
УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ

МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ

Деспот Јанковић

**УТИЦАЈ СТАТИЧКИХ И ДИНАМИЧКИХ
ОПТЕРЕЋЕЊА НА ПОЈАВУ ИНИЦИЈАЛНИХ
ОШТЕЋЕЊА КОМПОЗИТНИХ ЛОПАТИЦА РЕПНОГ
РОТОРА ХЕЛИКОПТЕРА**

докторска дисертација

Београд, 2018.

UNIVERSITY OF BELGRADE
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Деспот Јанковић

**EFFECT OF THE STATIC AND DYNAMIC LOADS ON
THE OCCURRENCE OF INITIAL DAMAGE ON
COMPOSITE BLADES OF HELICOPTER TAIL ROTOR**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2018.

Подаци о ментору и члановима комисије за преглед и одбрану:

Ментор:

др Слободан Ступар, редовни професор
Машински факултет, Универзитета у Београду

Чланови комисије:

др Александар Симоновић, редовни професор
Машински факултет, Универзитета у Београду

др Александар Грбовић, ванредни професор
Машински факултет, Универзитета у Београду

др Стеван Максимовић, научни саветник
Војнотехнички институт, Београд

др Слободан Гвозденовић, редовни професор
Саобраћајни факултет, Универзитет у Београду

Датум одбране:

ЗАХВАЛНИЦА

Хтео бих да се захвалим свима који су помогли у изради ове дисертације и без чије искрене помоћи не би могла бити завршена. На првом месту бих желео да се захвалим свом ментору проф. др Слободану Ступару који је приликом припреме, израде и прегледа рукописа, својим корисним саветима и сугестијама пружио драгоцену несебичну помоћ. Такође желим да се захвалим на подршци и сарадњи члану комисије проф. др Александру Симоновићу на подршци током израде рада. Посебну захвалност дугујем др Стевану Максимовићу, научном саветнику који ме је увео у област анализе чврстоће структуре ваздухоплова са аспекта замора и механике лома.

Захваљујем се колегама из Војнотехничког института и Ваздухопловног завода „Мома Станојловић”.

На крају се захваљујем својој породици супрузи Наташи, сину Марку и ћерки Марији на подршци и разумевању током израде докторске дисертације.

Утицај статичких и динамичких оптерећења на појаву иницијалних оштећења композитних лопатица репног ротора хеликоптера

Резиме

Истраживања у оквиру израде ове дисертације била су примарно усмерена на технологију израде лопатица репног ротора хеликоптера од композитних материјала с једне и обезбеђење потребне чврстоће са аспекта замора с друге стране. Истраживања на замени оригиналних металних лопатица, којима је уједно истекао век употребе, са лопатицама од композитних материјала су примарно била усмерена, поред саме технологије израде, и на дефинисање комплетних процедура за обезбеђење потребног века употребе током експлоатације хеликоптера под дејством одговарајућег спектра оптерећења. За ту сврху су развијене прорачунске процедуре као и одговарајући „in-house“ софтвери.

Процена радног века поменутих лопатица репног ротора хеликоптера од композитних материјала проистекла је примарно на бази експерименталних испитивања истих и то како у подручју статичке чврстоће тако и са аспекта замора за меродавни спектар оптерећења. Битан елемент ових истраживања је свакако прецизно дефинисање оптерећења за шта су коришћене CFD нумеричке симулације целог хеликоптера, као и нумеричке симулације напонских стања метал-композитне лопатице репног ротора хеликоптера.

Сви ови резултати су верификовани и кроз сопствена земаљска и летна испитивања, што им обезбеђује велику применљивост на другим сложеним конструкцијама у овој важној области како за инжењерску праксу тако и за научна истраживања.

Кључне речи:

Композитне структуре, ваздухоплови, лопатице хеликоптера, композитни материјали, технологија израде, коначни елементи, експериментална чврстоћа, замор.

Научна област:

Техничке науке

Ужа научна област:

Машинство

УДК

629.735.45.021:533.662.6]:66.018.9(043.3)

533.662.6:539.4.01]:004.942(043.3)

533.662.6:539.4.01]:620.162(043.3)

The influence of static and dynamic loads on the occurrence of the initial damage to the composite tail rotor blades of helicopters

Abstract

Research in the framework of this doctoral thesis was primarily focused on the technology of the helicopter tail rotor blades made of composite material on one side and securing the necessary strength in terms of fatigue on the other side.

Research on the replacement of original metal blades, which is the expired service life, having blades made of composite materials have been primarily focused, next to the technology of production, as the definition of the complete procedures to ensure the required lifetime of the helicopter during the operation under the action of a suitable torque spectrum. For this purpose, here is developed the computation procedure and appropriate "in-house" software.

Evaluation of the aforementioned helicopter tail rotor blades made of composite materials stem primarily on the basis of experimental tests of the same both in the static strength and fatigue in terms of authoritative load spectrum.

An important element of this research is certainly a precise definition of the loads of what they used CFD numerical simulation of the entire helicopter. All these results are verified through their own ground and flight tests, making them a great applicability in other complex structures in this important area both for engineering practice and scientific research.

Keywords:

Composite structures, aircrafts structures, helicopter tail rotor blades, composite materials, manufacturing, finite elements, experimental strength, fatigue

Scientific field:

Technical sciences

Specific scientific field:

Mechanical engineering

UDC

629.735.45.021:533.662.6]:66.018.9(043.3)

533.662.6:539.4.01]:004.942(043.3)

533.662.6:539.4.01]:620.162(043.3)

САДРЖАЈ

	стр.
<i>РЕЗИМЕ</i>	
<i>ABSTRACT</i>	
<i>СПИСАК СЛИКА</i>	1
<i>СПИСАК ТАБЕЛА</i>	5
<i>НОМЕНКЛАТУРА</i>	7
1. УВОД, ПРЕДМЕТ, ЦИЉ И ЗАДАЦИ ИСТРАЖИВАЊА	11
1.1 Увод	11
1.2 Кратак приказ појединачних поглавља	12
1.3 Предмет, циљ и задаци истраживања.....	14
2. ПРЕГЛЕД КОРИШЋЕНЕ ЛИТЕРАТУРЕ	16
2.1 Нумерички метод	19
2.2 Аеродинамичка анализа применом CFD модула	19
2.3 Анализа чврстоће на замор лопатица репног ротора	20
3. ТЕОРИЈСКЕ ОСНОВЕ - АНАЛИЗА ЧВРСТОЋЕ КОНСТРУКЦИЈА ОД КОМПОЗИТНИХ МАТЕРИЈАЛА	22
3.1 Анализа ломне чврстоће композитних структура	23
3.2 Прорачун чврстоће ламината на иницијални лом	24
3.3 Иницијални лом у линеарном домену	29
3.4 Анализа прогресивног лома	30
3.5 Ивични ефекти у посткритичном домену код вишеслојних ламината .	32
3.6 Нумеричка верификација	33
3.7 Закључне напомене	37

4. НУМЕРИЧКИ МОДЕЛИ	38
4.1 Увод	38
4.2 Анализа губитка еластичне стабилности вишеслојних композитних панела	39
4.3 Анализа губитка стабилности применом методе коначних елемената	43
4.4 Закључне напомене	45
5. ДЕФИНИСАЊЕ МЕТОДОЛОГИЈЕ И ПОСТУПАКА (ТЕХНОЛОГИЈА ИЗРАДЕ ЛОПАТИЦА РЕПНОГ РОТОРА)	46
5.1 Увод	46
5.2 Припрема материјала за израду лопатице	49
5.3 Опис алата и припрема алата за израду лопатице	49
5.4 Израда елемената структуре лопатице	53
5.4.1 Израда тела лопатице репног ротора	53
5.4.2 Израда рамењаче	54
5.5 Постављање испуна лопатице (слагање материјала и елемената унутрашње структуре лопатице у алат)	56
5.6 Полимеризација лопатице	60
5.7 Обрада лопатице после полимеризације	66
5.8 Израда структуре капе нападне ивице са грејачима против залеђивања лопатице	67
5.9 Лепљење капе нападне ивице за тело репне лопатице	71
5.10 Бојење и означавање лопатице	72
6. НУМЕРИЧКА СИМУЛАЦИЈА	73
6.1 Нумеричко моделирање лопатице репног ротора хеликоптера	73
6.2 Нумеричка симулација понашања окова лопатице репног ротора хеликоптера.	75
7. ЕКСПЕРИМЕНТАЛНА ВЕРИФИКАЦИЈА РЕЗУЛТАТА	82
7.1 Увод	82
7.2 Начин уградње и мерна места	82

7.3	Прорачунско и уведено оптерећење	84
7.4	Програм испитивања и поступак мерења	85
7.5	Ток и резултати испитивања	86
7.6	Обрада и анализа резултата	94
7.7	Закључне напомене	126
8.	ДИСКУСИЈА	127
8.1	Аналитичке и нумеричке методе губитка еластичне стабилности комполитног панела	127
8.2	Нумеричке симулације напонских стања метал-комполитне лопатице	128
8.3	Испитивање статичке чврстоће метал-комполитне лопатице	131
9.	ЗАКЉУЧАК	133
9.1	Резултати истраживања	133
9.2	Допринос научној мисли и инжењерској пракси	134
9.3	Препоруке за будући рад	134
10.	СПИСАК КОРИШЋЕНЕ ЛИТЕРАТУРЕ	136

ПРИЛОЗИ

СПИСАК СЛИКА

	стр.
Слика 3.1 – Модови губитка стабилности притиснуте композитне плоче и зоне иницијалних оштећења услед интерламинарних напона смицања	32
Слика 3.2 – Геометрија и оптерећење композитног панела са отвором	35
Слика 3.3 – Поређење резултата иницијалног лома за различите критеријуме отказа за секвенцу S1.....	37
Слика 4.1 – Аксијално притиснути вишеслојни композитни панел	40
Слика 4.2 – Изглед мода губитка еластичне стабилности композитног панела са секвенцом слагања слојева [1 1 3 3]s	44
Слика 4.3 – Поређење резултата МКЕ са аналитичким решењем за секвенцу слагања слојева [1 1 3 3]s	44
Слика 5.1 – Лопатица репног ротора хеликоптера Ми-8	47
Слика 5.2 – Склоп лопатице репног ротора од композитних материјала	47
Слика 5.3 – Склоп лопатице репног ротора хеликоптера израђене од композитних материјала са саставним елементима	48
Слика 5.4 – Алат за израду тела лопатице репног ротора (затворен).....	50
Слика 5.5 – Алат за израду тела лопатице репног ротора – (поглед А)	51
Слика 5.6 – Алат за израду тела лопатице репног ротора – (поглед В)	51
Слика 5.7 – Доња полутка алата за израду тела лопатице репног ротора	52
Слика 5.8 – Горња полутка алата за израду лопатице репног ротора	52
Слика 5.9 – Постављање препрега у горњу полутку алата	54

Слика 5.10 – Постављање препрега за израду рамењаче	55
Слика 5.11 – Полуплетенице за формирање рамењаче у доњој полутци алата	56
Слика 5.12 – Испуна бр.1	56
Слика 5.13 – Испуна бр.2	57
Слика 5.14 – Испуна бр.3	57
Слика 5.15 – Испуна бр.4	57
Слика 5.16 – Постављање испуна у доњу полутку алата	58
Слика 5.17 – Постављање ојачања излазне ивице	59
Слика 5.18 – Позиционирање горње и доње полутке алата.....	60
Слика 5.19 – Шематски приказ управљачког сигналног панела система „РЕГТЕМ-К”	61
Слика 5.20 – Насловна маска главног регулатора температуре „IMAGO 500” - (пример)	62
Слика 5.21 – Програмски едитор контролера „IMAGO 500”	63
Слика 5.22 – Почетна маска програма „JUMO PCA 3000”	64
Слика 5.23 – Радни део прогма „JUMO PCA 3000”	64
Слика 5.24 – Маска за анализу прикупљених резултата програма „JUMO PCA 3000”	65
Слика 5.25 – Пример извештаја о читавању сонди	65
Слика 5.26 – Тело лопатице после полимеризације након отварања алата	66
Слика 5.27 – Тело лопатице после полимеризације након вађења из алата (у положеном положају)	66
Слика 5.28 – Тело лопатице после полимеризације након вађења из алата (у вертикалном положају)	66
Слика 5.29 – Алат за израду капе лопатице	67
Слика 5.30 – Алат за израду капе лопатице (поглед А)	67

Слика 5.31 – Изглед грејача нападне ивице лопатице (грејач је шрафиран)	68
Слика 5.32 – Основа капе нападне ивице после полимеризације (прва фаза производње)	69
Слика 5.33 – Капа нападне ивице лопатице са алатом за производњу	70
Слика 5.34 – Тело репне лопатице	71
Слика 5.35 – Лопатица репног ротора од композитног материјала	72
Слика 6.1 – Конструкција композитне лопатице репног ротора хеликоптера ...	73
Слика 6.2 – Карактеристичан попречни пресек лопатице	74
Слика 6.3 – Модел коначних елемената целе лопатице репног ротора хеликоптера	74
Слика 6.4 – Геометрија модела окова лопатице репног ротора хеликоптера	75
Слика 6.5 – Делови модела окова лопатице репног ротора хеликоптера	76
Слика 6.6 – Модел коначних елемената лопатице репног ротора хеликоптера ..	77
Слика 6.7 – Напонско стање за виши ниво оптерећења	78
Слика 6.8 – Напонско стање за нижи ниво оптерећења	78
Слика 6.9 – Померања за виши ниво оптерећења	79
Слика 6.10 – Померања за нижи ниво оптерећења	79
Слика 6.11 – Нормални напони у правцу X-осе	80
Слика 6.12 – Нормални напони у правцу Y-осе	80
Слика 6.13 – Нормални напони у правцу Z-осе	81
Слика 7.1 – Изглед и начин уградње опитног узорка	83
Слика 7.2 – Распоред и ознаке мерних трака	84
Слика 7.3 – Програм увођења оптерећења	85
Слика 7.4 – Изглед поломљене структуре	87
Слика 7.5 – Промена оптерећења и хода актуатора	95
Слика 7.6 – Кумулативни напони – мерна трака бр. 6	114

<i>Слика 7.7 – Кумулативни напони – мерна трака бр. 7</i>	<i>115</i>
<i>Слика 7.8 – Кумулативни напони – мерна трака бр. 8</i>	<i>116</i>
<i>Слика 7.9 – Кумулативни напони – мерна трака бр. 9</i>	<i>117</i>
<i>Слика 7.10 – Кумулативни напони – розета бр. 1</i>	<i>118</i>
<i>Слика 7.11 – Кумулативни напони – розета бр. 2</i>	<i>119</i>
<i>Слика 7.12 – Кумулативни напони – розета бр. 3</i>	<i>120</i>
<i>Слика 7.13 – Кумулативни напони – розета бр. 4</i>	<i>121</i>
<i>Слика 7.14 – Кумулативни напони – розета бр. 5</i>	<i>122</i>
<i>Слика 7.15 – Кумулативни напони – розета бр. 6</i>	<i>123</i>
<i>Слика 7.16 – Кумулативни напони – розета бр. 7</i>	<i>124</i>
<i>Слика 7.17 – Кумулативни напони – розета бр. 8</i>	<i>125</i>
<i>Слика 8.1 – Изглед метал-композитне лопатице репног ротора хеликоптера пре експерименталних испитивања чврстоће</i>	<i>128</i>
<i>Слика 8.2 – Алат за израду композитне лопатице репног ротора</i>	<i>129</i>
<i>Слика 8.3 – Модел МКЕ окова лопатице репног ротора хеликоптера од композитних материјала</i>	<i>130</i>
<i>Слика 8.4 – Расподела еквивалентних напона Von Mises у окову [daN/mm²]</i>	<i>131</i>
<i>Слика 8.5 – Испитивање металног окова лопатице репног ротора хеликоптера</i>	<i>132</i>

СПИСАК ТАБЕЛА

	<i>стр.</i>
Табела 3.1- <i>Поређење коефицијента иницијалног отказа (F.I) за различите критеријуме лома</i>	36
Табела 4.1 - <i>Утицај секвенце слагања слојева код композитног панела на вредност критичне силе</i>	41
Табела 4.2 - <i>N_{xCR} за различите вредности n & m</i>	43
Табела 5.1 <i>Техничке карактеристике лопатице репног ротора хеликоптера ...</i>	46
Табела 7.1 <i>Измерене микродеформације за циклус до граничног оптерећења ($j=1$)</i>	88
Табела 7.2 <i>Измерене микродеформације у розетама за циклус до граничног оптерећења ($j=1$)</i>	89
Табела 7.3 <i>Измерене микродеформације у розетама за циклус до граничног оптерећења ($j=1$)</i>	90
Табела 7.4 <i>Измерене микродеформације у појединачним мерним тракама за циклус до прорачунског ломног оптерећења ($j=1.55$)</i>	91
Табела 7.5 <i>Измерене микродеформације у розетама за циклус до прорачунског ломног оптерећења ($j=1.55$)</i>	92
Табела 7.6 <i>Измерене микродеформације у розетама за циклус до прорачунског ломног оптерећења ($j=1.55$)</i>	93
Табела 7.7 <i>Напони у мерним тракама до граничног оптерећења ($j=1$) $E = 21000 \text{ daN/mm}^2$</i>	96

Табела 7.8	Измерени напони у Розети бр. 1 ($E = 21000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.33$)	97
Табела 7.9	Измерени напони у Розети бр. 2 ($E = 21000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.33$)	98
Табела 7.10	Измерени напони у Розети бр. 3 ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	99
Табела 7.11	Измерени напони у Розети бр. 4 ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	100
Табела 7.12	Измерени напони у Розети бр. 5 ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	101
Табела 7.13	Измерени напони у Розети бр. 6 ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	102
Табела 7.14	Измерени напони у Розети бр. 7 ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	103
Табела 7.15	Измерени напони у Розети бр. 8 ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	104
Табела 7.16	Измерени напони у појединачним мерним тракама до ломног оптерећења ($j=1,55$) ($E = 21000 \text{ daN/mm}^2$)	105
Табела 7.17	Измерени напони у Розети бр. 1 до ломног оптерећења ($j=1,55$) ($E = 21000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.33$)	106
Табела 7.18	Измерени напони у Розети бр. 2 до ломног оптерећења ($j=1,55$) ($E = 21000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.33$)	107
Табела 7.19	Измерени напони у Розети бр.3 до ломног оптерећења ($j=1,55$) ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	108
Табела 7.20	Измерени напони у Розети бр.4 до ломног оптерећења ($j=1,55$) ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	109
Табела 7.21	Измерени напони у Розети бр.5 до ломног оптерећења ($j=1,55$) ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	110
Табела 7.22	Измерени напони у Розети бр.6 до ломног оптерећења ($j=1,55$) ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	111
Табела 7.23	Измерени напони у Розети бр.7 до ломног оптерећења ($j=1,55$) ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	112
Табела 7.24	Измерени напони у Розети бр.8 до ломног оптерећења ($j=1,55$) ($E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$)	113

НОМЕНКЛАТУРА

a / b	Димензије композитног панела: a -дужина плоче, b -ширина плоче)
C_{ij}	Коефицијент крутости.
D_{11}, D_{22}, D_3	Коефицијенти савојне крутости
$E_{11}^*, \dots, G_{66}^*$	Модули еластичности оштећеног слоја
E_{11}, \dots, G_{12}	Модули еластичности слоја пре оштећења
E_{11}	Модул еластичности у подужном правцу $E1$
E_{22}	Модул еластичности у попречном правцу $E2$
E	Јангов модул еластичности материјала [daN/mm^2]
F	Центрифугална сила [kN]
$F.I$	Коефицијент иницијалног лома
$F(\sigma_{ij})$	Функција чврстоће
$F_{ij}, F_{ijkl}, F_{ijklmn}$	Компоненте тензора чврстоће
G_{12}	Модул смицања G_{12}
G_{max}	Тежина лопатице
j	Коефицијент оптерећења

k_1, \dots, k_6	Фактори деградације крутости ламината
L	Дужина лопатице
l	Аеродинамичка тетива лопатице
M_{xy}	Момент торзије (увијања)
M	Обртни момент лопатице [daNm]
N	Произвољно одабрана вредност номиналног оптерећења
N_{xk}	Аксијално униформно оптерећење за k -ти случај оптерећења
N_{XCR}	Критична сила при коме се јавља губитак стабилности аксијално притиснутог композитног панела
n	Број обртаја лопатице [o/min]
n, m	Модови губитка стабилности
Q_s	Вектор спољнег оптерећења
Q_f, σ_{if}	Вектори оптерећења и напона при појави иницијалног отказа
Q_s, σ_{is}	Текуће вредности оптерећења и напона при појави иницијалног отказа.
$R_\epsilon, S_\epsilon, T_\epsilon$	Чврстоће на смицање у yz , xz и xy - равнима, респективно
S	Ломна чврстоћа на смицање у мембранској равни
S_1, S_2, S_3	Секвенце слагања слојева
t	Температура
X_t, X_c	Ломне чврстоће на истезање и притисак дуж правца влакна

Y_t, Y_c	Ломне чврстоће на истегање и притисак нормално на правац влакана у равни слоја
α, β, γ	Материјалне константе
$\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3$	Компоненте деформације у x , y и z правцима, респективно
$\epsilon_4, \epsilon_5, \epsilon_6$	Смичуће деформације у yz , xz и xy - равнима, респективно
λ	Фактор иницијалног лома
ν	Поасонов број (коэффициент)
θ_{11}	Угао главног напона $\begin{bmatrix} 0 \\ \end{bmatrix}$
σ	Нормални напон [daN/mm^2]
σ_i	Компоненте тензора напона
σ_{ij}	Тензор напона
σ_4, σ_5	Напони смицања.
τ_B	Интерламинарна смичућа чврстоћа ламината
τ_{xz}	Интерламинарни напони смицања
τ_{xy}	Напон смицања
ω	Угаона брзина лопатице [s^{-1}]

СКРАЋЕНИЦЕ

AWL	Agusta Westland Limited
CFD	Computation Fluid Dynamics

<i>EP</i>	<i>„eigenvalue“ проблем</i>
<i>LVDT</i>	<i>Интегрални давач хода актуатора који мери померање под оптерећењем истовремено са мерењем оптерећења</i>
<i>MKE</i>	<i>Метод коначних елемената</i>
<i>Msc/NASTRAN</i>	<i>Софтверски пакет за структуралну анализу на бази MKE</i>
<i>MTC</i>	<i>Серво хидраулични систем (кидалица)</i>
<i>RANS</i>	<i>Reynolds-averaged Navier-Stokes</i>
<i>PANOPT</i>	<i>Софтверски пакет за аналитичке прорачуне губитка еластичне стабилности (критичног оптерећења композитног панела)</i>
<i>STIF</i>	<i>Софтвер за срачунавање коефицијената матрице савојне крутости</i>
<i>BЗ</i>	<i>Ваздухопловни завод</i>
<i>ВТИ</i>	<i>Војнотехнички институт</i>

1. УВОД, ПРЕДМЕТ, ЦИЉ И ЗАДАЦИ ИСТРАЖИВАЊА

1.1 Увод

Пројектовање савремених летелица у основи захтева минимизацију масе структуре с једне и обезбеђење потребне чврстоће с друге стране [5, 29, 56]. Због својих изванредних механичких и физичких карактеристика композитни материјали су нашли значајну примену у градњи летелица [17, 42, 54]. Када се ради о хеликоптерима ту се првенствено мисли на лопатице главног и репног ротора. Композитни материјали имају значајне предности по питању статичких и динамичких карактеристика у односу на металне материјале. Карактеристике материјала на замор су веома важне за век трајања и поузданост лопатица ротора хеликоптера. Треба истаћи да се код летелица које су дужи временски период у експлоатацији појединим склоповима истиче век употребе. Ту се првенствено мисли на склопове структуре летелица. Већина ових склопова којима истиче век употребе су од металних материјала. То се у основи односи и на лопатице хеликоптера, у овом случају на лопатице репног ротора хеликоптера.

Да би се продужио њихов век употребе ишло се на освајање нове лопатице од композитних материјала. То у основи захтева комплетан процес пројектовања лопатице од композитних материјала и свакако експерименталну верификацију [24, 43]. Када се ради о експерименталној верификацији то у основи подразумева експерименталну верификацију њене статичке чврстоће као и чврстоће на замор [24, 40, 41, 82, 83,].

Посебан аспект истраживања се односи у подручју развоја саме технологије израде ових лопатица од композитних материјала. Управо предмет ове дисертације се односи на развој одговарајуће технологије израде ових лопатица која испуњава потребне захтеве у погледу статичке чврстоће као и чврстоће на замор односно одговарајући век употребе. Комплетна производња лопатица је реализована у Ваздухопловном Заводу „Мома Станојловић“ а експериментална верификација са аспекта статичке и чврстоће на замор у лабораторијама Војнотехничког института. Свакако комплетна верификација квалитета ових лопатица подразумевала је одговарајућа земаљска и летна испитивања што није предмет

разматрања у овом раду. Један од примарних активности који је уједно и предмет ове дисертације је обезбеђење потребног квалитета израде саме лопатице што је укључивало експерименталне верификације квалитета самих композитних и других материјала који су били дефинисани у пројектној документацији. У поглављу 2 дат је приказ коришћене литературе, са кратким освртом на актуелна истраживања из ове области последњих година. У овом поглављу набројани су најзначајнији резултати и препоруке по питању продужетка радног века лопатица репног ротора хеликоптера израђених од композитних материјала. Кроз коришћену литературу у поглављу 2 истакнута је важност нумеричких и експерименталних метода у погледу анализе чврстоће лопатица репног ротора хеликоптера. Такође су приказане савремене нумеричке методе које се користе за анализу услова рада елемената конструкција хеликоптера. Дат је и преглед примене широке палете композитних материјала и одговарајућих поступака технологије израде самих лопатица од композитних материјала.

1.2. Кратак приказ појединачних поглавља

Дисертација је подељена у десет поглавља.

У поглављу 1 су образложени мотиви за избор теме докторске дисертације. Уз то су дефинисани предмет, циљ и задаци истраживања, постављене су полазне хипотезе и дат је преглед коришћења научних метода. Поред тога дато је и сажето сагледавање потреба коришћења лопатица репног ротора хеликоптера од композитних материјала.

У поглављу 2 дат је приказ коришћене литературе, са кратким освртом на актуелна истраживања из ове области последњих година. У овом поглављу набројани су најзначајнији резултати и препоруке по питању продужетка радног века лопатица репног ротора хеликоптера израђених од композитних материјала. Кроз коришћену литературу у поглављу 2 истакнута је важност нумеричких и експерименталних метода у погледу анализе чврстоће лопатица репног ротора хеликоптера. Такође су приказане савремене нумеричке методе које се користе за анализу услова рада елемената конструкција хеликоптера. Дат је и преглед примене широке палете композитних материјала и одговарајућих поступака технологије израде самих лопатица од композитних материјала.

У поглављу 3 дате су теоријске основе за анализе чврстоће елемената конструкција од вишеслојних композитних материјала. Ту се првенствено дефинишу критеријуми отказа код вишеслојних композитних материјала.

У поглављу 4 приказани су репрезентативни нумерички модели за анализу вишеслојних композитних панела. Посебна пажња била је усмерена на нумеричко моделирање утицаја секвенци слагања слојева на критичне вредности напона односно на губитак еластичне стабилности композитних панела.

У поглављу 5 дефинисана је методологија и поступци везано за технологију израде лопатица од композитних материјала с једне и обезбеђења потребне чврстоће елемената конструкција од композитних материјала с друге стране.

У поглављу 6 дат је кратак осврт на нумеричке симулације које се користе за дефинисање оптерећења лопатица репног ротора хеликоптера с једне као и одређене анализе напонских стања с друге стране. Сама лопатица репног ротора хеликоптера је у основи метал/композитни тип конструкције. Корени део лопатице је метални који се везује за саму главчину ротора а преостали је композитна структура. Да би се обезбедила минимална маса уз задовољење захтева чврстоће потребна је прецизна анализа напонских стања. Основ за прецизно дефинисање напонских стања је Метод Коначних Елемената (*MKE*) у спрези са одговарајућим критеријумима за иницијалне отказе у ламинатима. За ту сврху коришћен је комерцијални софтвер *Msc/NASTRAN* с једне као и „*in-house*“ софтвер с друге стране. Када се ради о „*in-house*“ софтверу он се првенствено односи на анализе напонских стања вишеслојних композитних панела и њихову оптимизацију са аспекта прорачуна оптималне секвенце слагања слојева која обезбеђује минималну масу уз задовољење захтева чврстоће и губитка еластичне стабилности.

У поглављу 7 приказани су експериментални резултати испитивања чврстоће лопатица репног ротора хеликоптера од композитних материјала. Испитивања статичке и динамичке чврстоће лопатица репног ротора хеликоптера од композитних материјала реализована је уз коришћење серво-хидрауличног система *MTC* у Војнотехничком институту. За регистрацију напонских стања и деформација коришћене су мерне траке као и одговарајући сензори за регистрацију померања.

У поглављу 8 дате су одређене дискусије везано за предметна испитивања композитних лопатица. Анализирани су комплетни резултати експерименталне верификације чврстоће са посебним освртом на остварене резерве чврстоће које су добијене током спроведених експерименталних истраживања композитне лопатице репног ротора хеликоптера.

У поглављу 9 образложен је научни допринос дисертације и предложени су могући правци даљих истраживања на бази добијених резултата.

У поглављу 10 наведена је литература коришћена при изради докторске дисертације.

1.3 Предмет, циљ и задаци истраживања

Циљ израде докторске дисертације је да се за структуралне елементе летелица израђених примарно од композитних материјала, у овом случају лопатица репног ротора хеликоптера, који су под дејством спектра оптерећења успостави целовита процедура везано за технологију градње с једне и обезбеђење потребне чврстоће с друге стране.

У циљу пројектовања лопатица репног ротора хеликоптера од композитних материјала примењене су нумеричке и експерименталне методе истраживања услова и понашања вишеслојних композитних материјала а у циљу постизања дужег века експлоатације у односу на конвенционалне металне лопатице.

У оквиру ове дисертације развијена је комплетна технологија израде самих лопатица од савремених композитних материјала с једне као и одговарајуће методе експерименталне верификације чврстоће с друге стране.

Сама технологија израде композитних лопатица захтевала је прецизну израду алата као и одговарајуће поступке полимеризације. За све уграђене композитне материјале рађене су стандардне епрувете и вршена је њихова провера статичке и динамичке чврстоће.

У оквиру постизања научних резултата у истраживању коришћено је више научних метода примарно у домену дефинисања напонских стања код структуралних елемената типа вишеслојних композитних панела. За ту сврху коришћене су аналитичке методе као и метод коначних елемената (*MKE*). За прецизно дефинисање оптерећења коришћене су *CFD (Computation Fluid Dynamics)* нумеричке симулације. У оквиру аналитичких модела развијени су аналитички поступци за анализе напонских стања за произвољне секвенце слагања слојева у композитном панелу са произвољном орјентациом ортотропних слојева. Такође за ове композитне панеле развијена је нумеричка процедура за анализе губитка еластичне стабилности.

У оквиру експерименталне верификације чврстоће спроведена су комплетна статичка и испитивања на замор. Код статичких испитивања лопатице коришћене су мерне траке а испитивања су вршена до прописаних граничних и ломних случајева оптерећења са циљем да се утврде критична места с једне и евентуални иницијални откази с друге стране.

Такође су спроведена и одговарајућа испитивања лопатица на замор са циљем да се обезбеди дужи временски век употребе у односу на оригиналне металне лопатице.

Истраживања која су изведена у оквиру ове дисертације су пружила основ за дефинисање новог приступа у изучавању утицаја услова експлоатације, исказано преко спектра оптерећења, и могућег продужетка радног века композитних лопатица репног ротора хеликоптера под дејством општег спектра оптерећења.

У дисертацији су тако коришћене теоријске, нумеричке и експерименталне методе које су предмет истраживања и омогућиле су извођење релевантних закључака.

Задатак овог истраживања је био да се обезбеди потребан век структуре лопатице репног ротора без појаве иницијалних оштећења. То се односило за временски период од 1000 летова или 500 часова налета.

2. ПРЕГЛЕД КОРИШЋЕНЕ ЛИТЕРАТУРЕ

Репни ротор представља виталну компоненту хеликоптера, а чак и мања оштећења репног ротора хеликоптера могу узроковати значајан проблем у домену управљања [47]. У раду [47] је указано, на основу испитивања хеликоптера *AH 64A Apache*, да је чак 32% удеса/инцидената узроковано оштећењем репног ротора хеликоптера. У раду [69] су такође прављене анализе узрока ломова код хеликоптера. Истакнуто је да лом лопатица репног ротора представља трећи највећи узрочник фаталних ломова хеликоптера. Када се ради о летелицама типа хеликоптера за срачунавање оптерећења лопатица се користе *CFD (Computation Fluid Dynamics)* нумеричке симулације. Постоје два приступа. Код првог приступа ротори (главни и репни) се анализирају изоловано. Недостатак овог приступа је што се не узима у обзир интеракција између ротора лопатица и трупа као и између самих ротора лопатица. Да би се укључила ова интеракција потребно је моделирање геометрије трупа, главног и репног ротора хеликоптера као целине [24, 44]. У раду [43] примарно су се анализирали чврстоћа лопатица главног ротора а у раду [24] лопатица репног ротора хеликоптера. Анализа чврстоће композитних структура, у овом случају крила беспилотне летелице, анализирана је у референци [39]. Анализа чврстоће елемената конструкције типа вишеслојних композитних љуски разматрана је у радовима [9, 34, 37]. Посебан акценат у овим радовима био је на прецизном укључивању ефеката трансверзалног смицања. За ту сврху у овим радовима је коришћена теорија смицања вишег реда (*TSVR*). Утицај влаге и термичких оптерећења на понашање композитних материјала разматран је у раду [42]. Структурална анализа и оптимизација сложених конструкција применом *MKE* (Методе Коначних Елемената) илустрована је у раду [38].

За пројектовање лопатица репног ротора хеликоптера кључни елементи су одређивање аеродинамичког оптерећења и анализа чврстоћа са аспекта замора. Аеромеханика ротора покрива широко подручје мултидисциплинарног истраживања од аероеластичног одговора и процене заморног века до нестационарне аеродинамике везано за *CFD (Computation Fluid Dynamics)* нумеричке симулације. То са своје стране укључује и обимна аеродинамичка тунелска испитивања као и летна испитивања. Упркос интензивним

истраживањима током последње три деценије у подручју *CFD* анализе [8] постоје још подручја истраживања која је потребно даље побољшати везано за тачност и ефикасност посебно када се врши аеродинамичко моделирање око целог хеликоптера.

Нумерички приступ који је коришћен у раду заснован је на решавању Рејнолдсових усредњених Навије-Стоксових једначина у тродимензионом простору помоћу *CFD* симулација у оквиру *FLUENT* софтверског кода.

У последње време постало је могуће да применимо *CFD* нумеричке симулације које се односе на проблеме ротора хеликоптера. Нумеричке методе/симулације су сада развијене да омогућују моделирање вискозног и компресибилног поља струјања флуида. То са своје стране значи да је могуће моделирати комплетан труп хеликоптера са укључивањем главног и репног ротора хеликоптера.

Превенција замора је једна од најважнијих аспеката безбедности хеликоптера. Детаљан приказ ломова на хеликоптеру *Agusta Westland Limited (AWL)* током последњих 30 година дата је у раду [16]. Резултати у овом прегледу указују да замор узима око 55% од свих ломова компоненти код хеликоптера.

Пројектовање компоненти хеликоптера које су критичне са аспекта замора а које су углавном лопатице, главчина и погонски систем захтева адекватне методе за прорачун оптерећења укључивши дефинисање мисија и спектра оптерећења. Свакако за дефинисање спектра оптерећења потребно је дефинисати одговарајуће мисије и профиле лета уз дефинисање оптерећења лопатица за све мисије лета. Ова оптерећења састоје се од аеродинамичких, инерцијалних и гравитационих сила. Укупно оптерећење је збир ових сила и варира у зависности од профила лета.

Уопште репни ротор који се налази у близини вертикалног репа исти ће имати највећи утицај на аеродинамичку интеракцију [1, 23]. Интеракција између репног ротора и трупа хеликоптера је знатно јача него главног ротора и трупа [59].

Да би се прецизно дефинисало аеродинамичко оптерећење лопатица репног ротора у овом истраживању комплетан хеликоптер заједно са главним и репним ротором је моделиран применом *CFD* нумеричких симулација.

Нумеричко моделирање интеракције између главног ротора и трупа хеликоптера, због своје комплексности, је и данас предмет истраживања и побољшања самих метода прорачуна.

Аналитичко-емпиријске методе су широко примењиване за срачунавање аеродинамичких оптерећења лопатица хеликоптера за шта су коришћени експериментални подаци о аеропрофилима [4, 25, 61, 74, 85,]. Али код таквих приступа биле су неопходне емпиријске корекције како би се укључили ефекти динамике, компресибилности и напред поменуте интеракције.

Данас *CFD* нумеричке симулације су значајно унапређене и користе се у анализама струјања односно за моделирање поља струјања око целог хеликоптера. Проблем интеракције између трупа, вертикалног и хоризонталног репа је разматран у више радова [26, 43, 58, 62, 68, 76, 77]. У овом раду *ANSYS FLUENT* комерцијални софтверски пакет је коришћен за анализе утицаја главног ротора на репни ротор за Ми-8 хеликоптер. Добро је познато да репни ротор ради у знатно тежим условима у односу на главни ротор. Због ових утицаја главног ротора аеродинамичка оптерећења репног ротора су повећана у односу на понашање изолованог репног ротора. У зависности од локације репног ротора у односу на главни ротор аеродинамичка оптерећења могу бити удвостручена [86].

У овом раду лопатице главног и репног ротора хеликоптера су моделиране користећи *CAD* модел заснован на расположивим цртежима за хеликоптер Ми-8. Симулације су изведене користећи односно решавајући нестационарне Рејнолдсове-усредњене Навије-Стоксове једначине које су везане у оквиру мреже око оба ротора. У овим анализама коришћен је модификовани *Spalart-Allmaras* турбулентни модел (*S-A*) [72, 73], да укључи ефекте зида.

Поред прецизног дефинисања оптерећења хеликоптера изузетно је важна његова чврстоћа на замор. Због тога су поједине његове компоненте у коју спада и лопатица репног ротора хеликоптера подвргнуте испитивањима на замор [24, 46].

Да би се извршила сама верификација чврстоће на замор лопатица ротора било је неопходно дефинисати одговарајуће спектре оптерећења. Ови спектри оптерећења су дефинисани у виду блокова оптерећења који одговарају одређеном броју часова налета укључивши све делове мисија лета хеликоптера. Са овако дефинисаним спектром оптерећења вршена су испитивања самих лопатица на замор како би се верификовао њихов век употребе.

Критични случајеви оптерећења хеликоптера на замор разликују се од авиона са фиксним крилима зато што се код хеликоптера користе ротациона крила (лопатице ротора) које генеришу узгон. Ротационо дејство лопатица ротора захтева да се узме у обзир узгон које

оне производе јер варира у циклусима који је сасвим другачији у односу на крила код авиона са фиксним крилима.

2.1 Нумерички метод

За реални хеликоптер, у реалним амбијентним ваздушним условима, аеродинамичка интеракција између главног ротора и трупа [14, 66, 84] и интеракција између главног и репног ротора ће произвести нестационарна оптерећења у лопатицама ротора. Треба истаћи да ова оптерећења зависе од геометрије трупа као и растојања између трупа и главног и репног ротора.

Због тога је у овом разматрању *CFD* комерцијални софтверски пакет *ANSYS FLUENT 12* коришћен у циљу анализе утицаја интеракције главног и репног ротора са трупом хеликоптера Ми-8. Овај софтверски пакет је заснован на коришћењу методе коначних запремина и нестационарних Рејнолдсових-усредњених Навије-Стоксових једначина које су решаване симултано [2].

Сходно репрезентативним статистичким подацима за транспортне спектре [78], случај који покрива преко 30% укупног времена летења је разматран. Он одговара хоризонталном лету са брзином од 202.5 km/h. Генерално због асиметрије хеликоптера са репним ротором једначине уздужне и попречно смерне стабилности треба да се реше симултано да би се одредили параметри тримовања хеликоптера. Ова проблематика тримовања је разматрана у референцама [10, 65].

2.2 Аеродинамичка анализа применом *CFD* модула

Тачна процена аеродинамичког оптерећења ротора представља мултидисциплинарни проблем који обухвата структуралну динамику, нестационарну динамику и контроле управљања. Ова комплексна интеракција била је предмет интезивног истраживања током последњих десет година и учињен је значајан прогрес применом моћних компјутера али су због своје сложености остала актуелна и данас [15].

Већи број истраживача успешно је демонстрирао спрегу Reynolds-averaged Navier–Stokes (*RANS*)-засновану на примени *CFD* нумеричких симулација [31, 43, 64]. За потребе дефинисања оптерећења лопатица репног ротора хеликоптера односно за моделирање струјања флуида коришћен је *FLUENT* [3, 32].

Софтвер за расподелу притиска био је коришћен да срачуна поље струјања. Имплицитна формулација (спрегнута шема) са *AUSM* типом флукса [13, 33] је био изабран као метод решавања. Детаљна дескрипција овог модела решавања дата је у референцама [6, 19, 51]. Статичке вредности притисака су срачунате у односу на одговарајуће вредности Махових бројева. Све површине модела биле су дефинисане као стационарне и адијабатски услови [48, 49, 50, 52, 53], док је *SST k- ω* модел био изабран за нумеричке прорачуне турбулентног струјања.

За струјање флуида треба да буду решене Навије-Стоксове једначине на начин који је разматран у референцама [3, 32].

Да би се извршила валидација *CFD* нумеричких симулација оптерећења лопатица репног ротора хеликоптера, у оквиру овог истраживања, упоређени су резултати нумеричких симулација струјања око хеликоптера са експерименталним резултатима *РОБИИ*-ових тестова [55]. Ови експериментални резултати су познати као *РОБИИ* тест модели. У раду [55] дати су детаљни експериментални резултати прецизно мерене расподеле притисака на моделу трупа хеликоптера у присуству главног ротора хеликоптера. Овај *РОБИИ* тест је постао стандард за валидацију *CFD* нумеричких симулација код хеликоптера и саме интеракције између ротора и трупа хеликоптера.

Поређења аеродинамичких оптерећења лопатица изолованог главног ротора са оптерећењима истих у присуству трупа приказана је у раду [76]. Савремена хеликоптерска индустрија захтева одговарајуће нумеричке апарате за прецизно и ефикасно моделирање утицаја везано за интеракције између главног и репног ротора као и самог трупа хеликоптера.

Интеракција између компоненти хеликоптера као што су главни ротор, репни ротор и труп су у домену аеродинамике хеликоптера. Класификација категорија аеродинамичке интеракције била је уведена у раду [71].

2.3 Анализа чврстоће на замор лопатица репног ротора

Испитивање на замор је важан део у процесу пројектовања прототипова као и у фазама производње структуралних компоненти хеликоптера [18]. У основи компоненте хеликоптера које су означене као виталне што је то и сама лопатица репног ротора хеликоптера, тј. компоненте хеликоптера чији би лом/отказ угрозио сигурност летелице, захтева комплетна испитивања на замор као и процене и одговарајуће провере њиховог

заморног века [22, 60]. Најкритичније зоне за лопатицу репног ротора хеликоптера описане су у раду [21, 30].

Оптерећења коришћена у спектру оптерећења као и сами блокови оптерећења су обично засновани на летним оптерећењима добијених код прототипа. Оригиналне лопатице репног ротора хеликоптера су металне конструкције. Овде се разматрају нове лопатице израђене од композитних материјала које су експериментално верификоване.

3. ТЕОРИЈСКЕ ОСНОВЕ - АНАЛИЗА ЧВРСТОЋЕ КОНСТРУКЦИЈА ОД КОМПОЗИТНИХ МАТЕРИЈАЛА

У овом поглављу дате су теоријске основе за анализе чврстоће елемената конструкција од вишеслојних композитних материјала. Ту се првенствено дефинишу критеријуми отказа код вишеслојних композитних материјала. Предмет истраживања усмерен је на развој метода прорачуна чврстоће композитних структура. Примарна пажња је усмерена на развој погодне нумеричке процедуре за прорачун чврстоће структура од вишеслојних композитних љуски. Када се ради о анализи чврстоће композитних структура од вишеслојних композитних љуски са ортотропним карактеристикама слојева и њиховом произвољном оријентациом потребно је одредити ниво оптерећења при коме се јавља отказ у неком од слојева. За ту сврху користе се различити критеријуми лома или како се то често у техници каже – отказ неког од слојева у вишеслојној љусци. За одређивање нивоа оптерећења при коме се јавља лом у неком од слојева потребно је знати напонско стање као и механичке карактеристике композитног материјала.

У оквиру овог истраживања одабран је метод коначних елемената (*МКЕ*) за анализу радних напона у слојевима вишеслојних љуски [35, 37].

Када се ради о структурама вишеслојних композитних љуски постоје два нивоа прорачуна чврстоће и то: 1.) До појаве иницијалног лома (отказа) у неком од слојева композитне љуске и 2.) До ефективног лома. За проблеме у авио индустрији примаран је квалитетан прорачун чврстоће до појаве иницијалног лома у неком од слојева. Значи потребно је одредити ниво оптерећења при коме се јавља иницијални отказ у неком од слојева. За ту сврху ће се користити *МКЕ* за анализу напонских стања у спреси са одговарајућим критеријумима иницијалног лома [11, 12, 20, 27, 63, 67, 75, 79, 80, 81].

Значи при овим анализама иницијалног отказа користе се резултати напонског стања применом *МКЕ* као улазни подаци за одређивање коефицијента иницијалног лома (*F.I*). У наредним разматрањима ће се дефинисати критеријуми иницијалног лома који су адекватни за анализе ваздухопловних конструкција. Поред критеријума и процедуре за

анализу иницијалног лома биће такође приказана и процедура утврђивања ефективног лома код композитних структура типа вишеслојних љуски.

3.1 Анализа ломне чврстоће композитних структура

Предмет овог поглавља је да успостави одговарајућу процедуру за прорачунску анализу лома код композитних структура и то у доменима пре - критичног и посткритичног понашања. То подразумева нелинеарну анализу напонског стања применом *MKE* уз коришћење одговарајућих критеријума за појаву лома. Када је у питању прорачун лома код композита се у основи јављају два типа:

- Прорачун до иницијалног лома (појава отказа неког од слојева) и
- Анализа понашања структуре после појаве иницијалног лома

Први приступ прорачуна тј. до појаве иницијалног лома је уствари и најбитнији при практичном пројектовању структура летелица и овај део прорачуна је у основи и разматран у раду. Други приступ се у основи бави преосталом чврстоћом као и феноменологијом механизма лома.

Прорачун чврстоће вишеслојних, влакнима ојачаних, композитних структура знатно је сложенији у односу на изотропне. Постоје различите теорије лома ових структура али су све у основи функције напона и одговарајућих карактеристика чврстоће материјала при чему се претпоставља да репрезентују лом при свим условима оптерећења без обзира на механизам и облик лома. За изотропне материјале постоји неколико шире коришћених теорија чврстоће: максимални главни напон, максимални смичући напон (Tresca) и критеријум Mises-Henky. У свим случајевима функција напона је изједначена с једним параметром као што су, рецимо, граница течења или чврстоћа на замор материјала. Полазећи од чињенице да анизотропни материјали имају више од једног параметра чврстоће довело је до великог броја теорија лома, чак преко четрдесет. Основна разлика између већине савремених анизотропни теорија лома (отказа), формулисаних преко тензора полинома, је у начину дефинисања вандијагоналних чланова, такозваних интеракционих компонената тензора чврстоће 2. реда, у разматрању ефекта иницијалне разлике ломне чврстоће. Комплексност анализе лома ламината се јавља из чињенице да је ламинат састављен из низа танких слојева а сами слојеви од влакана и изотропне матрице. Већина теорија лома за вишеслојне ламинате су квадратне функције напона и ломних чврстоћа материјала при чему се претпоставља равно стање напона у слојевима. Ова апроксимација искључује ефекте интерламираних напона смицања σ_4 и σ_5 који се јављају

због локалних варијација момената савијања или због захтева компатибилности између слојева у зонама отвора и слободних ивица. Већина успостављених теорија лома за ламинате се односи на саме материјале што значи да се прави разлика између лома материјала и структуралног лома. Структурални лом може бити последица великих померања, губитка стабилности у критичном и посткритичном подручју, због локалних оштећења, деламинације или пак неког облика ширења прскотине. С аспекта уштеде масе, посебно код авионских конструкција, замена метала са *CFC* ламинатима важно је расветлити и успоставити адекватне теорије лома у домену критичног и посткритичног понашања. Недовољно је теоријски истражено понашање композитних структура у време иницијалног губитка стабилности (“buckling”-а) и у посткритичном подручју. Експериментални резултати испитаних композитних панела указују на одређене проблеме који се јављају на слободним ивицама или у зонама отвора где се јавља деламинација у посткритичном домену. До сада није успостављен поуздан нумерички приступ за утврђивање места отказа као и одговарајући критеријуми за прорачун чврстоће композитних структура у присуству ивичних ефеката и посткритичног оптерећења. Као главни параметар за појаву иницијалне деламинације на слободним ивицама, где се формира гранични слој, су интерламинарни напони смицања. Фрактографска анализа зоне деламинације, аксијално оптерећених панела на притисак преко критичног оптерећења указују да је интерламинарни напон смицања τ_{13} био узрок појаве деламинације на слободним ивицама. Све ово указује на важност поузданог одређивања интерламинарних напона смицања као и њихово укључивање у критеријуме лома ламината посебно у посткритичном домену. При анализи отказа у ламинатима треба да се користе различити критеријуми лома везани за отказ матрице, влакана тако и они који су везани за појаву деламинације у зонама граничног слоја на слободним ивицама.

У основи постоје две врсте прорачуна чврстоће ламината. Прва се односи на одређивање положаја и нивоа оптерећења при коме се јавља иницијални отказ. Други тип прорачуна односи се на анализу ширења - прогресију лома тј. ширење иницијалног оштећења и/или појава нових при даљем повећању оптерећења.

3.2 Прорачун чврстоће ламината на иницијални лом

Општа теорија чврстоће за анизотропне материјале може се успоставити преко функције чврстоће F

$$F(\sigma_{ij}) = 0 \quad (3.1)$$

где је σ_{ij} тензор напона. Функција F је инваријантна при трансформацији $[t_{ij}]$ која карактерише материјалну анизотропију,

$$F(\tilde{\sigma}_{ij})=F(\sigma_{ij}) \quad (3.2)$$

где се трансформисани тензор напона добија

$$\tilde{\sigma}_{ij} = t_{ir} t_{js} \sigma_{rs} \quad (3.3)$$

Претпостављено је да функција чврстоће F може да се прикаже у апроксимативној форми као што су предложили Goldenblant и Корпов

$$F = (F_{ij}\sigma_{ij})^\alpha + (F_{ijkl}\sigma_{ij})^\beta + (F_{ijklmn}\sigma_{ij}\sigma_{kl}\sigma_{mn})^\gamma - 1 \quad (3.4)$$

која је уствари тензорско полиномна апроксимација трећег реда једначине (3.2). У једначини (3.4), F_{ij} , F_{ijkl} , F_{ijklmn} су тензори чврстоће 2., 4. и 6. реда, респективно. Експоненти α , β и γ су материјалне константе. Из једначине (3.4) се могу извести разни, специфични критеријуми чврстоће ламината.

За одређивање иницијалног лома или једноставно иницијалног отказа користе се различити критеријуми који се односе на различите облике лома. Два најзначајнија облика лома ламината су везани за отказ матрице и влакана. Трећи облик отказа односи се на деламинацију граничног слоја у зонама слободних ивица.

Провера отказа матрице:

Као најсложенији сматра се отказ матрице у ламинату. Најчешће коришћени откази за влакнима ојачане композите су они који се заснивају на тензорско-полиномној формулацији. За случај $\alpha=\beta=\gamma=1$ тензорско - полиномна формулација (3.4) критеријума отказа подразумева формирање полинома као скаларне функције компоненти тензора напона која се може написати у најопштијој форми као

$$F_i \sigma_i + F_{ij}\sigma_i\sigma_j + F_{ijk}\sigma_i\sigma_j\sigma_k + \dots = 1 \quad ; i, j, k = 1,2,\dots,6 \quad (3.5)$$

где су σ_i компоненте тензора напона док су F_i , F_{ij} , F_{ijk} компоненте тензора ломне чврстоће унидирекционалног препрега, које су биле 2., 4. и 6. реда, респективно, при чему је коришћена уобичајна нотација сажимања индекса тензора напона у којој се 1 користи за

означавање индекса 11, 2 за 22, 3 за 33, 4 за 23, 5 за 13 и 6 за 12. Минимални ред тензорско полиномне функције отказа (3.5) експлицитно зависи од степена анизотропије разматраних материјала. Уочено је да за материјале које поседују најмање ортотропну материјала симетрију, тензорско полиномна функција се може свести на други ред. За вишеслојни композитни панел са ортотропним слојевима може се користити квадратна форма тензорско полиномног критеријума лома као

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad ; \quad i, j = 1, 2, \dots, 6. \quad (3.6)$$

Нормалне и смичуће компоненте тензора ломне чврстоће 2. реда (F_{ij}) као и све компоненте тензора разлике ломне чврстоће F_i првог реда се у већини теорија отказа анизотропних материјала дефинишу на следећи начин.

$$F_i = X_t^{-1} - X_c^{-1}, \quad F_{ij} (X_t X_c)^{-1}, \quad (i < 3) \quad (3.7a)$$

$$F_i = Y_t^{-1} - Y_c^{-1}, \quad F_{ij} (Y_t Y_c)^{-1}, \quad (i \geq 3) \quad (3.7b)$$

где су X_t , X_c - ломне чврстоће на истезање и притисак дуж правца влакана, Y_t , Y_c - ломне чврстоће на истезање и притисак нормално на праве влакана у равни слоја. Један од проблема у примени тензорско полиномског критеријума је у одређивању параметра Φ_{12} . За његово одређивање потребни су двоосни експерименти. Вредност F_{12} није једнозначна већ варира између позитивних и негативних вредности. Неки аутори дефинишу F_{12} преко других параметара чврстоће ламината. Већина критеријума отказа се могу извести из релација (3.5) - (3.7) као што су критеријуми: а) Tsai-Wu , б) Hill-Tsai , в) максималне деформације и г) Hoffmana.

а) Tsai - Wu критеријум

Према овом критеријуму до иницијалног отказа не долази ако је задовољен услов

$$F_1 \sigma_1 + F_{11} \sigma_1^2 + F_2 \sigma_2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{66} \sigma_6^2 \leq 1 \quad (3.8)$$

при чему су

$$\begin{aligned}
F_1 &= X_t^{-1} - X_c^{-1} & F_2 &= (Y_t^{-1} - Y_c^{-1}) \\
F_{11} &= (X_t X_c)^{-1} & F_{22} &= (Y_t Y_c)^{-1} \\
F_{12} &= -(X_t X_c Y_t Y_c)^{\frac{1}{2}} & F_{66} &= S^{-2}
\end{aligned}$$

где је S - ломна чврстоћа на смицање у мембранској равни.

б) Критеријум Hill - Tsai

Овај критеријум често се користи у инжењерској пракси посебно при оптимизацији композитних структура

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{S}\right)^2 \leq 1 \quad (3.9)$$

Запажа се да овде нема линеарних чланова тензора напона па су и стога $F_i=0$. Величине X и Y се узимају као X_t, Y_t или као X_c, Y_c у зависности од знака σ_1 и σ_2 , респективно.

в) Критеријум максималне деформације

Код критеријума максималне деформације иницијални лом је предпостављен да се јавља када је један од следећих услова испуњен

$$\begin{aligned}
\varepsilon_1 > X_{\varepsilon t} & \quad ; \quad \varepsilon_4 > R_\varepsilon \\
\varepsilon_2 > Y_{\varepsilon t} & \quad ; \quad \varepsilon_5 > S_\varepsilon \\
\varepsilon_3 > Z_{\varepsilon t} & \quad ; \quad \varepsilon_6 > T_\varepsilon
\end{aligned} \quad (3.10)$$

где су: $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ и ε_3 - компоненте деформација у x, y и z -правцима, респективно; $\varepsilon_4, \varepsilon_5$ и ε_6 - смичуће деформације у yz, xz и xy -равнима, респективно; $X_{\varepsilon t}, Y_{\varepsilon t}$ и $Z_{\varepsilon t}$ - одговарајуће ломне чврстоће у x, y и z правцима, а $R_\varepsilon, S_\varepsilon$ и T_ε су чврстоће на смицање у yz, xz и xy равнима, респективно. Изражавајући овај критеријум у виду тензорског полинома, добија се :

$$\begin{aligned}
& (\varepsilon_1 - X_{\varepsilon t}) (\varepsilon_1 + X_{\varepsilon c}) (\varepsilon_2 - Y_{\varepsilon t}) (\varepsilon_2 + Y_{\varepsilon c}) (\varepsilon_3 - Z_{\varepsilon t}) (\varepsilon_3 + Z_{\varepsilon t}) \cdot \\
& \cdot (\varepsilon_4 - R_\varepsilon) (\varepsilon_4 + R_\varepsilon) (\varepsilon_5 - S_\varepsilon) (\varepsilon_5 + S_\varepsilon) (\varepsilon_6 - T_\varepsilon) (\varepsilon_6 + T_\varepsilon) = 0 \quad (3.11)
\end{aligned}$$

Користећи одговарајуће конститутивне зависности, критеријум максималне деформације може се написати у коначном облику 3.8 са следећим вредностима F_i и F_{ij}

$$\begin{aligned}
 F_1 &= (X_t^{-1} - X_c^{-1}) - \nu_{TL} (Y_t^{-1} - Y_c^{-1}) \\
 F_2 &= -\nu_{TL} E_L E_T^{-1} (X_t^{-1} - X_c^{-1}) + (Y_t^{-1} - Y_c^{-1}) \\
 F_{11} &= (X_t X_c)^{-1} + \nu_{TL} (X_t^{-1} - X_c^{-1})(Y_t^{-1} - Y_c^{-1}) + \nu_{TL}^2 (Y_t Y_c)^{-1} \\
 F_{12} &= -\nu_{TL} E_L E_T^{-1} (X_t X_c)^{-1} - \frac{1}{2} (1 + \nu_{TL}^2 E_L E_T^{-1}) \times \\
 &\quad \times (X_t^{-1} - X_c^{-1})(Y_t^{-1} - Y_c^{-1}) - \nu_{TL} (Y_t Y_c)^{-1} \\
 F_{22} &= -\nu_{TL}^2 E_L^2 E_T^{-2} (X_t X_c)^{-1} + \nu_{TL} E_L E_T^{-1} (X_t^{-1} - X_c^{-1}) \times \\
 &\quad \times (Y_t^{-1} - Y_c^{-1}) + (Y_t Y_c)^{-1}
 \end{aligned} \tag{3.12}$$

г) Критеријум Hoffman-а

Израз (3.8) са следећим величинама F_i и F_{ij} представља критеријум Hoffman-а за одређивање иницијалног лома

$$\begin{aligned}
 F_1 &= X_t^{-1} - X_c^{-1} & F_{11} &= (X_t X_c)^{-1} \\
 F_2 &= Y_t^{-1} - Y_c^{-1} & F_{12} &= -\frac{1}{2} \{ (X_t X_c)^{-1} + (Y_t Y_c)^{-1} \} \\
 & & F_{22} &= Y_t^{-1} Y_c^{-1}
 \end{aligned} \tag{3.13}$$

Провера отказа влакана

Кидање влакана у појединим слојевима ламината јавља се ако није задовољен следећи услов

$$\frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \sigma_1 \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \right) \leq 1 \tag{3.14}$$

Једначина (3.14) је била успешно примењена у анализи лома ламината при истезању, притиску као и за општи случај оптерећења. Ова једначина даје понекад конзервативне резултате јер не узима у обзир ефекте подршке због комбинованог дејства напона, таква као што је комбиновано дејство напона σ_1 и σ_2 .

Провера отказа због деламинације

Добро је познато да се високе вредности интерламинарних напона (τ_{13} , τ_{23}) јављају на слободним ивицама (зоне слободно ослоњених ивица композитних панела, линија код “buckling“ мода у домену посткритичног оптерећења и др.) доводи до појаве иницијалног оштећења - деламинације. У овим зонама потребно је проверити да ли се јавља отказ због деламинације што је изражено као

$$\frac{\tau_{13}}{\tau_B} \leq 1 \quad (3.15)$$

где је τ_B - интерламинарна смичућа чврстоћа ламината. У зонама где услов (3.15) није задовољен долази до појаве иницијалног отказа услед деламинације.

3.3 Иницијални лом у линеарном домену

Да би се обезбедила ефикасност рачунарске процедуре у већини практичних анализа отказа код композитних структура, врши се у прелиминарној фази у линеарном домену што може бити добра основа за каснију нелинеарну анализу. За дати вектор спољнег оптерећења Q_s проверава се да ли су задовољени критеријуми отказа за влакна (3.14), матрице (3.6) и деламинације (3.15). Зависно од тога који је од ова три типа најкритичнији према њему се прилагођава нумеричка процедура. Узмимо, примера ради, да је најкритичнији отказ матрице у неком од слојева ламината. При томе узмимо да се за отказ матрице користи критеријум Tsai- Wu (3.6) који се може написати у облику

$$(F_{ij} \sigma_i \sigma_j) \lambda^2 + (F_i \sigma_i) \lambda = F_s < 1 \quad (3.16)$$

што значи да када је фактор $\lambda \leq 1$ долази до отказа. Узмимо да су за вектор спољнег оптерећења Q_s одређени напони, σ_{is} ($i = 1, \dots, 6$). Будући да се ради о линеарној анализи зависност између текућих и ломних оптерећења и напона дата су у облику

$$Q_f = \lambda Q_s \quad (3.17a)$$

$$\sigma_{if} = \lambda \sigma_{is} \quad (3.17b)$$

где су Q_f , σ_{if} - вектори оптерећења и напона при појави иницијалног отказа док су Q_s , σ_{is} њихове текуће вредности. Заменом (3.17) у (3.16) добија се

$$\lambda^2 (F_i \sigma_{is} - F_s) - \lambda F_i \sigma_{is} + 1 = 0 \quad (3.18)$$

Најмања вредност λ која је добијена решавањем једначине (3.18) представља фактор иницијалног лома, одакле се добијају решења за σ_{if} и Q_f .

3.4 Анализа прогресивног лома

Појава иницијалног отказа у једној зони композитне структуре, по правилу, не узрокује и ефективни лом. Стога је могуће извршити анализу ширења тј. прогресију иницијалног лома у ламинату. Пошто се иницијални лом у неком слоју ламината, по правилу, јавља у зонама концентрације напона (отказ матрице или кидањем влакана) или пак у зонама “слободних ивица“ (деламинациони мод) то је у овим-критичним зонама потребно профинити мрежу *MKE* како би се могао што адекватније искључити део слоја код кога је дошло до нарушавања неког од критеријума (3.6), (3.14) или (3.15). Да би се искључио оштећени део неког слоја у ламинату, моделираном коначним елементима, потребно је извршити корекцију у конститутивним релацијама. Вишеслојна љуска са влакнима ојачаним ортотропним слојевима има конститутивну зависност облика.

$$\begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{pmatrix}_i = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & & & \\ & C_{22} & & & \\ & & C_{44} & & \\ & & & C_{55} & \\ & & & & C_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{pmatrix}_i \quad (3.19)$$

$$C_{11} = \Phi_{11} / (1 - \nu_{12} \nu_{21} E_{11}), \quad C_{12} = \nu_{12} E_{22} / (1 - \nu_{12} \nu_{21}), \quad C_{22} = E_{22} / (1 - \nu_{12} \nu_{21})$$

$$C_{44} = G, \quad C_{55} = G_{13}, \quad C_{66} = G_{12}$$

где ($i \in 1, N$) означава текући слој, индекс 1 означава правац влакана а индекс 2 правац нормалан на влакна и све то у локалном координатном систему коначног елемента.

После уоченог иницијалног отказа у неком слоју што је описано у тачки 3.3 могуће је искључити из даље носивости оштећени слој, односно предметни слој у коначном елементу. Искључење оштећеног слоја из коначног елемента најчешће се врши елиминацијом одговарајућих коефицијената крутости C_{ij} из конститутивне релације (3.19), што значи да ако је дошло до отказа матрице (3.6) чланови (C_{12}, C_{22} и C_{66}) _{i} се свде на нулу. После елиминације одговарајућих коефицијената крутости коресподентног коначног елемента оптерећења се сукцесивно додају у виду инкремената и на крају сваког инкремента се проверава да ли је дошло до појаве нових отказа у неком од слојева ламината и процедура се даље понавља искључивањем нових оштећених слојева и увођењем нових инкремената оптерећења.

Други начин претпоставља да оштећени слој ламината није у потпуности искључен из носивости и ако има прскотина у матрици и кидања појединих влакана што је уочено кроз експериментална истраживања [79]. Оштећени слој се не елиминише у потпуности из носивости већ се његов утицај редукује одговарајућим факторима деградације крутости [12]. У овом случају редуција појединих коефицијената C_{ij} у конститутивној релацији 3.19 се може остварити корекцијом одговарајућих модула, као

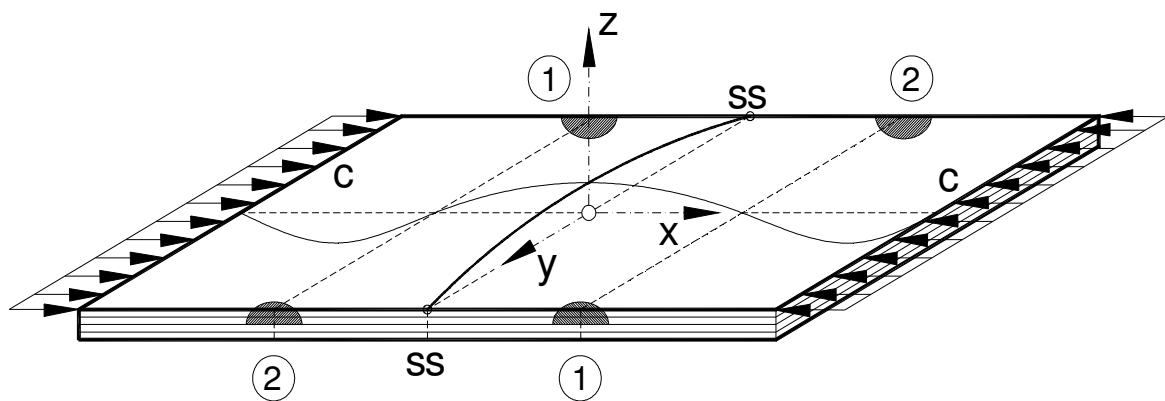
$$\begin{aligned} E_{11}^* &= k_1 E_{11} \\ E_{22}^* &= k_2 E_{22} \\ &\dots \\ \Gamma_{66}^* &= k_6 G_{12} \end{aligned} \tag{3.20}$$

где су $E_{11}^*, \dots, G_{66}^*$ - модули оштећеног слоја, E_{11}, \dots, G_{12} - модули слоја пре оштећења док су k_1, \dots, k_6 фактори деградације крутости ламината. Вредности ових фактора су мањи од 1 за оштећене слојеве на основу емпиријског искуства ($k_1 = 0.07, k_2 = k_6 = 0.2$). Теоријски, увођење мањих инкремената оптерећења даје бољи модел за предвиђање акумулисаног оштећења у вишеслојном ламинату. Основни критеријум је да инкремент оптерећења треба да буде довољно мали да “ухвати” прогресију оштећења а с друге стране довољно велики да би се избегао енормни утрошак рачунског времена. Препоручљиво је да се за анализу отказа користи техника подструктура где је у исту укључена критична зона за анализу прогресивног лома. Када се ради о геометријски нелинеарним проблемима за

анализу прогресивног лома у композиту нема суштинске разлике у односу на линеарну анализу. Важно је само обезбедити ефикасну нумеричку процедуру са аспекта утроска рачунског времена. Будући да су све ове методе за решавање нелинеарних проблема инкрементално/итеративне потребно је после одређивања иницијалног отказа обезбедити потребну финоћу поделе сваког наведеног инкремента оптерећења.

3.5 Ивични ефекти у посткритичном домену код вишеслојних ламината

Добро је познато [63] да се код ламината, под дејством раванског оптерећења, на слободним ивицама формира гранични слој у коме се јавља девијација у односу на класичну теорију вишеслојних плоча. У овако формираном граничном слоју, који се простира од слободне ивице до растојања које је реда величине дебљине плоче, јављају се високи интерламинарни напони смицања (τ_{xz}). Овај тип граничног слоја се јавља на слободним ивицама, које могу бити последица различитих отвора у структури, а већина истраживања је била усмерена на раванско оптерећење на истезање. Међутим недовољно је проучено понашање композитних структура, у зонама слободних ивица, оптерећених на притисак, у домену критичног и посткритичног оптерећења. Експерименти спроведени на вишеслојним, једноосно аксијално притиснутим плочама и ослоњеним на све четири ивице указују да се јавља друга врста граничног слоја. На слици 3.1 дат је шематски приказ модела губитка стабилности аксијално притиснуте композитне плоче код које су стране на местима увођења оптерећења биле укљештене (CC) а бочне слободно ослоњене (SS).



Слика 3.1 - Модови губитка стабилности притиснуте композитне плоче и зоне иницијалних оштећења услед интерламинарних напона смицања

Експерименти указују да се код панела оптерећених на притисак, после губитка стабилности, иницијални откази (“ивични ефекти”) јављају на слободним ивицама и то на местима “превојних” линија (линије које раздвајају суседне полуталасе) и слободним ивицама, слика 3.1. Фрактографска анализа указује да су оштећења последица интерламинарних напона смицања τ_{xz} . Нумеричка анализа, применом коначних елемената љуски у посткритичном домену, указује да вредности момената торзије M_{xy} имају на овим местима (позиције 1 и 2 на слици 3.1) максималне вредности. Интересантно је истаћи да вредности аксијалних компоненти N_{xx} не достижу максималне вредности у овим позицијама већ на местима максималних избочавања полуталаса што се разликује од појаве конвенционалног граничног слоја [63]. Све то показује да је овај тип граничног слоја, односно појава иницијалне деламинације притиснуте композитне плоче у посткритичном домену, последица момената увијања M_{xy} . Значи овај гранични слој, није последица конвенционалног граничног слоја који је био добро исказан (Pipes, Pagano и други [63]) већ укључује нови гранични слој који је последица момената увијања M_{xy} . Чињеница да се деламинација увек јавља у позицијама максималних момената торзије дуж слободних ивица веома је значајна јер потврђује постојање другог типа граничног слоја на слободним ивицама у посткритичном домену код вишеслојних ламината. Даље од слободних ивица момент торзије M_{xy} даје напоне смицања τ_{xy} у складу са класичном теоријом савијања вишеслојних плоча и љуски. Када се приближавамо слободним ивицама напони τ_{xy} постају нула а на слободној ивици се јављају интерламинарни напони τ_{xz} који су пропорционални са $\partial M_{xy} / \partial y$. Овај ефекат би се могао довести у везу са Kirskoff-овим граничним слојем који је био уочен при савијању и торзији изотропних плоча [20]. Такође, овај тип граничног слоја се простире од слободне ивице на растојање реда величине дебљине плоче.

3.6 Нумеричка верификација

У циљу верификације напред изложене процедуре за прорачун чврстоће вишеслојних композитних љуски са аспекта иницијалног лома укључени су и одређени нумерички примери. Критеријуми са аспекта иницијалног лома (отказа) као и процедура за одређивање нивоа оптерећења при коме се јавља иницијални отказ су илустроване на карактеристичном проблему композитног панела са отвором..

Анализа иницијалних отказа композитних панела са отвором

Нумеричка симулација иницијалног отказа (“first ply failure”) за еластичну анализу структуре је илустрована на примеру вишеслојне композитне плоче са отвором [67] од *CFC* материјала оптерећеног на истезање. Геометрија и карактер оптерећења дефинисани су на слици. 3.2. Карактеристике композитног материјала *T300/5208* су:

$$\begin{aligned} E_1 &= 13241 \text{ hbar} & \nu_{12} &= \nu_{13} = 0.24 \\ E_2 &= 1075.8 \text{ hbar} & \nu_{23} &= 0.49 \\ E_3 &= 1075.8 \text{ hbar} & X_1^T &= 151.4 \text{ hbar} \\ G_{12} &= G_{13} = 565.5 \text{ hbar} & X_1^c &= 169.7 \text{ hbar} \\ G_{23} &= 332.9 \text{ hbar} & X_2^T &= 4.38 \text{ hbar} \\ t_{\text{слоја}} &= 0.127 \text{ mm} & X_2^c &= 4.38 \text{ hbar} \\ a &= 228.6 \text{ mm}, \quad b = 127 \text{ mm}, \quad d = 25.4 \text{ mm}, \quad S = 8.69 \text{ hbar} \end{aligned}$$

Основни поступак прорачуна иницијалног лома састоји се у одређивању нивоа оптерећења при коме се јавља први отказ у било ком слоју ламината. За ту сврху се користи неки од напред поменутих критеријума иницијалног лома. Када се одабере критеријум иницијалног лома (отказа) онда се за произвољно одабрану вредност номиналног оптерећења N , одређује коефицијент иницијалног лома ($F.I$ – “*failure index*”), који рецимо за Tsai-Wu критеријум има облик

$$F.I = (F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2) + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{66}\tau_{12}^2$$

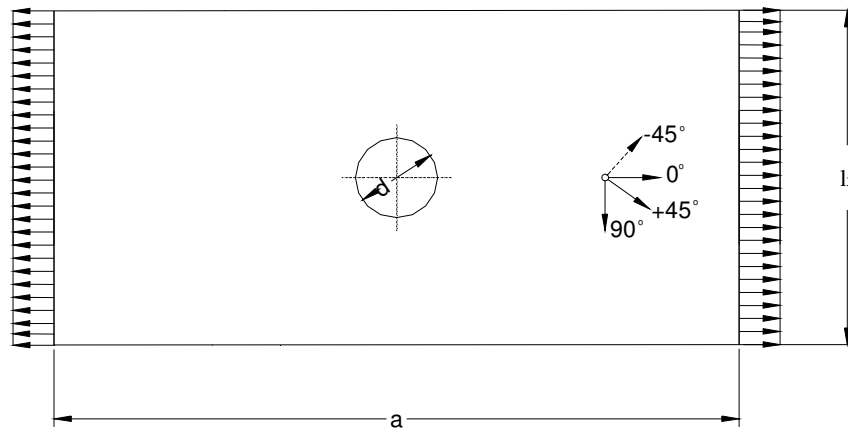
где су:

$$F_1 = \frac{1}{X_1^T} - \frac{1}{X_1^C}, \dots, F_2 = \frac{1}{X_2^T} - \frac{1}{X_2^C}$$

$$F_{12} = \frac{1}{X_1^T X_2^C}, \dots, F_{22} = \frac{1}{X_2^T X_2^C}, \dots, F_{66} = \frac{1}{S_{12}^2}$$

$$F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{X_1^T X_1^C X_2^T X_2^C}}$$

Радни напони су одређени методом коначних елемената. За задато номинално оптерећење одреде се радни напони и коефицијенти иницијалног лома $F.I$ за сваки коначни елемент односно у свим слојевима елемента. Уколико је $F.I < 1$ то је евидентно да нема отказа у разматраном слоју. За случај да се јавља отказ онда се може констатовати само позиција отказа или пак да се утврђује и облик отказа.



Слика 3.2 - Геометрија и оптерећење композитног панела са отвором

Наравно постоје два типа анализе иницијалног отказа. Први тип анализе подразумева да се за задато оптерећење утврди да ли се у неком од слојева јавља отказ. Други тип анализе подразумева одређивање оптерећења при коме се јавља отказ у неком од слојева. Овај последњи захтева итеративни поступак прорачуна који је у оквиру овог примера и разматран. Да би се боље илустровала процедура у оквиру овога примера укључено је одређивање оптерећења N_f , при коме се јавља први отказ у неком од слојева за различите секвенце слагања слојева као и за различите критеријуме иницијалног лома.

Комплетни резултати су дати у Табели 3.1. Овде су разматране три секвенце слагања слојева и то: $S_1:[45/-45/90/0/45/90/-45/0]_s$, $S_2:[45/0/-45/0/-45/90/45]_s$ и $S_3:[0/45/-45/0]_s$. На слици 3.3 дате су упоредне вредности $F.I$ за све слојеве. Очигледно је да за разматрани проблем сва четири критеријума: Tsai-Wu, Hoffman, Hill-Tsai и максималне деформације дају квалитативно веома слична решења тј. код свих се добија иницијални лом у истим слојевима и при приближно истим нивоима оптерећења. Као што се и очекивало иницијални лом се прво јавио у слојевима са усмерењем од 90° затим у -45° , 45° и коначно у 0° као што се види из слике 3.3.

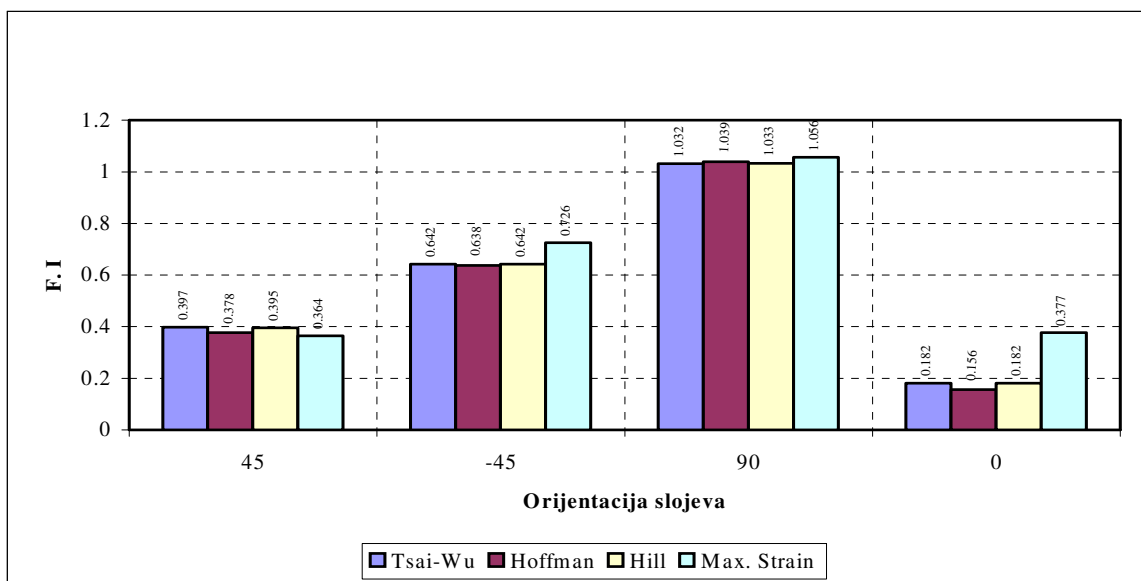
Презентовани резултати у табели 3.1, за секвенце слагања S_1 и S_2 , се квалитативно добро слажу као у референци [67] и максимална разлика коефицијента иницијалног лома $F.I$ за

поједине критеријуме отказа је између 3÷6 %. Ова разлика проистиче углавном због разлике у квалитету коришћеног коначног елемента љуске при одређивању напонских стања.

Табела 3.1- Поређење коефицијента иницијалног отказа ($F.I$) за различите критеријуме лома

Секвенца слагања	Критеријум лома	Оптерећење N_f	Слојеви у којима се јавља отказ	Коефицијент иницијалног лома $F.I$
S₁ [45/ -45/ 90/ 0/ 45/ 90/ -45/ 0]				
	Tsai-Wu	3315	3, 6, 11, 14	1.032 (1.00057)*
	Hoffman			1.033 (1.00110)*
	Hill-Tsai			1.039 (1.00140)*
	Мах. Деформ.			1.056 (1.00118)*
S₂ [45/ 0/ -45/ 0/ -45/ 90/ 0/ 45]				
	Tsai-Wu	4100	6, 11	1.032 (1.00071)*
	Hoffman			1.033 (1.00085)*
	Hill-Tsai			1.041 (1.00013)*
	Мах. Деформ.			1.064 (1.00084)*
S₃ [0/ 45/ -45/ 0/]				
	Tsai-Wu	3000	3, 6	1.036
	Hoffman			1.036
	Hill-Tsai			1.037
	Мах. Деформ.			0.978

(*) Резултати из рада [67]



Слика 3.3 - Поређење резултата иницијалног лома за различите критеријуме отказа за секвенцу S_1

3.7 Закључне напомене

- У оквиру овог истраживања успостављена је комплетна процедура за прорачун чврстоће композитних структура типа вишеслојних композитних љуски састављених од ортотропних слојева произвољне оријентације.
- Извршен је избор одговарајућих критеријума иницијалног лома за утврђивање нивоа оптерећења при коме се јавља иницијални лом (отказ).
- Дефинисана је процедура за одређивање нивоа оптерећења при коме се јавља иницијални отказ у неком од слојева вишеслојне љуске. За ту сврху коришћен је *MKE* за прецизно одређивање напонских стања у ортотропним слојевима у спреси са одговарајућим критеријумима лома.
- При нумеричким симулацијама анализе отказа, за композитну плочу са отвором од *CFC* материјала, уочено је да се резултати прорачуна нивоа оптерећења при коме се јавља иницијални отказ за различите критеријуме лома разликују за око (3-6)%. То са своје стране указује да су одабрани адекватни критеријуми лома за анализу чврстоће композитних структура типа вишеслојних композитних љуски.
- Презентована је такође и процедура прорачуна чврстоће композитних структура до ефективног лома.

4. НУМЕРИЧКИ МОДЕЛИ

4.1 Увод

Предмет разматрања у овом поглављу је усмерен на анализу губитка еластичне стабилности вишеслојног композитног панела. Овај панел је у основи репрезент поља оплате узгонских површина летелица од композитних материјала. Овде су приказани репрезентативни нумерички модели за анализу вишеслојних композитних панела чији слојеви имају ортотропне карактеристике. За прорачун критичног оптерећења у основи су коришћена два приступа и то: аналитички и нумерички (на бази *MKE*). У оквиру аналитичког приступа коришћене су две методе. Једна се заснива на решавању проблема сопствених вредности а друга се своди на конвенционалне аналитичке методе решавања диференцијалних једначина проблема стабилности за претпостављена померања у облику реда што на крају резултује за срачунавање критичног оптерећења. Овај последњи метод занемарује чланове савојне матрице тј. њене коефицијенте D_{16} и D_{26} . За ове аналитичке прорачуне губитка еластичне стабилности коришћен је софтверски пакет „*PANOPT*“. За аналитичко одређивање критичног оптерећења композитног панела коришћен је „*in-house*“ софтвер док је за нумерички метод анализе губитка еластичне стабилности коришћен комерцијални софтверски пакет „*Msc/NASTRAN*“. Један од битних параметара понашања при пројектовању летелица представља анализа губитка стабилности. При пројектовању летелица или појединих склопова конструкције прецизно се дефинише ниво оптерећења при коме се дозвољава појава „ондулација“ односно појава губитка стабилности. Зависно од позиције појединих склопова на летелици, односно како то утиче на саму аеродинамику, дефинишу се нивои оптерећења при којима се дозвољава појава ондулација на структури [7, 24, 36, 46,]. Посебно је то битно обезбедити у зони нападних ивица крила јер појава ондулације у тим зонама највише ремети аеродинамичка оптерећења. За анализе чврстоће и крутости узгонских површина летелица са аспекта губитка стабилности најзначајније су оплате крила. Оне се у основи могу идеализовати у композитне панеле какви се разматрају у овом раду. Стога се у прелиминарној фази пројектовања користе, по правилу, аналитичке/емпиријске методе за саму прорачунску

анализу губитка стабилности [43]. Управо предмет овог рада се односи на анализу губитка еластичне стабилности вишеслојног композитног панела. Примарни циљ је разматрање утицаја секвенце слагања слојева на ниво оптерећења при коме се јавља губитак стабилности.

4.2. Анализа губитка еластичне стабилности вишеслојних композитних панела

Предмет разматрања у овом поглављу је усмерен на анализу губитка еластичне стабилности вишеслојног композитног панела. Овде су приказани репрезентативни нумерички модели за анализу вишеслојних композитних панела. Посебна пажња била је усмерена на нумеричко моделирање утицаја секвенци слагања слојева на критичне вредности напона односно на губитак еластичне стабилности композитних панела. Овај панел је репрезент понашања поља оплате узгонских површина летелица од композитних материјала. Примарна пажња је да се упореде аналитички и нумерички метод на бази *MKE* за срачунавање критичног оптерећења у композитном панелу. За аналитичко одређивање критичног оптерећења композитног панела коришћен је „*in-house*“ софтвер док је за нумерички метод анализе губитка еластичне стабилности коришћен комерцијални софтверски пакет „*Msc/NASTRAN*“.

Аналитички модел за анализу губитка стабилности:

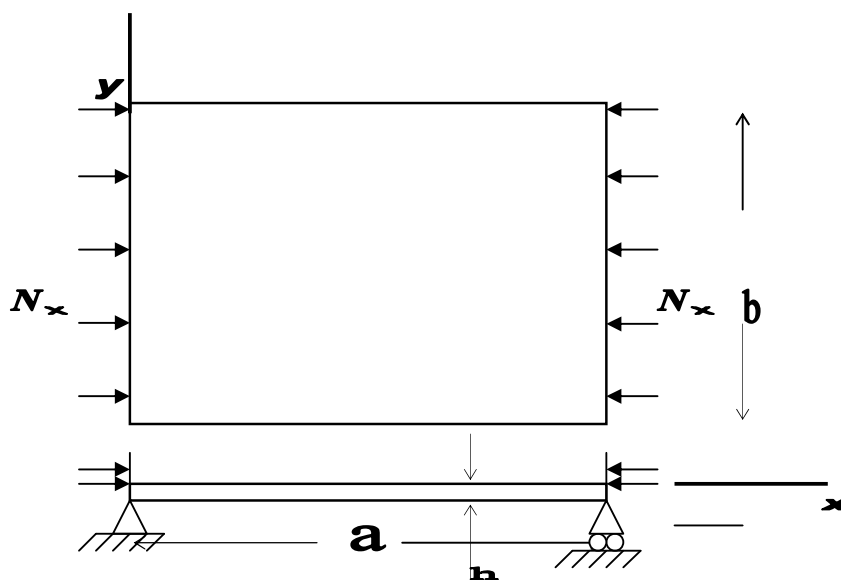
Диференцијална једначина за анализу губитка стабилности композитног панела униформним оптерећењем као на слици 4.1 дата је у облику:

$$D_1 \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2D_3 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_2 \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = \left(N_{xk} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \quad (4.1)$$

где су:

$$D_1 = D_{11}, \quad D_2 = D_{22} \text{ и } D_3 = D_{12} + 2D_{66}$$

N_{xk} је аксијално униформно оптерећење за k -ти случај оптерећења. Знак за позитивно оптерећење је изабран као на слици 4.1.



Слика 4.1 - Аксијално притиснути вишеслојни композитни панел

Предпостављајући померање $w(x, y)$ за слободно ослоњену плочу у облику:

$$w(x, y) = \sum_m \sum_n A_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}$$

и заменом у горњу диференцијалну једначину (4.1) добија се критична сила N_{xcr} при коме се јавља губитак стабилности аксијално притиснутог композитног панела (слика 4.1)

$$N_{xcr} = \left(\frac{a\pi}{m} \right)^2 \left[D_{11} \left(\frac{m}{a} \right)^4 + 2D_3 \left(\frac{m}{a} \right)^2 \left(\frac{n}{b} \right)^2 + D_{22} \left(\frac{n}{b} \right)^4 \right] \quad (4.2)$$

У горњој једначини су D_{11} , D_{22} и D_3 коефицијенти савојне крутости који примарно зависе од секвенце слагања слојева као и самог односа дужина страница a/b . За срачунавање ових коефицијената користи се „in-house“ софтвер *STIF*.

Аналитичко решење губитка стабилности на бази eigen проблема

У овој секцији се разматра утицај секвенце слагања слојева аксијално притиснутог композитног панела на губитак елатичне стабилности односно на вредност критичне силе извијања. У табели 4.1 су приказане вредности критичних сила извијања за различите секвенце слагања слојева вишеслојног композитног панела.

У свим прорачунским анализама коришћене су следеће механичке карактеристике композитног материјала T300/5208:

$E_{11} = 14200 \text{ daN/mm}^2$ (Модул еластичности у подужном правцу E_1)

$E_{22} = 850 \text{ daN/mm}^2$ (Модул еластичности у попречном правцу E_2)

$G_{12} = 590 \text{ daN/mm}^2$ (Модул смицања G_{12})

$V_{12} = 0.32$ (Поасонов број)

$t_{\text{layer}} = 0.125 \text{ mm}$ (дебљина слојева)

Табела 4.1 - Утицај секвенце слагања слојева код композитног панела на вредност критичне силе

Димензије панела	No	Code	$N_{\text{кр}}$	$\lambda(\text{ЕП})$	$\lambda(\text{МКЕ})$	m	n
a=300mm b=150mm	1	[1133] _s	6.31	0.631	0.827	2	1
	2	[1124] _s	6.65	0.665	0.816	2	1
	3	[1115] _s	6.76	0.676	0.755	2	1
	4	[1151] _s	5.95	0.595	0.836	2	1
	5	[1142] _s	6.06	0.606	0.829	2	1
	6	[2132] _s	5.85	0.585	0.845	2	1
	7	[2123] _s	6.03	0.603	0.795	2	1
	8	[2114] _s	6.15	0.615	0.701	2	1
	9	[2141] _s	5.77	0.577	0.863	2	1
	10	[1232] _s	5.97	0.597	0.735	2	1
	11	[1223] _s	6.07	0.607	0.716	2	1
	12	[1214] _s	6.15	0.615	0.675	2	1
	13	[1241] _s	5.92	0.592	0.751	2	1
	14	[3131] _s	5.66	0.566	0.647	1	1
	15	[3122] _s	5.7	0.57	0.608	1	1
	16	[3113] _s	5.76	0.576	0.551	1	1
	17	[2231] _s	5.64	0.564	0.807	2	1
	18	[2222] _s	5.67	0.567	0.831	2	1
	19	[2213] _s	5.72	0.572	0.757	2	1
	20	[1322] _s	5.69	0.569	0.650	2	1
	21	[1313] _s	5.72	0.572	0.616	2	1
	22	[1331] _s	5.67	0.567	0.673	2	1
	23	[4112] _s	4.42	0.442	0.437	1	1
	24	[4121] _s	4.38	0.438	0.473	1	1
	25	[3212] _s	5.46	0.546	0.603	2	1

Критично оптерећење губитка еластичне стабилности у Табели 4.1, који су одређени коришћењем методе сопствених вредности „eigenvalue“ проблем (ЕП). У овом разматрању укључени су чланови D_{16} & D_{26} . У Табели 4.1 приказане су вредности губитка еластичне стабилности композитног панела користећи аналитички метод на бази „eigenvalue“ проблем.

Однос (a/b) има значајан утицај на вредност критичног оптерећења. Резултати у Табели 4.1 показују да за (a/b) > 1 утицај слојева са 45° доводи до повећања критичне вредности губитка стабилности.

Аналитички метод

Да би смо упоредили вредност критичног оптерећења вишеслојног композитног панела добијених преко „eigen“ методе са аналитичким решењем овде је дато аналитичко решење за секвенцу слагања бр. 3 приказане у Табели 4.1. За срачунавање коефицијената матрице савојне крутости за ову секвенцу слагања коришћен је „in-house“ STIF програм.

За секвенцу слагања слојева бр. 3 \Rightarrow [0/90/45/-45]_s матрица крутости је:

$$\begin{bmatrix} D_{11} = 4554.6 & D_{12} = 1042.8 & D_{16} = -148.67 \\ D_{12} = 1042.8 & D_{22} = 3820 & D_{26} = -148.66 \\ D_{16} = -148.67 & D_{26} = -148.66 & D_{66} = 1253.6 \end{bmatrix}$$

Из горње матрице евидентно је да је разлика између коефицијената D_{16} и D_{26} мала и то обе са негативним вредностима. У овом случају ови чланови имају мали утицај на вредност критичног оптерећења. Заменом горњих вредности чланова савојне крутости и геометрије композитне плоче (а- дужина плоче, b- ширина плоче) у једначину 4.2 која је независна од спрегнутих чланова (D_{16} и D_{26}). Табела 4.2 илуструје различите вредности оптерећења при коме се јавља губитак стабилности композитног панела за различите величине **m** и **n**.

Табела 4.2 - N_{XCR} за различите вредности n & m

n	m	N_{XCR}
1	1	10.31643
1	2	6.787919
1	3	8.354347
2	2	41.26574
2	3	28.8685
2	4	27.15168

Из Табеле 4.2 је очигледно да се најнижа вредност силе добија за $m = 2$ и $n = 1$ што одговара критичној вредности силе N_{XCR} .

Значи срачуната аналитичка вредност критичне силе аксијално притиснутог композитног панела је:

$N_{XCR} = 6.78 \text{ daN/mm}$ – Аналитичко решење (теоријско решење)

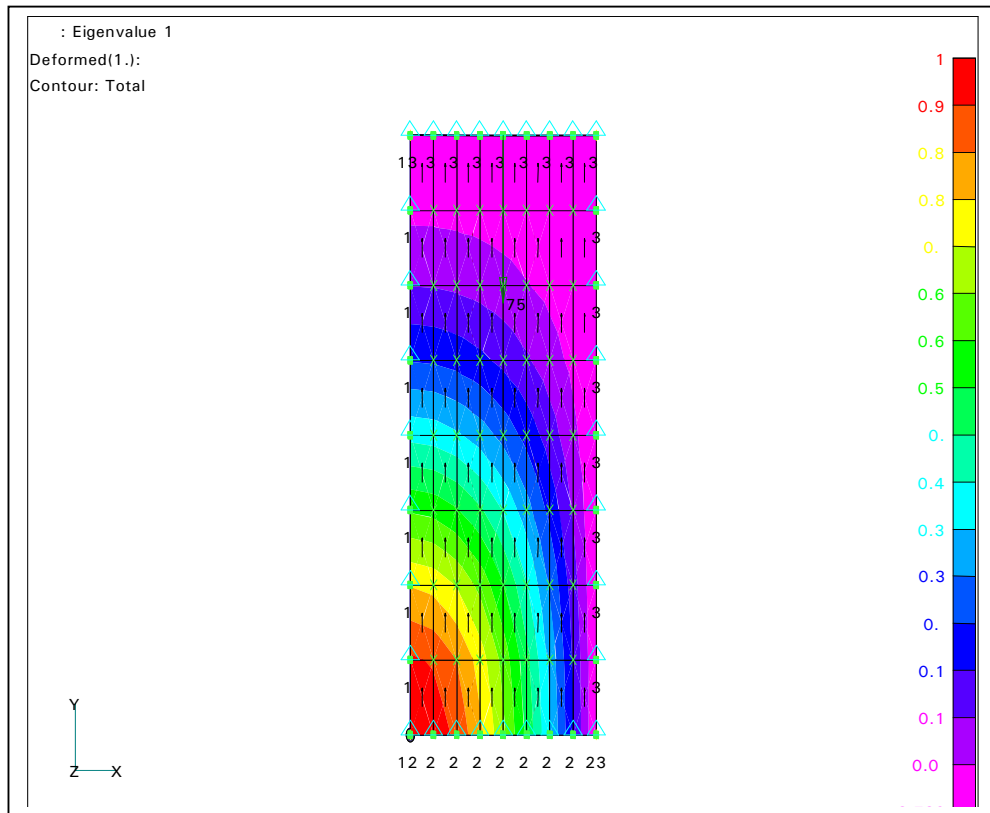
Срачунате вредности критичног оптерећења при коме се јавља губитак стабилности на бази анализе применом методе сопствених вредности су дате такође у табели 4.1. Минимална вредност односно критично оптерећење је:

$N_{XCR} = 6.76 \text{ daN/mm}$ – Критична вредност користећи „eigen“ проблем.

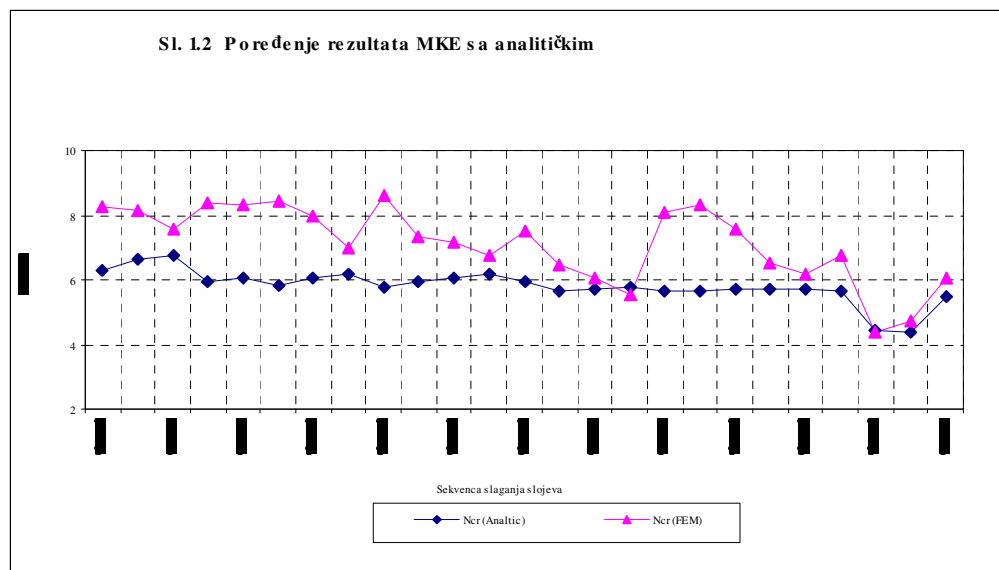
Слагање између резултата „eigen“ проблема и аналитичких решења је мала што указује на валидност ове методе. То се могло и очекивати зато што су вредности коефицијената D_{16} и D_{26} мале.

4.3 Анализа губитка стабилности применом методе коначних елемената

У овој секцији разматра се анализа губитка еластичне стабилности аксијално притиснутог панела (слика 4.1) применом методе коначних елемената (MKE). За анализу губитка еластичне стабилности коришћен је софтверски пакет „Msc/NASTRAN“ [57]. За моделирање композитног панела коришћени су коначни елементи вишеслојних љуски са ортотропним карактеристикама појединих слојева.



Слика 4.2 - Изглед мода губитка еластичне стабилности композитног панела са секвенцом слагања слојева $[1\ 1\ 3\ 3]_s$



Слика 4.3 - Поређење резултата МКЕ са аналитичким решењем за секвенцу слагања слојева $[1\ 1\ 3\ 3]_s$

На слици 4.3 приказане су упоредне вредности критичног оптерећења аксијално притиснутог композитног панела применом *МКЕ* и аналитике. Може се уочити да аналитичка решења имају нешто ниже вредности у односу на *МКЕ*.

4.4 Закључне напомене

У овом поглављу се разматрају прорачунске методе за анализе губитка еластичне стабилности вишеслојног композитног панела. За ту сврху су коришћене аналитичке методе с једне и метод коначних елемената (*МКЕ*) с друге стране. Посебна пажња у овом поглављу била је усмерена на анализе утицаја секвенци слагања слојева на вредност критичног оптерећења при коме се јавља губитак еластичне стабилности. Добијена су изванредна слагања између аналитичких метода са *МКЕ*. Ово са своје стране значи да се ове методе могу успешно користити у прелиминарној фази пројектовања склопова летелица израђених од композитних материјала. Ова слагања се односе на структуралне елементе типа поља оплате код узгонских површина летелица.

5. ДЕФИНИСАЊЕ МЕТОДОЛОГИЈЕ И ПОСТУПАКА (ТЕХНОЛОГИЈА ИЗРАДЕ ЛОПАТИЦА РЕПНОГ РОТОРА)

5.1 Увод

Носећи елементи лопатице (рамењача и оплата) израђени су од више врста пред импрегнираних композитних материјала, а елементи за везу лопатице са главчином репног ротора израђени су од побољшаног челика.

Формирање тела лопатице и осталих елемената који се израђују од композитних материјала а саставни су делови лопатице обављаће се у наменским алатима који су пројектовани и израђени у ВЗ „Мома Станојловић” за ову прилику.

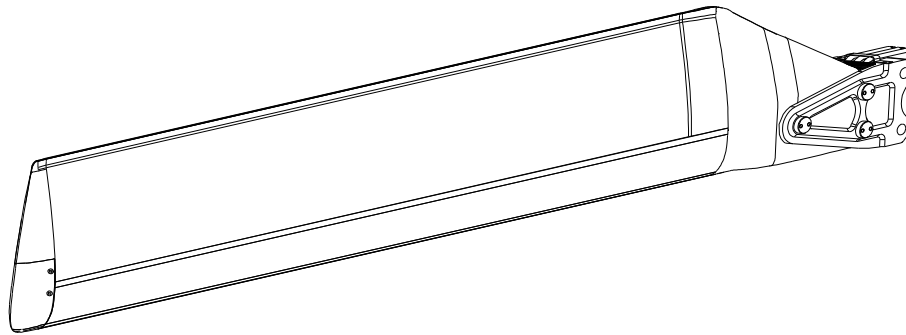
Облик и димензије лопатице репног ротора дате су у конструктивној документацији лопатице а техничке карактеристике лопатице дате су у табели 5.1.

Табела 5.1 – Техничке карактеристике лопатице репног ротора хеликоптера

Ред. Бр.	НАЗИВ	ОПИС
1	Врста лопатице	Правоугаони и равни са грејачем против залеђивања
2	Тип лопатице	АЕРОПРОФИЛ НАСА 230М
3	Дужина лопатице	$L = 1636 \pm 2 \text{ mm}$
4	Аеродинамичка тетива лопатице	$l = 271 \pm 0,5 \text{ mm}$
5	Тежина лопатице	$G_{\max} = 13,85 \text{ kg}$
6	Статички момент	10,75 daNm
7	Број лопатица у комплету	3
8	Угао витоперења	0°
9	Број обртаја лопатице	$n = 1089 - 1124 \text{ }^\circ/\text{min}$
10	Угао померања	$= 9^\circ 48' (-30^\circ); - 18^\circ 13' (-25^\circ)$
11	Обртни момент	$M = 159 - 167 \text{ daNm}$

Полазећи од техничких карактеристика лопатице репног ротора, приказаних у Табели 5.1, и лопатица израђена од композитних материјала у потпуности мора одговорити наведеним техничким карактеристикама.

Склоп лопатице репног ротора хеликоптера Ми-8 приказан је на слици 5.1

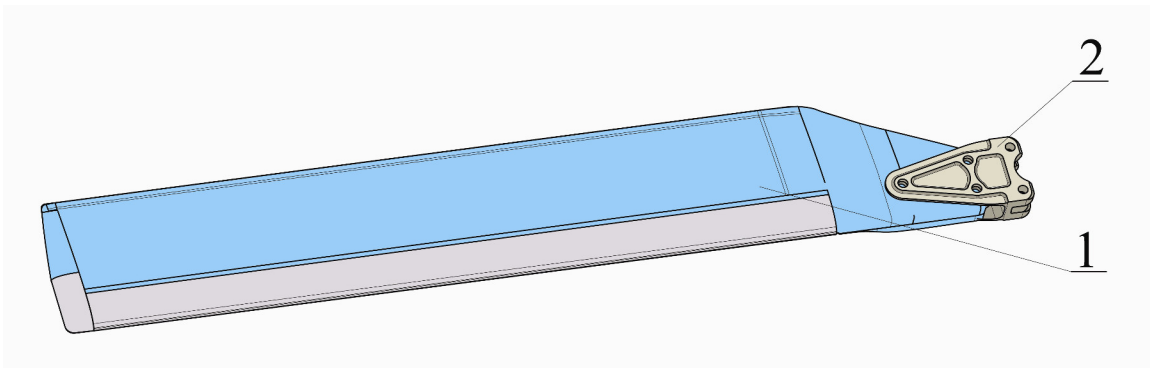


Слика 5.1 – Лопатица репног ротора хеликоптера Ми-8

Склоп лопатице репног ротора хеликоптера састоји се од следећих делова:

- Тело лопатице репног ротора.
- Капе нападне ивице у којој се налази инсталација против залеђивања. Капа нападне ивице залепљена је за тело лопатице и чини са њом нераздвојну целину.
- Окова за везу са главом репног ротора. Оков је причвршћен за корен лопатице помоћу три везна вијка који пролазе кроз три челичне чауре. Лопатица је причвршћена за рукавац главе репног ротора помоћу металног окова.
- Капе терминеzona која је причвршћена за тело лопатице.
- Тега причвршћеног са два специјална вијка за тело лопатице.
- Електро инсталације против залеђивања.

Склоп лопатице репног ротора хеликоптера израђене од композитних материјала са горе наведеним деловима интегрисаним у унутрашњост композитне лопатице приказан је на слици 5.2.

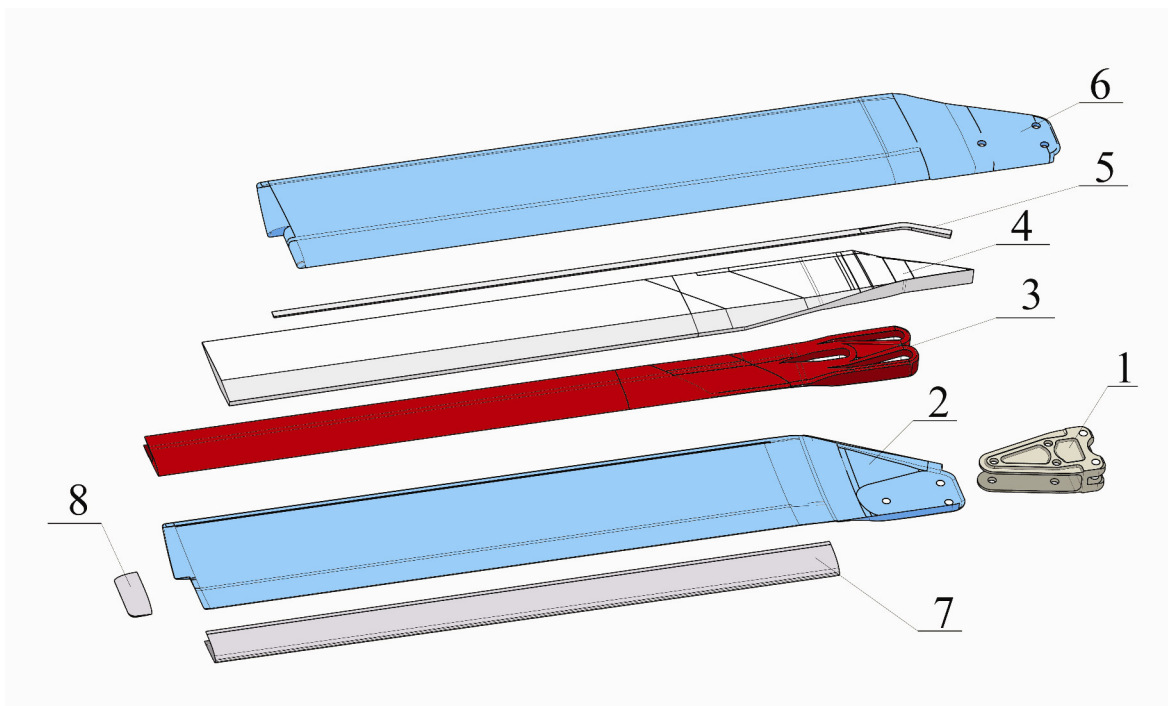


(1-Тело композитне лопатице, 2- Челични оков за везу са главчином репног ротора)

Слика 5.2 – Склоп лопатице репног ротора од композитних материјала

Поступак израде композитне лопатице репног ротора хеликоптера састоји се од следећих операција:

- Припрема материјала за израду композитне лопатице
- Припрема алата за израду лопатице
- Израда елемената структуре лопатице
- Слагање материјала и елемената унутрашње структуре лопатице у алат
- Полимеризација лопатице
- Обрада лопатице после полимеризације
- Израда структуре капе нападне ивице са грејачима против залеђивања лопатице
- Израда окова нападне ивице
- Израда елемената електроинсталације
- Монтажа израђених елемената (формирање лопатице)
- Бојење и означавање лопатице



(1-Челични оков за везу са главчином репног ротора, 2-Оплата доњаке од препрега (стаклено платно + епокси смола), 3-Рамењача од УД препрега (стаклена влакна + епокси смола), 4-Испуна од „Rohacell”-а, 5-Ојачање излазне ивице од карбонског УД препрега, 6-Оплата горњаке од препрега (стаклено платно + епокси смола), 7-Капа нападне ивице са грејачима против залеђивања, 8-Капа терминезона, прокронска)

Слика 5.3 – Склоп лопатице репног ротора хеликоптера израђене од композитних материјала са саставним елементима

5.2 Припрема материјала за израду лопатице

Из расхладне коморе са температуре $t = -18^{\circ}\text{C}$ извадити ролну препрега и оставити (два до три сата) на собној температури док се материјал не загреје на температуру изнад 10°C . Препрег пажљиво извадити из херметички затворене амбалаже водећи рачуна да се амбалажа не оштети (обавезно користити рукавице, памучне или латекс, приликом руковања са материјалом). Исећи потребан број слојева за оплату лопатице и потребан број слојева за рамењачу лопатице. Све искројене и сложене слојеве препрега за оплату лопатице (за горњаку и доњаку) урлати и спаковати у најлон кесу и одложити у расхладну комору. Док искројене и сложене слојеве препрега за рамењачу пресавити на пола по краћој страни и спаковати у најлон кесу и одложити у расхладну комору. У кесе убацити натпис који треба да садржи информацију о врсти материјала, броју слоја, количини и датуму паковања. Да би се што боље сачувао материјал треба га упаковати у кесу која је топлотно заварена због спречавања скупљања влаге при промени температуре у расхладној комори.

У картон података за ролну уписати време вађења и враћања у замрзивач и одложити је са ролном, а остатак ролне препрега вратити у оригиналну амбалажу водећи рачуна да се не оштети а да се оствари херметичност и одложити је у замрзивач.

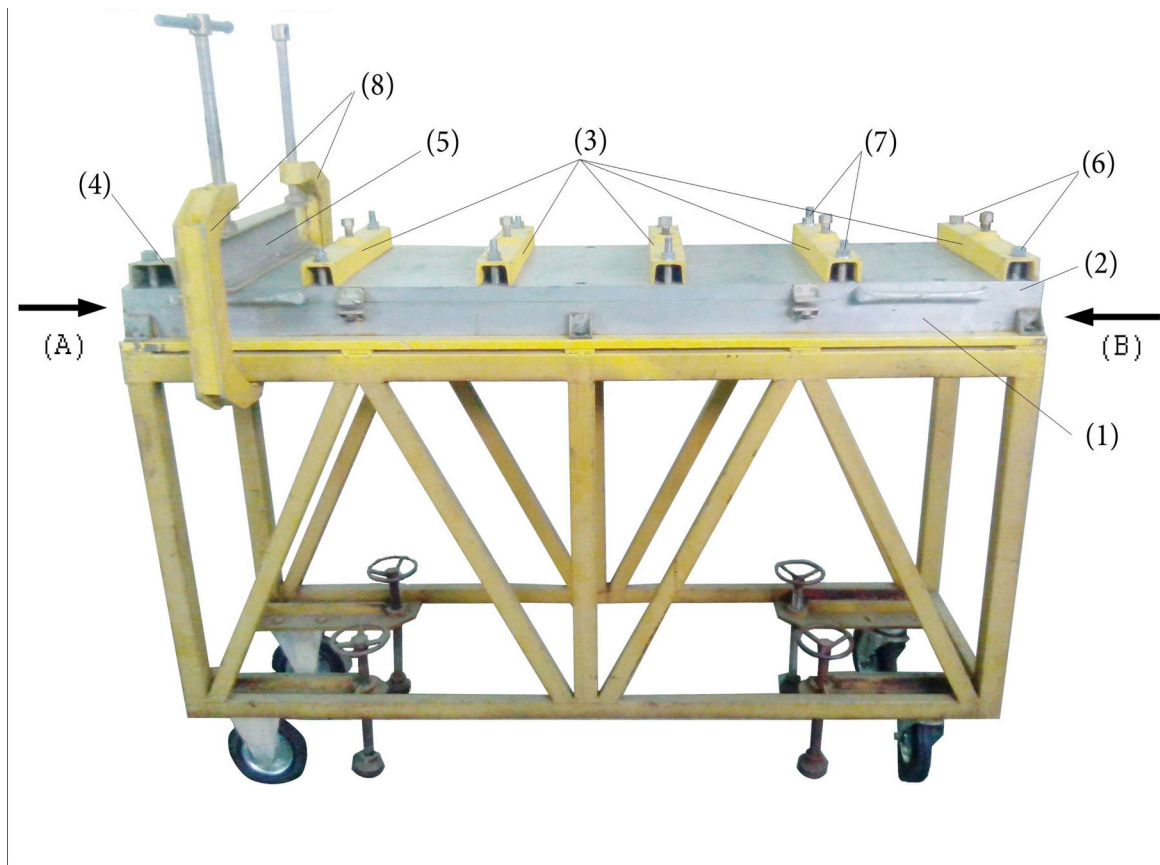
5.3 Опис алата и припрема алата за израду лопатице

Алат за израду тела лопатице репног ротора од композитних материјала приказан је на сликама 5.4, 5.5 и 5.6, а саставни делови алата за израду тела лопатице приказани су испод слике 5.4.

Наменска колица (слика 5.4) су решеткасте конструкције а на горњој страни колица заварена је челична плоча за коју је причвршћена доња полутка алата. На доњој полутки алата у зони кореног дела постављена су три трна за позиционирање чаура и уметака лопатице. Трнови су монтажано-демонтажног типа и везани су вијком са упуштеном главом са горње стране. На доњој полутки алата у зони кореног дела налази се плочица за вађење готовог комада из алата која је постављена између три трна. Померање плочице је омогућено помоћу специјалног завртња који пролази кроз навојну чауру која је заварена са доње стране радне плоче колица.

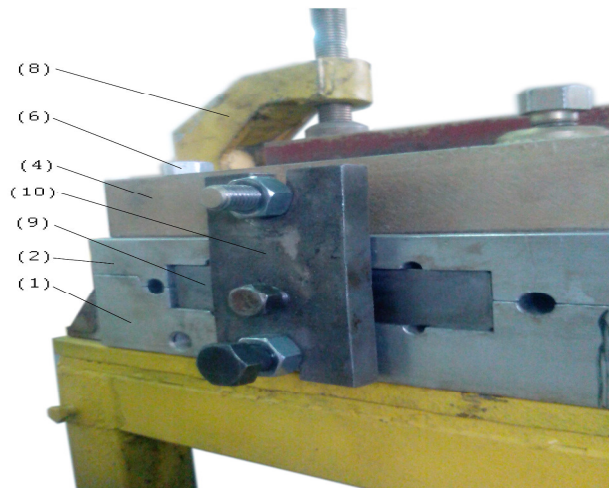
На горњој полутки алата у зони кореног дела постављена су три трна за позиционирање чаура и уметака лопатице. Трнови су монтажно-демонтажног типа и везују се навртком са спољне стране.

На бочним странама налазе се четири ручице за манипулацију алатом. „U” профили служе за укрућење и затварање алата. На бочној страни „U” профила налази се отвор који служи за везивање задњег уметка алата, а на бочној страни “U” профила налази се отвор који служи за позиционирање профила у зони трна на горњој полутки алата. Овај профил служи за додатно укрућење алата и стеже се стегама за решетку колица.



(1-Доња полутка алата са колицима за манипулисање алатом, 2-Горња полутка алата, 3,4 и 5-елементи за укрућење и затварање алата „U” профили, 6 и 7-Специјални завртањ, 8-Стега, 9-Задњи уметак, 10-Елементи за позиционирање задњег уметка, 11-Специјална навојна чаура)

Слика 5.4 – Алат за израду тела лопатице репног ротора (затворен)



Слика 5.5 – Алат за израду тела лопатице репног ротора – (поглед А)



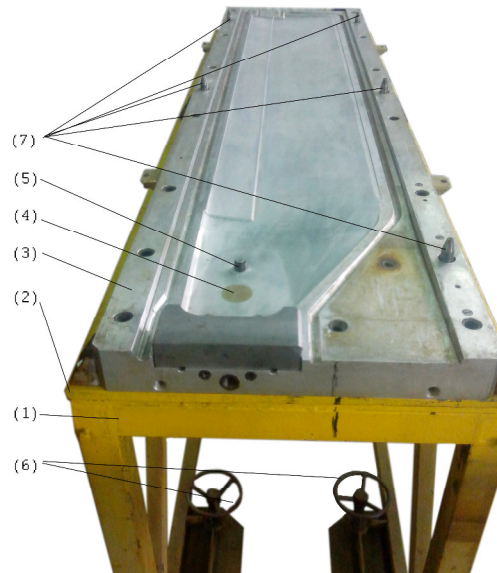
Слика 5.6 – Алат за израду тела лопатице репног ротора – (поглед В)

Алат поставити у радни положај (слике 5.7 и 5.8) а са алата скинути задњи уметак, специјалне чауре и све елементе за укрућивање и затварање и оставити их на сто поред алата. Скинути горњу полутку алата и поставити је на сталак тако да буде на висини која је погодна за рад. Визуелно прегледати да нема оштећења радних површина и ивица алата и то: доња полутка алата, горња полутка алата, задњи уметак са елементима за позиционирање и везивање са горњом и доњом полутком алата, специјалне навојне чауре за позиционирање носача баланских тегова, специјалне завртњеве, специјалне стеге и технолошке чауре.

Оштећења наведених елемената алата, директно утичу на могућност правилног слагања материјала, затварања алата и квалитет израђеног комада.

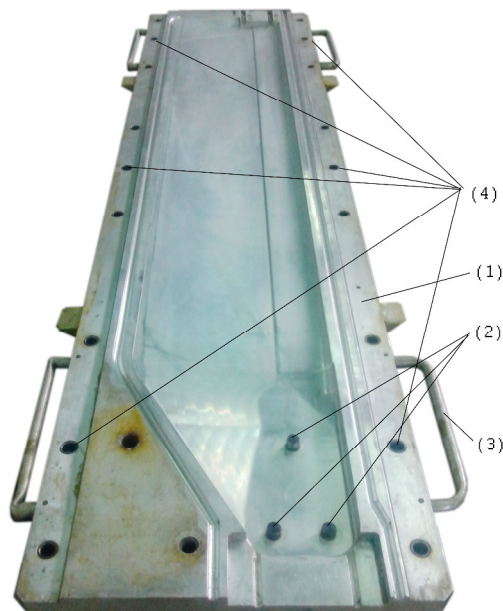
Након потпуне провере, да су све наведене функционалне и радне површине алата исправне и да су у потпуности исправни сви елементи за вођење и за остваривање навојних веза, као и провере исправности осталих елемената за правилно затварање алата,

радне површине алата обрисати сувом и чистом памучном крпом и након тога обрисати чистим не етализованим бензином или ацетоном, како би се одстранили остаци смоле и стари спечени одвајач из претходне полимеризације.



(1-Колица за манипулисање алатом, 2-плоча, 3-Доња полутка алатом, 4-Плоча, 5-Трн, 6-Стопе, 7 Војјица)

Слика 5.7 – Доња полутка алата за израду тела лопатице репног ротора



(1-Радни део, 2-Трн, 3-Ручица, 4-Чаура)

Слика 5.8 – Горња полутка алата за израду лопатице репног ротора

5.4 Израда елемената структуре лопатице

Из замрзивача извадити претходно припремљене препреге за израду оплате и рамењаче и оставити их упаковане у најлонској кеси док се не загреју на собну температуру. Тек кад препрег достигне собну температуру може се извадити из кесе и почети са слагањем.

Израда елемента структуре лопатице састоји се од:

- израде тела лопатице репног ротора (доњаке и горњаке) и
- израде рамењаче.

5.4.1 Израда тела лопатице репног ротора

Поступак израде лопатице састоји се из следећих технолошких целина

- Постављање препрега оплате лопатице;
- Постављање уметака и чаура;
- Постављање препрега рамењаче;
- Постављање испуна лопатице;
- Постављање ојачања излазне ивице;
- Постављање чеоне капе;
- Затварање алата.

На припремљене полутке алата поставити нулти слој платна (слика 5.9) а затим ваљком или тефлонском шпаклом притиснути платно по читавој површини да легне на алат тако да не остану мехурићи ваздуха између алата и препрега. Водити рачуна да не дође до „гужвања” платна приликом постављања, посебно на бочним странама алата.

Након постављања сваког слоја ваљком или тефлонском шпаклом притиснути платно по читавој површини да легне на претходни слој тако да не остану мехурићи ваздуха између слојева.

Постављање слојева платна оплате вршити истовремено на обе полутке алата док се не поређају сви слојеви платна.

Након постављања сваког слоја вишак препрега који прелази профилисану радну површину одрезати, хируршким маказама или скалпелом, по ободу (ивици) радне површине алата.

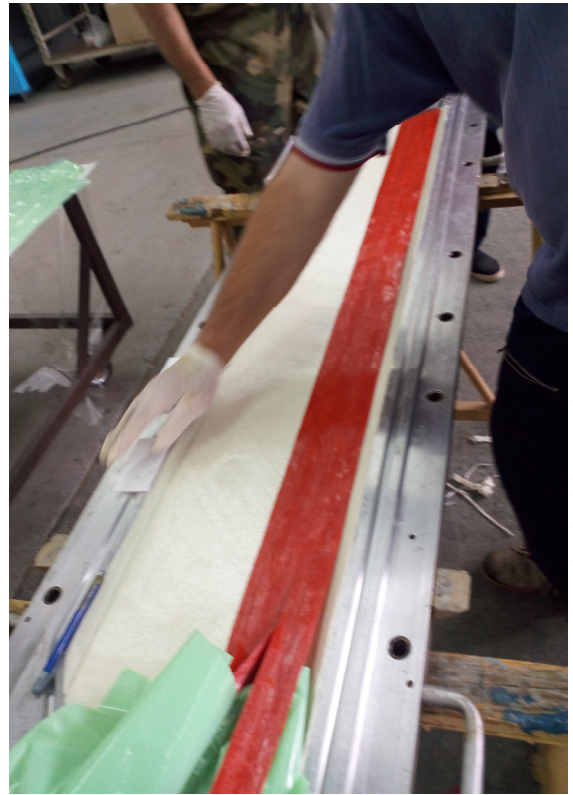
Приликом постављања платна водити рачуна да се отвори на платну позиционирају према трновима у кореном делу алата. Поставити технолошке чауре и проверити да ли несметано налажу на радну површину алата. Уколико то није случај опсећи вишак платна да се оствари правилно постављање чаура.



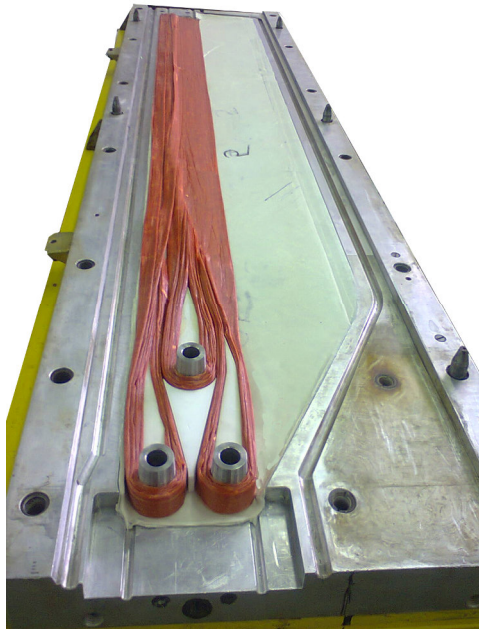
Слика 5.9 – Постављање препрега у горњу полутку алата

5.4.2 Израда рамењаче

Из кесе извадити претходно припремљене и пресавијене траке препрега за израду рамењаче и раздвојити препрег који се слаже у горњу полутку алата од препрега који се слаже у доњу полутку алата.



Слика 5.10 – Постављање препрега за израду рамењаче

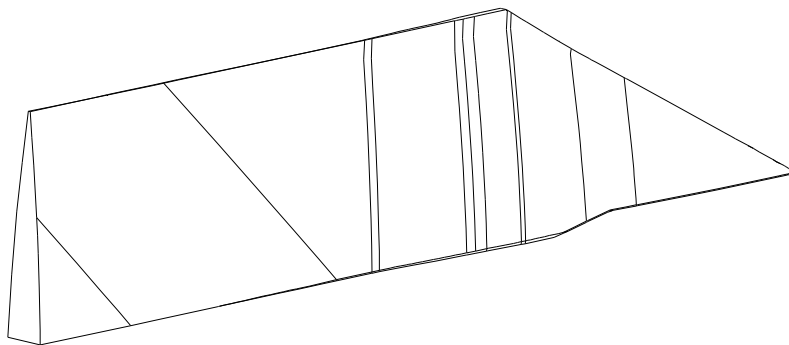


Слика 5.11 – Полуплетенице за формирање рамењаче у доњој полутци алата

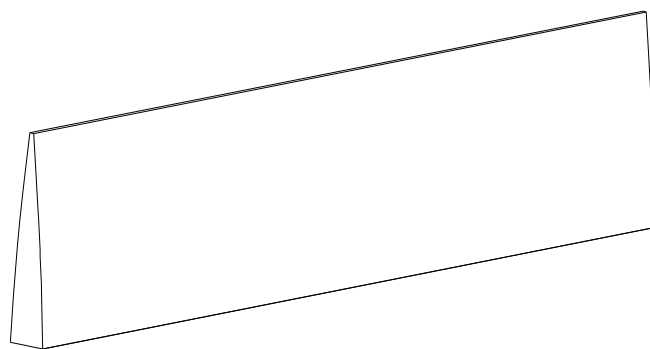
5.5 Постављање испуна лопатице (слагање материјала и елемената унутрашње структуре лопатице у алат)

Да би се процес израде лопатице репног ротора од композитног материјала наставио односно да би могли спојити доњу и горњу полутка алата потребно је извршити:

- Постављање испуна лопатице
- Постављање носача баланских тегова
- Постављање ојачања излазне ивице
- Постављање чеоне капе



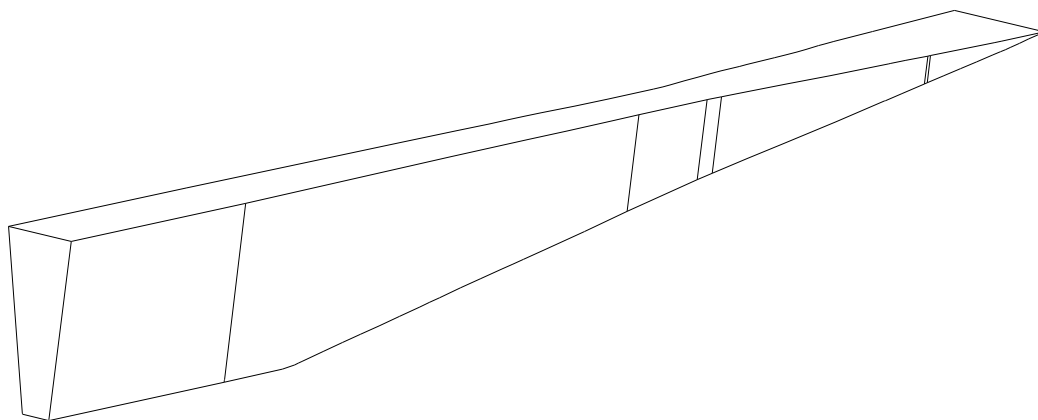
Слика 5.12 – Испуна бр.1



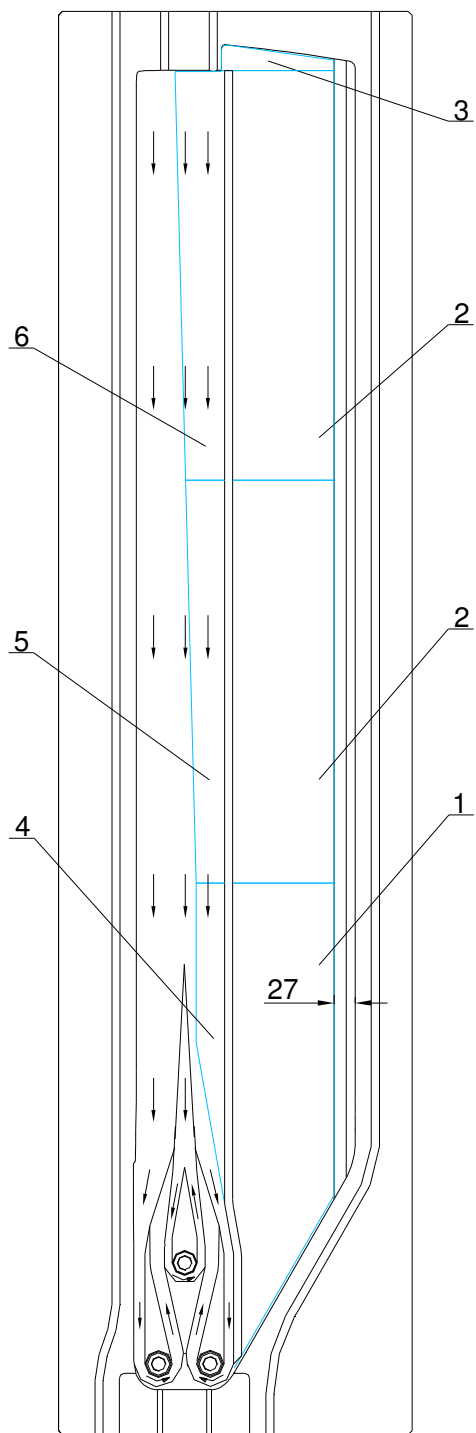
Слика 5.13 – Испуна бр.2



Слика 5.14 – Испуна бр.3

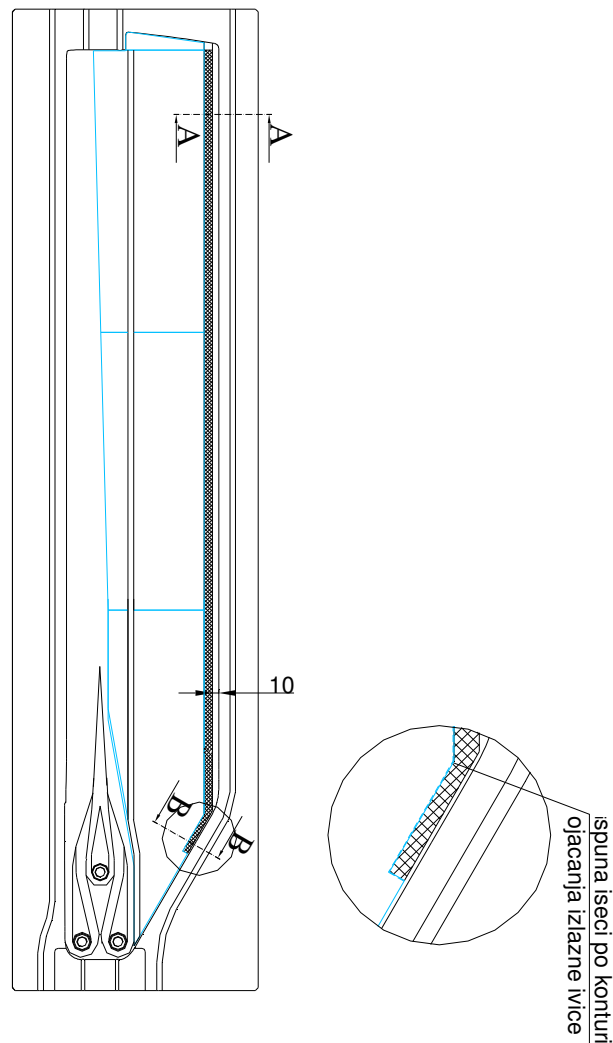


Слика 5.15 – Испуна бр.4



Слика 5.16 – Постављање испуна у доњу полутку алата

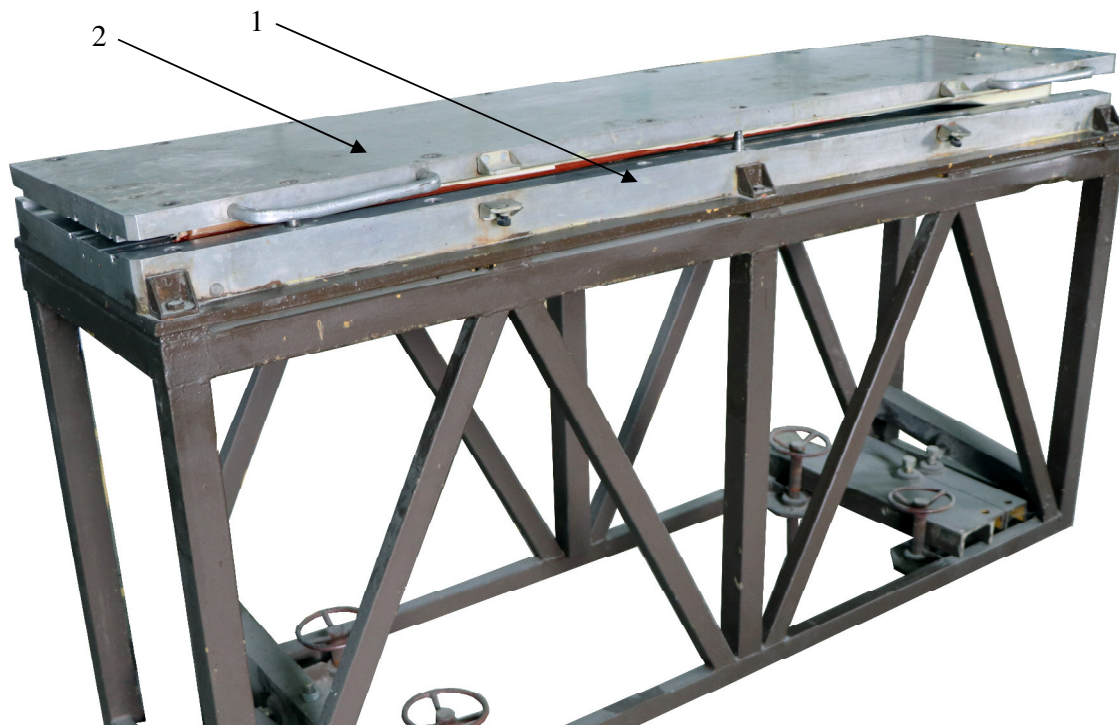
Ојачање излазне ивице поставити у доњу полутку алата тако да се наслања на испуне лопатице и да се не наслања на излазну ивицу алата. Поставити последњи слој платна лоцирано између излазне ивице ојачања и излазне ивице алата од врха алата ка кореном делу, а вишак материјала који прелази радну контуру алата одсећи.



Слика 5.17 –Постављање ојачања излазне ивице

По завршеном постављању испуна лопатице, носача баланских тегова, ојачања излазне ивице и чеоне капе приступа се затварању алата. Подићи горњу полутку алата принети је доњој полутки (слика 5.18), пажљиво је окренути и позиционирати преко уграђених вођица у доњој полутки алата. Окретање горње полутке алата мора се извршити крајње пажљиво да неби дошло до одвајања и испадања материјала из алата. Пре него што се горња полутка алата приближи доњој поставити одговарајуће одстојнике на које горња

полутка треба да легне да би се, центрирале вођице за правилно налагање горње полутке алата. По завршеном центрирању полутки поставити елементе за укрућење и затварање алата тј. „U” профиле као што је приказано на слици 5.4.



(1-Доња полутка алата са колицима за манипулисање алатом, 2-Горња полутка алатом)

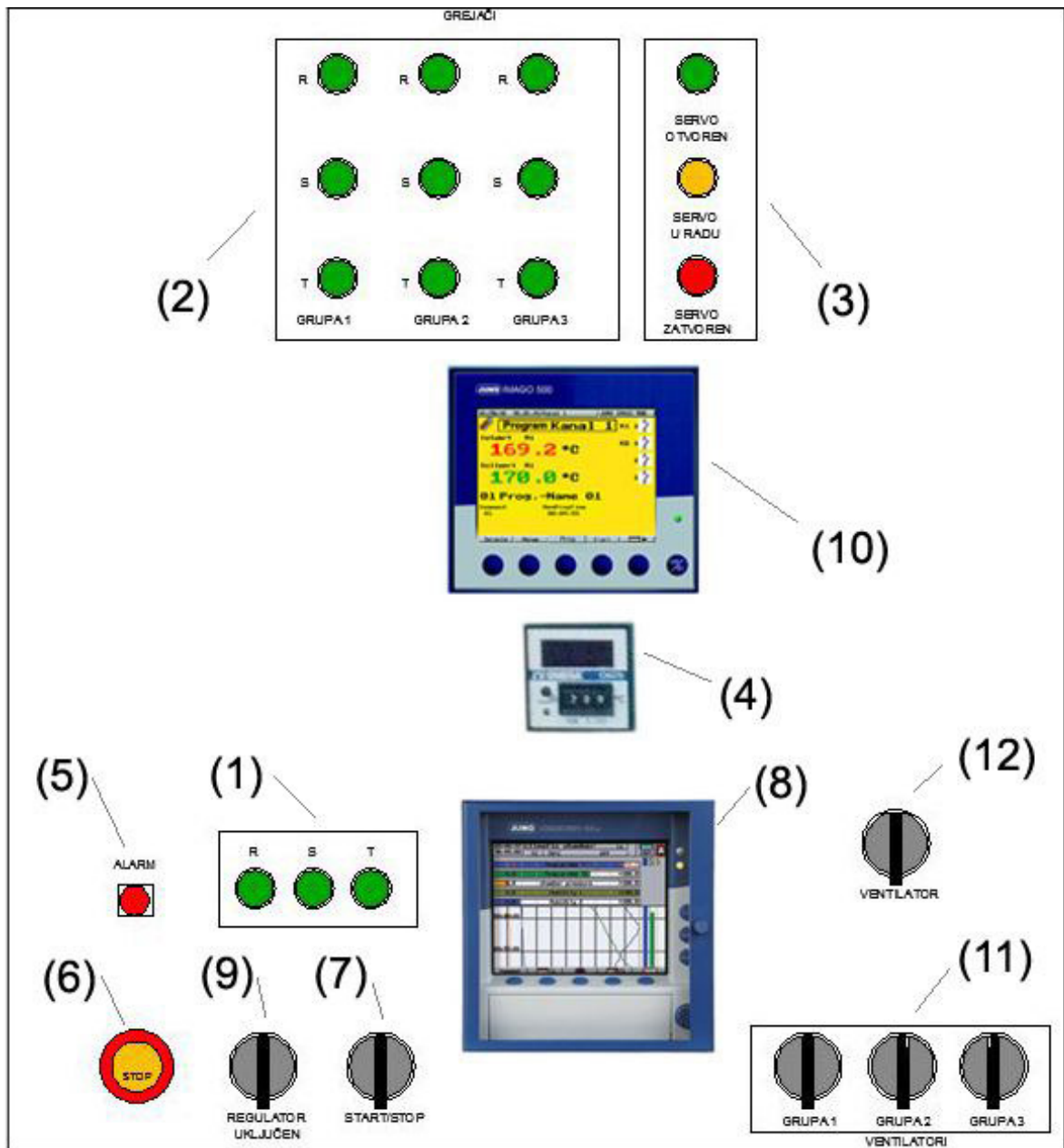
Слика 5.18 – Позиционирање горње и доње полутке алата

5.6 Полимеризација лопатице

По завршеним радовима из претходне тачке колица на којима је постављен алат слика 5.18 поставити у комору за полимеризацију, а затим у предвиђене отворе у алату поставити сонде за мерење температуре.

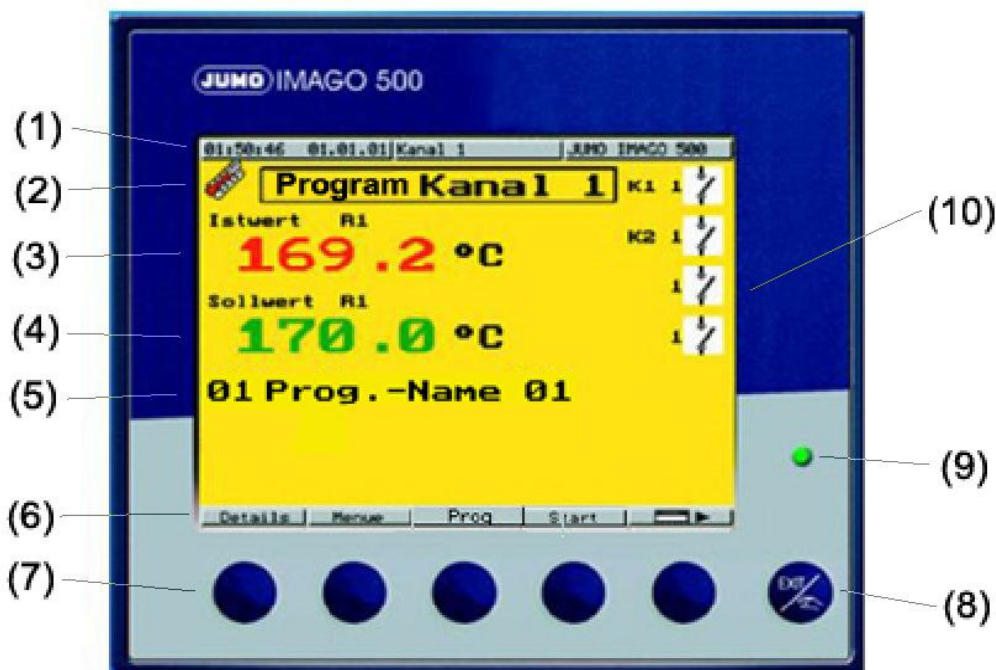
Процесом полимеризације управља се из управљачке собе путем програма *"JUMO IMAGO 500 Multi-channel Process and Program Controller"*, *"JUMO LOGOSCREEN 500 cf Paperless Recorder"*.

Укључивањем прекидача *"REGULATOR UKLJUČEN"* (позиција број 9 на слици 5.19) програм је стартован, након чега се на главном регулатору температуре *"IMAGO 500"* и писачу *"LOGOSCREEN 500 cf"* (позиције број 8 и 10 на слици 5.19) појављују насловне маске. Изглед главног регулатора температуре *"IMAGO 500"* приказан је на слици 5.20.



(1-индикација рада фазе, 2-индикација рада групе грејача, 3-индикација рада серво покретача, 4-контролер граничне температуре, 5-индикација аларма, 6-"печуркасти" прекидач аларма, 7-старт/стоп, 8-писач "LOGOSCREEN 500 cf", 9-покретање регулатора напона, 10-регулатор "IMAGO 500", 11-покретање вентилатора, 12-покретање "спољног" вентилатора)



Слика 5.19 – Шематски приказ управљачког сигналног панела система „PETEM-K”



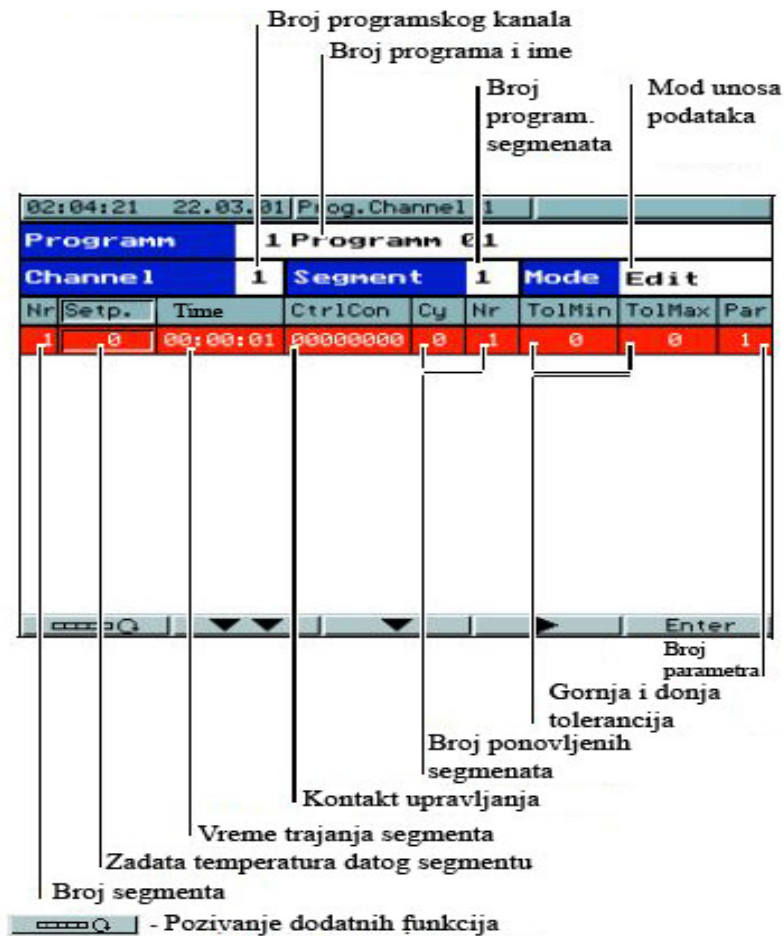
(1-Статусна линија са временом, датумом и називом уређаја; 2-Програмски канал; 3-Остварена температура у комори; 4-Задата температура; 5-Број и име програма; 6-Функције регулатора; 7-Функцијски тастери; 8-Излаз; 9-LED сигнализација рада уређаја; 10-Статусни индикатори излаза)

Слика 5.20 – Насловна маска главног регулатора температуре „IMAGO 500” - (пример)

Подешавање потребних временских и температурних параметара циклуса (слика 5.20) врши се тако, што се притиском на тастер „Prog” насловне маске регулатора температуре одабере један од педесет понуђених програма, а на екрану регулатора температуре „IMAGO 500” појавиће се маска програмског едитора (слика 5.21) у којој се задају вредности полимеризационог циклуса.

Програмирање се врши задавањем жељене температуре и временског опсега за сваки сегмент, а провера профила може се остварити бирањем тастера  и .

По завршеном програмирању процес припреме за полимеризацију је завршен. На управљачком панелу коморе за полимеризацију укључити редоследно прекидаче: „VENTILATORI”; „GRUPA 1” и „START/STOP” а на регулатору температуре „IMAGO 500” притиснути тастер „Start”. На насловној маски (у доњем десном углу), се појави знак да је процес у току као и део програма који се тренутно обавља са преосталим временом до краја процеса полимеризације.



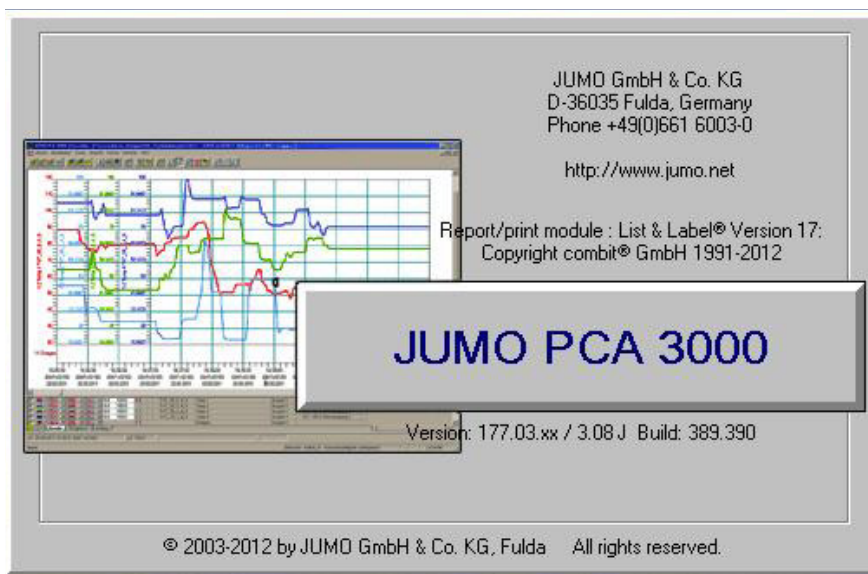
Слика 5.21 – Програмски едитор контролера „IMAGO 500”

Очитавање тренутних вредности температуре у алату се одвија на писачу „LOGOSCREEN 500 cf” или на рачунару помоћу програма „JUMO PCA 3000” .

Када се програм полимеризације заврши аутоматски се пали вентилатор који избацује загрејан ваздух из коморе. Уколико се комора није довољно охладила могуће је ручно укључити прекидач „VENTILATOR” (слика 5.19, позиција 12). Након овог све прекидаче и ручице поставити у првобитни положај, а сва сигнална светла и ЛЕД диоде на управљачко-сигналном панелу коморе за полимеризацију морају бити угашени.

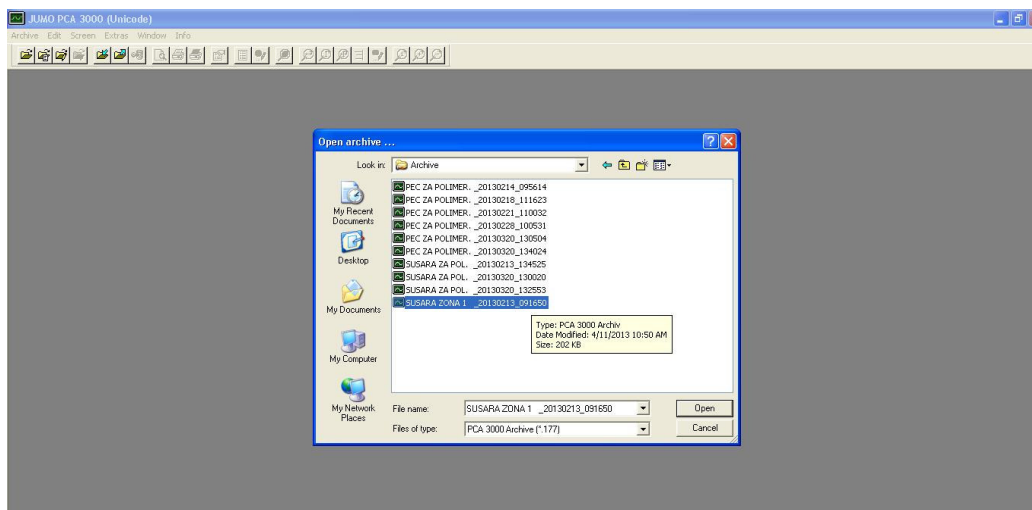
Након завршеног процеса полимеризације, потребно је обрадити податке о оствареним температурама ваздуха у комори, жељеним (програмираним) вредностима температуре и вредностима промена температуре у алату.

На рачунару покренути програм „*JUMO PCA 3000*” и добиће се почетна маска програма приказана на слици 5.22



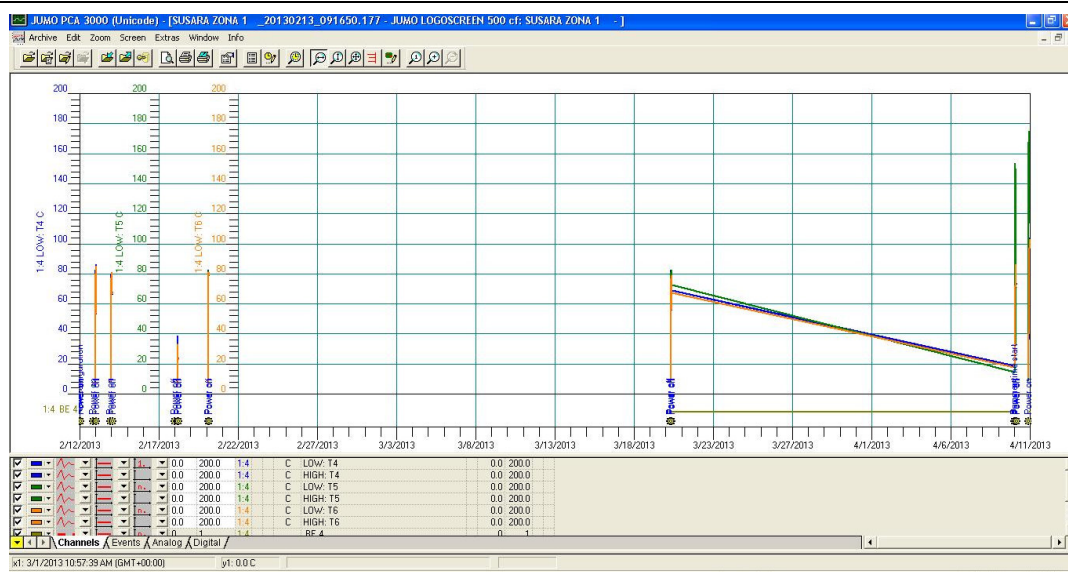
Слика 5.22 – Почетна маска програма „*JUMO PCA 3000*”

Изабрати опцију „*JUMO PCA 3000*” помоћу којег се улази у радни део програма слика 5.23.



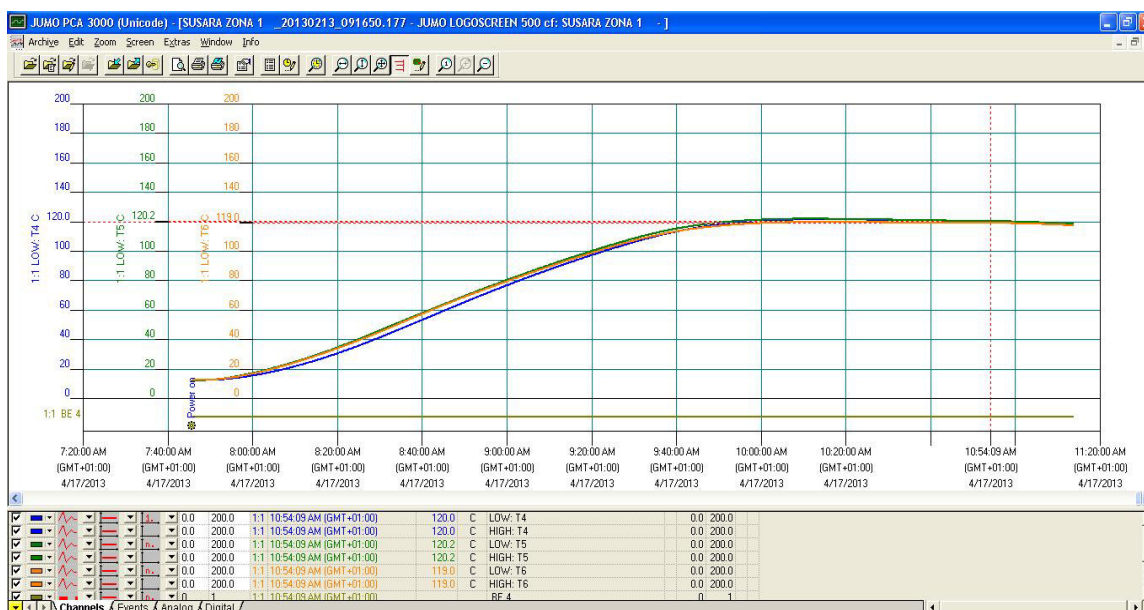
Слика 5.23 – Радни део прогма „*JUMO PCA 3000*”

По уласку у радни део програма прелази се у маску за анализу прикупљених резултата слика 5.24.



Слика 5.24 – Маска за анализу прикупљених резултата програма „JUMO PCA 3000”

Програм „JUMO PCA 3000” континуирано прикупља потребне податке, а на екрану ће се појавити резултати очитавања са сонди. Свака сонда је означена другом бојом, а на графику у временској оси стоји запис о датуму и сатници очитавања, као и податак када је комора пуштена у рад и угашена. Извештај о полимеризацији репне лопатике приказан је на слици 5.25



Слика 5.25 – Пример извештаја о очитавању сонди

5.7 Обрада лопатице после полимеризације

По завршеном процесу полимеризације извадити алат из пећи и извршити отварање алата, како би извадили тело лопатице из алата и поставили је на одговарајући сталак. Приликом вађења лопатице из алата не смеју се користити оштри предмети који могу оштетити радну површину алата.

Изглед тела лопатице после полимеризације након отварања алата приказан је на слици 5.26



Слика 5.26 – Тело лопатице после полимеризације након отварања алата



Слика 5.27 – Тело лопатице после полимеризације након вађења из алата (у положеном положају)



Слика 5.28 – Тело лопатице после полимеризације након вађења из алата (у вертикалном положају)

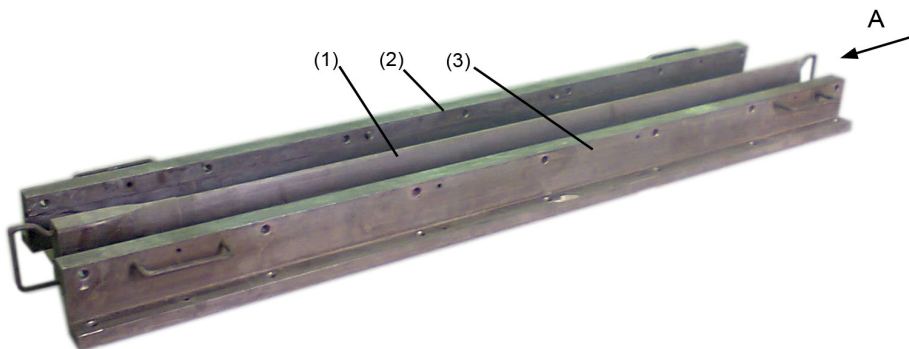
Након вађења тела лопатице из алата потребно је тело лопатице очистити од вишка смоле и обрадити спојеве са брусним папиром, а затим извршити преглед тела лопатице како би се уочили:

- неслепљеност спојева и ваздушни мехурићи унутар слоја
- неравнине и вишкови смоле на горњаци и доњаци лопатице

Очистити алат од вишка смоле, а радне површине доње и горње полутке алата обрисати са чистом памучном тканином натопљеном са ацетоном. Алат склопити и покрити пластичном фолијом да би се заштитио од прашине.

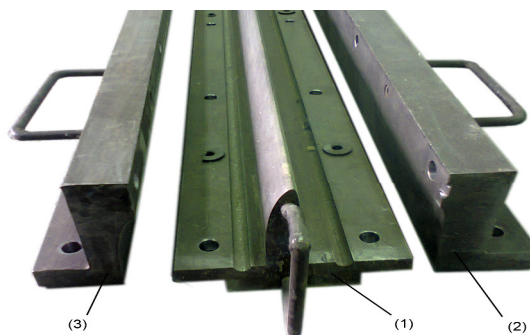
5.8 Израда структуре капе нападне ивице са грејачима против залеђивања лопатице

Капа нападне ивице лопатице се израђује у алату (слика 5.29) који је конструисан тако да се у њему може формирати капа нападне ивице а да се касније у истом алату изврши спајање (лепљење) израђене капе са телом лопатице у зони капе нападне ивице.



(1-Унутрашњи „мушки” део алата, 2-спољни део алата (доњака), 3-спољни део алата (горњака))

Слика 5.29 – Алат за израду капе лопатице



(1- Унутрашњи „мушки” део алата, 2-спољни део алата (доњака), 3-спољни део алата (горњака))

Слика 5.30 – Алат за израду капе лопатице (поглед А)

Капа нападне ивице се израђује у две фазе:

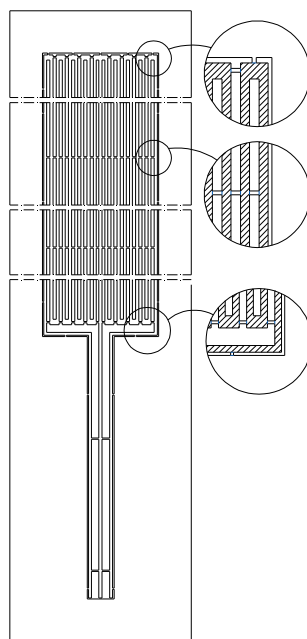
- **прва фаза** је израда основе капе вакум поступком, на унутрашњем („мушком“) делу алата, од четири слоја препрега између којих је уметнут грејач.
- **друга фаза** је спајање (лепљење) полиуретанске заштитне траке и металног ојачања на предходно формирану капу од препрега са грејачем

Прва фаза израде капе лопатице

Алат прегледати да нема оштећења радних површина и ивица, а затим очистити и одмастити чистом памучном тканином, а радне површине алата исполирати чистом памучном тканином.

За ламинирање вакум поступком припремити: вакум пумпу, вакум фолију, перфорирану фолију, упијач, вакум мрежу и заптивну траку.

Из ролне препрега исећи траке од препрега димензија (160 x 1500) mm. Приликом кројења, сечења и слагања препрега обавезно користити чисте заштитне памучне или гумене рукавице.



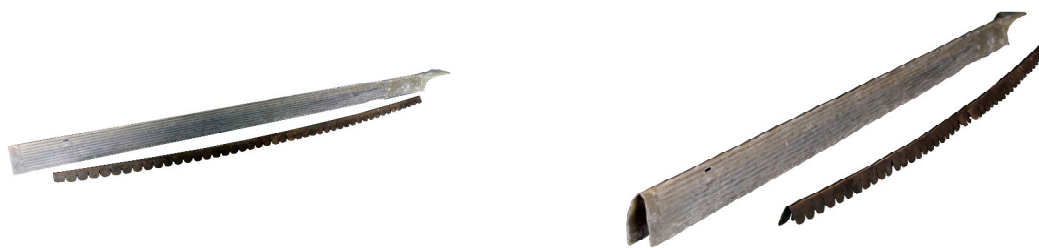
Слика 5.31 – Изглед грејача нападне ивице лопатице (грејач је шрафиран)

Припрмити за уградњу грејач нападне ивице (слика 5.31), грејач је израђен од танког прохромског лима и има тенденцију увијања) и обавезно преконтролисати да ли су металне траке грејача згужване, изломљене или у прекиду. Грејач очистити и одмастити чистом памучном тканином натопљеном трихлор етиленом.

Са једне траке препрега скинути заштитну фолију и са лепљивом страном пажљиво преклопити грејач који је затегнут на радном столу и погодним тефлонским алатом добро утрљати да се траке грејача залепе за препрег. Окренути пажљиво траку препрега са слепљеним грејачем на њој тако да грејач буде са горње стране (изглед грејача нападне ивице лопатице приказан је на слици 5.31)

Узети другу траку од препрега, скинути заштитну фолију и са лепљивом страном пажљиво преклопити грејач и утрљати да се траке грејача и препрег залепе за постављени препрег. Сада поставити преостале две траке препрега редом једну по једну (са предходно скинутим заштитним фолијама) тако да им се ивице преклопе и погодним тефлонским алатом добро утрљати да се траке међусобно добро слепају. На унутрашњи део алата (позиција 1, на сликама 5.29 и 5.30), предходно загрејан, поставити припремљени „сендвич“ (препрег – грејач – препрег) тако да препрег налегне на предвиђено место на алату а да се при том средња трака грејача поклопи са нападном ивицом профилисаног дела алата.

Алат унети у комору за полимеризацију. Поставити сонде на доњој површини алата и извршити заптивање са заптивном траком уз претходно постављање и спајање неопходних елемената за вакумску технологију ламинирања. Након завршене полимеризације извадити алат из пећи. Скинути вакум фолију. Остранити скалпелом вишак смоле и платна и благо обработити капу брусним папиром и издувати компривованим ваздухом и обрисати трихлоетиленом. Изглед основе капе после полимеризације и обраде приказан је на слици 5.32.



Слика 5.32 – Основа капе нападне ивице после полимеризације (прва фаза производње)

Друга фаза израде капе лопатице

Друга фаза израде капе лопатице је спајање (лепљење) полиуретанске заштитне траке и металног ојачања на претходно формирану капу од препрега са грејачем (слика 5.32).

Алат са слике 5.29 прегледати да нема оштећења радних површина и ивица, а затим очистити и одмастити чистом памучном тканином, а радне површине алата исполирати чистом памучном тканином.

Припремити једну полиуретанску траку (150 x 1550 mm) и две траке од тил платна димензија $\approx 200 \times 1450$ mm (користи се у процесу лепљења полиуретанске траке) и $\approx 70 \times 1200$ mm (користи се у процесу лепљења металног ојачања нападне ивице).

Скинути заштитну фолију са полиуретанске траке и поставити је на радни сто, тако да страна на којој је била заштитна фолија буде окренута на горе, и премазати је припремљеном смешом двокомпонентног лепка 2216 А/Б. Преко нанесеног лепка поставити траку од тила димензије $\approx 200 \times 1450$ mm. Након тога нанети лепак на тил и равномерно га намазати по целој површини.

Премазати капу (од препрега са грејачем) на унутрашњем делу алата са двокомпонентним лепком, а затим полиуретанску траку поставити страном намазаном лепком на капу нападне ивице тако да је правилно обухвати.



Слика 5.33 – Капа нападне ивице лопатице са алатом за производњу

Унутрашњу страну металног ојачања нападне ивице премазати двокомпонентним лепком. Преко нанесеног лепка поставити исечену траку од тила и добро је утрљати у лепак. Затим нанети лепак на тил и равномерно размазати по целој површини. Метално ојачање поставити на полиуретанску траку страном намазаном лепком тако да се поклопи са предњом ивицом полиуретанске траке.

Поставити оба дела спољног алата, позиционирати их један у односу на други помоћу вођица па стегнути завртњевима, а онда спољни алат помоћу вођица и завртњева фиксирати за унутрашњи алат.

Алат ставити у комору за полимеризацију и поставити сонде на доњој површини алата. Након завршене полимеризације искључити пећ и оставити алат у комори док се не охлади до собне температуре. Охлађен алат извадити из пећи (слика 5.30), раставити и скинути урађену капу лопатице са алата.

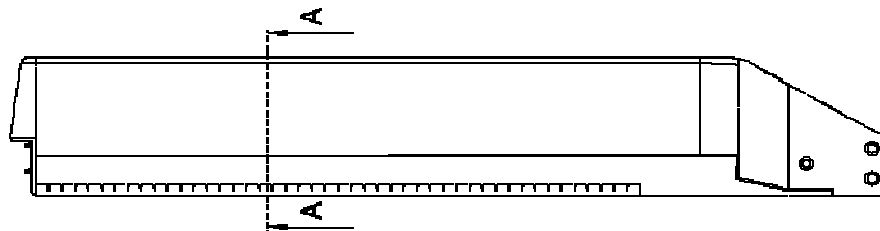
5.9 Лепљење капе нападне ивице за тело репне лопатице

Овде је потребно спојити капу нападне ивице (елеменат са слике 5.33) са телом лопатице (елеменат бр.2 и 6 са слике 5.3). Ова технолошка операција врши се у алату за израду капе нападне ивице. Расклопити алат за израду капе лопатице и визуелно прегледати да нема оштећења радних површина и ивица. Радне површине оба дела спољног алата очистити и одмастити чистом памучном тканином натопљеном медицинским бензином или ацетоном. Након чишћења радне површине алата исполирати чистом памучном тканином. Капу лопатице са унутршње стране, само онај део који належе на тело лопатице, и део тела лопатице у зони где належе капа нападне ивице очистити и одмастити чистом памучном крпом натопљеном трихлоп етиленом. По завршеном одмашћивању површина исте премазати танким слојем двокомпонентног лепка „Araldite 420 A/B“.

На премазани слој лепка који је нанесен на тело лопатице поставити претходно исечену траку тил платна (димензија $\approx 160 \times 1500 \text{ mm}$) и утапкати четком да правилно налегне (без набора, фалтања и мехурића ваздуха).

Капу лопатице поставити на предвиђено место у алату па преко ње лопатицу тако да правилно налегне на капу. Након тога притегнути навртке тако да се споје полутке спољног алата и алат са лопатицом ставити у пећ за полимеризацију. Поступак полимеризације лопатице урадити како је објашњено у поглављу 5.6.

Након хлађења извадити алат са лопатицом из пећи, раставити алат и извадити лопатицу са залепљеном капом. Скалпелом и ножем уклонити вишак лепка са површина које су биле у контакту и на којој се наносио херметик. После ове технолошке операције изглед тела лопатице приказано је на слици 5.34.



Слика 5.34 – Тело репне лопатице

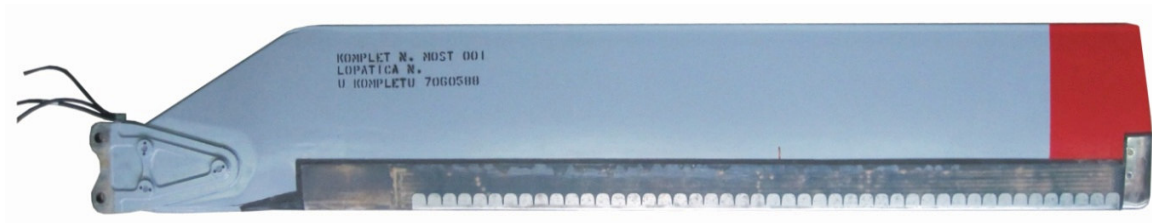
5.10 Бојење и означавање лопатице

Пребрисати лопатицу, памучном тканином натопљеном ацетоном или етил-метил кетоном. Тело лопатице пребрисати благо брусним папиром Н⁰ 120 како би се уклонио сав остатак одвајача, а затим спољњу површину лопатице гитовати помоћу "шприц" гита, како би се у потпуности одстраниле поре у ламинату. Обраду гитованих површина ламината извршити коришћењем брусних папира финијег квалитета како би се остварила одговарајућа глатка површина без микро и макро пора за наношење основне полиуретанске боје.

Лепљивом траком и папиром заштитити делове лопатице које се не боје:

- Капу терминезона;
- Оков нападне ивице;
- Електро инсталацију;
- Део окова са отворима за везу са главчином репног ротора.

На тако припремљену лопатицу нанети основну реактивну епокси боју и оставити 24 сата на собној температури да се боја стегне. Постојећу основну боју пребрисати брусним папиром а затим површину издувати ваздухом под притиском. Након тога лопатицу прешприцати полиуретанском двокомпонентном бојом према шеми бојења и оставити 24 сата на собној температури. На слици 5.35 приказана је лопатица репног ротора која је комплетно израђена од композитног материјала у ВЗ „Мома Станојловић“.

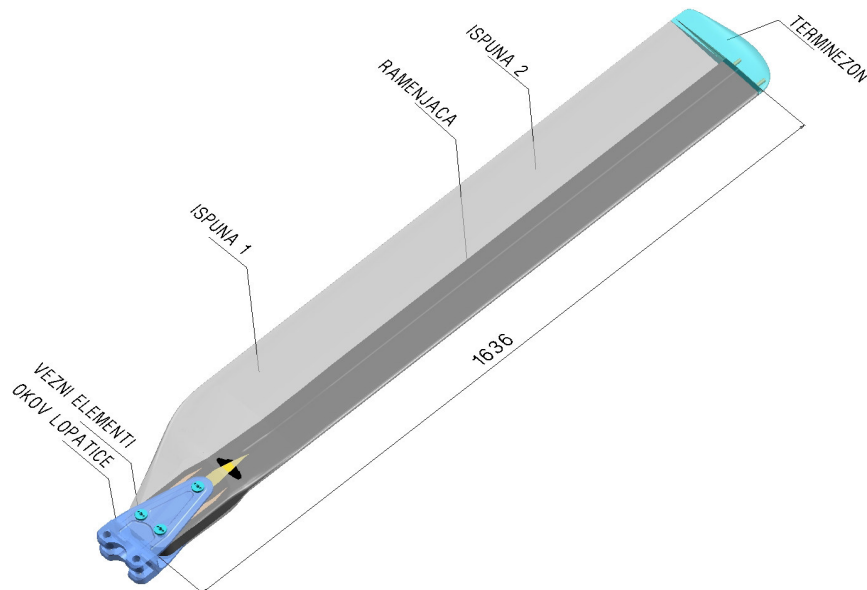


Слика 5.35 – Лопатица репног ротора од композитног материјала

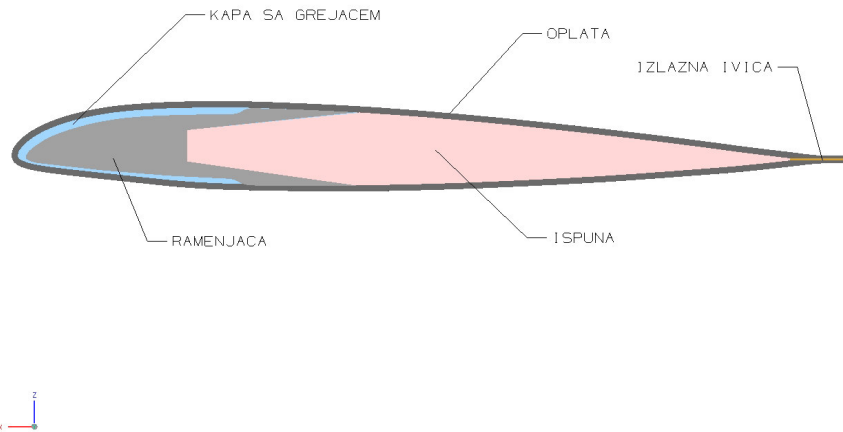
6. НУМЕРИЧКА СИМУЛАЦИЈА

6.1 Нумеричко моделирање лопатице репног ротора хеликоптера

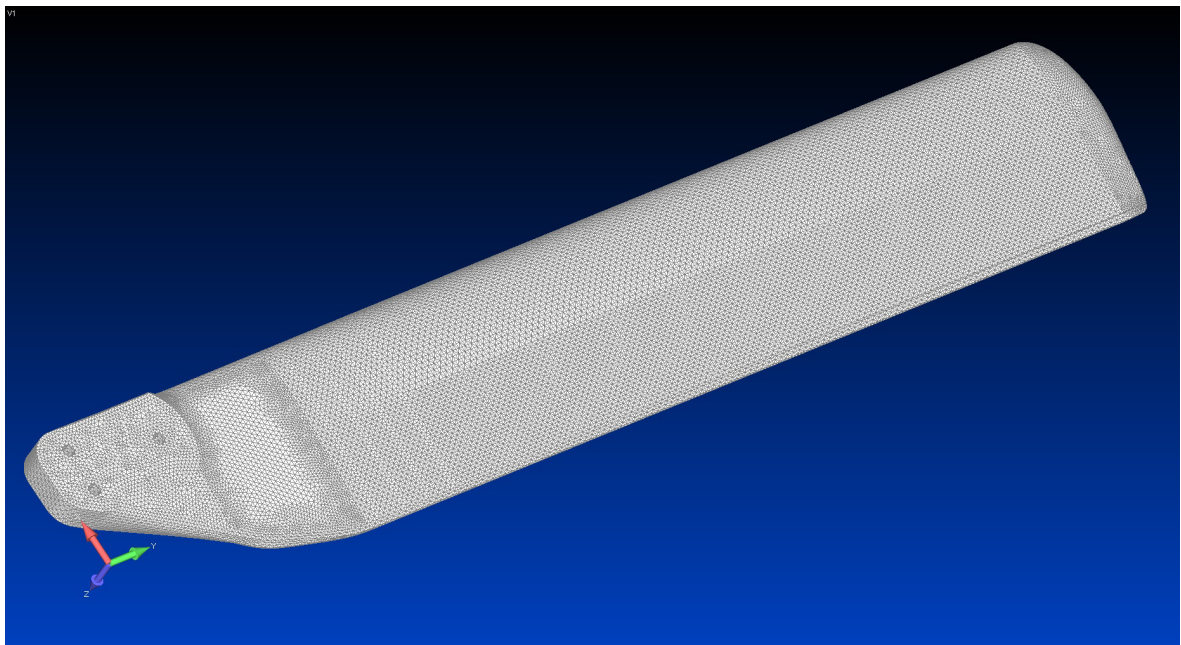
Предмет разматрања у овом поглављу се односи на нумеричке симулације елемената конструкција. То се првенствено односи на анализе напонских стања елемената конструкција применом методе коначних елемената (МКЕ). За ту сврху је изабран метални оков лопатице репног ротора хеликоптера. На слици 6.1 приказана је комплетна конструкција лопатице. Она је уствари метал-композитна лопатица јер сам оков за везу са главчином је метални а преостали део лопатице је од композитних материјала. Критична зона, са аспекта чврстоће, је веза металног окова и композитне лопатице. Треба истаћи да је у анализи напонских стања применом МКЕ разматрана комплетна лопатица (слика 6.3). Због поменуте критичности са аспекта чврстоће у поглављу су детаљно приказана напонска стања окова лопатице.



Слика 6.1 – Конструкција композитне лопатице репног ротора хеликоптера



Слика 6.2 – Карактеристичан попречни пресек лопатице



Слика 6.3 – Модел коначних елемената целе лопатице репног ротора хеликоптера

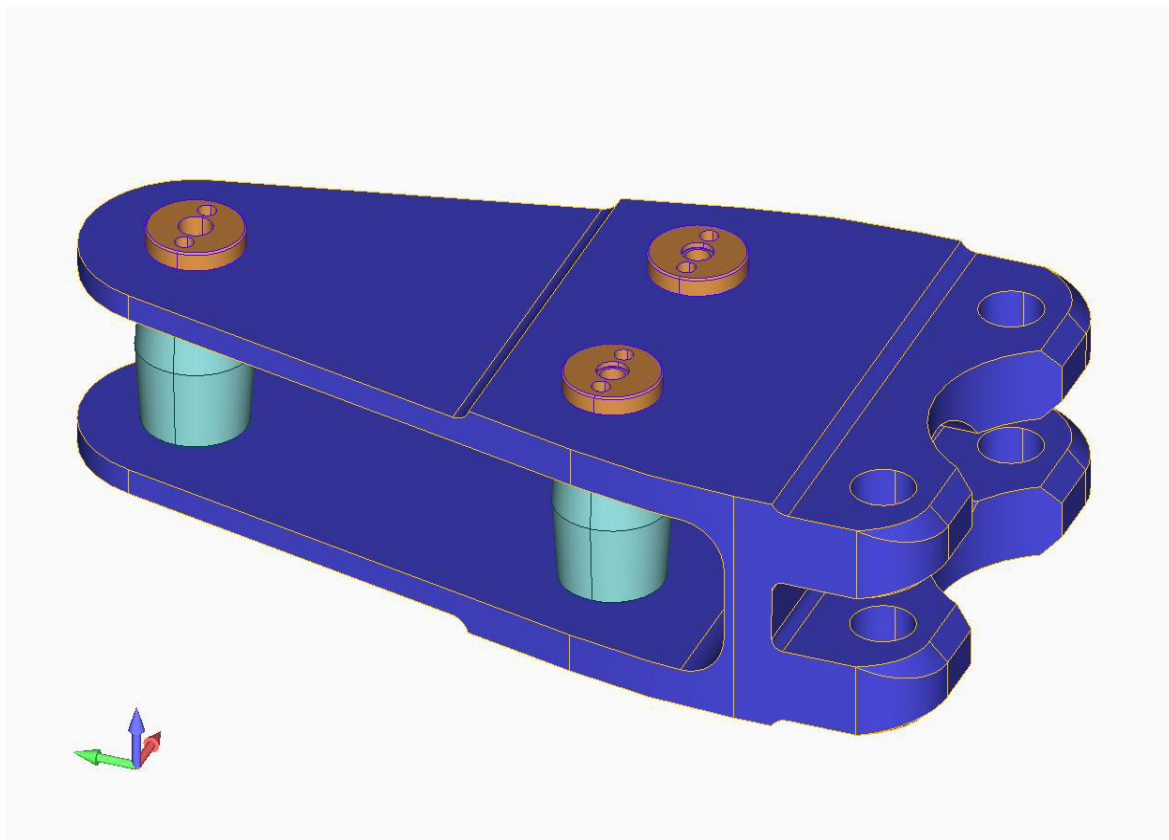
Треба истаћи да су вршена експериментална статичка и на замор испитивања комплетне метал композитне лопатице што није предмет овог поглавља. У наредној секцији дата је детаљна анализа напонских стања металног окова користећи нумеричке симулације МКЕ.

6.2 Нумеричка симулација понашања окова лопатице репног ротора хеликоптера.

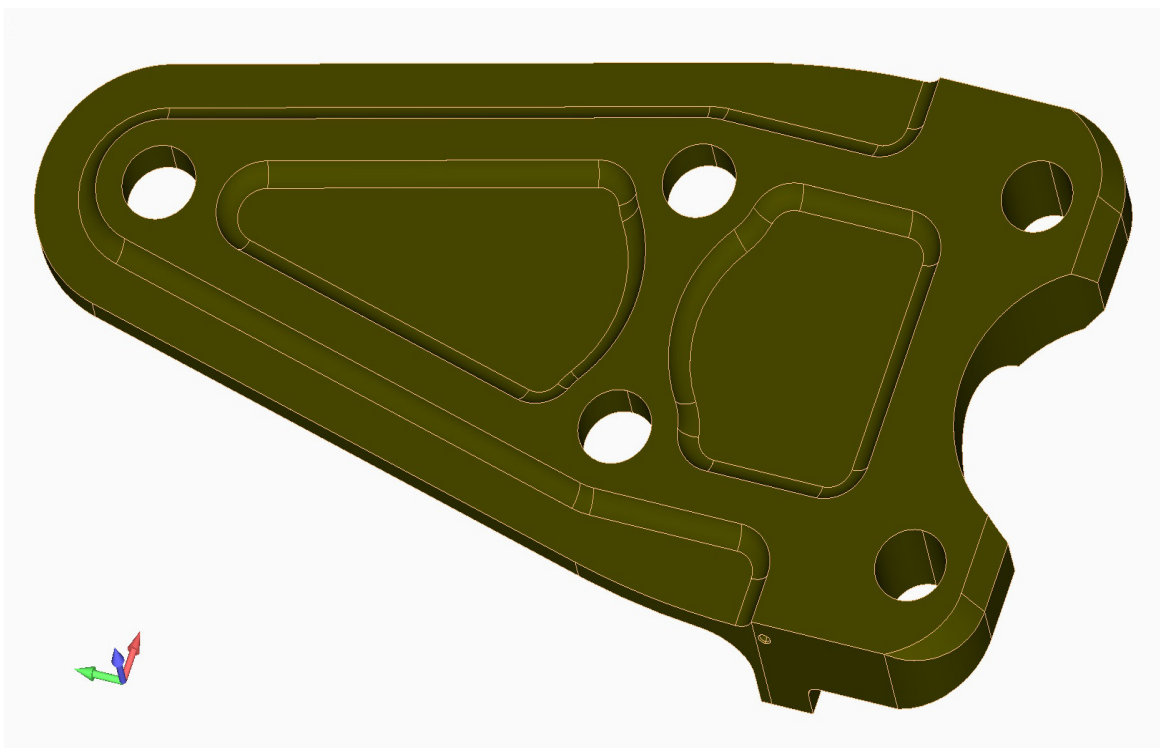
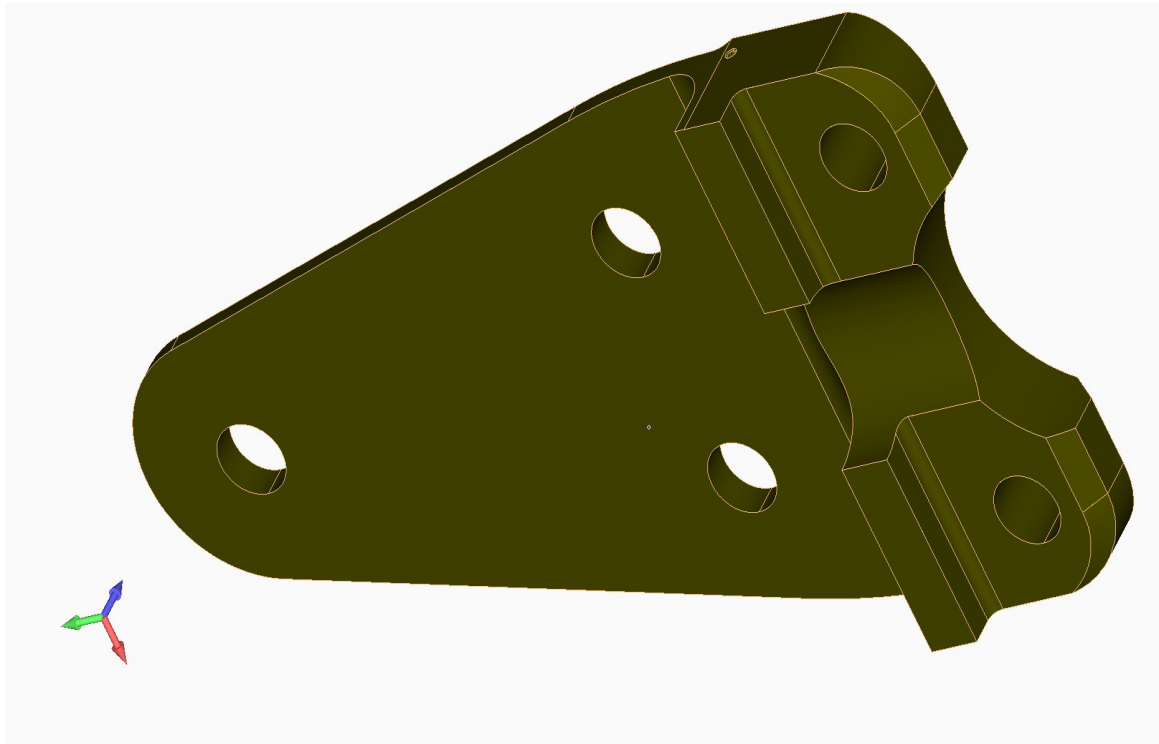
Као што је у предходној секцији истакнуто на месту везивања металног окова и композитног дела лопатице критичан је, са аспекта чврстоће, сам метални оков због концентрације напона.

Ако се има у виду технологија израде метал-композитне лопатице где се првенствено мисли на спој металног окова са композитном структуром лопатице тада се може уочити да су зоне отвора на металном окуву (слика 6.1) критичне са аспекта чврстоће због концентрације напона. Стога је у овом поглављу посебна пажња посвећена анализи напонских стања самог металног окова.

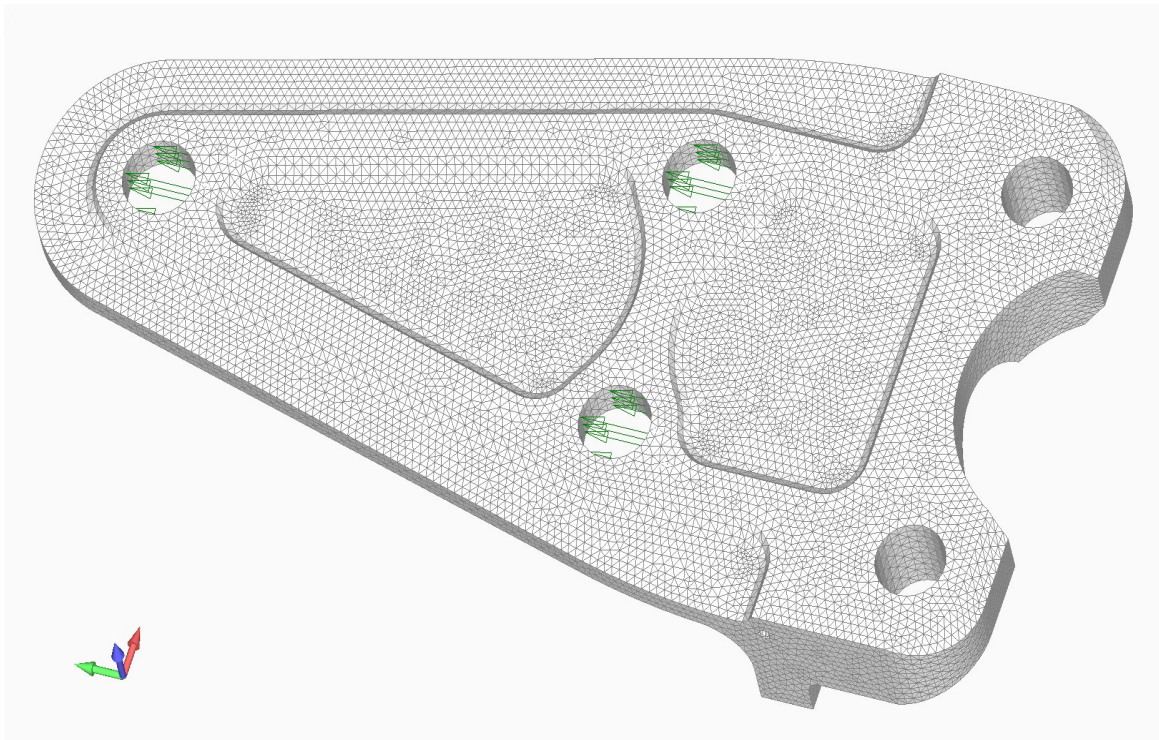
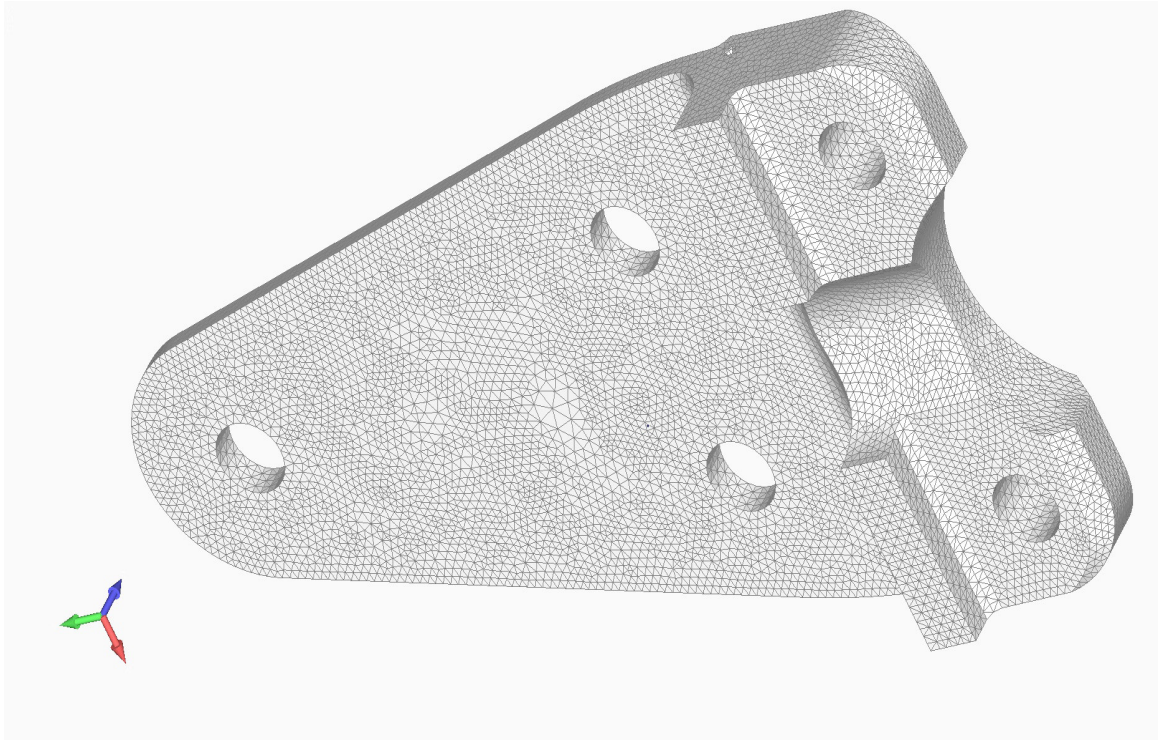
На наредним сликама приказани су како геометријске карактеристике окова тако и напонска стања и померања. Оков је израђен од високо квалитетног челика $\check{C}.4732$ са аспекта како статичких тако и заморних карактеристика што је потврђено и кроз експериментална испитивања.



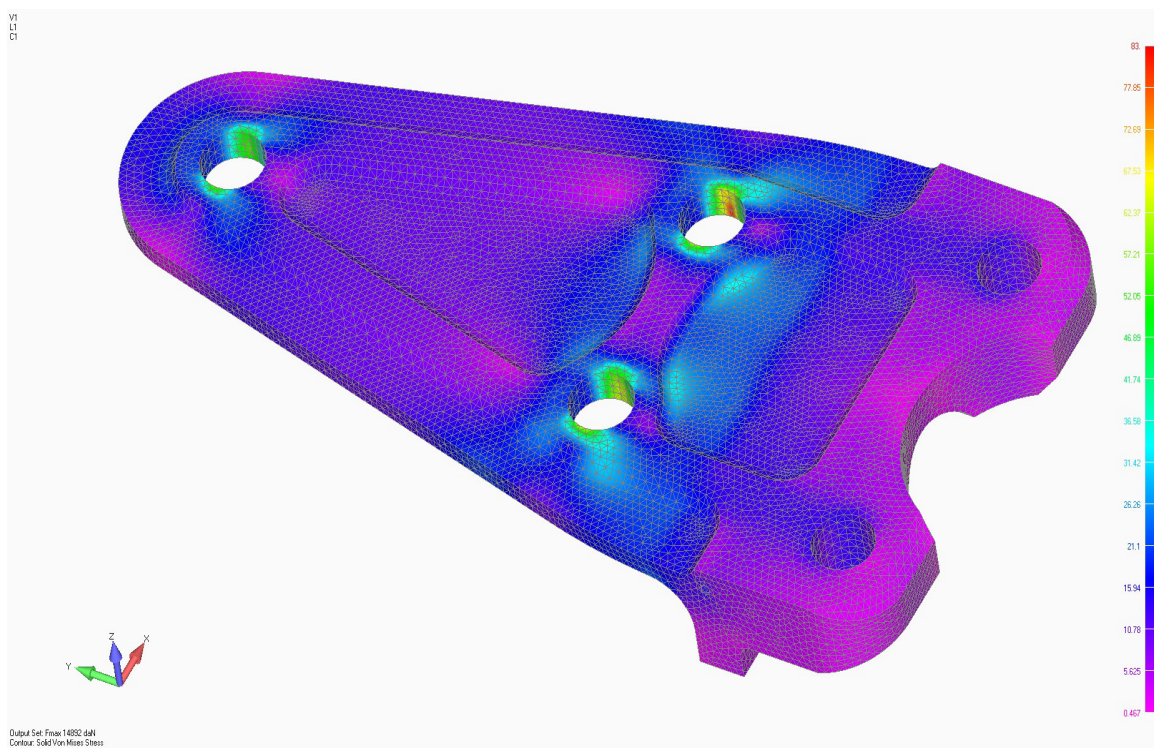
Слика 6.4 - Геометрија модела окова лопатице репног ротора хеликоптера



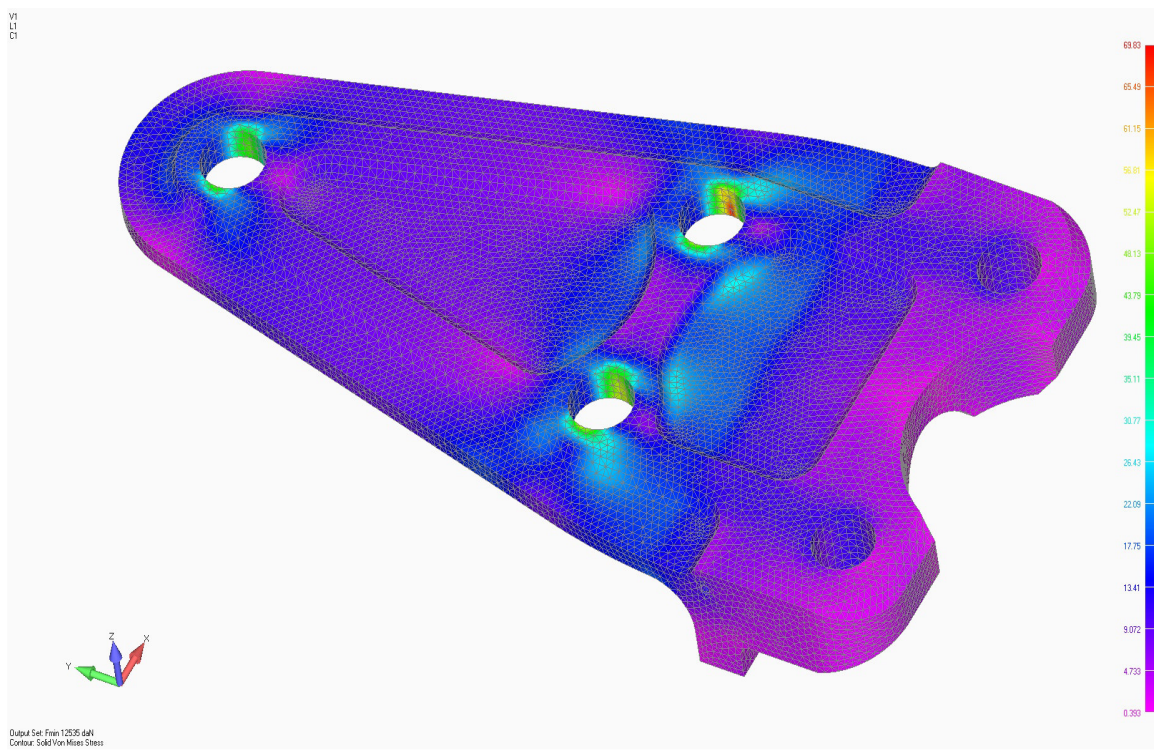
Слика 6.5 - Делови модела окува лопатице репног ротора хеликоптера



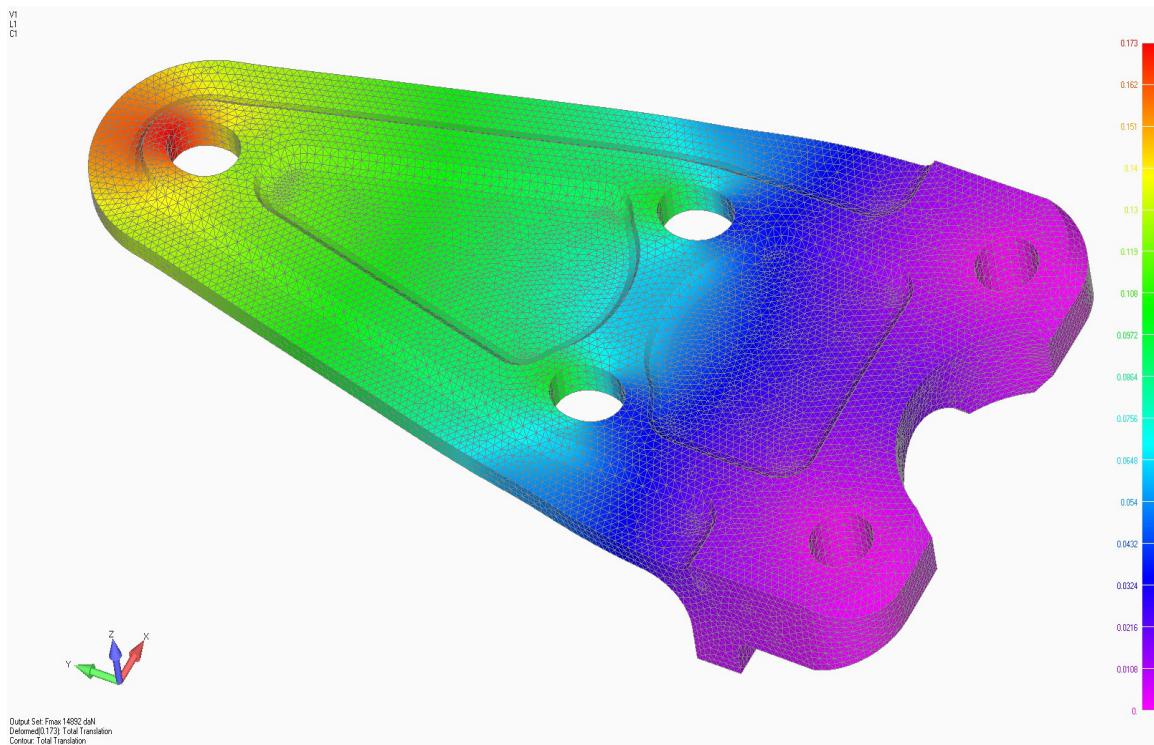
Слика 6.6 - Модел коначних елемената лопатице репног ротора хеликоптера



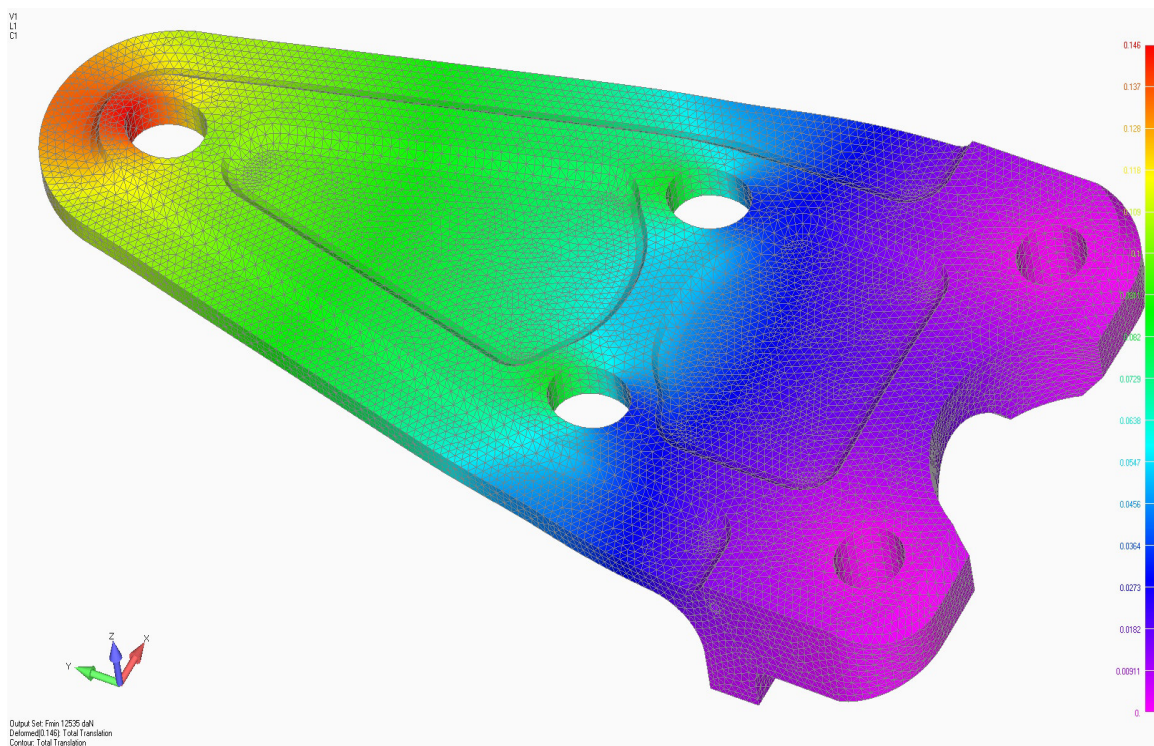
Слика 6.7 - Напонско стање за виши ниво оптерећења



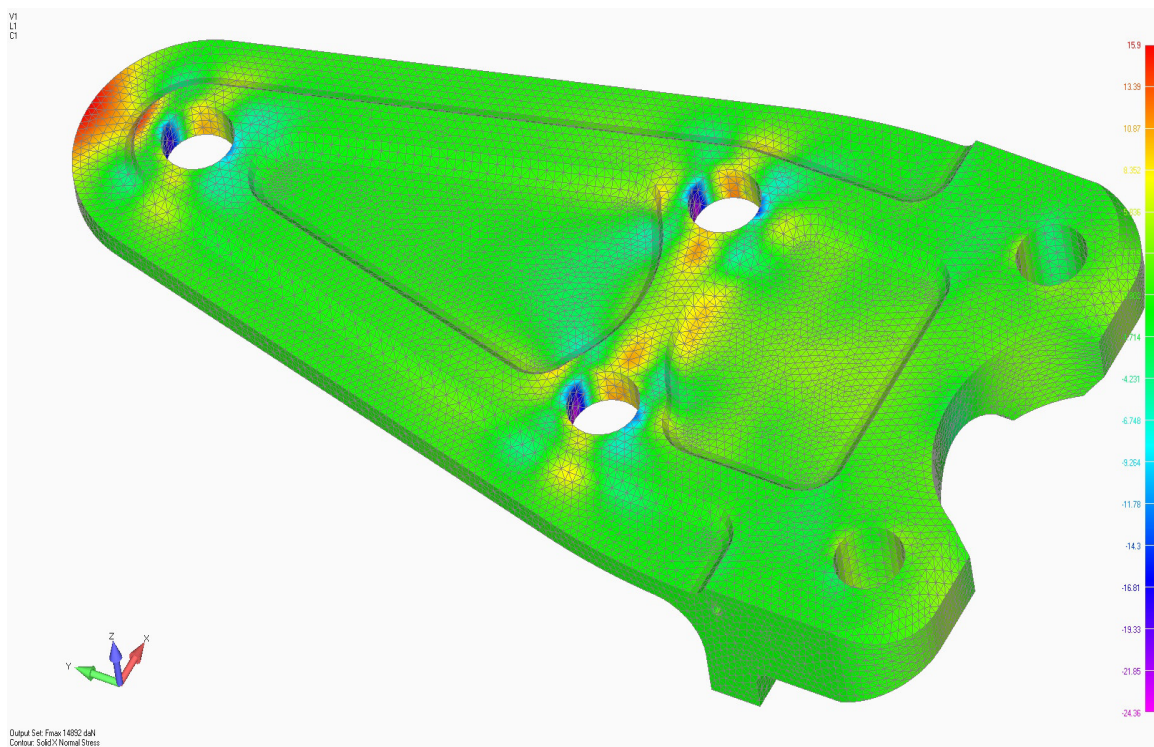
Слика 6.8 - Напонско стање за нижи ниво оптерећења



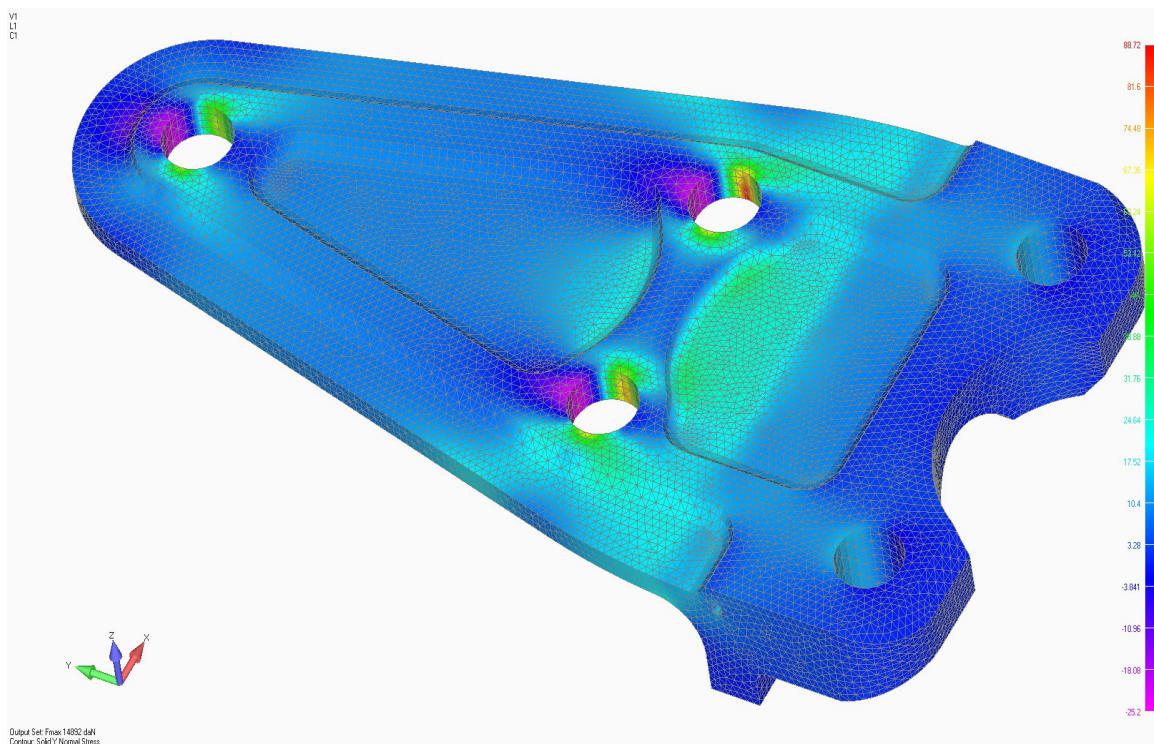
Слика 6.9 - Померања за виши ниво оптерећења



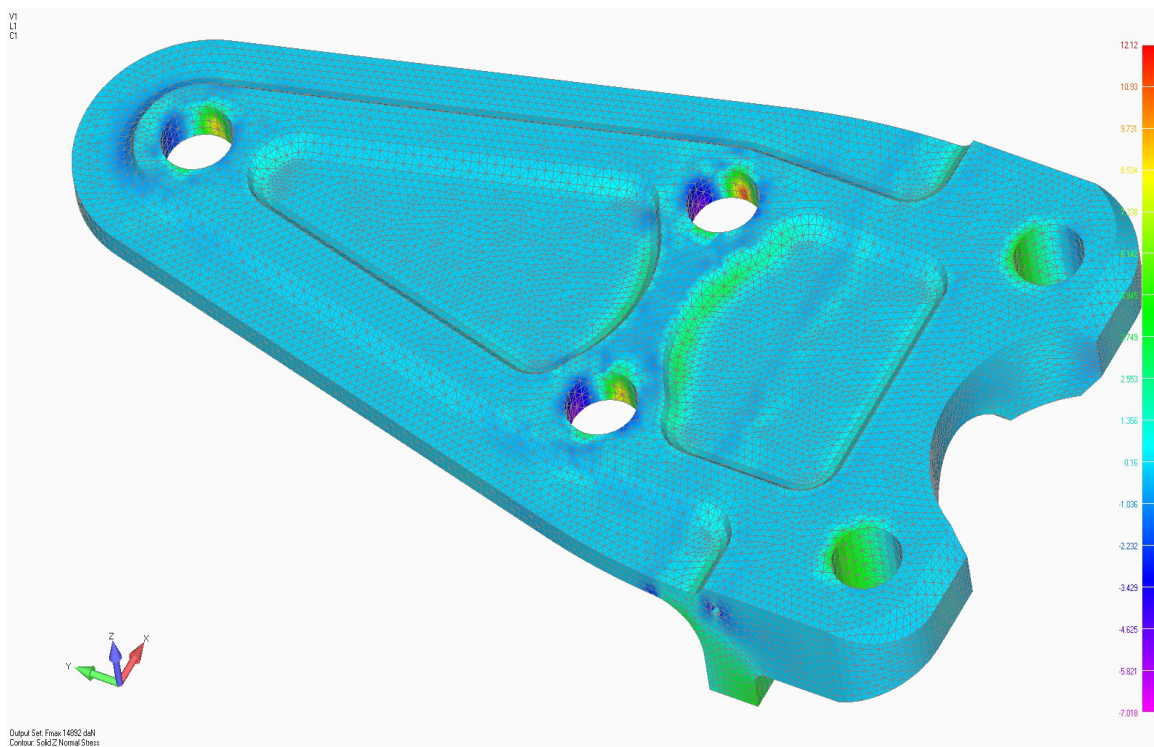
Слика 6.10 - Померања за нижи ниво оптерећења



Слика 6.11 - Нормални напони у правцу X -осе



Слика 6.12 - Нормални напони у правцу Y -осе



Слика 6.13 - Нормални напони у правцу Z-осе

На претходним сликама приказана су напонска стања окова лопатике за најнеповољнији случај оптерећења односно за најнеповољнију комбинацију инерцијалног и аеродинамичког оптерећења лопатике репног ротора хеликоптера. За ту сврху коришћен је софтверски пакет *Msc/NASTRAN* [57]. Важно је истаћи да су ова оптерећења коришћена при испитивању лопатике а тиме и самог окова при статичким и испитивањима на замор. Треба истаћи да се овако добијени прецизни резултати напонске анализе могу даље користити како за провере статичке чврстоће тако и за процене века до појаве иницијалних оштећења.

7. ЕКСПЕРИМЕНТАЛНА ВЕРИФИКАЦИЈА РЕЗУЛТАТА

7.1 Увод

У циљу верификације чврстоће композитне лопатице репног ротора извршена су одговарајућа експериментална испитивања. У оквиру експерименталних верификација вршена су испитивања статичке чврстоће као и са аспекта чврстоће на замор. Композитна лопатица је произведена у ВЗ "Мома Станојловић" а експериментална испитивања чврстоће су реализована у Војнотехничком институту Београд. У наредним разматрањима биће приказана испитивања статичке и чврстоће на замор. Оптерећења лопатице се у основи састоје од инерцијалних и аеродинамичких компоненти. У раду [24] детаљно је приказан метод прорачуна аеродинамичких оптерећења применом CFD (Computation Fluid Dynamics) нумеричких симулација као и део резултата испитивања на замор. У наредним разматрањима ће се приказати резултати статичких и испитивања композитне лопатице на замор.

У овом поглављу дат је приказ резултата статичких испитивања композитне лопатице. Узорак се испитује на сервохидрауличкој кидалици *MTS* капацитета *500 kN*. Оптерећење се уводи посредством посебно пројектованог прибора. Циљ испитивања је провера статичке чврстоће склопа везе лопатице са металним оковом, као и глобалне чврстоће лопатице и окова на оптерећење од центрифугалне силе. Захтевани фактори граничне и ломне чврстоће лопатице су:

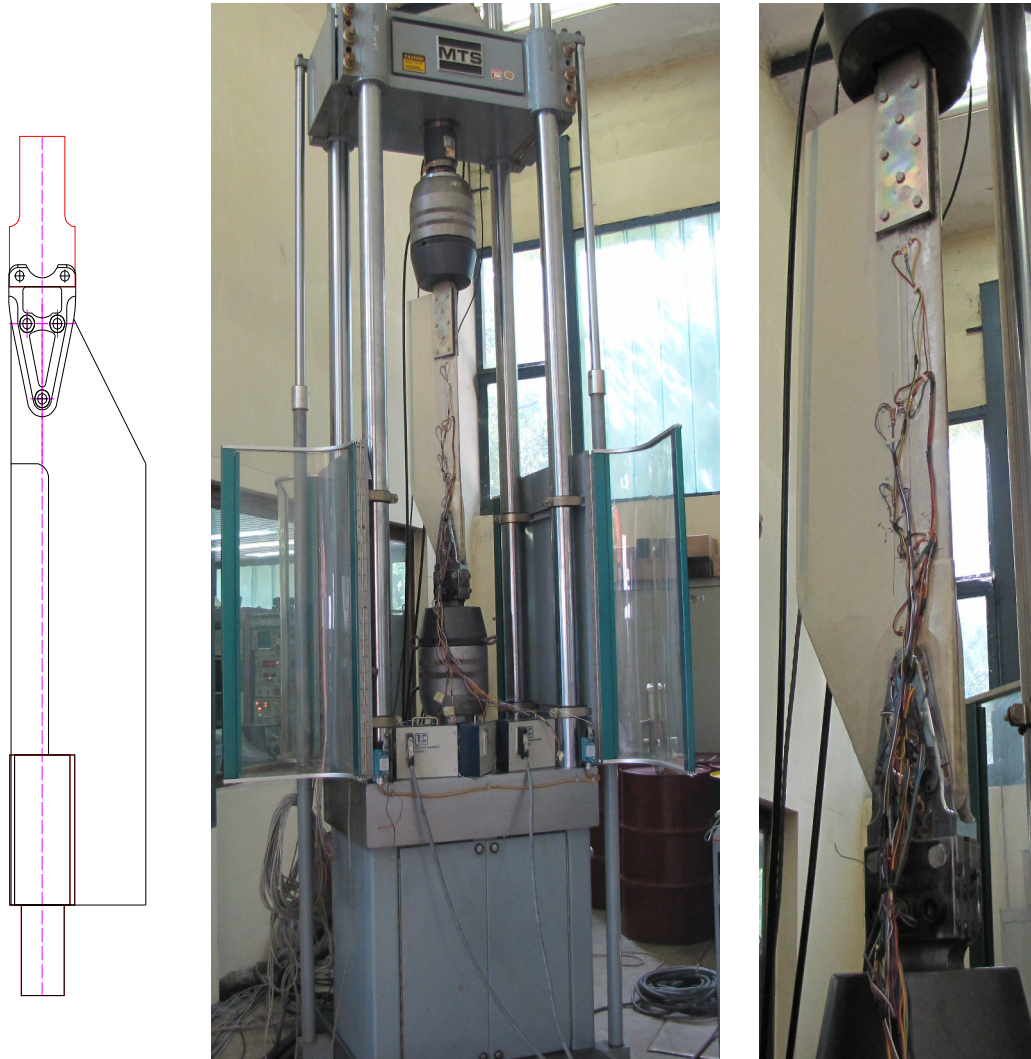
$$j_g = 1,0 \text{ и} \\ j_l = 1,50$$

За ово испитивање коришћени су подаци о меродавним оптерећењима из интерног извештаја Војнотехничког института у коме је дефинисана центрифугална сила за $j = 1$ је $F = 175 \text{ kN}$.

7.2 Начин уградње и мерна места

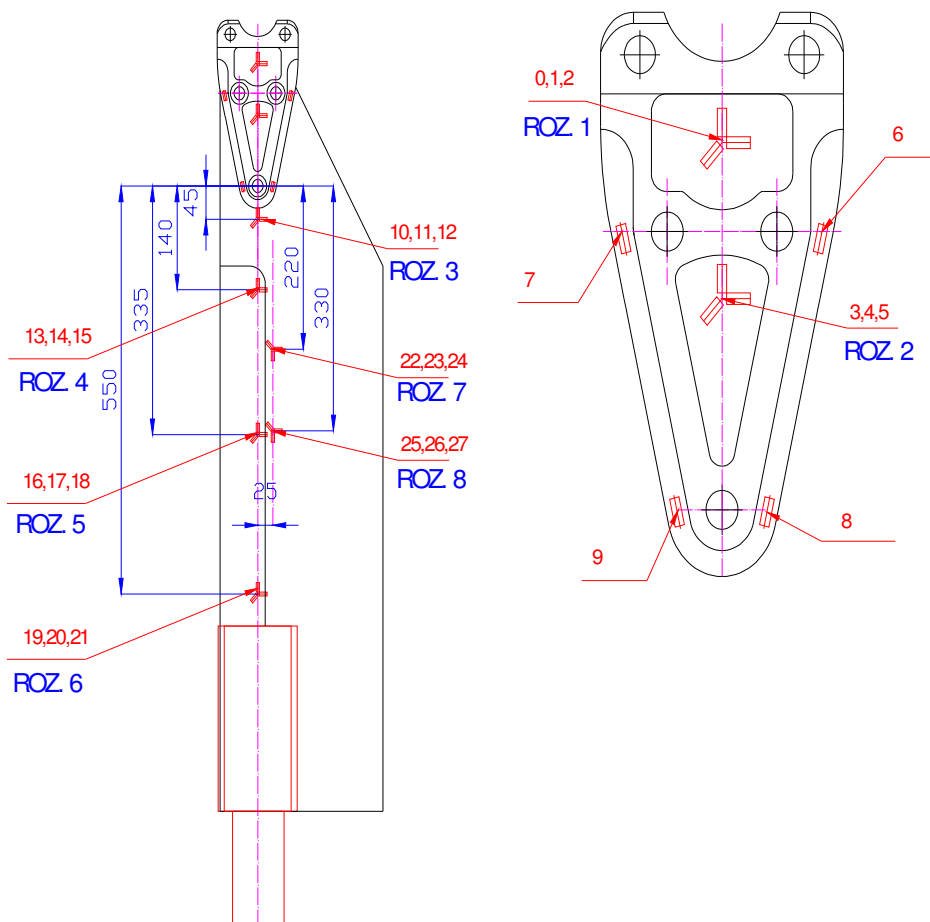
Опитни узорак је за испитивање прилагођен стезном алату кидалице на следећи начин. Веза окова са главчином ротора је атрапирана тако да одговара чељустима кидалице. За

увођење оптерећења са друге стране, на композитни део лопатике причвршћене су лепком и завртњевима две плоче, које су на крају адаптиране за прихват чељустима кидалице. Изглед и начин уградње опитног узорка приказани су скицом и фотографијама на слици 7.1.



Слика 7.1 – Изглед и начин уградње опитног узорка

Увођење оптерећења се врши у затвореној петљи у контроли силе, а мерење силе се врши динамометром (оригиналном *MTS* оптеретном ћелијом) који је интегрални део горње чељусту. Мерење померања под оптерећењем врши се истовремено са мерењем оптерећења помоћу интегралног давача хода актуатора LVDT. Измерени ход актуатора практично представља истезање лопатике, јер је процењено да су деформације алата и елемената везе доста мањи од деформације лопатике.



Слика 7.2 – Распоред и ознаке мерних трака

Мерење напонских стања на телу лопатице вршено је на 6 мерних места помоћу 18 мерних трака, распоређених у розете (од по три мерне траке под углом од 45°), а на окову на 2 мерна места са розетама и 4 са појединачно постављеним мерним тракама. Ознаке и распоред мерних места приказани су скицама на слици 7.2. Мерење је вршено уређајем Hottinger Baldwin Messtechnik типа UGR 100.

7.3 Прорачунско и уведено оптерећење

На основу података из [38], укупна центрифугална сила која делује на лопатицу за $j = 1$ је $F = 175 \text{ kN}$.

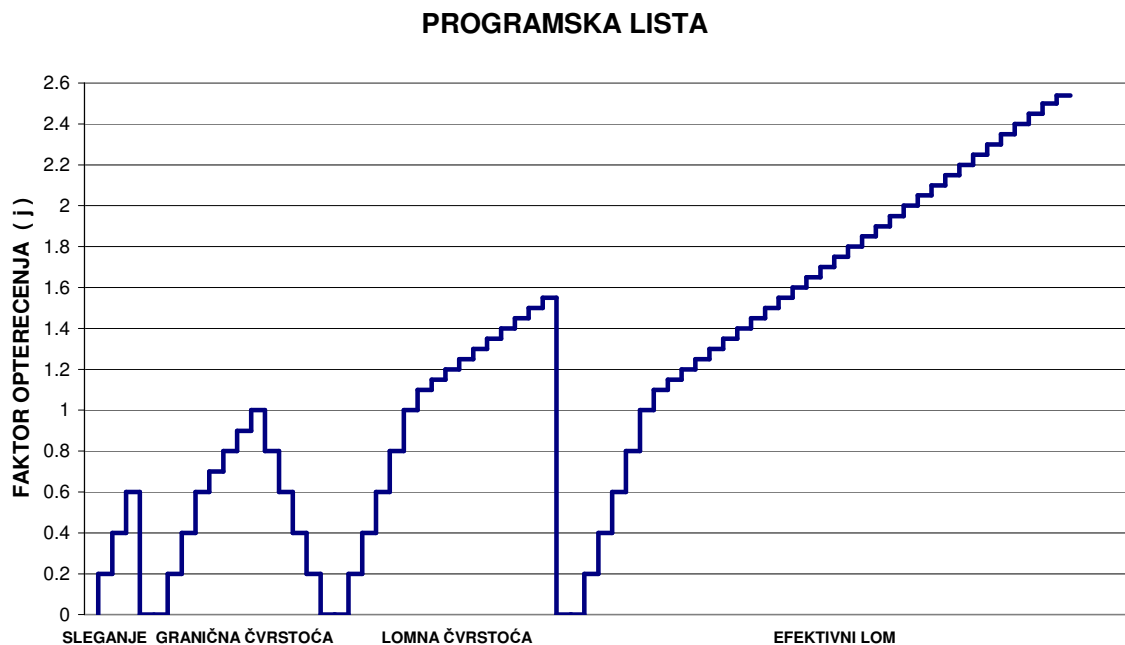
Репни ротор се обрће са $n = 1124 \text{ o/min}$, односно угаоном брзином $\omega = 117,7 \text{ s}^{-1}$, тако да на задњу везу лопатице и окова (веза ближа оси обртања) делује центрифугална сила $F = 175 \text{ kN}$.

Мада је расподела силе дуж размаха лопатице пропорционална растојању од осе обртања, за испитивање је, због технолошких разлога, сила уведена у једној тачки на растојању од око $1,5\text{ m}$ од осе обртања. Пошто је циљ испитивања провера статичке чврстоће склопа везе лопатице са реконструисаним оковом, као и глобалне чврстоће лопатице и окова на оптерећење од центрифугалне силе, ово упрошћење нема утицаја на резултате испитивања.

7.4 Програм испитивања и поступак мерења

Увођење оптерећења вршено је према програму приказаном на слици 7.3, где је на ординату нанета вредност фактора уведеног оптерећења. Слегање конструкције је извршено оптерећењем које одговара фактору $j = 0,6$ у трајању од пет минута. После слегања и читавања реперног стања инструмената, прешло се на испитивање са мерењем померања и напона.

У циклусу до $j = 1,0$ којим се проверава захтевана гранична чврстоћа структуре, задржавање на појединим нивоима оптерећења трајало је по три минута, за које време су мерени померање и напони на свим мерним местима.



Слика 7.3 – Програм увођења оптерећења

Са оптерећења $j = 1,0$ конструкција је према програму растерећена, а двадесет минута после потпуног растерећења измерени су заостали напони на свим мерним местима. У циклусу до $j = 1,55$ којим се проверава прорачунска ломна чврстоћа структуре, задржавање на појединим нивоима оптерећења трајало је по пет секунди, за које време су мерени померање и напони на свим мерним местима.

У циклусу до ефективног лома конструкције задржавање на појединим нивоима оптерећења трајало је по пет секунди, али нису вршена мерења напона.

Испитивање је прекинуто при достизању стања $j = 2,54$ када је наступио лом опитног узорка.

Осим мерења померања и напона, током испитивања су визуелно праћени понашање и изглед конструкције под оптерећењем, а запажања у том смислу се користе при анализи и извођењу закључака о утврђеној чврстоћи испитиваног објекта.

7.5 Ток и резултати испитивања

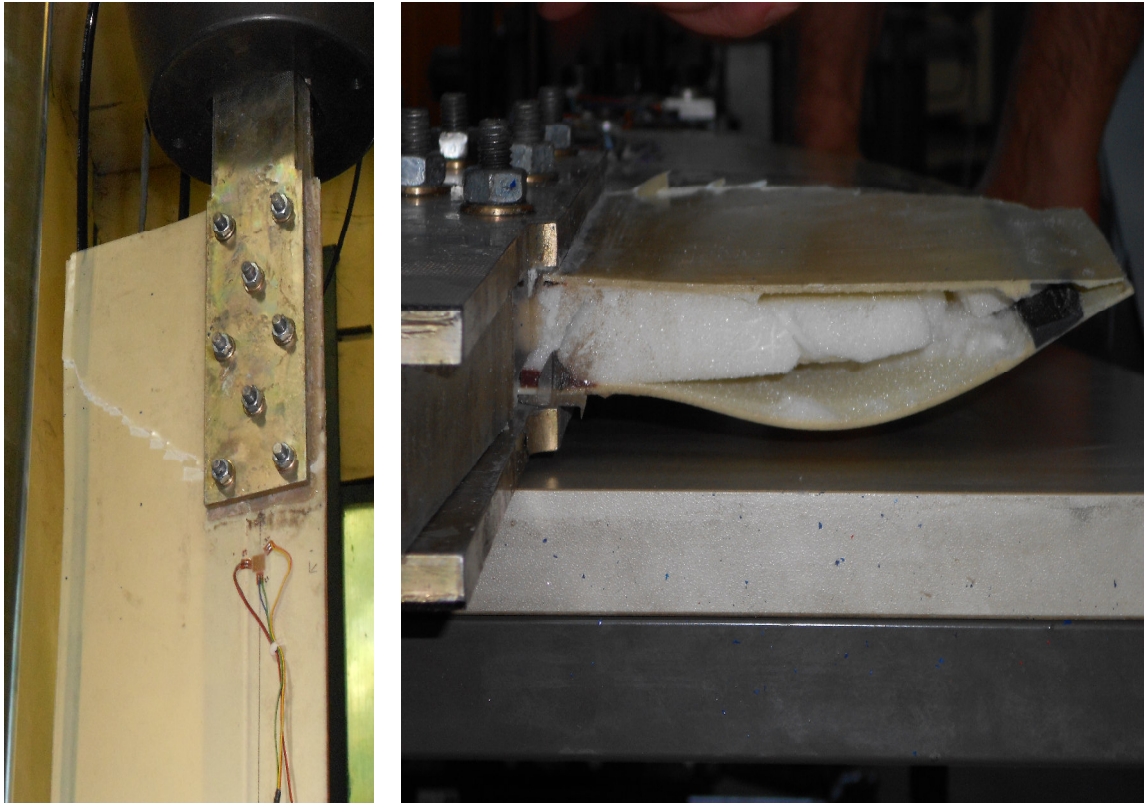
Како приликом слегања, тако и током циклуса до $j = 1,0$ није запажено ништа што би указивало на скоро попуштање структуре опитног узорка. Оптерећење од $j = 1,0$ опитни узорак је издржао безбедно у трајању од пет минута без видљивих знакова или наговештаја скорог попуштања.

У наставку испитивања, оптерећење од $j = 1,55$, структура је издржала безбедно у трајању од десет секунди и том приликом није запажено ништа што би указивало на лом структуре. Ход актуатора је, додуше, након стања $j = 1,25$ постао нелинеаран и прекорачио задати опсег инструмента, што је указивало на неку пластичну деформацију, али су измерене микродилатације и даље биле пропорционалне оптерећењу.

У циклусу до ефективног лома, опитни узорак је издржао $j = 2,54$ када је лопатица попустила у зони алата за увођење оптерећења.

По завршетку испитивања извршен је визуелни преглед испитане структуре и том приликом на њој нису уочене никакве трајне деформације или иницијалне прслине. Лом лопатице је проузрокован ослабљењем структуре везним елементима алата за увођење оптерећења, али та зона није предмет испитивања.

Изглед поломљене структуре приказан је на слици 7.4.



Слика 7.4 – Изглед поломљене структуре

Резултати мерења су приказани:

У циклусу до $j = 1,0$:

- табелом 7.1 – измерене микродилатације на мерним местима са појединачно постављеним мерним тракама
- табелама 7.2 и 7.3 – измерене микродилатације на мерним местима са мерним тракама распоређеним у розете

У циклусу до $j = 1,55$:

- табелом 7.4 – измерене микродилатације на мерним местима са појединачно постављеним мерним тракама
- табелама 7.5 и 7.6 – измерене микродилатације на мерним местима са мерним тракама распоређеним у розете

Табела 7.1
Измерене микродеформације за циклус до граничног оптерећења ($j=1$)

j	ε6	ε7	ε8	ε9
	[μm/m]	[μm/m]	[μm/m]	[μm/m]
0	14	15	14	15
0.20	104	50	55	40
0.40	195	95	64	38
0.60	293	184	57	23
0.70	350	235	58	33
0.80	419	285	70	48
0.90	482	331	82	62
1	543	380	94	75
0.90	490	358	70	60
0.80	438	332	54	48
0.70	384	305	40	35
0.60	329	277	29	22
0.40	211	212	18	11
0.20	98	130	21	17
0	13	27	16	14

Табела 7.2

Измерене микродеформације у розетама за циклус до граничног оптерећења ($j=1$)

		Розета 1			Розета 2			Розета 3			Розета 4		
M.M.	0	1	2	3	4	5	10	11	12	13	14	15	
j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	
	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	
0	6	10	11	12	13	14	0	1	1	0	1	1	
0.20	5	20	70	-14	27	63	-370	62	474	-64	134	302	
0.40	12	35	113	-25	41	95	-652	106	781	-118	263	576	
0.60	17	52	159	-33	50	131	-867	139	1006	-167	385	840	
0.70	19	60	185	-40	60	166	-994	154	1162	-200	451	990	
0.80	19	69	215	-50	76	211	-1133	178	1337	-240	533	1156	
0.90	21	77	242	-59	90	252	-1249	198	1474	-275	605	1313	
1	23	86	267	-69	104	294	-1360	217	1596	-314	678	1471	
0.90	21	74	227	-58	87	252	-1215	184	1407	-280	608	1322	
0.80	20	64	192	-48	73	214	-1083	162	1243	-246	540	1173	
0.70	19	56	164	-39	59	179	-955	144	1087	-213	471	1024	
0.60	17	49	137	-31	46	145	-832	125	937	-179	402	874	
0.40	14	35	86	-13	24	83	-591	90	645	-115	266	576	
0.20	11	21	38	1	11	37	-328	53	351	-56	138	290	
0	2	3	-4	8	12	21	-39	10	50	-8	11	17	

Табела 7.3

Измерене микродеформације у розетама за циклус до граничног оптерећења ($j=1$)

	Розета 5			Розета 6			Розета 7			Розета 8		
M.M.	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27
j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c
	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]
0	2	1	1	1	1	0	0	-1	0	0	1	1
0.20	-174	181	514	-190	104	470	535	189	-187	495	131	-196
0.40	-350	339	1008	-375	237	997	1016	364	-361	964	263	-393
0.60	-525	487	1491	-561	371	1533	1469	534	-525	1417	391	-588
0.70	-614	564	1737	-646	431	1790	1716	622	-616	1649	455	-688
0.80	-694	659	1968	-736	483	1953	1966	698	-709	1861	494	-779
0.90	-784	742	2214	-813	562	2211	2212	784	-799	2094	553	-881
1	-876	826	2462	-897	647	2468	2457	863	-892	2325	607	-984
0.90	-792	747	2224	-815	575	2215	2223	782	-809	2099	546	-891
0.80	-706	667	1982	-729	501	1959	1986	679	-725	1870	485	-795
0.70	-621	586	1740	-638	432	1703	1746	607	-641	1642	423	-697
0.60	-535	504	1496	-546	364	1449	1503	521	-554	1411	363	-600
0.40	-360	338	1001	-360	230	942	1010	326	-377	944	239	-405
0.20	-183	173	502	-174	104	440	518	145	-200	472	114	-208
0	-8	5	-1	13	-18	-57	26	-45	-25	-2	-19	-13

Табела 7.4

Измерене микродеформације у појединачним мерним тракама за циклус до прорачунског ломног оптерећења ($j=1.55$)

j	ε6	ε7	ε8	ε9
	[μm/m]	[μm/m]	[μm/m]	[μm/m]
0	13	14	14	15
0.2	101	52	53	44
0.4	188	104	56	40
0.6	289	196	47	29
0.8	414	284	64	48
1	543	369	93	77
1.05	574	392	101	84
1.1	603	419	108	88
1.15	632	448	114	85
1.2	663	472	119	85
1.25	693	501	121	84
1.3	722	529	121	82
1.35	755	556	121	80
1.4	786	584	120	78
1.45	818	611	119	78
1.5	848	636	121	79
1.55	878	660	123	80
0	11	39	14	14

Табела 7.5

Измерене микродеформације у розетама за циклус до прорачунског ломног оптерећења ($j=1.55$)

M.M.	Розета 1			Розета 2			Розета 3			Розета 4		
	0	1	2	3	4	5	10	11	12	13	14	15
j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c
	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]	[$\mu\text{m}/\text{m}$]
0	6	10	12	13	13	13	-1	1	0	1	0	-1
0.2	4	23	75	-15	27	64	-369	63	475	-65	135	304
0.4	10	38	120	-26	40	97	-632	104	757	-120	266	585
0.6	14	55	168	-32	48	134	-839	135	976	-170	392	855
0.8	19	70	220	-48	73	204	-1080	173	1262	-235	529	1153
1	22	86	272	-67	101	284	-1320	212	1545	-301	667	1452
1.05	23	91	287	-72	108	306	-1381	223	1618	-321	705	1532
1.1	24	97	302	-79	116	332	-1437	238	1688	-338	744	1616
1.15	24	102	316	-85	124	355	-1474	256	1740	-354	780	1693
1.2	25	106	330	-90	131	379	-1533	261	1810	-371	813	1770
1.25	25	110	344	-97	139	405	-1598	267	1888	-390	847	1850
1.3	26	115	358	-103	148	430	-1665	274	1969	-408	882	1931
1.35	27	119	373	-109	157	458	-1732	282	2050	-426	917	2011
1.4	27	123	386	-115	165	485	-1800	290	2132	-445	953	2092
1.45	28	127	401	-122	174	512	-1870	298	2213	-465	988	2172
1.5	29	131	414	-128	183	536	-1935	305	2288	-483	1022	2246
1.55	31	136	427	-134	191	560	-2000	310	2367	-500	1057	2324
0	1	4	0	3	14	29	-46	9	88	-21	10	50

Табела 7.6

Измерене микродеформације у розетама за циклус до прорачунског ломног оптерећења ($j=1.55$)

	Розета 5			Розета 6			Розета 7			Розета 8		
M.M.	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27
j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c
	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]	[$\mu\text{m/m}$]
0	1	2	0	1	2	2	2	-3	1	1	0	0
0.2	-176	185	515	-193	99	462	537	205	-187	494	130	-197
0.4	-347	349	1007	-374	229	971	1018	385	-358	960	257	-389
0.6	-519	501	1489	-555	364	1489	1475	559	-520	1411	385	-577
0.8	-692	664	1975	-733	507	2002	1957	734	-694	1870	508	-774
1	-867	823	2460	-907	662	2519	2431	902	-866	2326	626	-970
1.05	-912	865	2583	-948	707	2645	2552	944	-911	2438	652	-1021
1.1	-956	912	2709	-982	756	2761	2675	985	-954	2551	678	-1069
1.15	-1000	950	2830	-1024	792	2886	2792	1028	-998	2663	706	-1118
1.2	-1046	983	2950	-1105	836	3040	2912	1073	-1041	2778	741	-1172
1.25	-1091	1020	3072	-1152	873	3171	3032	1117	-1085	2891	771	-1221
1.3	-1136	1057	3193	-1197	913	3303	3151	1161	-1129	3003	802	-1272
1.35	-1182	1095	3315	-1245	951	3439	3271	1205	-1174	3118	832	-1324
1.4	-1227	1131	3437	-1290	992	3574	3391	1247	-1220	3232	861	-1376
1.45	-1272	1169	3556	-1331	1048	3693	3508	1288	-1267	3343	889	-1427
1.5	-1318	1204	3676	-1381	1086	3830	3622	1329	-1310	3454	919	-1480
1.55	-1364	1241	3796	-1427	1131	3971	3736	1369	-1354	3568	950	-1530
0	-15	20	29	13	-15	-52	73	24	-37	25	-12	-22

7.6 Обрада и анализа резултата

На основу измерених микродеформација, за поједина стања оптерећења срачунате су величине нормалних напона за појединачно постављене мерне траке, односно величине и правци главних нормалних и највећих тангенцијалних напона на мерним местима са мерним тракама распоређеним у розете.

У прорачуну су коришћени, за челични оков, Јангов модул еластичности материјала $E = 21000 \text{ daN/mm}^2$ и Поасонов коефицијент $\nu = 0,33$ а за материјал лопатице $E = 2000 \text{ daN/mm}^2$ и $\nu = 0,25$.

Резултати су приказани:

У циклусу до $j = 1,0$:

- табелом 7.7 – нормални напони на мерним местима са појединачно постављеним мерним тракама;
- табелама 7.8 до 7.15 – величине и правци главних нормалних и највећих тангенцијалних напона на мерним местима са мерним тракама распоређеним у розете.

У циклусу до $j = 1,55$:

- табелом 7.16 – нормални напони на мерним местима са појединачно постављеним мерним тракама;
- табелама 7.17 до 7.24 – величине и правци главних нормалних и највећих тангенцијалних напона на мерним местима са мерним тракама распоређеним у розете.

Увидом у величине срачунатих напона (Табеле 7.7 до 7.24), закључује се да су ови напони на свим мерним местима испод границе еластичности материјала, што са своје стране омогућава извођење закључка да гранична чврстоћа структуре није прекорачена ни до $j = 2,54$.

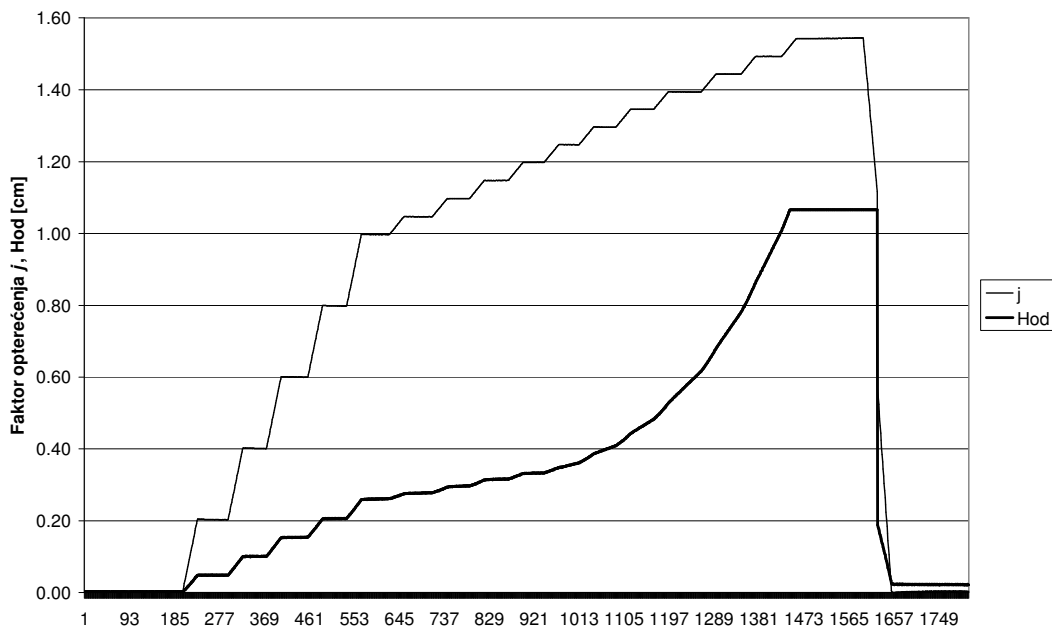
Напони заостали након растерећења опитног узорка су мали на свим мерним местима, осим на оним мерним местима где су напони и под оптерећењем занемарљиво мали.

Угао главног напона θ_{11} је на свим мерним местима са тракама распоређеним у розете константан и у правцу уведене силе, што указује на задовољавајућу чврстоћу.

На сликама 7.6 до 7.17 приказани су кумулативни дијаграми напона за сва три циклуса: слегање, провера граничне чврстоће и провера ломне чврстоће. Ови дијаграми показују добру линеарност и мали хистерезис. Изузетак су мерна места на окову лопатице, где при промени оптерећења долази до прерасподеле прихватања оптерећења везних елемената, а та прерасподела је последица унутрашње структуре композитне лопатице.

У циклусу провере граничне чврстоће укупно издужење лопатице (ход актуатора) је било пропорционално порасту силе, али у циклусу провере ломне чврстоће, након стања $j = 1,25$, ход је постао нелинеаран и прекорачио је задати опсег инструмента. На слици 7.5 приказани су промене силе (фактора оптерећења j) и хода актуатора, тј. издужења лопатице. Ово је указивало на неку пластичну деформацију, али пошто су измерене микродилатације на свим мерним местима и даље биле пропорционалне оптерећењу, закључено је да се не ради о попуштању структуре лопатице. То се и показало у циклусу до ефективног лома, када је лопатица попустила у зони алата за увођење оптерећења при оптерећењу $j = 2,54$.

Лом лопатице је проузрокован ослабљењем структуре везним елементима алата за увођење оптерећења, али та зона није предмет испитивања.



Слика 7.5. – Промена оптерећења и хода актуатора

Табела 7.7

Напони у мерним тракама до граничног оптерећења ($j=1$) $E = 21000 \text{ daN/mm}^2$

j	σ_6	σ_7	σ_8	σ_9
	[daN/mm ²]	[daN/mm ²]	[daN/mm ²]	[daN/mm ²]
0	0.00	0.00	0.00	0.00
0.20	1.89	0.74	0.86	0.53
0.40	3.80	1.68	1.05	0.48
0.60	5.86	3.55	0.90	0.17
0.70	7.06	4.62	0.92	0.38
0.80	8.51	5.67	1.18	0.69
0.90	9.83	6.64	1.43	0.99
1	11.11	7.67	1.68	1.26
0.90	10.00	7.20	1.18	0.95
0.80	8.90	6.66	0.84	0.69
0.70	7.77	6.09	0.55	0.42
0.60	6.62	5.50	0.32	0.15
0.40	4.14	4.14	0.08	-0.08
0.20	1.76	2.42	0.15	0.04
0	-0.02	0.25	0.04	-0.02
	-0.19%	3.29%	2.50%	-1.67%

Табела 7.8

$E = 21000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.33$

Измерени напони у Розети бр. 1

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{\max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	6	10	11	0.23	0.31	0.02	0.31	0.22	0.05	
0.20	5	20	70	0.66	1.69	-0.28	1.76	0.59	0.58	-75.8
0.40	12	35	113	1.16	2.76	-0.43	2.87	1.05	0.91	-75.7
0.60	17	52	159	1.64	3.88	-0.57	4.02	1.50	1.26	-76.6
0.70	19	60	185	1.89	4.51	-0.66	4.67	1.73	1.47	-76.6
0.80	19	69	215	2.12	5.21	-0.76	5.39	1.94	1.72	-77.0
0.90	21	77	242	2.38	5.87	-0.86	6.07	2.18	1.95	-76.9
1	23	86	267	2.62	6.47	-0.93	6.68	2.41	2.14	-77.1
0.90	21	74	227	2.26	5.51	-0.79	5.69	2.08	1.81	-77.1
0.80	20	64	192	1.96	4.68	-0.66	4.83	1.81	1.51	-77.0
0.70	19	56	164	1.72	4.01	-0.56	4.14	1.59	1.27	-77.0
0.60	17	49	137	1.47	3.36	-0.44	3.46	1.37	1.05	-77.5
0.40	14	35	86	1.00	2.14	-0.24	2.18	0.95	0.62	-78.7
0.20	11	21	38	0.55	0.98	-0.06	0.99	0.55	0.22	-82.7
0	2	3	-4	0.02	-0.08	0.06	0.05	-0.11	0.08	
							0.7%	-4.6%	3.7%	

Табела 7.9:

$$E = 21000 \text{ daN/mm}^2, \nu = 0.33$$

Измерени напони у Розети бр. 2

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{max}	θ_{11}	
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]	
0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00		
0.20	-26	14	49	-0.23	0.95	0.04	0.95	-0.23	0.59	88.1	
0.40	-37	28	81	-0.24	1.62	0.09	1.63	-0.25	0.94	87.1	
0.60	-45	37	117	-0.15	2.41	0.02	2.41	-0.15	1.28	89.6	
0.70	-52	47	152	-0.04	3.18	-0.05	3.18	-0.04	1.61	-89.2	
0.80	-62	63	197	0.07	4.16	-0.07	4.16	0.07	2.05	-89.0	
0.90	-71	77	238	0.18	5.06	-0.10	5.06	0.18	2.44	-88.8	
1	-81	91	280	0.27	5.97	-0.13	5.97	0.27	2.85	-88.7	
0.90	-70	74	238	0.20	5.06	-0.16	5.07	0.20	2.44	-88.1	
0.80	-60	60	200	0.14	4.25	-0.16	4.25	0.14	2.06	-87.8	
0.70	-51	46	165	0.08	3.49	-0.17	3.50	0.07	1.71	-87.1	
0.60	-43	33	131	0.01	2.75	-0.17	2.76	-0.01	1.38	-86.4	
0.40	-25	11	69	-0.05	1.43	-0.17	1.45	-0.07	0.76	-83.4	
0.20	-11	-2	23	-0.08	0.46	-0.13	0.48	-0.11	0.30	-77.4	
0	-4	-1	7	-0.04	0.13	-0.04	0.14	-0.05	0.10		
							2.4%	-18.2%	3.3%		

Табела 7.10

$E = 2000 \text{ daN/mm}^2, \nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 3

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	0	1	1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
0.20	-370	62	474	-0.54	0.81	0.02	0.81	-0.54	0.68	89.3
0.40	-652	106	781	-0.97	1.32	0.07	1.32	-0.98	1.15	88.3
0.60	-867	139	1006	-1.31	1.68	0.11	1.69	-1.32	1.50	87.9
0.70	-994	154	1162	-1.50	1.95	0.11	1.95	-1.50	1.73	88.1
0.80	-1133	178	1337	-1.70	2.25	0.12	2.25	-1.71	1.98	88.2
0.90	-1249	198	1474	-1.88	2.48	0.14	2.48	-1.88	2.18	88.2
1	-1360	217	1596	-2.05	2.68	0.16	2.68	-2.06	2.37	88.1
0.90	-1215	184	1407	-1.84	2.35	0.14	2.36	-1.85	2.10	88.1
0.80	-1083	162	1243	-1.65	2.07	0.13	2.08	-1.65	1.87	88.0
0.70	-955	144	1087	-1.46	1.81	0.12	1.81	-1.46	1.64	87.8
0.60	-832	125	937	-1.28	1.56	0.12	1.56	-1.28	1.42	87.7
0.40	-591	90	645	-0.92	1.06	0.10	1.07	-0.92	0.99	87.1
0.20	-328	53	351	-0.51	0.57	0.07	0.58	-0.52	0.55	86.5
0	-39	10	50	-0.06	0.09	0.01	0.09	-0.06	0.07	
							3.2%	2.8%	3.0%	

Табела 7.11

$$E = 2000 \text{ daN/mm}^2, \nu = 0.25$$

Измерени напони у Розети бр. 4

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	0	1	1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
0.20	-64	134	302	0.02	0.61	0.02	0.61	0.02	0.29	87.7
0.40	-118	263	576	0.06	1.17	0.05	1.17	0.05	0.56	87.2
0.60	-167	385	840	0.09	1.70	0.08	1.71	0.09	0.81	87.2
0.70	-200	451	990	0.10	2.01	0.09	2.01	0.10	0.96	87.3
0.80	-240	533	1156	0.10	2.34	0.12	2.34	0.10	1.12	86.9
0.90	-275	605	1313	0.11	2.65	0.14	2.66	0.11	1.28	86.9
1	-314	678	1471	0.11	2.97	0.16	2.98	0.11	1.44	86.8
0.90	-280	608	1322	0.11	2.67	0.14	2.68	0.10	1.29	86.9
0.80	-246	540	1173	0.10	2.37	0.12	2.38	0.09	1.14	86.9
0.70	-213	471	1024	0.09	2.07	0.10	2.08	0.09	1.00	87.0
0.60	-179	402	874	0.08	1.77	0.09	1.77	0.08	0.85	87.0
0.40	-115	266	576	0.06	1.17	0.06	1.17	0.06	0.56	87.1
0.20	-56	138	290	0.04	0.59	0.03	0.59	0.03	0.28	86.5
0	-8	11	17	-0.01	0.03	0.01	0.03	-0.01	0.02	
							1.2%	-10.0%	1.6%	

Табела 7.12

$E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 5

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	2	1	1	0.00	0.00	0.00	0.01	0.00	0.00	
0.20	-174	181	514	-0.10	1.00	0.02	1.00	-0.10	0.55	89.1
0.40	-350	339	1008	-0.21	1.96	0.02	1.96	-0.21	1.09	89.6
0.60	-525	487	1491	-0.32	2.90	0.01	2.90	-0.32	1.61	89.9
0.70	-614	564	1737	-0.38	3.38	0.00	3.38	-0.38	1.88	89.9
0.80	-694	659	1968	-0.43	3.83	0.04	3.83	-0.43	2.13	89.5
0.90	-784	742	2214	-0.49	4.31	0.04	4.31	-0.49	2.40	89.5
1	-876	826	2462	-0.56	4.79	0.05	4.79	-0.56	2.67	89.4
0.90	-792	747	2224	-0.50	4.32	0.05	4.32	-0.50	2.41	89.4
0.80	-706	667	1982	-0.45	3.85	0.05	3.85	-0.45	2.15	89.4
0.70	-621	586	1740	-0.40	3.38	0.04	3.38	-0.40	1.89	89.4
0.60	-535	504	1496	-0.34	2.91	0.04	2.91	-0.34	1.63	89.3
0.40	-360	338	1001	-0.23	1.94	0.03	1.94	-0.23	1.09	89.3
0.20	-183	173	502	-0.12	0.97	0.02	0.97	-0.12	0.55	88.9
0	-8	5	-1	-0.02	-0.01	0.02	0.00	-0.03	0.02	
							0.1%	5.1%	0.6%	

Табела 7.13

$E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 6

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{\max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	1	1	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
0.20	-190	104	470	-0.15	0.90	-0.06	0.90	-0.16	0.53	-86.9
0.40	-375	237	997	-0.27	1.93	-0.12	1.93	-0.27	1.10	-86.9
0.60	-561	371	1533	-0.38	2.97	-0.18	2.98	-0.39	1.69	-86.9
0.70	-646	431	1790	-0.42	3.47	-0.23	3.49	-0.44	1.96	-86.7
0.80	-736	483	1953	-0.53	3.77	-0.20	3.78	-0.54	2.16	-87.3
0.90	-813	562	2211	-0.56	4.28	-0.22	4.29	-0.57	2.43	-87.4
1	-897	647	2468	-0.60	4.79	-0.22	4.80	-0.61	2.70	-87.6
0.90	-815	575	2215	-0.56	4.29	-0.20	4.30	-0.57	2.43	-87.6
0.80	-729	501	1959	-0.51	3.79	-0.18	3.80	-0.52	2.16	-87.6
0.70	-638	432	1703	-0.45	3.29	-0.16	3.30	-0.46	1.88	-87.5
0.60	-546	364	1449	-0.39	2.80	-0.14	2.81	-0.40	1.60	-87.5
0.40	-360	230	942	-0.27	1.82	-0.10	1.82	-0.27	1.05	-87.3
0.20	-174	104	440	-0.14	0.85	-0.05	0.85	-0.14	0.49	-87.3
0	13	-18	-57	0.00	-0.11	0.01	0.00	-0.12	0.06	
							0.0%	19.0%	2.1%	

Табела 7.14

$E = 2000 \text{ daN/mm}^2, \nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 7

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{\max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	0	-1	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
0.20	535	189	-187	1.04	-0.11	0.02	1.04	-0.11	0.58	1.2
0.40	1016	364	-361	1.97	-0.23	0.06	1.98	-0.23	1.10	1.5
0.60	1469	534	-525	2.85	-0.34	0.10	2.86	-0.34	1.60	1.8
0.70	1716	622	-616	3.33	-0.40	0.12	3.34	-0.40	1.87	1.8
0.80	1966	698	-709	3.82	-0.46	0.11	3.82	-0.47	2.14	1.5
0.90	2212	784	-799	4.29	-0.52	0.12	4.30	-0.53	2.41	1.5
1	2457	863	-892	4.77	-0.59	0.13	4.77	-0.60	2.68	1.4
0.90	2223	782	-809	4.31	-0.54	0.12	4.31	-0.54	2.43	1.4
0.80	1986	679	-725	3.85	-0.49	0.08	3.85	-0.49	2.17	1.0
0.70	1746	607	-641	3.38	-0.44	0.09	3.38	-0.44	1.91	1.3
0.60	1503	521	-554	2.91	-0.38	0.07	2.91	-0.38	1.65	1.3
0.40	1010	326	-377	1.95	-0.27	0.02	1.95	-0.27	1.11	0.4
0.20	518	145	-200	1.00	-0.15	-0.02	1.00	-0.15	0.57	-1.1
0	26	-45	-25	0.04	-0.04	-0.07	0.08	-0.08	0.08	
							1.8%	13.8%	3.1%	

Табела 7.15

$E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 8

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{\max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	0	1	1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
0.20	495	131	-196	0.95	-0.15	-0.03	0.95	-0.15	0.55	-1.5
0.40	964	263	-393	1.85	-0.32	-0.04	1.85	-0.32	1.09	-0.9
0.60	1417	391	-588	2.71	-0.50	-0.04	2.71	-0.50	1.60	-0.7
0.70	1649	455	-688	3.15	-0.59	-0.04	3.15	-0.59	1.87	-0.6
0.80	1861	494	-779	3.55	-0.67	-0.08	3.56	-0.67	2.11	-1.0
0.90	2094	553	-881	4.00	-0.76	-0.09	4.00	-0.76	2.38	-1.0
1	2325	607	-984	4.44	-0.86	-0.10	4.44	-0.86	2.65	-1.1
0.90	2099	546	-891	4.00	-0.78	-0.09	4.00	-0.78	2.39	-1.1
0.80	1870	485	-795	3.57	-0.70	-0.08	3.57	-0.70	2.13	-1.1
0.70	1642	423	-697	3.13	-0.61	-0.08	3.13	-0.61	1.87	-1.2
0.60	1411	363	-600	2.69	-0.53	-0.07	2.69	-0.53	1.61	-1.2
0.40	944	239	-405	1.80	-0.36	-0.05	1.80	-0.36	1.08	-1.3
0.20	472	114	-208	0.90	-0.19	-0.03	0.90	-0.19	0.54	-1.5
0	-2	-19	-13	-0.01	-0.03	-0.02	0.00	-0.04	0.02	
							0.0%	4.7%	0.8%	

Табела 7.16

Измерени напони у појединачним мерним тракама до ломног оптерећења ($j=1,55$)
 ($E = 21000 \text{ daN/mm}^2$)

j	σ_6	σ_7	σ_8	σ_9
	[daN/mm ²]	[daN/mm ²]	[daN/mm ²]	[daN/mm ²]
0	0.00	0.00	0.00	0.00
0.2	1.85	0.80	0.82	0.61
0.4	3.68	1.89	0.88	0.53
0.6	5.80	3.82	0.69	0.29
0.8	8.42	5.67	1.05	0.69
1	11.13	7.46	1.66	1.30
1.05	11.78	7.94	1.83	1.45
1.1	12.39	8.51	1.97	1.53
1.15	13.00	9.11	2.10	1.47
1.2	13.65	9.62	2.21	1.47
1.25	14.28	10.23	2.25	1.45
1.3	14.89	10.82	2.25	1.41
1.35	15.58	11.38	2.25	1.37
1.4	16.23	11.97	2.23	1.32
1.45	16.91	12.54	2.21	1.32
1.5	17.54	13.06	2.25	1.34
1.55	18.17	13.57	2.29	1.37
0	-0.04	0.53	0.00	-0.02
	-0.23%	3.87%	0.00%	-1.54%

Табела 7.17

$E = 21000 \text{ daN/mm}^2, \nu = 0.33$

Измерени напони у Розети бр. 1 до ломног оптерећења ($j=1,55$)

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	6	10	12	0.23	0.33	0.02	0.33	0.23	0.05	
0.2	4	23	75	0.68	1.80	-0.26	1.86	0.62	0.62	-77.5
0.4	10	38	120	1.17	2.91	-0.43	3.00	1.07	0.97	-76.9
0.6	14	55	168	1.64	4.07	-0.57	4.19	1.51	1.34	-77.5
0.8	19	70	220	2.16	5.33	-0.78	5.51	1.98	1.77	-76.9
1	22	86	272	2.63	6.58	-0.96	6.80	2.41	2.20	-77.0
1.05	23	91	287	2.77	6.94	-1.01	7.17	2.54	2.32	-77.1
1.1	24	97	302	2.91	7.30	-1.04	7.54	2.68	2.43	-77.3
1.15	24	102	316	3.02	7.63	-1.07	7.87	2.79	2.54	-77.5
1.2	25	106	330	3.16	7.97	-1.13	8.22	2.90	2.66	-77.4
1.25	25	110	344	3.26	8.30	-1.18	8.56	3.00	2.78	-77.5
1.3	26	115	358	3.40	8.64	-1.22	8.91	3.13	2.89	-77.6
1.35	27	119	373	3.54	9.00	-1.28	9.28	3.25	3.02	-77.5
1.4	27	123	386	3.64	9.31	-1.32	9.60	3.35	3.13	-77.5
1.45	28	127	401	3.78	9.67	-1.38	9.98	3.47	3.25	-77.4
1.5	29	131	414	3.90	9.98	-1.43	10.30	3.58	3.36	-77.4
1.55	31	136	427	4.05	10.30	-1.47	10.63	3.72	3.45	-77.4
0	1	4	0	0.02	0.01	0.06	0.07	-0.04	0.06	
							0.7%	-1.1%	1.6%	

Табела 7.18

$E = 21000 \text{ daN/mm}^2, \nu = 0.33$

Измерени напони у Розети бр. 2 до ломног оптерећења ($j=1,55$)

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{\max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	0	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
0.2	-28	14	51	-0.26	0.98	0.04	0.99	-0.26	0.62	88.2
0.4	-39	27	84	-0.27	1.68	0.07	1.68	-0.27	0.97	87.9
0.6	-45	35	121	-0.12	2.50	-0.05	2.50	-0.12	1.31	-89.0
0.8	-61	60	191	0.05	4.03	-0.08	4.03	0.05	1.99	-88.9
1	-80	88	271	0.22	5.76	-0.12	5.77	0.22	2.77	-88.8
1.05	-85	95	293	0.28	6.24	-0.14	6.25	0.27	2.99	-88.6
1.1	-92	103	319	0.31	6.80	-0.17	6.81	0.31	3.25	-88.5
1.15	-98	111	342	0.35	7.30	-0.17	7.30	0.35	3.48	-88.6
1.2	-103	118	366	0.42	7.82	-0.21	7.83	0.41	3.71	-88.4
1.25	-110	126	392	0.46	8.38	-0.24	8.39	0.45	3.97	-88.3
1.3	-116	135	417	0.51	8.93	-0.24	8.93	0.50	4.22	-88.3
1.35	-122	144	445	0.59	9.54	-0.28	9.55	0.58	4.48	-88.2
1.4	-128	152	472	0.65	10.13	-0.32	10.14	0.64	4.75	-88.1
1.45	-135	161	499	0.70	10.71	-0.33	10.72	0.69	5.02	-88.1
1.5	-141	170	523	0.74	11.23	-0.33	11.24	0.73	5.25	-88.2
1.55	-147	178	547	0.79	11.75	-0.35	11.76	0.78	5.49	-88.2
0	-10	1	16	-0.11	0.30	-0.03	0.30	-0.11	0.21	
							2.6%	-14.6%	3.8%	

Табела 7.19

$E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 3 до ломног оптерећења ($j=1,55$)

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{\max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	-1	1	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
0.2	-369	63	475	-0.53	0.82	0.02	0.82	-0.53	0.68	89.3
0.4	-632	104	757	-0.94	1.28	0.07	1.28	-0.95	1.11	88.3
0.6	-839	135	976	-1.27	1.63	0.11	1.64	-1.27	1.46	87.9
0.8	-1080	173	1262	-1.63	2.12	0.13	2.12	-1.64	1.88	88.0
1	-1320	212	1545	-1.99	2.59	0.16	2.60	-2.00	2.30	88.0
1.05	-1381	223	1618	-2.08	2.72	0.17	2.72	-2.09	2.41	88.0
1.1	-1437	238	1688	-2.17	2.83	0.18	2.84	-2.17	2.51	87.9
1.15	-1474	256	1740	-2.22	2.93	0.20	2.93	-2.22	2.58	87.8
1.2	-1533	261	1810	-2.31	3.04	0.20	3.05	-2.31	2.68	87.9
1.25	-1598	267	1888	-2.40	3.18	0.20	3.18	-2.41	2.80	88.0
1.3	-1665	274	1969	-2.50	3.31	0.20	3.32	-2.51	2.91	88.1
1.35	-1732	282	2050	-2.60	3.45	0.20	3.46	-2.61	3.03	88.1
1.4	-1800	290	2132	-2.70	3.59	0.20	3.59	-2.71	3.15	88.2
1.45	-1870	298	2213	-2.81	3.72	0.20	3.73	-2.82	3.27	88.2
1.5	-1935	305	2288	-2.91	3.85	0.21	3.86	-2.91	3.38	88.3
1.55	-2000	310	2367	-3.00	3.98	0.20	3.99	-3.01	3.50	88.3
0	-46	9	88	-0.05	0.16	-0.02	0.16	-0.05	0.11	
							4.1%	1.8%	3.1%	

Табела 7.20

$E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 4 до ломног оптерећења ($j=1,55$)

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{\max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	1	0	-1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
0.2	-65	135	304	0.02	0.61	0.02	0.61	0.02	0.30	87.6
0.4	-120	266	585	0.06	1.18	0.05	1.19	0.05	0.57	87.3
0.6	-170	392	855	0.09	1.73	0.08	1.74	0.09	0.82	87.2
0.8	-235	529	1153	0.11	2.33	0.11	2.34	0.11	1.12	87.1
1	-301	667	1452	0.13	2.94	0.15	2.94	0.12	1.41	87.0
1.05	-321	705	1532	0.13	3.10	0.16	3.11	0.12	1.49	86.9
1.1	-338	744	1616	0.14	3.27	0.17	3.28	0.13	1.57	86.9
1.15	-354	780	1693	0.15	3.42	0.18	3.43	0.14	1.65	86.9
1.2	-371	813	1770	0.15	3.58	0.18	3.59	0.14	1.72	87.0
1.25	-390	847	1850	0.15	3.74	0.19	3.75	0.14	1.80	87.0
1.3	-408	882	1931	0.16	3.90	0.19	3.91	0.15	1.88	87.1
1.35	-426	917	2011	0.16	4.06	0.20	4.07	0.15	1.96	87.1
1.4	-445	953	2092	0.17	4.23	0.21	4.24	0.16	2.04	87.1
1.45	-465	988	2172	0.17	4.39	0.22	4.40	0.16	2.12	87.1
1.5	-483	1022	2246	0.17	4.53	0.22	4.55	0.16	2.19	87.1
1.55	-500	1057	2324	0.17	4.69	0.23	4.70	0.16	2.27	87.1
0	-21	10	50	-0.02	0.10	-0.01	0.10	-0.02	0.06	
							2.0%	-11.6%	2.5%	

Табела 7.21

$E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 5 до ломног оптерећења ($j=1,55$)

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{\max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	1	2	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
0.2	-176	185	515	-0.10	1.00	0.02	1.01	-0.10	0.55	88.7
0.4	-347	349	1007	-0.20	1.96	0.03	1.96	-0.20	1.08	89.2
0.6	-519	501	1489	-0.31	2.90	0.03	2.90	-0.31	1.61	89.5
0.8	-692	664	1975	-0.42	3.84	0.04	3.84	-0.42	2.13	89.5
1	-867	823	2460	-0.54	4.79	0.04	4.79	-0.54	2.66	89.5
1.05	-912	865	2583	-0.57	5.02	0.05	5.02	-0.57	2.80	89.5
1.1	-956	912	2709	-0.59	5.27	0.06	5.27	-0.60	2.93	89.4
1.15	-1000	950	2830	-0.62	5.50	0.06	5.50	-0.62	3.06	89.5
1.2	-1046	983	2950	-0.66	5.74	0.05	5.74	-0.66	3.20	89.6
1.25	-1091	1020	3072	-0.69	5.97	0.05	5.97	-0.69	3.33	89.6
1.3	-1136	1057	3193	-0.72	6.21	0.05	6.21	-0.72	3.46	89.6
1.35	-1182	1095	3315	-0.75	6.44	0.05	6.44	-0.75	3.60	89.6
1.4	-1227	1131	3437	-0.78	6.68	0.04	6.68	-0.78	3.73	89.7
1.45	-1272	1169	3556	-0.82	6.91	0.04	6.91	-0.82	3.86	89.7
1.5	-1318	1204	3676	-0.85	7.14	0.04	7.14	-0.85	4.00	89.7
1.55	-1364	1241	3796	-0.89	7.37	0.04	7.37	-0.89	4.13	89.7
0	-15	20	29	-0.02	0.05	0.02	0.06	-0.02	0.04	
							0.8%	2.5%	1.0%	

Табела 7.22

$E = 2000 \text{ daN/mm}^2, \nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 6 до ломног оптерећења ($j=1,55$)

j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	1	2	2	0.00	0.00	0.00	0.01	0.00	0.00	
0.2	-193	99	462	-0.17	0.88	-0.06	0.89	-0.17	0.53	-86.9
0.4	-374	229	971	-0.28	1.87	-0.11	1.88	-0.29	1.08	-87.0
0.6	-555	364	1489	-0.39	2.88	-0.16	2.89	-0.40	1.64	-87.1
0.8	-733	507	2002	-0.50	3.88	-0.20	3.89	-0.51	2.20	-87.3
1	-907	662	2519	-0.59	4.89	-0.23	4.90	-0.60	2.75	-87.6
1.05	-948	707	2645	-0.61	5.14	-0.23	5.15	-0.62	2.88	-87.7
1.1	-982	756	2761	-0.62	5.37	-0.21	5.37	-0.63	3.00	-88.0
1.15	-1024	792	2886	-0.65	5.61	-0.22	5.62	-0.65	3.14	-88.0
1.2	-1105	836	3040	-0.74	5.90	-0.21	5.90	-0.74	3.32	-88.2
1.25	-1152	873	3171	-0.77	6.15	-0.22	6.16	-0.77	3.47	-88.2
1.3	-1197	913	3303	-0.79	6.41	-0.22	6.41	-0.80	3.61	-88.2
1.35	-1245	951	3439	-0.82	6.67	-0.23	6.68	-0.83	3.75	-88.2
1.4	-1290	992	3574	-0.85	6.94	-0.24	6.94	-0.85	3.90	-88.2
1.45	-1331	1048	3693	-0.87	7.17	-0.21	7.17	-0.88	4.02	-88.5
1.5	-1381	1086	3830	-0.90	7.43	-0.22	7.44	-0.91	4.17	-88.5
1.55	-1427	1131	3971	-0.93	7.71	-0.23	7.72	-0.93	4.32	-88.5
0	13	-15	-52	0.00	-0.10	0.01	0.00	-0.10	0.05	
							0.0%	11.2%	1.2%	

Табела 7.23

$E = 2000 \text{ daN/mm}^2$, $\nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 7 до ломног оптерећења ($j=1,55$)

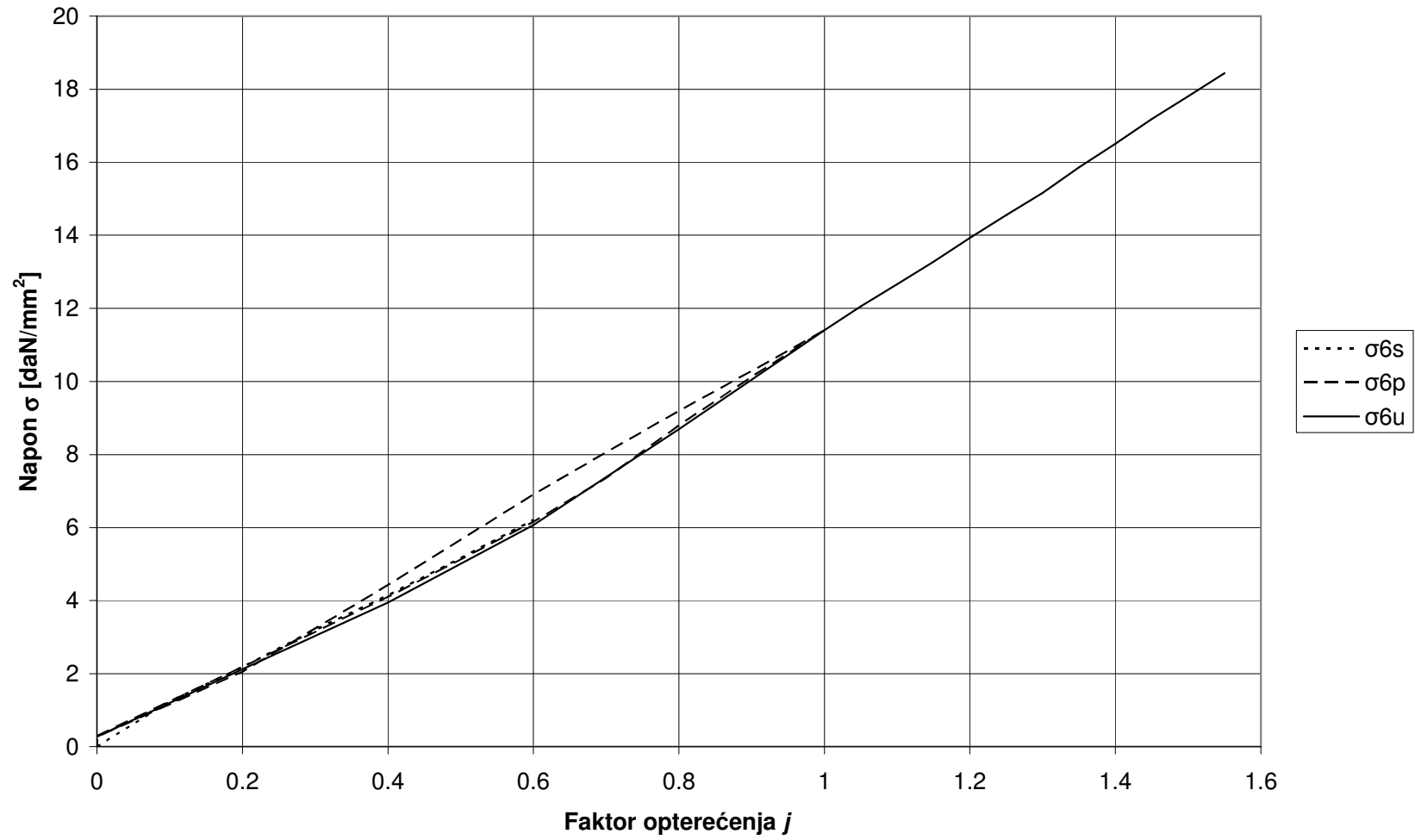
j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{\max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	2	-3	1	0.00	0.00	-0.01	0.01	0.00	0.01	
0.2	537	205	-187	1.05	-0.11	0.05	1.05	-0.11	0.58	2.4
0.4	1018	385	-358	1.98	-0.22	0.09	1.98	-0.22	1.10	2.3
0.6	1475	559	-520	2.87	-0.32	0.13	2.87	-0.33	1.60	2.3
0.8	1957	734	-694	3.80	-0.44	0.16	3.81	-0.44	2.13	2.2
1	2431	902	-866	4.72	-0.55	0.19	4.73	-0.56	2.64	2.1
1.05	2552	944	-911	4.96	-0.58	0.20	4.97	-0.59	2.78	2.0
1.1	2675	985	-954	5.20	-0.61	0.20	5.20	-0.62	2.91	2.0
1.15	2792	1028	-998	5.42	-0.64	0.21	5.43	-0.65	3.04	2.0
1.2	2912	1073	-1041	5.66	-0.67	0.22	5.66	-0.68	3.17	2.0
1.25	3032	1117	-1085	5.89	-0.70	0.23	5.90	-0.71	3.30	2.0
1.3	3151	1161	-1129	6.12	-0.73	0.24	6.13	-0.74	3.43	2.0
1.35	3271	1205	-1174	6.35	-0.76	0.25	6.36	-0.77	3.56	2.0
1.4	3391	1247	-1220	6.58	-0.79	0.26	6.59	-0.80	3.70	2.0
1.45	3508	1288	-1267	6.81	-0.83	0.27	6.82	-0.84	3.83	2.0
1.5	3622	1329	-1310	7.03	-0.86	0.28	7.04	-0.87	3.96	2.0
1.55	3736	1369	-1354	7.25	-0.90	0.28	7.26	-0.91	4.08	2.0
0	73	24	-37	0.14	-0.04	0.01	0.14	-0.04	0.09	
							1.9%	4.5%	2.2%	

Табела 7.24

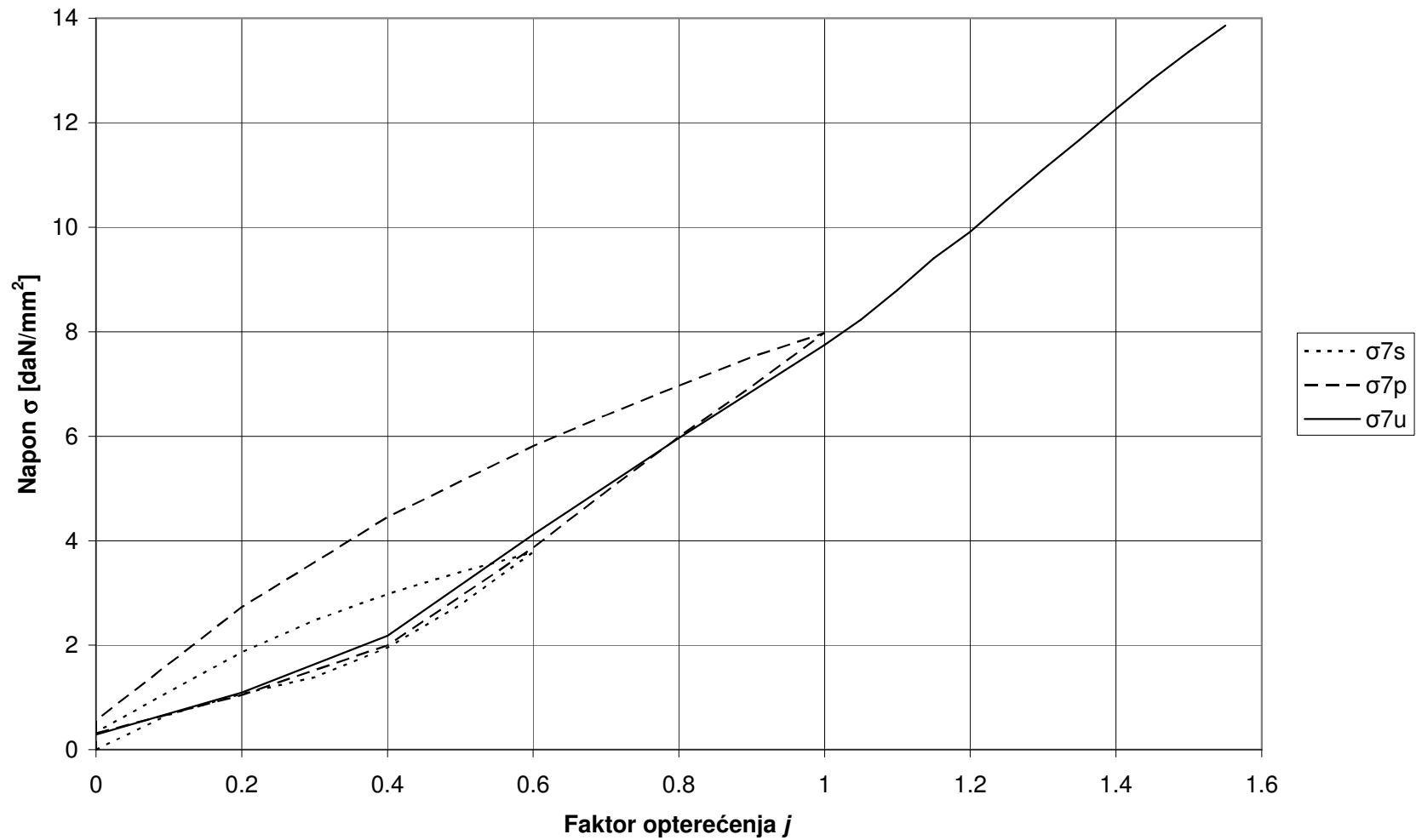
$E = 2000 \text{ daN/mm}^2, \nu = 0.25$

Измерени напони у Розети бр. 8 до ломног оптерећења ($j=1,55$)

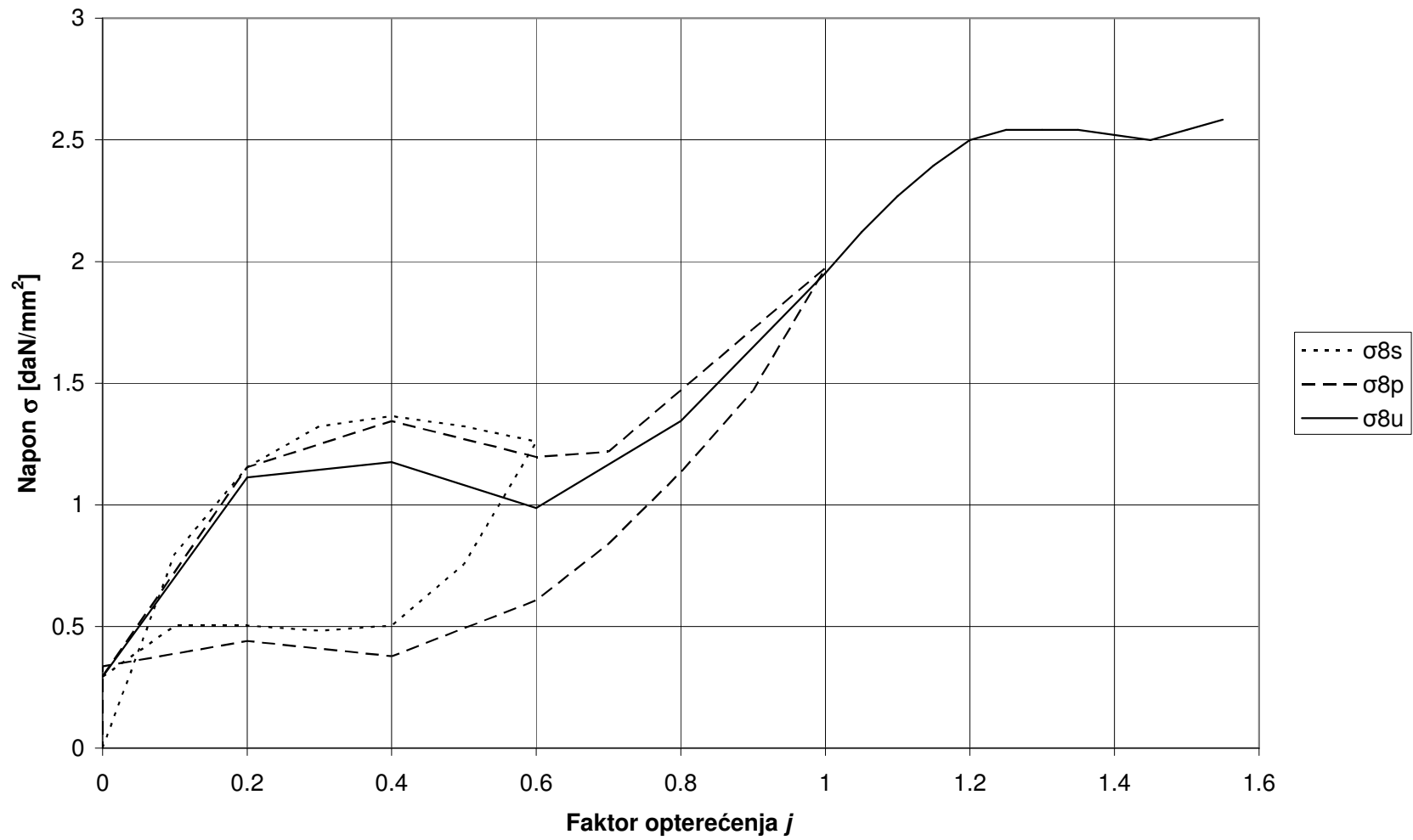
j	ϵ_a	ϵ_b	ϵ_c	σ_x	σ_y	τ_{xy}	σ_1	σ_2	τ_{\max}	θ_{11}
	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	$\mu\text{m/m}$	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	daN/mm^2	[$^\circ$]
0	1	0	0	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
0.2	494	130	-197	0.95	-0.16	-0.03	0.95	-0.16	0.55	-1.5
0.4	960	257	-389	1.84	-0.32	-0.05	1.84	-0.32	1.08	-1.2
0.6	1411	385	-577	2.70	-0.48	-0.05	2.70	-0.48	1.59	-0.9
0.8	1870	508	-774	3.58	-0.65	-0.06	3.58	-0.65	2.12	-0.9
1	2326	626	-970	4.44	-0.83	-0.08	4.45	-0.83	2.64	-0.9
1.05	2438	652	-1021	4.66	-0.88	-0.09	4.66	-0.88	2.77	-0.9
1.1	2551	678	-1069	4.87	-0.92	-0.10	4.87	-0.92	2.90	-1.0
1.15	2663	706	-1118	5.08	-0.96	-0.11	5.09	-0.97	3.03	-1.0
1.2	2778	741	-1172	5.30	-1.02	-0.10	5.30	-1.02	3.16	-0.9
1.25	2891	771	-1221	5.52	-1.06	-0.10	5.52	-1.06	3.29	-0.9
1.3	3003	802	-1272	5.73	-1.11	-0.10	5.73	-1.11	3.42	-0.9
1.35	3118	832	-1324	5.95	-1.16	-0.10	5.95	-1.16	3.56	-0.8
1.4	3232	861	-1376	6.16	-1.21	-0.11	6.16	-1.21	3.69	-0.8
1.45	3343	889	-1427	6.37	-1.26	-0.11	6.37	-1.26	3.82	-0.8
1.5	3454	919	-1480	6.58	-1.32	-0.11	6.58	-1.32	3.95	-0.8
1.55	3568	950	-1530	6.80	-1.36	-0.11	6.80	-1.36	4.08	-0.8
0	25	-12	-22	0.04	-0.03	-0.02	0.05	-0.04	0.04	
							0.7%	2.9%	1.1%	



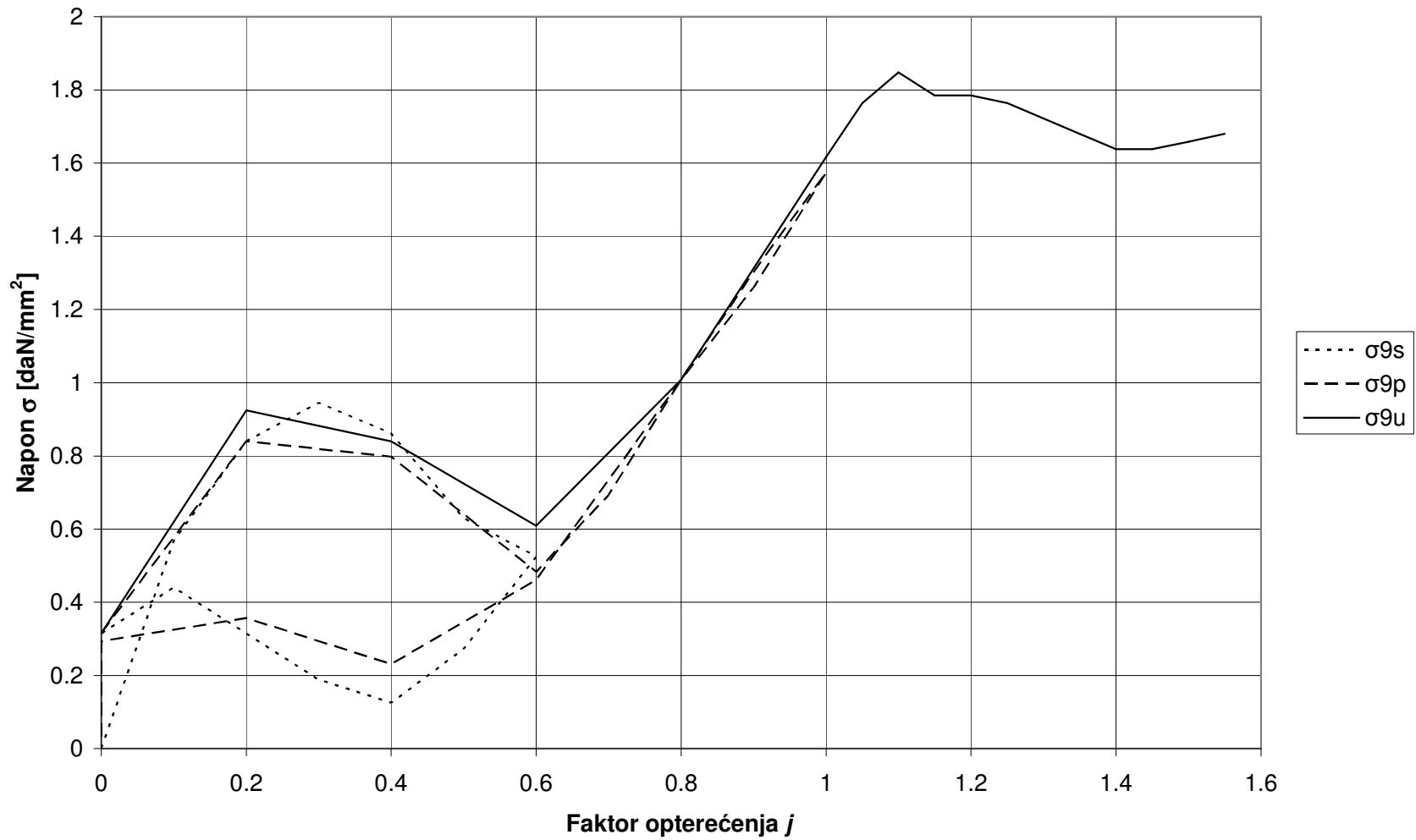
Слика 7.6 – Кумулативни напони – мерна трака бр. 6



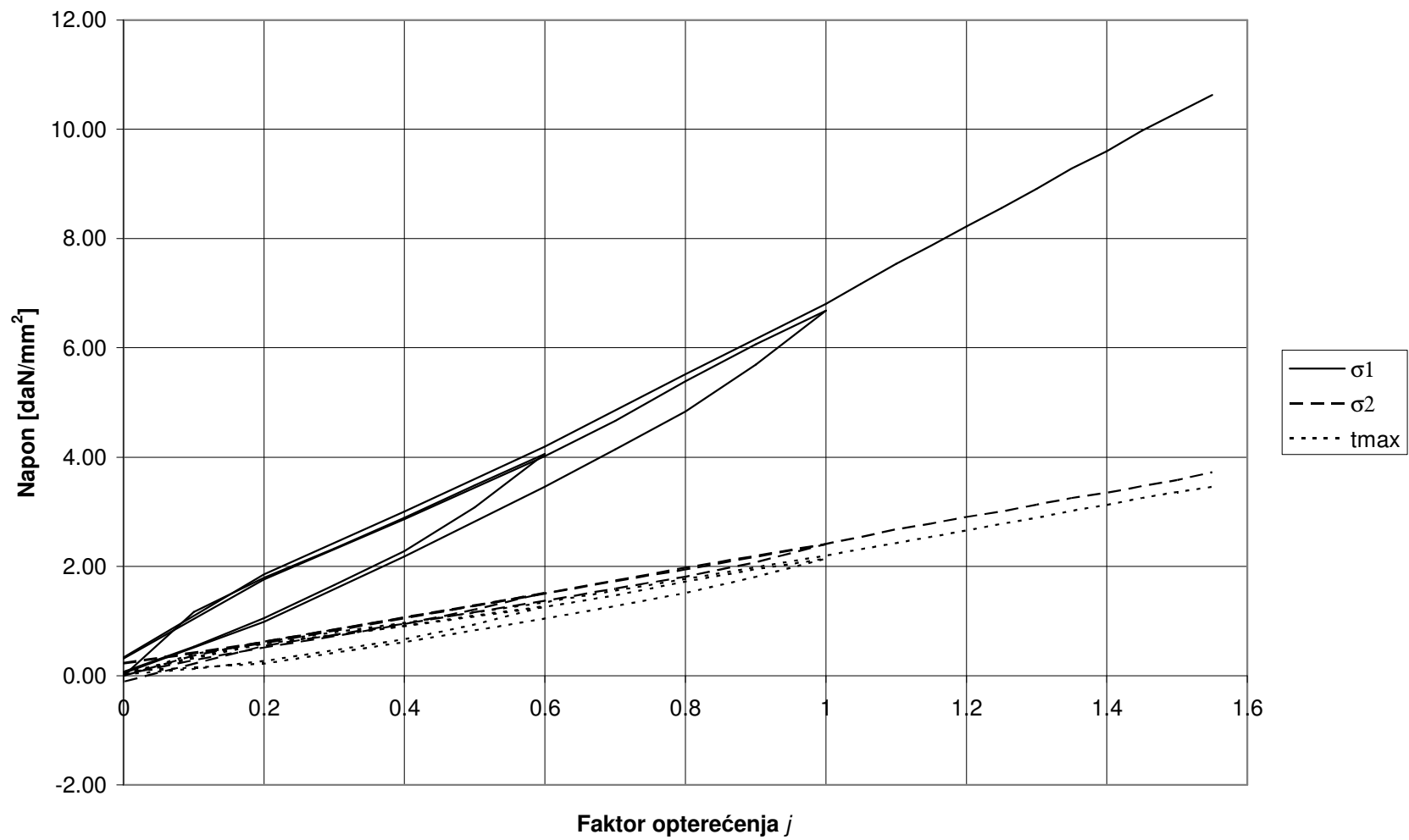
Слика 7.7 – Кумулативни напони – мерна трака бр. 7



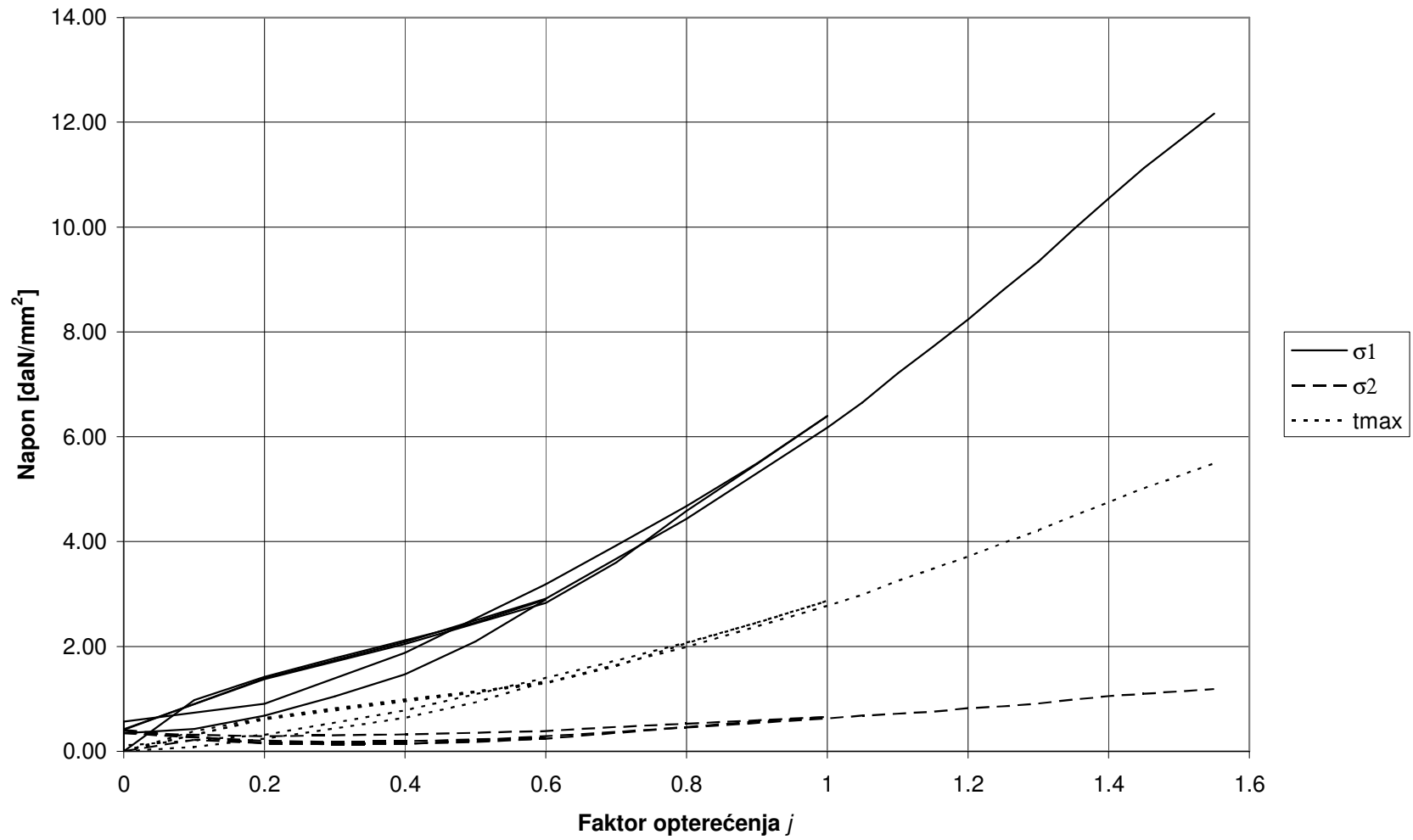
Слика 7.8 – Кумулативни напони – мерна трака бр. 8



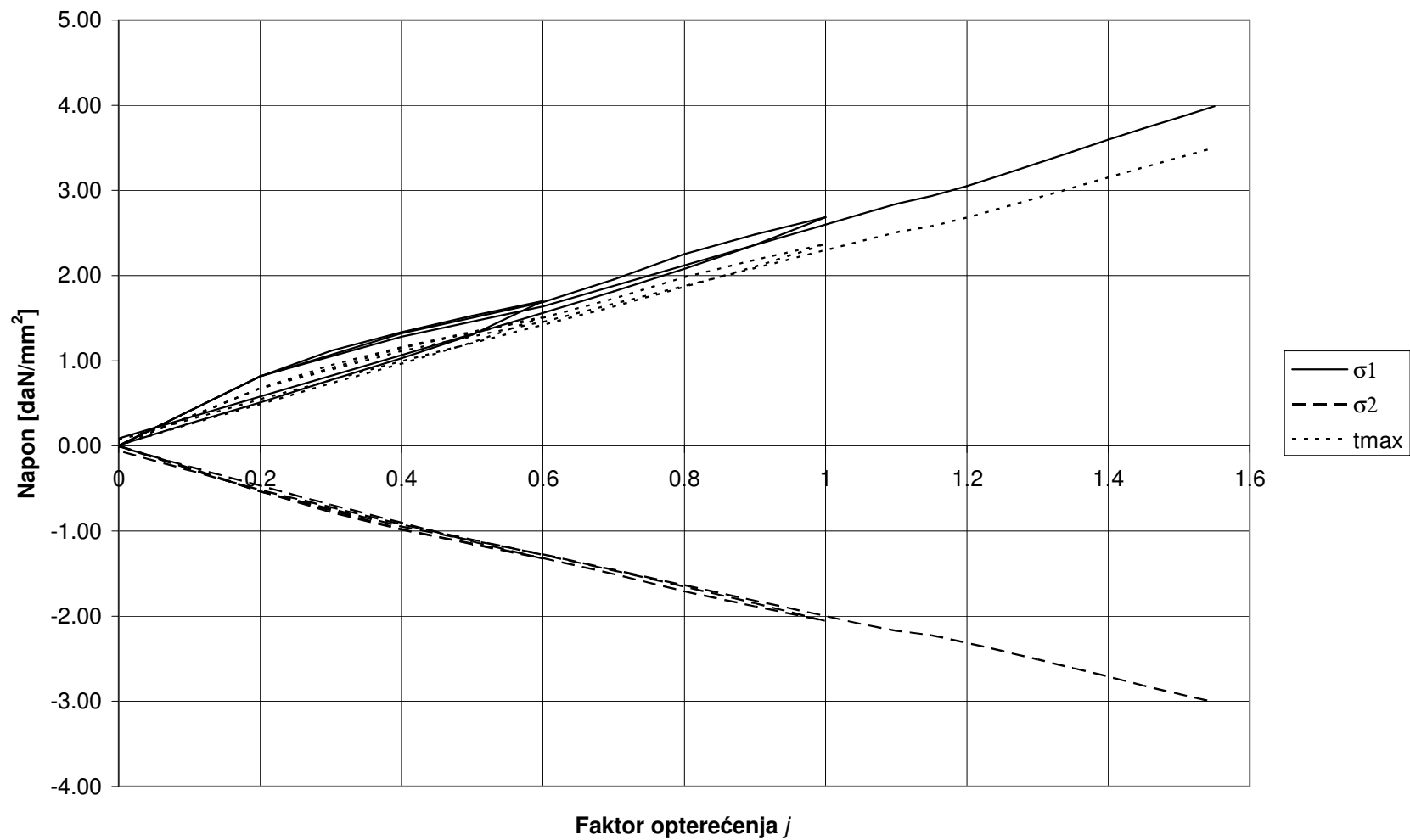
Слика 7.9 – Кумулативни напони – мерна трака бр. 9



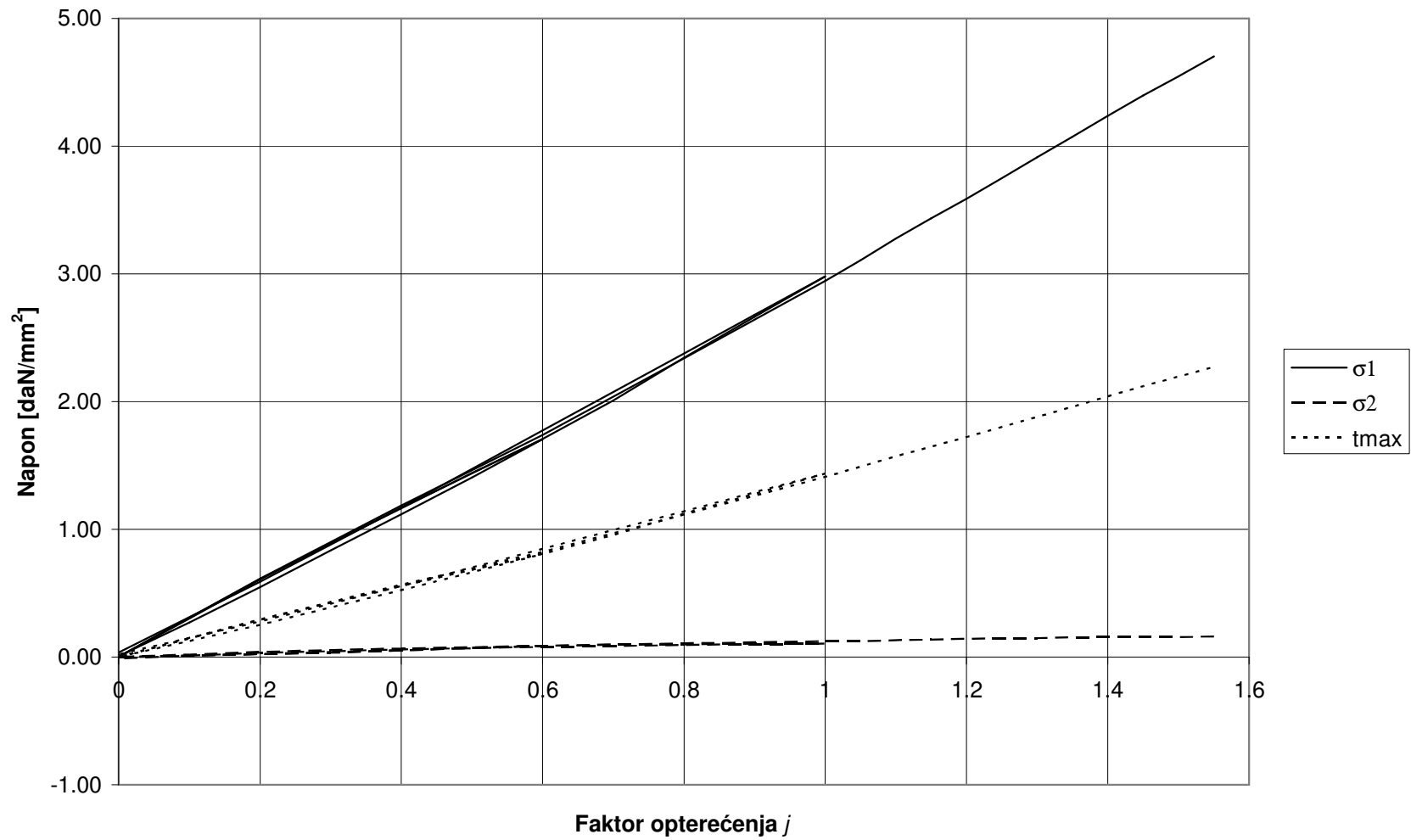
Слика 7.10 – Кумулативни напони – розета бр. 1



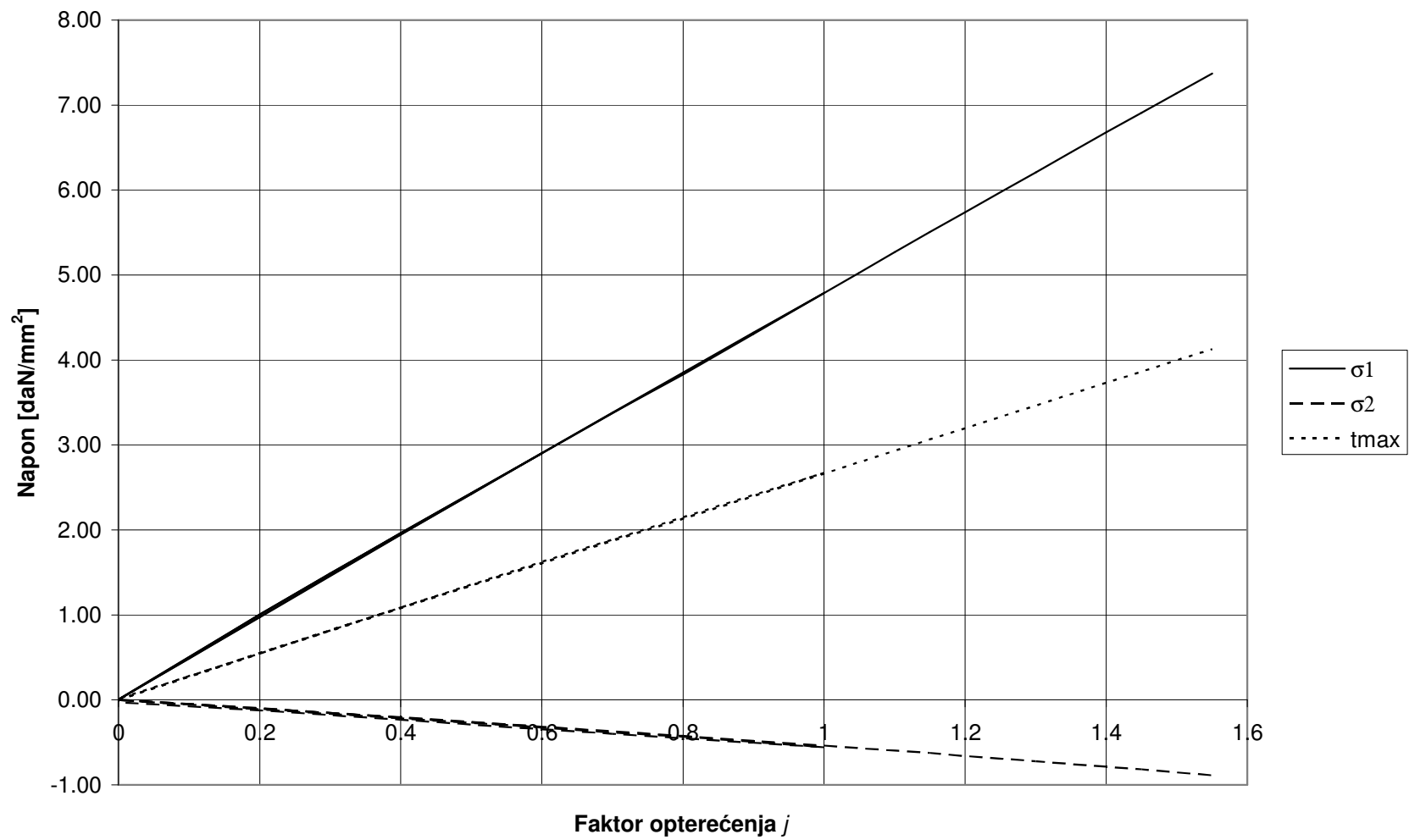
Слика 7.11 – Кумулативни напони – розета бр. 2



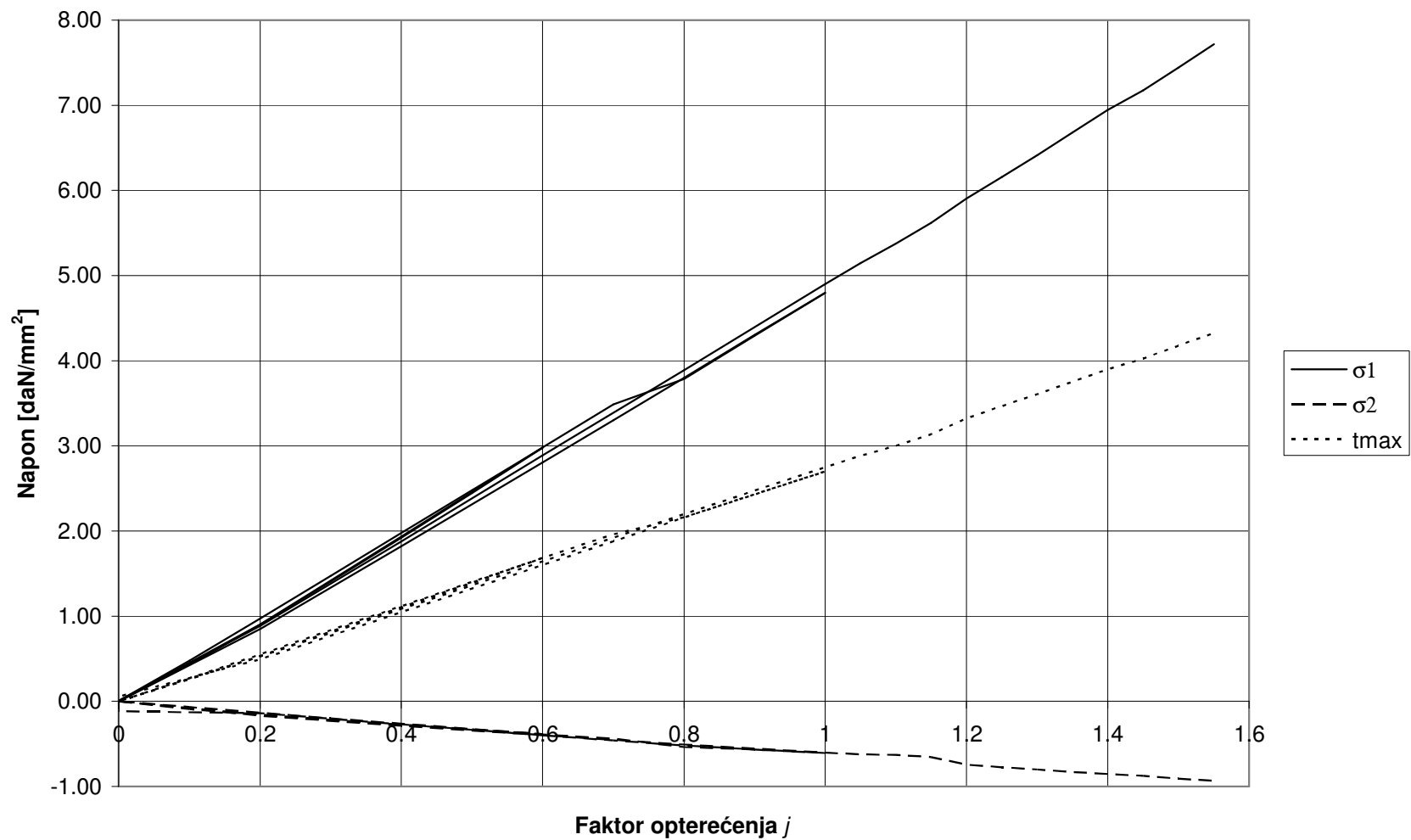
Слика 7.12 – Кумулативни напони – розета бр. 3



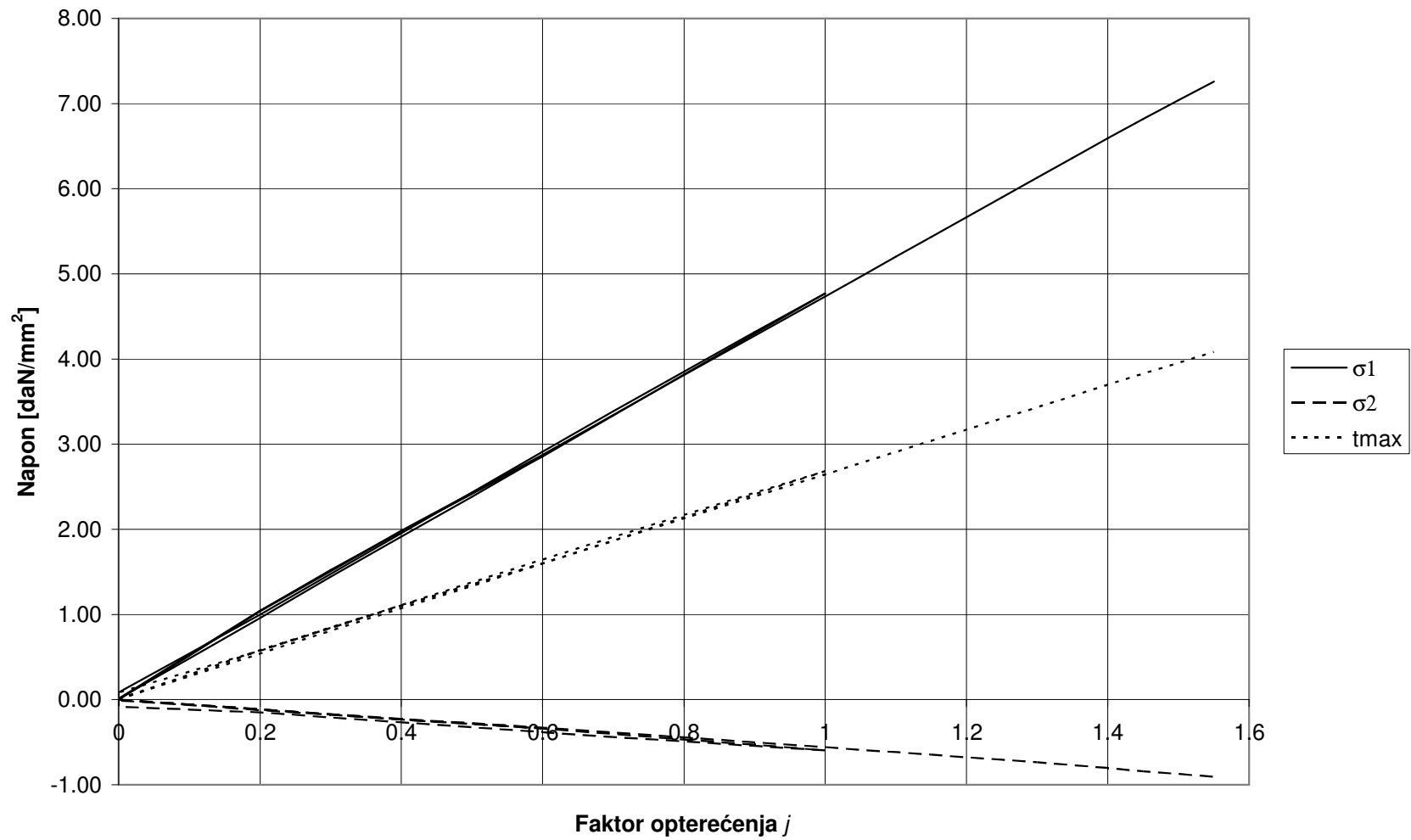
Слика 7.13 – Кумулативни напони – розета бр. 4



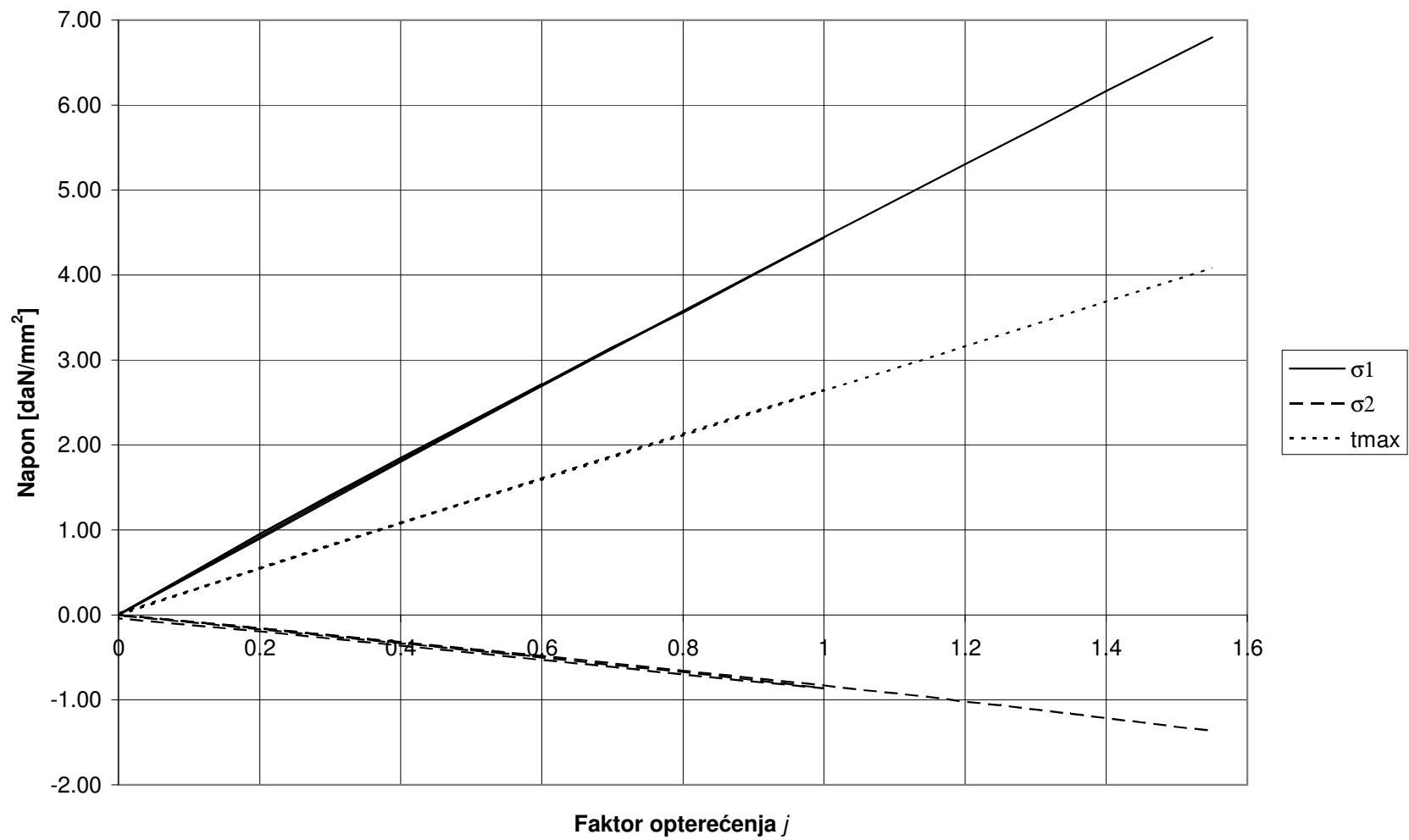
Слика 7.14 – Кумулативни напони – розета бр. 5



Слика 7.15 – Кумулативни напони – розета бр. 6



Слика 7.16 – Кумулативни напони – розета бр. 7



Слика 7.17 – Кумулативни напони – розета бр. 8

7.7 Закључне напомене

На основу података о меродавним оптерећењима испитана је статичка гранична и ломна чврстоћа склопа везе лопатице са металним оковом, као и глобална чврстоћа лопатице и окова на оптерећење од центрифугалне силе.

На основу запажања о понашању и изгледу конструкције током испитивања, као и на основу података о измереним померањима и напрезањима, закључује се да испитани узорак задовољава пројектне захтеве у погледу статичке граничне и ломне чврстоће за испитани случај оптерећења.

Испитивањем утврђени фактори чврстоће за овај случај износе

$$j_g \geq 1,0 \text{ за граничну и}$$

$$j_l \geq 2,54 > 1,5 \text{ за ломну чврстоћу.}$$

Испитана структура и после достизања стања $j_l = 2,54$ није оштећена, а локални лом лопатице је проузрокован ослабљењем структуре везним елементима алата за увођење оптерећења, али та зона није предмет испитивања.

8. ДИСКУСИЈА

Предмет разматрања у оквиру дисертације су прорачунске и експерименталне методе као и сама технологија израде лопатица репног ротора од композитних материјала. Када се ради о прорачунским методама оне се односе на анализу напонских стања с једне и анализу губитка еластичне стабилности с друге стране. У поглављу 4 разматране су нумеричке методе за анализу губитка еластичне стабилности вишеслојног композитног панела.

8.1 Аналитичке и нумеричке методе губитка еластичне стабилности композитног панела

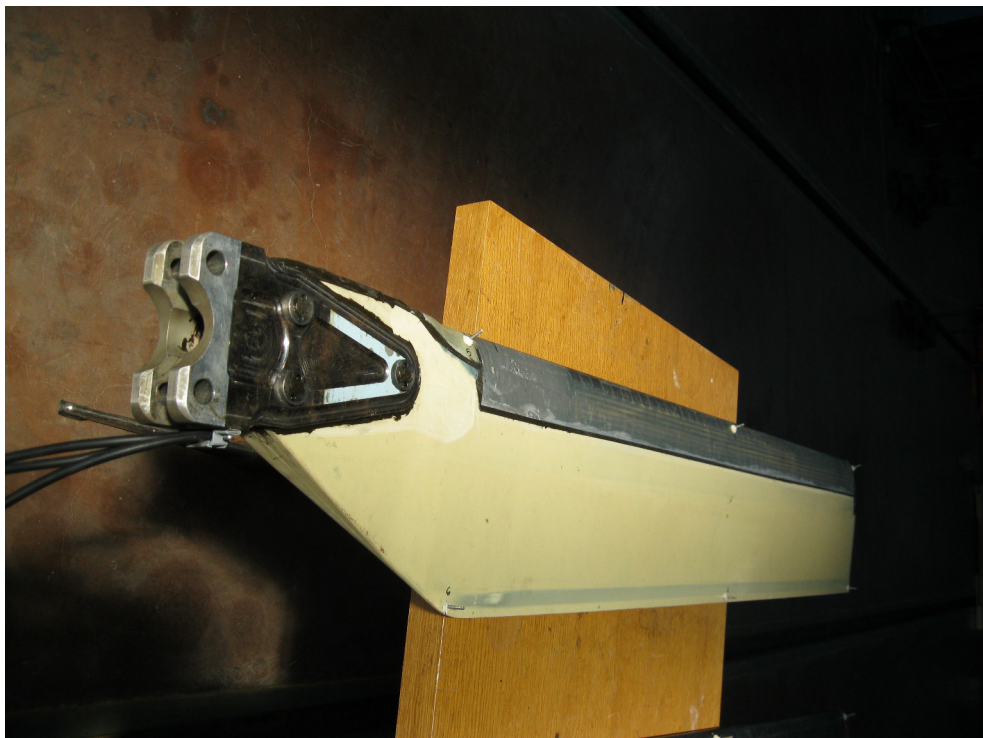
У табели 4.1 приказане су упоредне вредности нивоа оптерећења при коме се јавља губитак еластичне стабилности. Ниво оптерећења при коме се јавља губитак еластичне стабилности су исказани преко сопствених вредности и то као: $\lambda(\text{ЕП})$ за аналитичко решење на бази „eigen” проблема решавања и $\lambda(\text{МКЕ})$ за нумеричко решење на бази методе коначних елемената.

Однос дужине и ширине композитног панела (a/b), слика 4.1, има значајан утицај на вредност критичног оптерећења односно на ниво оптерећења при коме се јавља губитак еластичне стабилности композитног панела. Резултати у Табели 4.1 показују да за однос (a/b) >1 утицај броја слојева са углом од 45° доводи до повећања критичне вредности губитка еластичне стабилности. У поглављу 4 вршене су анализе губитка еластичне стабилности користећи нумеричке методе. Свакако ова поређења, са аспекта аналитичких метода, је могуће вршити за једноставне геометријске облике и граничне услове ослањања. Када се ради о примени МКЕ како у погледу анализе напонских стања тако и са аспекта анализа губитка еластичне стабилности за сложене геометријске облике елемената конструкција какве су код авионских конструкција и других типова летелица практично нема ограничења. Ту је свакако предност примене МКЕ у анализама чврстоће конструкција од композитних материјала.

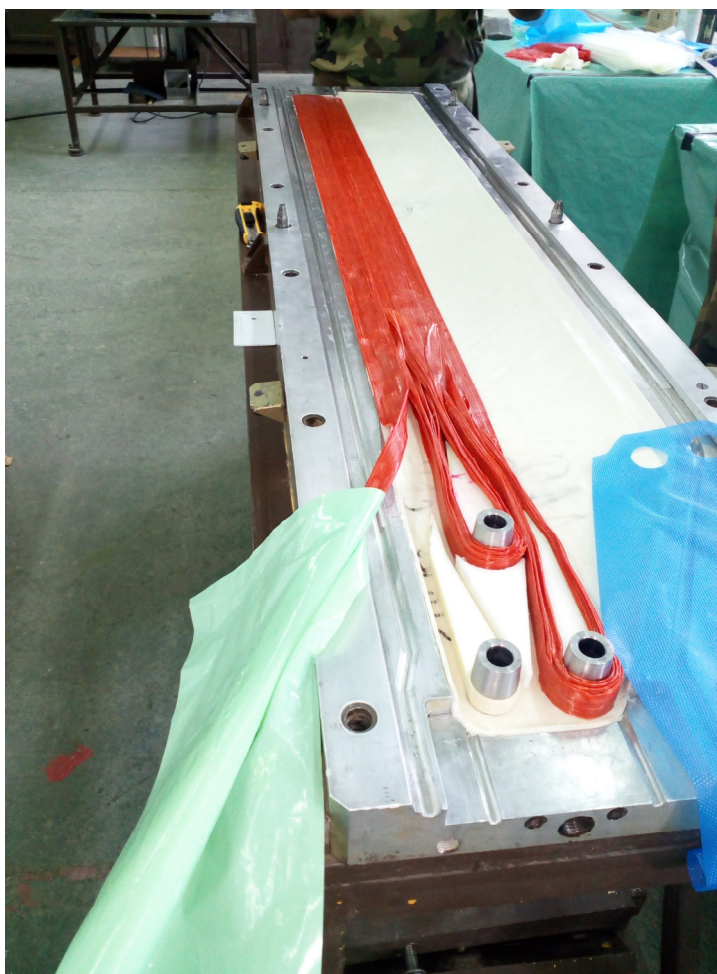
Резултати прорачуна из табеле 4.1 указују на благо више вредности критичног оптерећења губитка еластичне стабилности композитног панела које се добијају у анализи применом МКЕ. Међутим разлика између аналитичких и нумеричких метода на бази МКЕ није висока те се и аналитичка решења могу сматрати поузданим у анализама губитка еластичне стабилности вишеслојних композитних панела. То се првенствено мисли на композитне панеле правилних облика и једноставних услова ослањања какви су често поља оплате узгонских површина летелица. Свакако за геометријски сложеније структуралне елементе као и граничне услове МКЕ је практично незаменљив прорачунски метод за анализу губитка еластичне стабилности структуралних елемената типа вишеслојних композитних плоча и љуски.

8.2 Нумеричке симулације напонских стања метал-композитне лопатице

Предметна лопатица репног ротора хеликоптера је у основи метал-композитна лопатица и приказана је на сликама 6.1, 6.2 и 6.3. Изглед саме лопатице која је била предмет испитивања приказана је на слици 8.1. Један од критичних делова композитне лопатице репног ротора је сама веза металног окова и композитног дела лопатице (слика 8.1).



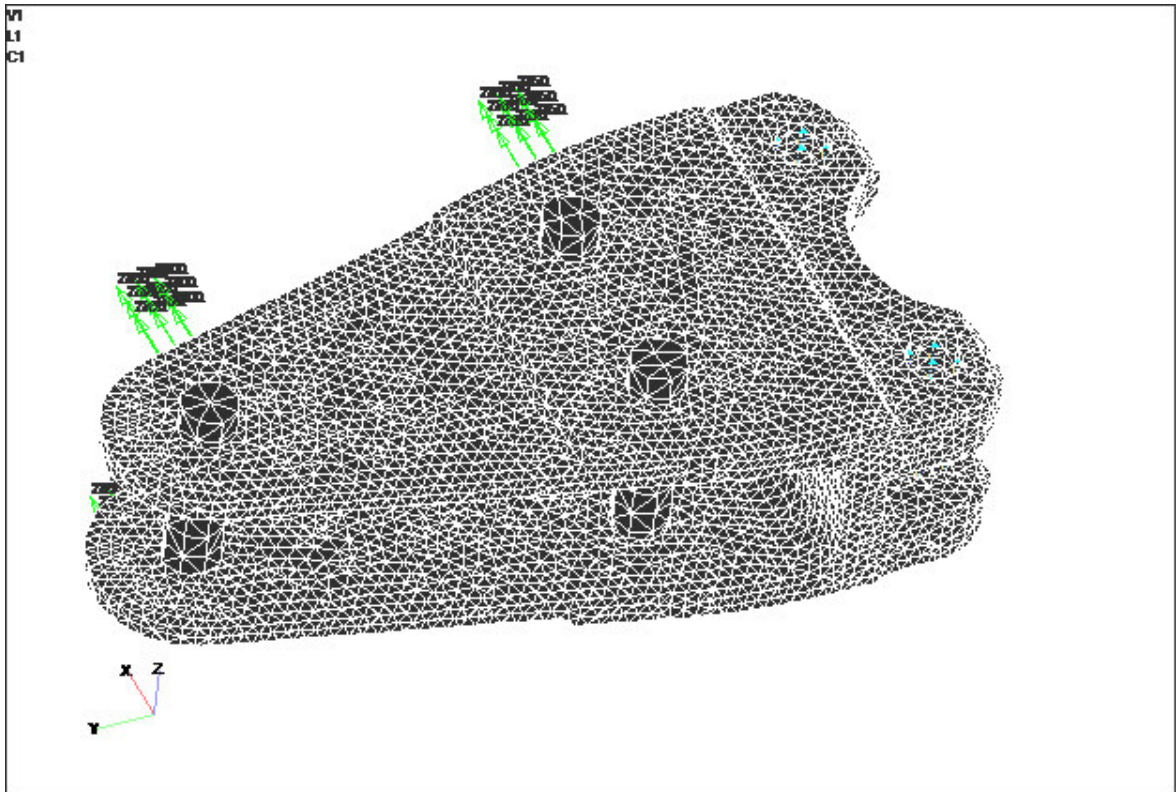
Слика 8.1 - Изглед метал-композитне лопатице репног ротора хеликоптера пре експерименталних испитивања чврстоће



Слика 8.2 - Алат за израду композитне лопатице репног ротора

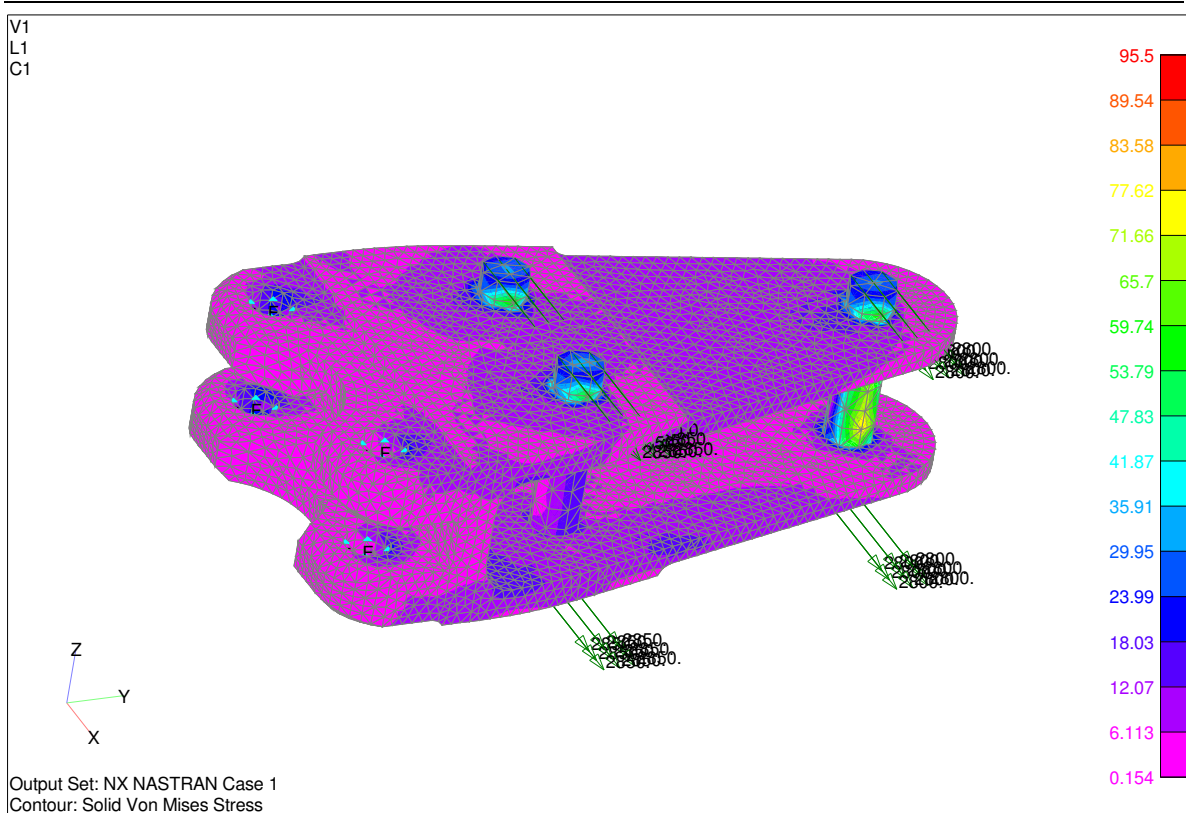
На слици 8.2 приказан је део алата за израду доњаке композитне лопатице. Ту су евидентна три „пина“ око којих се намотавају „траке“ од композитних материјала (слика 8.2) с једне стране а у исто време кроз ове пине се провлаче завртњеве за везивање металног окова. Као што се са слике 8.2 види, композитне траке обмотавају пине и исте су примарно оптерећене на истезање па нису критичне са аспекта чврстоће. Ово са своје стране представља предност композитних лопатица јер управо у критичним зонама, због своје специфичне технологије градње композитних лопатица у зонама везе са металним оковом, избегавају концентрацију напона па су погодне за обезбеђење дужег века експлоатације лопатица.

На слици 8.3 приказан је модел коначних елемената самог металног окова, који је у основи део комплетног модела МКЕ метал композитне лопатице.



Слика 8.3 - Модел МКЕ окова лопатице репног ротора хеликоптера од композитних материјала

За разлику од композитних трака које обмотавају пинове (слика 8.2) сам метални оков лопатице је за пинове везан са три завртња. На слици 8.4 приказана је расподела напона у овом металном окову где се јасно види да се у истом јавља концентрација напона. По правилу места зоне концентрације напона, у овом случају везе металног окова посредством завртњева (пинова), су критичне са аспекта оптерећења на замор.

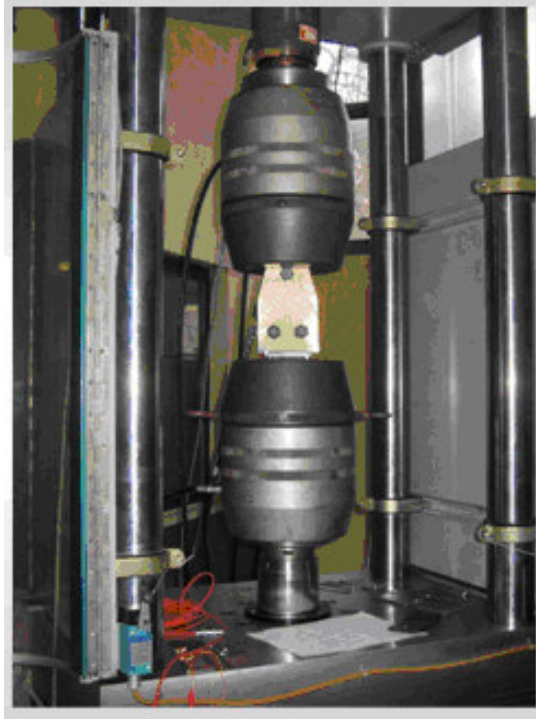


Слика 8.4 - Расподела еквивалентних напона *Von Mises* у окову [daN/mm^2]

8.3 Испитивање статичке чврстоће метал-композитне лопатице

У поглављу 7 детаљно су приказани резултати испитивања статичке чврстоће као и на замор метал-композитне лопатице репног ротора хеликоптера. Статичка испитивања лопатице су вршена на сервохидрауличном систему МТС (слика 7.1), до граничног ($j=1.0$) и ломног оптерећења ($j=1.55$). При испитивањима су мерени напони/деформације користећи мерне траке (слика 7.2). При овим испитивањима, циклус до $j=1.5$, није било никаквих оштећења на узорку. Испитивање је потом вршено до ефективног лома које је регистровано при коефицијенту оптерећења ($j=2.54$). При овом оптерећењу је дошло до раслојавања између композитне оплате и испуне као што је илустровано на слици 7.4 али није дошло до ефективног лома композитног дела лопатице репног ротора хеликоптера.

Такође треба истаћи да је ефективни лом, при коефицијенту оптерећења ($j=2.54$), настао раније као последица локалног увођења оптерећења на местима атрапа (слика 7.1). То у суштини значи да стварни коефицијент оптерећења код ефективног лома има вишу вредност од реализованог 2.54.



Слика 8.5 – Испитивање металног окова лопатице репног ротора хеликоптера

Поред експерименталних испитивања статичке чврстоће комплетне лопатице, металног окова са композитним делом лопатица, вршена су испитивања чврстоће и самог окова (слика 8.5). У оба случаја метални оков је задовољио захтеве чврстоће како до нивоа граничног оптерећења тако и до ломног оптерећења.

9. ЗАКЉУЧАК

9.1 Резултати истраживања

Лопатице хеликоптера, било да се ради о војним или цивилним, представљају виталне елементе летелице. Када се ради о виталним елементима код хеликоптера чији отказ може угрозити безбедност лета тада се њихово димензионисање примарно базира на принципима понашања и процене века до појаве иницијалних оштећења. Важно је истаћи да већина хеликоптера код нас у земљи је имала металне лопатице репног ротора хеликоптера. Управо примарни циљ истраживања у раду је замена металних лопатица репног ротора са лопатицама од композитних материјала или прецизније са метал-композитним лопатицама. Уствари код метал-композитних лопатица само оков за везивање лопатице за главчину хеликоптера је метални док је преостали део лопатице од композитних материјала.

У дисертацији је пажња била усмерена на успостављање прорачунских метода/процедура за анализу критичних локација примарно код структуралних елемената авионских конструкција-типа металне конструкције под дејством статичких и цикличних оптерећења константне амплитуде и спектра оптерећења. За ту сврху примарно је коришћен Метод Коначних Елемената (Поглавље 6). Поред прорачунских метода за анализу чврстоће композитног дела структуре лопатице као и металкомпозитне лопатице репног ротора хеликоптера у целини коришћене су експерименталне методе (Поглавље 7).

Будући да се композитни део структуре лопатица у основи састоји од вишеслојних композитних панела, где су слојеви дефинисани са ортотропним карактеристикама материјала, то је битно одредити нивое оптерећења при коме се јавља губитак стабилности. За анализе губитка стабилности вишеслојних композитних панела у раду су коришћене аналитичке и нумеричке методе на бази МКЕ (Поглавље 4).

9.2 Допринос научној мисли и инжењерској пракси

Остварени научни допринос докторске дисертације „УТИЦАЈ СТАТИЧКИХ И ДИНАМИЧКИХ ОПТЕРЕЋЕЊА НА ПОЈАВУ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА КОМПОЗИТНИХ ЛОПАТИЦА РЕПНОГ РОТОРА ХЕЛИКОПТЕРА“ је вишеструк и огледа се у следећем:

- Развијена је комплетна технологија израде лопатица репног ротора хеликоптера од метал/композитних материјала.
- Дефинисана је комплетна процедура за експерименталну верификацију статичке чврстоће лопатица под комбинованим дејством аеродинамичког и инерцијалног оптерећења.
- Развијена је комплетна процедура за прорачун чврстоће структуралних елемената типа вишеслојних композитних структуралних елемената до појаве иницијалних оштећења.
- Успостављен је погодан нумерички приступ за моделовање напонско-деформационог стања метал/композитних склопова.
- Дефинисана је поуздана процедура за процену века композитних лопатица хеликоптера.
- Предложен је приступ за пројектовање нових композитних структура, у овом случају лопатице репног ротора хеликоптере, које са знатно бољим карактеристикама чврстоће стварају услове и других металних компоненти на хеликоптеру и уопште на летелицама да се замене са склоповима од композитних материјала.

9.3 Препоруке за будући рад

На основу искуства стеченог приликом израде ове дисертације, у циљу даљег развоја и примене прорачунских метода за процену века структуралних елемената, намеће се потреба за даљим истраживањима у овој области. Препоручио бих следеће кораке:

- У раду су коришћене аналитичке и нумеричке методе за одређивање нивоа оптерећења при коме се јавља губитак еластичне стабилности вишеслојних композитних панела. Ову методологију би требало заменити новом где би била укључена оптимизација вишеслојних композитних панела.

-
- Истраживање примене технологије градње на остале склопове структуре ваздухоплова.
 - Усавршавање развијене методологије.
 - Истраживање примене технологије градње склопова од композитних материјала у другим областима машинства.

10. СПИСАК КОРИШЋЕНЕ ЛИТЕРАТУРА

1. A le Pape, Gatard J, Monnier JC, 2006, Experimental Investigations of Rotor-Fuselage Aerodynamic Interaction, Journal of American Helicopter Society.
2. Anderson, W.K., Thomas, J.L., Van Leer, B., 1986., Comparison of Finite Volume Flux Vector Splitting for the Euler Equations, AIAA Journal, 24, pp.1453-1460.
3. ANSYS Fluent User's Guide, 2013, Release 15.0, ANSYS, Inc.
4. Arcidiacono, P.J., Sopher, R., 1982, Review of Rotor Loads Prediction Methods, London, England, Agard Conference Proceedings, No. 334., Published September 1982 in London, Copyright-AGARD 1982, ISBN 92-835-0320-1.
5. Baker A.A., Dutton S. And Kelly, D., Composite Materials for Aircraft Structures, 2nd Edition, AIAA, New York, 2004.
6. Barth T. J., Jespersen D.C., 1989, The design and application of upwind schemes on unstructured meshes, Technical Report AIAA-89-0366, Proceedings of The AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada.
7. Bergan, P. G and Soreide, T.H., Solution of large displacement and instability problems using the current stiffness parameter, Int. Conference on Finite Elements in Nonlinear Solid and Structural Mechanics, Gelio, Norwai, 1977.
8. Blazek J., 2001, Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications, Elsevier.
9. Bojanić M., Boljanović S., Maksimović, K., “*Buckling and Postbuckling Behaviour of Layered Composite Structures by Finite Elements*”, Forth Serbian (29th Yu) Congress on Theoretical and Applied Mechanics, Vrnjačka Banja, 2013. pp. 305-310. ISBN 978-86-909973-5-0. OI-174001.
10. Bramwell, A.R.S., Done, G., Balmford, D., 2001, Bramwell's Helicopter Dynamics, Butterworth-Heinemann. Butterworth-Heinemann, Linacre House, Jordan Hill, Oxford OX2 8DP, 225 Wildwood Avenue, Woburn, MA 01801-2041.

-
11. Burk, R. C., Standard failure criteria needed for advanced composite, *Astronautics and Aeronautics*, Vpl. 21, 58-62, 1983.
 12. Cheng, F. K and Chang, K. Y., A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations, *J. Composite Materials*, Vol. 21, 834 -855, 1987.
 13. Chima R. V., Liou M. S., 23-26 June 2003, Comparison of the AUSM⁺ and H-CUSP Schemes for Turbomachinery Applications, AIAA Paper 2003-4120, Proceedings of The AIAA 16th Computational Fluid Dynamics Conference and the 33rd Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Orlando, Florida, Sponsored by the American Institute of Aeronautics and Astronautics Orlando.
 14. Crouse, G.I., Leishman, J.G., Neipei Bi, May 21-23,1990, Theoretical and Experimental Study of Unsteady Rotor/Body Aerodynamic Interaction, American Helicopter Society, Proc of the 46th Annual Forum, Washington D.C., U.S.A., Copyright © 1990 AHS International.
 15. Datta, A., Nixon, M., and Chopra, I., October 2007, "Review of Rotor Loads Prediction with the Emergence of Rotorcraft CFD," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol.52, (4), pp. 287–317.
 16. Davies D.P., Jenkins S.L. and Belben F.R., September 2013, Survey of fatigue failures in helicopter components and some lessons learnt, *Engineering Failure Analysis*, Volume 32, pp 134-151.
 17. Gdoutos, E.E and Giannakopoulou, Stress and failure analysis of brittle matrix composites, Proc of the First Hellenic Conference on COMPOSITE MATERIALS AND STRUCTURES, Xanthi, Greece, July 2-5, 1997., pp 3-23.
 18. Fatigue of rotorcraft structure, 1995, The. Rep. 20-95, FAA Advisory Circular, Federal Aviation Administration, Washinton, DC.
 19. Ferziger J. H., Perić M., 2002, *Computational Methods for Fluid Dynamics*, Springer.
 20. Friedrichs, K.O., Kirchhof's boundary conditions and the edge effect for elastic plates, Proc. symp. appl. math., Vol. 3, 1950.
 21. Grainger P. S., Helicopter Data Acquisition in WHL, 1984, *Advisory Group for Aerospace Research and Development*, NATO, Paper 12, AGARD Structure and Materials Panel Specialists' Meeting, Siena, Italy, AGARD-CP-375, Published August 1984 Copyright-AGARD 1984, ISBN 92-835-0363-5.

-
22. Hall A. D., 1975, The Fatigue Substantiation of the Lynx Helicopter, *Aircraft Engineering*, (47), pp 4- 17.
 23. Hariharam A, Russel J, Chen P, 1996, Numerical Simulation of the fuselage – rotor interaction phenomenon, Russel Journal of the Berthand Russel Archives, AIAA Meeting Papers on Disc, January 1996, A9618631, AIAA paper 96-0672, Copyright 1996, American Institute of Aeronautics, Inc.
 24. Janković D., Maksimović S., Kozić M., Stupar S., Maksimović K., Vasović I., Maksimović M., CFD Calculations of Helicopter Tail Rotor Airloads for Fatigue Strength Experiments, *Journal of Aerospace Engineering*, Volume 30 Issue 5 – September 2017, ISSN: (print) 0893-1321, ISSN (on-line) 1943-5525, Publication Date: 2017-9.
 25. Johnson, W., 1981, Development of a Comprehensive Analysis for Rotor Craft: Aircraft Model Solution Procedure and Application, *Vertica*, Vol. 5, No. 3, pp. 185-216.
 26. Khier,W., Dietz, M., Schwarz, T, and Wagner, S., September 2007, Trimmed CFD Simulation of a Complete Helicopter Configuration, *Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum*, Kazan, Russia, Publ: European Rotorcraft Forum 33 (ERF 33), ISBN: 9781617384530, Publisher: Curran Associates, Inc 12571 Red Hook (New York).
 27. Knight, N.F., Starnes, J.H. and Waters, W.A., Postbuckling behavior of selected graphite-epoxy cylindrical panels loaded in axial compression, *Proc. AIAA/ASME/ASCE/AMS, 27nd Structures, Structural Dynamics and Materials Conf.*, San Antonio, p. 142, May 1986.
 28. Kozic M., 2011, Determination of load cases of helicopter tail rotor blades HT-40, *Internal (MTI)*, No. 659203, Publisher: Military Technical Institute, Belgrade, Serbia.
 29. Krasnovski B.R., Sathy Viswanathan, Reliability of Helicopter Composite Dynamic Components, *American Helicopter Society 47th Annual Forum*, May, 1991.
 30. Le Sueur H. E., March 1981, Helicopter Fatigue -A Civil View, *Advisory Group for Aerospace Research and Development, 7 RUE ANCELLE 92200 NEUILLY SUR SEINE, France, NATO*, Paper 8, AGARD-CP-297, Copyright –AGARD 1981, ISBN 92-835-0289-2.
 31. Lim, J., and Strawn, R., May–June 2008, “Computational Modeling of HART II Blade–Vortex Interaction Loading and Wake System,” *Journal of Aircraft*, Vol. 45, (3), pp. 923–933.
 32. Liou M. S., Steffen C. J. Jr. ,1993, A New Flux Splitting Scheme, *J Comput Phys* 107, pp.23-39.

-
33. Liou M. S., 1996, A Sequel to AUSM: AUSM⁺, J Comput Phys 129, pp. 364-382.
 34. Maksimović S., Buckling and Postbuckling Analysis of Laminated Shell Structures by Finite Elements Based on Third-Order Theory, Paisley, Scotland, Ed. I.H. Marshall, Elsevier Appl. Science, London 1991.
 35. Maksimović, S., Improved geometrically nonlinear finite element analysis and failure of fibre reinforced composite laminates, Proc. Int. Symp. Brittle Matrix Composites 4, Warsaw, September 13-15, Edited by Brandt, A. M, Li, V.C and Marshall, I. H., Woodhead Publishing Limited, Cambridge, 1994.
 36. Maksimovic, S., Instability Finite Element Analysis of Fibre Reinforced Composite Structures Based on Third Order Theory, Applied Composite Materials, 1996.
 37. Maksimović S., Simple and Effective Finite Element for Nonlinear Analysis of Layered Composite Shells Using Refined Higher-order Theory, Banff, Canada, Proc. 6th World Congress on FEM, Ed. J. Robinson and Associates, London, 1990.
 38. Maksimović S., Structural Analysis/Synthesis of Laminated Fibre Composite Structures, STRUCAD 86, Paris, Ed. A-Niku-Lari, Pergamon Press, 1986.
 39. Maksimović, S., FAILURE ANALYSIS OF LAYERED COMPOSITE STRUCTURES: Computation and Experimental Investigation, ECF 16, 16th European Conference of Fracture, ECF 16, Alexandroupolis, Grčka, 2006.
 40. Maksimović S., Janković D., Maksimović M., Vasović I., NAKI ASPEKTI PRORAČUNA I ISPITIVANJA ČVRSTOĆE LOPATICA REPNOG ROTORA HELIKOPTERA OD KOMPOZITNIH MATERIJALA, Plenarno predavanje, Savetovanje: Savremeni materijali i mogućnost njihove primene, Požarevac 06. Novembar 2015, Zbornik radova, str.11-20 (ISBN 978-86-911159-4-4).
 41. Maksimović S., Janković D., Ognjanović O., Bojanić M., Analiza čvrstoće elemenata konstrukcije bespilotne letelice od kompozitnih materijala, Plenarno predavanje, Savetovanje: Primena novih materijala u tehnologijama i konstrukcijama, Požarevac 16. decembar 2016.
 42. Maksimović S., Kisić D., Milosavljević D., Jovičić G., Experimental and Numerical Stress Analysis of Layered Composite Structures Subject to mechanical and Hygrothermal Loads, pp 90-101., Proc. of the First Hellenic Conference on Composite Material and Structures., Xanty, Greece, July 2-5, 1997. Eds. S.A. Palpetis, L.E. Gdoutos, ISBN: 960-343-404-3.

-
43. Maksimovic S., Kozic M., Stetic-Kozic S., Maksimovic K., Vasovic I., Maksimovic M., Determination of Load Distributions on Main Helicopter Rotor Blades and Strength Analysis of the Structural Components, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 27, Number 6, November/December 2014.
 44. Maksimović S., Ružić D., Maksimović K., An improved 4-node shell finite element used in the postbuckling and failure analysis of composite structures, LUXFEM–1st International Conference on Finite Element for Process, Luxembourg, (2003)
 45. Maksimović, S. Vasovic, I., Maksimovic, M., Djuric, M., 2013, Some Aspects of Damage Tolerance Analysis of LASTA Training Aircraft Structures, *Scientific Technical Review*, Vol. 53, No. 2, pp.70-74.
 46. Maksimović S., Vasović I., Maksimović M., Đurić M., COMPUTATIONS AND EXPERIMENTAL STRENGTH OF HELICOPTER TAIL ROTOR BLADES MADE FROM COMPOSITE MATERIALS, 13th International Conference on Accomplishments in Mechanical and Industrial Engineering, 26.-27. maj. 2017., Banja Luka, Republic of Srpska, ISBN 978-99938- 39-73- 6,
 47. Matthew J. O'Rourke. "Simulation model for tail rotor failure", *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 1 (1994), pp. 197-205., <https://doi.org/10.2514/3.46474>
 48. Menter F., Ferreira J. C., Esch T., Konno B., 2-7 November 2003b., The SST Turbulence Model with Improved Wall Treatment for Heat Transfer Predictions in Gas Turbines, *Proceedings of the International Gas Turbine Congress, Tokyo, Japan, Copyright 2003 - Gas Turbine Society of Japan*, (ISBN4-89111-003-1).
 49. Menter F. R., 1992, a), Improved Two-Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows, NASA Technical Memorandum, NASA-TM-103975, Sponsoring Agency, National Aeronautics and Space Administration Washington, DC 20546-0001
 50. Menter F. R., 1992, b), Performance of Popular Turbulence Models for Attached and Separated Adverse Pressure Gradient Flows, *AIAA J* 30 (8), pp. 2066-2072.
 51. Menter F. R., 1994, Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, *AIAA J* 32 (8), pp. 1598-1605.
 52. Menter F. R., 2009, Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective, *Int J Comput Fluid D* 23 (4), pp. 305-316.

-
53. Menter F. R., Kuntz M., Langtry R., 2003a, Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model, in K. Hanjalić, Y. Nagano, M. Tummers (Editors), *Turbulence, Heat and Mass Transfer 4*, Begell House, Inc.
 54. Milosavljevic D., Jovičić G., Maksimovic S., Laminate parameters design of composite plates reinforced by one family of fibers, Proc of the First Hellenic Conference on COMPOSITE MATERIALS AND STRUCTURES, Xanthi, Greece, July 2-5, 1997., pp 104-118.
 55. Mineck R. E., and Althoff Gorton, S., June 2000, “Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor,” NASA TM 2000-210286, Langley Research Center, Hampton, Virginia, USA.
 56. Module 11: Engineering Applications of Composite Materials (M11.2.1 Application of Composites in Aircraft Industry).
 57. Msc/NASTRAN Theoretical Manual
 58. Nam H., Park Y., Kwon O., 2006, Simulation of unsteady rotor-fuselage aerodynamic interaction using unstructured adaptive meshes, *J.American Helicopter Society* 51 (2), 141-148
 59. Newman, S.J., 1994, *The foundations of helicopter flight*, Ny: Wiley.
 60. Och F., March 1981, *Fatigue Testing of Composite Rotor Blades*, Advisory Group for Aerospace Research and Development, NATO, Paper 14, AGARD-CP-297, Published March 1981, Copyright AGARD, 1981 (ISBN 92-835-0289-2), Printed by Technical Editing and Reproduction Ltd Harford House, 7-9 Charlotte St, London, W1P 1HD.
 61. Ormiston R.A., 1974, Comparison of Several Methods for Predicting Loads on a Hypothetical Helicopter Rotor, *J.American Helicopter Society*, Vol. 19, No. 4, pp. 2-13.
 62. Park Y., Kwon O., 2004, Simulation of unsteady rotor flow field using unstructured adaptive sliding meshes, *J.American Helicopter Society* 49 (4), 391-400.
 63. Pipes, R. B. and Pagano, N. J., Interlaminar stresses in composite laminates under uniform axial extension, *J. Composite Materials*, Vol. 4, p. 38, 1970.
 64. Potsdam M., Yeo H., and Johnson W., May–June 2006 , “Rotor Airloads Prediction Using Loose Aerodynamic Structural Coupling,” *Journal of Aircraft*, Vol. 43, (3), pp. 732–742.

-
-
65. Price H. L., 1963, Rotor dynamics and helicopter stability, Aircraft Engineering, March to July 1963.
 66. Quackenbush T.R., Bliss D.B., Lam C-M.G. Katy A., May 21-23,1990, NewVortex/Surface interaction Methods for the Prediction of Wake-Induced Airframe Loads, Proceedings of the 46th Annual Forum, Washington D.C., U.S.A, Curran Associates, Inc., 57 Morehouse Lane. Red Hook, NY 12571, Copyright© (1990) by the American Helicopter Society International, (ISBN: 978-1-61782-947-5),
 67. Reddy, J.N. and Pandey, A.K., A first-ply failure analysis of composite laminates, J. Computers and Structures, Vol 25, No. 3, 1987.
 68. Renaud T., Benoit C., Boniface J.C., Gardarein P., 2003, Navier-Stokes computations of a complete helicopter configuration accounting for main and tail rotor effects, in 29th European Rotorcraft Forum, 16-18 September 2003, Friedrichshafen, Germany. Publisher: [Bonn, Germany]: DGLR: CEAS, [2003].
 69. Ricard D. Garcia, Ansmar Brown, Control and limitations of Navigating a Tail Rotor&Actuator Failed Unmanned Helicopter, Journal of Intelligent & Robotic Systems, January 2011, Vol. 61, Issue 1-4, pp. 5-13.
 70. Shelton, A. B., Braman, K., Smith, M. J., and Menon, S., May 9–11, 2006 , “Improved Turbulence Modeling for Rotorcraft,” American Helicopter Society 62nd Annual Forum Proceedings, Phoenix, AZ, American Helicopter Society International (AHS), Curran Associates, Inc.
 71. Sheridan P., Smith R.P., 1980, *Interactional aerodynamics – a new challenge to helicopter technology*, J. Am. Helicopter Soc. 25, pp. 3–21.
 72. Spalart, P.R., Allmaras, S.R., 1994, A one equation turbulence model for aerodynamic flows, La Recherche Aerospatiale, No. 1, pp.5-21., NASA Langley Research Center.
 73. Spalart, P. R. and Rumsey, C. L., 2007, "Effective Inflow Conditions for Turbulence Models in Aerodynamic Calculations," AIAA Journal, Vol. 45, No. 10, pp. 2544-2553.
 74. Specialist Meeting on Helicopter Rotor Loads Prediction Methods, March 1973, Milan, Italy, Agard Conference Proceedings, No. 122., *Printed by Technical Editing and Reproduction Ltd Harford House. 7-9 Charlotte St. London. WIP HID*

-
75. Starnes, J.H. and Rouse, M., Postbuckling and failure characteristic of selected flat rectangular graphite epoxy loaded in compression, Proc. AIAA/ASME/ASCE/AMS, 22nd Structures, Structural Dynamics and Materials Conf., p. 243, April 1981.
 76. Steijl R., Barakos G.N., Badcock K., 2006, A framework for CFD analysis of helicopter rotors in hover and forward flight, Int. J. Numer. Methods Fluids 51, pp. 819–847.
 77. Steijl R., Barakos G.N., 2009, Computational study of helicopter rotor-fuselage aerodynam interactions, AIAA J. 47 (9), pp. 2143-2157
 78. Stievenard, G., 1983, *Mission Spectra*, AGARD – AG – 292, Helicopter Fatigue Design Guide, Copyright AGARD 1983, 7 Rue Ancelle, 92200 Neuilly sur Seine, France.
 79. Tan, S.C and Nuismer, R.J., A theory for progressive matrix cracking in composite laminates, J. Composite Materials, Vol. 23, 1029- 1047, 1989.
 80. Tsai, S. W and Hahn, H.T., Introduction to composite materials, Westport CT, Technomic Publishing Co., 1980.
 81. Tsai, S. W and Wu, E. M., A general theory of strength for anisotropic materials, J. Comp. Mater, Vol. 5, 58 - 80, 1980.
 82. Vasic Zoran, Maksimovic Stevan, Georgijevic Dragutin, Applied Integrated Design in Composite UAV Development, APPLIED COMPOSITE MATERIALS, (2018), vol. 25 br. 2, str. 221-236
 83. Vidanovic Nenad, Bosko Rasuo, Kastratovic Gordana, Maksimovic Stevan, Curcic Dusan, Samardzic Marija, Aerodynamic-structural missile fin optimization, AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY, (2017), vol. 65 br. , str. 26-45.
 84. Wilby, P.G., Young, C., Grant, J., 1979, An investigation into the influence of Fuselage Flow Field on Rotor Loads and the Effects of Vehicle Configuration, Vertica, Vol. 3, Pergamon Press Ltd, Great Britain, pp.79-94.
 85. Yen, J.G., Glass, M., March 1980, Helicopter Rotor Load Predictions, Specialist Meeting on Fatigue Methodology, St. Lous, Missouri, Publisher: [Washington, D.C.] : [American Helicopter Society], [1980].
 86. Володко А.М., 1984, ОСНОВЫ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТОВ, Publisher: MOSKVA, "TRANSPORT", 1984.

Прилог 1

Експериментално одређивање механичких карактеристика композитног материјала Fiberdux 913G-E-5-30.

Као што је у раду истакнуто лопатица репног ротора хеликоптера је у основи метал-композитна. Свакако композитни део структуре лопатице је рађен не само од једног композитног материјала већ од различитих материјала зависно за који део структуре лопатице је коришћен. Када се ради о самој рамењачи лопатице она је је у својој конструкцији имала материјал Fiberdux 913G-E-5-30. Механичке карактеристике овог материјала су одређене експериментално користећи стандардна композитне епрувете испитиване на истезање. Резултати испитивања дати су у наредним табелама П1 до П3 као и на сликама П1 до П9. При овим испитивањима одређен је и ниво оптерећења при коме се јављао иницијални лом код композитних епрувета што је свакако битно при прорачунима чврстоће композитних структура.

Табела П1: Испитивање механичких карактеристика композитног материјала Fiberdux 913G-E-5-30

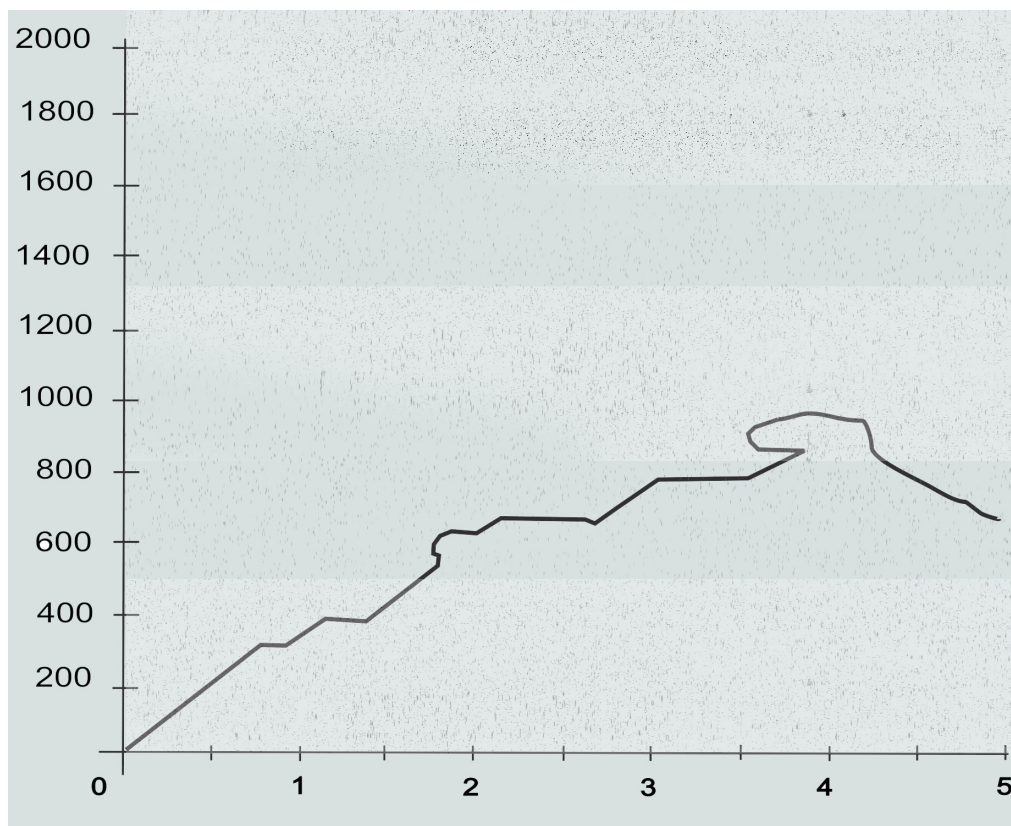
Материјал Fiberdux 913G-E-5-30 (прва група епрувета)						
Р/б	Ознака епрувете	Ком	Затезна чврстоћа F_{11} [daN/mm ²]	Затезна чврстоћа F_{11} [daN/mm ²] Иницијални лом	Модул еластичности E_{11} [daN/mm ²]	Деформација ϵ_x [%]
1	НТ-45-01-01	1	97.3	29.6	3870	5.4
		2	90.3	31.0	4070	4.9
		3	110	35.9	4560	5.4
5	НТ-45-01-05	1	10.1		1920	1.1
		2	8.8		1910	1.1
		3	10.5		1750	1.6

Табела П2: Испитивање механичких карактеристика композитног материјала Fiberdux 913G-E-5-30

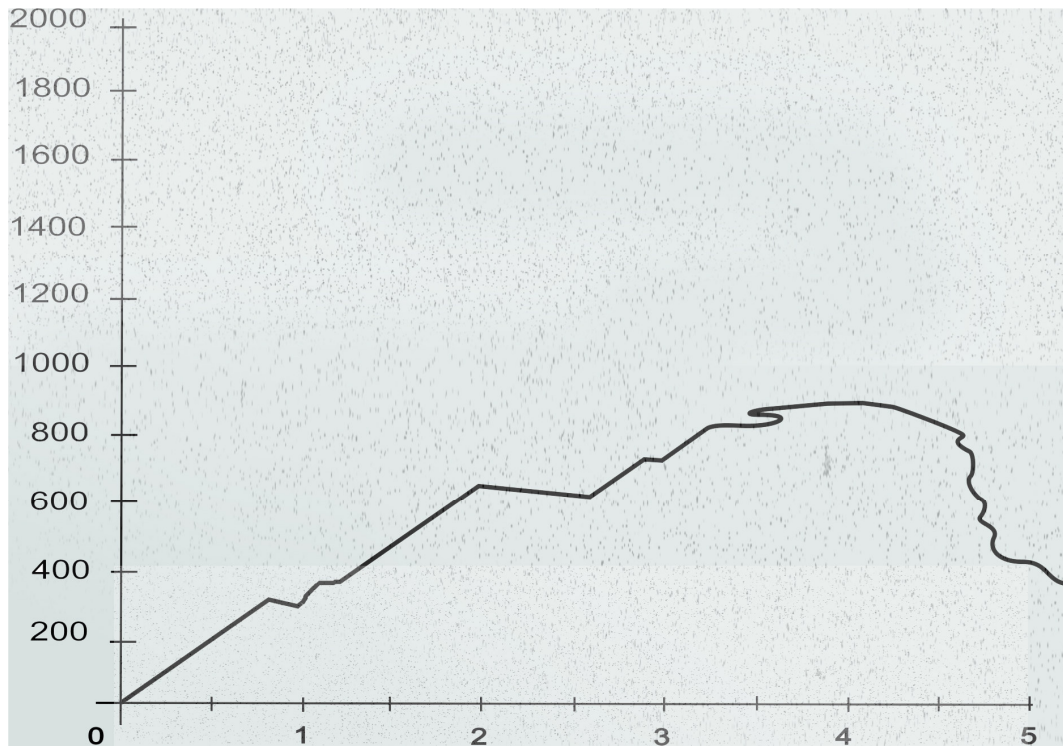
Материјал Fiberdux 913G-E-5-30 (друга група епрувета)						
Редни број	Ознака епрувете	Комад	Затезна чврстоћа F_{11} [daN/mm ²]	Затезна чврстоћа F_{11} [daN/mm ²] Иницијални лом	Модул еластичности E_{11} [daN/mm ²]	Деформација ϵ_x [%]
1	НТ-45-01-01	1	102.3	36.5	3560	5.3
		2	93.7	37.2	3160	4.8
		3	86.1	23.4	4170	5.6

Табела ПЗ: Испитивање механичких карактеристика композитног материјала Fiberdux 913G-E-5-30

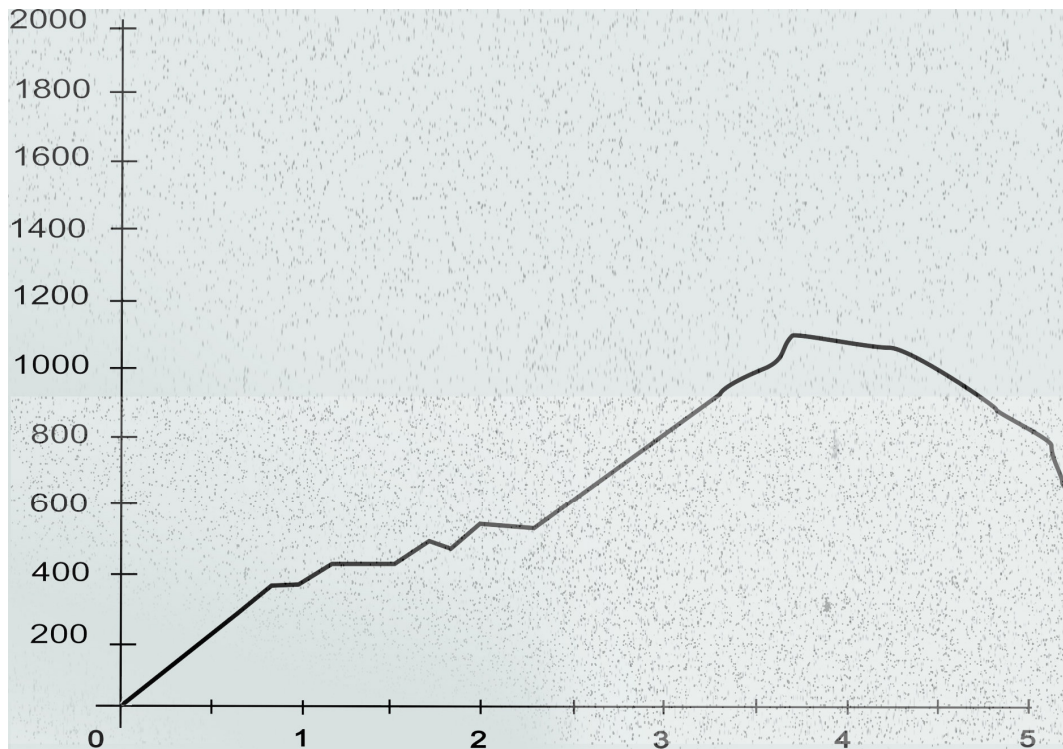
Материјал Fiberdux 913G-E-5-30 (трећа група епрувета)						
Редни број	Ознака епрувете	Комад	Затезна чврстоћа F_{11} [daN/mm ²]	Затезна чврстоћа F_{11} [daN/mm ²] Иницијални лом	Модул еластичности E_{11} [daN/mm ²]	Деформација ϵ_x [%]
1	HT-45-01-01	1	82.3	22.5	4020	6.1
		2	89.8	21.0	3750	3.4
		3	86.1	30.7	4170	5.6
		4	82.6	23.2	3680	4.0
5	HT-45-01-01	1	10.6		1410	1
		2	9.9		1540	1
		3	9.5		1650	0.9
		4	10.1		1780	0.9
		5	10.3		1350	1.4



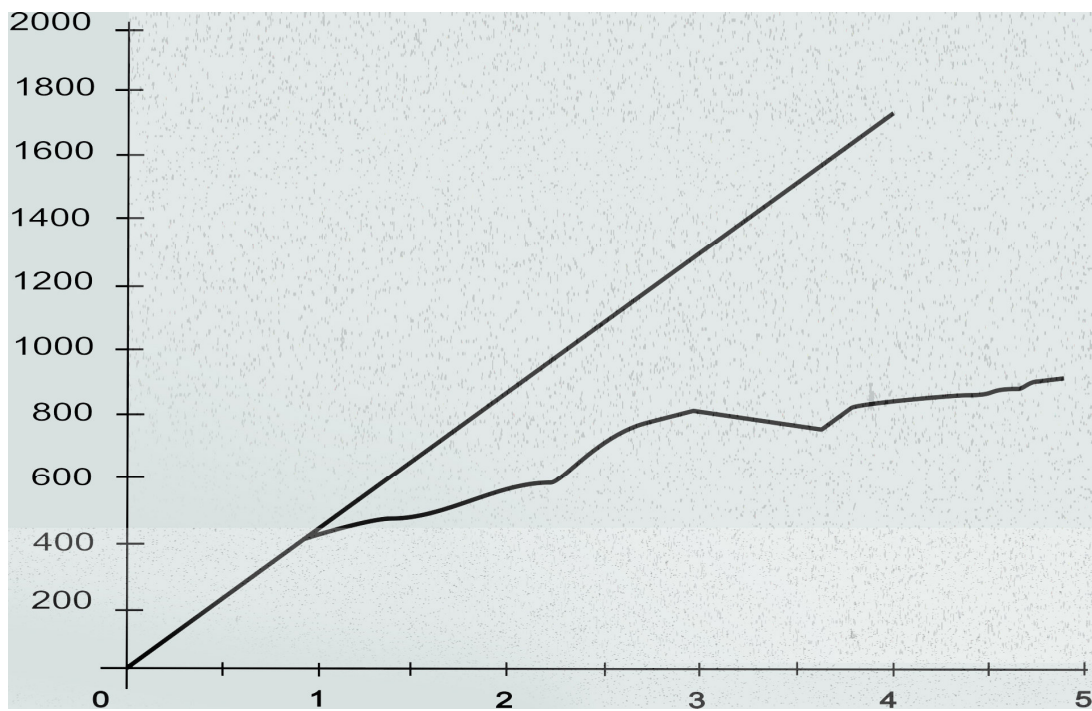
Слика П1- Fiberdux 913G-E-5-30 HT-45-01-01 (прва група епрувета - епрувета 1)



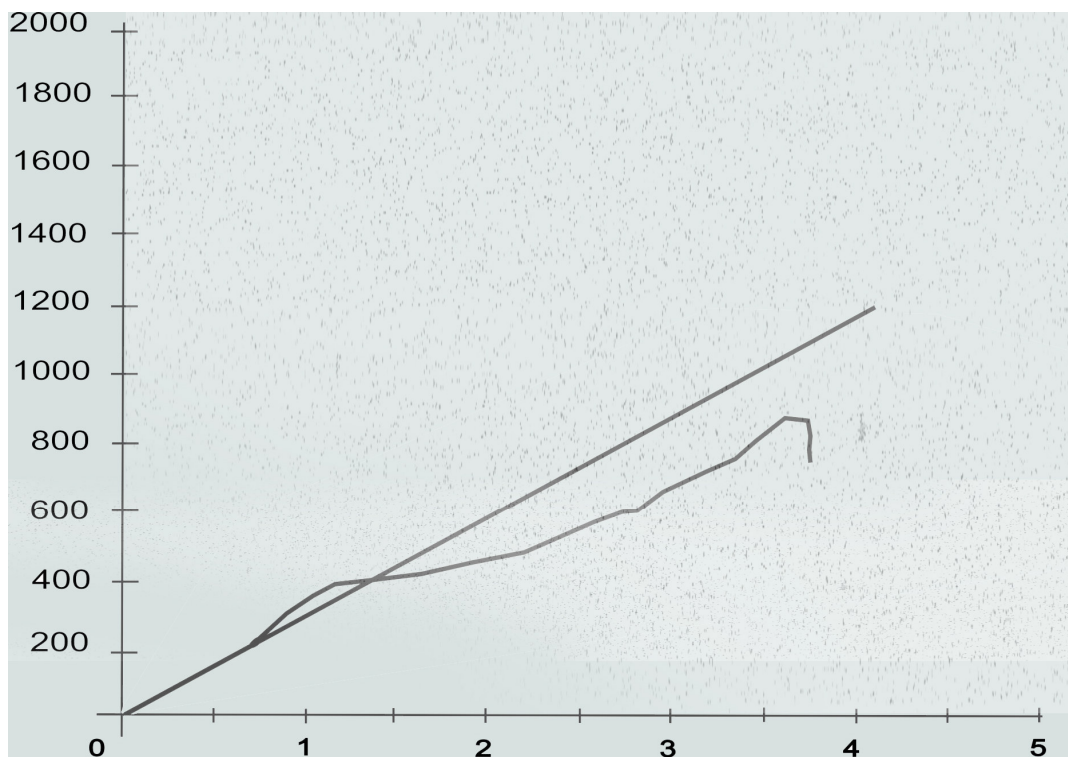
Слика П2- Fiberdux 913G-E-5-30 НТ-45-01-01 (прва група епрувета - епрувета 2)



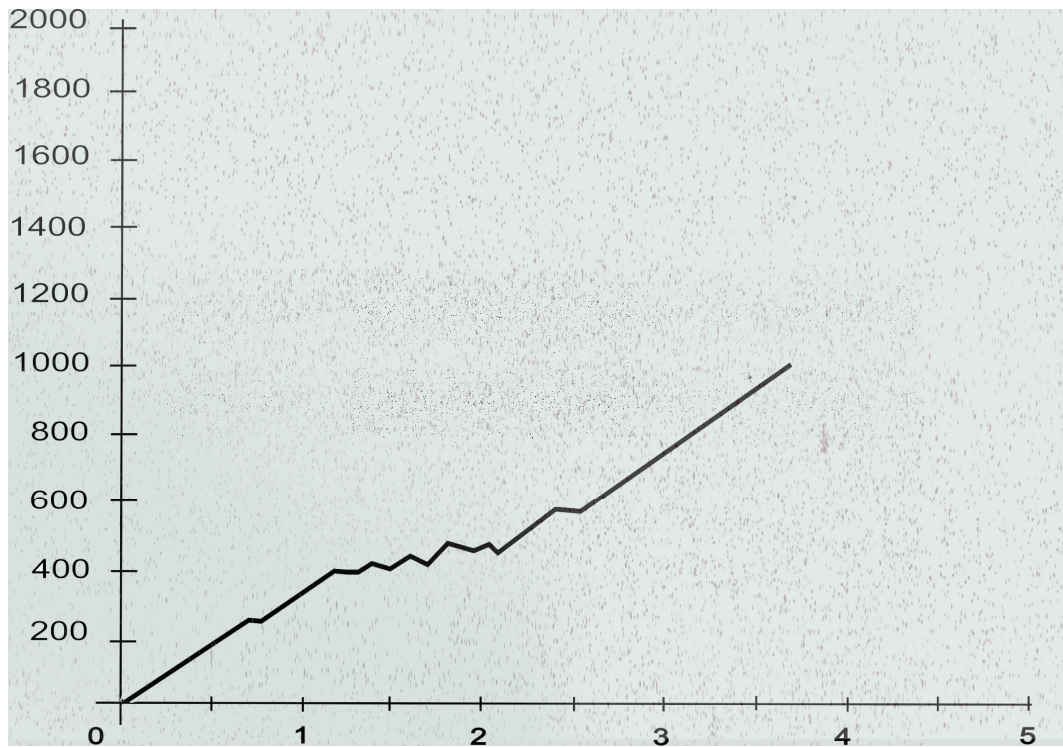
Слика П3 - Fiberdux 913G-E-5-30 НТ-45-01-01 (прва група епрувета - епрувета 3)



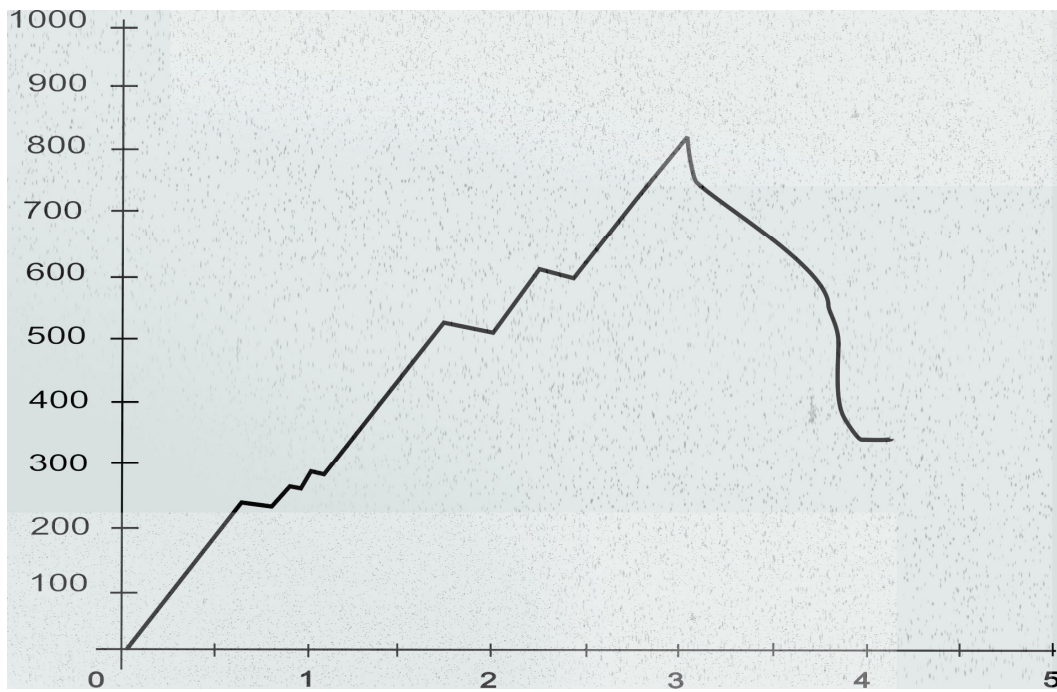
Слика П4 - Fiberdux 913G-E-5-30 HT-45-01-01 (друга група епрувета - епрувета 1)



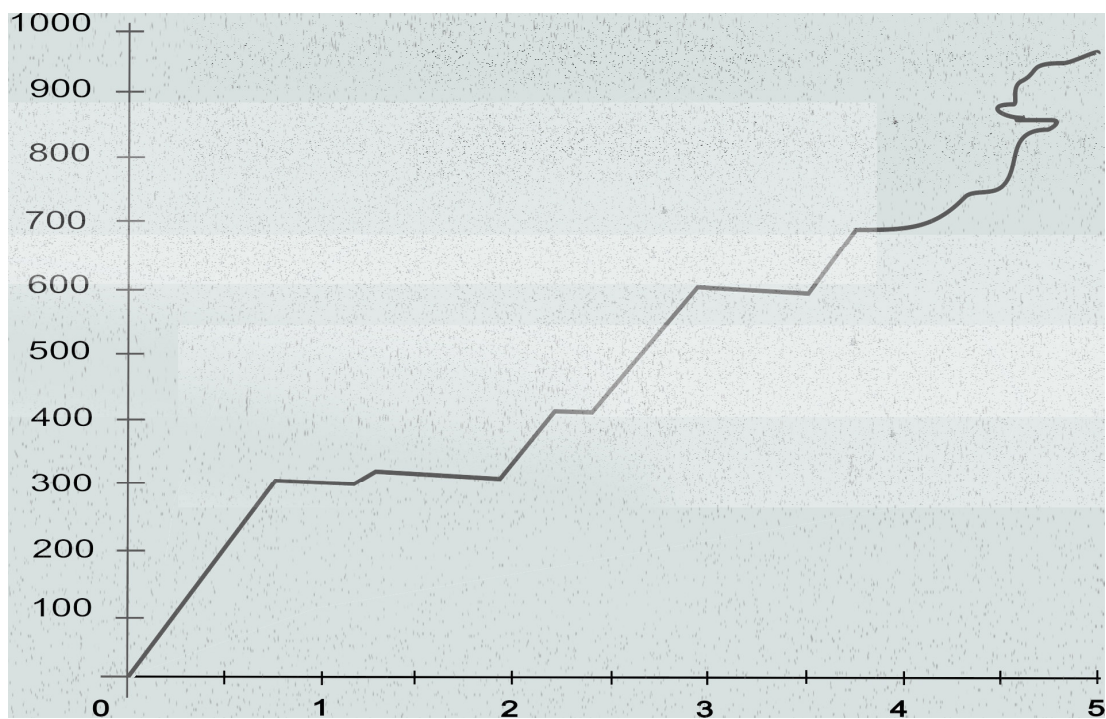
Слика П5 - Fiberdux 913G-E-5-30 HT-45-01-01 (друга група епрувета - епрувета 2)



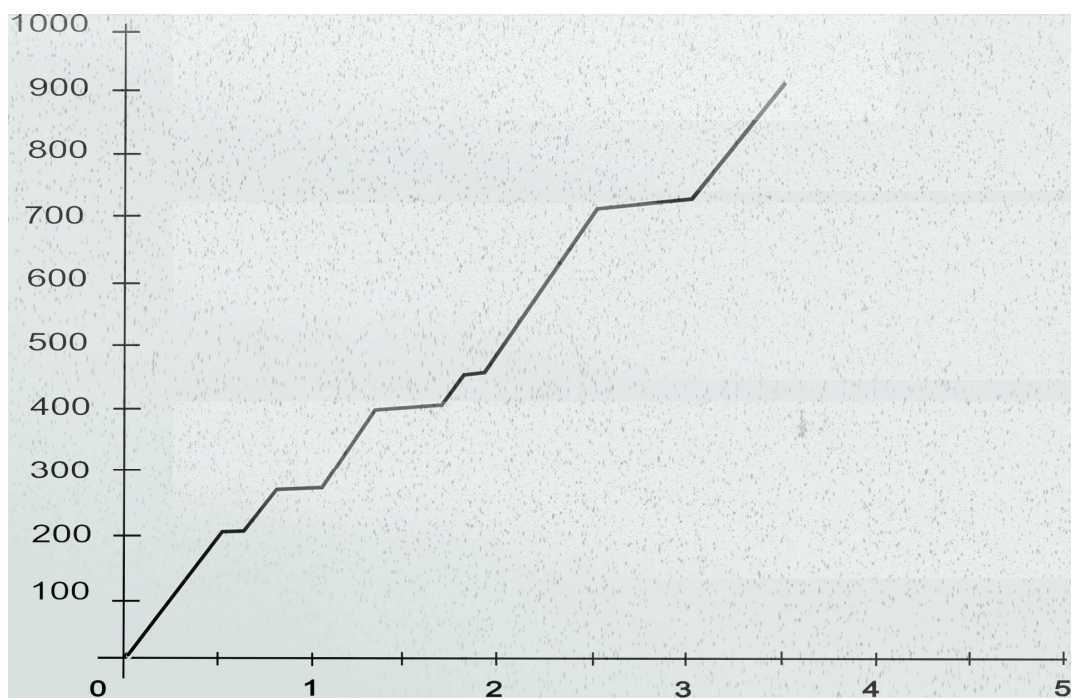
Слика П6 - Fiberdux 913G-E-5-30 HT-45-01-01 (друга група епрувета - епрувета 3)



Слика П7- Fiberdux 913G-E-5-30 HT-45-01-01 (трећа група епрувета - епрувета 2)



Слика П8 - Fiberdux 913G-E-5-30 HT-45-01-01 (трећа група епрувета - епрувета 3)



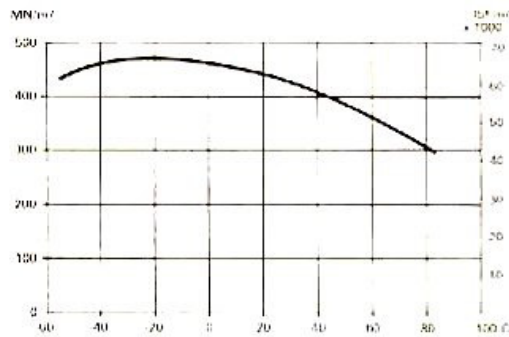
Слика П9 - Fiberdux 913G-E-5-30 HT-45-01-01 (трећа група епрувета - епрувета 4)

**ПРЕПРЕГ СА СТАКЛЕНОМ ТКАНИНОМ FIBREDUX 916 - 120 - 50 ЗА ИЗРАДУ
ПРВОГ СЛОЈА ОПЛАТЕ ЛОПАТИЦЕ 208 g/m²**

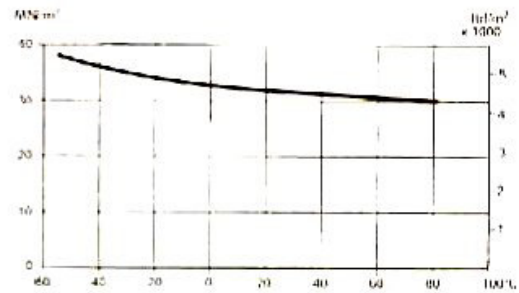
Епокси смола тип 916

Стаклена тканина тип 120 према MIL-C-9084C тип III (ткање вранино стопало) – 104 g/m²

Садржај смоле у препрегу 50%

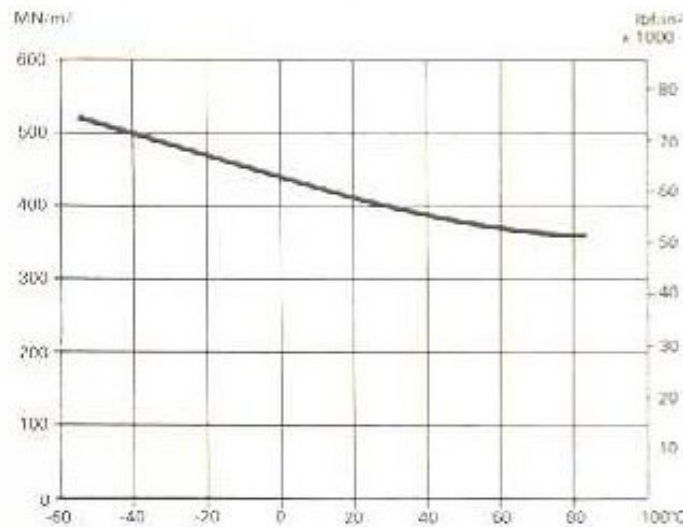


Притисна чврстоћа у зависности од температуре

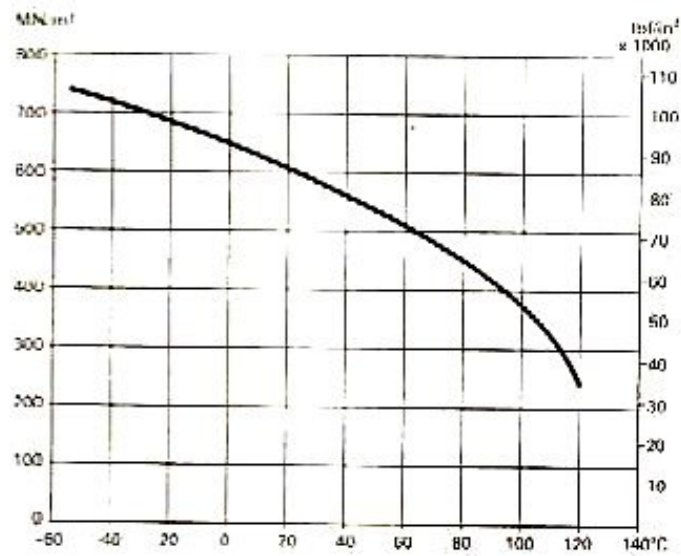


Интерламинарна чврстоћа на смицање у зависности од температуре

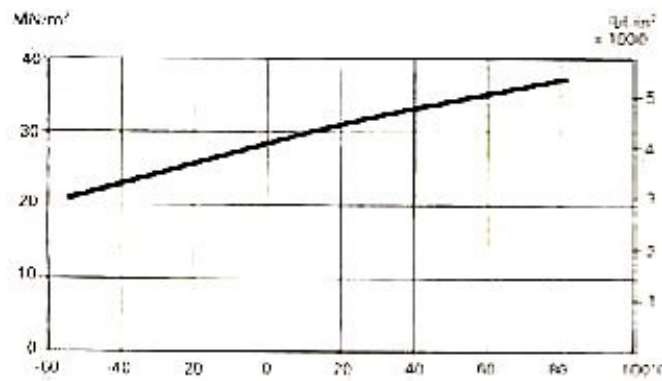
Слика П10



Слика П11 – Затезна чврстоћа у зависности од температуре



Слика III.2 – Савојна чврстоћа у зависности од температуре



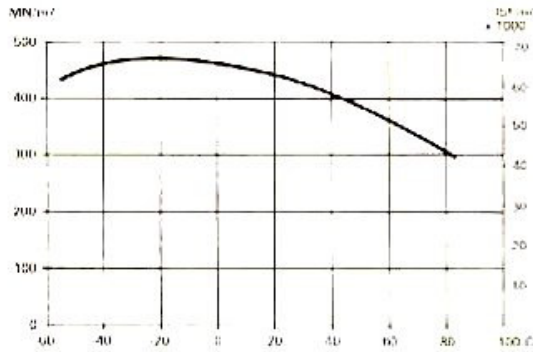
Слика III.3 – Чврстоћа на смицање у зависности од температуре

**ПРЕПРЕГ СА СТАКЛЕНОМ ТКАНИНОМ FIBREDUX 916 - 7781 - 53 ЗА ИЗРАДУ
ОПЛАТЕ ГОРЊАКЕ И ДОЊАКЕ ЛОПАТИЦЕ 623 g/m²**

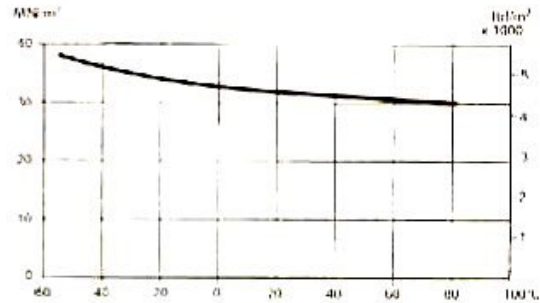
Епокси смола тип 916

Стаклена тканина тип 7781 према MIL-C-9084C тип VIIIВ (ткање сатин) – 293 g/m²

Садржај смоле у препрегу 53%

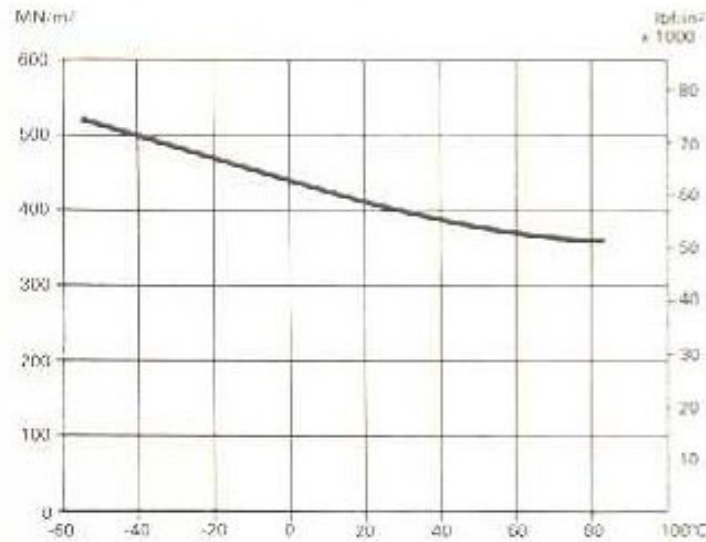


Притисна чврстоћа у зависности од температуре

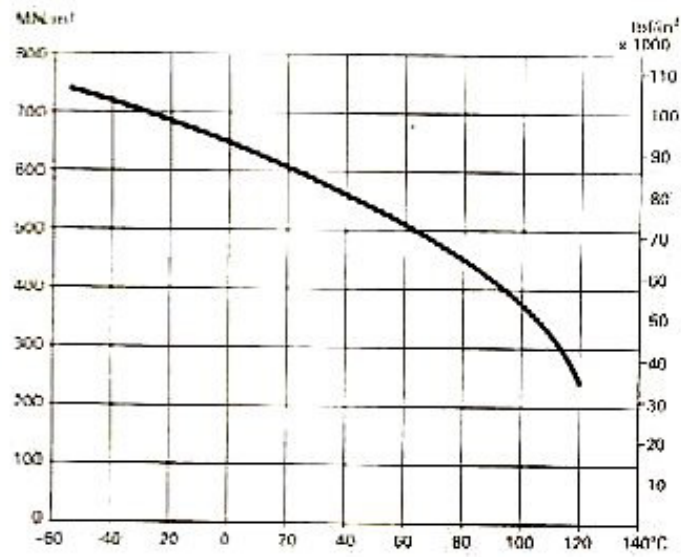


Интерламинарна чврстоћа на смицање у зависности од температуре

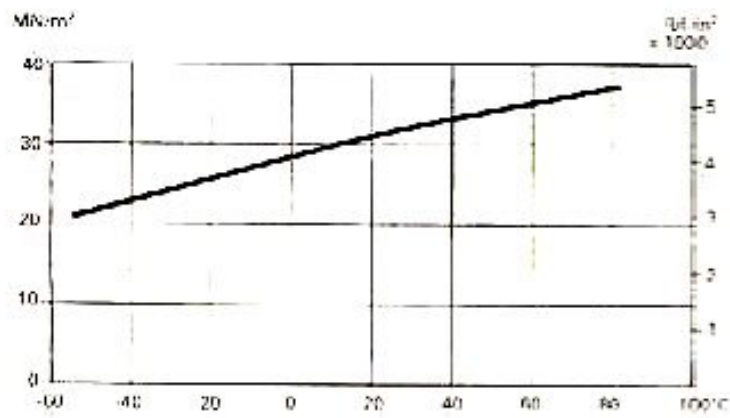
Слика П14



Слика П15 – Затезна чврстоћа у зависности од температуре



Слика П16 – Савојна чврстоћа у зависности од температуре



Слика П17 – Чврстоћа на смицање у зависности од температуре

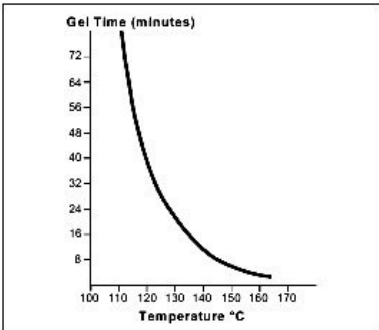
**ПРЕПРЕГ СА СТАКЛЕНОМ ТКАНИНОМ HEXPLY 200/38%/644 ЗА ИЗРАДУ
КАПЕ НАПАДНЕ ИВИЦЕ ЛОПАТИЦЕ 623 g/m²**

Фенолна смола тип 200

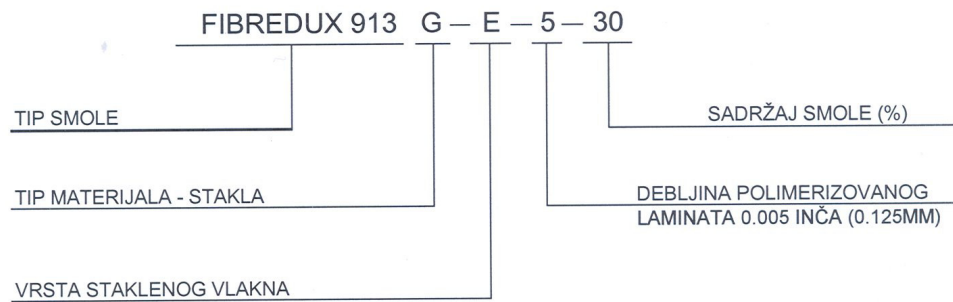
Стаклена тканина тип 644 према MIL-C-9084C тип VIIIВ (ткање сатин) – 305 g/m²

Садржај смоле у препрегу 38%

Табела П4: Механичке карактеристике HEXPLY 200/38%/644

Механичка карактеристика	Метода испитивања	Смер испитивања	Е- staklo 8H satin 305 g/m ²						
Затезна чврстоћа МПа	pr EN2561	Уздужно	520						
		Попречно	380						
Модул еластичности GPa	pr EN2561	Уздужно	-						
		Попречно	-						
Чврстоћа на савијање МПа	pr EN2562	Уздужно	490						
		Попречно	340						
Модул савијања GPa	pr EN2562	Уздужно	29						
		Попречно	23						
Интерламинарна чврстоћа МПа	pr EN2563	Уздужно	40						
		Уздужно 80 °C	21						
Чврстоћа на притисак МПа	DIN 6538061		365						
Систем HEXPLY 200/38%/644 се може полимеризовати на различите начине, под притиском 3-7 бар-а са пост-полимеризациом на 160 ⁰ С до 4 сата									
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Температура (°C)</th> <th>Време (минута)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>135</td> <td>90</td> </tr> <tr> <td>150</td> <td>30</td> </tr> </tbody> </table>				Температура (°C)	Време (минута)	135	90	150	30
Температура (°C)	Време (минута)								
135	90								
150	30								
Градијент температуре приликом загревања 1-3 °C/минуту									
 <p>The graph plots Gel Time in minutes on the y-axis (ranging from 0 to 72) against Temperature in °C on the x-axis (ranging from 100 to 170). The curve starts at approximately 72 minutes at 100°C and drops rapidly, reaching about 30 minutes at 150°C and continuing to decrease towards 0 minutes as temperature approaches 170°C.</p>									
Време полимеризације у зависности од температуре									

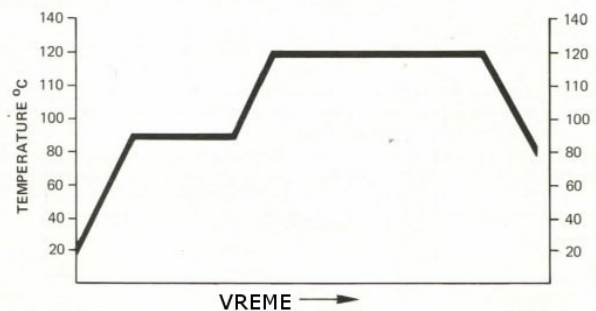
**УНИДИРЕКЦИОНИ ПРЕПРЕГ FIBREDUX 913 G - E - 5 - 30
ЗА ИЗРАДУ РАМЕЊАЧЕ**



Препоручени процеси загревања (полимеризације)

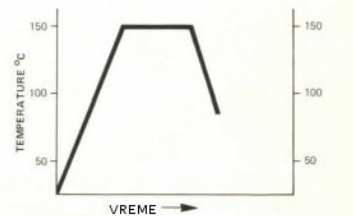
Standardni proces u autoklavu:

- Primenjeni vakuum (560 mm Hg minimum)
- Zagrevati 30 minuta do 90 °C
- Primeniti pritisak od 799 kN/m²
- Isključiti vacuum kada pritisak pređe 140 kN/m²
- Zagrevati do 120 °C sa gradijentom 2-5 °C/minuti
- Grejati 60 minuta pri 120 °C
- Ohladiti i izvaditi deo kada temperature padne ispod 90 °C



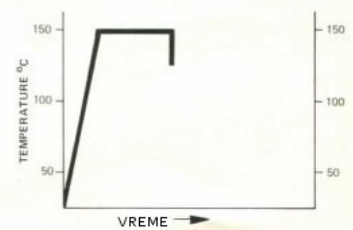
Brzi proces u autoklavu (samo za tanke delove):

- Primenjeni vakuum (560 mm Hg minimum)
- Primeniti pritisak od 700 kN/m²
- Isključiti vacuum kada pritisak pređe 140 kN/m²
- Zagrevati do 150 °C sa najbržim mogućim gradijentom porasta temperature
- Grejati 20 minuta pri 150 °C
- Ohladiti na 90 °C pre isključenja pritiska i vađenja dela

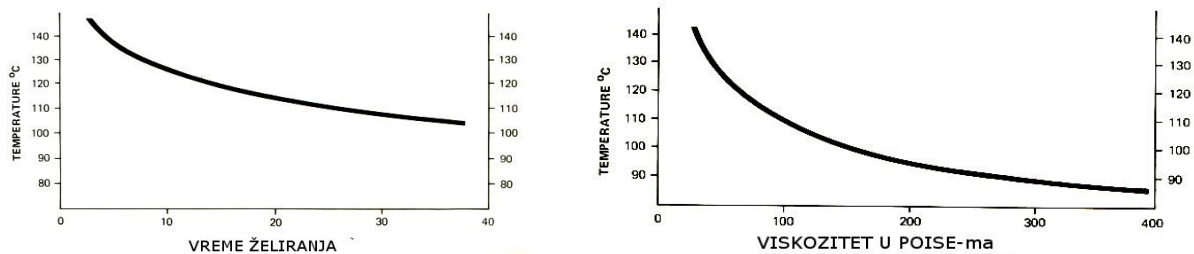


Alatiranje pod pritiskom:

- Primeniti pritisak od 2000 kN/m²
- Zagrevati do 150 °C sa gradijentom porasta temperature manim od 15 °C/minuti
- Grejati 20 minuta pri 150 °C
- vaditi vruć deo



Слика П18



Слика П19

Табела П5: Механичке карактеристике код оријентације влакна 0°

Механичка карактеристика	Испитна температура		
	Собна температура	70 °C	120 °C
Затезна чврстоћа (MN/m ²)	1310	1140	-
Модул еластичности (GN/m ²)	42	45	-
Притисна чврстоћа (MN/m ²)	750	400	-
Интерламинарна чврстоћа смицања (MN/m ²)	90	68	42
Чврстоћа смицања (MN/m ²)	67	46	-
Модул смицања у равни (GN/m ²)	4.0	2.3	-
Поасонв број	0.227	0.272	-
Чврстоћа на савијање (MN/m ²)	1614	-	-
Модул савијања (GN/m ²)	50	-	-

Табела П6: Механичке карактеристике код оријентације влакна 90°

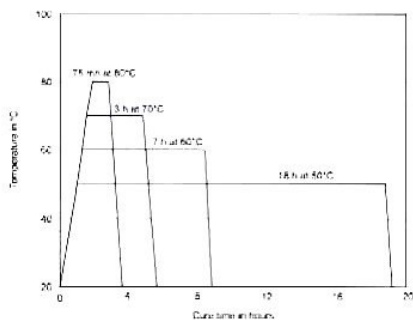
Механичка карактеристика	Испитна температура	
	Собна температура	70 °C
Затезна чврстоћа (MN/m ²)	73	72
Модул еластичности (GN/m ²)	15	13
Притисна чврстоћа (MN/m ²)	165	131

Табела П7: Механичке карактеристике код унакрсно слаганих слојева

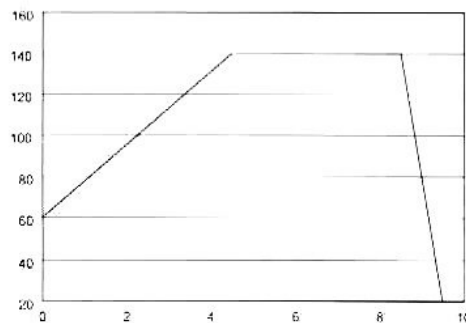
Механичка карактеристика	Орјентација влакна		
	$\pm 30^0$	$\pm 40^0$	$\pm 60^0$
Затезна чврстоћа (MN/m ²)	500	210	68
Модул еластичности (GN/m ²)	23	14	14
Притисна чврстоћа (MN/m ²)	158	111	105
Модул на притисак (GN/m ²)	280	178	159
Чврстоћа у равни смицања (MN/m ²)	101	109	122
Чврстоћа епрувете са рупом $\phi 16\text{mm}$ (MN/m ²)	319	396	361

**AXSON ПРЕПРЕГ СА УНИДИРЕКЦИОНИМ КАРБОНСКИМ ВЛАКНОМ
E644 UD 160 ЗА ИЗРАДУ ОЈАЧАЊА ИЗЛАЗНЕ ИВИЦЕ ЛОПАТИЦЕ 155 g/m²**

Нискотемпературна епокси смола
Карбонско унидирекционо влакно тип ЗК
Садржај смоле у препрегу 45%



Време полимеризације у зависности од температуре



Дијаграм пост-полимеризације време (сати)/температура (°C)

Табела П8: Механичке карактеристике ламинате од E644 UD 160

Механичка карактеристика	Карбон 3К 155 g/m ²
Затезна чврстоћа МПа	810
Модул еластичности GPa	43

Механичке карактеристике материјала при изложености топлој води

Табела П9: Механичке карактеристике материјала при изложености топлој води

Трајање изложености топлој води	Притисна чврстоћа 0 ⁰ (MN/m ²)	
	мокро	суво
после ½ дана загревања	637	715
После 4 дана загревања	407	505
После 42 дана загревања	418	381

Притисна чврстоћа материјала при изложености топлој води (контролна епрувета је имала **притисну чврстоћу** 709 (MN/m²), испитивање је вршено на собној температури).

Табела П10: Механичке карактеристике материјала на смицање при изложености топлој води

Трајање изложености топлој води	Интерламинарна чврстоћа на смицање 0 ⁰ (MN/m ²)	
	мокро	суво
после ½ дана загревања	81	85
После 4 дана загревања	39	50
После 42 дана загревања	31	41

Интерламинарна чврстоћа материјала на смицање при изложености топлој води (контролна епрувета је имала **интерламинарну чврстоћу** на смицање 92 (MN/m²), испитивање је вршено на собној температури).

БИОГРАФИЈА

Мр Деспот Јанковић, дипл.инж рођен је 16.06.1966. године у Титовом Ужицу. Основну школу завршио је 1981. године у селу Кремна. Ваздухопловно техничку средњу војну школу похађао је у периоду од 1981. до 1985. године. Ваздухопловно техничку војну академију завршио је 1991. године и исте године дипломирао на Машинском факултету Универзитета у Београду где је успешно одбранио дипломски рад на тему „Маневарске способности борбених летелица у вертикалној равни са анализом основних једначина кретања и софтверским решењем основних еволуција“. Последиломске студије је завршио на Војној академији из области ваздухопловног машинства на тему „Пројектовање поузданости кутије авионских агрегата КСА-2 борбеног авиона МиГ“ уз менторство др Градимира Ивановића, дипл. маш. инж., редовног професора Универзитета у Београду - Машинског факултета.

По дипломирању је вршио више одговорних дужности које су биле везане за одржавање војних ваздухоплова. Од 2010. године је на дужности директора ВЗ „Мома Станојловић“.

Изјава о ауторству

Име и презиме аутора ДЕСПОТ ЈАНКОВИЋ

Број индекса _____

Изјављујм

да је докторска дисертација под насловом

УТИЦАЈ СТАТИЧКИХ И ДИНАМИЧКИХ ОПТЕРЕЂЕЊА НА ПОЈАВУ
ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЂЕЊА КОМПОЗИТНИХ ЛОПАТИЦА РЕПНОГ РОТОРА
ХЕЛИКОПТЕРА

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

У Београду 19.07.2018.год.

Потпис аутора



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

Име и презиме аутора ДЕСПОТ ЈАНКОВИЋ _____

Број индекса _____

Студијски програм _____

Наслов рада: УТИЦАЈ СТАТИЧКИХ И ДИНАМИЧКИХ ОПТЕРЕЋЕЊА НА ПОЈАВУ
ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЋЕЊА КОМПОЗИТНИХ ЛОПАТИЦА РЕПНОГ РОТОРА
ХЕЛИКОПТЕРА _____

Ментор проф. др Слободан Ступар _____

Изјављујем да је штампана верзија мог докторског рада истоветна електронској верзији коју сам предао/ла ради похрањена у **Дигиталном репозиторијуму Универзитета у Београду**.

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

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

У Београду 19.07.2018.год.

Потпис аутора



Изјава о коришћењу

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

УТИЦАЈ СТАТИЧКИХ И ДИНАМИЧКИХ ОПТЕРЕЂЕЊА НА ПОЈАВУ ИНИЦИЈАЛНИХ ОШТЕЂЕЊА КОМПОЗИТНИХ ЛОПАТИЦА РЕПНОГ РОТОРА ХЕЛИКОПТЕРА

Која је моје ауторско дело.

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

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

1. Ауторство (CC BY)
2. Ауторство – некомерцијално (CC BY-NC)
3. Ауторство – некомерцијално – без прерада (CC BY-NC-ND)
4. Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима (CC BY-NC-SA)
5. Ауторство – без прерада (CC BY-ND)
6. Ауторство – делити под истим условима (CC BY-SA)

(Молимо да заокружите само једну од шест понуђених лиценци. Кратак опис лиценци је саставни део ове изјаве).

У Београду 19.07.2018.год.

Потпис аутора



1. **Ауторство.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, 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.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, и прераде, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела.

3. **Ауторство – некомерцијално – без прерада.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, без промена, преобликовања или употребе дела у свом делу, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца не дозвољава комерцијалну употребу дела. У односу на све остале лиценце, овом лиценцом се ограничава највећи обим права коришћења дела.

4. **Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, 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 дела и прерада.

5. **Ауторство – без прерада.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, без промена, преобликовања или употребе дела у свом делу, ако се наведе име аутора на начин одређен од стране аутора или даваоца лиценце. Ова лиценца дозвољава комерцијалну употребу дела.

6. **Ауторство – делити под истим условима.** Дозвољаваате умножавање, дистрибуцију и јавно саопштавање дела, 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 дела и прерада. Слична је софтверским лиценцама, односно лиценцама отвореног кода.