извршено је на Институту „Кемал Капетановић“ у Зеници.

Одређивање статичких карактеристика легуре алуминијума 242.0 вршено је на серији од три епрувете на повишеној (200 ± 5 °С) температури. Димензије и облик епрувета израђени су у складу са стандардом В 557М [101], слика 3.18.



Слика 3.18. Облик и димензије епрувете за одређивање статичких карактеристика на повишеној температури

Испитиване епрувете су израђене у Лабораторији за CNC машине алатке и СИМ системе на Машинском факултету у Источном Сарајеву.

Испитивање статичких карактеристика епрувета израђених од легуре алуминијума 242.0 изведено је на универзалној хидрауличној машини за статичка испитивања-кидалици 200 kN, тип 20 SZBDA произвођача *Amsler* (слика 3.19) на повишеној (200 ± 5 °С) температури у складу са стандардом В 557М [101].



Слика 3.19. Универзална хидраулична машина за статичка испитивања - кидалица Amsler 200 kN

Како би се осигурао квалитет добијених резултата, све епрувете су полиране прије испитивања. Епрувете су непосредно прије испитивања обиљежене на дијелу врата епрувете како би се могло израчунати релативно издужење исте након завршеног теста, слика 3.20.



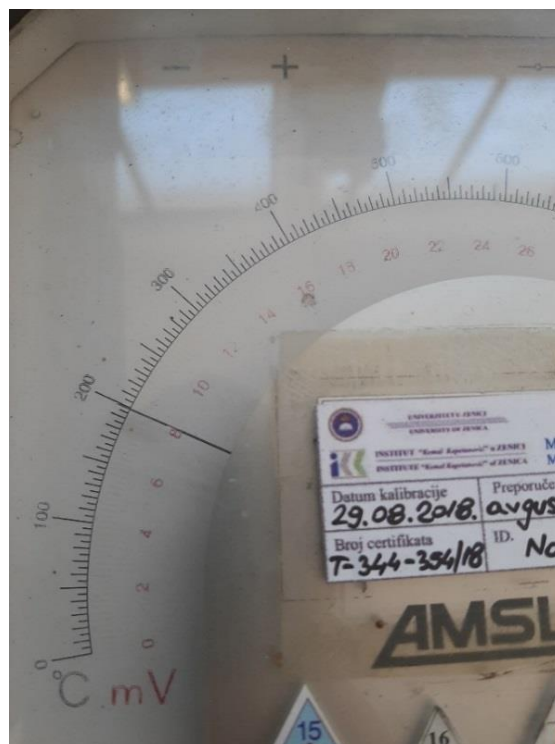
Слика 3.20. Обиљежавање епрувета прије теста с циљем утврђивања релативног издужења

Изглед епрувета за испитивање затезне чврстоће на повишеној температури дат је на слици 3.21.



Слика 3.21. Епрувете за испитивање статичких карактеристика на повишеној температури - изглед прије испитивања

Најприје је епрувета постављена у комору за загријавање на поменутој кидалици са температуром подешеном на 200°C , слика 3.22. Након достизања жељене температуре коморе испитивана епрувета је, према упутству, прогријавана још 15 минута како би се уједначило температурно поље унутар материјала епрувете.



Слика 3.22. Подешавање температуре загријавања при испитивању епрувете

На слици 3.23 приказан је изглед епрувета након испитивања затезне чврстоће на повишеној температури.



Слика 3.23. Епрувете за испитивање статичких карактеристика на повишеној температури - изглед након испитивања

Са претходне слике јасно се уочава промјена боје материјала испитиваних епрувета узрокована излагањем материјала повишеној температури. Лом епрувете, који је дијелом имао дуктилни карактер, а затим и крти настао је на суженом, референтном дијелу епрувете.

У табели 3.4 приказане су експериментално одређене вриједности затезне чврстоће и релативног издужења легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури. Због облика епрувете и конструкције коморе за загријавање на кидалици није било могуће поставити екстензиометар на испитивану епрувету, односно није било могуће одредити напон течења материјала.

Табела 3.4. Експериментално одређене вриједности затезне чврстоће и релативног издужења алуминијума 242.0 на повишеној температури

Ознака епрувете	Затезна чврстоћа R_m [МПа]	Релативно издужење [%]
1-Р	143	2.0
2-Р	115	1.4
3-Р	131	1.6

На основу добијених резултата затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури, који су у границама 115-143 МПа, може се примјетити да повећањем температуре долази до опадања затезне чврстоће материјала поредећи са вриједностима добијеним испитивањем статичких карактеристика на собној температури [104]. Дуктилност материјала повећањем температуре расте, тако да су добијене вриједности релативног, односно јединичног издужења 1.4-2.0 %.

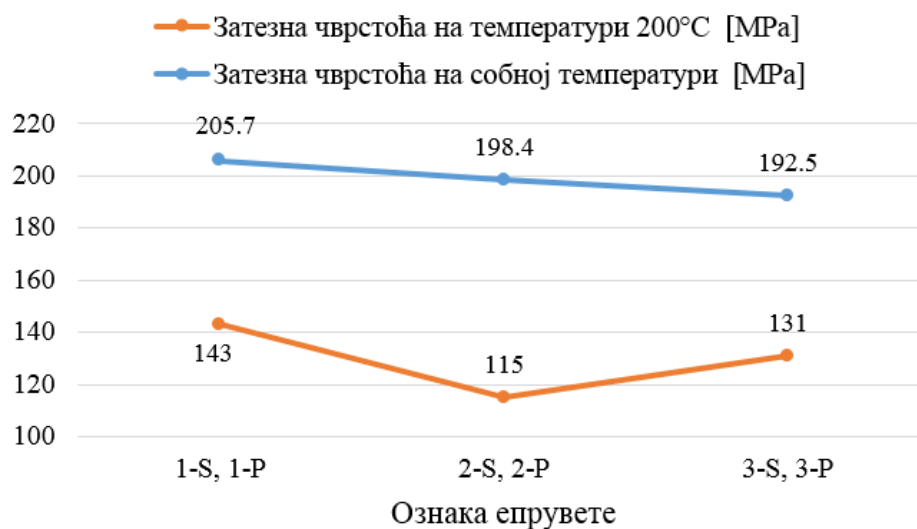
У табели 3.5 дато је поређење средњих вриједности резултата затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури.

Табела 3.5. Поређење резултата затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури

Затезна чврстоћа R_m [МПа]		Опадање вриједности затезне чврстоће [%]
Собна температура - средња вриједност	Повишена температура - средња вриједност	
195.9	129.7	33.7

Резултати из претходне табеле показују да при температури од 200 °С долази до опадања затезне чврстоће легуре алуминијума за приближно 33.7%.

На слици 3.24 дат је упоредни приказ вриједности затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури од 200 °С.



Слика 3.24. Упоредни приказ вриједности затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури од 200 °С

Добијени резултати статичких карактеристика легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури врло су битни за даљу анализу цилиндарског склопа у циљу утврђивања узрока појаве прслине и процјене његовог интегритета, с обзиром на то да је радна температура цилиндарског склопа у току експлоатације 200 °С.

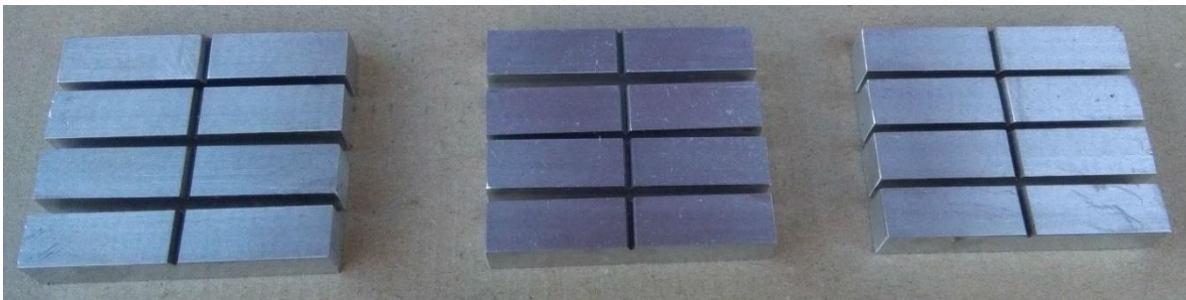
3.6. Испитивање ударних карактеристика материјала на собној и на повишеној температури

Механичка карактеристика материјала која представља отпорност материјала према ударном оптерећењу назива се ударна жилавост. Одређивање ударне жилавости омогућава оцјењивање способности материјала да се супротстави ударним (динамичким) оптерећењима. Испитивање ударним дејством силе изводи се да би се утврдило да ли епрувета може да издржи одређени ударни рад или одређену трајну деформацију, а да се при томе не поломи или да се одреди потребан ударни рад да би се епрувета поломила.

Ударна жилавост заснива се на принципу мјерења утрошене енергије за разарање структуре испитиваног материјала, односно постизања лома. Разлика потенцијалне енергије клатна прије и након удара представља енергију утрошену на лом испитиване епрувете. Уколико је разлика ових енергија мања, материјал има већу кртост, док се материјал одликује већом жилавошћу уколико је разлика потенцијалних енергија већа. На основу одређених вриједности ударне жилавости оцјењује се склоност материјала ка кртом или жилавом лому, како при собним, тако и при повишеним температурама.

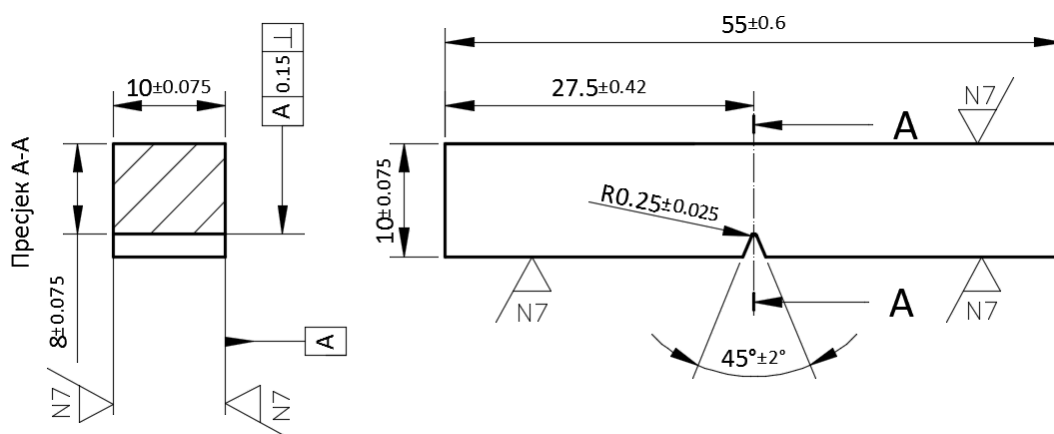
Фактори коју највише утичу на резултате испитивања ударне жилавости материјала су температура, хемијски састав и микроструктура материјала. Облик и димензије епрувете суштински утичу на резултате, па је посљедица наведеног увођење стандардизације чиме се постижу уједначени резултати мјерења.

Експериментална испитивања ударне жилавости материјала изведена су на серији од дванаест епрувета (слика 3.25) легуре алуминијума 242.0, при чему је шест епрувета испитано на собној температури ($23 \pm 5^\circ\text{C}$), а других шест епрувета на повишеној температури (200°C) која одговара радној температури погонског агрегата *Lycoming IO-360-B1F*.



Слика 3.25. Епрувете за испитивање ударне жилавости материјала

Димензије и облик епрувета усклађени су са стандардом ASTM E-23 [105], слика 3.26.



Слика 3.26. Облик и димензије епрувете за одређивање ударне жилавости

Изглед једне од епрувета за испитивање ударне жилавости дат је на слици 3.27.



Слика 3.27. Изглед епрувете за испитивање ударне жилавости

Епрувете су из припремка исјечене у три међусобно нормална правца (L-T, T-L и L-S), слика 3.28.



Слика 3.28. Епрувете за испитивање ударне жилавости - правци вађења епрувета из припремка

Наведене епрувете су израђене у фирми „Uniflex“ д.о.о. из Угљевика, при чему је поред конвенционалних поступака обраде коришћена и жичана ерозија за израду V зареза [106].

Експериментално одређивање ударне жилавости изведено је у Лабораторији за материјале и заваривање на Машинском факултету у Бањој Луци на *Charpy*-јевом клатну произвођача *Zwick/Roell* типа *RKP450* који обезбјеђује максималну енергију од 450J, слика 3.29.



Слика 3.29. Charpy-јево клатно Zwick/Roell RKP450

Поступак испитивања дефинисан је стандардом ASTM E-23 [105]. У току испитивања брзина клатна је износила 5.23 m/s, а отклон клатна 150° . Прије почетка испитивања извршено је мјерење енергетских губитака при празном ходу машине и утврђено је да износе укупно 1.14 J.

У циљу утврђивања дубине зареза све епрувете су непосредно прије испитивања преконтролисане на микроскопу *Mitutoyo Toolmaker's Microscope*, слика 3.30.



Слика 3.30. Mitutoyo Toolmaker's Microscope

У оквиру провјере димензија мјерена је и дубина зареза сваке епрувете (табела 3.6) како би се при одређивању ударне жилавости могла израчунати стварна површина попречног пресека епрувете.

Табела 3.6. Дубина зареза испитиваних епрувета

Ознака епрувете	Дубина зареза [mm]
T-L 1-S	1.930
T-L 2-S	1.977
T-L 1-P	1.932
T-L 2-P	1.973
L-T 1-S	1.963
L-T 2-S	1.952
L-T 1-P	1.957
L-T 2-P	1.950
L-S 1-S	2.001
L-S 2-S	1.951
L-S 1-P	1.990
L-S 2-P	1.938

Испитивања, уз претходно означавање епрувета (табела 3.7), вршена су на собној температури ($23 \pm 5^\circ\text{C}$) и на повишеној температури (200°C) која одговара радној температури погонског агрегата *Lucoming IO-360-B1F*. Испитиване су по двије епрувете у три међусобно управна правца на собној температури, као и по двије епрувете у три међусобно управна правца на повишеној температури.

Табела 3.7. Ознаке епрувета за испитивање ударне жилавости

Ознака епрувете	Температура испитивања
T-L 1-S	собна температура
T-L 2-S	собна температура
T-L 1-P	повишена температура
T-L 2-P	повишена температура
L-T 1-S	собна температура
L-T 2-S	собна температура
L-T 1-P	повишена температура
L-T 2-P	повишена температура
L-S 1-S	собна температура
L-S 2-S	собна температура
L-S 1-P	повишена температура
L-S 2-P	повишена температура

Ударна жилавост материјала представља однос утрошеног рада, односно енергије за лом епрувете и површине попречног пресека епрувете на мјесту зареза изражена у J/cm^2 .

Након спроведених испитивања измјерене су стварне димензије ширине и висине попречног пресека епрувете на мјесту лома, на основу чега је израчуната стварна површина попречног пресека епрувете на мјесту лома, табела 3.8.

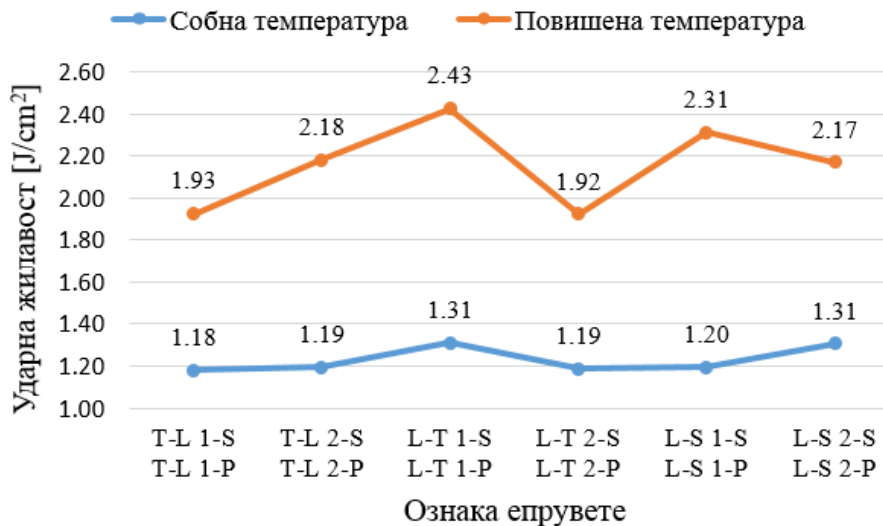
Табела 3.8. Стварне димензије ширине, висине и површине попречног пресека епрувете на мјесту лома

Ознака епрувете	Стварна ширина попречног пресека епрувете на мјесту лома [mm]	Стварна висина попречног пресека епрувете на мјесту лома [mm]	Стварна површина попречног пресека епрувете [cm ²]
T-L 1-S	10.04	8.09	0.812
T-L 2-S	10.04	8.01	0.805
T-L 1-P	10.04	8.07	0.810
T-L 2-P	10.04	8.04	0.807
L-T 1-S	10.03	8.06	0.808
L-T 2-S	10.04	8.05	0.808
L-T 1-P	10.03	8.05	0.808
L-T 2-P	10.05	8.07	0.811
L-S 1-S	10.04	8.00	0.803
L-S 2-S	10.04	8.07	0.810
L-S 1-P	10.03	8.02	0.804
L-S 2-P	10.04	8.07	0.810

Резултати испитивања ударне жилавости лома епрувета израђених од легуре алуминијума 242.0 приказани су у табели 3.9, као и дијаграмима на слици 3.31.

Табела 3.9. Резултати испитивања ударне жилавости легуре алуминијума 242.0

Ознака епрувете	Вриједност енергије удара [J]	Губитци енергије [J]	Стварна енергија удара [J]	Ударна жилавост [J/cm ²]
T-L 1-S	2.1	1.14	0.96	1.18
T-L 2-S	2.1	1.14	0.96	1.19
T-L 1-P	2.7	1.14	1.56	1.93
T-L 2-P	2.9	1.14	1.76	2.18
L-T 1-S	2.2	1.14	1.06	1.31
L-T 2-S	2.1	1.14	0.96	1.19
L-T 1-P	3.1	1.14	1.96	2.43
L-T 2-P	2.7	1.14	1.56	1.92
L-S 1-S	2.1	1.14	0.96	1.20
L-S 2-S	2.2	1.14	1.06	1.31
L-S 1-P	3	1.14	1.86	2.31
L-S 2-P	2.9	1.14	1.76	2.17



Слика 3.31. Вриједности ударне жилавости епрувета израђених од легуре алуминијума 242.0

Ударна жилавост легуре алуминијума 242.0 на собној температури креће се у границама 1.92-2.43 J/cm², а на повишеној температури 1.18-1.31 J/cm². На основу добијених резултата може се закључити да је материјал на нижим температурама крт и да има нижу вриједност ударне жилавости. Насупрот томе, на повишеним температурама материјал постаје дуктилнији и ударна жилавост материјала расте. Легуре алуминијума се иначе одликују ниском вриједношћу ударне жилавости [107].

У табели 3.10 дато је поређење резултата испитивања ударне жилавости легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури.

Табела 3.10. Поређење резултата испитивања ударне жилавости легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури

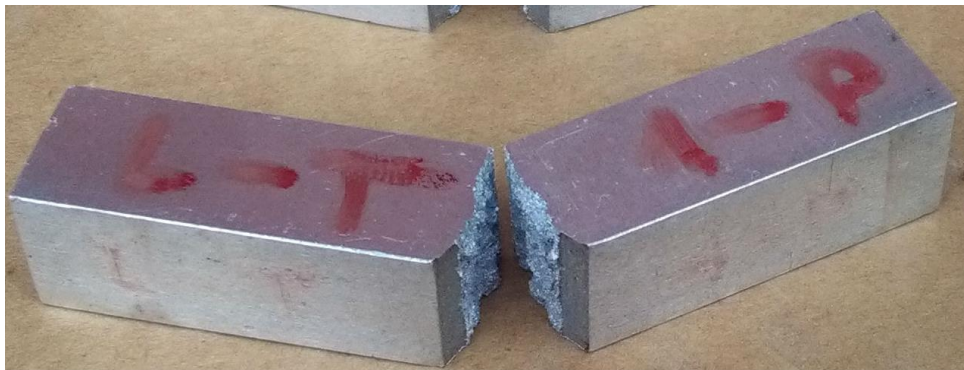
Ударна жилавост [J/cm ²]				Повећање вриједности ударне жилавости по појединим правцима [%]
Собна температура - средња вриједност по појединим правцима		Повишена температура - средња вриједност по појединим правцима		
T-L 1-S	1.185	T-L 1-P	2.055	42.2
T-L 2-S		T-L 2-P		
L-T 1-S	1.250	L-T 1-P	2.175	42.4
L-T 2-S		L-T 2-P		
L-S 1-S	1.255	L-S 1-P	2.240	43.9
L-S 2-S		L-S 2-P		
Собна температура - средња вриједност за све правце		Повишена температура - средња вриједност за све правце		Повећање вриједности ударне жилавости [%]
1.23		2.16		

Резултати из претходне табеле показују да при температури од 200 °C долази до повећања ударне жилавости легуре алуминијума за приближно 43.1%.

Изгледом преломне површине епрувете (слика 3.32 а-б) може се закључити да је на собној температури присутан крти карактер лома који са повећањем температуре постаје жилавији.



а)



б)

Слика 3.32. Карактер лома епрувете: а) собна температура; б) повишена температура;

3.7. Испитивање заморних карактеристика материјала

Одлучујући фактор за појаву лома није само амплитуда оптерећења, већ и учесталост понављања оптерећења. Услед дуготрајног дјеловања периодично промјенљивих оптерећења може да се јави постепено разарање материјала изазвано појавом која се назива замор материјала.

Суштина испитивања материјала на замор јесте одредити динамичку чврстоћу, односно највећи динамички напон који материјал при одређеном броју промјена оптерећења може да издржи, а да при томе не дође до лома.

Поред висине оптерећења и његове фреквенције постоји и низ других параметара који утичу на динамичку чврстоћу материјала, међу којима су квалитет и стање површине, корозиона оштећења, температура и слично [86,108-110].

Испитивање замора материјала може се вршити затезањем, притиском, савијањем, увијањем или комбинацијом неких од наведених поступака напрезања. Начин оптерећења прописан је стандардом и зависи од врсте напрезања и мора да буде униформан за све епрувете које се испитују или за једну серију испитивања. Фреквенција оптерећења се бира на тај начин да се избјегне претјерано загријавање

епрувете у току теста. У случају да је потребно, могуће је обезбиједити и хлађење епрувете у току испитивања.

Истовремено са проучавањем замора материјала развијали су се и уређаји за експериментално испитивање замора, од првих за које се заслужним сматра *Wöhler*, до најсавременијих сервохидрауличних пулзатора подржаних персоналним рачунарима.

Уређаји за испитивање материјала на замор су значајно сложенији од уређаја за статичка испитивања. Ови уређаји захтијевају велику прецизност приликом израде њихове конструкције како би долазило до равномјерне расподјеле напона у току испитивања, а самим тим и до добијања одговарајућих резултата.

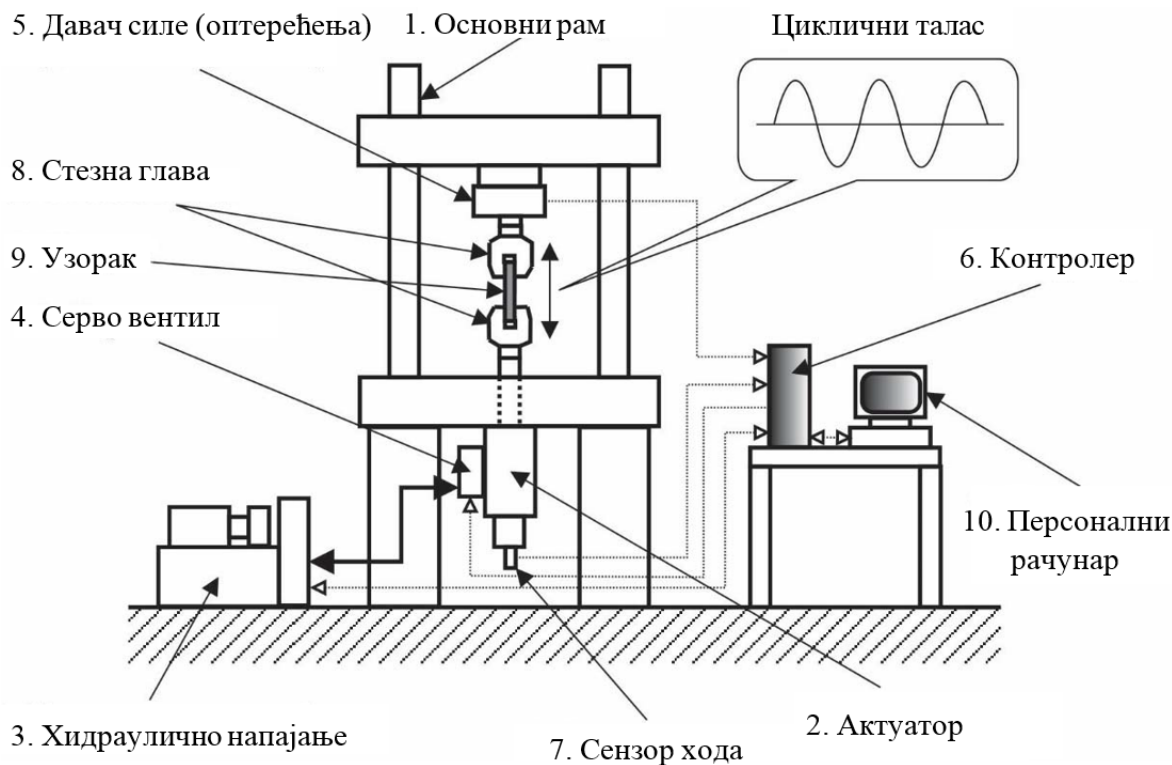
У зависности од врсте оптерећења које могу да остваре, уређаји за испитивање материјала на замор дијеле се на уређаје за испитивање:

- промјенљивим затезним (притисним) оптерећењем (пулзатори),
- промјенљивим савојним оптерећењем,
- промјенљивим увојним оптерећењем,
- промјенљивим комбинованим оптерећењем.

На основу начина на који остварују промјенљиво оптерећење, уређаји за испитивање материјала на замор могу се подијелити у следеће групе:

- уређаји са директним оптерећењем теговима или опругама,
- уређаји са брегастим механизмом,
- уређаји који остварују промјенљиво оптерећење ротацијом неуравнотежених маса,
- уређаји који раде на принципу резонанце,
- уређаји са хидрауличним погоном.

Схема сервопулзатора *SHIMADZU EHF-EV101K3-070-0A* дата је на слици 3.33 [111].

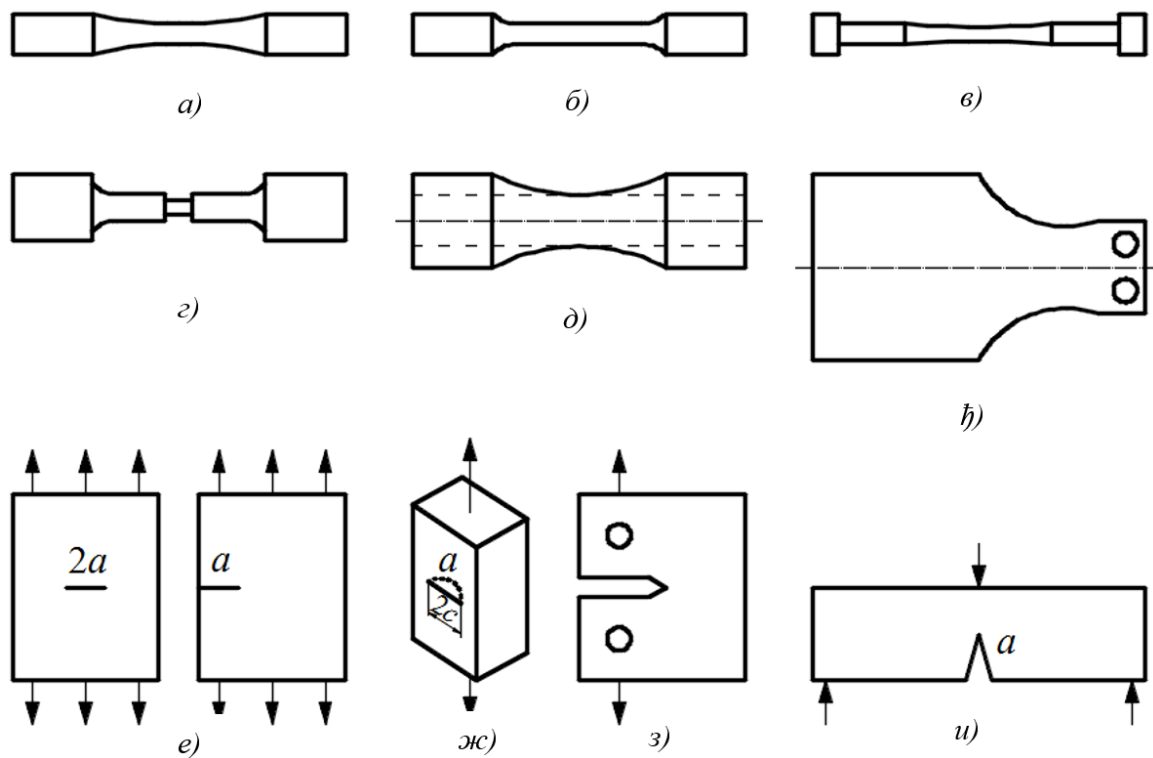


Слика 3.33. Схема сервопулзатора SHIMADZU EHF-EV101K3-070-0A

Сервопулзатор *SHIMADZU* има могућност да обезбиједи широк распон фреквенција (0.0001-300 Hz), те флексибилност, односно способност прилагођавања различитим типовима тестова. Сервопулзатор *SHIMADZU* располаже великим распонем силе (10-100 kN) и амплитуде (1 μm -10 cm). У току испитивања могуће је контролисати силу, помјерање, ход клипа, микро помјерања, унутрашњи притисак, брзину, убрзање и слично.

3.7.1. Узорци за испитивање замора материјала

Облик и димензије епрувета прописани су одговарајућим стандардима, у зависности од сврхе и начина испитивања на замор. Поступак обраде епрувета не смије да утиче на измјену структуре материјала. Посебна пажња посвећује се храпавости површина епрувете. Епрувете морају да буду брушене, пожељно је да буду полиране и одговарајућим средством заштићене од корозије. Број потребних епрувета за одређено испитивање може бити различит, што зависи од врсте и броја података који се траже. Епрувета мора бити пажљиво причвршћена у чељусти машине како би се избјегла допунска оптерећења или вибрације током испитивања. Епрувете за тестирање замора материјала приказане су на слици 3.34 [58].

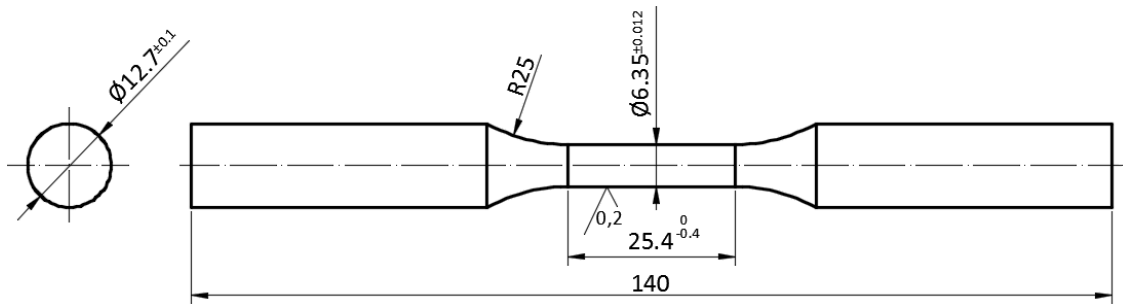


Слика 3.34. Епрувете за тестирање замора: а) епрувета са постепеним сужењем попречног пресека; б) епрувета са континуалним попречним пресеком; в) епрувета са попречним пресеком у облику пјешчаног сата; г) епрувета са кружним жлијобом; д) цјеваста епрувета за комбинацију аксијалног напрезања или торзије са или без унутрашњег/спољашњег притиска; е) плочаста епрувета у облику конзоле; ж) 3Д епрувета са прлином по дубини; з) компактна епрувета за затезање (СТ епрувета); и) епрувета за савијање у три тачке (SENB епрувета)

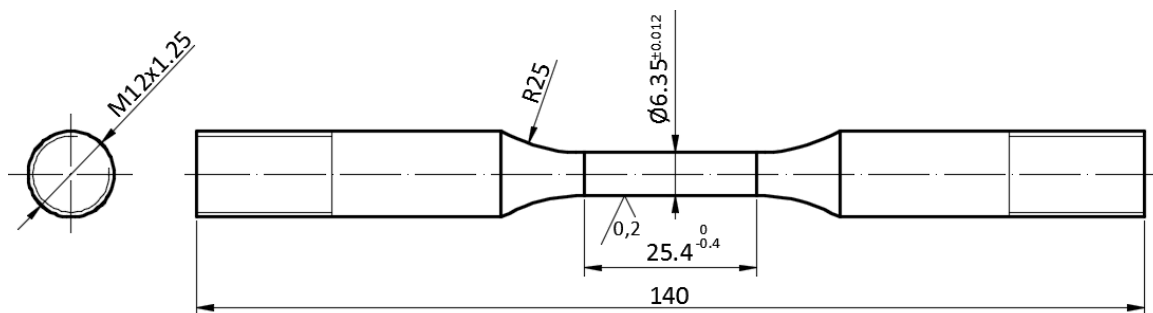
Епрувете приказане на слици 3.34 а-в се најчешће користе за аксијалне тестове или тестове савијањем. Ове епрувете обично имају фино полиране површине како би се неутралисали ефекти храпавости површина. Потребно је обратити пажњу да се епрувете при тесту аксијалним оптерећењем поставе у осу како би се смањило утицај било каквог непотребног савијања [58]. Епрувета приказана на слици 3.34 г користи се код проучавања фактора концентрације напона при испитивању замора материјала [58]. Танкозидна цјеваста епрувета приказана на слици 3.34 д користи се код испитивања комбинацијом аксијалног оптерећења или торзије са или без унутрашњег/спољашњег притиска [58]. Плочаста епрувета приказана на слици 3.34 е има употребу код тестова на савијање [58]. Епрувете приказане на слици 3.34 е-и служе за добијање података на основу којих се прати заморни раст пррлине [58].

Испитивање заморних карактеристика легуре алуминијума 242.0 вршено је на собној ($23 \pm 5^\circ\text{C}$) и на повишеној ($200 \pm 5^\circ\text{C}$) температури. Заморне карактеристике легуре алуминијума 242.0, услед високоцикличног оптерећења, добијене су на основу резултата при испитивању епрувета оптерећених на чисто наизмјенично промјењљиво оптерећење. Епрувете су изложене високоцикличном замору у условима контролисаног напона у складу са стандардима ASTM E468-90 [112] и ASTM E466-96 [113]. Димензије

и облик узорака за испитивање заморних карактеристика материјала на собној, односно на повишеној температури приказани су сликом 3.35 и сликом 3.36.



Слика 3.35. Облик и димензије епрувете за испитивање заморних карактеристика на собној температури



Слика 3.36. Облик и димензије епрувете за испитивање заморних карактеристика на повишеној температури

Приликом израде епрувета неопходно је обратити пажњу на храпавост, односно квалитет обрађене површине у циљу елиминисања могућих зареза, односно концентрације напона, који могу бити потенцијална мјеста настанка прелина. Све епрувете за испитивање заморних карактеристика материјала израђене су у Лабораторији за CNC машине алатке и СИМ системе на Машинском факултету у Источном Сарајеву.

3.7.2. Поступак и резултати испитивања на собној температури

Испитивање заморних карактеристика материјала чисто наизмјенично промјенљивим оптерећењем на собној ($23 \pm 5^\circ\text{C}$) температури (слика 3.37) изведено је на сервохидрауличном пулзатору SHIMADZU, тип EHF-EV101K3-070-0A у Центру за инжењерски софтвер и динамичка испитивања Факултета инжењерских наука Универзитета у Крагујевцу.



Слика 3.37. Поступак испитивања заморних карактеристика материјала на собној ($23 \pm 5^\circ\text{C}$) температури

У току испитивања заморних карактеристика материјала фреквенција је износила 10-20 Hz, при чему је као критеријум отказа, односно иницијализације прслине, узет брзи губитак крутости, то јесте пад амплитуде напона за 10%. Припремљене епрувете за испитивање заморних карактеристика на собној температури приказане су на слици 3.38.



Слика 3.38. Епрувете за испитивање заморних карактеристика на собној температури - изглед прије испитивања

У табели 3.11 приказани су експериментални резултати испитивања наведених епрувета легуре алуминијума 242.0 изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу у условима контролисаног напона.

Табела 3.11. Резултати једноосног, аксијалног испитивања епрувета легуре алуминијума 242.0 изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу [80]

Ознака узорка	σ_a [МПа]	Фреквенција [Hz]	Број циклуса - N_f
1-S	100	10	1764
2-S	90	10	4237
3-S	80	10	16878
4-S	70	10	64844
5-S	60	20	201590
6-S	55	20	392380
7-S	50	20	797690
8-S	45	20	1430640

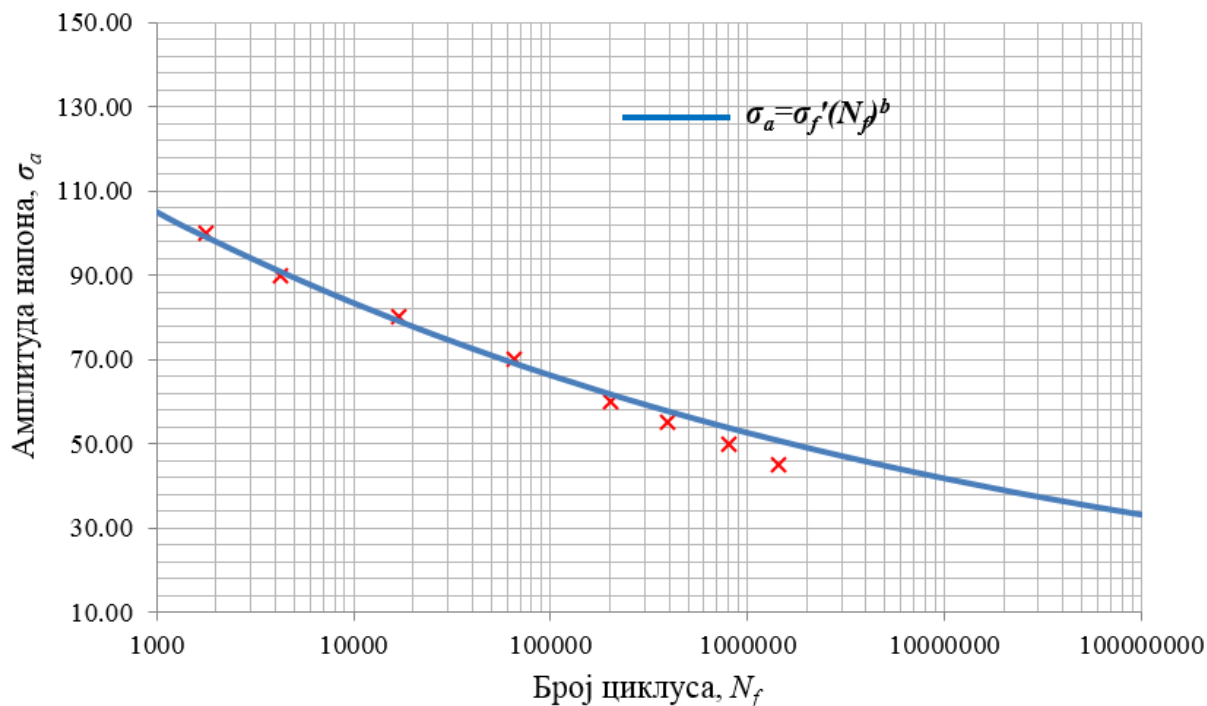
На основу експерименталних резултата из табеле 3.11 и на основу статистичких анализа, у складу са стандардом ASTM E739-91 [114] одређене су заморне карактеристике легуре алуминијума 242.0.

У табели 3.12 приказани су параметри замора једноосног испитивања епрувета легуре алуминијума 242.0 изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу у условима контролисаног напона.

Табела 3.12. Заморне карактеристике легуре алуминијума 242.0 при једноосном испитивању епрувета изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу [80]

Величина	Вриједност
Фактор заморне чврстоће σ'_f	224.5
Експонент заморне чврстоће b	-0.100

S-N крива у полу-логаритамској скали, приказана на слици 3.39, одређена је на основу експериментално добијених заморних карактеристика при једноосном испитивању епрувета легуре алуминијума 242.0 изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу у условима контролисаног напона.



Слика 3.39. S-N крива легуре алуминијума 242.0 добијена испитивањем при чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу на собној температури [80]

Може се уочити да нема великог расипања добијених резултата на S-N кривој са слике 3.39. Испитиваном материјалу, односно легури алуминијума 242.0 одговара заморна чврстоћа од 35 МПа. Може се сматрати да је то вриједност напона при коме би материјал имао „бесконачан“ животно вијек.

3.7.3. Поступак и резултати испитивања на повишеној температури

Испитивање заморних карактеристика материјала једноосним, аксијалним, чисто наизмјеничним оптерећењем на повишеној температури (слика 3.40) изведено је на високофреквентном пулзатору за динамичка испитивања тип 10 HFP 422 произвођача *Amsler* на Институту „Кемал Капетановић“ у Зеници.



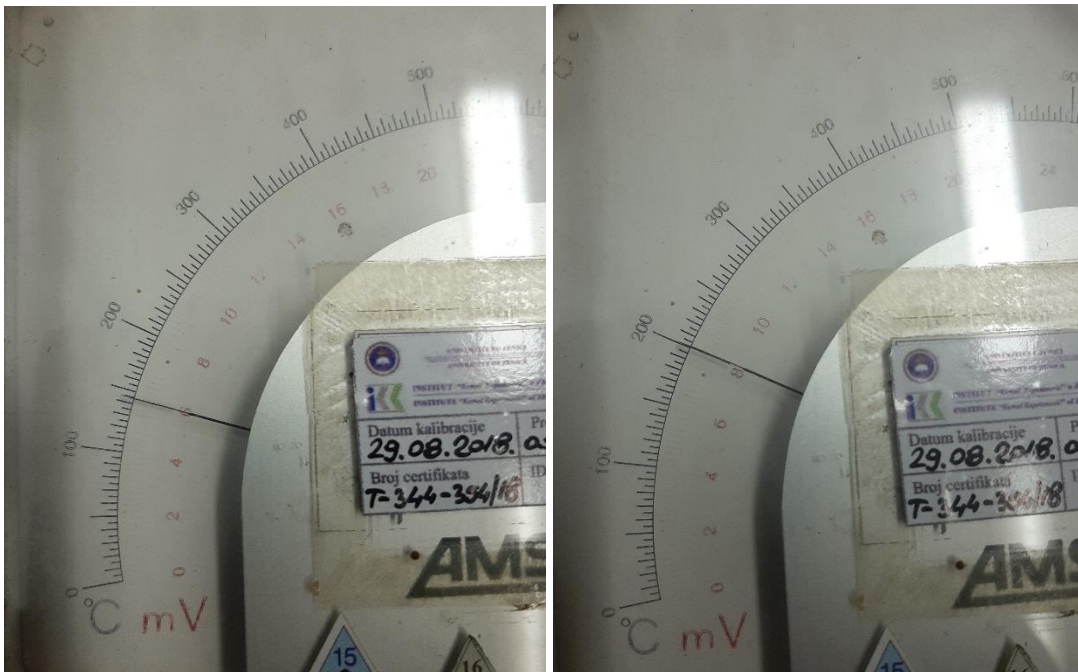
Слика 3.40. Поступак испитивања заморних карактеристика материјала на повишеној температури

Непосредно прије теста епрувета је заједно са алатом постављена у комору за загријавање, слика 3.41. Са слике 3.41 може се видјети да је остварен директан контакт термоелемената са алатом, односно са испитиваном епруветом.



Слика 3.41. Постављање епрувете у комору за загријавање

Након тога подешена је температура загријавања коморе пулзатора на 200 °С, слика 3.42.



Слика 3.42. Температура загријавања коморе пулзатора

Епрувете су подвргнуте једноосном, аксијалном, чисто наизмјенично промјенљивом цикличном оптерећењу са степеном промјенљивости напона $R=-1$. У току испитивања заморних карактеристика материјала фреквенција је износила 10-20Hz.

Припремљене епрувете за испитивање заморних карактеристика на повишеној температури приказане су на слици 3.43.



Слика 3.43. Епрувете за испитивање заморних карактеристика на повишеној температури - изглед прије испитивања

Изглед једне од испитиваних епрувета након завршеног теста приказан је на слици 3.44.



Слика 3.44. Изглед испитиване епрувете након теста

У табели 3.13 приказани су експериментални резултати једноосног, аксијалног испитивања наведених епрувета легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу у условима контролисаног напона.

Табела 3.13. Резултати једноосног, аксијалног испитивања епрувета легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу

Ознака узорка	σ_a [MPa]	Фреквенција [Hz]	Број циклуса - N_f
1-P	100	10	1352
2-P	90	10	3870
3-P	80	10	15219
4-P	70	10	57350
5-P	65	10	87660
6-P	60	20	178970
7-P	55	20	330800
8-P	50	20	724310
9-P	45	20	1270920

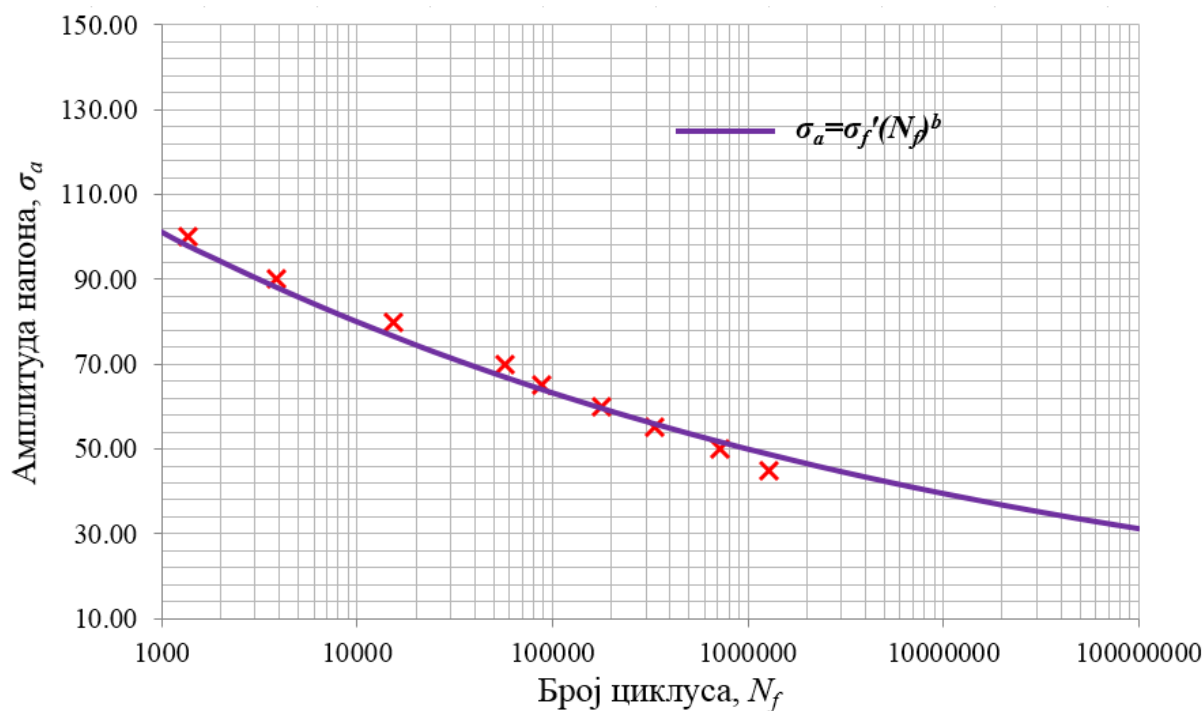
На основу експерименталних резултата из табеле 3.13 и на основу статистичких анализа, у складу са стандардом ASTM E739-91 [114] одређене су заморне карактеристике легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури.

У табели 3.14 приказани су параметри замора једноосног испитивања епрувета легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу у условима контролисаног напона.

Табела 3.14. Заморне карактеристике легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури при једноосном испитивању епрувета изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу

Величина	Вриједност
Фактор заморне чврстоће σ'_f	219.7
Експонент заморне чврстоће b	-0.102

S-N крива у полу-логаритамској скали, приказана дијаграмом на слици 3.45, одређена је на основу експериментално добијених заморних карактеристика при једноосном испитивању епрувета легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури изложених чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу у условима контролисаног напона.



Слика 3.45. S-N крива легуре алуминијума 242.0 добијена испитивањем при чисто наизмјенично промјенљивом оптерећењу на повишеној температури

Повећавањем температуре долази до опадања заморне чврстоће легуре алуминијума 242.0. На основу добијених резултата уочава се да на температури од 200°C број циклуса за исти ниво оптерећења опада поредећи са резултатима добијеним испитивањем материјала на собној температури.

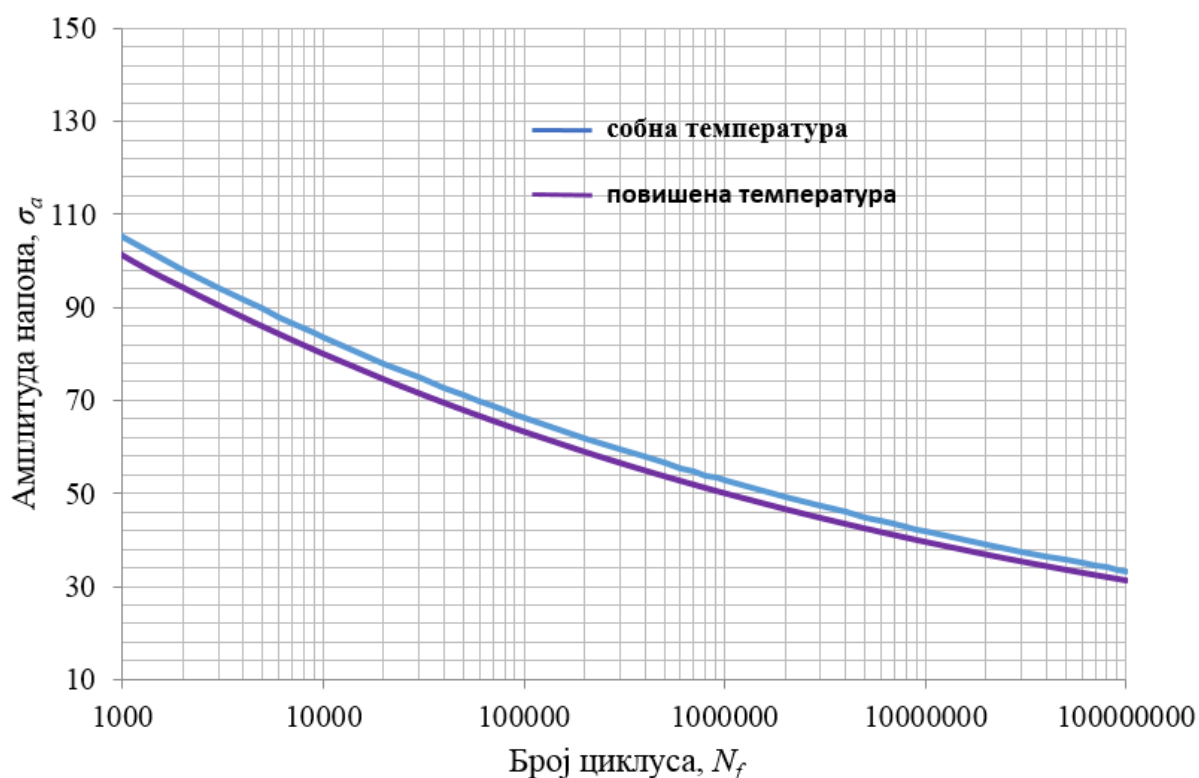
У табели 3.15 дато је поређење резултата испитивања замора легуре алуминијума 242.0 добијених при истој амплитуди напона на собној и на повишеној температури.

Табела 3.15. Поређење резултата испитивања замора легуре алуминијума 242.0 добијених на собној и на повишеној температури

Ознака епрувете	Амплитуда напона	Број циклуса до отказа - N_f	Ознака епрувете	Амплитуда напона	Број циклуса до отказа - N_f	Смањење броја циклуса до отказа [%]
1-S	100	1764	1-P	100	1352	23.4
2-S	90	4237	2-P	90	3870	8.7
3-S	80	16878	3-P	80	15219	9.8
4-S	70	64844	4-P	70	57350	11.6
5-S	60	201590	6-P	60	178970	11.2
6-S	55	392380	7-P	55	330800	15.7
7-S	50	797690	8-P	50	724310	9.2
8-S	45	1430640	9-P	45	1270920	11.2

Резултати из претходне табеле показују да при температури од 200 °С, при истој амплитуди напона, долази до смањења броја циклуса до отказа легуре алуминијума 242.0 од 8.7% до 23.4%. Повећањем температуре долази до опадања отпорности материјала на пластичне деформације [104].

На слици 3.46 представљен је упоредни приказ S-N кривих легуре алуминијума 242.0 добијених испитивањем епрувета на собној и на повишеној температури од 200 °С.



Слика 3.46. Упоредни приказ S-N кривих легуре алуминијума 242.0 добијених испитивањем епрувета на собној и на повишеној температури

Легура алуминијума 242.0 се користи за израду глава цилиндара авионских мотора, што представља изузетно одговорну функцију за овај материјал. Стога, веома је важно познавати особине овога материјала, како хемијске, тако и механичке и то на собним и на повишеним температурама. Чињеница је да се у доступној литератури налази веома мали број података везаних за механичке карактеристике наведеног материјала. Из тог разлога потребно је нагласити и истаћи значај приказаних експерименталних истраживања легуре алуминијума 242.0 приказаних у оквиру овог поглавља дисертације. Сваки нови податак и одређена механичка карактеристика материјала представља велики допринос у области испитивања конструктивних елемената израђених од овога материјала. Посебно је важно истаћи значај испитивања статичких и заморних карактеристика легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури. Добијени резултати биће директно коришћени за процјену интегритета разматраног цилиндарског склопа као улазни материјални подаци неопходни за нумеричке прорачуне.

4. СТРУКТУРНА АНАЛИЗА ЦИЛИНДАРСКОГ СКЛОПА ИЗЛОЖЕНОГ КОМБИНОВАНОМ ТЕРМОМЕХАНИЧКОМ ОПТЕРЕЋЕЊУ

4.1. Примјена методе коначних елемената

Метода коначних елемената (МКЕ) једна је од нумеричких метода на основу које се, са задовољавајућом поузданошћу, може вршити квалитетна структурна анализа машинских елемената или конструкција. То је, дакле, нумерички поступак рјешавања инжењерских проблема чија је примјена посебно значајна, у великом броју случајева, када није могуће наћи рјешење у аналитичком облику. Немогућност налажења аналитичког рјешења најчешће је последица што анализирана конструкција има сложену геометрију, сложено оптерећење којем је конструкција изложена или када су конструкције израђене од више различитих врста материјала.

Имплементација МКЕ захтијева добро познавање теорије и принципа на којима се заснива ове нумеричка метода. Приликом рјешавања различитих врста проблема користе се различити типови коначних елемената. Да би се приликом анализе добили поуздани резултати, неопходно је што реалније задати одговарајућа оптерећења. Гранични услови се морају дефинисати тако да што приближније симулирају стварна ограничења [115-119].

МКЕ, као нумеричка метода, примјењује се у готово свим научним областима, а посебно у инжењерству. Основне карактеристике МКЕ у односу на остале нумеричке методе састоје се у општости, односно МКЕ се примјењује у области механике крутог тијела, механике флуида, провођења топлоте и код анализе проблема различитих физичких поља. Такође, ова нумеричка метода користи се за рјешавање, како линеарних, тако и нелинеарних проблема [120].

Примјена методе коначних елемената широко је заступљена у области механике лома, при чему се у току разматрања ширења прслине захтијева квалитетна анализа напонског и деформационог поља. Фактор интензитета напона се, такође, одређује нумерички користећи методу коначних елемената, а самим тим и процјена преосталог вијека структурних елемената са иницијалним прслинама [121-127].

Приликом нумеричких симулација експерименталних тестова на зетезање и на замор материјала дефинисани су хексаедарски коначни елементи SOLID186. Геометрија моделираних епрувета је врло једноставна и хексаедарски коначни елементи у потпуности дају поуздана рјешења. Приликом генерисања хексаедарских коначних елемената коришћен је „*Multi Zone*“ метод који једноставно разлаже геометрију епрувете у блокове хексаедарских коначних елемената, као и метод за дефинисање величине коначног елемента „*Body Sizing*“. Коначни елемент SOLID186 има 20 чворова са по три степена слободе. Овај коначни елемент подржава пластичност, хипереластичност, пузање, као и могућност великих деформација.

За нумеричку анализу цилиндарског склопа биће коришћени тетраедарски коначни елементи са међучворовима SOLID187. Ansys, по својим подразумијеваним поставкама, користи тетраедарски коначни елемент са међучворовима за анализирану геометрију дефинисањем средишњих чворова функцијом „*Element Midside Nodes*“.

Коначни елемент SOLID187 састоји се од 10 чворова са по три степена слободe и погодан је при креирању неправилне мреже коначних елемената због могућности доброг прилагођавања.

Тетраедарски коначни елементи са међучворовима погодни су из разлога што лако испуњавају запремине и могу бити генерисани аутоматски, за разлику од хексаедарских коначних елемената који, за велики број инжењерских проблема, захтијевају одговарајуће вјештине како би били генерисани. Тетраедарски коначни елементи омогућавају лакшу дораду локалне мреже коначних елемената у односу на хексаедарске којима се то доста теже постиже уколико се жели да се одржи добар квалитет мреже [128,129].

Нумеричке сумулације представљене су еласто-пластичним материјалним моделом који узима у обзир ојачавање материјала приликом појаве пластичних деформација, усљед чега се повећава граница течења материјала и смањује затезна чврстоћа. Овај модел понашања материјала може се користити, како при статичком, тако и при динамичком оптерећењу. Еласто-пластични модел материјала узима у обзир напон течења и тангенцијални модул еластичности чиме је омогућено да се у току симулације јасно уоче деформације епрувета у случају кад вриједност напона у материјалу буде виша од границе течења. Наведени материјални модел занима се на еласто-пластичној теорији крутог тијела.

4.2. Нумеричке симулације експерименталних испитивања

Нумеричке симулације експерименталних тестова извршиће се с циљем потврђивања нумеричких процедура које ће се користити у даљем истраживању, а које ће обухватити анализу напонског стања цилиндарског склопа на собној и на повишеној температури [80,130-133]. Такође, у оквиру истраживања извршиће се и анализа замора цилиндарског склопа на собној и на повишеној температури. Све нумеричке анализе биће извршене користећи *Ansys Workbench* [73].

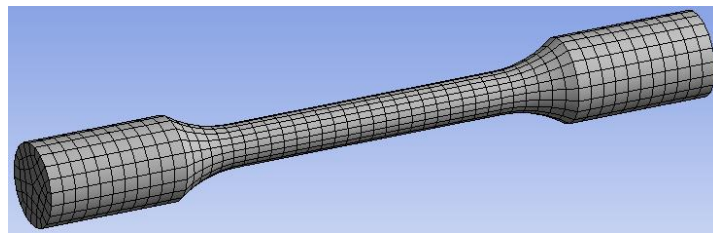
Ansys Workbench је програмски пакет који се заснива на методи коначних елемената. Намијењен је рјешавању различитих проблема као што су анализа помјерања и напрезања, пренос топлоте, дифузија масе, акустичне анализе и слично. *Ansys Workbench* садржи велику базу различитих материјала са припадајућим карактеристикама.

4.2.1. Симулација теста на затезање на собној температури

Нумеричка симулација теста на затезање епрувете легуре алуминијума 242.0 извршена је у софтверском пакету *Ansys Workbench* коришћењем модула *Explicit Dynamics* [80]. У поставкама карактеристика материјала дефинисана је граница течења добијена на основу експерименталног испитивања епрувета тестом на затезање. Након тога дефинисана је геометрија, односно креиран је 3Д модел испитиване епрувете.

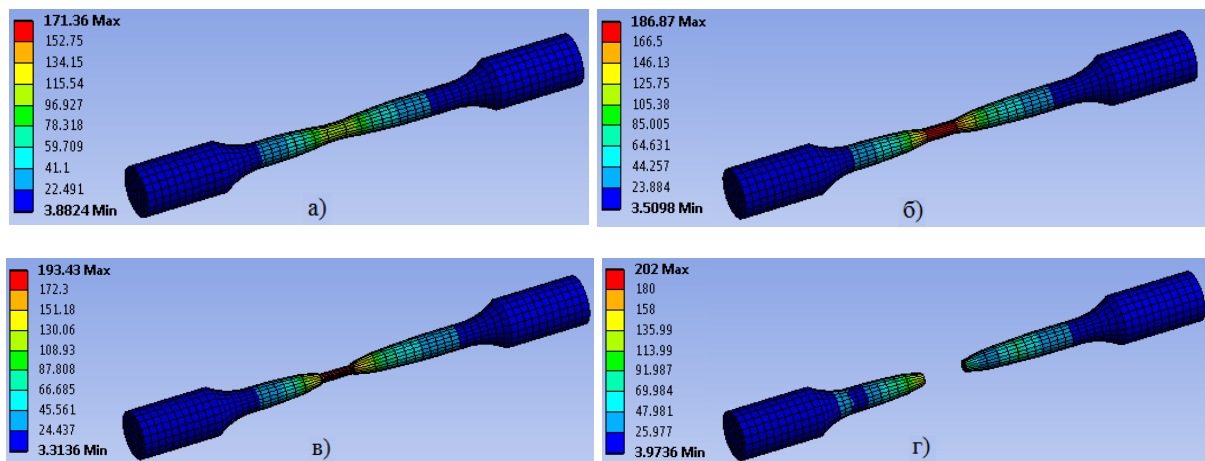
За креирање мреже коначних елемената коришћен је *MultiZone* тип метода којим се генерише хексаедарска мрежа. Овај метод аутоматски разлаже анализирану геометрију у блокове. Након тога дефинисана је мрежа коначних елемената која се

састоји од 2160 елемената и 2805 чворова, слика 4.1. Просјечна величина коначног елемента износила је 2 mm.



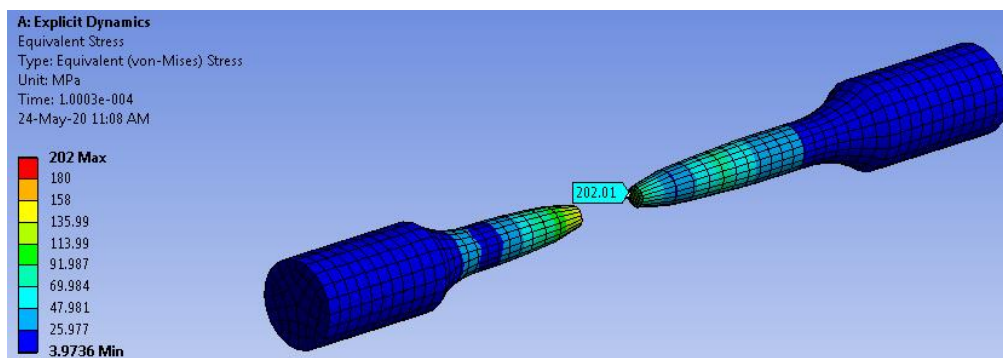
Слика 4.1. Мрежа коначних елемената епрувете оптерећене на затезање

Као оптерећење дефинисане су силе на површинама крајева епрувете. На слици 4.2 а-г приказани су резултати симулације теста затезања у четири карактеристична временска корака: а) 2.5s, б) 5s, в) 7.5s, г) 10s. Вриједности напона изражене су у МПа. У току симулације може се уочити формирање врата епрувете и коначно њен лом [80].



Слика 4.2. Симулација теста на затезање

Симулацијом теста затезања епрувете на собној температури нумеричким путем одређена је затезна чврстоћа материјала у вриједности од 202 МПа, слика 4.3. Поред тога, одређена је и еквивалентна пластична деформација која износи 1.24%. Материјал је дефинисан као еласто-пластичан са линеарним ојачањем (билинеарни материјални модел).



Слика 4.3. Затезна чврстоћа материјала на собној температури одређена нумеричким путем [80]

На основу добијених резултата може се закључити да је вриједност затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијена нумеричким путем врло блиска вриједности затезне чврстоће поменутог материјала добијене експерименталним путем у поглављу 3. Поређење наведених резултата приказано је у табели 4.1.

Табела 4.1. Поређење резултата затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених експерименталним и нумеричким путем

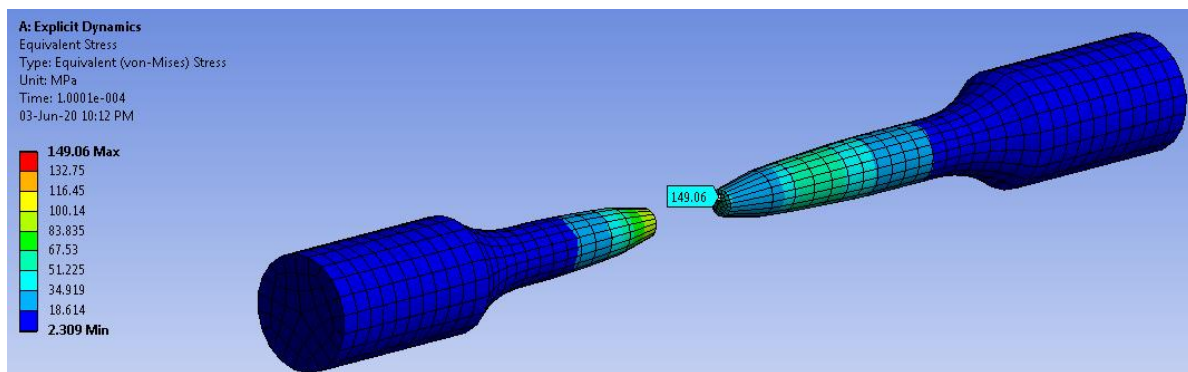
Затезна чврстоћа на собној температури R_m [MPa]		Одступање нумеричког резултата [%]
Експериментално добијена вриједност - средња	Нумерички добијена вриједност	
195.90	202.01	3.2

Резултати из претходне табеле показују да се нумеричким путем добија већа вриједност затезне чврстоће за 3.2 % у односу на средњу вриједност затезне чврстоће добијену експерименталним путем.

4.2.2. Симулација теста на затезање на повишеној температури

Након поставки материјала, мреже коначних елемената и оптерећења као у поглављу 4.2.1, уз дефинисање температуре испитивања епрувете од 200 °C која одговара радној температури цилиндарског склопа, добијена је нумеричким путем затезна чврстоћа легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури. Модел материјала дефинисан је као еласто-пластичан са линеарним ојачањем (билинеарни материјални модел).

Симулацијом наведеног теста на затезање епрувете нумеричким путем одређена је затезна чврстоћа материјала на повишеној температури у вриједности од 149.06 МПа, слика 4.4. Такође, одређена је и еквивалентна пластична деформација која износи 1.45%.



Слика 4.4. Затезна чврстоћа материјала на повишеној температури одређена нумеричким путем

У табели 4.2 дат је упоредни приказ резултата затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених експерименталним и нумеричким путем на повишеној температури.

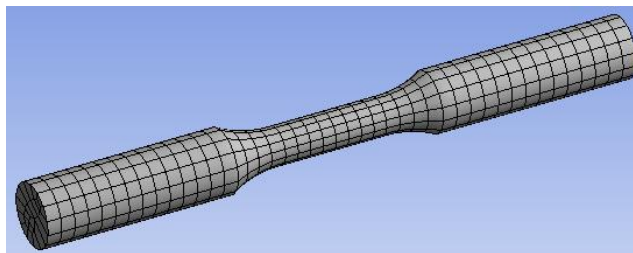
Табела 4.2. Поређење резултата затезне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијених експерименталним и нумеричким путем на повишеној температури

Затезна чврстоћа на повишеној температури R_m [МПа]		Одступање нумеричког резултата [%]
Експериментално добијена вриједност - средња	Нумерички добијена вриједност	
129.67	149.06	14.8

Због порозности материјала доказане у 3. поглављу, резултати вриједности затезне чврстоће добијене експерименталним путем на повишеној температури имали су међусобног одступања, тако да је за поређење са нумерички добијеним резултатом посматрана њихова средња вриједност. Из тог разлога се повећава и одступање нумеричког резултата за 14.8 % у односу на средњу вриједност затезне чврстоће добијену експерименталним путем на повишеној температури.

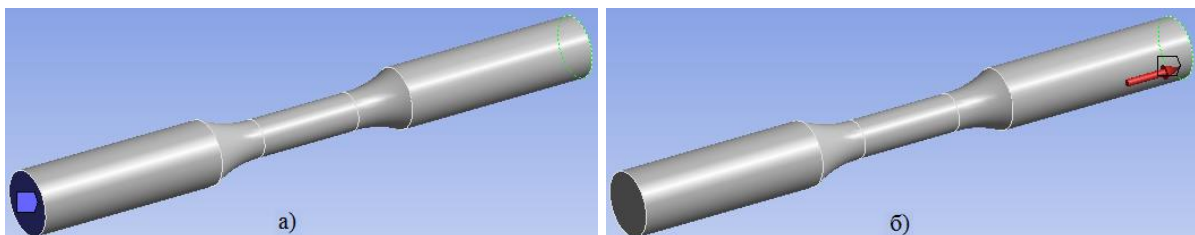
4.2.3. Симулација теста замора материјала на собној температури

Симулација теста замора епрувете легуре алуминијума 242.0 у контроли напона извршена је у модулу за структурну анализу софтверског пакета *Ansys Workbench* [73]. Након задавања S-N криве у поставкама материјала, добијене на основу експерименталног испитивања на собној ($23 \pm 5^\circ\text{C}$) температури, дефинисана је геометрија и формирана је мрежа коначних елемената, слика 4.5.



Слика 4.5. Мрежа коначних елемената епрувете оптерећене на замор

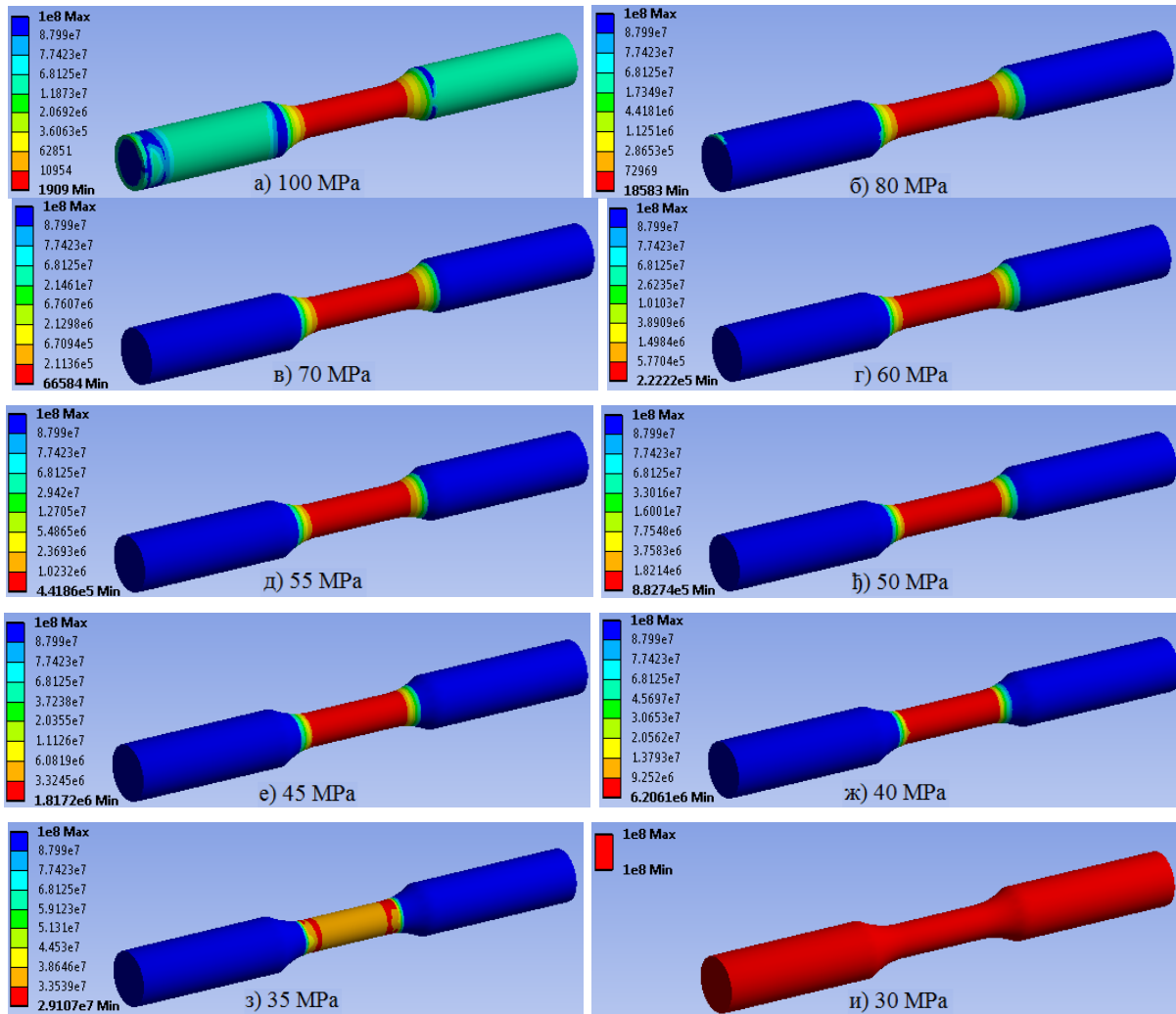
Генерисана мрежа хексаедарских коначних елемената састоји се од 968 елемената и 4965 чворова. Просјечна величина елемента износила је 2 mm. Као гранични услов дефинисан је непокретни ослонац, односно фиксна веза на једној страни епрувете и задат је притисак на другој страни епрувете који одговара вриједности контролисаног напона теста замора, слика 4.6.



Слика 4.6. а) Гранични услов „непокретни ослонац“ и б) симулирани напон

Вриједности напона одговарају вриједностима дефинисаним приликом експерименталног теста епрувете на замор. Напон је у модулу *Fatigue Tool* дефинисан као чисто наизмјенично промјенљиво оптерећење. Вриједности амплитуде напона су вариране од 30 МПа до 100 МПа.

На слици 4.7 а-и представљени су нумерички експерименти који приказују животни вијек епрувете легуре алуминијума 242.0 за различите вриједности амплитуде напона вариране од 30 МПа до 100 МПа [80].



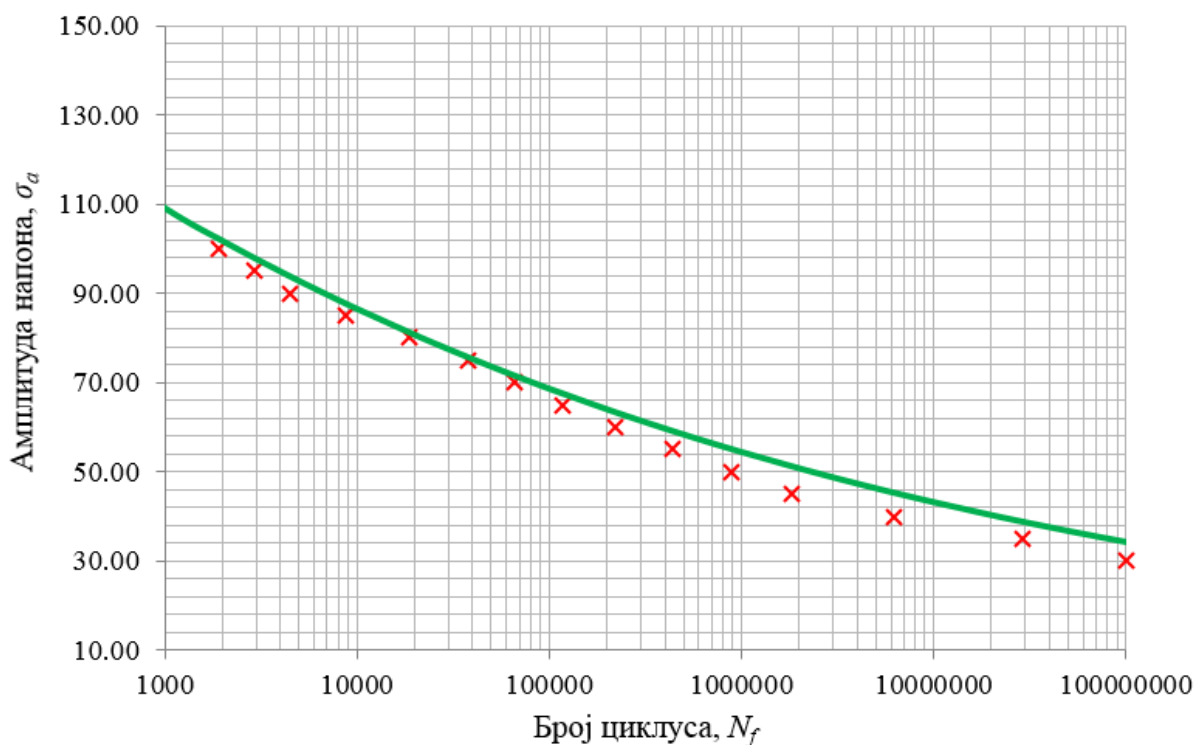
Слика 4.7. Нумеричке симулације животног вијека у циклусима епрувете легуре алуминијума 242.0 при различитим вриједностима амплитуде напона

Црвена боја представља подручја која имају најмањи број циклуса до отказа. Ове вриједности броја циклуса до отказа представљају животни вијек епрувете при различитим вриједностима контролисаног напона. Резултати нумеричке симулације чисто наизмјенично промјенљивог оптерећења приказани су у табели 4.3.

Табела 4.3. Резултати нумеричке симулације чисто наизмјенично промјенљивог заморног оптерећења [80]

Амплитуда напона σ_a [МПа]	Број циклуса (N_f)
100	1909
95	2921
90	4470
85	8726
80	18583
75	38044
70	66584
65	116530
60	222220
55	441860
50	882740
45	1817200
40	6206100
35	29107400
30	100000000

На слици 4.8 представљена је S-N крива легуре алуминијума 242.0 добијена на основу нумеричких резултата која приказује животно вијек материјала у зависности од амплитуде оптерећења.

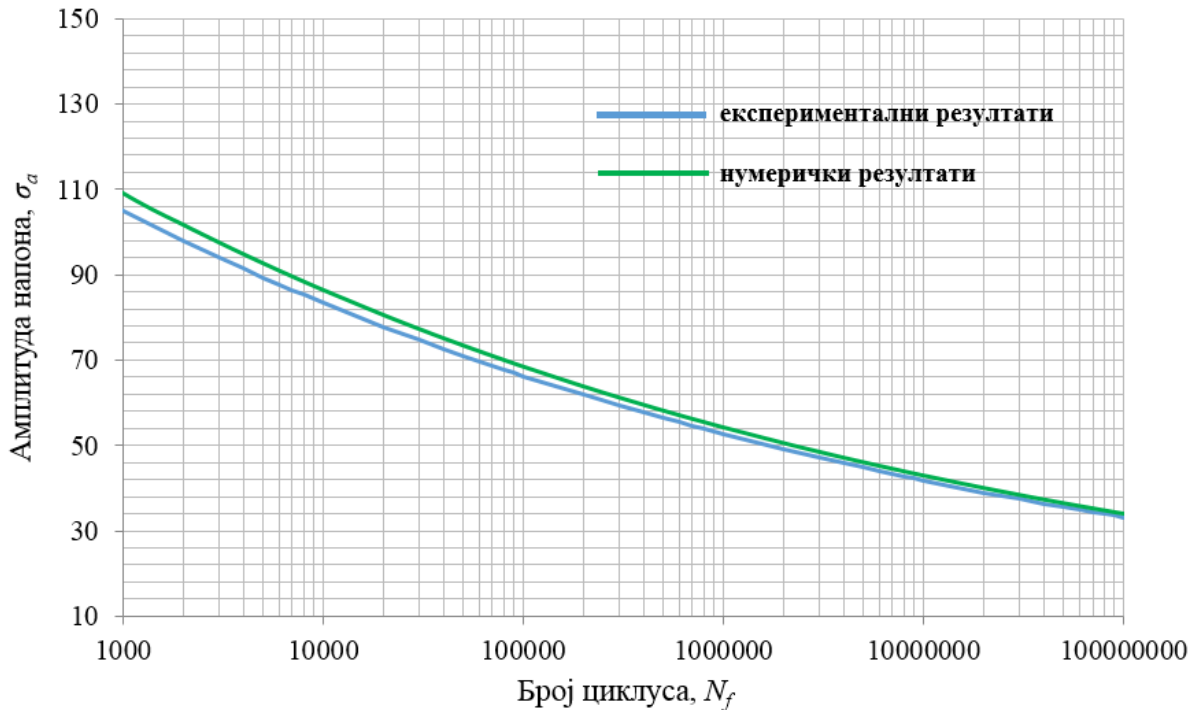


Слика 4.8. S-N крива легуре алуминијума 242.0 добијена на основу нумеричких резултата на собној температури [80]

На основу добијених резултата нумеричким симулацијама може се уочити да испитиваном материјалу, односно легури алуминијума 242.0 одговара заморна чврстоћа

(трајна динамичка чврстоћа) од 30 МПа. То је вриједност напона при коме би испитивани материјал остварио 10^8 циклуса, односно може се сматрати да је то вриједност напона при коме би материјал имао „бесконачан“ животно вијек.

На слици 4.9 дат је упоредни приказ S-N кривих легуре алуминијума 242.0 добијених на основу експерименталних и нумеричких резултата на собној температури.



Слика 4.9. Упоредни приказ S-N кривих легуре алуминијума 242.0 добијених на основу експерименталних и нумеричких резултата на собној температури

Са слике 4.9 уочава се да се S-N крива легуре алуминијума 242.0 добијена нумерички налази „изнад“ S-N криве добијене експериментално испитивањем епрувета на собној температури.

У табели 4.4 дато је поређење резултата испитивања замора легуре алуминијума 242.0 за исту амплитуду примијењеног напона добијених експерименталним и нумеричким путем на собној температури.

Табела 4.4. Поређење резултата испитивања замора легуре алуминијума 242.0 за исту амплитуду примијењеног напона добијених експерименталним и нумеричким путем на собној температури

Амплитуда напона [MPa]	Број циклуса до отказа - N_f	
	Експериментални резултати	Нумерички резултати
100	1764	1909
90	4237	4470
80	16878	18583
70	64844	66584
60	201590	222220
55	392380	441860
50	797690	882740
45	1430640	1817200
Заморне карактеристике		
Фактор заморне чврстоће σ'_f	224.5	235.0
Експонент заморне чврстоће b	-0.100	-0.101

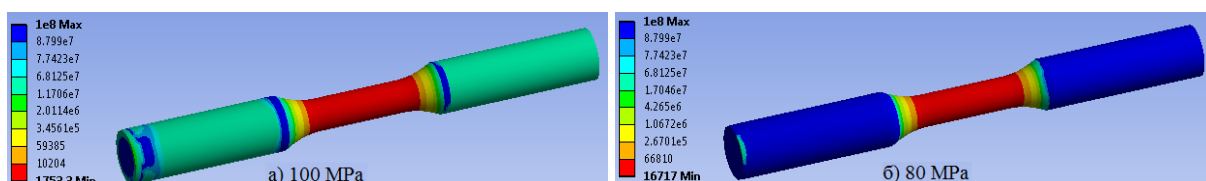
На основу резултата у претходној табели може се закључити да се нумеричком анализом добијају нешто више вриједности резултата. Добијени експериментални резултати су на страни сигурности, али се и нумерика, због врло малог одступања, може поуздано користити. Разлог малог одступања у резултатима је тај што нумерика не узима у обзир грешке у структури материјала.

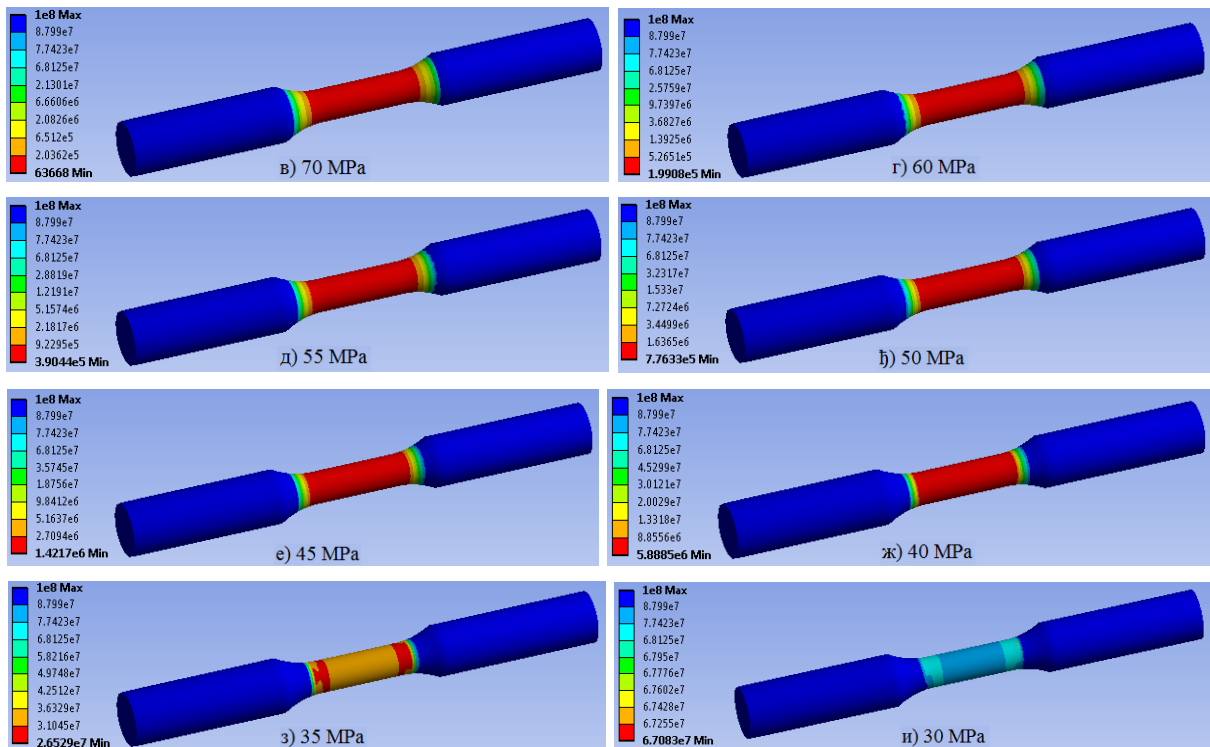
4.2.4. Симулација теста замора материјала на повишеној температури

С обзиром да механичке карактеристике материјала, укључујући и заморну чврстоћу, опадају са повећањем температуре [109,110], неопходно је одредити заморну чврстоћу легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури која одговара радној температури цилиндарског склопа.

Након дефинисања S-N криве у поставкама материјала, добијене експерименталним испитивањем на повишеној ($200 \pm 5^\circ\text{C}$) температури, дефинисана је геометрија и формирана је мрежа коначних елемената. У оквиру ове симулације усвојена је температура испитивања епрувете од 200°C која одговара радној температури цилиндарског склопа [134].

На слици 4.10 а-и представљени су нумерички експерименти који приказују животни вијек епрувете легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури за различите вриједности амплитуде напона вариране од 30 MPa до 100 MPa.





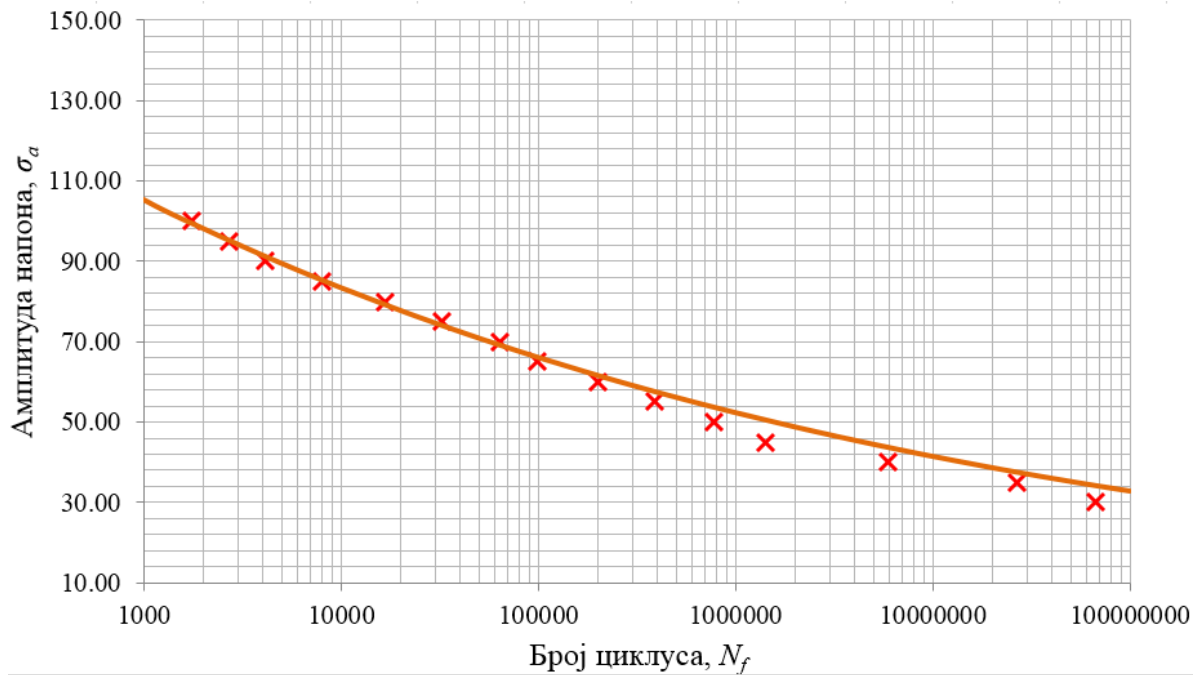
Слика 4.10. Нумеричке симулације животног вијека у циклусима епрувете легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури при различитим вриједностима амплитуде напона

Резултати нумеричких симулација чисто наизмјенично промјенљивог оптерећења епрувета на повишеној температури приказани су у табели 4.5.

Табела 4.5. Резултати нумеричке симулације чисто наизмјенично промјенљивог заморног оптерећења на повишеној температури [134]

Амплитуда напона σ_a [MPa]	Број циклуса (N_f)
100	1753
95	2683
90	4106
85	7969
80	16717
75	32512
70	63668
65	97971
60	199080
55	390440
50	776330
45	1421700
40	5888500
35	26529000
30	67083000

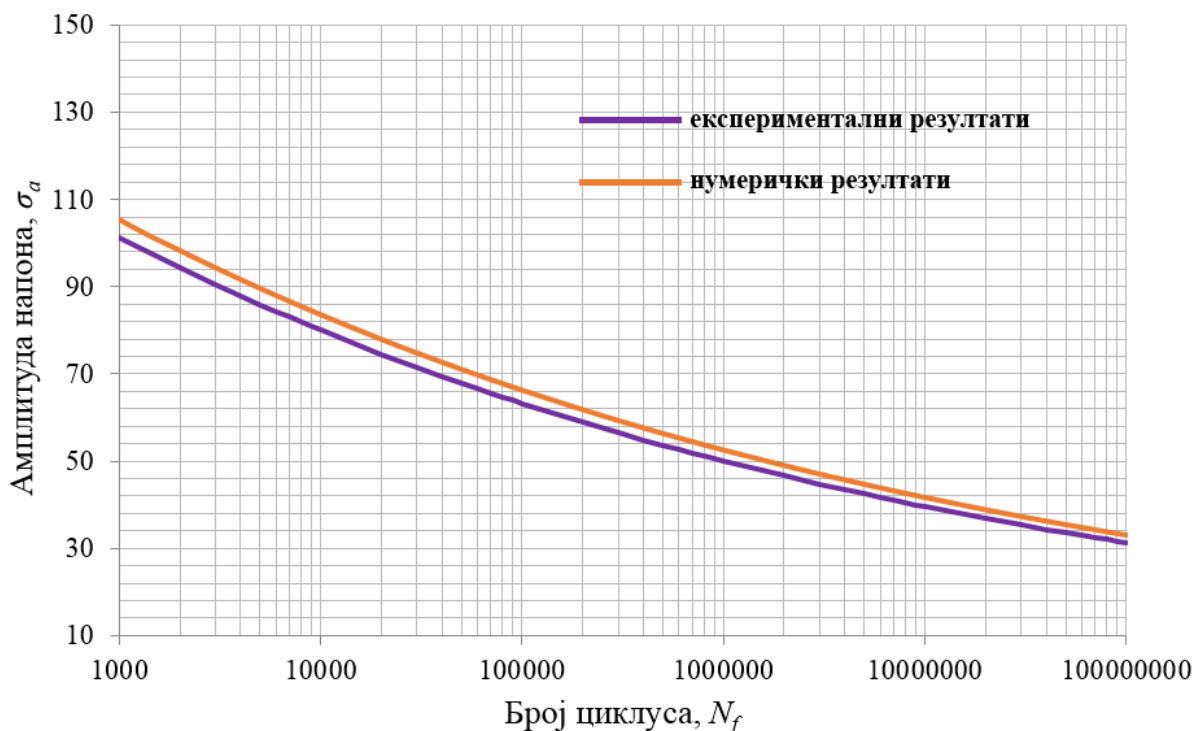
На слици 4.11 представљена је S-N крива легуре алуминијума 242.0 добијена на основу нумеричких резултата испитивања заморних карактеристика на повишеној температури. S-N крива приказује животно вијек материјала у зависности од амплитуде оптерећења.



Слика 4.11. S-N крива легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури добијена на основу нумеричких резултата [134]

Повећавањем температуре долази до опадања заморне чврстоће легуре алуминијума 242.0 добијене нумеричким путем, што показује S-N крива представљена на слици 4.11.

На слици 4.12 дат је упоредни приказ S-N кривих легуре алуминијума 242.0 добијених на основу експерименталних и нумеричких резултата на повишеној температури 200 °C.



Слика 4.12. Упоредни приказ $S-N$ кривих легуре алуминијума 242.0 добијених на основу експерименталних и нумеричких резултата на повишеној температури

У табели 4.6 дато је поређење резултата испитивања замора легуре алуминијума 242.0 за исту амплитуду примијењеног напона добијених експерименталним и нумеричким путем на повишеној температури.

Табела 4.6. Поређење резултата испитивања замора легуре алуминијума 242.0 за исту амплитуду примијењеног напона добијених експерименталним и нумеричким путем на повишеној температури

Амплитуда напона [MPa]	Број циклуса до отказа - N_f	
	Експериментални резултати	Нумерички резултати
100	1352	1753
90	3870	4106
80	15219	16717
70	57350	63668
65	87660	97971
60	178970	199080
55	330800	390440
50	724310	776330
45	1270920	1421700
Заморне карактеристике		
Фактор заморне чврстоће σ'_f	219.7	227.0
Експонент заморне чврстоће b	-0.102	-0.103

На основу резултата у претходној табели може се закључити да се нумеричком анализом добијају мало више вриједности резултата. Добијени експериментални резултати су, као и код анализе на собној температури, на страни сигурности, али се и нумерика може поуздано користити имајући у обзир мала одступања у резултатима као последицу постојања порозности материјала доказане приликом експерименталног испитивања, а која се не узима у обзир приликом нумеричке анализе.

На основу извршених нумеричких симулација тестова на затезање и замора легуре алуминијума 242.0 на собној и на повишеној температури и на основу добијених резултата који врло мало одступају у односу на резултате добијене експерименталним испитивањем материјала показује се поузданост нумеричких процедура у њиховој примјени.

4.3. Нумеричка анализа цилиндарског склопа

На основу прегледа истраживања у уводу ове дисертације може се примијетити да су се аутори у радовима бавили истраживањима легура алуминијума и глава цилиндара израђених од легура алуминијума која су се односила претежно на аутомобилску индустрију. За легуре алуминијума од којих су израђене главе цилиндара у аутомобилској индустрији може се пронаћи довољан број експерименталних података у литератури и досад су биле предмет истраживања већег броја студија. Истраживање у оквиру ове дисертације односи се на анализу проблема отказа главе цилиндра авионског клипног мотора. Дакле, у питању је ваздухопловна индустрија са веома строгим захтјевима који се односе на поузданост свих авионских компоненти из разлога остваривања безбједности путника, као и самог ваздухоплова.

Експериментално добијени подаци о карактеристикама легуре алуминијума 242.0 на сервохидрауличном пулзатору послужиће као полазна основа за нумеричку анализу модела цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора *Lycoming IO-360-B1F*.

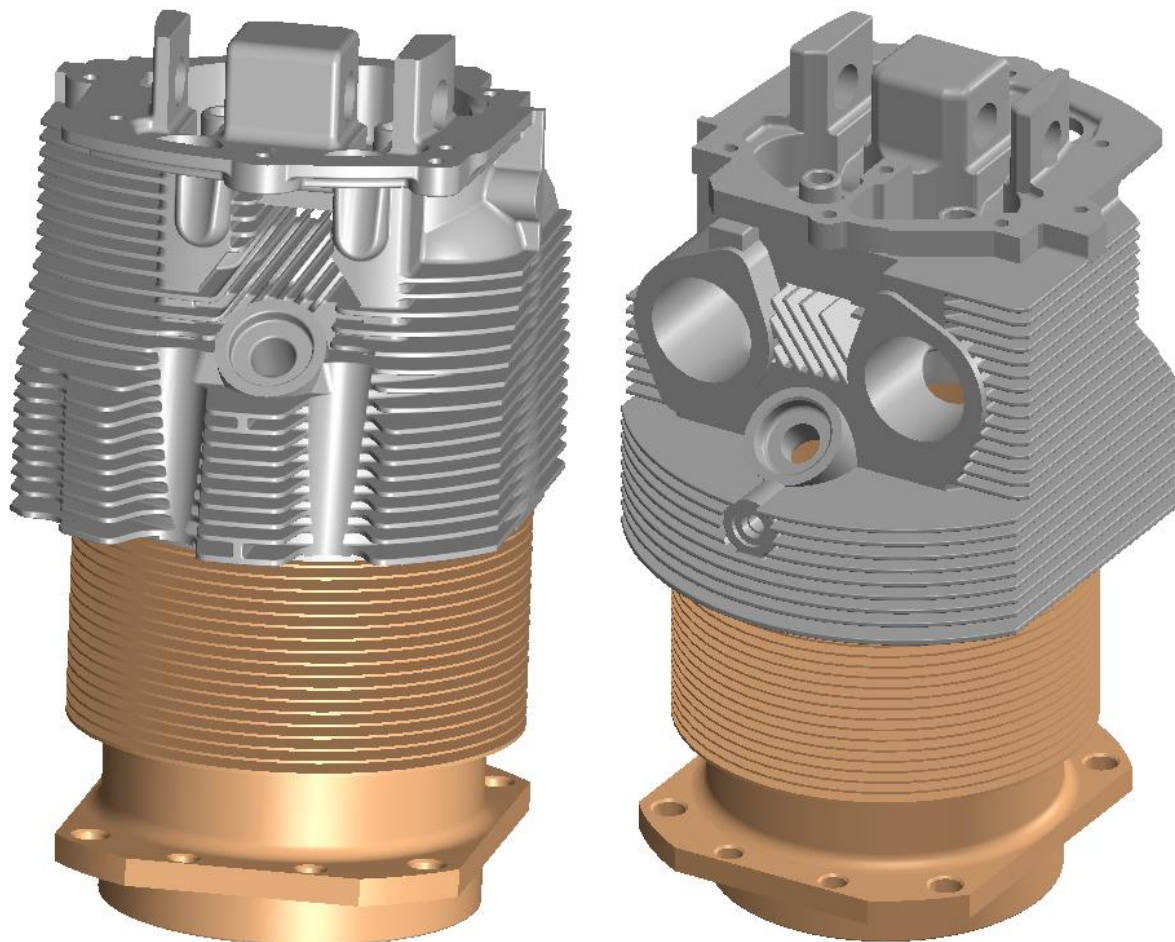
Анализирани цилиндарски склоп изложен је високоцикличном механичком оптерећењу, као и термичком оптерећењу. Услед појаве прслине на глави цилиндра дошло је до отказа наведеног склопа у току експлоатације.

На основу спрегнуте термомеханичке нумеричке анализе биће одређено напонско-деформационо стање цилиндарског склопа на собној и на повишеној температури, као и животни вијек цилиндарског склопа на собној и на повишеној температури.

Примарни циљ нумеричке анализе је да се у комбинацији са експерименталним испитивањима утврди потенцијални узрок отказа цилиндарског склопа. Отказ цилиндарског склопа је манифестован појавом прслине на глави цилиндра. Као секундарни циљ овог приступа је развој методологије којом би се извршила процјена интегритета приказаног цилиндарског склопа, а која би била примјенљива и на сличне проблеме из праксе [134].

4.3.1. Модел цилиндарског склопа и гранични услови

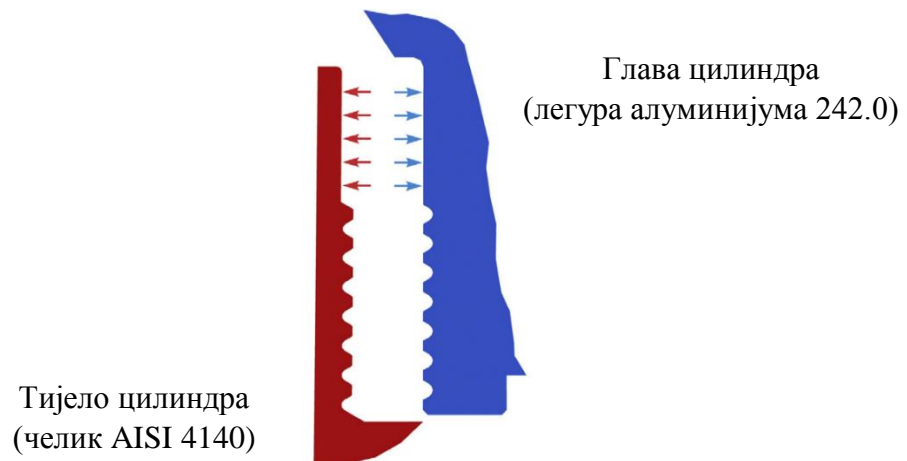
CAD модел цилиндарског склопа авионског мотора *Lycoming IO-360-B1F* креиран је у софтверском пакету *Catia V5-6R2013*, слика 4.13.



Слика 4.13. CAD модел цилиндарског склопа авионског мотора *Lycoming IO-360-B1F*

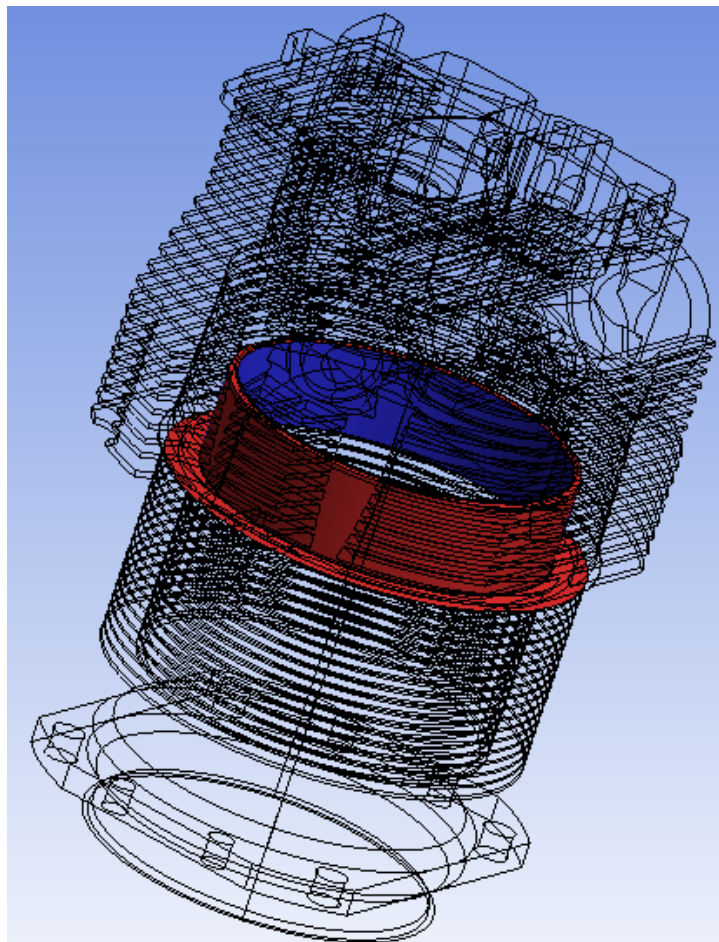
Цилиндарски склоп се састоји од тијела цилиндра (доњи дио) и главе цилиндра (горњи дио). Како би се избјегле нереалне вриједности резултата, односно високе вриједности напона на појединим мјестима сачињеним од малих радијуса који представљају изворе концентрације напона, а при томе водећи рачуна и о потребним рачунарским ресурсима за анализу овако сложеног модела, извршена је симплификација модела уклањањем малих радијуса.

Веза тијела и главе цилиндра остварује се на начин да се глава цилиндра загријава до температуре од приближно 350°C , па се тако загријана причвршћује на тијело цилиндра навојном везом на спољашњој страни тијела цилиндра и унутрашњој страни главе цилиндра. Хлађењем главе цилиндра остварује се чврсто налијегање у зони навоја, као и између глатких цилиндричних површина изнад навојног споја [37], слика 4.14.



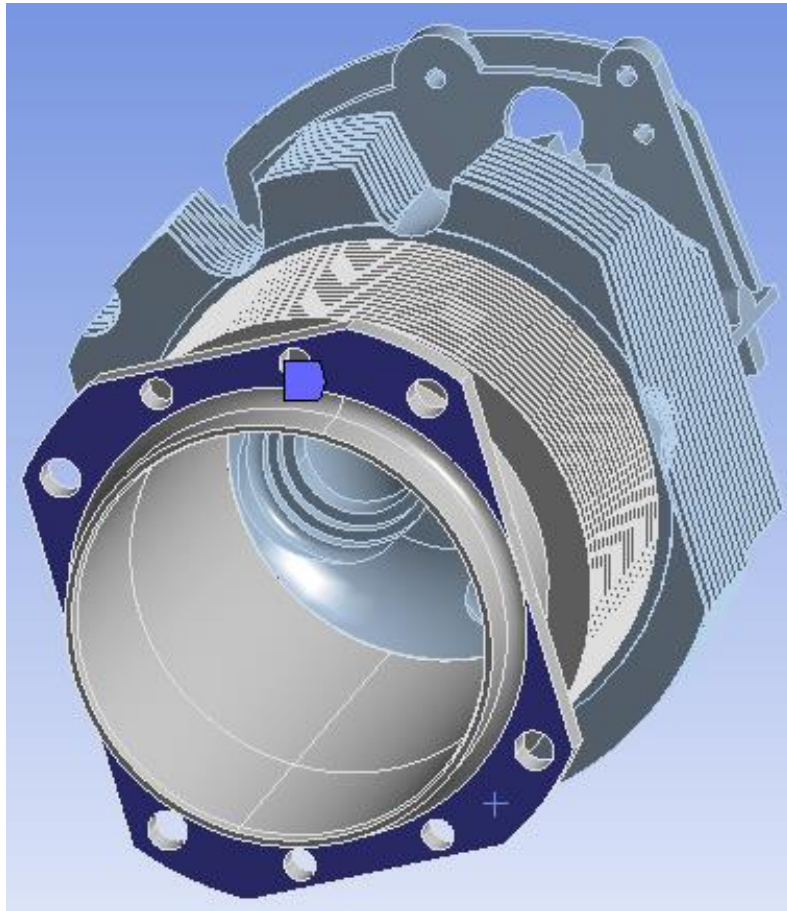
Слика 4.14. Веза тијела и главе цилиндра на мотору *Lycoming IO-360-B1F* [37]

Дакле, веза цилиндра и главе биће нумерички симулирана као крута веза, слика 4.15. Овај гранични услов онемогућава међусобно помјерање дефинисаних површина. На основу неколико варијација дефинисања везе тијела и главе цилиндра, узимајући у обзир преклоп материјала који се може јавити као последица начина њиховог спајања, утврђене су занемарљиво мале вриједности заосталог напона у цилиндарском склопу које немају утицај на даљу структурну анализу.



Слика 4.15. Крута веза тијела и главе цилиндра

Постоље цилиндра ће бити фиксирано, јер је у пракси тијело цилиндра везано вијцима за кућиште мотора, слика 4.16.



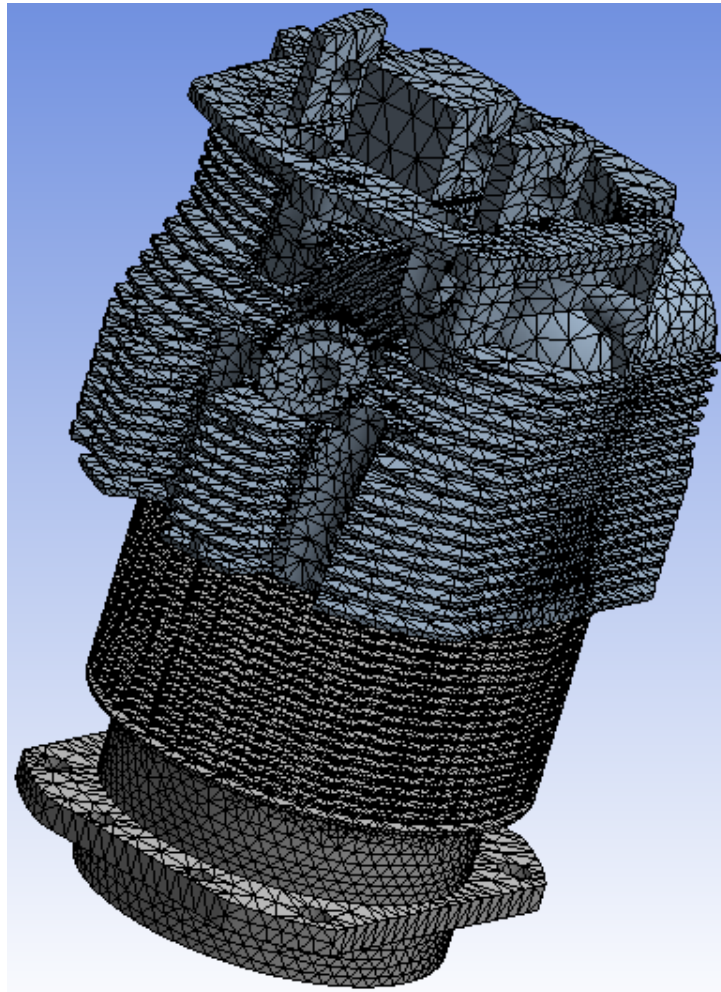
Слика 4.16. Фиксна веза тијела цилиндра са кућиштем мотора

4.3.2. Напонско-деформациона анализа цилиндарског склопа на собној температури

У оквиру ове анализе дефинисаће се напонско-деформационо стање цилиндарског склопа на собној температури. Одредиће се мјеста са највишим вриједностима напона, односно потенцијална мјеста за појаву прслине.

У софтверском пакету *Ansys Workbench* дефинисани су материјали цилиндра и главе цилиндра, односно њихове механичке карактеристике на собној температури. Тијело цилиндра израђено је од откивка CrNiMo челика ознаке AISI 4140 (према *American Iron and Steel Institute* систему означавања). Механичке карактеристике материјала тијела цилиндра преузете су из литературе [135]. Глава цилиндра израђена је поступком ливења од легуре алуминијума ознаке 242.0 (према *American National Standard Institute* систему означавања) са машински обрађеном комором за сагорјевање. У поставкама материјала дефинисани су напон течења и затезна чврстоћа који су одређени експериментално и приказани у 3. поглављу дисертације.

Генерисана је мрежа тетраедарских коначних елемената са међучворовима на комплетном моделу цилиндарског склопа авионског мотора *Lycoming IO-360-B1F*, слика 4.17. Гранични услови дефинисани су у поглављу 4.3.1.



Слика 4.17. Генерисање мреже коначних елемената

Мрежа коначних елемената састоји се од укупно 145604 елемента и 277367 чворова. Минимална величина коначног елемента износила је 0.062 mm, а максимална 12.3 mm.

Оптерећење је задато као средњи ефективни притисак на површинама главе цилиндра (слика 4.18) вриједности 998 kPa дефинисаном на основу израза:

$$p = \frac{P \cdot n_R \cdot 10^3}{V \cdot n}, \quad (4.1)$$

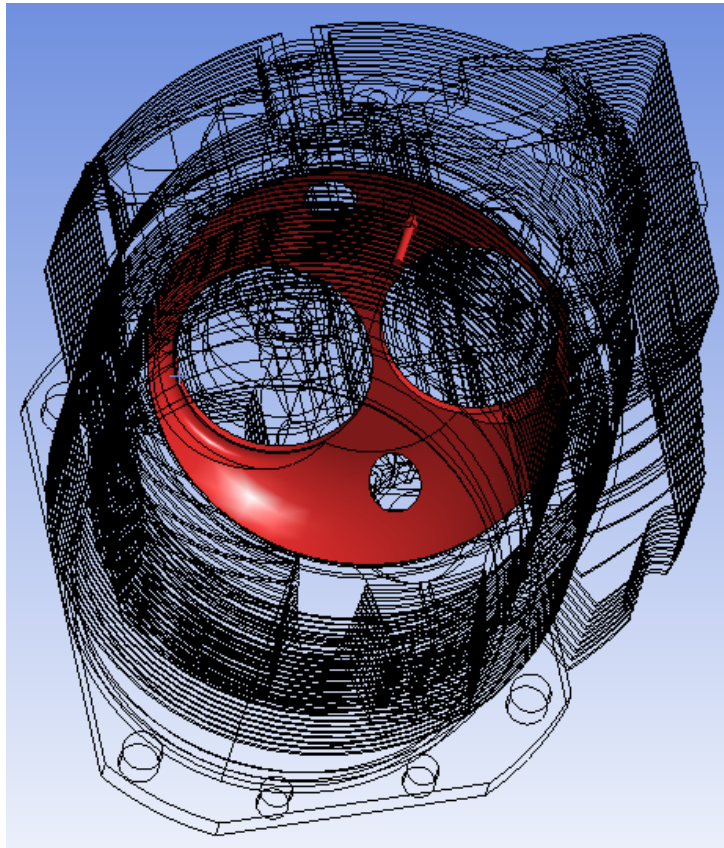
при чему су:

P - номинална снага мотора [kW],

n_R - број обртаја радилице по једном радном циклусу ($n_R = 2$ за четворотактне моторе),

V - радна запремина мотора [dm³],

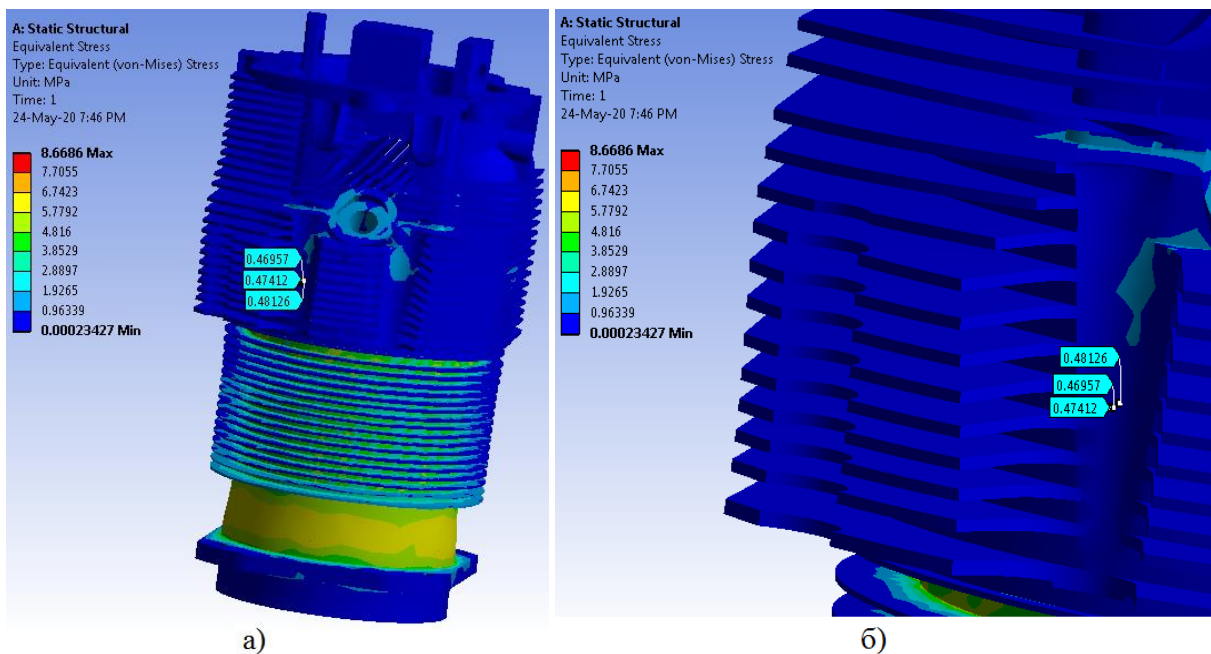
n - номинални број обртаја мотора [s⁻¹].

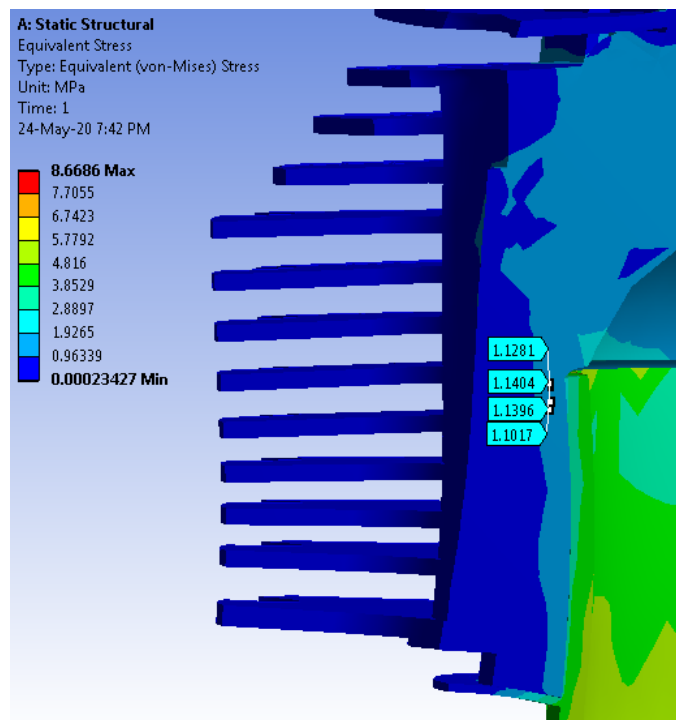


Слика 4.18. Механичко оптерећење

Техничке карактеристике мотора *Lucoming IO-360-B1F* приказане су у табели 1.3 у 1. поглављу дисертације.

Резултати МКЕ анализе цилиндарског склопа под дејством радног притиска на собној температури приказани су на слици 4.19 а-в.





в)

Слика 4.19. Поље *von-Mises*-овог напона цилиндарског склопа на собној температури

На слици 4.19 а приказано је поље *von-Mises*-овог напона у цилиндарском склопу, док слике 4.19 б-в приказују поље *von-Mises*-овог напона у зони уочене прслине. Може се приметијети да се добијени напони у овој зони крећу у границама 1.10-1.14 МПа. Добијене вриједности су веома ниске у поређењу са затезном и заморном чврстоћом материјала.

4.3.3. Термичка анализа цилиндарског склопа

Циљ термичке анализе јесте да се утврди расподјела температурног поља у цилиндарском склопу [134]. На основу поменуте анализе утврдиће се да ли температура на појединим мјестима прелази дозвољене вриједности дефинисане на основу техничког упутства *Lycoming IO-360-B1F* агрегата. Термичком анализом дефинисаће се услови који одговарају стању мотора за вријеме његове радне температуре, односно за вријеме његове експлоатације.

Термичка анализа извршена је у софтверском пакету *Ansys Workbench* користећи модул за термичку анализу [134]. Прије саме анализе неопходно је израчунати топлоту која се јавља у цилиндарском склопу, као и топлотне губитке дефинисане конвекцијом над појединим површинама.

На основу енергетског садржаја бензина [136]:

$$E_g = 33 \cdot 10^6 \left[\frac{J}{L} \right] \quad (4.2)$$

и просјечне потрошње авионског клипног мотора:

$$A_{\text{con}} = 25 \left[\frac{\text{L}}{\text{h}} \right], \quad (4.3)$$

укупна снага која се троши је:

$$P_{\text{tot}} = E_g \cdot A_{\text{con}} = 229.17 [\text{kW}]. \quad (4.4)$$

Удио топлотне енергије у укупној дефинисан је коефицијентом [137]:

$$k_t = 0.75, \quad (4.5)$$

при чему је укупна топлотна енергија:

$$P_t = k_t \cdot P_{\text{tot}} = 171.875 [\text{kW}]. \quad (4.6)$$

Удио топлотне енергије који одлази на мотор дефинисан је коефицијентом:

$$k_{\text{mt}} = 0.5, \quad (4.7)$$

на основу чега топлотна енергија која одлази на мотор износи:

$$P_e = k_{\text{mt}} \cdot P_t = 85.937 [\text{kW}]. \quad (4.8)$$

Топлотна енергија по једном цилиндру износи:

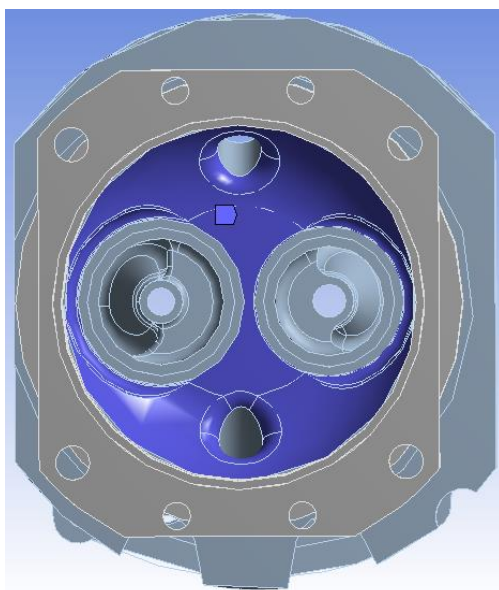
$$P_c = \frac{P_e}{4} = 21.483 [\text{kW}] \quad (4.9)$$

Расподјела енергије у цилиндарском склопу одређена је пропорционално величини појединих компоненти (20% глава цилиндра (P_{ch}), 30% зидови цилиндра (P_{cc}), 20% клип, 10% усисни вентил, 10% издувни вентил, 5% издувни канал (P_{ce}) и 5% остало) [138]:

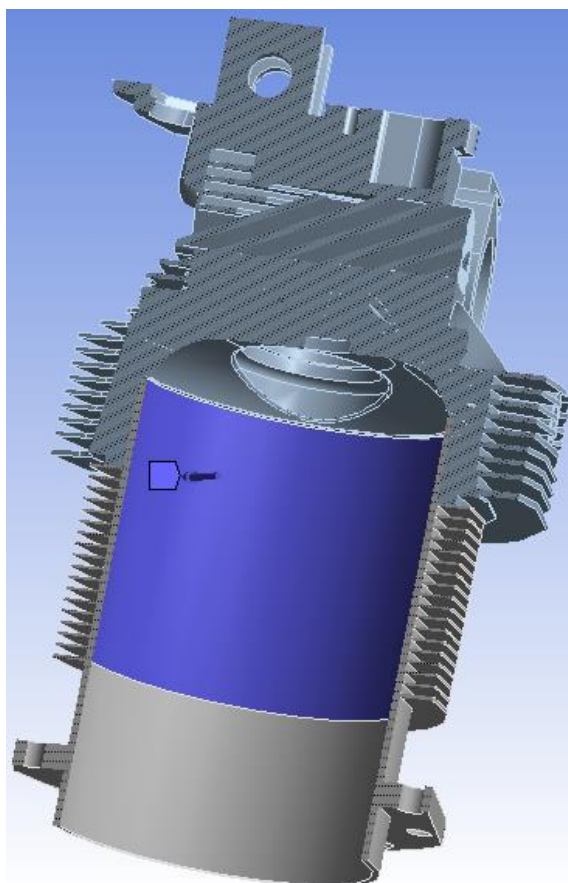
$$P_{\text{ch}} = 0.2 \cdot P_c = 4.297 [\text{kW}], \text{ слика 4.20.} \quad (4.10)$$

$$P_{\text{cc}} = 0.3 \cdot P_c = 6.445 [\text{kW}], \text{ слика 4.21.} \quad (4.11)$$

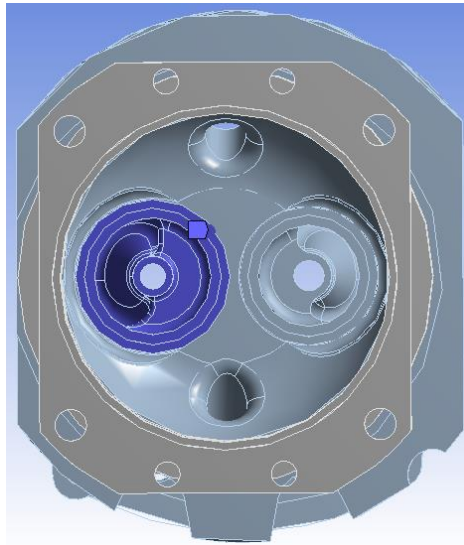
$$P_{\text{ce}} = 0.05 \cdot P_c = 1.074 [\text{kW}], \text{ слика 4.22.} \quad (4.12)$$



Слика 4.20. Расподјела енергије на глави цилиндра



Слика 4.21. Расподјела енергије на зидовима цилиндра



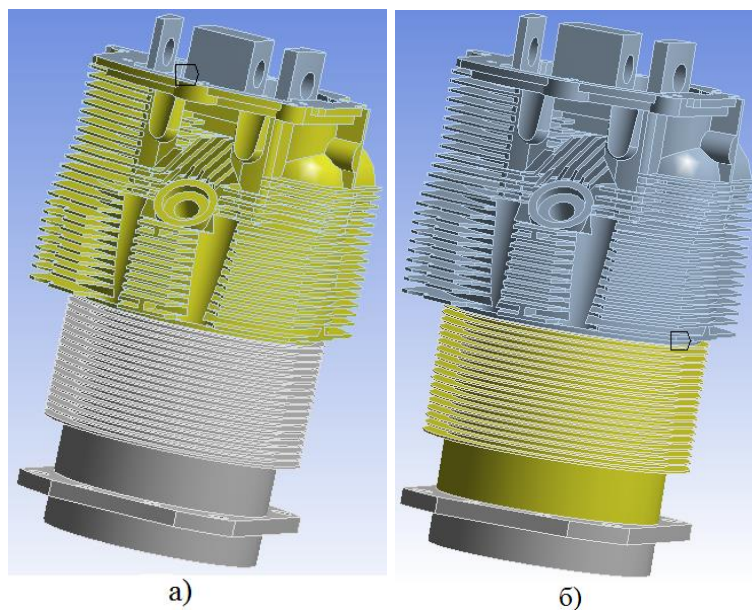
Слика 4.22. Расподјела енергије на издувном каналу

Конвекција појединих дијелова цилиндарског склопа [139]:

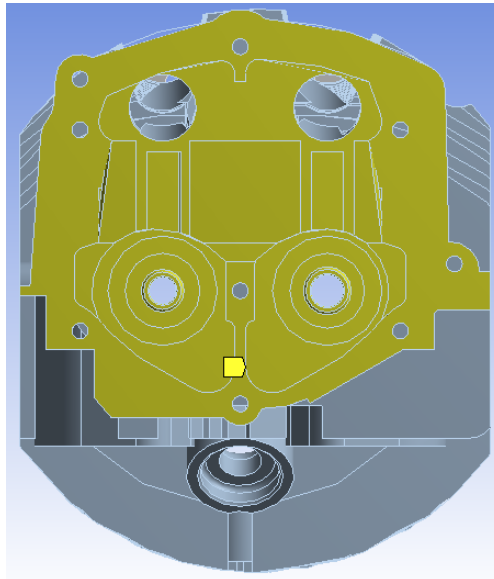
- спољашње површине склопа изложене струјању ваздуха $200 \left[\frac{\text{W}}{\text{m}^2\text{K}} \right]$, слика 4.23 а-б,

- горња површина главе цилиндра (испод поклопца брегасте осовине) $10 \left[\frac{\text{W}}{\text{m}^2\text{K}} \right]$, слика 4.24.

Дефинисање конвективних површина цилиндарског склопа, због његове геометријске сложености, представља захтјеван задатак у оквиру нумеричке анализе из разлога што се поједине површине састоје од 690 мањих које морају бити селектоване како би конвекција у потпуности била дефинисана.

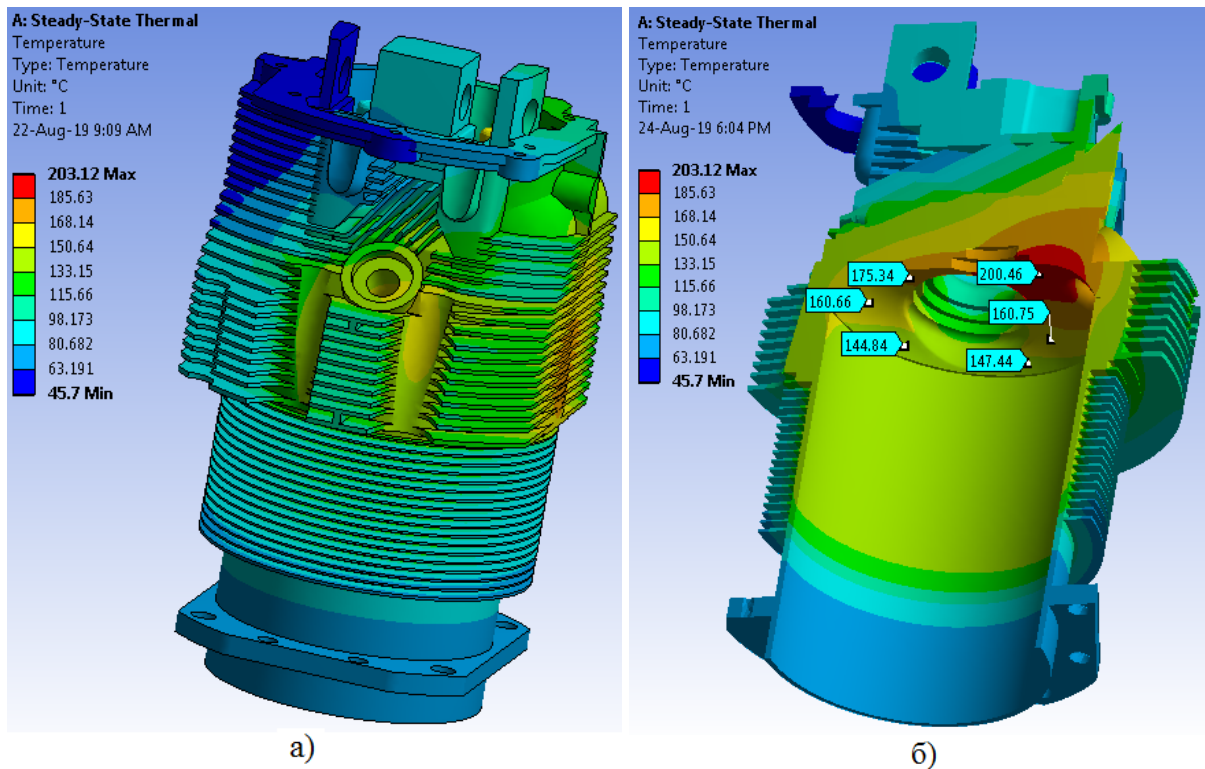


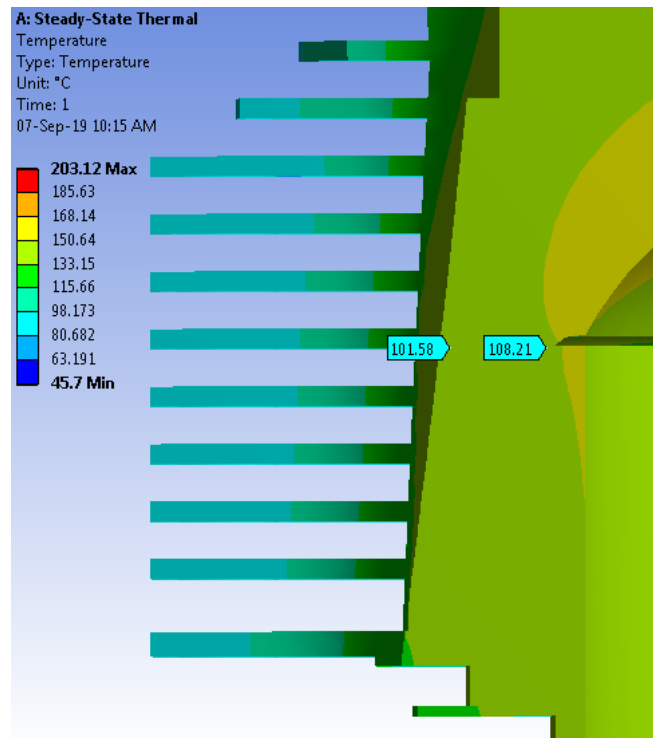
Слика 4.23. Дефинисање конвективних површина цилиндарског склопа: а) глава цилиндра; б) тијело цилиндра;



Слика 4.24. Дефинисање конвективних површина главе цилиндра испод поклопаца брегасте осовине

Као резултат термичке анализе добијена је расподјела температурног поља цилиндарског склопа, слика 4.25 а-в.





в)

Слика 4.25. Температурно поље - резултати термичке анализе: а) цилиндарски склоп; б) попречни пресјек; в) вриједности на мјесту појаве прслине [134];

На основу добијених резултата може се уочити неравномјерна расподела температурног поља по цилиндарском склопу. Ниже вриједности температуре одговарају површинама ребара за хлађење, при чему се вриједност температуре смањује од коријена ребра до његовог врха. У области уочене прслине температура износи око 108 °С.

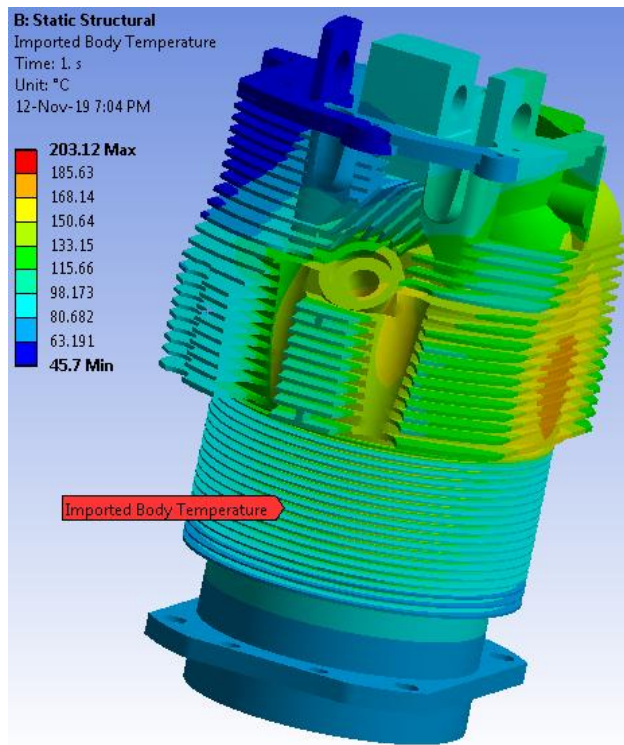
Термичко оптерећење је најважније оптерећење у термомеханичкој анализи цилиндарских глава [140]. Како се тачност термичке анализе повећава, расте и тачност механичке анализе и анализе замора, односно процјене животног вијека [141]. Термичко оптерећење има значајан утицај на заморни вијек материјала, при чему температурно поље идентификује критичне локације на анализираном моделу [142]. Промјене у температурном пољу утичу на иницијацију прслине [143].

4.3.4. Спрегнута термомеханичка анализа цилиндарског склопа

Спрегнута термомеханичка анализа представља одређивање напонског стања цилиндарског склопа на радној температури мотора, односно одређивање напонског стања које се јавља у условима експлоатације. На основу термомеханичке анализе утврдиће се утицај механичких, односно термичких оптерећења на напонско стање цилиндарског склопа [134].

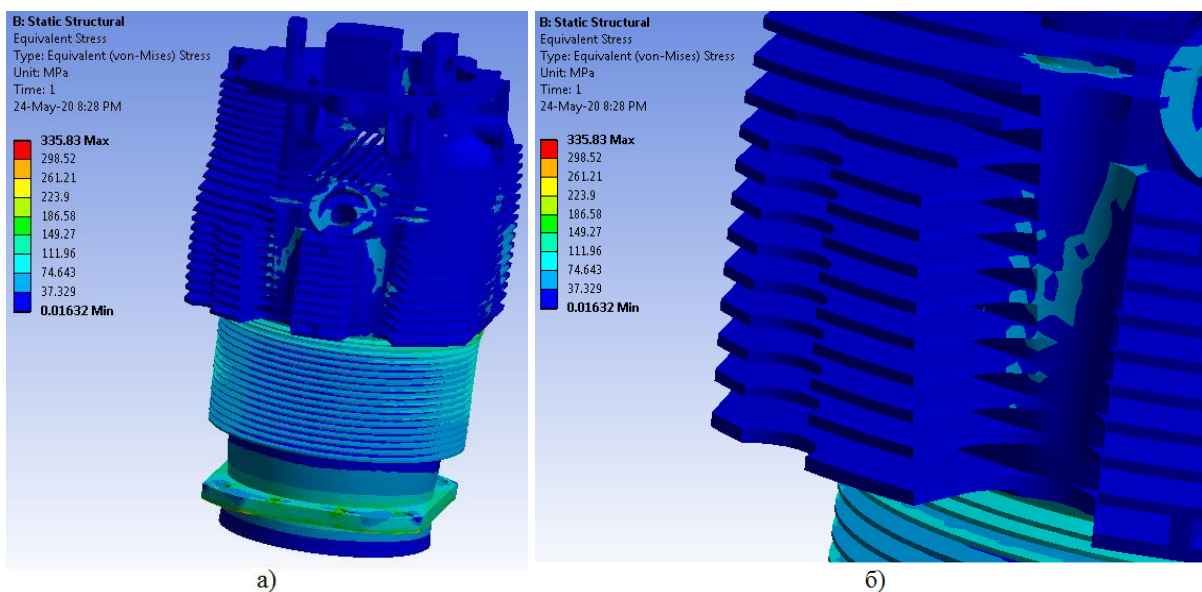
У циљу извођења комбиноване термомеханичке анализе спрегнуте су термичка и структурна анализа у оквиру *Ansys Workbench*-а.

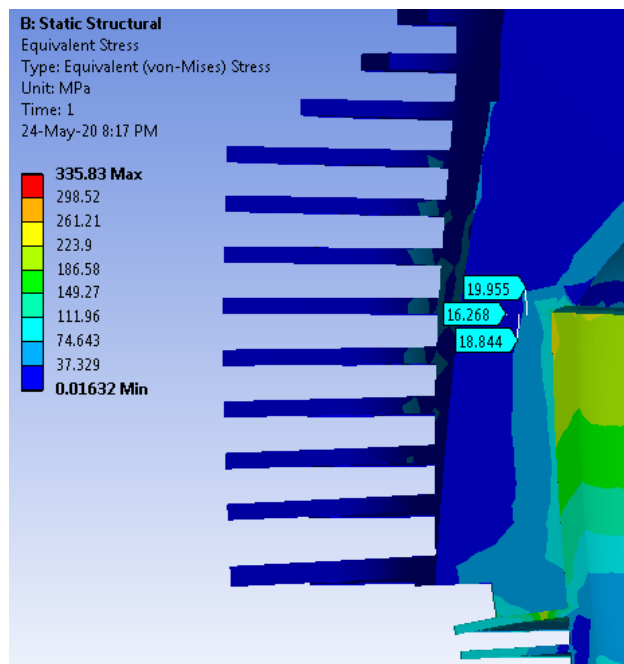
Термичка анализа извршена је у претходном поглављу и служи као основа за термомеханичку анализу. Резултати термичке анализе импортовани су у структурну анализу, слика 4.26.



Слика 4.26. Резултати термичке анализе импортовани у структурну анализу

Прије наставка анализе дефинисани су материјали цилиндра и главе цилиндра, односно њихове карактеристике на повишеној температури. Након дефинисања температурног стања у претходном поглављу и механичког напрезања као у поглављу 4.3.2, добијена је расподела поља *von-Mises*-овог напона по цилиндарском склопу која потиче од комбинованог термомеханичког оптерећења, слика 4.27 а-в.





в)

Слика 4.27. Расподјела поља von-Misses-овог напона цилиндарског склопа под утицајем термомеханичког оптерећења [134]

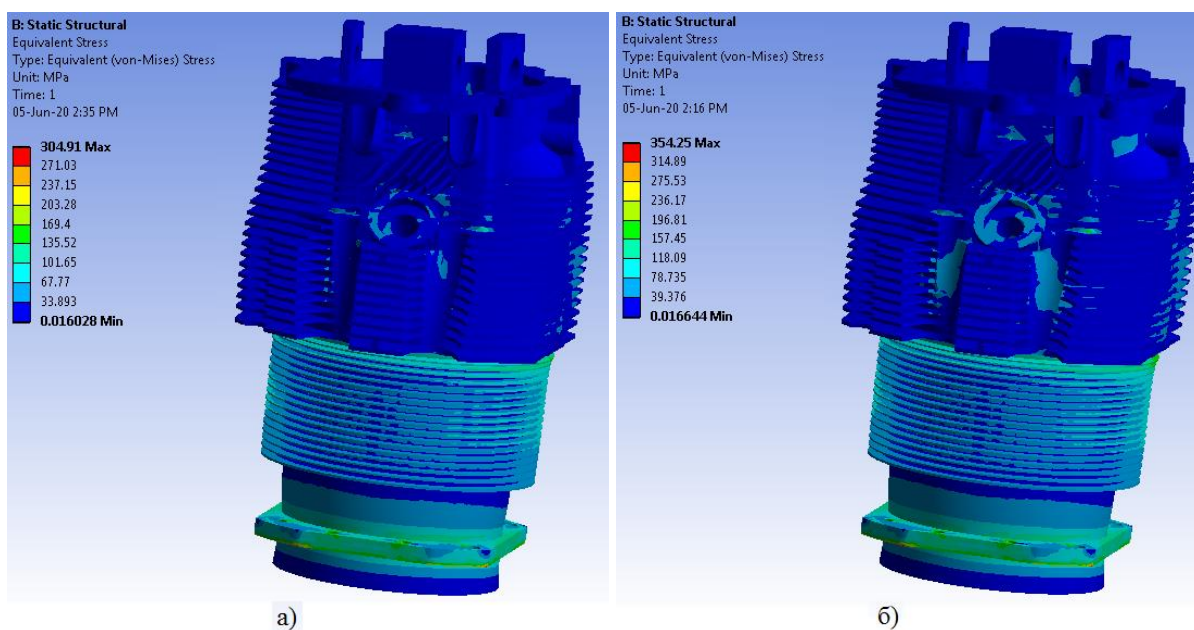
На основу добијених резултата приказаних на слици 4.27 примјећује се неравномјерна расподјела напонског поља по цилиндарском склопу. Максималне вриједности напона јављају се на оштрим ивицама које су резултат уклањања ситних радијуса са МКЕ модела како би се смањило вријеме потребно за извршавање симулације. На мјесту појаве иницијалне пррине могу се примијетити ниске вриједности добијеног напона које се крећу у границама 16.2-19.9 МПа. Добијене вриједности напона су ниже и од затезне и од заморне чврстоће легуре алуминијума 242.0.

4.3.5. Анализа замора цилиндарског склопа на повишеној температури

У оквиру овог поглавља извршена је анализа замора цилиндарског склопа на повишеној температури, односно анализа замора усљед комбинованог термомеханичког оптерећења којем је склоп у току експлоатације изложен [134].

Након увожења резултата из модула за термичку анализу у модул за структурну анализу и након дефинисања механичког оптерећења као у претходним поглављима, изабран је алат за анализу замора *Fatigue Tool*. Оптерећење је дефинисано као чисто једносмјерно промјенљиво.

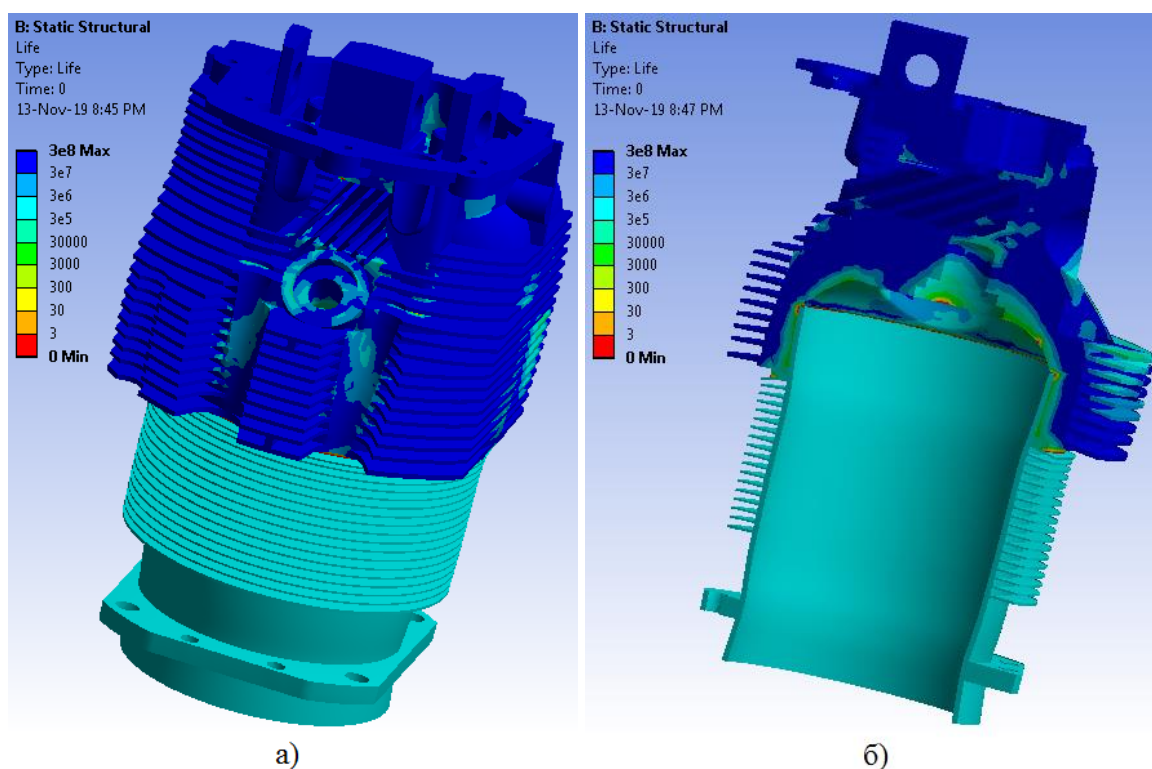
Један циклус рада цилиндарског клипног склопа подразумијева усис смјесе ваздуха и горива, сабијање, експлозију и издув гасова након сагоријевања. Најниже вриједности напона јављају се приликом првог такта (слика 4.28 а), односно усиса, док се највише вриједности напона јављају приликом паљења смјесе, односно експлозије (слика 4.28 б) која подразумијева трећи такт четворотактног мотора [144].

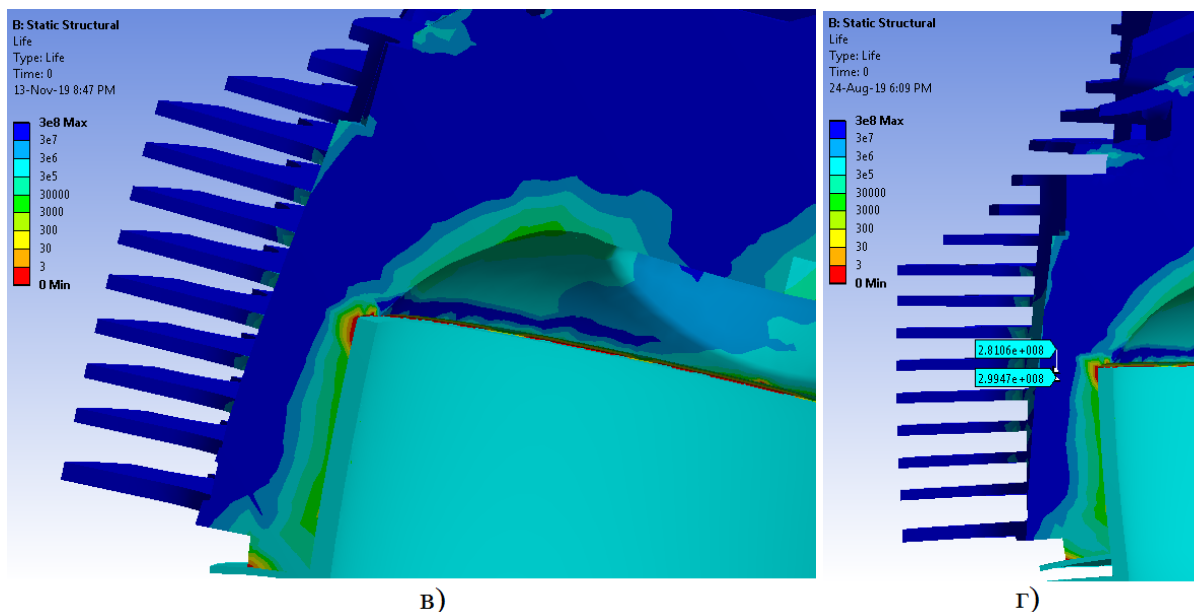


Слика 4.28. Напонско стање цилиндарског склопа: а) први такт; б) трећи такт;

Ако се узме у обзир да цијели циклус који чине 4 такта траје 0.044 секунде, то значи да сваки од циклуса траје по 0.011 секунди и да долази до смјене напонских стања у занемарљиво кратком временском интервалу, тако да се напонско стање добијено на основу средњег ефективног притиска при радној температури у поглављу 4.3.4 сматра мјеродавним [144].

Животни вијек цилиндарског склопа на повишеној температури приказан је на слици 4.29 а-г.



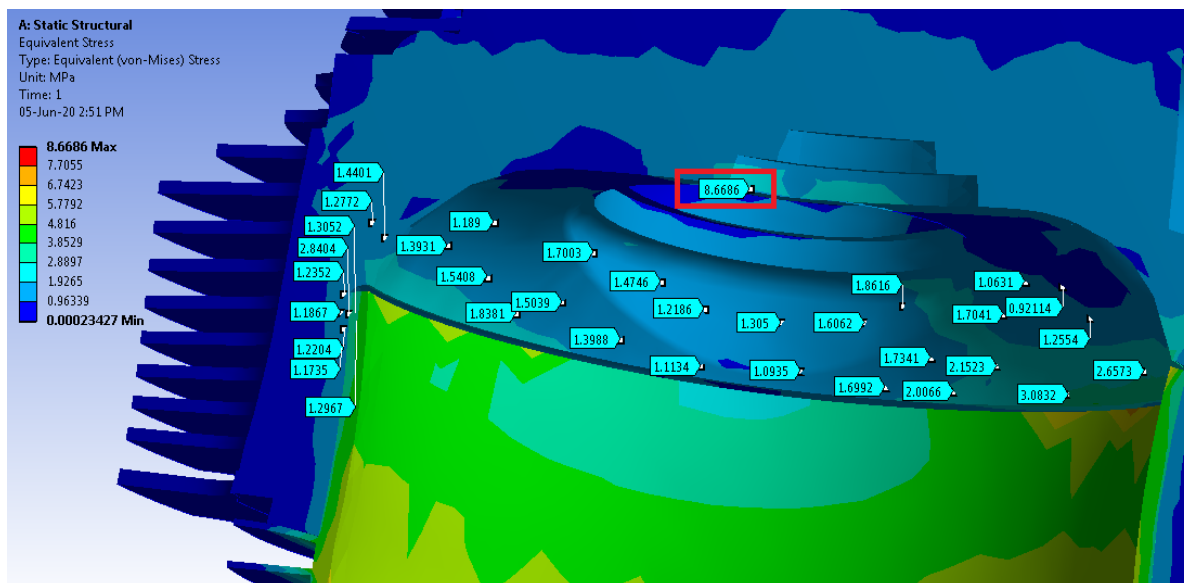


Слика 4.29. Животни вијек цилиндарског склопа на повишеној температури [134]

Анализом замора цилиндарског склопа установљено је да се животни вијек материјала у подручју формирања прслине креће од $2.80 \cdot 10^8$ до $2.98 \cdot 10^8$ циклуса. Дакле, овим је потврђена чињеница животног вијека главе цилиндра која се процјењује на 3600 часова рада, што одговара броју циклуса од $2.92 \cdot 10^8$, узимајући у обзир да један циклус подразумијева један радни такт мотора, односно два пуна обртаја кољенастог вратила која на основу датог номиналног броја обртаја из табеле 1.3 у глави 1 трају 0.044 секунде.

4.3.6. Анализа замора цилиндарског склопа модификована усљед порозности материјала

На основу спроведеног истраживања везаног за нумеричку анализу цилиндарског склопа на собној температури може се закључити да се јављају врло ниске вриједности напона које потичу само од механичког оптерећења, односно од притиска који дјелује на склоп у току експлоатације [134]. На глави цилиндра ове вриједности крећу се до 8.66 МПа, слика 4.33.

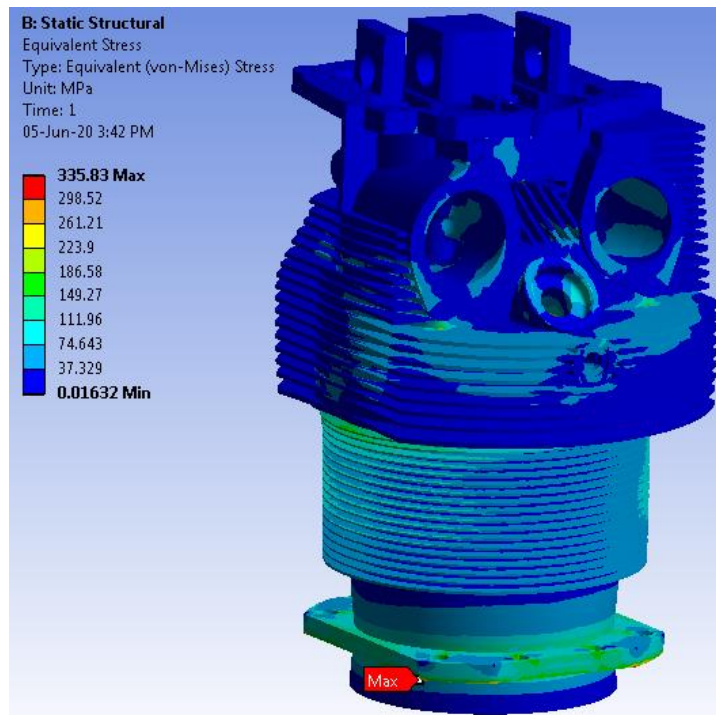


Слика 4.30. Поље von-Misses-овог напона на глави цилиндра на собној температури

Приказане вриједности напона су врло ниске у поређењу са заморном и затезном чврстоћом материјала легуре алуминијума 242.0.

Расподјела температурног поља по цилиндарском склопу добијена је на основу термичке анализе. Како се прлина појавила на глави цилиндра на мјесту између петог и шестог расхладног ребра бројећи од дна, дискусија ће бити усмјерена на ову локацију. Добијени резултати термичке анализе показују да је минимална температура на цилиндарском склопу за вријеме експлоатације 45.7°C , док је максимална 203.13°C и јавља се у близини отвора издувног вентила. Према техничком упутству за употребу *Luscoming IO-360-B1F* агрегата [145] температура главе цилиндра не прелази вриједност од 224°C при високим перформансама, односно 205°C при оптималном крстарењу. На основу претходне чињенице уочава се да ниједна од добијених вриједности температура не прелази дозвољене границе.

Добијено термомеханичко напонско-деформационо стање показује неуниформну расподјелу напона у вриједностима $0.02\text{-}335.83\text{ MPa}$ [134]. Максимална вриједност напона локализована је у предјелу оштре ивице на самом дну цилиндра, односно на мјесту гдје се цилиндар причвршћује за кућиште мотора, слика 4.31. Ова вриједност је последица концентрације напона на оштрој ивици, мада је, у сваком случају, нижа од вриједности затезне и заморне чврстоће материјала цилиндра, односно челика AISI 4140.



Слика 4.31. Локација максималне вриједности напона на цилиндарском склопу

Вриједности напона у попречном пресјеку у коме се појавила прлина су у границама 16.21-19.96 МПа [134]. Добијене вриједности су далеко испод вриједности затезне чврстоће материјала главе цилиндра и налазе се, такође, у оквирима заморне чврстоће материјала добијене експериментално.

Узимајући у обзир напоне у цилиндарском склопу који се јављају усљед термичких оптерећења, односно приликом радне температуре агрегата, комбинованом термомеханичком анализом добија се напонско поље чије вриједности достижу 335.83 МПа [134]. На основу добијених резултата може се закључити да су термички напони који се морају узети у обзир приликом анализе доминантни.

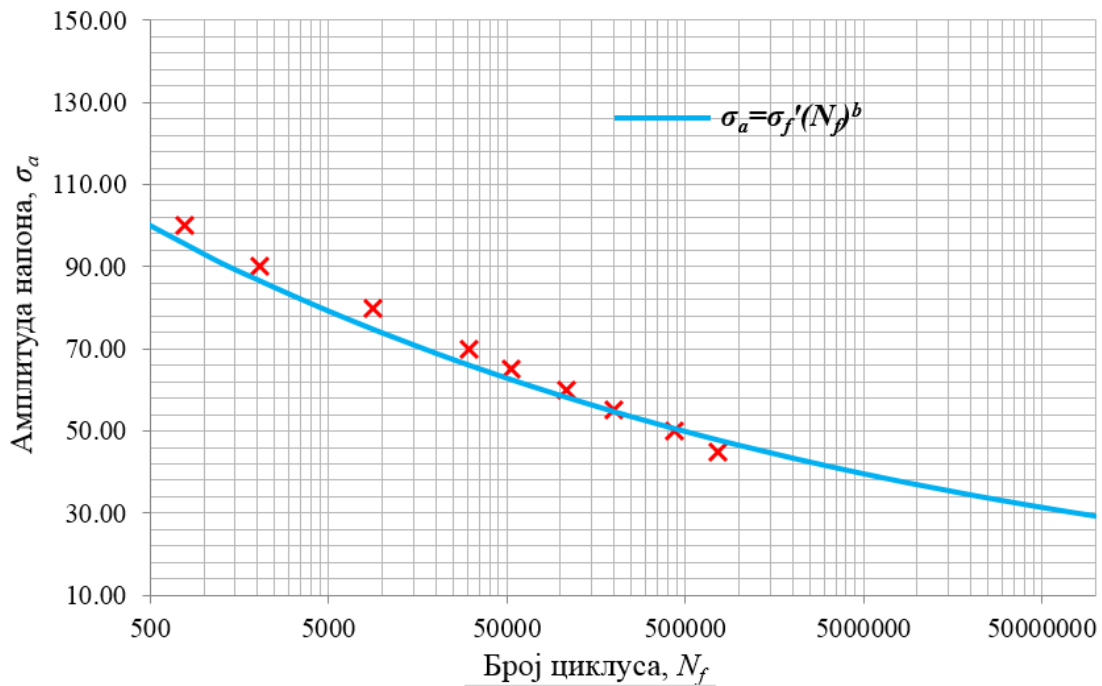
Анализом замора цилиндарског склопа установљено је да се животно вијек материјала у подручју формирања прлине креће од $2.80 \cdot 10^8$ до $2.98 \cdot 10^8$ циклуса [134]. Дакле, овим је потврђена чињеница животног вијека главе цилиндра која се процјењује на 3600 часова [145], што одговара броју циклуса од $2.92 \cdot 10^8$, узимајући у обзир да један циклус подразумијева један радни такт мотора, односно два пуна обртаја кољенастог вратила која на основу датог номиналног броја обртаја из табеле 1.3 у глави 1 трају 0.044 секунде.

Проблем отказа главе цилиндра забиљежен је на 1560 часова рада, што одговара броју циклуса од $1.26 \cdot 10^8$. Овај број циклуса је знатно мањи од броја циклуса до отказа добијеног нумерички, као и од броја циклуса који је предвиђен на основу техничког упутства за употребу *Lycoming IO-360-B1F* агрегата [145].

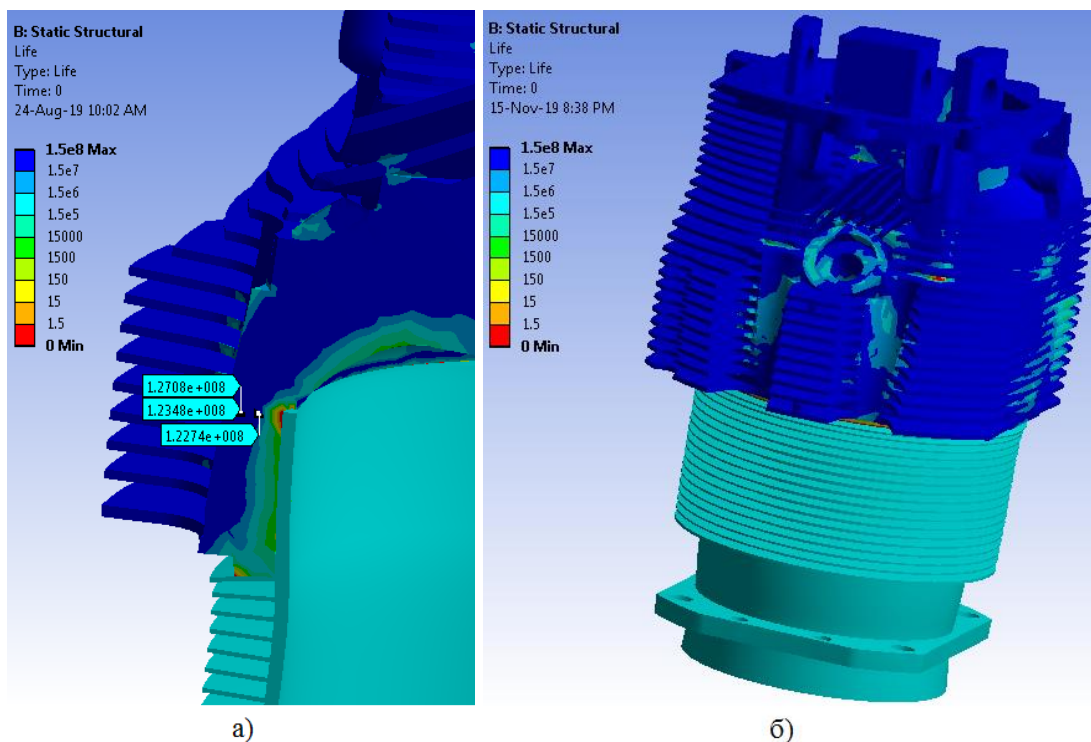
Бројни аутори бавили су се истраживањем утицаја порозности на заморни вијек алуминијских легура. Иако не постоји тачно установљен модел утицаја величине поре, њихове густине и распореда на животно вијек материјала, на основу бројних S-N кривих добијених експерименталним истраживањима може се закључити да у случају

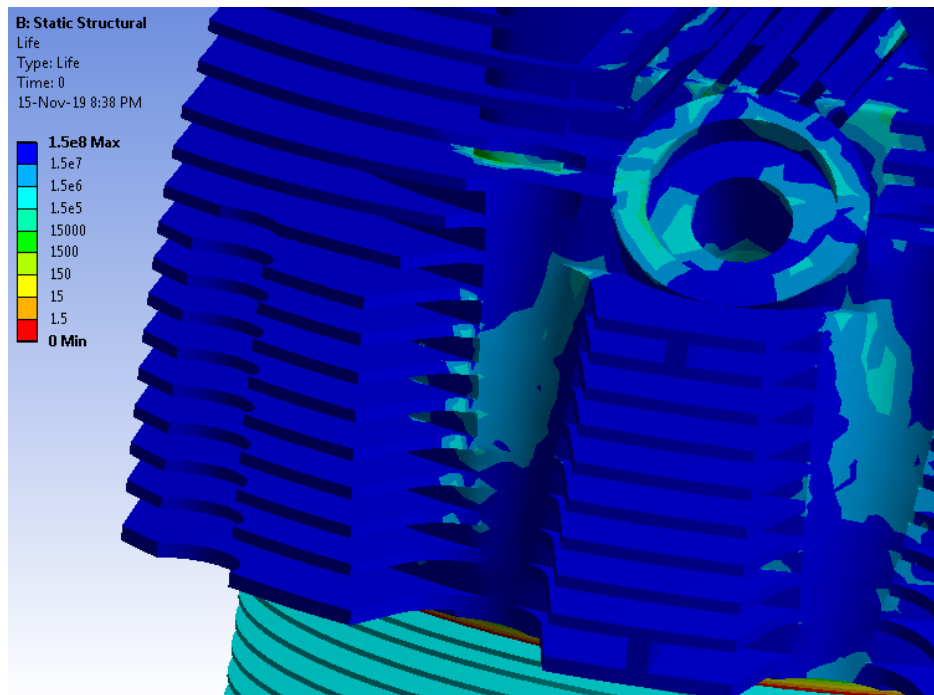
порозности материјала животни вијек, односно број циклуса до отказа опада у просјеку 40% [87,88,146-148].

Узимајући у обзир постојање порозности материјала главе цилиндра, легуре алуминијума 242.0, поновљена је нумеричка анализа замора цилиндарског склопа. Користећи чињеницу о скраћивању заморног вијека материјала уз присуство порозности за приближно 40% [87,88,146-148], модификован је број циклуса S-N криве у поставкама карактеристика материјала. Модификована крива приказана је на слици 4.32. Животни вијек цилиндарског склопа приказан је на слици 4.33 а-в.



Слика 4.32. Модификована крива усљед порозности материјала





в)

Слика 4.33. Животни вијек цилиндарског склопа у случају постојања порозности

На основу добијених резултата који се крећу у границама $1.22 \cdot 10^8$ - $1.27 \cdot 10^8$ циклуса до отказа може се установити да је потврђен животни вијек главе цилиндра који одговара броју циклуса до отказа који се јавио након 1560 часова рада агрегата [134].

Дакле, може се сматрати да је доминантан узрочник појаве прслине на глави цилиндра замор материјала изазван претходним постојањем порозности материјала која се највјероватније јавила у току процеса ливења главе цилиндра. Порозност материјала за вријеме ливења је обично посљедица лоше пројектованог процеса ливења као што је неадекватна температура ливења, неадекватна брзина хлађења одливка, недовољан број отвора на калупу и слично.

Металне легуре садрже разноврсне укључке који су непожељни и утичу на смањење статичке носивости конструкције. Такође, укључци представљају и мјеста погодна за изворе концентрације напона која су погодна за стварање микро прслина.

Приликом веома сложених и промјенљивих радних оптерећења којима је овакав материјал у току експлоатације изложен, долази до међусобног спајања сусједних шупљина у материјалу и формирања иницијалних прслина.

5. СТРУКТУРНА АНАЛИЗА ЦИЛИНДАРСКОГ СКЛОПА СА ПРСЛИНОМ

5.1. Нумеричко одређивање критичне вриједности фактора интензитета напона легуре алуминијума 242.0

У оквиру овог поглавља биће приказана нумеричка симулација теста на затезање СТ епрувете на повишеној температури користећи *Ansys Workbench*. Навешће се сви неопходни кораци како би се извршила симулација теста чистог затезања. Резултат наведеног теста представља одређивање критичне вриједности фактора интензитета напона легуре алуминијума 242.0 на повишеној температури.

Жилавост лома материјала дефинише критичну вриједност фактора интензитета напона. Фактор интензитета напона представља мјеру концентрације напона у околини врха прслине и важи за један од основних параметара линеарно еластичне механике лома. Жилавост лома може се дефинисати као способност структуре са прслином да издржи оптерећење коме је изложено, а да при томе не дође до отказа, односно жилавост лома представља мјеру отпорности материјала према ширењу прслине [149]. Фактор интензитета напона K , односно брзина ослобађања енергије G и J -интеграл најважнији су параметри при одређивању жилавости лома.

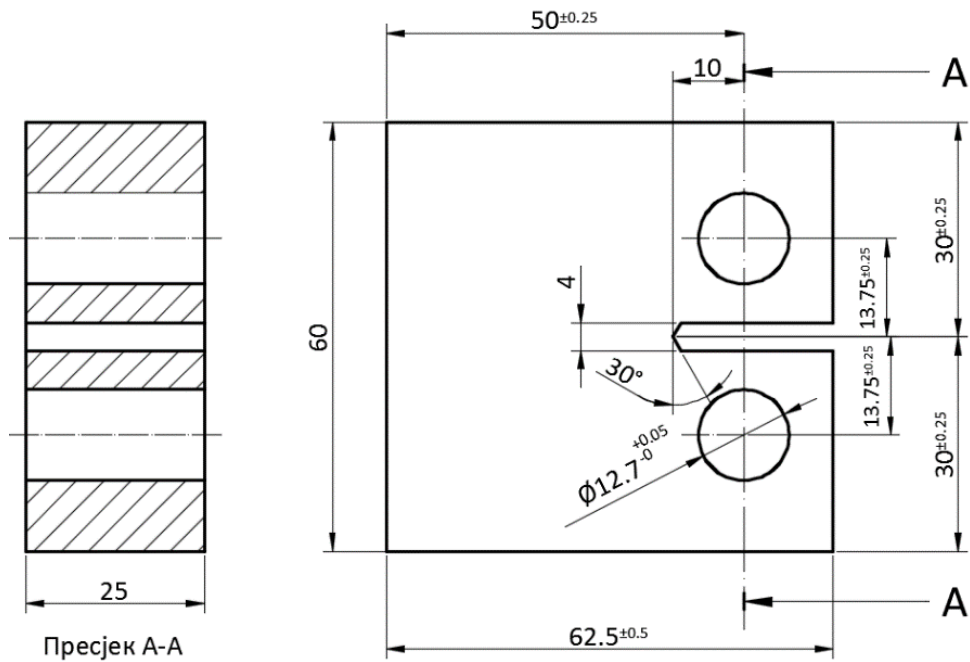
Лом настаје кад фактор интензитета напона премаши критичну вриједност, односно жилавост лома:

$$K \geq K_c,$$

при чему је K_c жилавост лома материјала.

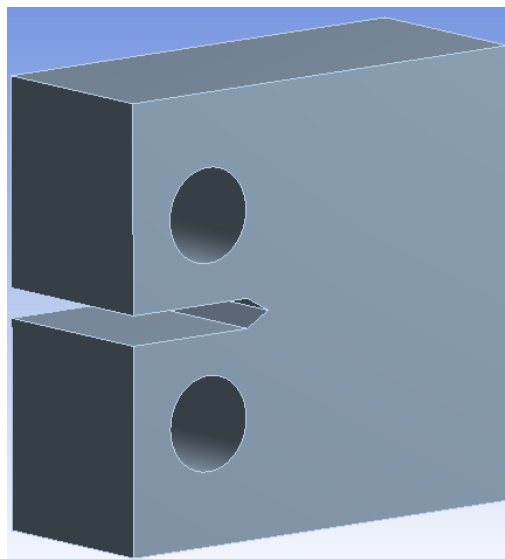
На основу утврђене критичне вриједности фактора интензитета напона материјала нумеричким путем у овом поглављу биће могуће разматрати стабилност прслине у глави цилиндра, односно донијети закључак о интегритету цилиндарског склопа. У оквиру симулације разматраће се I мод (отварајући облик) интензитета напона. Овај мод прслине карактерише сила која раздваја површи прслине дјелујући управно на раван прслине.

Одређивање фактора интензитета напона нумеричким путем [150-155] подразумијева дефинисање карактеристика материјала легуре алуминијума 242.0, а затим креирање 3Д модела СТ епрувете користећи *DesignModeler* у *Ansys Workbench*-у према димензијама дефинисаним стандардом ASTM E399-12 [63], слика 5.1.



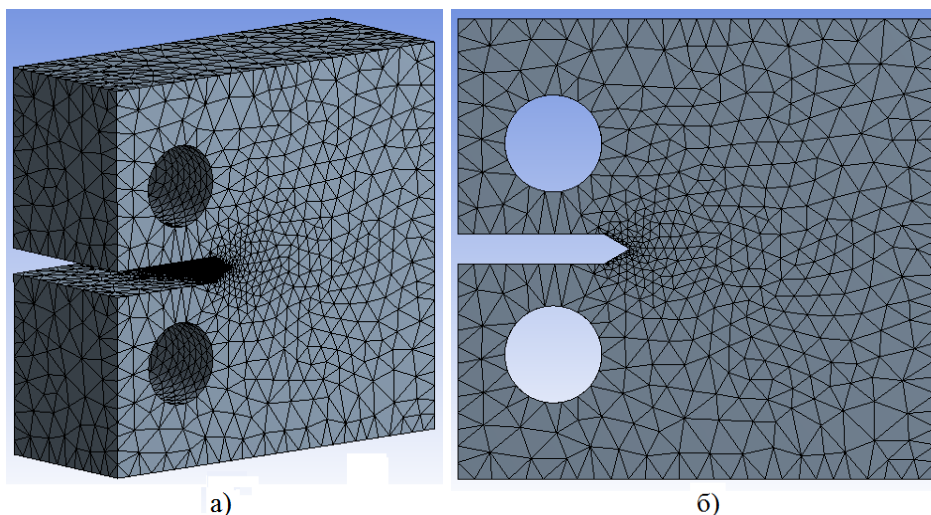
Слика 5.1. Димензије и облик епрувете за испитивање жилавости лома материјала

На слици 5.2. приказан је 3Д модел СТ епрувете.



Слика 5.2. 3Д Модел СТ епрувете

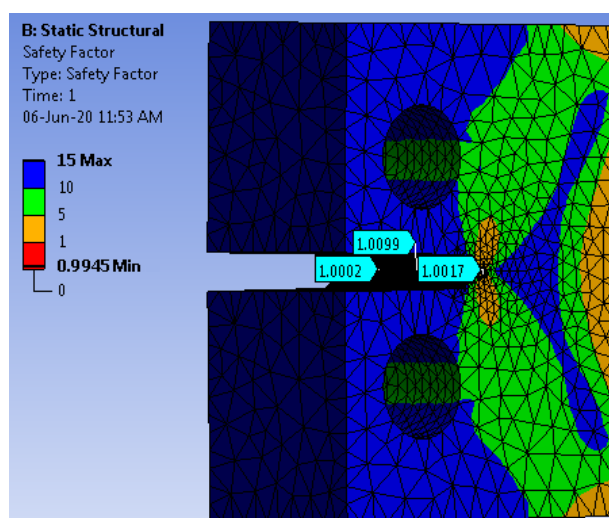
На основу 3Д модела креирана је мрежа коначних елемената СТ епрувете тетраедарским коначним елементима са међучворовима, а након тога креирана мрежа је уситњена у подручју прслине са елементима просјечне величине 0.3 mm, слика 5.3 а-б. Овако генерисана мрежа коначних елемената састоји се од 28293 елемената и 47536 чворова.



Слика 5.3. Мрежа коначних елемената СТ епрувете: а) изометријски приказ; б) приказ у равни;

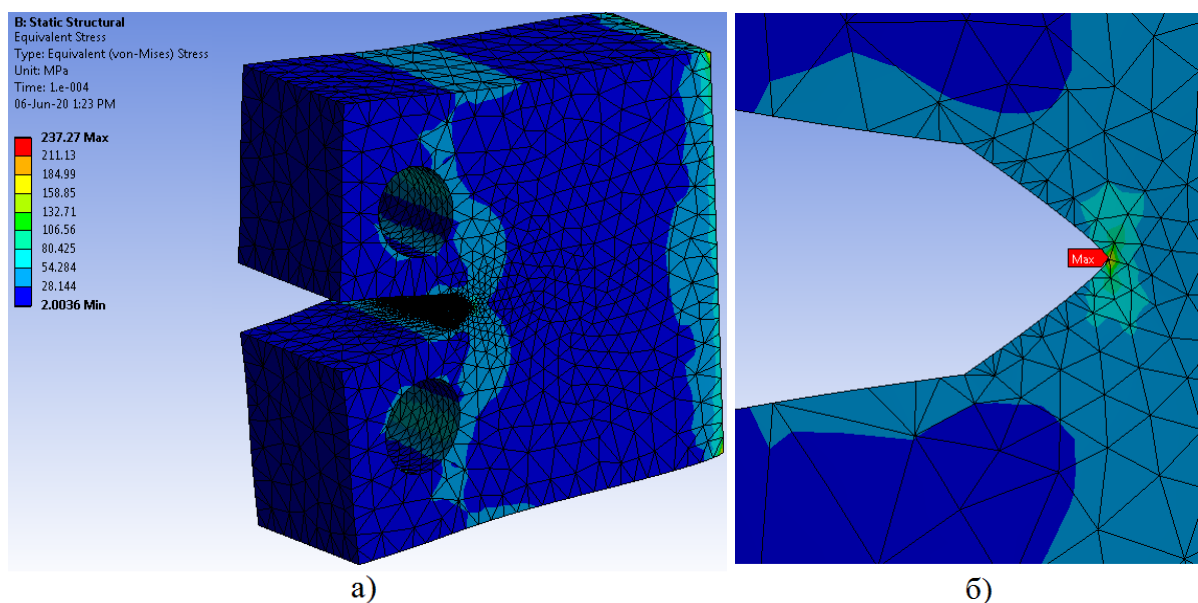
Коришћењем модула *Fracture Tool* у *Ansys Workbench*-у дефинисана је иницијална прслина. Такође, постављен је и локални координатни ситем везан за врх прслине. Да би се добила вриједност фактора интензитета напона на повишеној температури спрегнуте су термичка и структурна анализа, односно импортовани су резултати термичке анализе у структурну анализу. На СТ епрувету у току термичке анализе примијењено је температурно поље од 200 °С које одговара радној температури главе цилиндра у току експлоатације.

За нумеричку симулацију фиксирана је леђна површина епрувете. На горњу и доњу површину епрувете задато је оптерећење у вертикалном правцу тако да је епрувета оптерећена на затезање до те мјере да фактор сигурности на фронту прслине има вриједност приближно 1, слика 5.4. То је тренутак кад и мјера концентрације напона у околини врха прслине има такву вриједност да је на граници да изазове њено ширење, односно добијени фактор интензитета напона у том случају представља критичну вриједност фактора интензитета напона.



Слика 5.4. Фактор сигурности на фронту прслине

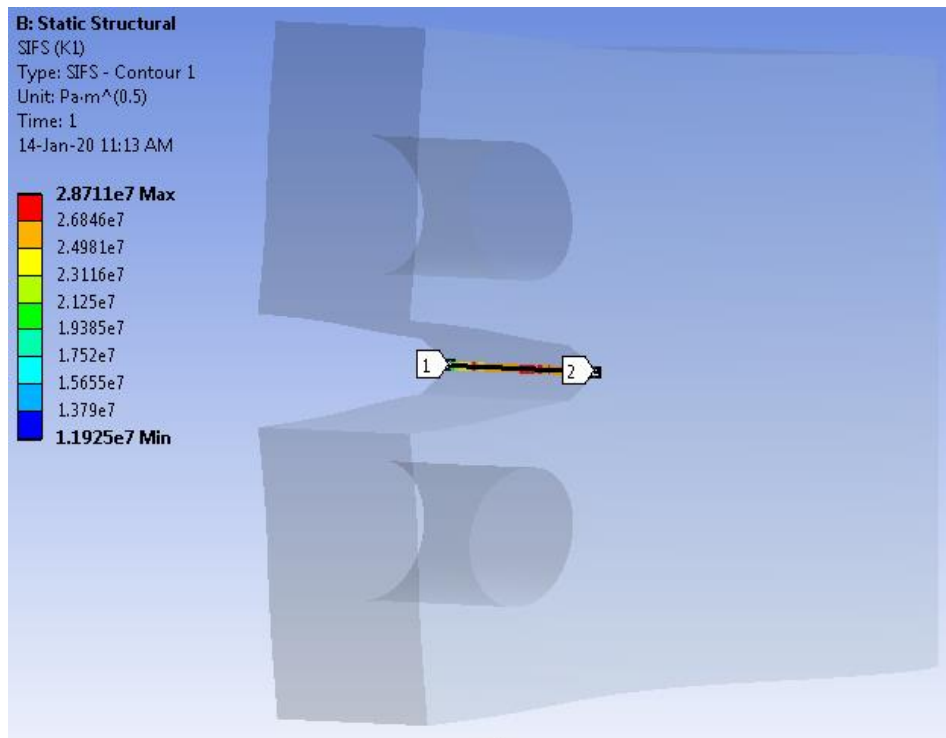
Слика 5.5 а-б приказује расподелу еквивалентног напона у току симулације, при чему се највише вриједности напона јављају у подручју иницијалне прслине.



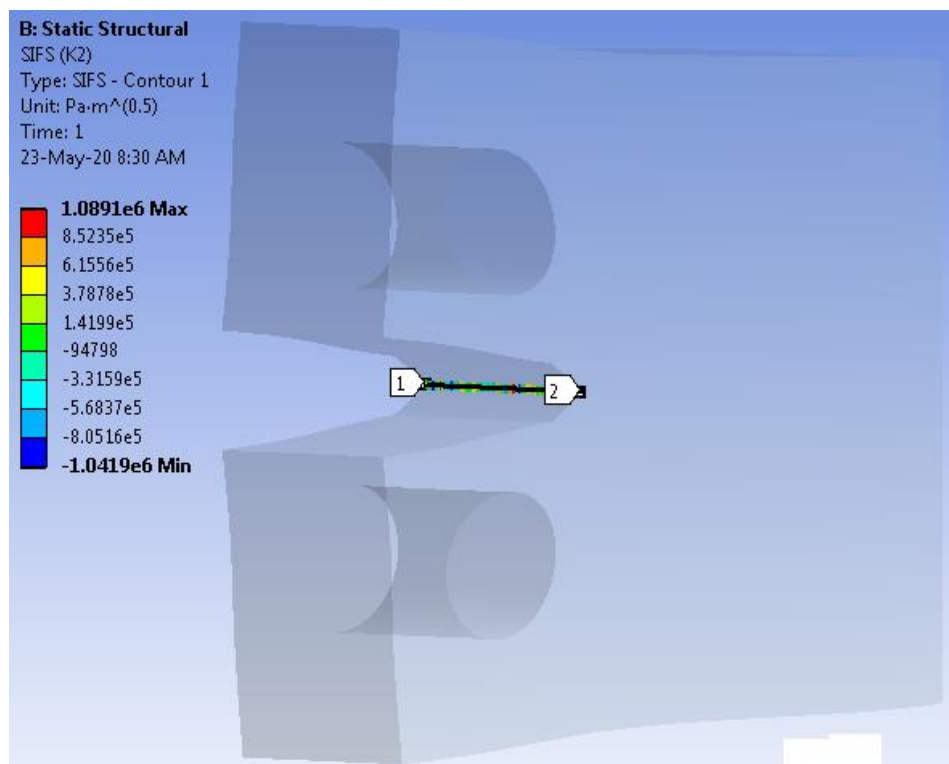
Слика 5.5. Расподела еквивалентног напона у току симулације СТ епрувете: а) изометријски приказ; б) подручје прслине;

Приликом дефинисања фактора интензитета напона коришћен је запремински J -интеграл. Овај тип J -интеграла погодан је за примјену код анализе структура у којима се, поред механичког, појављује и термичко оптерећење, те за разлику од контурног J -интеграла даје тачније резултате [69-71].

Након извршене нумеричке симулације добијене су критичне вриједности фактора интензитета напона легуре алуминијума 242.0 за шест запремина интеграције, као и вриједност J -интеграла од $12234.7 \frac{J}{m^2}$. Слика 5.6 а-б приказује резултате фактора интензитета напона за прву запремину интеграције за I и II мод, респективно.



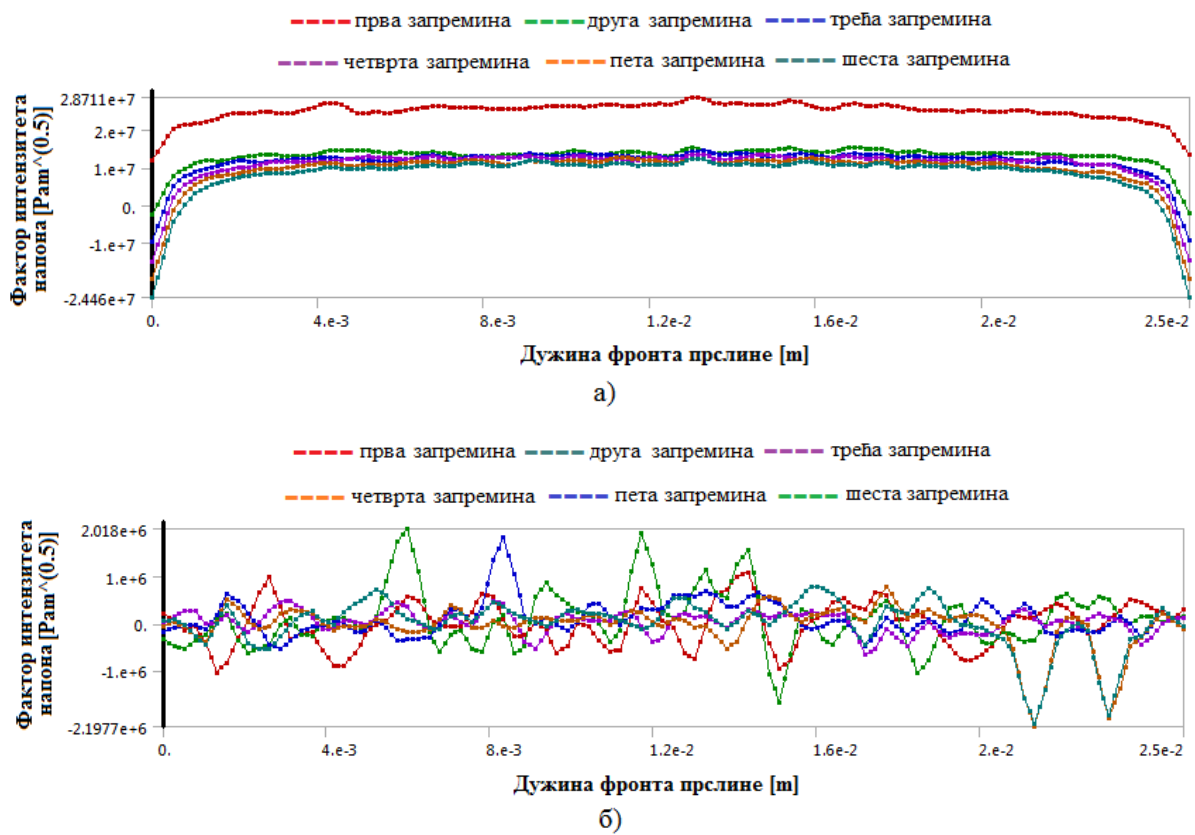
a)



b)

Слика 5.6. Вриједност фактора интензитета напона за прву запремину интеграције: а) I мод; б) II мод;

На слици 5.7 а-б приказан је дијаграм критичних вриједности фактора интензитета напона за СТ епрувету за шест запремина интеграције J-интеграла за I и II мод, респективно.



Слика 5.7. Дијаграм критичних вриједности фактора интензитета напона за СТ епрувету: а) I мод; б) II мод;

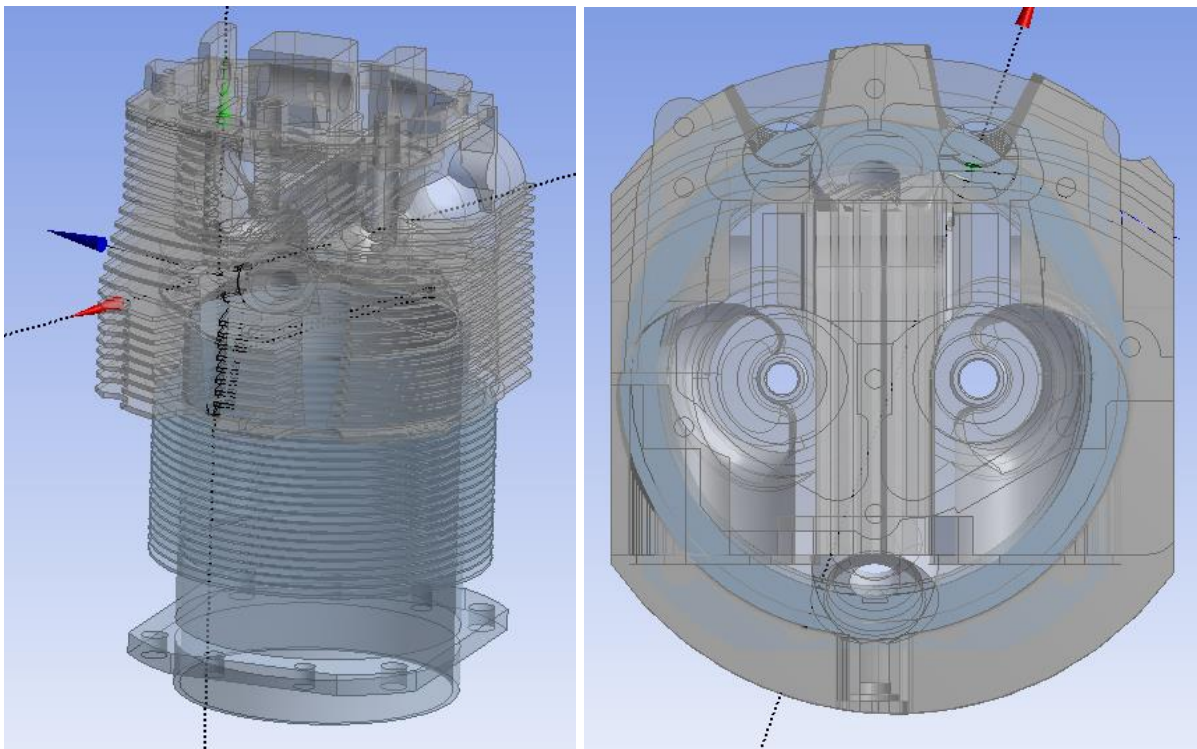
За анализу утврђивања стабилности прслине у наредним одјелјцима усвојена је средња вриједност свих интеграционих запремина са слике 5.7, тако да за I мод износи $16.25 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ и представља критичну вриједност фактора интензитета напона легуре алуминијума 242.0.

5.2. Утврђивање стабилности прслине са аспекта њене даље пропагације

У овом поглављу моделиране су 3Д прслине на глави цилиндарског склопа на мјесту на коме су се појавиле у пракси. Дужине прслина су вариране од 1 до 5 mm, те је, за сваки од поменутих случајева, одређен фактор интензитета напона.

Добијене вриједности фактора интензитета напона поређене су са критичном вриједношћу фактора интензитета напона, односно утврђена је стабилност прслина са становишта даље пропагације. У литератури се може пронаћи одређени број радова везаних за проблематику структурне анализе ширења прслине [156-161].

На 3Д моделу цилиндарског склопа формирана је локална равна у којој су прслине различитих дужина моделиране, слика 5.8. Поменута равна одговара равни у којој се појавила прслина на цилиндарском склопу који је у пракси отказао.

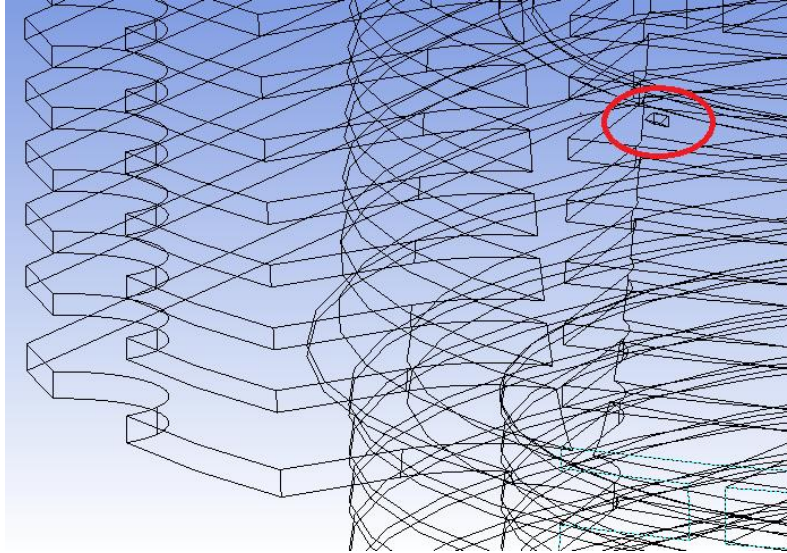


Слика 5.8. Локална равна 3Д прслине на цилиндарском склопу

Приликом разматрања стабилности раста 3Д прслина посматрани су чворови дуж фронта прслине. Како би се избјегла грешка приликом рачунања J-интеграла, око врха прслине дефинише се више запремина интеграљења [72].

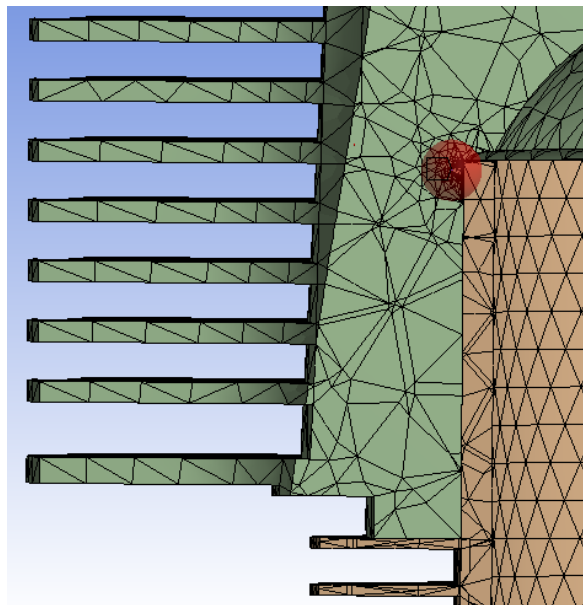
5.2.1. Цилиндарски склоп са моделираном прслином дужине 1 mm

Моделирана је прслина дужине 1 mm на 3Д моделу главе цилиндра, слика 5.9.

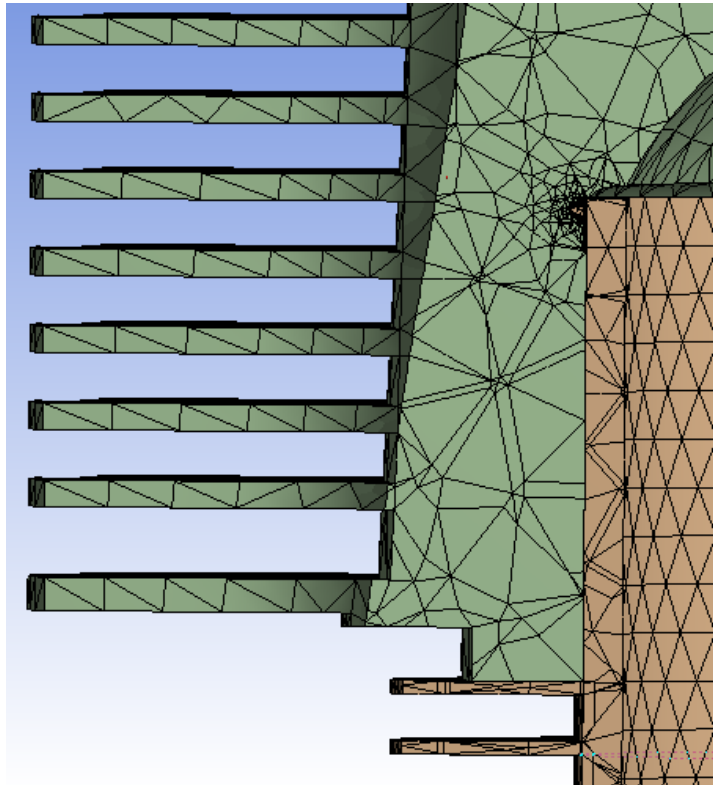


Слика 5.9. Моделирана прслина дужине 1 mm

Након тога дефинисана је мрежа коначних елемената на 3Д моделу цилиндарског склопа. Како би се детаљније анализирано напонско стање у околини врха прслине, постављен је локални координатни систем на фронту прслине и дефинисан је радијус сфере интегралнења J -интеграла од 3 mm (слика 5.10). У оквиру ове сфере мрежа коначних елемената је уситњена, па је величина тетраедарског коначног елемента са међучворовима у просјеку износила 0.1 mm, слика 5.11.

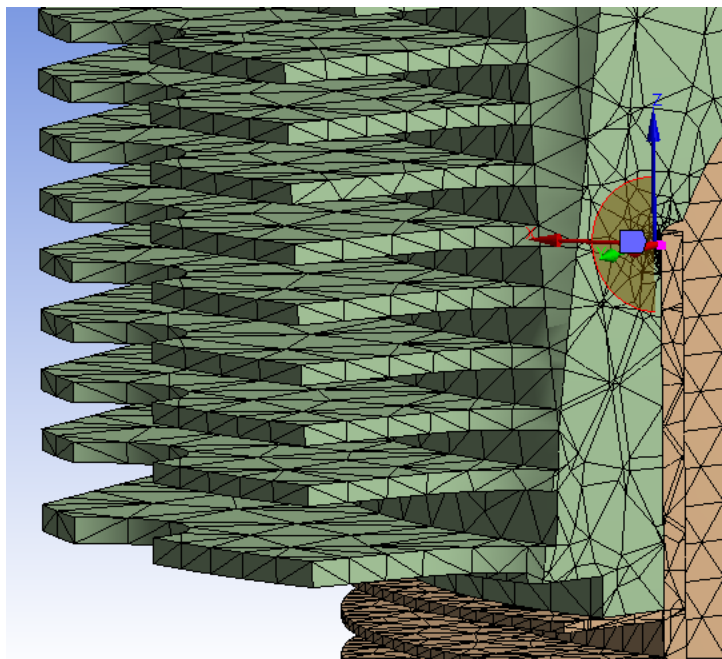


Слика 5.10. Радијус сфере интегралнења J -интеграла у току дефинисања мреже коначних елемената главе цилиндра са прслином дужине 1 mm



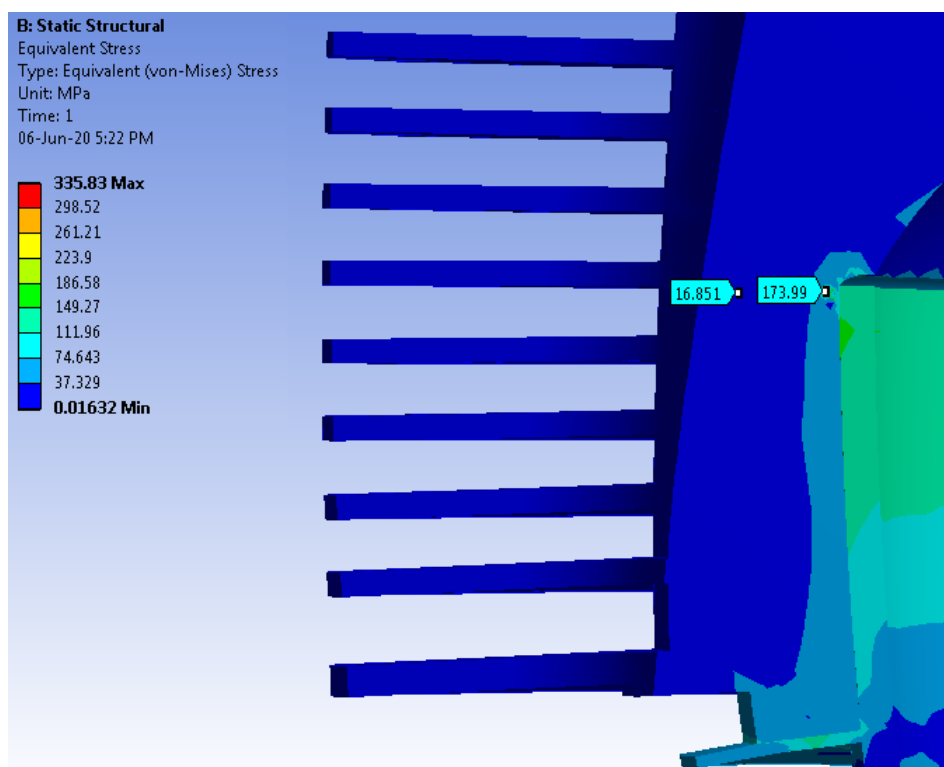
Слика 5.11. Мрежа коначних елемената у околини прслине дужине 1 mm

Испитивање стабилности дефинисане прслине (слика 5.12) врши се при дејству термомеханичког оптерећења и граничних услова који су дефинисани у поглављу 4 у оквиру напонско-деформационе и заморне нумеричке анализе цилиндарског склопа.

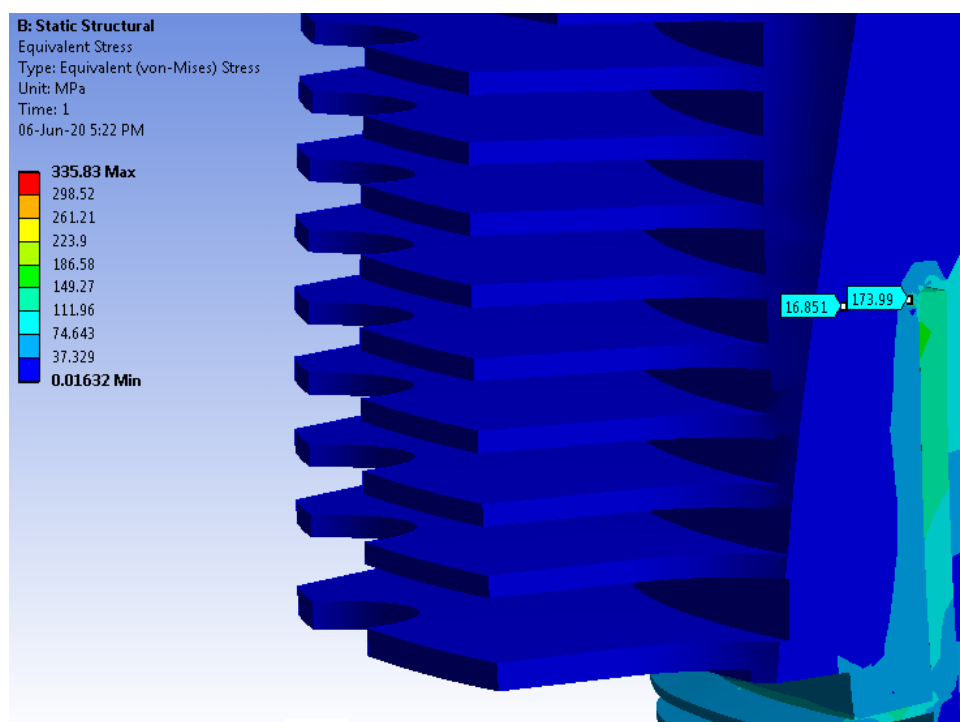


Слика 5.12. Прслина дужине 1 mm са дефинисаним координатним системом

Поље *von-Mises*-овог напонског стања главе цилиндра са прслином дужине 1 mm приказано је на слици 5.13 а-б.



а)

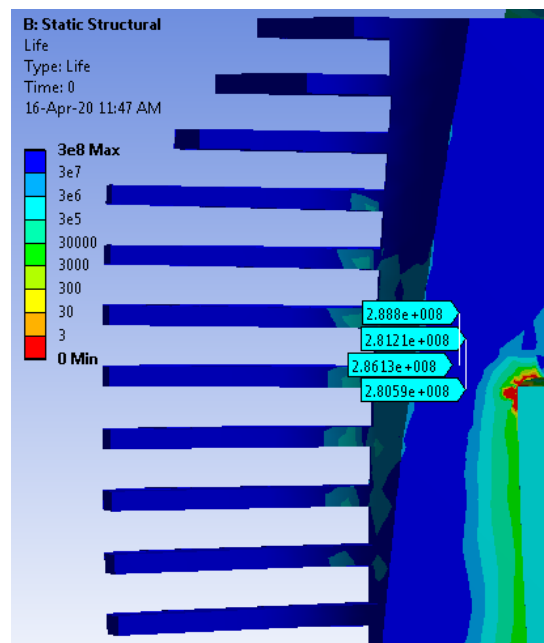


б)

Слика 5.13. Поље *von-Mises*-овог напонског стања главе цилиндарског склопа са прслином дужине 1 mm: а) поглед у равни; б) изометријски поглед;

На основу добијених резултата могу се примијетити нешто веће вриједности ефективног напона у односу на вриједности добијене анализом цилиндарског склопа без прслине, посебно у подручју прслине гдје се напон креће и до 173.9 МПа. У подручју прслине вриједност ефективног напона је изнад вриједности затезне чврстоће материјала добијене експериментално у 3. поглављу. Висока вриједност ефективног напона последица је концентрације напона у околини врха прслине. Вриједности ефективног напона у осталим зонама главе цилиндра су доста испод вриједности границе течења материјала, као и испод заморне чврстоће. Стабилност постојеће прслине испитана је на основу утврђене вриједности фактора интензитета напона и њеног поређења са критичном вриједношћу.

Слика 5.14 приказује животно вијек главе цилиндра са прслином дужине 1 mm. Јасно се уочава да је најмањи број циклуса до отказа у околини врха прслине. Животно вијек остатка главе цилиндра креће се у границама од $2.80 \cdot 10^8$ до $2.98 \cdot 10^8$ циклуса, што одговара животном вијеку главе цилиндра која се процјењује на 3600 часова [151], то јесте броју циклуса од $2.92 \cdot 10^8$ узимајући у обзир да један циклус подразумијева један радни такт мотора, односно два пуна обртаја кољенастог вратила која на основу датог номиналног броја обртаја из табеле 1.3 у 1. поглављу трају 0.044 секунде.



Слика 5.14. Животно вијек главе цилиндра са прслином дужине 1mm

Животно вијек главе цилиндра добија се на основу S-N криве легуре алуминијума 242.0 и параметара замора добијених експериментално у 3. поглављу дисертације користећи *Basquin*-ову једначину [142]:

$$\sigma_a = \sigma_f' (N_f)^b \quad (5.1)$$

при чему су:

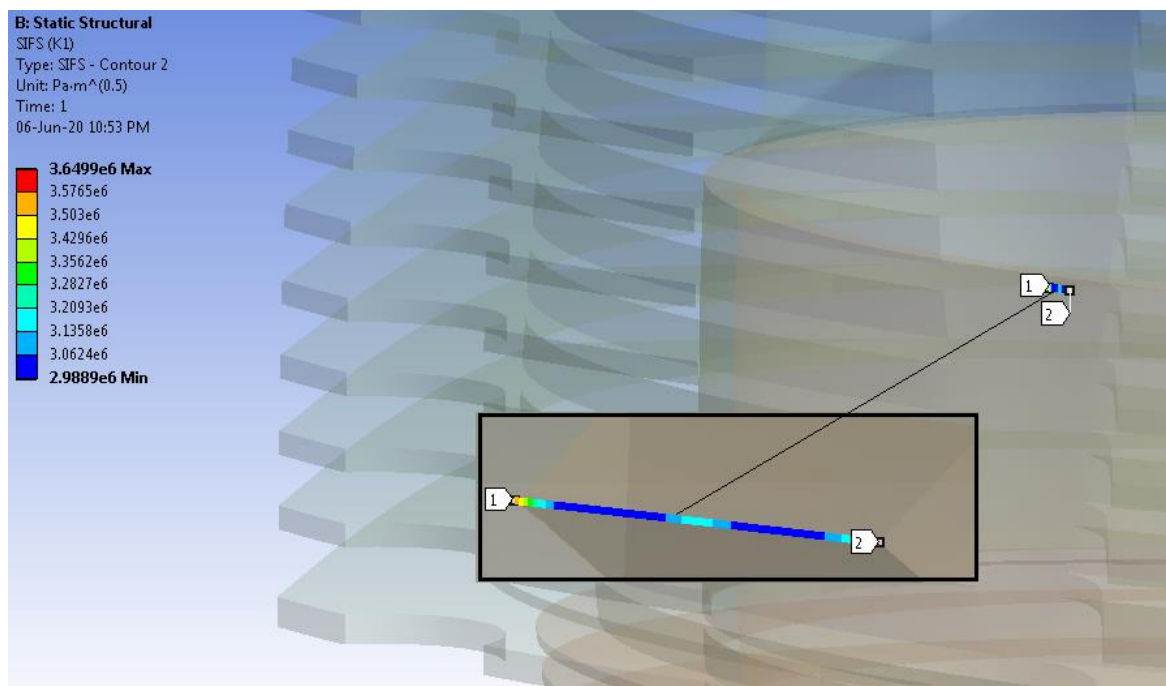
σ_a - амплитуда напона [МПа],

σ_f', b - фактор и експонент заморне чврстоће, респективно,

N_f - број циклуса до отказа.

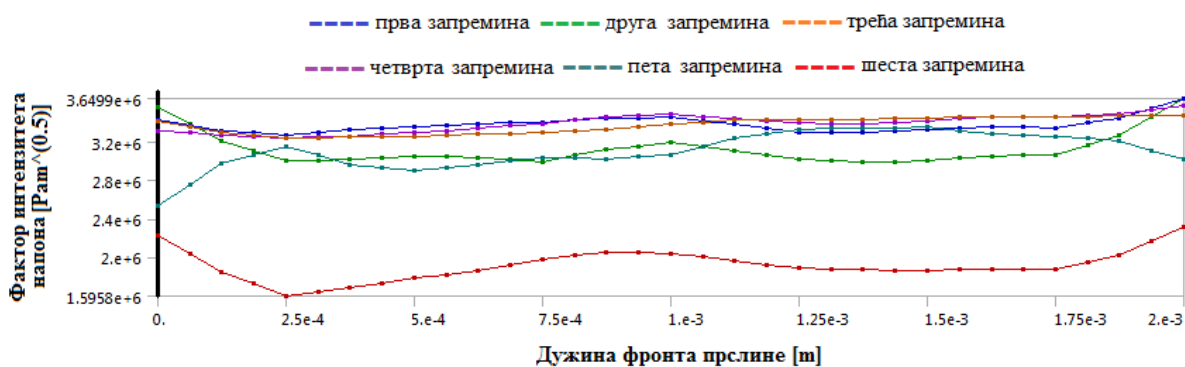
На основу анализе лома материјала модулом *Fracture Tool* у *Ansys Workbench*-у одређен је фактор интензитета напона, односно мјера концентрације напона у околини врха прслине. Фактор интензитета напона добијен је за отварајући мод прслине, односно за I мод.

На слици 5.15 приказане су вриједности фактора интензитета напона за прслину дужине 1 mm за другу од укупно шест запремина интеграције.



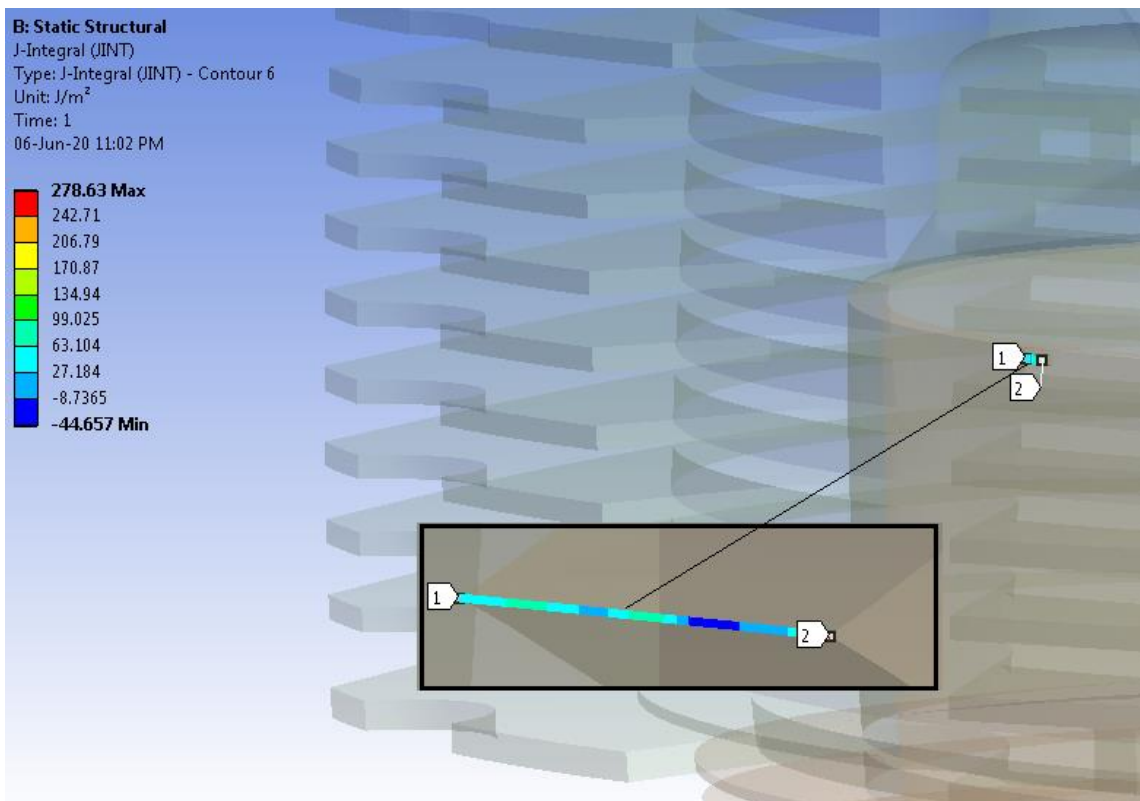
Слика 5.15. Вриједности фактора интензитета напона за прслину дужине 1 mm

На слици 5.16 приказан је дијаграм вриједности фактора интензитета напона за анализираних шест запремина интеграције. За даљу анализу стабилности прслине усваја се средња вриједност свих запремина интеграције која износи $3.34 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$. Хоризонтална оса дијаграма представља дужину фронта прслине, док се на вертикалној оси налази вриједност фактора интензитета напона.



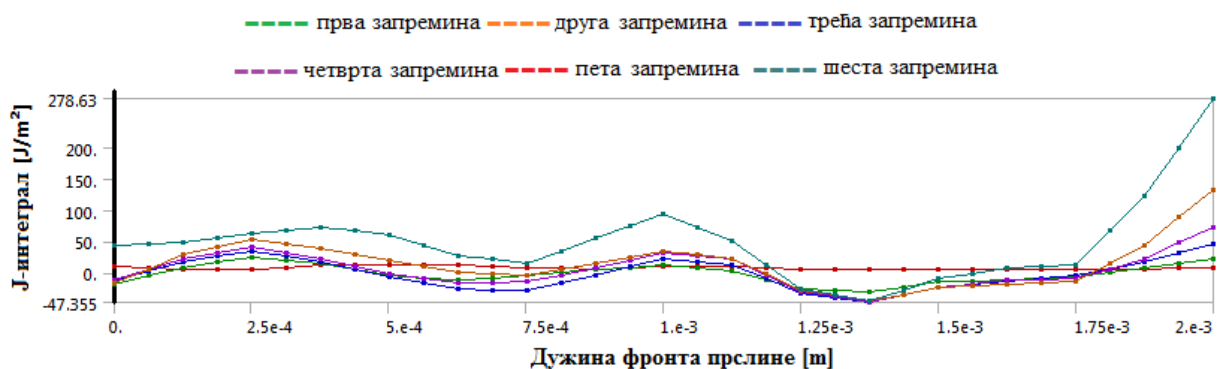
Слика 5.16. Дијаграм вриједности фактора интензитета напона

Сликом 5.17 приказане су вриједности J-интеграла за прслину дужине 1 mm за шесту од укупно шест запремина интеграције.



Слика 5.17. Вриједности J-интеграла за прслину дужине 1 mm

Слика 5.18 приказује дијаграм вриједности J-интеграла за случај прслине дужине 1 mm. Анализирано је укупно шест запремина интеграције. Хоризонтална оса на дијаграму означава дужину фронта прслине, док вертикална оса представља вриједност J-интеграла. Средња вриједност J-интеграла која износи $94.76 \frac{J}{m^2}$ усвојена је за даљу анализу стабилности разматране прслине.



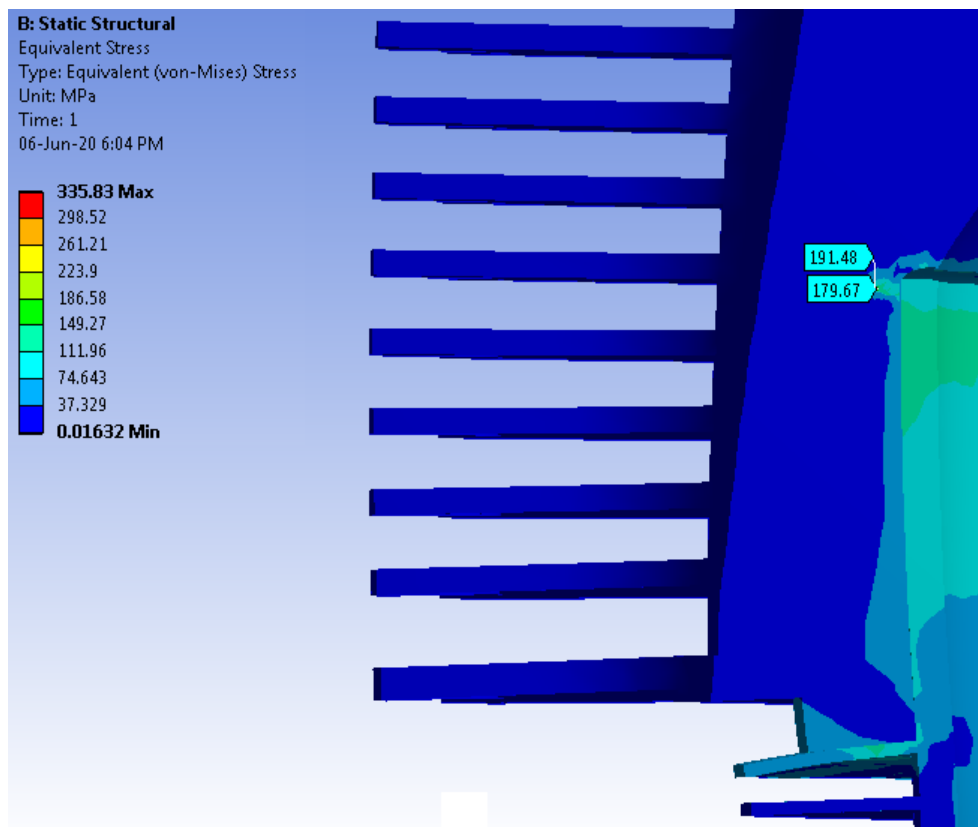
Слика 5.18. Дијаграм вриједности J-интеграла за случај прслине дужине 1 mm

Нумерички добијена вриједност фактора интензитета напона за прслину дужине 1 mm износи $3.34 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, док је вриједност J-интеграла $94.76 \frac{\text{J}}{\text{m}^2}$. Узимајући у обзир граничну вриједност фактора интензитета напона од $16.25 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, као и граничну вриједност J-интеграла од $12234.7 \frac{\text{J}}{\text{m}^2}$, закључује се да се прслина дужине 1 mm у глави цилиндра може сматрати стабилном по питању даље пропације.

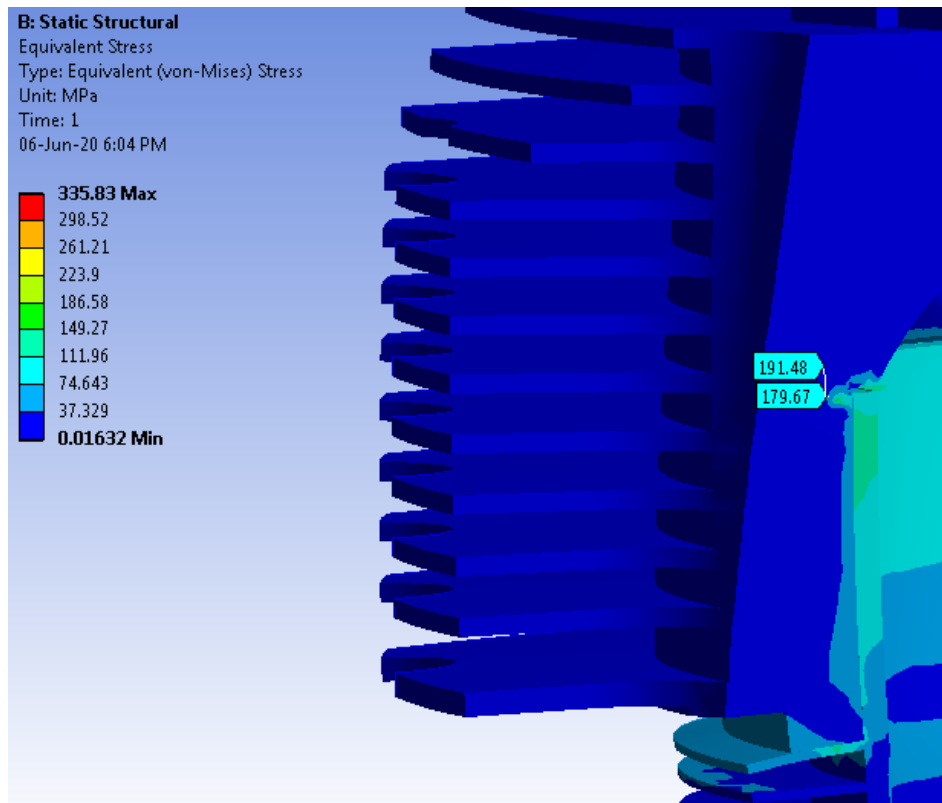
5.2.2. Цилиндарски склоп са моделираним прслинама дужина 2, 3 и 5 mm

Понављајући претходно описану процедуру која обухвата моделирање и дефинисање 3Д прслине, као и формирање мреже коначних елемената, извршена је процјена стабилности раста прслина дужина 2, 3 и 5 mm.

Поље *von-Misses*-овог напонског стања главе цилиндра са прслином дужине 2 mm приказано је на слици 5.19 а-б.



a)

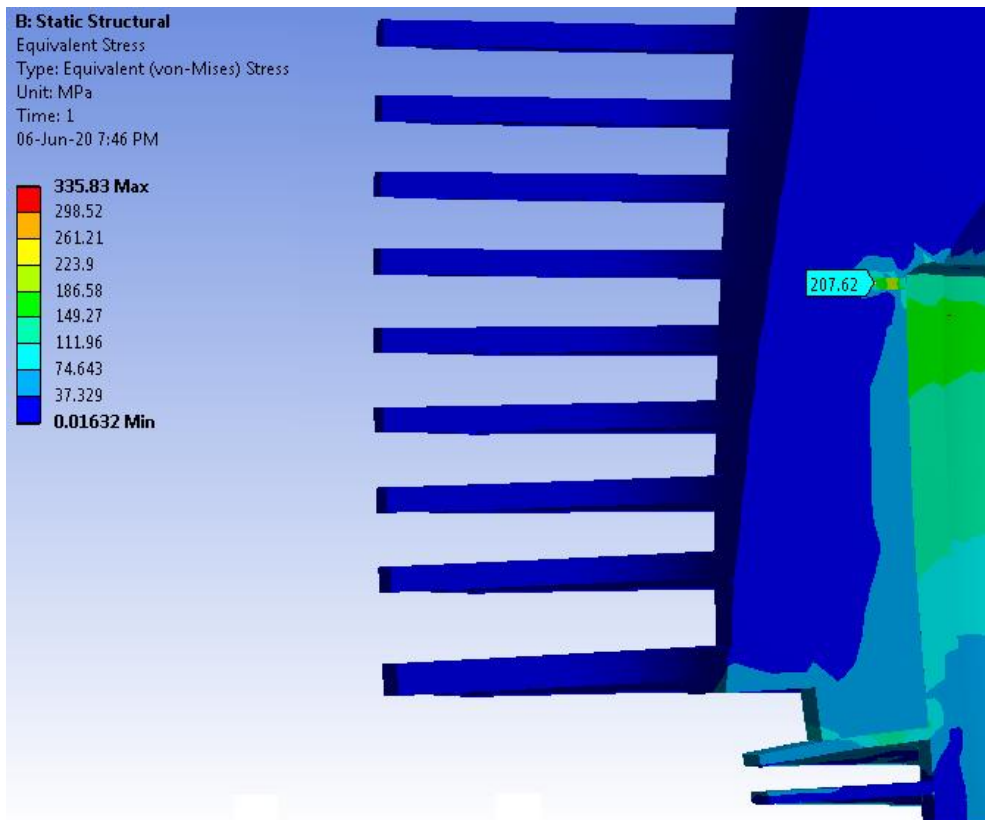


б)

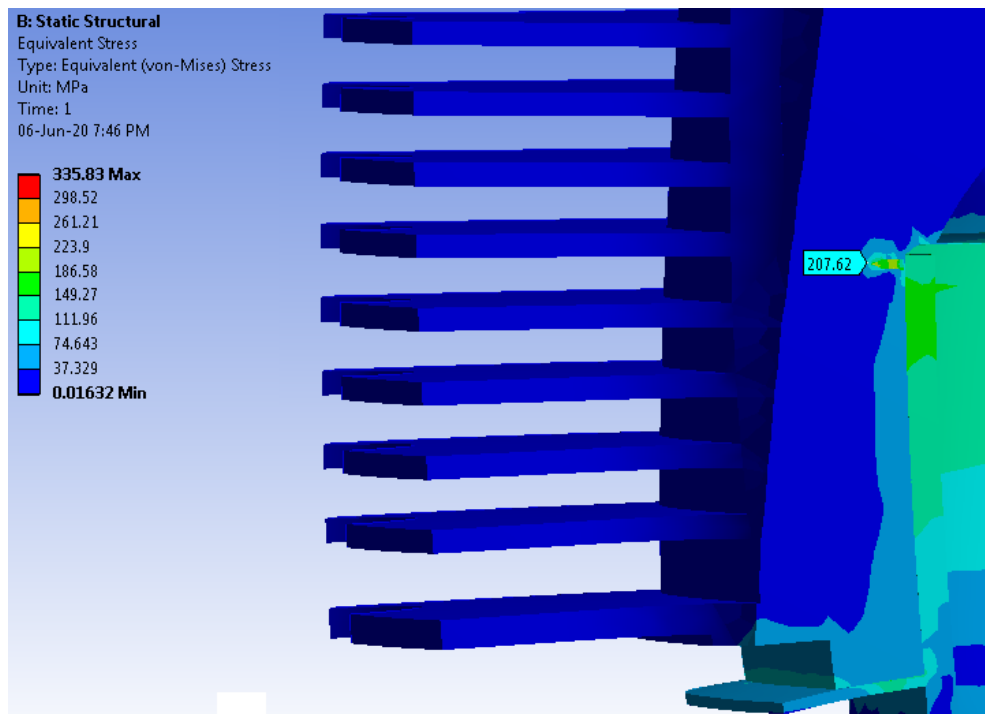
Слика 5.19. Поље *von-Mises*-овог напонског стања главе цилиндарског склопа са прслином дужине 2 mm

За случај дужине прслине 2 mm могу се уочити веће вриједности ефективног напона у односу на вриједности добијене анализом цилиндарског склопа без прслине, као и цилиндарског склопа са прслином дужине 1 mm. У подручју прслине напон се креће до 191.5 MPa, слика 5.19 а-б.

Напонско стање главе цилиндра са прслином дужине 3 mm приказано је на слици 5.20 а-б.



а)

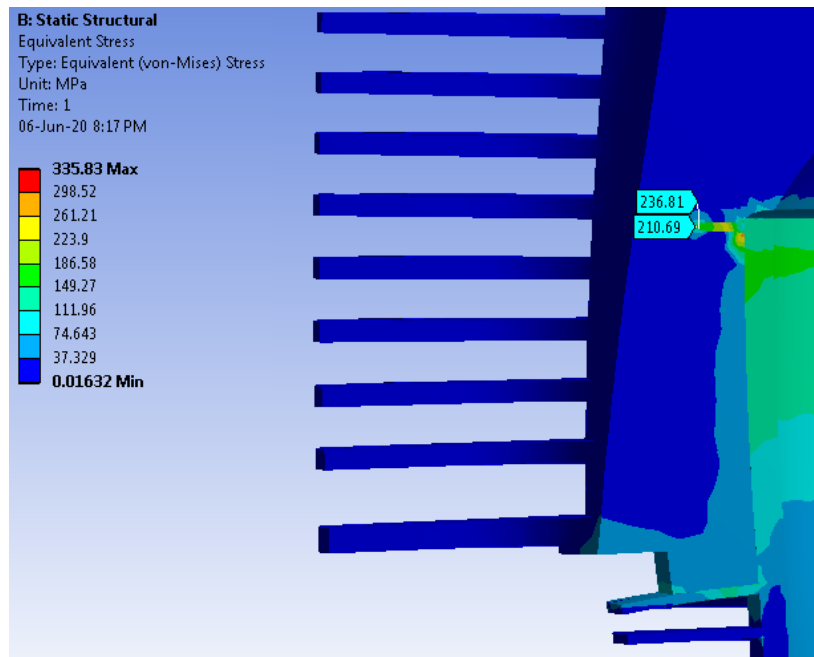


б)

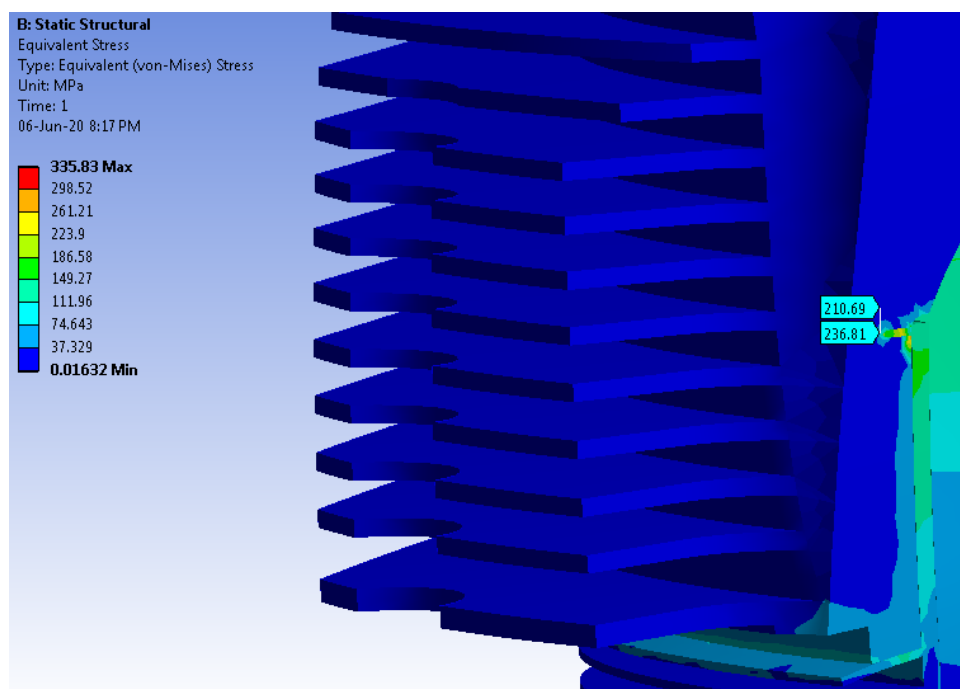
Слика 5.20. Напонско стање главе цилиндарског склопа са прслином дужине 3 mm

Приликом анализе главе цилиндра са прслином дужине 3 mm (слика 5.20 а-б) добијају се веће вриједности ефективног напона у поређењу са вриједностима добијеним анализом цилиндарског склопа без прслине, као и са прслинама дужина 1 и 2 mm. У подручју прслине ефективни напон има вриједност до 207.6 MPa.

Цилиндарском склопу са прслином дужине 5 mm одговара напонско стање приказано сликом 5.21 а-б.



a)



б)

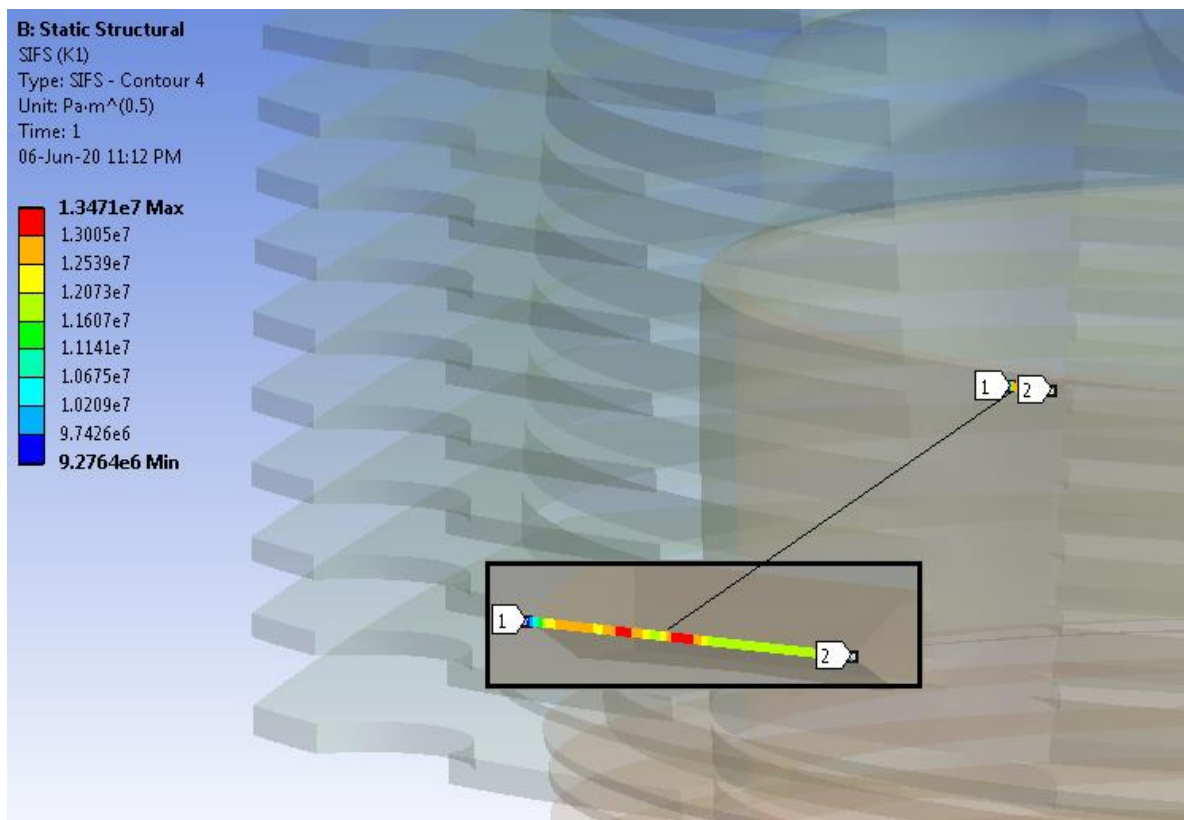
Слика 5.21. Напонско стање главе цилиндарског склопа са прслином дужине 5 mm

Максимална вриједност ефективног напона у подручју прслине за случај анализе главе цилиндра са прслином дужине 5 mm износи 236.8 МПа, слика 5.21 а-б. Може се примијетити да са порастом дужине прслине долази до повећања вриједности ефективног напона у поређењу са вриједностима ефективног напона добијеним за случајеве прслина дужина 1, 2 и 3 mm.

Како би се утврдило да ли ће прслине дужина 2, 3 и 5 mm пропагирати, одређене су вриједности фактора интензитета напона за сваку прслину појединачно, па је на основу тога извршена процјена стабилности раста сваке од наведених прслина.

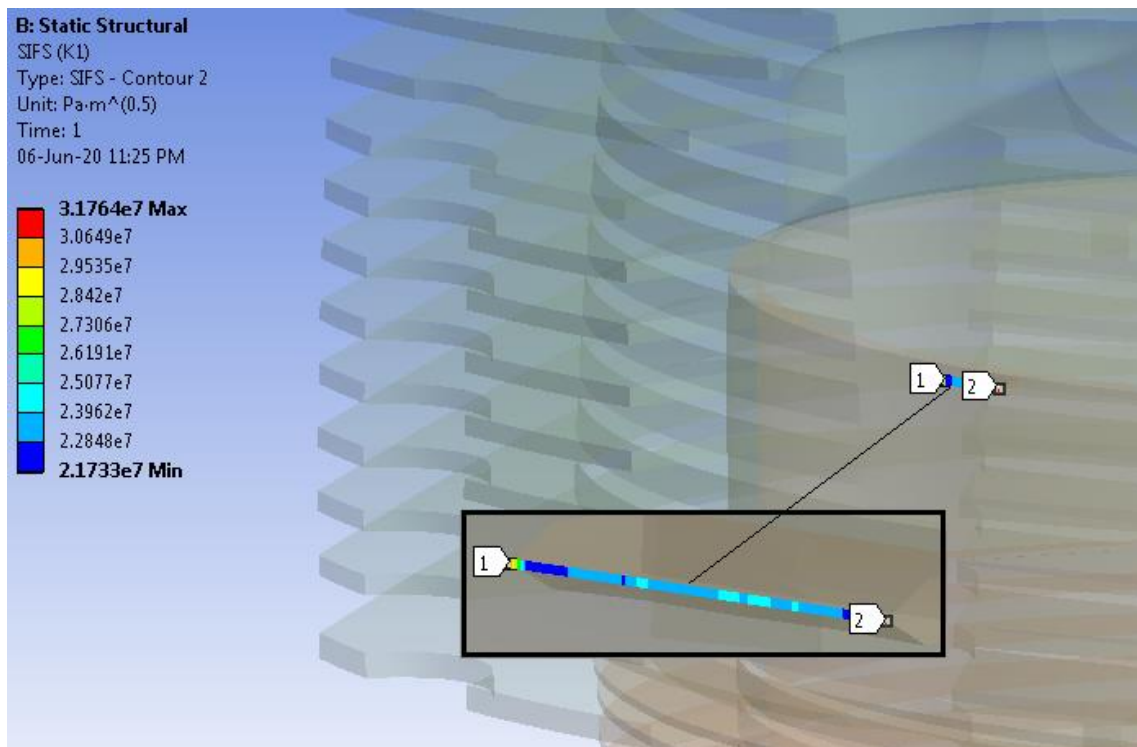
Користећи *Fracture Tool* модул у *Ansys Workbench*-у одређен је фактор интензитета напона у случају постојања прслина дужина 2, 3 и 5 mm. Посматран је отварајући мод прслине, односно I мод.

На слици 5.22 приказане су вриједности фактора интензитета напона за прслину дужине 2 mm за шест запремина интеграције.



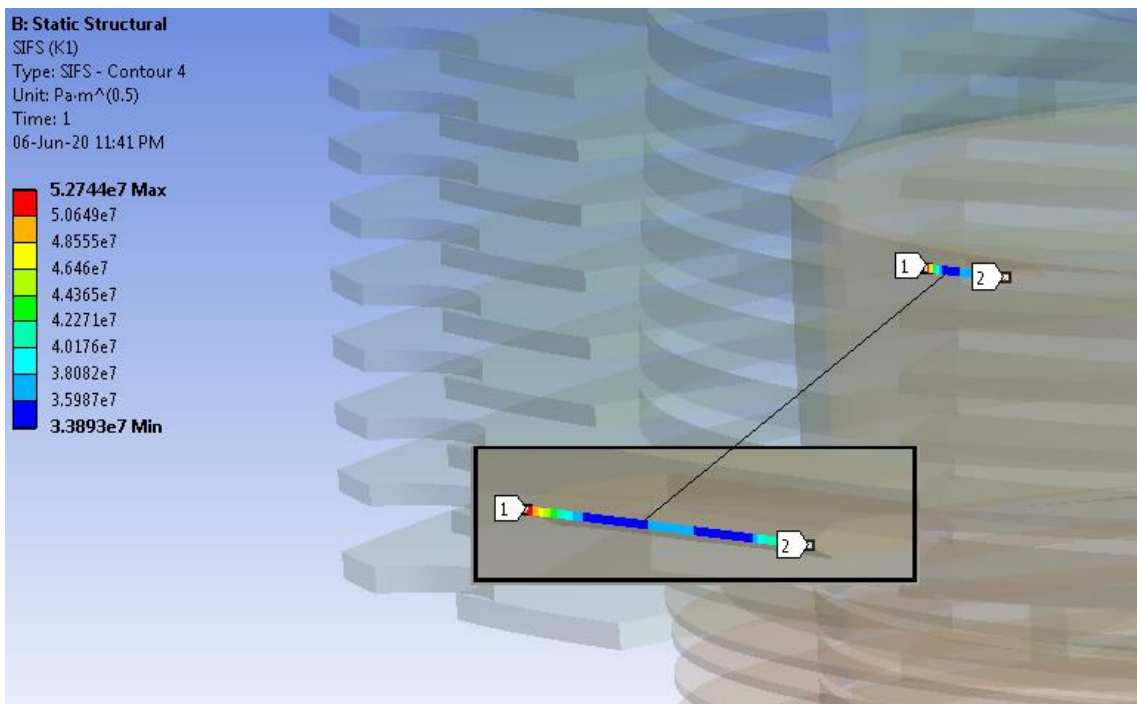
Слика 5.22. Вриједности фактора интензитета напона за прслину дужине 2 mm

Вриједности фактора интензитета напона за прлину дужине 3 mm за шест запремина интеграције приказане су на слици 5.23.



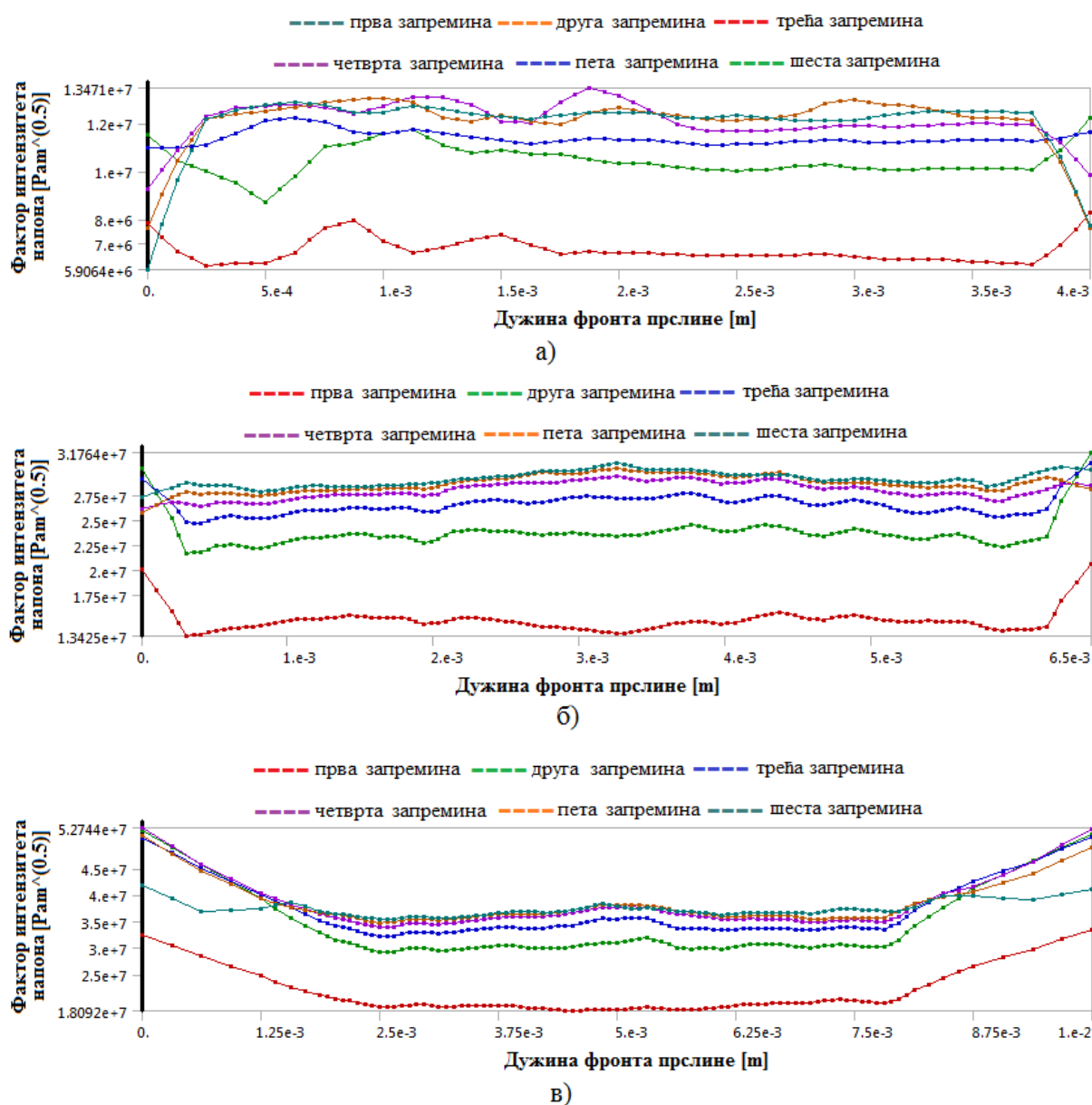
Слика 5.23. Вриједности фактора интензитета напона за прлину дужине 3 mm

На слици 5.24 приказане су вриједности фактора интензитета напона за прлину дужине 5 mm за шест запремина интеграције.



Слика 5.24. Вриједности фактора интензитета напона за прлину дужине 5 mm

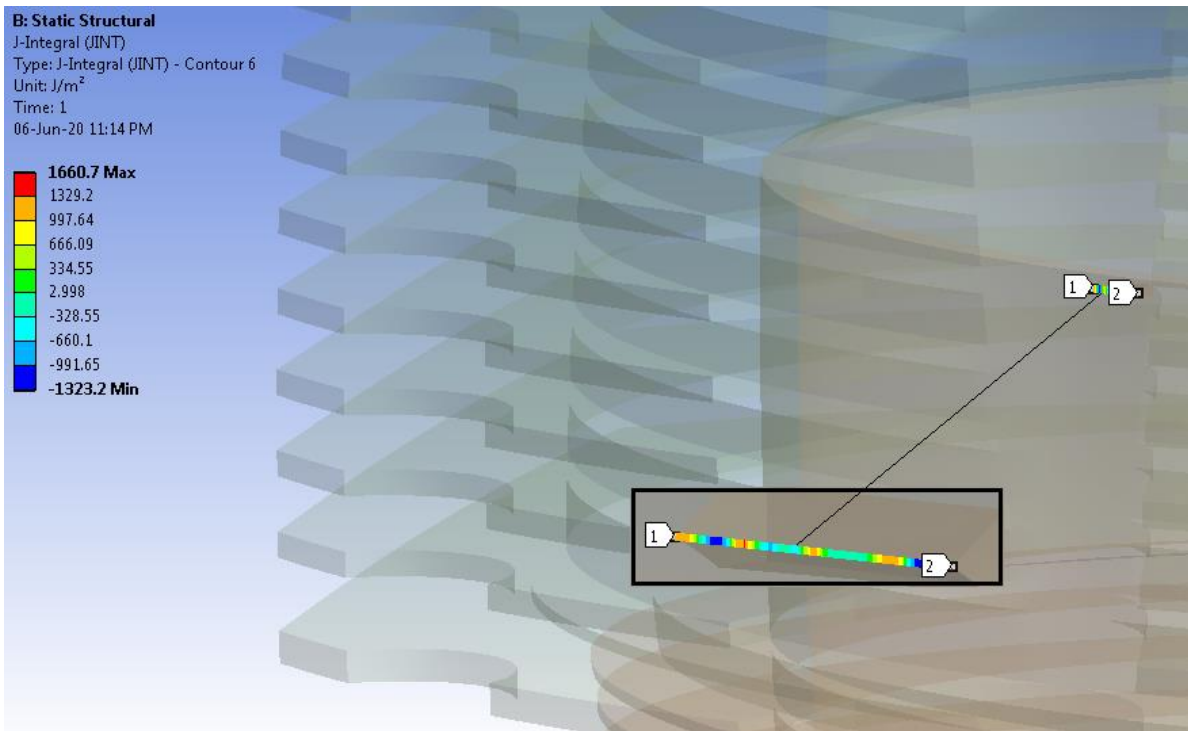
На слици 5.25 а-в приказани су дијаграми вриједности фактора интензитета напона за шест запремина интеграције за прслине дужина 2, 3 и 5 mm.



Слика 5.25. Дијаграм вриједности фактора интензитета напона за прслине дужина: а) 2 mm; б) 3 mm; в) 5 mm;

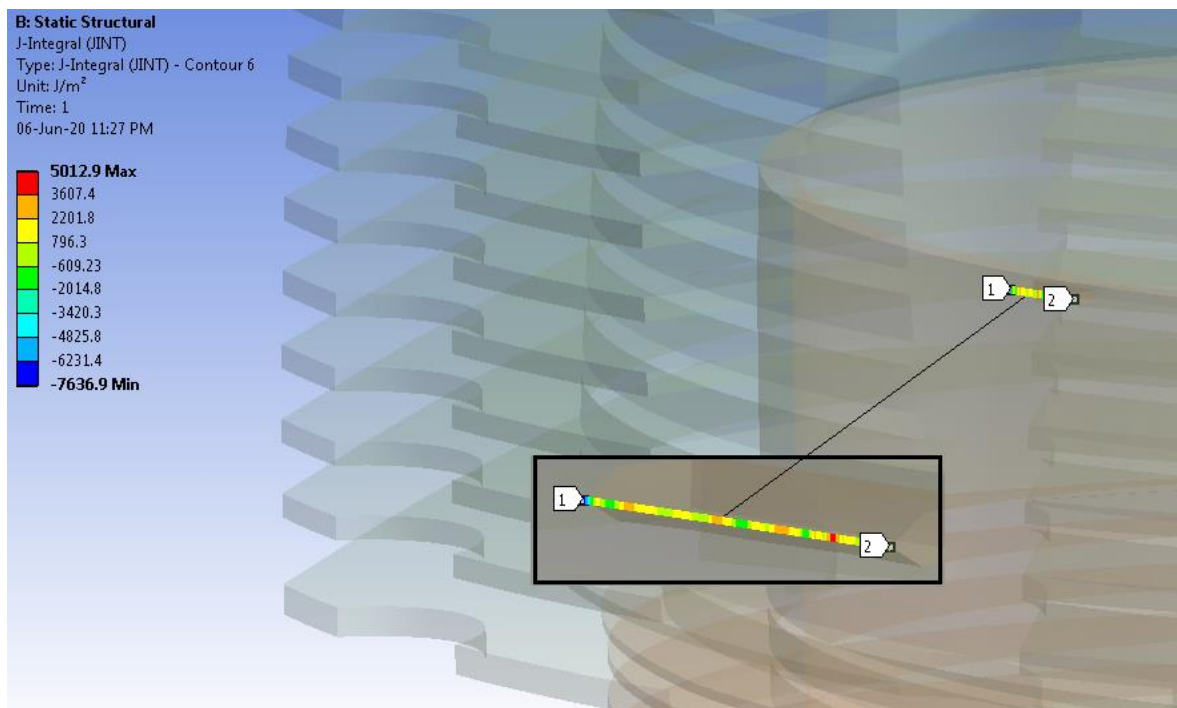
За даљу анализу стабилности наведених прслина усвајају се средње вриједности фактора интензитета напона за свих шест запремина интеграције, за сваку дужину прслине. На хоризонталним осама дијаграма представљена је дужина фронта прслине, док се на вертикалним осама налази вриједност фактора интензитета напона.

Сликом 5.26 приказана је расподјела J-интеграла за прлину дужине 2 mm за шест запремина интеграције.



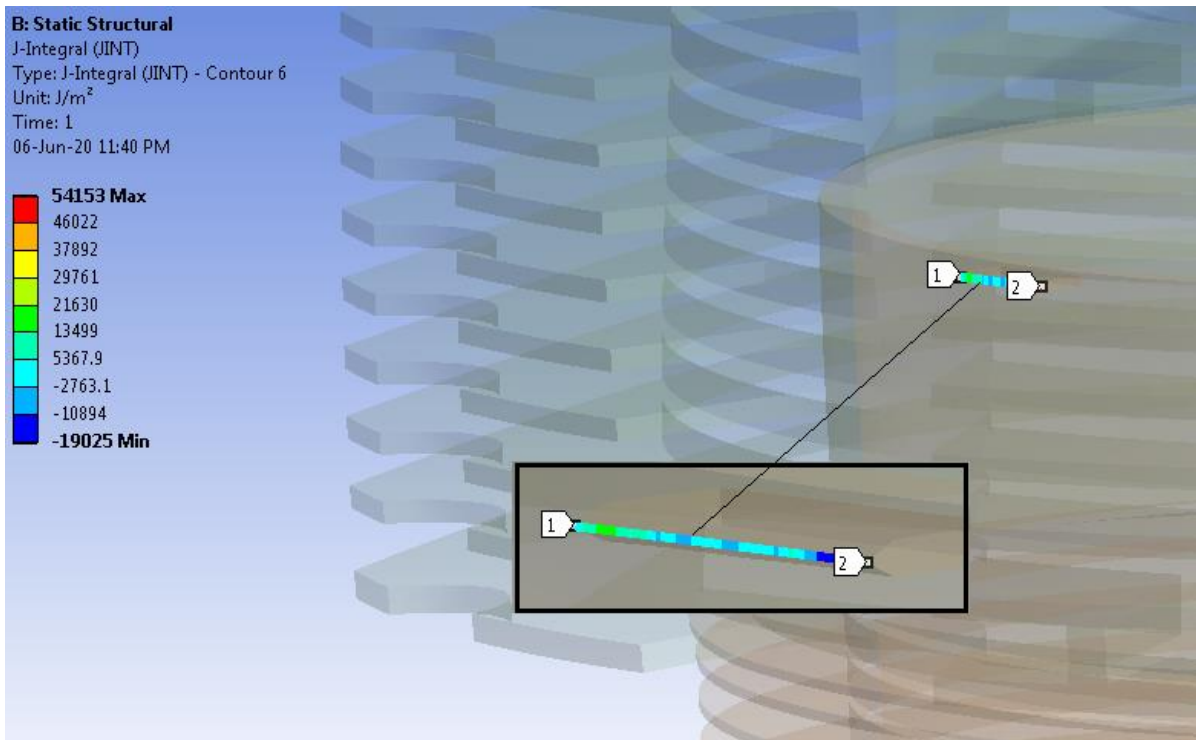
Слика 5.26. Вриједности J-интеграла за прлину дужине 2 mm

Расподјела J-интеграла за прлину дужине 3 mm за шест запремина интеграције приказана је на слици 5.27.



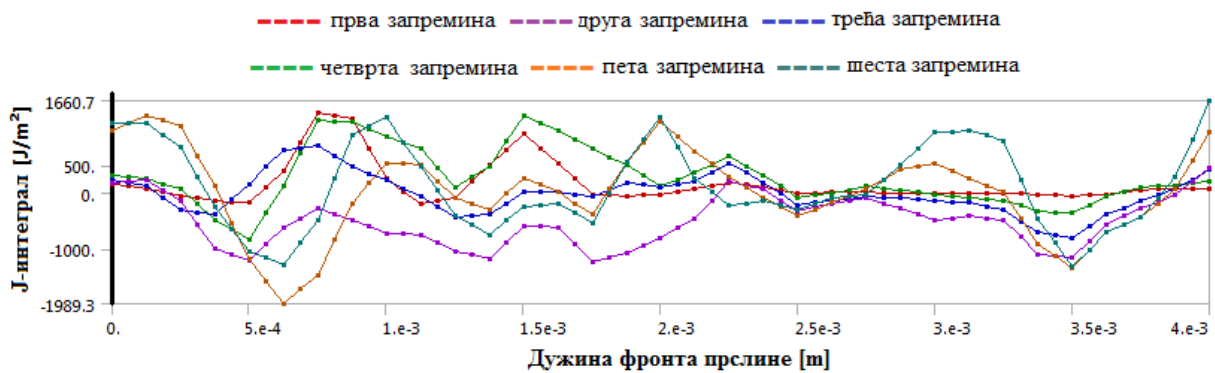
Слика 5.27. Вриједности J-интеграла за прлину дужине 3 mm

На слици 5.28 приказана је расподела J-интеграла за прлину дужине 5 mm за шест запремина интеграције.

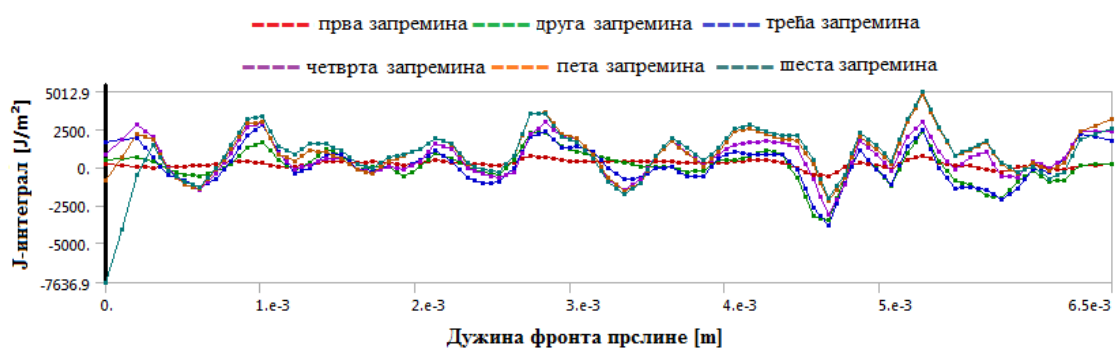


Слика 5.28. Вриједности J-интеграла за прлину дужине 5 mm

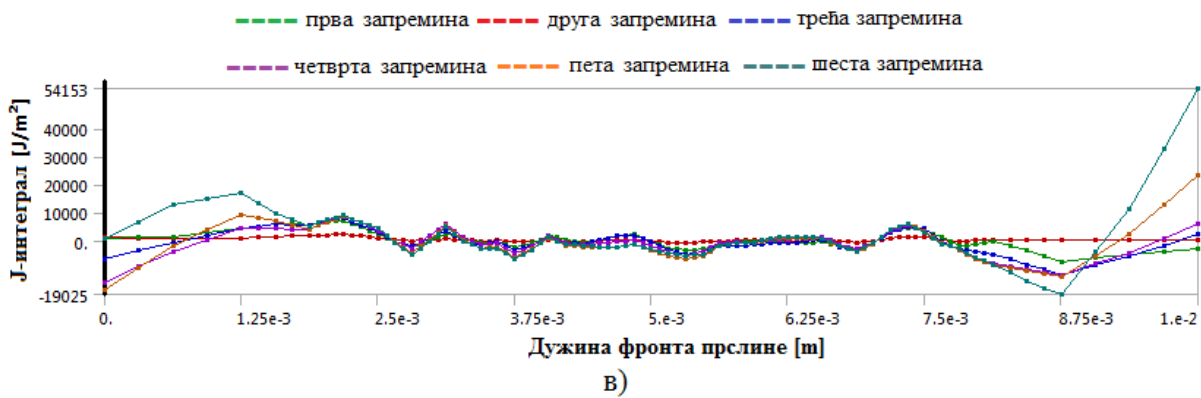
Слике 5.29 а-в приказују дијаграме вриједности J-интеграла за шест запремина интеграције за случајеве прлина дужина 2, 3 и 5 mm.



а)



б)



Слика 5.29. Дијаграм вредности J -интеграла за случајеве прслина дужина: а) 2 mm; б) 3 mm; в) 5 mm;

Средње вредности J -интеграла по свим интеграционим запреминама усвајају се за даљу анализу. На дијаграмима је на хоризонталним осама представљена дужина фронта прслине, док се на вертикалним осама налази вредност J -интеграла.

На основу нумеричке анализе цилиндарког склопа са прслином у глави цилиндра добија се да вредност фактора интензитета напона за прслину дужине 2 mm износи $12.01 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, док је вредност J -интеграла $1200.5 \frac{\text{J}}{\text{m}^2}$. Ако се узме у обзир критична вредност фактора интензитета напона од $16.25 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, као и критична вредност J -интеграла од $12234.7 \frac{\text{J}}{\text{m}^2}$, може се закључити да су у случају прслине дужине 2 mm вредности фактора интензитета напона и J -интеграла мање од граничних вредности, па се прслина наведене дужине у разматраној конструкцији и даље може сматрати стабилном.

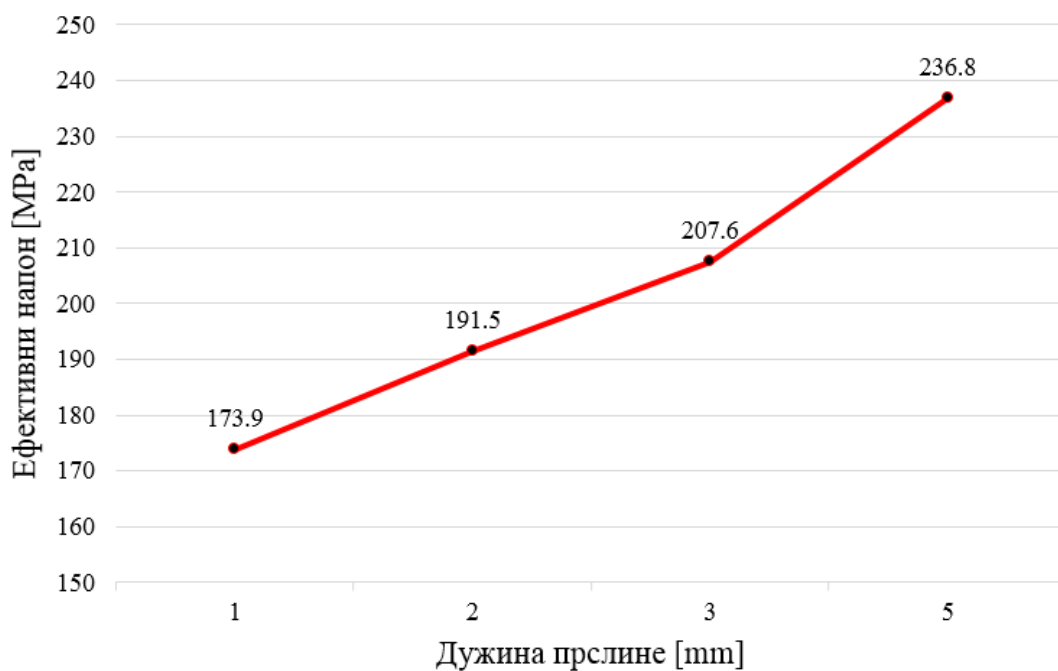
Вредност фактора интензитета напона у случају прслине дужине 3 mm износи $28.89 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, при чему је вредност J -интеграла $3142.1 \frac{\text{J}}{\text{m}^2}$. Поредићи добијене вредности са критичном вредношћу фактора интензитета напона од $16.25 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, као и са критичном вредношћу J -интеграла од $12234.7 \frac{\text{J}}{\text{m}^2}$, изводи се закључак да је у случају постојања прслине дужине 3 mm вредност фактора интензитета напона виша од критичне вредности. На основу наведеног, прслина дужине 3 mm у разматраној конструкцији не може се сматрати стабилном.

Нумеричком анализом цилиндарког склопа са прслином у глави цилиндра добија се вредност фактора интензитета напона за прслину дужине 5 mm од $47.05 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$. За прслину наведене дужине вредност J -интеграла износи $17284.3 \frac{\text{J}}{\text{m}^2}$. Ако се посматрају критична вредност фактора интензитета напона од $16.25 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, као и критична вредност J -интеграла од $12234.7 \frac{\text{J}}{\text{m}^2}$, закључује се да су у случају прслине дужине 5 mm вредности фактора интензитета напона и J -интеграла доста више од критичних вредности, што значи да ће доћи до њеног неконтролисаног раста.

5.2.3. Утицај дужине прслине у глави цилиндра на вриједност ефективног напона, фактора интензитета напона и J-интеграла

У претходним поглављима испитана је стабилност прслине са аспекта њене даље пропације. Одређене су вриједности ефективног напона, фактора интензитета напона и J-интеграла за различите дужине прслине у глави цилиндра. На основу анализе добијених вриједности изведени су закључци везани за отпорност на лом главе цилиндра ваздушно хлађеног мотора са прслинама дужина 1, 2, 3 и 5 mm на којој је лоцирана прлина на мјесту између петог и шестог расхладног ребра главе цилиндра.

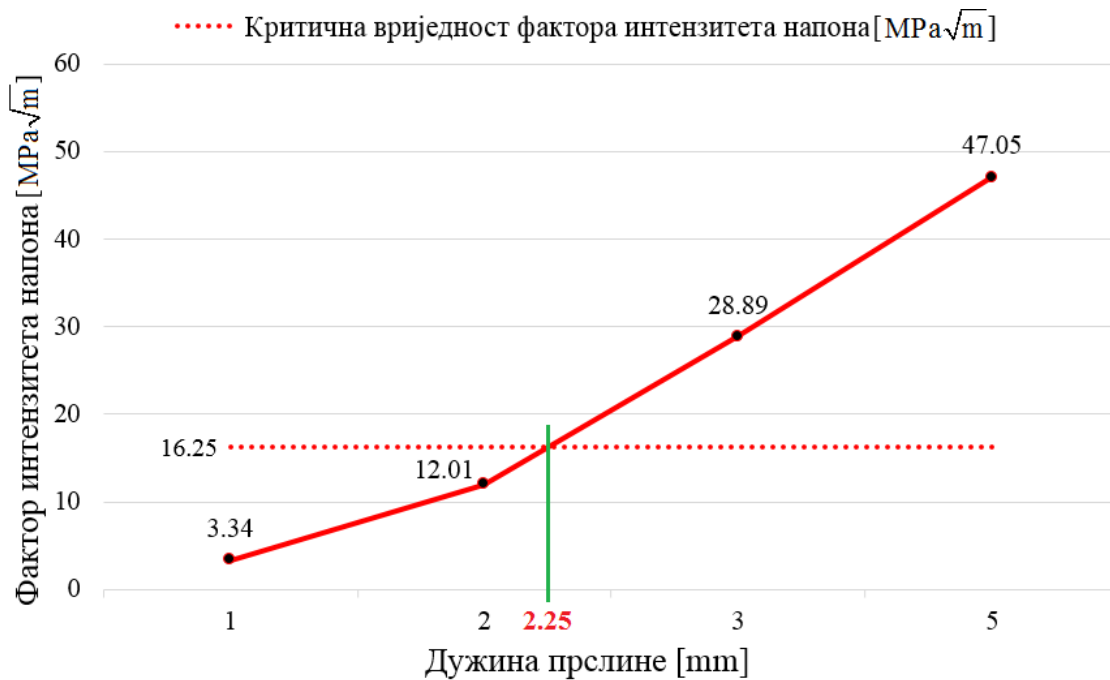
Дијаграм на слици 5.30. приказује вриједности максималног ефективног напона у подручју моделираних прслина у зависности од њихових дужина.



Слика 5.30. Зависност ефективног напона од дужине прслине

Са дијаграма приказаног на слици 5.30 може се приметијети да при порасту дужине прслине долази до повећања ефективног напона у глави цилиндра у околини прслине. Растом прслине изнад 3 mm нагиб линије раста ефективног напона се повећава, при чему се максималне вриједности ефективног напона јављају у околини врха моделираних прслина.

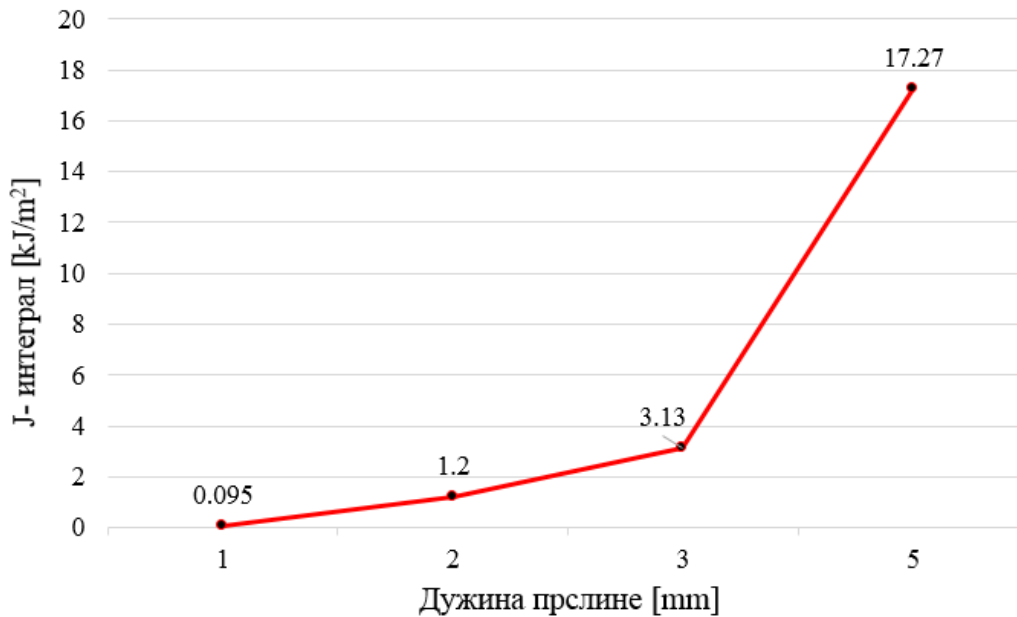
Како би се испитала отпорност на лом главе цилиндра, анализирани су вриједности фактора интензитета напона за прслине различитих дужина. Формирана је зависност фактора интензитета напона од дужине прслине приказана сликом 5.31.



Слика 5.31. Зависност фактора интензитета напона од дужине прслине

Са претходног дијаграма уочава се да при расту прслине од 2 mm навише долази до повећања вриједности фактора интензитета напона. Вриједности фактора интензитета напона при постојању прслине у глави цилиндра дужине 1 mm, односно 2 mm, износе $3.34 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, односно $12.01 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, респективно. Узевши у обзир да је критична вриједност фактора интензитета напона $16.25 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, изводи се закључак да се дужина прслине од 2.25 mm сматра критичном дужином прслине, односно да је глава цилиндра стабилна конструкција по питању даље пропагације прслине у току експлоатације при постојању прслине дужине мање од 2.25 mm.

Зависност вриједности J-интеграла од дужине прслине дата је дијаграмом на слици 5.32.



Слика 5.32. Зависност вриједности J-интеграла од дужине прслине

На основу приказаних вриједности J-интеграла на слици 5.32 може се примијетити да долази до наглог повећања вриједности J-интеграла при порасту дужине прслине од 3 mm навише.

Дакле, може се закључити да је критична дужина прслине 2.25 mm, односно прслина дужине мање од 2.25 mm се у анализираној глави цилиндра може сматрати стабилном.

5.3. Одређивање правца пропације прслине на основу критеријума максималног тангенцијалног напона

Критеријум максималног тангенцијалног напона (*Maximum Tangential Stress Criterion - MTS*), развијен од стране *Erdogan*-а и *Sih*-а, често се користи у процјени правца пропације прслине. Овај критеријум је међу првим критеријумима који представља предвиђање правца пропације прслине и њиме се предвиђа да прслина пропагира у правцу највећег тангенцијалног напона. Правац пропације прслине добијен на овај начин има сљедећи облик [162]:

$$\theta = \pm \arccos \left\{ \frac{3K_{II}^2 + K_I \sqrt{K_I^2 + 8K_{II}^2}}{K_I^2 + 9K_{II}^2} \right\}. \quad (5.2)$$

Како је раније утврђено да је критична вриједност дужине прслине 2.25 mm, на основу релације (5.2) добија се угао даље пропације прслине, односно угао пропације који узима у обзир критичне вриједности фактора интензитета напона за I и II мод отварања прслине.

У глави 5.1 добијене су вриједности фактора интензитета напона од $16.25 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ и $1.17 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ за I и II мод отварања прслине, респективно. На основу тога слиједи вриједност угла пропагације прслине:

$$\theta = \pm \arccos \left\{ \frac{3 \cdot 1.17^2 + 16.25 \sqrt{16.25^2 + 8 \cdot 1.17^2}}{16.25^2 + 9 \cdot 1.17^2} \right\} = \pm \arccos 0.989,$$

односно

$$\theta = 8.51^\circ.$$

Дакле, изводи се закључак да прслина разматрана у глави цилиндра, након достизања своје критичне вриједности од 2.25 mm, започиње пропагацију под углом од 8.51° у односу на хоризонталну раван. Мала вриједност угла указује да је доминантан I мод оптерећења, односно да прслина не мијења значајно правац у односу на почетни правац који је у равни прслине. Сматра се да ће се прслина, уколико се усмјери у неком другом правцу, поново вратити на почетни правац који одговара I моду деформисања.

5.4. Процјена животног вијека главе цилиндра са прслином

Животни вијек дијела са прслином изражава се као број циклуса који може да издржи док прслина нарасте од иницијалне до критичне вриједности. У општем случају неопходно је користити нумеричке методе како би се установио преостали животни вијек. У овом поглављу одређена је брзина раста прслине у зависности од распона фактора интензитета напона примјеном *McClintock*-овог закона заморног раста прслине [79]:

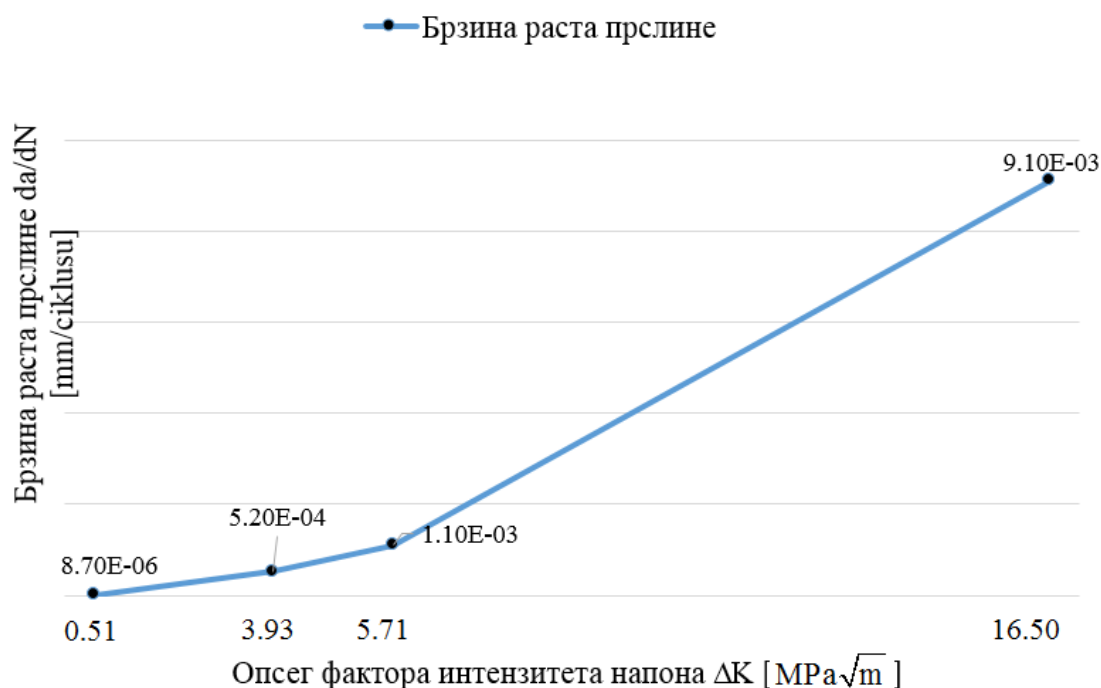
$$\frac{da}{dN} = \beta \frac{\Delta K^2}{2\sigma_{yld} E}. \quad (5.3)$$

На основу познате критичне дужине прслине од 2.25 mm, на основу критичне вриједности фактора интензитета напона и познатог максималног оптерећења које се јавља том приликом, одређује се вриједност бездимензионалног параметра β [79]:

$$\beta = \frac{K_{IC}}{\sigma_{\max} \sqrt{\pi \cdot a_c}} = \frac{16.25}{237.3 \sqrt{\pi \cdot 0.00225}} = 0.8. \quad (5.4)$$

Затим, на основу вриједности опсега фактора интензитета напона одређених за прслине дужина 1, 2, 3 и 5 mm добијају се одговарајуће вриједности брзине раста прслина које су приказане на следећој слици.

На слици 5.33 дијаграмом је приказана зависност брзине раста прслине од опсега фактора интензитета напона.



Слика 5.33. Зависност брзине раста прслине од опсега фактора интензитета напона

Брзина раста прслине нагло се повећава када опсег фактора интензитета напона достигне вриједност од $5.71 \text{ MPa}\sqrt{m}$. То је вриједност опсега фактора интензитета напона која одговара прслини дужине 3 mm. Дакле, на основу претходног закључује се да прслина, након достизања своје критичне дужине од 2.25 mm, постаје нестабилна и долази до њеног неконтролисаног ширења, што је потврђено и анализама у претходним поглављима.

5.5. Алгоритам за процјену интегритета цилиндарског склопа

На слици 5.34 приказан је поступак развоја методологије за процјену интегритета цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора.

Први корак представљао је визуелни преглед цилиндарског склопа на коме је уочена прслина између петог и шестог расхладног ребра посматрајући од дна, као и макрофрактографско испитивање преломне површине на основу кога су уочене линије заустављања карактеристичне за заморни лом.

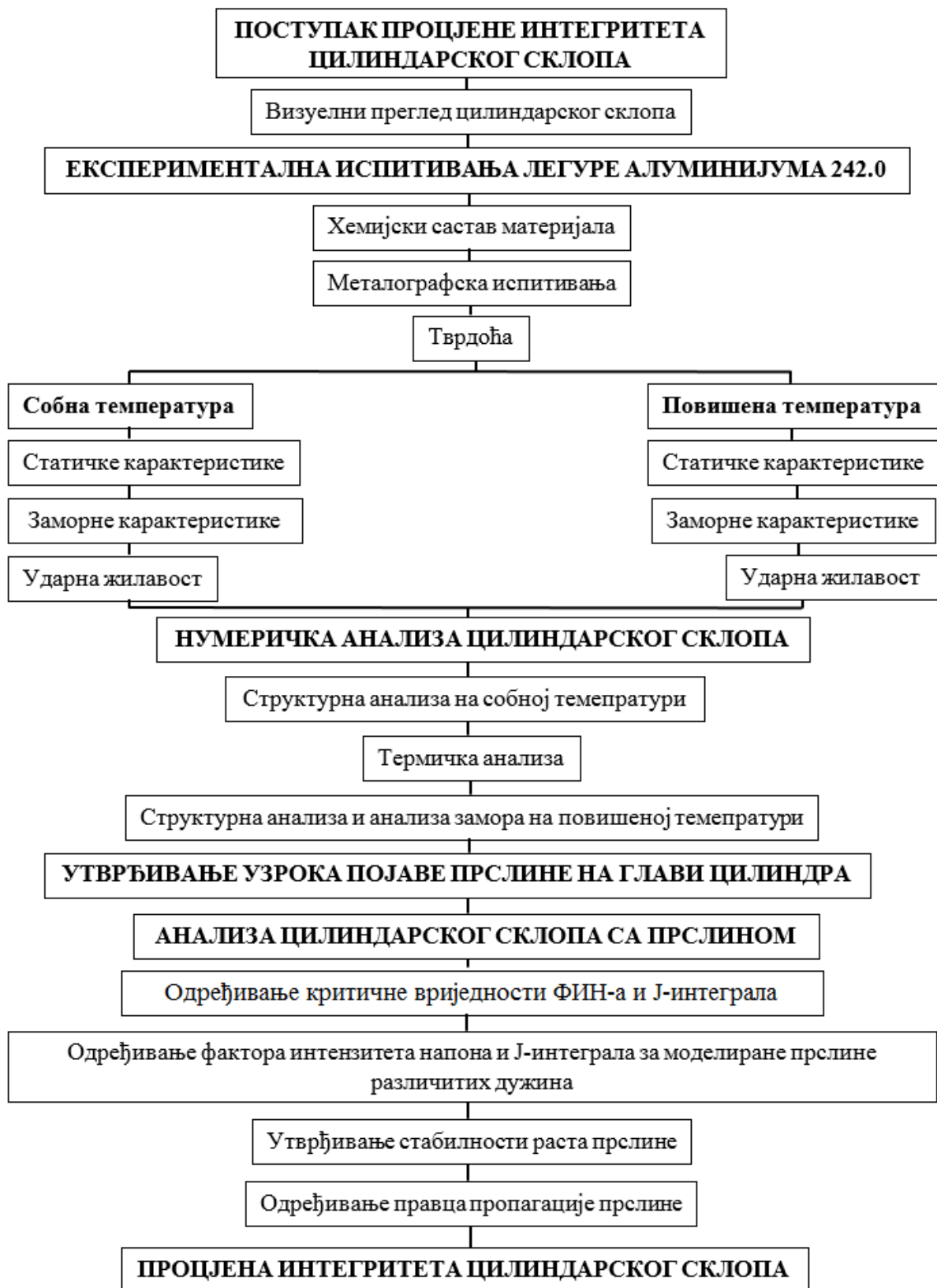
Након тога приступило се експерименталним испитивањима. Извршено је потврђивање хемијског састава легуре алуминијума 242.0, те су урађена и металографска испитивања узорака која су показала стандардну микроструктуру ливачке легуре алуминијума са бакром као основним легирајућим елементом. На основу изгледа површина посматраних узорака утврђено је постојање већег броја дефеката у материјалу карактеристичних за процес ливења, као и микропорозност материјала. Утврђена је и тврдоћа легуре алуминијума 242.0.

Наставак алгоритма подразумијева низ експерименталних тестова за одређивање механичких карактеристика материјала. У оквиру ових тестова одређена је затезна чврстоћа легуре алуминијума 242.0 на собној и на повишеној температури. Такође, на собној и на повишеној температури утврђена је и заморна чврстоћа испитиваног материјала и формиране су S-N криве. Над узорцима легуре алуминијума 242.0 извршено је и испитивање ударне жилавости на собној и на повишеној температури у оквиру кога је утврђен карактер лома испитиваног материјала.

На основу претходних експерименталних анализа и добијених података који служе као улазне величине у нумеричкој анализи приступило се структурној анализи цилиндарског склопа. Методом коначних елемената извршене су напонско-деформациона анализа цилиндарског склопа на собној температури и термичка анализа цилиндарског склопа. Наредни кораци алгоритма подразумијевају утврђивање напонско-деформационог стања цилиндарског склопа на повишеној температури, као и анализу замора цилиндарског склопа на повишеној температури. На основу добијених резултата изведен је закључак о узроку појаве прслине на глави цилиндра.

Сљедећи корак у алгоритму за процјену интегритета цилиндарског склопа представља одређивање критичне вриједности фактора интензитета напона легуре алуминијума и критичне вриједности J-интеграла. Моделиране су прслине различитих дужина у глави цилиндра и за сваку од прслина одређене су вриједности фактора интензитета напона и J-интеграла. Наведене вриједности су поређене са критичним вриједностима и изведен је закључак о стабилности прслина различитих дужина у глави цилиндра. Посљедњи корак у алгоритму представљао је одређивање правца пропагације прслине на основу критеријума максималног тангенцијалног напона.

Наведеним алгоритамским корацима спроводи се процјена интегритета цилиндарског склопа авионског ваздушно хлађеног клипног мотора. Битно је нагласити да приказани алгоритам може да се примијени за процјену интегритета било ког конструктивног елемента изложеног комбинованом оптерећењу.



Слика 5.34. Алгоритам методологије за процјену интегритета цилиндарског склопа

6. ЗАКЉУЧНА РАЗМАТРАЊА

Поновљивост проблема отказа цилиндарских склопова авионских ваздушно хлађених клипних мотора услед појаве прслине, као и њихова озбиљност са аспекта сигурности посаде и путника били су основни мотив за израду ове дисертације. Рјешавање проблема појаве прслине на глави цилиндра авионског ваздушно хлађеног клипног мотора *Lycoming IO-360-B1F* разматрано у овој дисертацији захтијевало је врло сложено и опсежно истраживање сачињено од великог броја експерименталних и нумеричких анализа које су као резултат развиле поуздану методологију за процјену интегритета цилиндарског склопа.

Главе цилиндара су компоненте које су изложене комбинованим термомеханичким оптерећењима која доводе до замора у току експлоатације. Према томе, предвиђање животног вијека цилиндарских глава изложених оваквим оптерећењима представља један од најважнијих задатака с циљем осигуравања квалитета, поузданости и сигурности погонског мотора. Глава цилиндра мотора *Lycoming IO-360-B1F* израђена је од легуре алуминијума 242.0. Како је наведени материјал врло специфичан, први изазов био је проналажење материјала. Алуминијум 242.0 је, најчешће, саставни материјал главе цилиндра авионских клипних мотора и експериментално одређивање његових механичких карактеристика, посебно на повишеној температури, од изузетног је значаја, с обзиром на то да је литература врло оскудна овим подацима, а самим тим и анализама елемената израђених од истог.

Експерименталне поставке обухватале су, након потврђивања хемијског састава материјала, металграфску анализу легуре алуминијума 242.0. У наставку експерименталног дијела одређени су тврдоћа, као и статичке карактеристике испитиваног материјала на собној и на повишеној температури. Поред статичких карактеристика, резултат експерименталних истраживања су и заморне карактеристике испитиваног материјала на собној и на повишеној температури, као и формирање S-N кривих. Добијени резултати били су неопходни као улазне величине приликом нумеричког дијела истраживања које је извршено у другом дијелу дисертације.

Познавајући укупан број часова рада цилиндарског склопа након кога се десио отказ и узимајући у обзир експериментално добијене резултате, циљ наставка истраживања био је утврђивање потенцијалног узрока појаве прслине на глави цилиндра. У аналитичком облику није било могуће наћи рјешење, јер анализирана структура има веома сложено геометрију, као и сложено оптерећење којем је изложена, а при томе се састоји од два дијела израђена од два различита материјала. У вези с тим извршен је низ нумеричких анализа над цилиндарским склопом. Почетна анализа представљала је одређивање напонско-деформационог стања цилиндарског склопа на собној температури. Резултати овог истраживања показали су врло ниске вриједности напона које потичу само од механичког оптерећења.

Како би се симулирали услови који одговарају реалним условима у којима ради цилиндарски склоп, неопходно је било извршити анализу напонско-деформационог стања на повишеној температури. Ова анализа је захтијевала да се, најприје, изврши термичка анализа цилиндарског склопа чији је циљ био утврђивање расподеле температурног поља по цилиндарском склопу. За наведену анализу неопходно је било израчунати топлоту која се јавља у цилиндарском склопу, као и топлотне губитке дефинисане конвекцијом на појединим површинама.

Након завршене термичке анализе, извршена је спрегнута термомеханичка анализа цилиндарског склопа која је обухватала напонско-деформациону и анализу замора цилиндарског склопа. Добијено термомеханичко напонско-деформационо стање показало је неуниформну расподјелу напона у вриједностима 0.02-335.83 МПа. Вриједности напона у попречном пресеку у коме се појавила прслина биле се у интервалу од 16.21 до 19.96 МПа. На основу добијених резултата може се закључити да су термички напони који се морају узети у обзир приликом анализе доминантни. Добијене вриједности напона су ниже од вриједности затезне чврстоће материјала главе цилиндра, као и заморне чврстоће материјала добијене експериментално у поглављу 3.

Анализом замора цилиндарског склопа установљено је да се животни вијек материјала у подручју формирања прслине креће од $2.80 \cdot 10^8$ до $2.98 \cdot 10^8$ циклуса. Дакле, овим је потврђена чињеница животног вијека главе цилиндра која се процјењује на 3600 часова рада, што одговара броју циклуса од $2.92 \cdot 10^8$, узимајући у обзир да један циклус подразумијева један радни такт мотора, односно два пуна обртаја кољенастог вратила која на основу датог номиналног броја обртаја трају 0.044 секунде.

Проблем отказа главе цилиндра забиљежен је на 1560 часова рада, што одговара броју циклуса од $1.26 \cdot 10^8$. Овај број циклуса је знатно мањи од броја циклуса до отказа добијеног нумерички, као и од броја циклуса који је предвиђен на основу техничког упутства за употребу *Lycoming IO-360-B1F* агрегата. Узимајући у обзир постојање порозности материјала главе цилиндра, легуре алуминијума 242.0, доказане експериментално у поглављу 3, поновљена је нумеричка анализа замора цилиндарског склопа модификовањем S-N криве у поставкама карактеристика материјала. Дефекти у материјалу представљају потенцијална мјеста настанка прслина, снижавају механичке карактеристике, као и вијек трајања материјала услед замора тако што скраћују вријеме ширења прслине, као и потребно вријеме за њену иницијацију. На основу добијених резултата који се били у границама $1.22 \cdot 10^8$ - $1.27 \cdot 10^8$ циклуса до отказа, може се установити да је потврђен животни вијек главе цилиндра који одговара броју циклуса до отказа који се јавио након 1560 часова рада агрегата.

Дакле, може се закључити да је доминантан узрочник појаве прслине на глави цилиндра замор материјала изазван претходним постојањем порозности материјала која се, највјероватније, јавила у току процеса ливења главе цилиндра. Порозност материјала за вријеме ливења је обично посљедица лоше пројектованог процеса ливења, што подразумијева неадекватну температуру ливења, неадекватну брзину хлађења одливка, недовољан број отвора на калупу и слично. Експериментално испитивање порозних материјала требало би радити са што већим бројем узорака.

Посљедње поглавље у дисертацији обухвата анализу цилиндарског склопа са прслином. Моделирањем прслина различитих дужина у наведеној конструкцији и рачунајући при томе вриједности фактора интензитета напона и вриједности J-интеграла при одређеној дужини прслине, а познавајући критичну вриједност фактора интензитета напона и критичну вриједност J-интеграла испитана је стабилност раста прслине, односно извршена је процјена интегритета цилиндарског склопа. У оквиру посљедњег поглавља одређен је угао пропагације прслине и установљена је зависност брзине раста прслине од опсега фактора интензитета напона.

На основу наведеног истраживања може се закључити да при повећању прслине од 2 mm навише долази до повећања вриједности фактора интензитета напона. Вриједности фактора интензитета напона при постојању прслине у глави цилиндра

дужине 1 mm, односно 2 mm, износе $3.34 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$, односно $12.01 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$, респективно. Узевши у обзир да је критична вриједност фактора интензитета напона материјала главе цилиндра $16.25 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$, изводи се закључак да се дужина прслине од 2.25 mm сматра критичном дужином прслине, односно да је глава цилиндра стабилна конструкција по питању даље пропагације прслине у току експлоатације при постојању прслине дужине мање од 2.25 mm. Истраживање је показало да до наглог повећања вриједности J-интеграла долази при порасту дужине прслине око 3 mm, па навише.

На основу зависности параметара механике лома од дужине прслине установљено је да је критична вриједност прслине 2.25 mm, односно прслина дужине мање од 2.25 mm се у анализираној глави цилиндра може сматрати стабилном са аспекта вриједности фактора интензитета напона и поређењем његове вриједности са критичном вриједношћу фактора интензитета напона.

Рачунањем угла пропагације прслине дошло се до закључка да прслина разматрана у глави цилиндра, након достизања своје критичне вриједности од 2.25 mm, започиње пропагацију под углом од 8.51° у односу на хоризонталну раван. Мала вриједност угла указује на то да је доминантан I мод оптерећења, односно да прслина не мијења значајно правац у односу на почетни правац који је у равни прслине. Сматра се да ће се прслина, уколико се усмјери у неком другом правцу, поново вратити на почетни правац који одговара I моду деформисања.

Добијени резултати истраживања у овој дисертацији од великог су значаја за даља истраживања у области механике лома и замора везана за проблематику појаве прслине и отказа конструктивних елемената израђених од легуре алуминијума 242.0, али и од других материјала.

Како је разматрана проблематика у овој дисертацији била врло сложена са аспекта природе оптерећења, гдје су поред механичких била присутна и термичка оптерећења, битно је нагласити да је наведена методологија свеобухватна и универзална, те да се може примијенити за процјену интегритета било ког конструктивног елемента.

Неки од будућих правца истраживања могли би се односити на експериментално и нумеричко истраживање модела мјешовитог мода раста заморне прслине у цилиндарском склопу, као и експерименталног одређивања жилавости лома на повишеној температури.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Siadkowska, K., Majczak, A., Baranski, G. (2017). Studying a construction of pistons for the aircraft CI engine. *Combustion Engines*, Vol. 168, No. 1, pp. 161-167.
- [2] National Research Council (2002). *Fatigue Flight: A Review of the Small Aircraft Transportation System Concept-Special Report 263*, Washington, DC: The National Academies Press.
- [3] Trifković, D., Stupar, S., Bošnjak, S., Milovančević, M., Krstić, B., PRajić, Z., Dunjić, M. (2011). Failure analysis of the combat jet aircraft rudder shaft. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 18, pp. 1998-2007.
- [4] Krstić, B., Rebhi, L., Trifković, D., Khetrou, N., Dodić, M., Perić, S., Milovančević, M. (2016). Investigation into recurring military helicopter landing gear failure. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 63, pp. 121-130.
- [5] Rebhi, L., Krstić, B., Boutemedjet, A., Totovski, Lj., Vučetić, N., Milutinović, M., Rezgui, N. (2018). Fatigue fracture analysis of an ADF antenna in a military aircraft. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 90, pp. 476-488.
- [6] Bagnoli, F., Dolce, F., Colavita, M., Bernabei, M. (2008). Fatigue fracture of a main landing gear swinging lever in a civil aircraft. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 15, pp. 755-765.
- [7] Bagnoli, F., Bernabei, M., Ciliberto, A. (2011). Failure analysis of an aircraft auxiliary power unit air intake door. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 18, pp. 284-294.
- [8] ASM International (1994). *Handbook of Case Histories in Failure Analysis*, Vol. 1.
- [9] ASM International (1994). *Handbook of Case Histories in Failure Analysis*, Vol. 2.
- [10] <http://www.dviaviation.com/engine-failures.html>, приступљено 14.03.2017.
- [11] <http://www.flyingmag.com/technique/accidents/aftermath-pattern-failure>, приступљено 14.03.2017.
- [12] Kolkman, H.J., Kool, G., Wanhill, R.J.H. (1996). Aircraft crash caused by stress corrosion cracking. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 118, pp. 146-149.
- [13] Ortiz, A.F., Rodriguez, S.A., Coronado, J.J. (2013). Failure analysis of the engine cylinder of a training aircraft. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 35, pp. 686-691.
- [14] Allegrucci, L., Amura, M., Bagnoli, F., Bernabei, M. (2009). Fatigue fracture of a aircraft canopy lever reverse. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, pp. 391-401.
- [15] Diltemiz, S.F., Uzunonat, Y., Kushan, M.C., Celik, O.N. (2009). Effect of dent geometry on fatigue life of aircraft structural cylinder part. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, pp. 1203-1207.

- [16] Zhongjian, P., Qinghua, H. (2015). High cycle fatigue analysis for oil pan of piston aviation kerosene engine. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 49, pp. 104-112.
- [17] Kushan, M.C., Diltemiz, S.F., Sackesen, I. (2007). Failure analysis of an aircraft propeller. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 14, pp. 1693-1700.
- [18] Findlay, S.J., Harrison, N.D. (2002). Why aircraft fail. *MaterialsToday*, Vol. 5, pp. 18-25.
- [19] Silva, F.S. (2006). Fatigue on engine pistons - a compendium of case studies. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 13, pp. 480-492.
- [20] Yu, Z.W., Xu, X.L. (2006). Failure analysis and metallurgical investigation of diesel engine exhaust valves. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 13, pp. 673-682.
- [21] Martin, G.G. (2004). Failure of stationary pump engine piston. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, Vol. 4, pp. 37-39.
- [22] Yu, Z.W., Xu, X.L. (2005). Failure analysis of a diesel engine crankshaft. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 12, pp. 487-495.
- [23] Aviation investigation report A08C0145 (2008). Engine failure - forced landing. Transportation Safety Board of Canada.
- [24] Aviation investigation report A12Q0182 (2012). In-flight engine fire leading to a forced landing. Transportation Safety Board of Canada.
- [25] Bhaumik, S.K., Rangaraju, R., Venkataswamy, M.A., Bhaskaran, T.A., Parameswara, M.A. (2002). Fatigue fracture of crankshaft of an aircraft engine. *Engineering Failure Analysis*, Vol.9, pp. 255-263.
- [26] Bhaumik, S.K., Sujata, M., Venkataswamy, M.A. (2008). Fatigue failure of aircraft components. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 15, pp. 675-694.
- [27] Snyder, J.J. (2002). Failure related to casting. In: Failure analysis and prevention. ASM Handbook, ASM International, Vol. 11, pp. 103-155.
- [28] Australian Transport Safety Bureau (2007). An analysis of failure in a complex engineered system. Aviation Research and Analysis Report-B20070191.
- [29] Airworthiness Directive (AD) (2008). Federal Aviation Administration of the USA.
- [30] Safety recommendation A-12-7 (2012). National Transportation Safety Board of the USA.
- [31] Guertsman, V., Dionne, S., Crosby, T. (2009). Engineering report number LP085/2009, Transportation Safety Board of Canada.
- [32] Guertsman, V., Dionne, S., Crosby, T. (2010). Engineering report number LP077/2010, Transportation Safety Board of Canada.

- [33] Australian Government - Civil Aviation Safety Authority (2006). Cracking of ECI cylinders installed on TCM 520 and 550 series engines. *Airworthiness Bulletin*, Issue 1.
- [34] <http://www.tcmlink.com/pdf2/MSB09-1B.pdf>, приступљено 27.02.2017.
- [35] http://www.aviationsafetymagazine.com/issues/35_12/squawk_box/The-Aircraft-Engine-Cylinder-Report_11103-1.html, приступљено 27.02.2017.
- [36] Airmotive Engineering Corporation (2012). Effect of Over Temperature Operation and High Piston Blow-By on Cylinder Safety. *Service Information Bulletin*.
- [37] Krstić, B., Rašuo, B., Trifković, D., Radisavljević, I., Rajić, Z., Dinulović, M. (2016). Fatigue as a cause of failure of aircraft engine cylinder head. *Handbook of Materials Failure Analysis with Case Studies from the Aerospace and Automotive Industries*, pp. 191-214.
- [38] Krstić, B., Rašuo, B., Trifković, D., Radisavljević, I., Rajić, Z., Dinulović, M. (2013). Failure analysis of an aircraft engine cylinder head. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 32, pp. 1-15.
- [39] Krstić, B., Rašuo, B., Trifković, D., Radisavljević, I., Rajić, Z., Dinulović, M. (2013). An investigation of the repetitive failure in an aircraft engine cylinder head. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 34, pp. 335-349.
- [40] Vučetić, N., Jovičić, G., Milovanović, V., Krstić, B., Rakić, D., Tomović, R., Antunović, R. (2018). Research with the aim of methodology for the integrity assessment of aircraft piston engine cylinder assembly development. *4th International Scientific Conference „Conference on Mechanical Engineering Technologies and Applications“ COMETA 2018*, East Sarajevo, Bosnia and Herzegovina, 27th-30th November, pp. 277-285.
- [41] <http://en.avia.pro/blog/utva-75-tehnicke-harakteristiki-foto>, приступљено 20.02.2016.
- [42] Operator's manual (2000). Textron Lycoming O-360, HO-360, IO-360, AIO-360, HIO-360 & TIO-360 series aircraft engines, Part No. 60297-12, Rev. No. 60297-12-6, Textron Lycoming.
- [43] ASTM: D910-11 (2011). Standard specification for aviation gasolines, West Conshohocken (PA), ASTM International, DOI:10.1520/D910-11.
- [44] Sharifi, S.M.H., Googarchin, H.S., Forouzes, F. (2016). Three dimensional analysis of low cycle fatigue failure in engine part subjected to multi-axial variable amplitude thermo-mechanical load. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 62, pp. 128-141.
- [45] Beck, T., Lang, K.H., Lohe, D. (2001). Thermal-mechanical fatigue behavior of cast aluminum alloys for cylinder heads reinforced with 15 vol.% discontinuous Al₂O₃ (Saffil) fibers. *Material Science and Engineering: A*, Vol. 319-321, pp. 662-666.
- [46] Takahashi, T., Sasaki, K. (2010). Low cycle fatigue of aluminum alloy cylinder head in consideration of changing metrology microstructure. *Procedia Engineering*, Vol. 2, pp. 767-776.

- [47] Shixiong, L., Jinlong, M., Shumao, W. (2007). Cylinder Head FEM Analysis and its Improvement. *International Conference on Computer and Computing Technologies in Agriculture*, Vol. 2, pp. 761-768.
- [48] Azadi, M., Mafi, A., Roozban, M., Moghaddam, F. (2012). Failure Analysis of a Cracked Gasoline Engine Cylinder Head. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, Vol. 12, No. 3, pp. 286-294.
- [49] Tripathi, P.M., Prakash, S., Singh, R., Dwivedi, K.S. (2014). The Finite Element Analysis and Improvement on a Single Cylinder Head of Spark Ignition Engine. *International Journal of Engineering and Science*, Vol. 4, No. 3, pp. 20-26.
- [50] Pinca, C. (2011). The Finite Element Analysis of a Cylinder Head of a Spark Ignition Engine. *Annals of Faculty Engineering Hunedoara - International Journal of Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 239-242.
- [51] Lee, C.C., Chiang, K.N., Chen, W.K., Chen, R.S. (2005). Design and analysis of Gasket Sealing of Cylinder Head under Engine operation conditions. *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 41, pp. 1160-1174.
- [52] Момчиловић, Б.Д., Митровић, М.Р., Атанасовска, Д.И. (2016). *Концентрација напона и замор материјала - савремени приступ прорачуну машинских елемената и конструкција*. Београд: Машински факултет у Београду.
- [53] Јовичић, Г., Живковић, М., Вуловић, С. (2011). *Прорачунска механика лома и замора*. Крагујевац: Машински факултет у Крагујевцу.
- [54] Anderson, T.L. (2005). *Fracture Mechanics - Fundamentals and Applications*. Boca Raton: Taylor and Francis Group.
- [55] Shank, M.E. (1953). A Critical Review of Brittle Failure in Carbon Plate Steel Structures Other than Ships. Ship Structure Committee Report SSC-65, National Academy of Science-National Research Council, Washington, DC.
- [56] Schijve, J. (2009). *Fatigue of Structures and Materials. 2nd Edition*, Houten: Springer.
- [57] McEvily, A. J. (2002). *Metal Failures*. New York: John Wiley & Sons Inc.
- [58] Stephens, R., Fatemi, A., Stephens, R., Fuchs, H. (2001). *Metal Fatigue in Engineering*. New York: John Wiley & Sons Inc.
- [59] Шумарац, Д., Крајчиновић, Д. (1989). *Основи механике лома*. Београд: Грађевински факултет Универзитета у Београду.
- [60] Janssen, M., Zuidema, J., Wanhill, R. (2004). *Fracture Mechanics. 2nd Edition*, New York: Taylor & Francis Group.
- [61] <http://journal.frontiersin.org/>, приступљено 05.01.2017.
- [62] Broek, D. (1984). *Elementary engineering fracture mechanics. 3rd printing*, Hague: Martinus Nijhoff Publishers.

- [63] ASTM: E399-12 (2013). Standard Test Method for Linear-Elastic Plane-Strain Fracture Toughness K_{IC} of Metallic Materials, Baltimore.
- [64] Krščanski, S. (2013). Analiza uvjeta nastanka pukotina i model procjene vijeka trajanja konstrukcija. Doktorska disertacija, Sveučilište u Rijeci, Tehnički fakultet, Rijeka.
- [65] Rice, J.R. (1968). A Path-independent Integral and the Approximate Analysis of Strain Concentration as Notches and Cracks. *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 35, pp. 379-386.
- [66] Cherepanov, G.P. (1967). Crack propagation in continuous media. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, Vol. 31, pp. 476-488.
- [67] Eshelby, J.D. (1956). The Continuum Theory of Lattice Defects. *Solid State Physics*, Vol. 3, pp. 79-144.
- [68] Shih, C.F., Moran, B., Nakamura, T. (1986). Energy Release Rate Along a Three-Dimensional Crack Front in a Thermally Stressed Body. *International Journal of Fracture*, Vol. 30, No. 2, pp 79-102.
- [69] Al Emran, I., Saifulnizan, J., KamarulAzhar, K., Mohd Khir, M.N., Mohd Norihan, I., Moch. Agus, C. (2018). An overview of fracture Mechanics with Ansys. *International Journal of Integrated Engineering: Mechanical Engineering*, Vol. 10, No. 5, pp. 59-67.
- [70] Moran, B., Shih, C.F. (1987). A general treatment of crack tip contour integrals. *International Journal of Fracture*, Vol. 35, pp. 295-310.
- [71] Moran, B., Shih, C.F. (1987). Crack tip and associated domain integrals from momentum and energy balance. *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 26, No. 6, pp. 615-42.
- [72] Jiang, S., Xu, J. (2014). Calculation and analysis of J-integral using Ansys. *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 602-605, pp. 536-538.
- [73] Ansys Workbench 17.2 Manual
- [74] Barter, S.A., Molent, L., Dixon, W.B. (2009). Recent Australian full - scale F/A-18 fatigue tests. *Structural integrity and life*, Vol. 9, pp. 89-112.
- [75] Pugno, N., Ciavarella, M., Cornetti, P., Carpinteri, A. (20026). A generalized Paris' law for fatigue crack growth. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, Vol. 54, pp. 1333-1349.
- [76] Minguéz, J.M. (1994). Foreman's crack growth rate equation and the safety conditions of cracked structures. *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 48, No. 5, pp. 663-672.
- [77] Ogawa, T., Kobayashi, H. (1987). Near-threshold fatigue crack growth and crack closure in a nodular cast iron. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, Vol. 10, No. 4, pp. 273-280.

- [78] Tanaka, K., Akiniwa, Y. (2002). Fatigue crack propagation behaviour derived from S-N data in very high cycle regime. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, Vol. 25, pp. 775-784.
- [79] Ritchie, R.O. (1999). Mechanisms of fatigue - crack propagation in ductile and brittle solids. *International Journal of Fracture*, Vol. 100, pp. 55-83.
- [80] Nikola VUČETIĆ, Gordana JOVIČIĆ, Branimir KRSTIĆ, Miroslav ŽIVKOVIĆ, Vladimir MILOVANOVIĆ, Josip KAČMARČIK, Ranko ANTUNOVIĆ (2020). Further investigation of the repetitive failure in an aircraft engine cylinder head - Mechanical properties of Aluminum alloy 242.0. *MECHANIKA*, Vol. 26, No. 4, ISSN 1392-1207.
- [81] <https://www.makeitfrom.com/material-properties/242.0-O-Cast-Aluminum>, приступљено 14.12.2019.
- [82] ASM International (1990). *Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials*, Vol. 2.
- [83] Рашуо, Б. (1995). *Технологија производње летјелица*. Београд: Машински факултет.
- [84] Zolotorevsky, V.S., Belov, N.A., Glazoff, M.V. (2007). *Casting Aluminium Alloys*. 1st Edition, Elsevier.
- [85] Anson, J.P., Gruzleski, J.E. (1999). The quantitative discrimination between shrinkage and gas microporosity in cast aluminium alloys using spatial data analysis. *Material Characterization*, Vol. 43, pp. 319-355.
- [86] Kuwazuru, O., Murata, Y., Hangai, Y., Utsunomiya, T., Kitahara, S., Yoshikawa, N. (2008). X-ray CT inspection for porosities and its effect on fatigue of die cast aluminium alloy. *Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering*, Vol. 2, No. 9, pp.1 220-1231.
- [87] Skallerud, B., Iveland, T., Harkegard, G. (1993). Fatigue life assessment of aluminium alloys with casting defects. *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 44, No. 6, pp. 857-874.
- [88] Wang, Q.G., Apelian, D., Lados, D.A. (2001). Fatigue behavior of A356-T6 aluminum cast alloys. Part I. Effect of casting defects. *Journal of Light Metals*, Vol. 1, pp. 73-84.
- [89] Couper, M.J., Nesson, A.E., Griffiths, J.R. (1990). Casting defects and the fatigue behavior of an aluminium casting alloy. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, Vol. 13, pp. 213-227.
- [90] Rašuo, B. (2011). Experimental techniques for evaluation of fatigue characteristics of laminated constructions from composite materials: full - scale testing of the helicopter rotor blades. *Journal of Testing and Evaluation*, Vol. 39, No. 2, pp. 237-242.
- [91] Linder, J., Axelsson, M., Nilsson, H. (2006). The influence of porosity on the fatigue life for sand and permanent mould cast aluminium. *International Journal of Fatigue*, Vol. 28, pp. 1752-1758.

- [92] Lados, D.A., Apelian, D. (2004). Fatigue crack growth characteristics in cast Al-Si-Mg alloys. Part I. Effects of processing conditions and microstructure. *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 385, pp. 200-211.
- [93] Buffiere, J.Y., Savelli, S., Jouneau, P.H., Maire, E., Fougères, R. (2001). Experimental study of porosity and its relation to fatigue mechanisms of model Al-Si7-Mg0.3 cast Al alloy. *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 316, pp. 115-126.
- [94] Li, B., Shen, Y., Weiye, H. (2011). Casting defects induced fatigue damage in aircraft frames of ZL205A aluminum alloy - a failure analysis. *Materials and Design*, Vol. 32, pp. 2570-2582.
- [95] Yi, J.Z., Gao, Y.X., Lee, P.D., Flower, H.M., Lindley, T.C. (2003). Scatter in fatigue life due to effects of porosity in cast A356-T6 aluminum-silicon alloys. *Metallurgical and Materials Transactions: A*, Vol. 33, pp. 1879-1890.
- [96] Yi, J.Z., Gao, Y.X., Lee, P.D., Lindley, T.C. (2006). Microstructure - based fatigue life prediction for cast A356-T6 aluminum-silicon alloys. *Metallurgical and Materials Transactions: B*, Vol. 37, pp. 301-311.
- [97] Gao, Y.X., Yi, J.Z., Lee, P.D., Lindley, T.C. (2004). The effect of porosity on fatigue life of cast aluminium - silicon alloys. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, Vol. 27, pp. 559-570.
- [98] Gao, Y.X., Yi, J.Z., Lee, P.D., Lindley, T.C. (2004). A micro - cell model of the effect of microstructure and defects on fatigue resistance in cast aluminum alloys. *Acta Materialia*, Vol. 52, pp. 5435-5449.
- [99] Kaufman, J.G., Rooy, E.L. (2004). Aluminum alloy castings: properties, processes and applications. American Foundry Society, ASM International: The influence and control of porosity and inclusions in aluminum castings.
- [100] SRPS EN ISO 6506-1:2011 (2011). Metallic materials-Brinell hardness test-Part 1: Test method (ISO 6506:1:2005). Institute for Standardization of Serbia.
- [101] ASTM: B557M (2002). Standard Test Methods of Tension Testing Wrought and Cast Aluminum and Magnesium Alloy Products.
- [102] ASTM: E646-00 (2000). Standard Test Method for Tensile Strain-Hardening Exponents (n-Values) of Metallic Sheet Materials.
- [103] SHIMADZU Servopulser Fatigue and Endurance Testing Systems.
- [104] Kahl, S., Ekström, H.E., Mendoza, J. (2014). Tensile, Fatigue and Creep Properties of Aluminum Heat Exchanger Tube Alloys for Temperatures from 293 K to 573 K (20°C to 300°C). *Metallurgical and Materials Transactions A*, Vol. 45A, No. 2, pp. 663-681.
- [105] ASTM: E23-07 (2007). Standard Test Methods for Notched Bar Impact Testing of Metallic Materials.
- [106] Gupta, K., Jain, N.K. (2016). *Near - Net Shape Manufacturing of Miniature Spur Gears by Wire Spark Erosion Machining*. Singapore: Springer Singapore.

- [107] Tocci, M., Pola, A., Montesano, L., Merlin, M., Garagnani, G.L., La Vecchia, G.M. (2017). Tensile behaviour and impact toughness of an AlSi3MgCr alloy. *Procedia Structural Integrity*, Vol. 3, pp. 517-525.
- [108] Akula, G., Satyanarayana, V.V., Kumar, A.G., Kadali, V. (2018). Effect of Surface Roughness on Fatigue Life of Al 6160 Alloy. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, Vol. 7. pp. 9599-9603.
- [109] Wang, M., Pang, J.C., Li, S.X., Zhang, Z.F. (2017). Low-cycle fatigue properties and life prediction of Al-Si piston alloy at elevated temperature. *Materials Science and Engineering*, Vol. 704, pp. 480-492.
- [110] Fan, K.L., Liu, X.S., He, G.Q., Chen, H. (2015). Elevated temperature low cycle fatigue of a gravity casting Al-Si-Cu alloy used for engine cylinder heads. *Materials Science and Engineering*, Vol. 632, pp. 127-136.
- [111] SHIMADZU Corporation (2013). Basic Knowledge of SHIMADZU Servopulser.
- [112] ASTM: E468-90 (2004). Standard Practice for Presentation of Constant Amplitude Fatigue Test Results for Metallic Materials.
- [113] ASTM: E466-96 (2002). Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials.
- [114] ASTM: E739-91 (2004). Standard Practice for Statistical Analysis of Linear or Linearized Stress-Life (S-N) and Strain-Life (ϵ -N) Fatigue Data
- [115] Којић, М., Славковић, Р., Живковић, М., Грујовић, Н. (2010). *Метод коначних елемената 1 - линеарна анализа*. Крагујевац: Машински факултет.
- [116] Bathe, J.B. (1982). *Finite element procedures in Engineering analysis*. New Jersey: Prentice-Hall.
- [117] Zienkiewicz, O.C., Taylor, R.L. (2000). *Finite Element Method. Vol. 1*, Elsevier Butterworth-Heinemann.
- [118] Zienkiewicz, O.C., Taylor, R.L. (2000). *Finite Element Method. Vol. 2*, Elsevier Butterworth-Heinemann.
- [119] Liu, G.R. (2003). *Finite Element Method: A practical course*. Elsevier Butterworth-Heinemann.
- [120] Секуловић, М. (1988). *Метод коначних елемената*. Београд: Грађевинска књига.
- [121] Boljanović, S., Maksimović, S. (2011). Analysis of the crack growth propagation process under mixed - mode loading. *Engineering Fracture Mechanics*, No. 78, pp. 1565-1576.
- [122] Boljanović, S. (2012). Fatigue strength analysis of semi - elliptical surface crack. *Scientific Technical Review*, No. 62, pp. 10-16.

- [123] Boljanović, S., Maksimović, S., Posavljak, S. (2011). Fatigue life estimation of cracked structural components. *International Conference DEMI 2011*, Banja Luka, Republic of Srpska, May 26-28, pp. 165-172.
- [124] Maksimović, S., Posavljak, S., Maksimović, K., Nikolić-Stanojević, V., Đurković, V. (2010). Total fatigue life estimation of notched structural components using low-cycle fatigue properties. *Strain*, No. 47, pp. 341-349.
- [125] Boljanović, S., Maksimović, S., Carpinteri, A. (2011). Numerical modelling of semi-elliptical crack growth under cyclic loading. *International Conference ICoSSM 2011*, Vlasina Lake, Serbia, July 05-08.
- [126] Boljanović, S., Maksimović, S., Carpinteri, A. (2011). Residual life estimation of quarter-elliptical corner crack growth. *International Conference OTEH 2011*, Belgrade, Serbia, October 06-07, pp. 628-633.
- [127] Boljanović, S., Maksimović, S. (2010). Fatigue crack analysis under mixed loading. *9th International Conference on Multiaxial Fatigue & Fracture (ICMFF9)*, Parma, Italy, June 07-09, pp. 541-549.
- [128] Sorić, J. (2004). *Metoda konačnih elemenata*. Golden Marketing: Zagreb.
- [129] Abbas, M.A. (2018). Comparison of convergence rate of higher order tetrahedral and hexahedral elements for Linear Static Structural FEA. *International Journal of Pure and Applied Mathematics*, Vol. 119, No. 10, pp. 1927-1933.
- [130] Dyi-C.C., Ci-S.Y., Fu-Y.G. (2014). Analysis and experiment of 7075 Aluminum alloy tensile test. *Procedia Engineering*, Vol. 81, pp. 1252-1258.
- [131] Cabezas, E.E., Celentano, D.J. (2002). Experimental and numerical analysis of the tensile test using sheet specimens. *Mecanica Computacional*, Vol. 21, pp. 854-873.
- [132] Vasco, M.C., Tserpes, K., Pantelakis, S.G. (2018). Numerical simulation of tensile behavior of corroded Aluminum alloy 2024 T3 considering the Hydrogen Embrittlement. *Metals*, Vol. 8, pp. 1-17.
- [133] Khellafi, H., Bendouba, M., Djebli, A., Aid, A., Noureddine, B., Benguediab, M., Talha, A. (2018). Finite element based fatigue analysis of 6082 Aluminum alloy under random loading. *Journal of Materials and Engineering Structures*, Vol. 5, pp. 73-80.
- [134] Vučetić, N., Jovičić, G., Krstić, B., Živković, M., Milovanović, V., Kačmarčik, J., Antunović, R. (2020). Research of an aircraft engine cylinder assembly integrity assessment - Thermomechanical FEM analysis. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 111C, <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2020.104453>.
- [135] MakeItFrom.com, from <https://www.makeitfrom.com/material-properties/Normalized-4140-Cr-Mo-Steel>, приступљено 26.04.2019.
- [136] The Physics Factbook - Energy density of Gasoline, from <https://hypertextbook.com/facts/2003/ArthurGolnik.shtml>, приступљено 25.04.2019.

- [137] Are Airplane Engines so Inefficient, from <https://michaelsoroka.com/2014/03/26/are-airplane-engines-inefficient/>, приступљено 25.04.2019.
- [138] Abdala, I.A.A. (2012). Internal Combustion Engine Heat Transfer-Transient Thermal Analysis. Doctoral Thesis, University of Southern Queensland, Faculty of Engineering & Surveying.
- [139] Heat Transfer Engineering Thermodynamics, from https://www.engineersedge.com/heat_transfer/convective_heat_transfer_coefficients__13378.htm, приступљено 25.04.2019.
- [140] Ashouri, H. (2015). Finite element analysis of thermo-mechanical stresses in diesel engines cylinder heads using a two-layer viscoelasticity model. *International Journal of Automotive Engineering*, Vol. 5, pp. 2054-2064.
- [141] Thomas, J.J., Vergner, L., Bignonnet, A., Charkaluk, E. (2004). Thermo-mechanical design in the automotive industry. *Journal of Fatigue and Fracture of Engineering Material and Structure*, Vol. 27, pp. 887-895.
- [142] Trampert, S., Gocmez, T., Pisinger, S. (2008). Thermo-mechanical fatigue life prediction of cylinder head in combustion engines. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 130, pp. 1-10.
- [143] Thalmai, S., Thiele, J., Fishersworing-Bunk, A., Ehart, R., Guillou, M. (2006). Cylinder heads for high power gasoline engines-thermo-mechanical fatigue life prediction. SAE Technical Papers No. 2006-01-0655.
- [144] Heywood, J.B. (1988). *Internal Combustion Engine Fundamentals*, First Edition. New York: McGraw-Hill.
- [145] Operator's manual (2005). Lycoming O-360, HO-360, IO-360, AIO-360, HIO-360 & TIO-360 series aircraft engines, Part No. 60297-12, Rev. No. 60297-12-5, Lycoming, Williamsport, PA.
- [146] Osmond, P., Le, V.D., Morel, F., Bellett, D., Saintier, N. (2018). Effect of porosity on the fatigue strength of cast aluminium alloys: from the specimen to the structure. *7th International Conference on Fatigue Design, Fatigue Design 2017*, 29-30 November, Senlis, France
- [147] Mayer, H., Papakyriacou, M., Zettl, B., Stanzl-Tschegg, S.E. (2003). Influence of porosity on the fatigue limit of die cast magnesium and aluminium alloys. *International Journal of Fatigue*, Vol. 25, pp. 245-256.
- [148] Fintova, S., Konecna, R., Nicoletto, G. (2013). Microstructure, defects and fatigue behavior of cast AlSi7Mg alloy. *Acta Metallurgica Slovaca*, Vol. 19, No. 3, pp. 223-231.
- [149] Xian-Kui, Z., James, A.J. (2012). Review of fracture toughness (G, K, J, CTOD, CTOA) testing and standardization. *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 85, pp. 1-46.
- [150] Zhiping, Q., Zesheng, Z., Lei, W. (2018). Numerical analysis methods of structural fatigue and fracture problems. *Contact and Fracture Mechanics*. London: Intech Open.

- [151] Heidarvand, M., Soltani, N., Hajializadeh, F. (2017). Experimental and numerical determination of critical stress intensity factor of Aluminum curved thin sheets under tensile stress. *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 31, pp. 2185-2195.
- [152] Guchinsky, R., Petinov, S. (2016). Numerical modeling of the surface fatigue crack propagation including the closure effect. *International Journal for Computational Methods in Engineering Science and Mechanics*, Vol. 17, pp. 1-6.
- [153] Liu, Y., Wu, Z., Liang, Y., Liu, X. (2008). Numerical methods for determination of stress intensity factors of singular stress field. *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 75, pp. 4793-4803.
- [154] Tavares, P., Gomes, F.S., Moreira, P.M.G.P. (2014). A hybrid experimental-numerical SIF determination technique. *Procedia Materials Science*, Vol. 3, pp. 190-197.
- [155] Malag, L., Kukielka, L. (2008). Numerical analysis of the states of deformation and stress in the compact tension specimen (CT). *Proceedings in Applied Mathematics and Mechanics*, Vol. 8, pp. 10443-10444.
- [156] Chafi, M., Boulenouar, A. (2019). A numerical modelling of mixed mode crack initiation and growth in functionally graded materials. *Materials Research*, Vol. 22, pp. 1-10.
- [157] Gupta, N., Pachauri, P. (2012). An experimental and computational investigation of crack growth initiation in compact tension (CT) specimen. *International Journal of Scientific and Research Publications*, Vol. 2, pp. 1-7.
- [158] Fujimoto, T., Nishioka, T. (2010). Experimental and numerical study for crack propagation in Aluminum alloy A2024-T351. *Materials Science and Engineering*, Vol. 10, pp. 1-10.
- [159] Zych, M. (2014). Thermal cracking of the cylindrical tank under construction. II: Early age cracking. *Journal of Performance of Constructed Facilities*, Vol. 29, pp. 1-10.
- [160] Seiichiro, T., Moe, S., Riccardo, F. (2018). Prediction of fatigue crack initiation life of Aluminium alloy joints using cyclic elasto-plasticity FEM analysis. *MATEC Web of Conferences*, Vol. 165, pp. 1-6.
- [161] Sajith, S., Murthy, K.S.R.K., Robi, P.S. (2020). Experimental and numerical investigation of mixed mode fatigue crack growth models in Aluminum 6061-T6. *International Journal of Fatigue*, Vol. 130, pp. 1-15.
- [162] Erdogan, F., Sih, G.C. (1963). On the crack extension in plates under plane loading and transverse shear. *Journal of Basic Engineering*, Vol. 85, No. 4, pp. 519-525.

Биографија

Никола Вучетић је рођен 10.12.1989. године у Сарајеву. Основну школу „П. П. Његош“ у Источној Илици завршио је 2004. године као ученик генерације. Гимназију је завршио 2008. године, а након тога уписује Машински факултет Универзитета у Источном Сарајеву. Четворогодишње студије на Машинском факултету завршио је у јулу 2012. године као студент генерације са просјечном оцјеном 9.70. Исте године уписује Мастер студије на Машинском факултету у Источном Сарајеву које завршава у децембру 2013. године са просјечном оцјеном 10.00. У току студирања био је стипендиста Министарства просвјете и културе Републике Српске у трајању од 6 година, стипендиста Скупштине града Источно Сарајево, као и стипендиста Министарства за научнотехнолошки развој, високо образовање и информационо друштво Републике Српске. Добитник је Захвалнице Машинског факултета Источно Сарајево, као и Плакете Универзитета у Источном Сарајеву за постигнут изузетан успјех у току студија. Радно искуство започео је у словеначкој фирми „Колектор“ као конструктор алата и технолог на операцији бризгања пластике. На Машинском факултету у Источном Сарајеву ступио је у радни однос у октобру 2014. године као асистент на Катедри за примијењену механику. Од 2016. године је у звању вишег асистента. Докторске академске студије из области Примењена механика уписао је на Факултету инжењерских наука 2014. године. У току свог досадашњег рада био је учесник на једном међународном пројекту и на више пројеката реализованих за привредне субјекте Републике Српске. Аутор је или коаутор више од тридесет научноистраживачких публикација, међу којима се истичу четири рада објављена у часописима индексираним у SCI бази, од којих је кандидат први аутор на два рада објављена као резултат истраживања у оквиру докторске дисертације.

Прилог 1.

Изјава о ауторству

Изјављујем да је докторска дисертација под насловом:

**РАЗВОЈ МЕТОДОЛОГИЈЕ ЗА ПРОЦЈЕНУ ИНТЕГРИТЕТА ВАЗДУШНО ХЛАЂЕНОГ
АВИОНСКОГ КЛИПНОГ МОТОРА ИЗЛОЖЕНОГ ВИСОКОЦИКЛИЧНОМ
МЕХАНИЧКОМ И ТЕРМИЧКОМ ОПТЕРЕЂЕЊУ**

- резултат сопственог истраживачког рада,
- да нисам кршио ауторска права и користио интелектуалну својину других лица.

У Крагујевцу, 14.07.2020.

Потпис
Никола Букемић

Прилог 2.

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

Име и презиме аутора: Никола Вучетић
Број индекса: 1004/2014
Студијски програм: Примењена механика
Наслов рада:

**РАЗВОЈ МЕТОДОЛОГИЈЕ ЗА ПРОЦЈЕНУ ИНТЕГРИТЕТА ВАЗДУШНО ХЛАЂЕНОГ
АВИОНСКОГ КЛИПНОГ МОТОРА ИЗЛОЖЕНОГ ВИСОКОЦИКЛИЧНОМ
МЕХАНИЧКОМ И ТЕРМИЧКОМ ОПТЕРЕЂЕЊУ**

Ментор: проф. др Гордана Јовичић, редовни професор

Изјављујем да је штампана верзија мог докторског рада истовјетна електронској верзији коју сам предао ради похрањена у **Дигиталном репозиторијуму Универзитета у Крагујевцу.**

Дозвољавам да се објаве моји лични подаци везани за добијање академског назива доктора наука као што су име и презиме, година и мјесто рођења и датум одбране рада. Ови лични подаци могу се објавити на мрежним страницама дигиталне библиотеке, у електронском каталогу и у публикацијама Универзитета у Крагујевцу.

У Крагујевцу, 14.07.2020.

Потпис
Никола Вучетић

Прилог 3.

Изјава о коришћењу

Овлашћујем Универзитетску библиотеку у Крагујевцу да у Дигитални репозиторијум Универзитета у Крагујевцу унесе моју докторску дисертацију под насловом:

РАЗВОЈ МЕТОДОЛОГИЈЕ ЗА ПРОЦЕНУ ИНТЕГРИТЕТА ВАЗДУШНО ХЛАЂЕНОГ АВИОНСКОГ КЛИПНОГ МОТОРА ИЗЛОЖЕНОГ ВИСОКОЦИКЛИЧНОМ МЕХАНИЧКОМ И ТЕРМИЧКОМ ОПТЕРЕЂЕЊУ

која је моје ауторско дјело.

Сагласан сам да електронска верзија моје дисертације буде доступна у отвореном приступу.

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

1. Ауторство
2. Ауторство-некомерцијално
3. Ауторство-некомерцијално-без прераде
4. Ауторство-некомерцијално-дијелити под истим условима
5. Ауторство-без прераде
6. Ауторство-дијелити под истим условима

(Молимо да заокружите само једну од шест понуђених лиценци. Кратак опис лиценци дат је на следећој страници.)

У Крагујевцу, 14.07.2020.

Потпис
Никола Вукетић

1. Ауторство-Дозвољавате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дјела и прераде ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце, чак и у комерцијалне сврхе. Ово је најслободнија од свих лиценци.
2. Ауторство-некомерцијално. Дозвољавате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дјела и прераде ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дјела.
3. Ауторство-некомерцијално-без прераде. Дозвољавате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дјела без промјена, преобликовања или употребе дјела у свом дјелу ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дјела. У односу на све остале лиценце овом лиценцом се ограничава највећи обим права коришћења дјела.
4. Ауторство-некомерцијално-дијелити под истим условима. Дозвољавате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дјела и прераде ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце и ако се прерада дистрибуира под истом или сличном лиценцом. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дјела и прерада.
5. Ауторство-без прераде. Дозвољавате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дјела без промјена, преобликовања или употребе дјела у свом дјелу ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дјела.
6. Ауторство-дијелити под истим условима. Дозвољавате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дјела и прераде ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце и ако се прерада дистрибуира под истом или сличном лиценцом. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дјела и прерада. Слична је софтверским лиценцама, односно лиценцама отвореног кода.